

REPÚBLICA DE GUATEMALA

LA DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL

RAC 10 VOLUMEN I

RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN



La Dirección General de Aeronáutica Civil, de conformidad con la Ley de Aviación Civil, Decreto 93-2000 del Congreso de la República, es el órgano encargado de normar, supervisar, vigilar y regular los reglamentos, regulaciones y disposiciones complementarias, los servicios aeroportuarios, los servicios de apoyo a la Navegación Aérea y demás actividades de Aviación Civil en el territorio y espacio aéreo de Guatemala; asimismo tiene la función de elaborar, emitir, aprobar y modificar regulaciones y disposiciones complementarias de aviación que sean necesarias para el cumplimiento de las disposiciones emanadas por la Organización de Aviación Civil Internacional, tales como el Convenio de Chicago, sus anexos y demás documentos.

Una firma manuscrita en tinta azul que se extiende sobre una línea horizontal.

Capitán P.A. Carlos Fernando Velásquez Monge

Director General

Dirección General de Aeronáutica Civil



El Director General de la
Dirección General de Aeronáutica Civil

CONSIDERANDO

Que de conformidad con el contenido de la literal a) del Artículo 7 del Decreto 93-2000 del Congreso de la República de Guatemala, que contiene la Ley de Aviación Civil, la Dirección General de Aeronáutica Civil, está facultada para elaborar, emitir, revisar, aprobar y modificar las regulaciones y disposiciones complementarias de aviación que sean necesarias, para el cumplimiento de la Ley y sus Reglamentos.

CONSIDERANDO

Que con la necesidad de actualizar el contenido de la Regulación de Aviación Civil -RAC- número DIEZ (10) Volumen I, denominada "RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN" se realizó la edición número dos (02), con el objeto de mejorar la Seguridad Operacional dentro de la Comunidad Aeronáutica.

POR TANTO:

Esta Dirección General, de conformidad con los considerandos y con fundamento en lo preceptuado por el Decreto 93-2000 del Congreso de la República de Guatemala, que contiene la Ley de Aviación Civil, así como en el Acuerdo Gubernativo 384-2001 del Presidente de la República de Guatemala, que contiene el Reglamento de la Ley de Aviación Civil;

RESUELVE:

I. **APROBAR** la edición número dos (02), de la Regulación de Aviación Civil -RAC- número DIEZ (10) Volumen I, referente a "RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN" para que dicha norma sea de aplicación general.

II. La presente resolución entra en vigencia a partir de la presente fecha, por lo que tiene efectos inmediatos, así como deroga cualquier anterior a la misma.

Notifíquese y Archívese.

Guatemala, 29 de enero de 2018



Capitán P.A. Carlos Fernando Velásquez Monge
Director General
Dirección General de Aeronáutica Civil.





SISTEMA DE REVISIONES

Las revisiones a la presente regulación son indicadas mediante una barra vertical en el margen izquierdo, enfrente del renglón, sección o figura que este siendo afectada por el mismo. La re-edición será el reemplazo del documento completo por otro.

Estas se deben de anotar en el registro de ediciones y revisiones, indicando el número correspondiente, fecha de efectividad y la fecha de inserción.

Intencionalmente en blanco

PREÁMBULO

De conformidad con el Artículo 37 del Convenio de Aviación Civil Internacional suscrito el año 1944 en Chicago, surgió la necesidad de poner en práctica por primera vez normas y recomendaciones que regulen la autorización de las telecomunicaciones en la aviación a nivel internacional; las cuales se hicieron efectivas a partir del 10 de Marzo de 1950 y quedaron contenidas en un documento normativo denominado Anexo 10 al Convenio. El citado Anexo ha estado permanentemente sufriendo modificaciones tendientes a adecuar su contenido a las necesidades, que en materia de telecomunicaciones imponen, el desarrollo de la aviación moderna y los adelantos en el campo de la electrónica.

El Estado de Guatemala al ser signatario del Convenio de Chicago, implementa el contenido de los anexos en su propia normativa nacional en materia de telecomunicaciones aeronáuticas; por lo que se creó la "Regulación de Aviación Civil", conocido como RAC 10. La edición inicial del RAC 10 fue emitida el 31 de octubre del 2007 y fue desarrollado con base al Anexo 10 OACI, incluyendo la enmienda No. 81.

La edición 02 del RAC 10 Volumen I fue emitida en Diciembre del 2017 y fue desarrollada con base al anexo 10 OACI, incluyendo las enmiendas 88-A, 89 y 90.

El RAC 10 contiene los Volúmenes siguientes:

Volumen I	RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACION.
Volumen II	PROCEDIMIENTOS DE COMUNICACIONES INCLUSO LOS QUE TIENEN CATEGORIA DE PANS.
Volumen III	PARTE I – SISTEMAS DE COMUNICACIONES DE DATOS DIGITALES. PARTE II – SISTEMAS DE COMUNICACIONES ORALES.
Volumen IV	SISTEMA DE RADAR DE VIGILANCIA Y SISTEMA ANTICOLISION.
Volumen V	UTILIZACION DEL ESPECTRO DE RADIOFRECUENCIAS AERONAUTICAS.

Finalmente, cabe señalar también que las normas consignadas en la presente Regulación podrán ser completadas por disposiciones específicas, que por su naturaleza pueden ser objeto de cambios frecuentes, los que se incluirán en los respectivos Procedimientos de los Reglamentos Aeronáuticos, de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

LISTA DE PÁGINAS EFECTIVAS

PÁGINA NO.	FECHA (DE EMISION REAL)	REVISIÓN NO.
1	31/12/2017	EDICIÓN 02
2	31/12/2017	EDICIÓN 02
3	31/12/2017	EDICIÓN 02
4	31/12/2017	EDICIÓN 02
5	31/12/2017	EDICIÓN 02
6	31/12/2017	EDICIÓN 02
7	31/12/2017	EDICIÓN 02
8	31/12/2017	EDICIÓN 02
9	31/12/2017	EDICIÓN 02
10	31/12/2017	EDICIÓN 02
11	31/12/2017	EDICIÓN 02
12	31/12/2017	EDICIÓN 02
13	31/12/2017	EDICIÓN 02
14	31/12/2017	EDICIÓN 02
15	31/12/2017	EDICIÓN 02
16	31/12/2017	EDICIÓN 02
17	31/12/2017	EDICIÓN 02
18	31/12/2017	EDICIÓN 02
19	31/12/2017	EDICIÓN 02
20	31/12/2017	EDICIÓN 02
21	31/12/2017	EDICIÓN 02
22	31/12/2017	EDICIÓN 02
22	31/12/2017	EDICIÓN 02

23	31/12/2017	EDICIÓN 02
24	31/12/2017	EDICIÓN 02
25	31/12/2017	EDICIÓN 02
26	31/12/2017	EDICIÓN 02
27	31/12/2017	EDICIÓN 02
28	31/12/2017	EDICIÓN 02
29	31/12/2017	EDICIÓN 02
30	31/12/2017	EDICIÓN 02
31	31/12/2017	EDICIÓN 02
32	31/12/2017	EDICIÓN 02
33	31/12/2017	EDICIÓN 02
34	31/12/2017	EDICIÓN 02
35	31/12/2017	EDICIÓN 02
36	31/12/2017	EDICIÓN 02
37	31/12/2017	EDICIÓN 02
38	31/12/2017	EDICIÓN 02
39	31/12/2017	EDICIÓN 02
40	31/12/2017	EDICIÓN 02
41.	31/12/2017	EDICIÓN 02
42.	31/12/2017	EDICIÓN 02
43.	31/12/2017	EDICIÓN 02
44.	31/12/2017	EDICIÓN 02
45.	31/12/2017	EDICIÓN 02
46.	31/12/2017	EDICIÓN 02

47.	31/12/2017	EDICIÓN 02
48.	31/12/2017	EDICIÓN 02
49.	31/12/2017	EDICIÓN 02
50.	31/12/2017	EDICIÓN 02
51.	31/12/2017	EDICIÓN 02
52.	31/12/2017	EDICIÓN 02
53.	31/12/2017	EDICIÓN 02
54.	31/12/2017	EDICIÓN 02
55.	31/12/2017	EDICIÓN 02
56.	31/12/2017	EDICIÓN 02
57.	31/12/2017	EDICIÓN 02
58.	31/12/2017	EDICIÓN 02
59.	31/12/2017	EDICIÓN 02
60.	31/12/2017	EDICIÓN 02
61.	31/12/2017	EDICIÓN 02
62.	31/12/2017	EDICIÓN 02
63.	31/12/2017	EDICIÓN 02
64.	31/12/2017	EDICIÓN 02
65.	31/12/2017	EDICIÓN 02
66.	31/12/2017	EDICIÓN 02
67.	31/12/2017	EDICIÓN 02
68.	31/12/2017	EDICIÓN 02
69.	31/12/2017	EDICIÓN 02
70.	31/12/2017	EDICIÓN 02

71.	31/12/2017	EDICIÓN 02
72.	31/12/2017	EDICIÓN 02
73.	31/12/2017	EDICIÓN 02
74.	31/12/2017	EDICIÓN 02
75.	31/12/2017	EDICIÓN 02
76.	31/12/2017	EDICIÓN 02
77.	31/12/2017	EDICIÓN 02
78.	31/12/2017	EDICIÓN 02
79.	31/12/2017	EDICIÓN 02
80.	31/12/2017	EDICIÓN 02
81.	31/12/2017	EDICIÓN 02
82.	31/12/2017	EDICIÓN 02
83.	31/12/2017	EDICIÓN 02
84.	31/12/2017	EDICIÓN 02
85.	31/12/2017	EDICIÓN 02
86.	31/12/2017	EDICIÓN 02
87.	31/12/2017	EDICIÓN 02
88.	31/12/2017	EDICIÓN 02
89.	31/12/2017	EDICIÓN 02
90.	31/12/2017	EDICIÓN 02
91.	31/12/2017	EDICIÓN 02
92.	31/12/2017	EDICIÓN 02
93.	31/12/2017	EDICIÓN 02
94.	31/12/2017	EDICIÓN 02

95.	31/12/2017	EDICIÓN 02
96.	31/12/2017	EDICIÓN 02
97.	31/12/2017	EDICIÓN 02
98.	31/12/2017	EDICIÓN 02
99.	31/12/2017	EDICIÓN 02
100.	31/12/2017	EDICIÓN 02
101.	31/12/2017	EDICIÓN 02
102.	31/12/2017	EDICIÓN 02
103.	31/12/2017	EDICIÓN 02
104.	31/12/2017	EDICIÓN 02
105.	31/12/2017	EDICIÓN 02
106.	31/12/2017	EDICIÓN 02
107.	31/12/2017	EDICIÓN 02
108.	31/12/2017	EDICIÓN 02
109.	31/12/2017	EDICIÓN 02
110.	31/12/2017	EDICIÓN 02
111.	31/12/2017	EDICIÓN 02
112.	31/12/2017	EDICIÓN 02
113.	31/12/2017	EDICIÓN 02
114.	31/12/2017	EDICIÓN 02
115.	31/12/2017	EDICIÓN 02
116.	31/12/2017	EDICIÓN 02
117.	31/12/2017	EDICIÓN 02
118.	31/12/2017	EDICIÓN 02

119.	31/12/2017	EDICIÓN 02
120.	31/12/2017	EDICIÓN 02
121.	31/12/2017	EDICIÓN 02
122.	31/12/2017	EDICIÓN 02
123.	31/12/2017	EDICIÓN 02
124.	31/12/2017	EDICIÓN 02
125.	31/12/2017	EDICIÓN 02
126.	31/12/2017	EDICIÓN 02
127.	31/12/2017	EDICIÓN 02
128.	31/12/2017	EDICIÓN 02
129.	31/12/2017	EDICIÓN 02
130.	31/12/2017	EDICIÓN 02
131.	31/12/2017	EDICIÓN 02
132.	31/12/2017	EDICIÓN 02
133.	31/12/2017	EDICIÓN 02
134.	31/12/2017	EDICIÓN 02
135.	31/12/2017	EDICIÓN 02
136.	31/12/2017	EDICIÓN 02
137.	31/12/2017	EDICIÓN 02
138.	31/12/2017	EDICIÓN 02
139.	31/12/2017	EDICIÓN 02
140.	31/12/2017	EDICIÓN 02
141.	31/12/2017	EDICIÓN 02
142.	31/12/2017	EDICIÓN 02

143.	31/12/2017	EDICIÓN 02
144.	31/12/2017	EDICIÓN 02
145.	31/12/2017	EDICIÓN 02
146.	31/12/2017	EDICIÓN 02
147.	31/12/2017	EDICIÓN 02
148.	31/12/2017	EDICIÓN 02
149.	31/12/2017	EDICIÓN 02
150.	31/12/2017	EDICIÓN 02
151.	31/12/2017	EDICIÓN 02
152.	31/12/2017	EDICIÓN 02
153.	31/12/2017	EDICIÓN 02
154.	31/12/2017	EDICIÓN 02
155.	31/12/2017	EDICIÓN 02
156.	31/12/2017	EDICIÓN 02
157.	31/12/2017	EDICIÓN 02
158.	31/12/2017	EDICIÓN 02
159.	31/12/2017	EDICIÓN 02
160.	31/12/2017	EDICIÓN 02
161.	31/12/2017	EDICIÓN 02
162.	31/12/2017	EDICIÓN 02
163.	31/12/2017	EDICIÓN 02
164.	31/12/2017	EDICIÓN 02
165.	31/12/2017	EDICIÓN 02
166.	31/12/2017	EDICIÓN 02

167.	31/12/2017	EDICIÓN 02
168.	31/12/2017	EDICIÓN 02
169.	31/12/2017	EDICIÓN 02
170.	31/12/2017	EDICIÓN 02
171.	31/12/2017	EDICIÓN 02
172.	31/12/2017	EDICIÓN 02
173.	31/12/2017	EDICIÓN 02
174.	31/12/2017	EDICIÓN 02
175.	31/12/2017	EDICIÓN 02
176.	31/12/2017	EDICIÓN 02
177.	31/12/2017	EDICIÓN 02
178.	31/12/2017	EDICIÓN 02
179.	31/12/2017	EDICIÓN 02
180.	31/12/2017	EDICIÓN 02
181.	31/12/2017	EDICIÓN 02
182.	31/12/2017	EDICIÓN 02
183.	31/12/2017	EDICIÓN 02
184.	31/12/2017	EDICIÓN 02
185.	31/12/2017	EDICIÓN 02
186.	31/12/2017	EDICIÓN 02
187.	31/12/2017	EDICIÓN 02
188.	31/12/2017	EDICIÓN 02
189.	31/12/2017	EDICIÓN 02
190.	31/12/2017	EDICIÓN 02

191.	31/12/2017	EDICIÓN 02
192.	31/12/2017	EDICIÓN 02
193.	31/12/2017	EDICIÓN 02
194.	31/12/2017	EDICIÓN 02
195.	31/12/2017	EDICIÓN 02
196.	31/12/2017	EDICIÓN 02
197.	31/12/2017	EDICIÓN 02
198.	31/12/2017	EDICIÓN 02
199.	31/12/2017	EDICIÓN 02
200.	31/12/2017	EDICIÓN 02
201.	31/12/2017	EDICIÓN 02
202.	31/12/2017	EDICIÓN 02
203.	31/12/2017	EDICIÓN 02
204.	31/12/2017	EDICIÓN 02
205.	31/12/2017	EDICIÓN 02
206.	31/12/2017	EDICIÓN 02
207.	31/12/2017	EDICIÓN 02
208.	31/12/2017	EDICIÓN 02
209.	31/12/2017	EDICIÓN 02
210.	31/12/2017	EDICIÓN 02
211.	31/12/2017	EDICIÓN 02
212.	31/12/2017	EDICIÓN 02
213.	31/12/2017	EDICIÓN 02
214.	31/12/2017	EDICIÓN 02

215.	31/12/2017	EDICIÓN 02
216.	31/12/2017	EDICIÓN 02
217.	31/12/2017	EDICIÓN 02
218.	31/12/2017	EDICIÓN 02
219.	31/12/2017	EDICIÓN 02
220.	31/12/2017	EDICIÓN 02
221.	31/12/2017	EDICIÓN 02
222.	31/12/2017	EDICIÓN 02
223.	31/12/2017	EDICIÓN 02
224.	31/12/2017	EDICIÓN 02
225.	31/12/2017	EDICIÓN 02
226.	31/12/2017	EDICIÓN 02
227.	31/12/2017	EDICIÓN 02
228.	31/12/2017	EDICIÓN 02
229.	31/12/2017	EDICIÓN 02
230.	31/12/2017	EDICIÓN 02
231.	31/12/2017	EDICIÓN 02
232.	31/12/2017	EDICIÓN 02
233.	31/12/2017	EDICIÓN 02
234.	31/12/2017	EDICIÓN 02
235.	31/12/2017	EDICIÓN 02
236.	31/12/2017	EDICIÓN 02
237.	31/12/2017	EDICIÓN 02
238.	31/12/2017	EDICIÓN 02

239.	31/12/2017	EDICIÓN 02
240.	31/12/2017	EDICIÓN 02
241.	31/12/2017	EDICIÓN 02
242.	31/12/2017	EDICIÓN 02
243.	31/12/2017	EDICIÓN 02
244.	31/12/2017	EDICIÓN 02
245.	31/12/2017	EDICIÓN 02
246.	31/12/2017	EDICIÓN 02
247.	31/12/2017	EDICIÓN 02
248.	31/12/2017	EDICIÓN 02
249.	31/12/2017	EDICIÓN 02
250.	31/12/2017	EDICIÓN 02
251.	31/12/2017	EDICIÓN 02
252.	31/12/2017	EDICIÓN 02
253.	31/12/2017	EDICIÓN 02
254.	31/12/2017	EDICIÓN 02
255.	31/12/2017	EDICIÓN 02
256.	31/12/2017	EDICIÓN 02
257.	31/12/2017	EDICIÓN 02
258.	31/12/2017	EDICIÓN 02
259.	31/12/2017	EDICIÓN 02
260.	31/12/2017	EDICIÓN 02
261.	31/12/2017	EDICIÓN 02
262.	31/12/2017	EDICIÓN 02

263.	31/12/2017	EDICIÓN 02
264.	31/12/2017	EDICIÓN 02
265.	31/12/2017	EDICIÓN 02
266.	31/12/2017	EDICIÓN 02
267.	31/12/2017	EDICIÓN 02
268.	31/12/2017	EDICIÓN 02
269.	31/12/2017	EDICIÓN 02
270.	31/12/2017	EDICIÓN 02
271.	31/12/2017	EDICIÓN 02
272.	31/12/2017	EDICIÓN 02
273.	31/12/2017	EDICIÓN 02
274.	31/12/2017	EDICIÓN 02
275.	31/12/2017	EDICIÓN 02
276.	31/12/2017	EDICIÓN 02
277.	31/12/2017	EDICIÓN 02
278.	31/12/2017	EDICIÓN 02
279.	31/12/2017	EDICIÓN 02
280.	31/12/2017	EDICIÓN 02
281.	31/12/2017	EDICIÓN 02
282.	31/12/2017	EDICIÓN 02
283.	31/12/2017	EDICIÓN 02
284.	31/12/2017	EDICIÓN 02
285.	31/12/2017	EDICIÓN 02
286.	31/12/2017	EDICIÓN 02

287.	31/12/2017	EDICIÓN 02
288.	31/12/2017	EDICIÓN 02
289.	31/12/2017	EDICIÓN 02
290.	31/12/2017	EDICIÓN 02
291.	31/12/2017	EDICIÓN 02
292.	31/12/2017	EDICIÓN 02
293.	31/12/2017	EDICIÓN 02
294.	31/12/2017	EDICIÓN 02
295.	31/12/2017	EDICIÓN 02
296.	31/12/2017	EDICIÓN 02
297.	31/12/2017	EDICIÓN 02
298.	31/12/2017	EDICIÓN 02
299.	31/12/2017	EDICIÓN 02
300.	31/12/2017	EDICIÓN 02
301.	31/12/2017	EDICIÓN 02
302.	31/12/2017	EDICIÓN 02
303.	31/12/2017	EDICIÓN 02
304.	31/12/2017	EDICIÓN 02
305.	31/12/2017	EDICIÓN 02
306.	31/12/2017	EDICIÓN 02
307.	31/12/2017	EDICIÓN 02
308.	31/12/2017	EDICIÓN 02
309.	31/12/2017	EDICIÓN 02
310.	31/12/2017	EDICIÓN 02

311.	31/12/2017	EDICIÓN 02
312.	31/12/2017	EDICIÓN 02
313.	31/12/2017	EDICIÓN 02
314.	31/12/2017	EDICIÓN 02
315.	31/12/2017	EDICIÓN 02
316.	31/12/2017	EDICIÓN 02
317.	31/12/2017	EDICIÓN 02
318.	31/12/2017	EDICIÓN 02
319.	31/12/2017	EDICIÓN 02
320.	31/12/2017	EDICIÓN 02
321.	31/12/2017	EDICIÓN 02
322.	31/12/2017	EDICIÓN 02
323.	31/12/2017	EDICIÓN 02
324.	31/12/2017	EDICIÓN 02
325.	31/12/2017	EDICIÓN 02
326.	31/12/2017	EDICIÓN 02
327.	31/12/2017	EDICIÓN 02
328.	31/12/2017	EDICIÓN 02
329.	31/12/2017	EDICIÓN 02
330.	31/12/2017	EDICIÓN 02
331.	31/12/2017	EDICIÓN 02
332.	31/12/2017	EDICIÓN 02
333.	31/12/2017	EDICIÓN 02
334.	31/12/2017	EDICIÓN 02

335.	31/12/2017	EDICIÓN 02
336.	31/12/2017	EDICIÓN 02
337.	31/12/2017	EDICIÓN 02
338.	31/12/2017	EDICIÓN 02
339.	31/12/2017	EDICIÓN 02
340.	31/12/2017	EDICIÓN 02
341.	31/12/2017	EDICIÓN 02
342.	31/12/2017	EDICIÓN 02
343.	31/12/2017	EDICIÓN 02
344.	31/12/2017	EDICIÓN 02
345.	31/12/2017	EDICIÓN 02
346.	31/12/2017	EDICIÓN 02
347.	31/12/2017	EDICIÓN 02
348.	31/12/2017	EDICIÓN 02
349.	31/12/2017	EDICIÓN 02
350.	31/12/2017	EDICIÓN 02
351.	31/12/2017	EDICIÓN 02
352.	31/12/2017	EDICIÓN 02
353.	31/12/2017	EDICIÓN 02
354.	31/12/2017	EDICIÓN 02
355.	31/12/2017	EDICIÓN 02
356.	31/12/2017	EDICIÓN 02
357.	31/12/2017	EDICIÓN 02
358.	31/12/2017	EDICIÓN 02

359.	31/12/2017	EDICIÓN 02
360.	31/12/2017	EDICIÓN 02
361.	31/12/2017	EDICIÓN 02
362.	31/12/2017	EDICIÓN 02
363.	31/12/2017	EDICIÓN 02
364.	31/12/2017	EDICIÓN 02
365.	31/12/2017	EDICIÓN 02
366.	31/12/2017	EDICIÓN 02
367.	31/12/2017	EDICIÓN 02
368.	31/12/2017	EDICIÓN 02
369.	31/12/2017	EDICIÓN 02
370.	31/12/2017	EDICIÓN 02
371.	31/12/2017	EDICIÓN 02
372.	31/12/2017	EDICIÓN 02
373.	31/12/2017	EDICIÓN 02
374.	31/12/2017	EDICIÓN 02
375.	31/12/2017	EDICIÓN 02
376.	31/12/2017	EDICIÓN 02
377.	31/12/2017	EDICIÓN 02
378.	31/12/2017	EDICIÓN 02
379.	31/12/2017	EDICIÓN 02
380.	31/12/2017	EDICIÓN 02
381.	31/12/2017	EDICIÓN 02
382.	31/12/2017	EDICIÓN 02

383.	31/12/2017	EDICIÓN 02
384.	31/12/2017	EDICIÓN 02
385.	31/12/2017	EDICIÓN 02
386.	31/12/2017	EDICIÓN 02
387.	31/12/2017	EDICIÓN 02
388.	31/12/2017	EDICIÓN 02
389.	31/12/2017	EDICIÓN 02
390.	31/12/2017	EDICIÓN 02
391.	31/12/2017	EDICIÓN 02
392.	31/12/2017	EDICIÓN 02
393.	31/12/2017	EDICIÓN 02
394.	31/12/2017	EDICIÓN 02
395.	31/12/2017	EDICIÓN 02
396.	31/12/2017	EDICIÓN 02
397.	31/12/2017	EDICIÓN 02
398.	31/12/2017	EDICIÓN 02
399.	31/12/2017	EDICIÓN 02
400.	31/12/2017	EDICIÓN 02
401.	31/12/2017	EDICIÓN 02
402.	31/12/2017	EDICIÓN 02
403.	31/12/2017	EDICIÓN 02
404.	31/12/2017	EDICIÓN 02
405.	31/12/2017	EDICIÓN 02
406.	31/12/2017	EDICIÓN 02

407.	31/12/2017	EDICIÓN 02
408.	31/12/2017	EDICIÓN 02
409.	31/12/2017	EDICIÓN 02
410.	31/12/2017	EDICIÓN 02
411.	31/12/2017	EDICIÓN 02
412.	31/12/2017	EDICIÓN 02
413.	31/12/2017	EDICIÓN 02
414.	31/12/2017	EDICIÓN 02
415.	31/12/2017	EDICIÓN 02
416.	31/12/2017	EDICIÓN 02
417.	31/12/2017	EDICIÓN 02
418.	31/12/2017	EDICIÓN 02
419.	31/12/2017	EDICIÓN 02
420.	31/12/2017	EDICIÓN 02
421.	31/12/2017	EDICIÓN 02
422.	31/12/2017	EDICIÓN 02
423.	31/12/2017	EDICIÓN 02
424.	31/12/2017	EDICIÓN 02
425.	31/12/2017	EDICIÓN 02
426.	31/12/2017	EDICIÓN 02
427.	31/12/2017	EDICIÓN 02
428.	31/12/2017	EDICIÓN 02
429.	31/12/2017	EDICIÓN 02
430.	31/12/2017	EDICIÓN 02

431.	31/12/2017	EDICIÓN 02
432.	31/12/2017	EDICIÓN 02
433.	31/12/2017	EDICIÓN 02
434.	31/12/2017	EDICIÓN 02
435.	31/12/2017	EDICIÓN 02
436.	31/12/2017	EDICIÓN 02
437.	31/12/2017	EDICIÓN 02
438.	31/12/2017	EDICIÓN 02
439.	31/12/2017	EDICIÓN 02
440.	31/12/2017	EDICIÓN 02
441.	31/12/2017	EDICIÓN 02
442.	31/12/2017	EDICIÓN 02
443.	31/12/2017	EDICIÓN 02
444.	31/12/2017	EDICIÓN 02
445.	31/12/2017	EDICIÓN 02
446.	31/12/2017	EDICIÓN 02
447.	31/12/2017	EDICIÓN 02
448.	31/12/2017	EDICIÓN 02
449.	31/12/2017	EDICIÓN 02
450.	31/12/2017	EDICIÓN 02
451.	31/12/2017	EDICIÓN 02
452.	31/12/2017	EDICIÓN 02
453.	31/12/2017	EDICIÓN 02
454.	31/12/2017	EDICIÓN 02

455.	31/12/2017	EDICIÓN 02
456.	31/12/2017	EDICIÓN 02
457.	31/12/2017	EDICIÓN 02
458.	31/12/2017	EDICIÓN 02
459.	31/12/2017	EDICIÓN 02
460.	31/12/2017	EDICIÓN 02
461.	31/12/2017	EDICIÓN 02
462.	31/12/2017	EDICIÓN 02
463.	31/12/2017	EDICIÓN 02
464.	31/12/2017	EDICIÓN 02
465.	31/12/2017	EDICIÓN 02
466.	31/12/2017	EDICIÓN 02
467.	31/12/2017	EDICIÓN 02
468.	31/12/2017	EDICIÓN 02
469.	31/12/2017	EDICIÓN 02
470.	31/12/2017	EDICIÓN 02
471.	31/12/2017	EDICIÓN 02
472.	31/12/2017	EDICIÓN 02
473.	31/12/2017	EDICIÓN 02
474.	31/12/2017	EDICIÓN 02
475.	31/12/2017	EDICIÓN 02
476.	31/12/2017	EDICIÓN 02
477.	31/12/2017	EDICIÓN 02
478.	31/12/2017	EDICIÓN 02

479.	31/12/2017	EDICIÓN 02
480.	31/12/2017	EDICIÓN 02
481.	31/12/2017	EDICIÓN 02
482.	31/12/2017	EDICIÓN 02
483.	31/12/2017	EDICIÓN 02
484.	31/12/2017	EDICIÓN 02
485.	31/12/2017	EDICIÓN 02
486.	31/12/2017	EDICIÓN 02
487.	31/12/2017	EDICIÓN 02
488.	31/12/2017	EDICIÓN 02
489.	31/12/2017	EDICIÓN 02
490.	31/12/2017	EDICIÓN 02
491.	31/12/2017	EDICIÓN 02
492.	31/12/2017	EDICIÓN 02
493.	31/12/2017	EDICIÓN 02
494.	31/12/2017	EDICIÓN 02
495.	31/12/2017	EDICIÓN 02
496.	31/12/2017	EDICIÓN 02
497.	31/12/2017	EDICIÓN 02
498.	31/12/2017	EDICIÓN 02
499.	31/12/2017	EDICIÓN 02
500.	31/12/2017	EDICIÓN 02
501.	31/12/2017	EDICIÓN 02
502.	31/12/2017	EDICIÓN 02

503.	31/12/2017	EDICIÓN 02
504.	31/12/2017	EDICIÓN 02
505.	31/12/2017	EDICIÓN 02
506.	31/12/2017	EDICIÓN 02
507.	31/12/2017	EDICIÓN 02
508.	31/12/2017	EDICIÓN 02
509.	31/12/2017	EDICIÓN 02
510.	31/12/2017	EDICIÓN 02
511.	31/12/2017	EDICIÓN 02
512.	31/12/2017	EDICIÓN 02
513.	31/12/2017	EDICIÓN 02
514.	31/12/2017	EDICIÓN 02
515.	31/12/2017	EDICIÓN 02
516.	31/12/2017	EDICIÓN 02
517.	31/12/2017	EDICIÓN 02
518.	31/12/2017	EDICIÓN 02
519.	31/12/2017	EDICIÓN 02
520.	31/12/2017	EDICIÓN 02
521.	31/12/2017	EDICIÓN 02
522.	31/12/2017	EDICIÓN 02
523.	31/12/2017	EDICIÓN 02
524.	31/12/2017	EDICIÓN 02
525.	31/12/2017	EDICIÓN 02
526.	31/12/2017	EDICIÓN 02

527.	31/12/2017	EDICIÓN 02
528.	31/12/2017	EDICIÓN 02
529.	31/12/2017	EDICIÓN 02
530.	31/12/2017	EDICIÓN 02

INTENCIONALMENTE EN BLANCO

INDICE

SISTEMA DE REVISIONES	3
REGISTRO DE REVISIONES	4
PREÁMBULO 5	
LISTA DE PÁGINAS EFECTIVAS	6
SECCIÓN I – NORMAS	34
SUBPARTE A: DISPOSICIONES	34
1. GENERALIDADES	34
2. PRESENTACIÓN	34
3. DISTRIBUCIÓN	34
SUBPARTE B: DISPOSICIONES GENERALES	35
1. GENERALIDADES	35
1.1 APLICABILIDAD	35
1.2 PUESTOS Y FUNCIONES	35
1.3 capacitación del personal	35
1.4 inspección y vigilancia	36
CAPITULO 1 37	
1.1 DEFINICIONES	37
(VER CCA-10 I 1.1 Definiciones)	37
Capitulo 2. DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN	39
2.1 RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN NORMALIZADAS	39
2.1.1 sistemas normalizados de radioayudas para la navegacion seran:	39
2.1.4 Disposiciones específicas para el gnss	39
2.2 ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO	41
Intencionalmente en blanco.....	41
2.3 SUMINISTRO DE INFORMACIÓN SOBRE EL ESTADO OPERACIONAL DE LOS SERVICIOS DE RADIOAYUDAS	42
2.4 FUENTES DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y SISTEMAS DE COMUNICACIONES	43
2.5 CONSIDERACIÓN SOBRE FACTORES HUMANOS	44
CAPITULO 3. ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN	45
3.1 ESPECIFICACIÓN PARA EL ILS	45
3.1.1 Definiciones	45
3.1.2 Requisitos básicos	48
3.1.3 Localizador VHF y monitor correspondiente	50
3.1.3.1 Generalidades	50
3.1.3.2 Radiofrecuencia	50
3.1.3.3 Cobertura	51
3.1.3.4 Estructura del rumbo	52
3.1.3.5 Modulación de la portadora	53
3.1.3.6 Precisión de la alineación de rumbo	55
3.1.3.7 Sensibilidad de desplazamiento	56
3.1.3.8 Comunicaciones orales	56
3.1.3.9 Identificación	57
3.1.3.10 Emplazamiento	58

3.1.3.11	Equipo monitor	58
3.1.3.12	Requisitos de integridad y continuidad de servicio	60
3.1.4	Características de inmunidad a la interferencia de los sistemas receptores del localizador ILS	60
3.1.5	Equipo de trayectoria de planeo UHF y monitor correspondiente	62
3.1.5.1	Generalidades	62
3.1.5.2	Radiofrecuencia	62
3.1.5.3	Cobertura	63
3.1.5.4	Estructura de la trayectoria de planeo ILS	63
3.1.5.5	Modulación de la portadora	64
3.1.5.6	Sensibilidad de desplazamiento	65
3.1.5.7	Equipo monitor	66
3.1.5.8	Requisitos de integridad y continuidad de servicio	68
3.1.6	Pares de frecuencias del localizador y de la trayectoria de planeo	68
3.1.7	Radiobalizas VHF	70
3.1.7.1	Generalidades	70
3.1.7.2	Radiofrecuencia	71
3.1.7.3	Cobertura	71
3.1.7.4	Modulación	71
3.1.7.5	Identificación	72
3.1.7.6	Emplazamiento	72
3.1.7.7	Equipo monitor	73
En el Adjunto C, Figura C-18, aparece un diagrama que indica la cobertura vertical del SRE		
		76
3.3	ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL VHF (VOR)	76
3.3.1	Generalidades	77
3.3.2	Radiofrecuencia	77
3.3.3	Polarización y precisión del diagrama	77
3.3.4	Cobertura	78
3.3.5	Modulaciones de las señales de navegación	78
3.3.6	Radiotelefonía e identificación	79
3.3.7	Equipo monitor	80
3.3.8	Características de inmunidad a la interferencia de los sistemas receptores VOR	81
3.4.1	DEFINICIONES	83
3.4.2	Cobertura	83
3.4.3	Limitaciones de la potencia radiada	83
3.4.4	Radiofrecuencias	84
3.4.5	Identificación	84
3.4.6	Características de las emisiones	85
3.4.7	Emplazamiento de los radiofaros de localización	85
3.4.8	Equipo monitor	86
3.5	ESPECIFICACIÓN PARA EL EQUIPO RADIOTELEMÉTRICO UHF (DME)	87
3.5.1	Definiciones	87
3.5.2	Generalidades	90
3.5.2.6.2	Asociación del DME con el ILS	90
3.5.2.6.3	Asociación del DME con el MLS	90
3.5.3	características del sistema	91

3.5.3.1	Actuación	91
3.5.3.1.2	Cobertura	91
3.5.3.1.3	Precisión	91
3.5.3.1.4	Precisión del DME/P	91
3.5.3.3	Canales	92
3.5.3.4	Frecuencia de repetición de los impulsos de interrogación	92
3.5.3.5	Número de aeronaves que puede atender el sistema	93
3.5.3.6	Identificación del transpondedor	93
3.5.3.6.5	Aplicación de la identificación	95
3.5.3.7	Transición de modo del DME/P	95
3.5.4	Detalle de las características técnicas del transpondedor y equipo de control correspondiente	95
3.5.4.1	Transmisor	95
3.5.4.1.4	Separación entre impulsos	96
3.5.4.1.5	Potencia máxima de salida	97
	<i>(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.5.6 Potencia Máxima de Salida)</i>	98
3.5.4.2	Receptor	98
3.5.4.2.4	Limitación de la carga	99
3.5.4.2.6	Anchura de banda	100
3.5.4.2.9	Supresión de CW y de ecos	101
3.5.4.2.10	Protección contra la interferencia	101
3.5.4.3	Decodificación	101
3.5.4.4	Retardo de tiempo	101
3.5.4.5	Precisión	103
3.5.4.6	Rendimiento	104
3.5.4.7	Supervisión y control	104
3.5.4.7.2	Supervisión del DME/N	104
3.5.4.7.3	Supervisión del DME/P	105
3.5.5	Características técnicas del interrogador	106
3.5.5.1	Transmisor	106
3.5.5.1.4	Separación entre impulsos	107
3.5.5.1.5	Frecuencia de repetición de los impulsos	107
3.5.5.2	Retardo	108
3.5.5.3	Receptor	109
3.5.5.3.2	Sensibilidad del receptor	109
3.5.5.3.3	Anchura de banda	109
3.5.5.3.4	Rechazo de interferencia	110
3.5.5.3.5	Decodificación	110
3.5.5.4	Precisión	110
3.5.5.4.3	DME/P — modo FA	110
3.6	ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ)	112
3.6.1	Equipo	112
3.6.1.2	Características de las emisiones	112
3.6.1.2.5	Zona de servicio y diagrama de radiación	112
3.7	REQUISITOS PARA EL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)	114
3.7.1	Definiciones	114
3.7.2	Generalidades	115

3.7.2.1	Funciones.....	115
3.7.2.1.1	El GNSS proporcionará a la aeronave datos sobre posición y hora.	115
3.7.2.2	Elementos del GNSS	115
3.7.2.3	Referencia de espacio y horaria	116
3.7.3	Especificaciones de los elementos del GNSS.....	116
3.7.3.1	Servicio de determinación de la posición normalizada GPS (SPS) (L1).	116
3.7.3.1.1	Exactitud de los segmentos espacial y de control.....	116
3.7.3.1.7	Características de las radiofrecuencias (RF)	118
3.7.3.1.9	Sistema de coordenadas. El sistema de coordenadas GPS será el WGS-84.	118
3.7.3.2	Canal de exactitud normal (CSA) (L1) del GLONASS	119
3.7.3.2.1	Exactitud de los segmentos especial y de control.....	119
3.7.3.2.5	Características RF	120
3.7.3.2.5.5	Modulación	121
3.7.3.3	Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS)	121
3.7.3.4	Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS)	122
3.7.3.4.2.1	Telemetría.....	122
3.7.3.4.4	Características RF	123
3.7.3.4.4.1	Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.	123
3.7.3.5.3	Cobertura.....	125
3.7.3.5.4	Características de la radiodifusión de datos.....	125
3.7.3.5.4.4.1	GBAS/H	126
3.7.3.5.4.4.1.1	Se radiodifundirá una señal polarizada horizontalmente. ..	126
3.7.3.5.4.4.2	GBAS/E.....	126
3.7.3.6	Receptor GNSS de aeronave.....	127
3.7.4	Resistencia a interferencias.....	127
3.7.5	Base de datos.....	127
3.9 CARACTERÍSTICAS DE SISTEMA PARA LOS SISTEMAS RECEPTORES DE A BORDO		
	ADF.....	132
3.9.1	Precisión de la indicación de marcación.....	132
1. DEFINICIONES.....		
3.1.2	DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACION DE DATOS	149
3.1.3	ELEMENTOS DE AERONAVE.....	154
3.2	Canal de exactitud normal (CSA) del sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) (L1).....	156
3.2.1	Elementos ajenos a la aeronave	156
3.2.1.2	Estructura de Datos.....	159
3.2.1.3	CONTENIDO DE DATOS.....	160
3.2.1.4	CONTENIDO Y ESTRUCTURA DE LOS DATOS ADICIONALES TRANSMITIDOS POR LOS SATÉLITES GLONASS-M.....	164
3.2.2	DEFINICION DE LOS PROTOCOLOS PARA APLICACION DE DATOS	166
3.2.3	ELEMENTOS DE AERONAVE.....	173
3.2.4	HORA	174
3.2.5	SISTEMA DE COORDENADAS	175
3.3	Uso combinado del GPS y GLONASS	176
3.3.1	ELEMENTOS DE AERONAVE	176

3.4 Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS)	177
3.5 Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS)	178
3.5.2 GENERALIDADES	178
3.5.3 ESTRUCTURA DE DATOS	179
3.5.4 CONTENIDO DE DATOS	181
3.5.5.5 CORRECCIONES IONOSFERICAS DE radiodifusión RADIODIFUSION ...	197
3.5.6 TABLAS DE MENSAJES	206
3.5.7 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE	213
3.5.7.1 GENERALIDADES	213
3.6.3.3 CONTENIDO DE DATOS CODIFICADOS EN SECRETO	230
3.6.7.2 REQUISITOS FUNCIONALES	262
3.6.7.2.3 Datos relacionados con el GBAS	265
3.6.7.2.4 Datos del tramo de aproximación final	266
3.6.7.3 SUPERVISIÓN	267
<i>1. INTRODUCCIÓN</i>	312
<i>2. OBJETIVOS DE LA ESTRATEGIA</i>	312
<i>3. CONSIDERACIONES</i>	312
<i>4. ESTRATEGIA</i>	314
<i>1. INTRODUCCIÓN</i>	316
<i>2. TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS</i>	316
<i>3. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR</i>	358
<i>4. SISTEMA RADAR DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN</i>	373
<i>5. ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA)</i>	373
<i>6. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB</i>	375
<i>7. TEXTOS RELATIVOS AL DME</i>	386
<i>8. TEXTO REFERENTE A LOS TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA</i>	403
<i>1. ESPECIFICACIÓN RELATIVA A LA INSTALACIÓN PARA PRUEBAS DEL EQUIPO VOR DE A BORDO (VOT)</i>	482
<i>2. SELECCIÓN Y EMPLEO DE LOS PUNTOS DE VERIFICACIÓN DEL VOR EN EL AERÓDROMO</i>	484
<i>1. INTRODUCCIÓN Y CONCEPTOS FUNDAMENTALES</i>	486
<i>2. ASPECTOS PRÁCTICOS DE LA CONFIABILIDAD Y LA DISPONIBILIDAD</i>	489
SECCION 02 498	
<i>CCA-10 I 4.19.7 Potencia Máxima de Salida</i>	517
<i>(Ver RAC-10 I 4.19.7 Potencia Máxima de Salida)</i>	517

SECCIÓN I – NORMAS

SUBPARTE A: DISPOSICIONES

1. GENERALIDADES

- 1.1 Las secciones de la RAC-10 Volumen I se presentan en páginas sueltas y formadas por una columna. Cada página se identifica mediante la fecha de la edición o enmienda mediante la cual se incorporó.
- 1.2 Las notas explicativas no se consideran requisitos y están escritas en letra más pequeña en la Sección II de esta regulación como CCA, (Tahoma 8).

2. PRESENTACIÓN

- 1.1 El presente documento contiene los procedimientos para el desarrollo y aplicación de regulación de las Radioayudas para la navegación aérea dentro de la aviación civil y sus documentos asociados.

3. DISTRIBUCIÓN

- 1.2 El RAC 10 Volumen I (Radioayudas para la navegación Aérea) debe de ser de uso obligatorio para todo el personal que tenga a su cargo algún vínculo con los Sistemas en mención.
- 1.3 Todos los núcleos y el personal de los mismos, sin excepción, son responsables del conocimiento y cumplimiento de las normas contenidas en este RAC, que en su totalidad son de carácter obligatorio.
- 1.4 Este RAC es preparado y mantenido al día por la Dirección General de Aeronáutica Civil, a través de la Unidad de Vigilancia y será sometido a consideración y posibles cambios por los encargados del área.

Intencionalmente en blanco

SUBPARTE B: DISPOSICIONES GENERALES

1. GENERALIDADES

1.1 APLICABILIDAD

1.1.1 La presente RAC establece disposiciones aplicables a:

- a) La interpretación de las especificaciones contenidas en el presente reglamento está supeditada al criterio, determinaciones y competencia de la Dirección General de Aeronáutica Civil, en el ejercicio de sus atribuciones.
- b) Las especificaciones del presente Reglamento son aplicables a todos los aeródromos terrestres abiertos al uso nacional.
- c) Se exceptúan del cumplimiento de esta normativa:

Los aeródromos nacionales que sea necesario construir en zonas aisladas o de difícil acceso, así como las instalaciones indispensables para la navegación aérea, previo estudio aeronáutico efectuado por la Dirección General de Aeronáutica Civil;

Aquellos aeródromos nacionales cuyas condiciones topográficas u obstáculos permanentes no se ajusten a la presente normativa, pero que a la fecha de aprobación de este Reglamento cuenten con permiso vigente de operación, los que no obstante, deben cumplir sus disposiciones respecto a cualquiera modificación o cambio que en ellos se pretenda introducir, a menos, que existan condiciones topográficas insalvables.

1.2 PUESTOS Y FUNCIONES

El proveedor CNS, debe establecer los lineamientos de los requerimientos de puestos y funciones del personal que presta dicho servicio, en el manual destinado para este fin, así como las cualificaciones mínimas para los especialistas.

1.3 CAPACITACIÓN DEL PERSONAL

El proveedor CNS, debe elaborar e implementar un programa de instrucción para su personal CNS, que incluya como mínimo la instrucción inicial, periódica, OJT y especializada; competencia en cuanto a nuevos equipos, procedimientos, y sistemas de comunicaciones; así como también un sistema de registro de instrucción de su personal técnico.

1.4 INSPECCIÓN Y VIGILANCIA

El proveedor CNS, debe permitir el libre acceso a los inspectores de navegación aérea, a todos los objetos, material y equipo, lugares, personal, instalaciones y documentos necesarios para llevar a cabo la función de la vigilancia, llevando un registro que incluya fecha, nombre, área de inspección y cualquier otro dato que se considere necesario.

1.5 INSPECCIONES EN VUELO

El Estado de Guatemala requiere de las Inspecciones en Vuelo y la Realización de Inspecciones Periódicas en Vuelo de las Radioayudas para la Navegación, auxiliándose del Manual de Referencia para la Verificación en vuelo de los Sistemas CNS, Prioridad de las Inspecciones en Vuelo.

Intencionalmente en blanco

CAPITULO 1

1.1 DEFINICIONES (VER CCA-10 I 1.1 DEFINICIONES)

Los términos y expresiones indicados a continuación, que se usan en este volumen, tienen el significado siguiente:

Altitud. Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar (MSL).

Altitud de presión. Expresión de la presión atmosférica mediante la altitud que corresponde a esa presión en la atmósfera tipo.

Altura. Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y una referencia especificada.

Anchura de banda de aceptación efectiva. Gama de frecuencias con respecto a la que ha sido asignada, cuya recepción se consigue si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias del receptor.

Elevación. Distancia vertical entre un punto o un nivel de la superficie de la tierra, o unido a ella, y el nivel medio del mar.

Especificación para la navegación. Conjunto de requisitos relativos a la aeronave y a la tripulación de vuelo necesarios para dar apoyo a las operaciones de la navegación basada en la performance dentro de un espacio aéreo definido. Existen dos clases de especificaciones para la navegación:

Especificación para la performance de navegación requerida (RNP).Especificación para la navegación basada en la navegación de área que incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo RNP, por ejemplo, RNP 4, RNP APCH.

Especificación para la navegación de área (RNAV).Especificación para la navegación basada en la navegación de área que no incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo RNAV, por ejemplo, RNAV 5, RNAV 1.
(Ver CCA-10 I 1.1 Definiciones)

Navegación basada en la performance (PBN). Requisitos para la navegación de área basada en la performance que se aplican a las aeronaves que realizan operaciones en una ruta ATS, en un procedimiento de aproximación por instrumentos o en un espacio aéreo designado.
(Ver CCA-10 I 1.1 Definiciones)

Navegación de área (RNAV). Método de navegación que permite la operación de aeronaves en cualquier trayectoria de vuelo deseada, dentro de la cobertura de las ayudas

para la navegación basadas en tierra o en el espacio, o dentro de los límites de capacidad de las ayudas autónomas, o una combinación de ambas.

(Ver CCA-10 I 1.1 Definiciones)

Potencia media (de un transmisor radioeléctrico). La media de la potencia suministrada a la línea de alimentación de la antena por un transmisor en condiciones normales de funcionamiento, evaluada durante un intervalo de tiempo suficientemente largo comparado con el período correspondiente a la frecuencia más baja que existe realmente como componente de modulación.

(Ver CCA-10 I 1.1 Definiciones)

Principios relativos a factores humanos. Principios que se aplican al diseño, certificación, instrucción, operaciones y mantenimiento y cuyo objeto consiste en establecer una interfaz segura entre los componentes humanos y de otro tipo del sistema mediante la debida consideración de la actuación humana.

Punto de toma de contacto. Punto en el que la trayectoria nominal de planeo intercepta la pista.

(Ver CCA-10 I 1.1 Definiciones)

Radiobaliza de abanico. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de abanico.

Radiobaliza Z. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de cono.

Rechazo eficaz del canal adyacente. Rechazo que se obtiene en la frecuencia apropiada del canal adyacente, si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias pertinentes del receptor.

Servicio de radionavegación esencial. Servicio de radionavegación cuya interrupción ejerce un impacto importante en las operaciones en el espacio aéreo o aeródromo afectados.

Volumen útil protegido. Parte de la cobertura de la instalación en la que ésta proporciona determinado servicio, de conformidad con los SARPS pertinentes, y dentro de la cual se protege la frecuencia de la instalación.

Intencionalmente en blanco

Capítulo 2. DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

2.1 RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN NORMALIZADAS

2.1.1 SISTEMAS NORMALIZADOS DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACION SERAN:

- a) El sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) que se ajuste a las normas contenidas en el Capítulo 3, 3.1;
 - b) Reservado;
 - c) El sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) conforme a las normas del Capítulo 3, 3.7.
 - d) el radiofaro omnidireccional VHF (VOR) conforme a las normas del capítulo 3, 3.3;
 - e) el radiofaro no direccional (NDB) conforme a las normas del capítulo 3, 3.4;
 - f) el equipo radiotelemétrico (DME) conforme a las normas del capítulo 3, 3.5; y
 - g) la radiobaliza VHF en ruta conforme a las normas del capítulo 3, 3.6.
(Ver CCA-10 I C) 2.1.1 Radioayudas para la Navegación Normalizada)
- 2.1.2 Cualquier diferencia que exista entre las ayudas no visuales y las normas estipuladas en el Capítulo 3, se incluirá en una publicación de información aeronáutica (AIP).
- 2.1.3 En los casos en que esté instalado un sistema de ayudas no visuales que no sea un ILS, pero que pueda ser utilizado total o parcialmente con el equipo de aeronave proyectado para emplearlo con el ILS, se publicarán detalles completos respecto a las partes que puedan emplearse en una publicación de información aeronáutica (AIP).
(Ver CCA-10 I C) 2.1.3 Radioayudas para la Navegación Normalizada)

2.1.4 DISPOSICIONES ESPECÍFICAS PARA EL GNSS

- 2.1.4.1 Se permitirá dar por terminado un servicio de satélite GNSS proporcionado por uno de sus elementos (Capítulo 3, 3.7.2), con un aviso previo mínimo de seis años del proveedor de ese servicio.
- 2.1.4.2 Los Estados que aprueben operaciones basadas en el GNSS deberán asegurarse de que se graban los datos del GNSS pertinentes a esas operaciones.
(Ver CCA-10 I C) 2.1.4.2 Radioayudas para la Navegación Normalizada)

2.1.4.3 Deberán conservarse las grabaciones por lo menos por un período de 14 días. Cuando las grabaciones son pertinentes para investigación de accidentes e incidentes, deberán conservarse por períodos más prolongados hasta que sea evidente que ya no serán necesarias.

2.1.5 Radar de aproximación de precisión

2.1.5.1 El sistema radar de aproximación de precisión (PAR), cuando se instale y opere como radioayuda para la navegación junto con equipo para comunicarse en ambos sentidos con las aeronaves y las instalaciones para la coordinación eficaz de estos elementos con control de tránsito aéreo, se ajustará a las normas del Capítulo 3, 3.2.

El elemento radar de aproximación de precisión (PAR) del sistema radar de aproximación de precisión puede instalarse y operarse sin el elemento radar de vigilancia (SRE), cuando se determina que el SRE no es necesario para satisfacer los requisitos de control de tránsito aéreo para dirigir las aeronaves.

Aunque el SRE no se considera, en ninguna circunstancia, como una alternativa satisfactoria del sistema radar de aproximación de precisión, el SRE puede instalarse y operarse sin el PAR para ayudar al control de tránsito aéreo a dirigir las aeronaves que traten de emplear radioayudas para la navegación, o para aproximaciones y salidas con el radar de vigilancia.

2.1.6 Cuando se proporcionen para apoyar aproximaciones y aterrizajes de precisión, las radioayudas para la navegación deberían complementarse, cuando sea necesario, con una fuente o fuentes de información de guía para la orientación, que cuando se use con los procedimientos apropiados proporcionará guía efectiva hacia la trayectoria de referencia deseada, así como acoplamiento eficaz (manual o automático) con dicha trayectoria.

Para dicho fin se han utilizado DME, GNSS, NDB, VOR y sistemas de navegación de aeronaves.

Intencionalmente en blanco

2.2 ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO

2.2.1 Se someterán a ensayos periódicos en tierra y en vuelo las radioayudas para la navegación de los tipos comprendidos en las especificaciones del Capítulo 3 y que las aeronaves destinadas a la navegación aérea internacional puedan utilizar.

(Ver CCA-10 I C) 2.2.1 Ensayos en Tierra y en Vuelo.)

Intencionalmente en blanco

2.3 SUMINISTRO DE INFORMACIÓN SOBRE EL ESTADO OPERACIONAL DE LOS SERVICIOS DE RADIOAYUDAS

- 2.3.1 Las torres de control de aeródromo y las dependencias que suministran servicio de control de aproximación, deben recibir en forma oportuna, de conformidad con el uso del servicio o servicios correspondientes, la información sobre el estado operacional de los servicios de radionavegación esenciales para la aproximación, aterrizaje y despegue en el aeródromo o aeródromos de que se trate.

Intencionalmente en blanco

2.4 FUENTES DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y SISTEMAS DE COMUNICACIONES

- 2.4.1 Las radioayudas para la navegación y los elementos terrestres de los sistemas de comunicaciones de los tipos especificados en el RAC 10, contarán con fuentes adecuadas de energía y medios de asegurar la continuidad del servicio según el uso del servicio o servicios de que se trate.
(Ver CCA-10 I C) **2.4.1 Fuentes de Energía para las Radioayudas para la Navegación Aérea.**)

Intencionalmente en blanco

2.5 CONSIDERACIÓN SOBRE FACTORES HUMANOS

2.5.1 En el diseño y certificación de las radioayudas para la navegación deberán observarse los principios relativos a factores humanos.

(Ver CCA-10 I C) 2.5.1 Consideración Sobre Factores Humanos).

Intencionalmente en blanco

CAPITULO 3. ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

(Ver CCA-10 I D) Capítulo 3 Especificaciones Relativas a las Radioayudas para la Navegación.)

3.1 ESPECIFICACIÓN PARA EL ILS

3.1.1 DEFINICIONES

Ángulo de trayectoria de planeo ILS. El ángulo que forma con la horizontal la recta que representa la trayectoria de planeo media.

Continuidad de servicio del ILS. Propiedad relacionada con la escasa frecuencia de interrupciones de la señal radiada. El nivel de continuidad de servicio del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se pierdan las señales de guía radiadas.

DDM — Diferencias de profundidad de modulación. Porcentaje de profundidad de modulación de la señal mayor, menos el porcentaje de profundidad de modulación de la señal menor, dividido por 100.

Eje de rumbo. En todo plano horizontal, el lugar geométrico de los puntos más próximos al eje de la pista en los que la DDM es cero.

Instalación ILS de Categoría de actuación I. Un ILS que proporciona información de guía desde el límite de cobertura del ILS hasta el punto en que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria ILS de planeo a una altura de 60 m (200ft), o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.

(Ver CCA-10 I D) 1.1 Especificaciones para el ILS.)

Instalación ILS de Categoría de actuación II. Un ILS que proporciona información de guía desde el límite de cobertura del ILS hasta el punto en el que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria ILS de planeo a una altura de 15 m (50 ft), o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.

Instalación ILS de Categoría de actuación III. Un ILS que con la ayuda de equipo auxiliar cuando sea necesario, proporcione información de guía desde el límite de cobertura de la instalación hasta la superficie de la pista, y a lo largo de la misma.

Integridad del ILS. La calidad referente a la seguridad que ofrece la precisión de la información suministrada por la instalación.

El nivel de integridad del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se radien señales de guía falsas.

Punto "A" del ILS. Punto de la trayectoria de planeo situado a 7.5 km (4 NM) del umbral, medido sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.

Punto "B" del ILS. Punto de la trayectoria de planeo situado a 1,050 m (3,500 ft) del umbral, medidos sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.

Punto "C" del ILS. Punto por el que la parte recta descendente de la prolongación de la trayectoria nominal de planeo pasa a la altura de 30 m (100 ft) sobre el plano horizontal que contiene el umbral.

Punto "D" del ILS. Punto situado a 4 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 900 m (3,000 ft) del umbral en la dirección del localizador.

Punto "E" del ILS. Punto situado a 4 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 600 m (2,000 ft) del extremo de parada de la pista en la dirección del umbral.
(Ver CCA-10 I D) 1.1 Especificaciones para el ILS.)

Referencia ILS (Punto "T"). Punto situado a una altura especificada, sobre la intersección del eje de la pista con el umbral, por el cual pasa la prolongación rectilínea hacia abajo de la trayectoria de planeo ILS.

Sector de rumbo. Sector en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo, limitado por los lugares geométricos de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la DDM es 0.155.

Sector de rumbo frontal. El sector de rumbo situado al mismo lado del localizador que la pista.

Sector de rumbo posterior. El sector de rumbo situado en el lado opuesto del localizador respecto a la pista.

Sector de trayectoria de planeo ILS. Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo ILS y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la DDM es 0.175.
(Ver CCA-10 I D) 1.1 Especificaciones para el ILS.)

Semisector de rumbo. Sector situado en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la DDM es 0.0775.

Semisector de trayectoria de planeo ILS. Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo ILS y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la DDM es 0.0875.

Sensibilidad de desplazamiento angular. La proporción de la DDM medida hasta el desplazamiento angular correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.

Sensibilidad de desplazamiento (localizador). La proporción de la DDM medida hasta el desplazamiento lateral correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.

Sistema de trayectoria de planeo de doble frecuencia. Sistema de trayectoria de planeo ILS en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del canal de trayectoria de planeo de que se trate.

Sistema localizador de doble frecuencia. Sistema localizador en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del canal VHF del localizador de que se trate.

Trayectoria de planeo ILS. Aquél de los lugares geométricos de los puntos situados en el plano vertical que contiene el eje de la pista en que la DDM es cero, que está más cerca del plano horizontal.

Intencionalmente en blanco

3.1.2 REQUISITOS BÁSICOS

3.1.2.1 El ILS constará de los elementos esenciales siguientes:

- a) Equipo localizador VHF, con su sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador;
- b) equipo UHF de trayectoria de planeo, con el sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador; y
- c) un medio apropiado que permita efectuar verificaciones de la trayectoria de planeo.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.1 Requisitos Básicos.)

3.1.2.1.1 Con radiobalizas VHF o equipo radiotelemétrico (DME), más los sistemas monitores conexos y equipo de telemando e indicador, debería proporcionarse información de la distancia al umbral para hacer posible las verificaciones de la trayectoria de planeo.

3.1.2.1.2 Cuando se utilice una o más radiobalizas VHF para proporcionar información de la distancia al umbral, el equipo se ajustará a las especificaciones de 3.1.7. Cuando se utilice DME en lugar de radiobalizas, el equipo se ajustará a las especificaciones de 3.1.7.6.5.

El Adjunto C, 2.11, contiene el texto de orientación sobre el uso de DME y/u otras radioayudas para la navegación normalizadas como alternativa de las radiobalizas.

3.1.2.1.3 Las instalaciones ILS de las Categorías de actuación I, II y III proporcionarán indicaciones en puntos de mando a distancia designados sobre el estado de funcionamiento de todos los componentes del sistema ILS en tierra.

- a) para todos los ILS de Categoría II y Categoría III, la dependencia de los servicios de tránsito aéreo que intervenga en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los ILS, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional; y
- b) para un ILS de Categoría I, si éste proporciona un servicio de radionavegación esencial, la dependencia de servicios de tránsito aéreo que participa en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los ILS, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.1.3 Requisitos Básicos)

3.1.2.2 El ILS se construirá y ajustará de tal manera que a una distancia especificada del umbral, indicaciones idénticas de los instrumentos que lleven las aeronaves representen desplazamientos similares respecto al eje de rumbo o trayectoria de planeo ILS, según sea el caso, y cualquiera que sea la instalación terrestre que se use.

3.1.2.3 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo especificados en 3.1.2.1 a) y b) que forman parte del ILS — Categoría de actuación I, se ajustarán por lo menos a las normas de 3.1.3 y 3.1.5 respectivamente, excepto aquéllas en que se prescribe la aplicación al ILS — Categoría de actuación II.

3.1.2.4 Los componentes de localizador y trayectoria de planeo especificados en 3.1.2.1 a) y b) que forman parte de un ILS — Categoría de actuación II se ajustarán a las normas aplicables a estos componentes en un ILS — Categoría de actuación I, complementadas o enmendadas por las normas de 3.1.3 y 3.1.5 en que se prescribe aplicación al ILS — Categoría de actuación II.

3.1.2.5 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo, así como todo otro equipo auxiliar especificado en 3.1.2.1.1, que forman parte de una instalación ILS de Categoría de actuación III se ajustarán, fuera de eso, a las normas aplicables a estos componentes en instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II, excepto en lo que resulten complementadas por las normas de 3.1.3 y 3.1.5, en que se prescribe la aplicación a instalaciones ILS de la Categoría de actuación III.

3.1.2.6 Para garantizar un nivel de seguridad adecuado, el ILS debería proyectarse y mantenerse de modo que la probabilidad de funcionamiento dentro de los requisitos de actuación especificados sea elevada, compatible con la categoría de actuación operacional, interesada.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.6 Requisitos Básicos).

3.1.2.7 En aquellos lugares en los que haya dos instalaciones ILS separadas que sirvan a los extremos opuestos de una pista única, un acoplamiento apropiado garantizará que sólo radie el localizador que se utiliza para la dirección de aproximación, excepto cuando el localizador utilizado para las operaciones es una instalación ILS de Categoría de actuación I y no se produzca ninguna interferencia perjudicial para las operaciones.

3.1.2.7.1 En los lugares en los que haya dos instalaciones ILS separadas que sirven a los extremos opuestos de una misma pista y en los cuales se utilice una instalación ILS de Categoría de actuación I para las aproximaciones y aterrizajes automáticos en condiciones visuales, un sistema de bloqueo deberá garantizar que solamente pueda radiar el localizador que se utiliza para el sentido de aproximación, a no ser que sea necesario el uso simultáneo del otro localizador.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.7.1 Requisitos Básicos).

3.1.2.7.2 En los lugares en los que las instalaciones ILS que sirven a los extremos opuestos de una misma pista o a distintas pistas del mismo aeropuerto utilicen las mismas frecuencias asociadas por pares, un sistema de bloqueo asegurará que solamente una instalación radie en cada instante. Cuando se conmute de una instalación ILS a otra, se suprimirá la radiación de ambas por un tiempo no inferior a 20 s.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.7.2 Requisitos Básicos).

3.1.3 LOCALIZADOR VHF Y MONITOR CORRESPONDIENTE

3.1.4 Introducción: Las especificaciones en esta sección se refieren a los localizadores ILS que proporcionan información positiva de guía en los 360° de azimut, o que proporcionan dicha guía solamente dentro de una parte especificada de la cobertura frontal (véase 3.1.3.7.4). Cuando se instalan localizadores ILS que proporcionan información positiva de guía en un sector limitado, se necesitará, por regla general, información de alguna radioayuda para la navegación, adecuadamente emplazada, junto con los procedimientos apropiados, a fin de garantizar que toda información de guía equívoca dada por el sistema fuera del sector, no sea importante desde el punto de vista de las operaciones.

3.1.3.1 GENERALIDADES

- 3.1.3.1.1 La radiación del sistema de antenas del localizador producirá un diagrama de campo compuesto, modulado en amplitud por un tono de 90 Hz y otro de 150 Hz. El diagrama de campo de radiación producirá un sector de rumbo con un tono predominando en un lado del rumbo y el otro tono predominando en el lado opuesto.
- 3.1.3.1.2 Cuando un observador mire hacia el localizador desde el extremo de aproximación de la pista, predominará, a su derecha, la profundidad de modulación de la radiofrecuencia portadora debida al tono de 150 Hz, y la debida al tono de 90 Hz predominará a su izquierda.
- 3.1.3.1.3 Todos los ángulos horizontales que se empleen para determinar los diagramas de campo del localizador tendrán su origen en el centro del sistema de antenas del localizador que proporciona las señales utilizadas en el sector de rumbo frontal.

3.1.3.2 RADIOFRECUENCIA

- 3.1.3.2.1 El localizador trabajará en la banda de 108 a 111.975 MHz. Cuando se use una sola radiofrecuencia portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá de $\pm 0.005\%$. Cuando se usen dos radiofrecuencias portadoras la tolerancia de frecuencia no excederá de 0.002% y la banda nominal ocupada por las portadoras será simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia no será menor de 5 kHz ni mayor de 14 kHz.
- 3.1.3.2.2 La emisión del localizador se polarizará horizontalmente. La componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0.016, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de 20° respecto a la horizontal.
 - 3.1.3.2.2.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II, la componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0.008, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de 20° respecto a la horizontal.

3.1.3.2.2 Para los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la componente verticalmente polarizada de la radiación dentro de un sector limitado por una DDM de 0.02 a cada lado del eje de rumbo, no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0.005 cuando la aeronave se encuentra en una actitud de 20° de inclinación lateral respecto a la horizontal.

3.1.3.2.3 Para localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III las señales producidas por el transmisor no contendrán ninguna componente que resulte en una aparente fluctuación del eje de rumbo de más de una DDM de 0.005, de cresta a cresta, en la banda de frecuencia de 0.01 a 10 Hz.

3.1.3.3 COBERTURA (Ver CCA-10 I D) 3.1.3.3 Cobertura).

3.1.3.3.1 El localizador proporcionará señales suficientes para permitir un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de abordaje, dentro de los sectores de cobertura del localizador y de la trayectoria de planeo. El sector de cobertura del localizador se extenderá desde el centro del sistema de antena del localizador hasta distancias de:

46.3 km (25 NM) dentro de $\pm 10^\circ$ respecto al eje de rumbo frontal;

31.5 km (17 NM) entre 10° y 35° respecto al eje de rumbo frontal;

18.5 km (10 NM) fuera de los $\pm 35^\circ$ respecto al eje de rumbo frontal si se proporciona cobertura;

Si bien, cuando lo dicten las características topográficas o lo permitan los requisitos operacionales, las limitaciones pueden reducirse a 33.3 km (18 NM) dentro de un sector de $\pm 10^\circ$ y 18.5 km (10 NM) dentro del resto de la cobertura, cuando otras instalaciones de navegación proporcionen cobertura satisfactoria dentro del área de aproximación intermedia. Las señales del localizador se recibirán a las distancias especificadas y a una altura igual o superior a 600 m (2,000 ft) por encima de la elevación del umbral, o de 300 m (1,000 ft) por encima de la elevación del punto más alto dentro de las áreas de aproximación intermedia y final, de ellos el valor que resulte más elevado. Tales señales podrán recibirse hasta las distancias especificadas, hasta una superficie que se extienda hacia afuera desde la antena del localizador y tenga una inclinación de 7° por encima del plano horizontal.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.3.1 Cobertura).

3.1.3.3.2 En todos los puntos del volumen de cobertura especificado en 3.1.3.3.1, salvo lo estipulado en 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3, la intensidad de campo no será inferior a $40\mu\text{V/m}$ (-114 dBW/m^2).

(Ver CCA-10 I D) 1.6.4 Cobertura).

3.1.3.3.2.1 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación I, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del localizador no será inferior a $90\mu\text{V/m}$ (-107 dBW/m^2) a partir de una distancia de 18.5 km (10 NM) hasta una altura de 60 m (200 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

3.1.3.3.2.2 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación II, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a 100 $\mu\text{V/m}$ (-106 dBW/m²) a una distancia de 18.5 km (10 NM), aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a 200 $\mu\text{V/m}$ (-100 dBW/m²) a una altura de 15 m (50 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

3.1.3.3.2.3 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a 100 $\mu\text{V/m}$ (-106 dBW/m²) a una distancia de 18.5 km (10 NM), aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a 200 $\mu\text{V/m}$ (-100 dBW/m²) a una altura de 6 m (20 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral. A partir de este punto y hasta otro punto situado a 4 m (12 ft) por encima del eje de la pista y a 300 m (1,000 ft) del umbral en la dirección del localizador, y a partir de allí a una altura de 4 m (12 ft) a lo largo de la pista en la dirección del localizador, la intensidad de campo no deberá ser inferior a 100 $\mu\text{V/m}$ (-106 dBW/m²).

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.3.2.3 Cobertura).

3.1.3.3.3 Por encima de 7° las señales deberán reducirse al valor más bajo posible.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.3.3 Cobertura).

3.1.3.3.4 Cuando la cobertura se logre mediante un localizador que usa dos portadoras, proporcionando una portadora un diagrama de radiación en el sector de rumbo frontal y la otra un diagrama de radiación fuera de dicho sector, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal hasta los límites de cobertura especificados en 3.1.3.3.1, no será menor de 10 dB.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.3.4 Cobertura).

3.1.3.3.5 Para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación III, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal, no deberá ser inferior a 16 dB.

3.1.3.4 ESTRUCTURA DEL RUMBO

3.1.3.4.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I, la amplitud de los codos del eje del rumbo no excederá de los valores siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto "A" del ILS	0.031
Desde el punto "A" del ILS hasta el punto "B"	0.031 en el punto "A" del ILS para disminuir linealmente hasta 0.015 en el punto "B" del ILS

Desde el punto "B" del ILS hasta el punto "C"	0.015
---	-------

3.1.3.4.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de las Categorías de actuación II y III, la amplitud de los codos del eje de rumbo no excederá de los valores siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto "A" del ILS	0.031
Desde el punto "A" del ILS hasta el punto "B"	0.031 en el punto "A" del ILS disminuyendo linealmente hasta 0.005 en el punto "B" del ILS
Desde el punto "B" del ILS hasta la referencia ILS	0.005

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.4.2 Estructura del Rumbo).

Y unicamente en lo que respecta a la Categoría III:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde la referencia ILS hasta el punto "D"	0.005
Desde el punto "D" del ILS hasta el punto "E"	0.005 en el punto "D" del ILS aumentando linealmente hasta 0.010 en el punto "E" del ILS

3.1.3.5 MODULACIÓN DE LA PORTADORA

3.1.3.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz será del 20% a lo largo del eje de rumbo.

3.1.3.5.2 La profundidad de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz estará comprendida entre los límites del 18 y 22%.

3.1.3.5.3 Las siguientes tolerancias se aplicarán a las frecuencias de los tonos de modulación:

- a) Los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz \pm 2,5%;
- b) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz \pm 1,5% para instalaciones de la Categoría de actuación II;

- c) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz \pm 1% para instalaciones de la Categoría de actuación III;
 - d) el contenido total de armónicos del tono de 90 Hz no excederá del 10%; además, respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III, el segundo armónico del tono de 90 Hz no excederá del 5%; y
 - e) el contenido total de armónicos del tono de 150 Hz no excederá del 10%.
- 3.1.3.5.3.1 Respecto a las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, los tonos de modulación deberán ser de 90 y de 150 Hz \pm 1.5%, cuando sea posible.
- 3.1.3.5.3.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la profundidad de modulación de amplitud de la portadora en la frecuencia o armónicos de la fuente de energía, o en otros componentes no deseados, no excederá del 0.05%. Los armónicos de la fuente de energía u otros componentes de ruido no deseado que puedan producir una intermodulación con los tonos de navegación de 90 Hz y 150 Hz o con sus armónicos, para producir fluctuación en el eje del rumbo no excederán de un 0.05% de la profundidad de modulación de la portadora.
- 3.1.3.5.3.3 Los tonos de modulación estarán en fase de tal manera que dentro del semisector de rumbo, las formas de onda demodulada de 90 Hz y 150 Hz pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:
- a) Respecto a los localizadores de las instalaciones de las Categorías de actuación I y II, de 20°; y
 - b) respecto a los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, de 10°, de la fase relativa al componente de 150 Hz cada medio ciclo de la forma de onda combinada de 90 y 150 Hz.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.5.3.3 Modulación de la Portadora).
- 3.1.3.5.3.4 Con sistemas de localizadores de dos frecuencias, 3.1.3.5.3.3 se aplicará a cada portadora. Además, el tono de modulación de 90 Hz de una portadora estará en fase con el tono de modulación de 90 Hz de la otra portadora, de manera que las formas de onda demodulada pasen por el valor cero, en la misma dirección dentro de un margen:
- a) Respecto a localizadores de las Categorías I y II, de 20°; y
 - b) respecto a localizadores de la Categoría III, de 10°, de fase relativa a 90 Hz. Similarmente los tonos de 150 Hz de las dos portadoras estarán acoplados en fase de tal modo que las formas de ondas demoduladas pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:
 - 1. respecto a localizadores de las Categorías I y II, de 20°; y
 - 2. respecto a los localizadores de la Categoría III, de 10°, de fase relativa a 150 Hz.

3.1.3.5.3.5 Se permitirá el empleo de otros sistemas de localizador de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales "en fase" descritas en 3.1.3.5.3.4. En estos sistemas alternativos la sincronización 90 Hz a 90 Hz y la sincronización 150 Hz a 150 Hz se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en 3.1.3.5.3.4.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.5.3.5 Modulación de la Portadora).

3.1.3.5.3.6 La suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de 90 Hz y 150 Hz no deberá exceder del 60% o ser inferior al 30% en la zona de cobertura requerida.

3.1.3.5.3.6.1 En el equipo que se instale por primera vez antes del 1 de enero de 2,000, la suma de las profundidades de modulación de la onda portadora producida por los tonos de 90 Hz y 150 Hz no excederá del 60% ni será inferior al 30% dentro de la cobertura requerida.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.5.3.6.1 Modulación de la Portadora).

3.1.3.5.3.7 Cuando se utilice un localizador para comunicaciones radiotelefónicas, la suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de 90 Hz y 150 Hz no excederá del 65% dentro de 10° del eje de rumbo, y del 78% en cualquier otro punto alrededor del localizador.

3.1.3.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador ILS que pueden afectar a los valores DDM que aparecen en los receptores del localizador, deberá reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.5.4 Modulación de la Portadora).

3.1.3.6 PRECISIÓN DE LA ALINEACIÓN DE RUMBO

3.1.3.6.1 El eje medio del rumbo se ajustará y mantendrá dentro de los límites equivalentes a los siguientes desplazamientos desde el eje de la pista, en la referencia del ILS:

- a) Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I: ± 10.5 m (35 ft), o el equivalente lineal de 0.015 DDM, tomándose de ambos valores el menor;
- b) respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II: ± 7.5 m (25 ft); y
- c) respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III: ± 3 m (10 ft).

3.1.3.6.2 Para los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II, el eje medio de rumbo deberá ajustarse y mantenerse dentro de los límites equivalentes a ± 4.5 m (15 ft) de desplazamiento con relación al eje de la pista en la referencia ILS.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.6.2 Precisión de la Alineación de Rumbo).

3.1.3.7 SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO

3.1.3.7.1 La sensibilidad de desplazamiento nominal en el semisector de rumbo en la referencia ILS será de 0.00145 DDM/m (0.00044 DDM/ft), pero para los localizadores de Categoría I, en los que no pueda alcanzarse la sensibilidad de desplazamiento nominal, la sensibilidad de desplazamiento se ajustará lo más posible a dicho valor. Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I en pistas con números de clave 1 y 2, la sensibilidad de desplazamiento nominal se logrará en el punto "B" del ILS. El ángulo de sector de rumbo máximo no pasará de 6°.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.7.1 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.3.7.2 La sensibilidad de desplazamiento lateral se ajustará y mantendrá dentro de los límites de:

- a) $\pm 17\%$ del valor nominal para las instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II;
- b) $\pm 10\%$ del valor nominal para las instalaciones ILS de Categoría de actuación III.

3.1.3.7.3 Respecto a las instalaciones ILS de Categoría de actuación II, la sensibilidad de desplazamiento deberá ajustarse y mantenerse dentro de los límites de $\pm 10\%$, cuando sea factible.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.7.3 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.3.7.4 El aumento de DDM será sensiblemente lineal con respecto al desplazamiento angular referido al eje de rumbo frontal (en que la DDM es cero) hasta un ángulo, a cada lado del eje de rumbo frontal, en que la DDM es 0.180. Desde ese ángulo hasta $\pm 10^\circ$ la DDM no será inferior a 0.180. Desde $\pm 10^\circ$ hasta $\pm 35^\circ$ respecto al eje de rumbo frontal la DDM no será inferior a 0.155. Cuando se requiera cobertura fuera del sector de $\pm 35^\circ$, la DDM en el área de cobertura, excepto en el sector de rumbo posterior, no será inferior a 0.155.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.7.4 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.3.8 COMUNICACIONES ORALES

3.1.3.8.1 Los localizadores de las instalaciones de Categorías de actuación I y II pueden tener un canal de comunicaciones radiotelefónicas de tierra a aire que pueda funcionar simultáneamente con las señales de navegación e identificación, siempre que dicho funcionamiento no interfiera en modo alguno con la función esencial del localizador.

3.1.3.8.2 Los localizadores de la Categoría III no proporcionarán tal canal, excepto donde se hayan cuidado extraordinariamente el proyecto y utilización de la instalación para asegurar que no hay posibilidad de interferencia con la guía de navegación.

3.1.3.8.3 Si se proporciona el canal habrá de acomodarse a las normas siguientes:

- 3.1.3.8.3.1 El canal utilizará la misma portadora o portadoras empleadas para la función localizadora y la radiación estará polarizada horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas en finía, el desfase de las modulaciones de ambas portadoras será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.
- 3.1.3.8.3.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora o portadoras debida a las comunicaciones radiotelefónicas no excederá del 50%, pero se ajustará de manera que:
- a) la relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la debida a la señal de identificación sea aproximadamente de 9 a 1;
 - b) la suma de los componentes de modulación debidos al uso del canal radiotelefónico, a las señales de navegación y a las señales de identificación no excederá del 95%.
- 3.1.3.8.3.3 La característica de audiofrecuencia del canal radiotelefónico será plana con una variación de 3 dB respecto al nivel a 1,000 Hz, en la gama de 300 a 3,000 Hz.

3.1.3.9 IDENTIFICACIÓN

- 3.1.3.9.1 El localizador podrá transmitir simultáneamente una señal de identificación propia de la pista y de la dirección de aproximación, en la misma portadora o portadoras que se utilicen para la función localizadora. La transmisión de la señal de identificación no interferirá en modo alguno con la función esencial del localizador.
- 3.1.3.9.2 La señal de identificación se emitirá por modulación Clase A2A de la portadora o portadoras usando un tono de modulación de 1,020 Hz con una tolerancia de ± 50 Hz. La profundidad de modulación se mantendrá dentro de los límites del 5 y 15%, excepto cuando se disponga de un canal radiotelefónico, en cuyo caso se ajustará de tal forma que la relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la modulación debida a la señal de identificación sea aproximadamente de 9 a 1 (véase 3.1.3.8.3.2). Las emisiones que lleven la señal de identificación se polarizarán horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas con señales de identificación, el desfase de las modulaciones será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.
- 3.1.3.9.3 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y constará de dos o tres letras. Podrá ir precedida de la letra "I" en código Morse internacional seguida de una pausa corta cuando sea necesario distinguir la instalación ILS de otras instalaciones de navegación existentes en el área inmediata.
- 3.1.3.9.4 La señal de identificación se transmitirá por puntos y rayas a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente y se repetirá a intervalos aproximadamente iguales de por lo menos seis veces por minuto durante todo el tiempo en el que el localizador esté disponible para uso operacional. Cuando las transmisiones del localizador no estén disponibles para uso operacional como, por ejemplo, después de retirar los componentes de navegación, o durante el mantenimiento o transmisiones de

pruebas, se suprimirá la señal de identificación. Los puntos tendrán una duración de 0.1 a 0.160 segundos.

Normalmente, la duración de una raya será tres veces superior a la duración de un punto. El espaciado entre puntos o rayas será equivalente al de un punto más o menos un 10%. El espaciado entre letras no será inferior a la duración de tres puntos.

3.1.3.10 EMPLAZAMIENTO

3.1.3.10.1 Para instalaciones de Categorías de actuación II y III, el sistema de antena del localizador se situará en la prolongación del eje de la pista, en el extremo de parada, y se ajustará el equipo de forma que los ejes de rumbo queden en un plano vertical que contenga el eje de la pista servida. La altura y el emplazamiento de la antena serán compatibles con los métodos para proporcionar márgenes verticales de seguridad sobre los obstáculos.

3.1.3.10.2 Para instalaciones de Categorías de actuación I, el sistema de antena del localizador se situará y ajustará de acuerdo con 3.1.3.10.1, a menos que por restricciones del sitio la antena tenga que separarse del eje de la pista.

3.1.3.10.2.1 El sistema de localizador desplazado se situará y ajustará de acuerdo con las disposiciones relativas al ILS desplazado de los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc. 8168), Volumen II, y las normas para el localizador serán con referencia al punto de umbral ficticio conexo.

3.1.3.11 EQUIPO MONITOR

3.1.3.11.1 El sistema automático de supervisión producirá una advertencia para los puntos de control designados y realizará una de las acciones siguientes, dentro del período especificado en 3.1.3.11.3.1, cuando persista alguna de las condiciones expresadas en 3.1.3.11.2:

- a) suspenderá la radiación;
- b) suprimirá de la portadora las componentes de navegación e identificación;

3.1.3.11.2 Las condiciones que exijan iniciación de la acción del monitor serán las siguientes:

- a) Para los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de 10.5 m (35 ft), o el equivalente lineal de 0.015 DDM, tomándose de ambos valores el menor, en el punto de referencia ILS;

- b) para los localizadores de instalaciones de la Categoría de actuación II un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de 7.5 m (25 ft) en la referencia ILS;
 - c) para localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III un desplazamiento del eje medio de rumbo con respecto al eje de la pista equivalente a más de 6 m (20 ft) en la referencia ILS;
 - d) en el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a menos del 50% de lo normal, con tal que el localizador continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.3.3, 3.1.3.4 y 3.1.3.5;
 - e) en el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del 80% de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el 80 y el 50% con tal que el localizador continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.3.3, 3.1.3.4 y 3.1.3.5;
 - f) Cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera en más de 17% del valor nominal para la instalación del localizador.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.11.2 Equipo Monitor).
- 3.1.3.11.2.1 En el caso de los localizadores en los que las funciones básicas se cumplen por medio de un sistema de dos frecuencias, las condiciones que exigen la iniciación de medidas de supervisión deberán abarcar el caso en que la DDM en la cobertura requerida más allá de $\pm 10^\circ$ del eje de rumbo frontal, salvo en el sector de rumbo posterior, disminuya por debajo de 0.155.
- 3.1.3.11.3 El período total de radiación, incluyendo el período o períodos de radiación nula, fuera de los límites de actuación especificados en los incisos a), b), c), d), e) y f) de 3.1.3.11.2, será tan corto como sea factible, compatible con la necesidad de evitar interrupciones del servicio de navegación proporcionado por el localizador.
- 3.1.3.11.3.1 El período total a que se hace referencia en 3.1.3.11.3 no excederá en ningún caso de:
- a) 10s para localizadores de la Categoría I;
 - b) 5s para localizadores de la Categoría II; y
 - c) 2s para localizadores de la Categoría III.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.11.3.1 Equipo Monitor).
- 3.1.3.11.3.2 Cuando sea factible, el período total indicado en 3.1.3.11.3.1 deberá reducirse a fin de que no exceda de dos segundos en los localizadores de la Categoría de actuación II y de un segundo en los localizadores de la Categoría III.

3.1.3.11.4 El proyecto y funcionamiento del sistema monitor serán compatibles con el requisito de que se omitan la guía de navegación e identificación y se dé una advertencia en los puntos designados de telemando en caso de avería del propio monitor.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.11.4 Equipo Monitor).

3.1.3.12 REQUISITOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO

3.1.3.12.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 0,5 \times 10^{-9}$ en cada aterrizaje para los localizadores de instalaciones de Categorías de actuación II y III.

3.1.3.12.2 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no deberá ser inferior a $1 - 1,0 \times 10^{-7}$ en cada aterrizaje para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I.

3.1.3.12.3 La probabilidad de no perder la señal de guía radiada será superior a:

a) $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación II o localizadores destinados a ser utilizados en operaciones de Categoría III A (equivalente a 2,000 horas de tiempo medio entre interrupciones); y

b) $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 30 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación III o localizadores destinados a ser utilizados en la gama completa de operaciones de Categoría III (equivalente a 4,000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.3.12.4 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas deberá ser superior a $1 - 4 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I (equivalente a 1,000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

(Ver CCA-10 I D) 3.1.3.12.4 Requisitos de Integridad y continuidad de Servicio).

3.1.4 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD A LA INTERFERENCIA DE LOS SISTEMAS RECEPTORES DEL LOCALIZADOR ILS

3.1.4.1 El sistema receptor del localizador ILS proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causado por dos señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en VHF en la gama de 107.7 a 108.0 MHz; y

$$2N_1 + N_2 \left(24 - 20 \log \frac{\Delta f}{0.4} \right) \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en frecuencias VHF inferiores a 107.7 MHz, donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF causan en el receptor una intermodulación de tercer orden de la frecuencia deseada del localizador ILS.

M_1 y M_2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF a la entrada del receptor del localizador ILS.

Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en 3.1.4.2.

$(\Delta)f = 108.1 - f_1$, donde f_1 es la frecuencia de N_1 , la señal de radiodifusión sonora FM en VHF más cercana a los 108.1 MHz.

- 3.1.4.2 El sistema receptor del localizador ILS no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Frecuencia (MHz)	Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor (dBm)
88-102	+15
104	+10
106	+ 5
107.9	-10

(Ver CCA-10 I D) 3.1.4.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores del Localizador).

Intencionalmente en blanco

3.1.5 EQUIPO DE TRAYECTORIA DE PLANEU UHF Y MONITOR CORRESPONDIENTE (Ver CCA-10 I D) 3.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente).

3.1.5.1 GENERALIDADES

3.1.5.1.1 La radiación del sistema de antenas de trayectoria de planeo, UHF, producirá un diagrama de campo compuesto modulado en amplitud por un tono de 90 Hz y otro de 150 Hz. El diagrama estará dispuesto de modo que suministre una trayectoria de descenso recta en el plano vertical que contenga al eje de la pista, con el tono de 150 Hz predominando por debajo de la trayectoria y el tono de 90 Hz predominando por encima de la trayectoria por lo menos hasta un ángulo igual a 1.75θ .

3.1.5.1.2 El ángulo de trayectoria de planeo ILS debería ser de 3° . Sólo deberán usarse ángulos de trayectoria de planeo ILS de más de 3° cuando no sea posible satisfacer por otros medios los requisitos de franqueamiento de obstáculos.

3.1.5.1.2.1 La trayectoria de planeo se deberá ajustar y mantener dentro de:

a) 0.075θ respecto a θ para trayectorias de planeo de las instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II;

b) 0.04θ respecto a θ para trayectoria de planeo de las instalaciones ILS de Categoría de actuación III.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.1.2.1 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente).

3.1.5.1.3 La prolongación rectilínea, hacia abajo, de la trayectoria de planeo pasará por la referencia ILS a una altura que garantice guía sin peligro sobre los obstáculos, así como la utilización segura y eficiente de la pista en servicio.

3.1.5.1.4 La altura de la referencia ILS, para las instalaciones ILS de las Categorías de actuación II y III, será de 15 m (50 ft). Se permite una tolerancia de + 3 m (10 ft).

3.1.5.1.5 La altura de la referencia ILS, para la instalación ILS de la Categoría de actuación I, deberá ser de 15 m (50 ft). Se permite una tolerancia de + 3 m (10 ft).

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente).

3,1,5,1,6 La altura de la referencia ILS para las instalaciones ILS de Categoría de actuación I utilizada en pistas cortas para aproximaciones de precisión con números de clave 1 y 2, deberá ser de 12m (40ft). Se permite una tolerancia de +6m (20ft).

3.1.5.2 RADIOFRECUENCIA

3.1.5.2.1 El equipo de trayectoria de planeo funcionará en la banda de 328.6 a 335.4 MHz. Cuando se utilice una sola portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá del 0.005%. Cuando se empleen sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, la tolerancia de frecuencia no excederá del 0.02%, y la banda nominal ocupada por las portadoras será

simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia entre las portadoras no será inferior a 4 kHz ni superior a 32 kHz.

- 3.1.5.2.2 La emisión del equipo de trayectoria de planeo se polarizará horizontalmente.
- 3.1.5.2.3 En el caso del equipo de trayectoria de planeo ILS de Categoría de actuación III, las señales emitidas por el transmisor no contendrán componentes que den por resultado fluctuaciones aparentes de la trayectoria de planeo de más de 0.02 de DDM, de cresta a cresta, en la banda de frecuencias de 0.01 a 10 Hz.

3.1.5.3 COBERTURA

- 3.1.5.3.1 El equipo de trayectoria de planeo emitirá señales suficientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de aeronave, en sectores de 8° en azimut a cada lado del eje de la trayectoria de planeo del ILS, hasta una distancia de por lo menos 18.5 km (10 NM) entre 1.75Θ y 0.45Θ por encima de la horizontal, o un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a 0.30Θ , se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.
- 3.1.5.3.2 A fin de proporcionar la cobertura para la actuación de la trayectoria de planeo especificada en 3.1.5.3.1, la intensidad mínima de campo en este sector de cobertura será de 400 $\mu\text{V/m}$ (-95 dBW/m²). Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de Categoría de actuación I, esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de 30 m (100 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral. Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de las Categorías de actuación II y III, esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de 15 m (50 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

(Ver **CCA-10 I D**) **3.1.5.3.2 Cobertura**).

3.1.5.4 ESTRUCTURA DE LA TRAYECTORIA DE PLANEOS ILS

- 3.1.5.4.1 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Límite exterior de la cobertura hasta el punto "C"	0.035

- 3.1.5.4.2 Para las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de las Categorías de actuación II y III, los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de la cobertura hasta el punto "A" del ILS	0.035
Desde el punto "A" hasta el punto "B" del ILS	0.035 en el punto "A" del ILS disminuyendo linealmente hasta 0.023 en el punto "B" del ILS
Desde el punto "B" hasta la referencia del ILS	0.023

(Ver CCA-10 I D) **3.1.5.4.2 Estructura de la Trayectoria de Planeo ILS).**

3.1.5.5 MODULACIÓN DE LA PORTADORA

3.1.5.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora, debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz será del 40% a lo largo de la trayectoria de planeo ILS. La profundidad de modulación no excederá los límites del 37. al 42.5%.

3.1.5.5.2 Se aplicarán a los tonos de modulación de frecuencias las tolerancias siguientes:

- a) Los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz con una tolerancia del 2.5% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I;
- b) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz, con una tolerancia del 1.5% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación II;
- c) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz, con una tolerancia del 1% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación III;
- d) el contenido total de armónicos del tono de 90 Hz no excederá del 10%; además, para el equipo de las instalaciones ILS de la Categoría de actuación III, el segundo armónico del tono de 90 Hz no excederá del 5%; y
- e) el contenido total de armónicos del tono de 150 Hz no excederá del 10%.

3.1.5.5.2.1 Respecto a las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, los tonos de modulación deberán ser de 90 y 150 Hz dentro de $\pm 1.5\%$, cuando resulte posible.

3.1.5.5.2.2 Respecto al equipo de trayectoria de planeo de las instalaciones de Categoría de actuación III, la profundidad de modulación en amplitud de la portadora, en la frecuencia de la fuente de energía o sus armónicos, o en otras frecuencias de ruido, no excederá del 1%.

3.1.5.5.3 La modulación estará acoplada en fase, de manera que dentro del semisector de la trayectoria de planeo ILS las ondas demoduladas de 90 y 150 Hz pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de:

- a) Para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de las Categorías de actuación I y II, 20°; y
- b) para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación III, 10°, de fase, respecto a la componente de 150 Hz cada medio ciclo de la onda combinada de 90 y 150 Hz.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.5.3 Modulación de la Portadora).

3.1.5.5.3.1 En el caso de los sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, 3.1.5.5.3 se aplicará a cada una de ellas. Además, el tono de modulación de 90 Hz de una portadora estará acoplado en fase al tono de modulación de 90 Hz de la otra portadora, de forma que las ondas demoduladas pasen por el mismo valor cero en la misma dirección dentro de:

- a) Para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de las Categorías I y II, 20°;
- b) para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría III, 10°, de fase relativa a 90 Hz. De igual manera, los tonos de 150 Hz de las dos portadoras estarán acoplados en fase de manera que las ondas demoduladas pasen por el valor cero en la misma dirección dentro de:

1) para las trayectorias de planeo ILS de las Categorías I y II, 20°;

2) para las trayectorias de planeo ILS de la Categoría III, 10°, de fase relativa a 150 Hz.

3.1.5.5.3.2 Se permitirá el empleo de otros sistemas de trayectoria de planeo de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales "en fase" descritas en 3.1.5.5.3.1. En estos sistemas alternativos, la sincronización 90 a 90 Hz y la sincronización 150 a 150 Hz se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en 3.1.5.5.3.1.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.5.3.2 Modulación de la Portadora).

3.1.5.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador ILS que pueden afectar a los valores DDM que aparecen en los receptores del localizador, deberá reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.5.4 Modulación de la Portadora).

3.1.5.6 SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO

3.1.5.6.1 Para la trayectoria de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una DDM de 0.0875 en desplazamientos angulares por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, entre 0.07θ y 0.14θ .

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.6.1 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.5.6.2 En el caso de trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular deberá corresponder a una DDM de 0.0875 en un desplazamiento angular de 0.12Θ por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de $\pm 0.02 \Theta$. Los sectores superior e inferior deberán ser todo lo más simétricos posible, dentro de los límites especificados en 3.1.5.6.1.

3.1.5.6.3 La sensibilidad de desplazamiento angular para las instalaciones de trayectorias de planeo ILS de Categoría de actuación II será tan simétrica como sea posible. La sensibilidad de desplazamiento angular nominal corresponderá a una DDM de 0.0875 en un desplazamiento angular de:

0.12 Θ por debajo de la trayectoria, con una tolerancia de $\pm 0.020 \Theta$;

0.12 por encima de la trayectoria, con una tolerancia de $+0.02 \Theta$ y -0.05Θ .

3.1.5.6.4 En el caso de trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación III, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una DDM de 0.0875 en desplazamientos angulares de 0.12Θ por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de $\pm 0.02 \Theta$.

3.1.5.6.4 La DDM por debajo de la trayectoria de planeo ILS aumentará suavemente a medida que disminuya el ángulo, hasta que se alcance un valor de 0.22 de DDM. Este valor se logrará en un ángulo no inferior a 0.30Θ por encima de la horizontal. No obstante, si se logra a un ángulo por encima de 0.45Θ , el valor de DDM no será inferior a 0.22 hasta por lo menos 0.45Θ , o a un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a 0.30Θ , se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.6.5 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.5.6.6 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y se mantendrá dentro de $\pm 25\%$ del valor nominal elegido.

3.1.5.6.7 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación II, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de $\pm 20\%$ del valor nominal elegido.

3.1.5.6.8 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación III, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de $\pm 15\%$ del valor nominal elegido.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.6.8 Sensibilidad de Desplazamiento).

3.1.5.7 EQUIPO MONITOR

3.1.5.7.1 El sistema automático de supervisión proporcionará una advertencia a los puntos de control designados y hará que cese la radiación dentro de los períodos especificados en 3.1.5.7.3.1, si persiste alguna de las siguientes condiciones:

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 066 -

- a) Desviación del ángulo medio Θ de trayectoria de planeo ILS que sea superior al sector comprendido entre -0.075Θ y $+0.10 \Theta$;
- b) en el caso de trayectorias de planeo ILS en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a menos del 50% de lo normal, con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5; y
- c) en el caso de trayectorias de planeo ILS en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del 80% de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el 80 y el 50% de lo normal con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5;
- d) para las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación I, un cambio del ángulo entre la trayectoria de planeo y la línea por debajo de ésta (predominando 150 Hz) en la que se observe una DDM de 0,0875, de más de (lo que sea mayor):
- 1) $\pm 0,0375 \Theta$; o
 - 2) un ángulo equivalente a un cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera 25% respecto del valor nominal;
- e) para las trayectorias de planeo ILS de las Categorías de actuación II y III, un cambio de sensibilidad de desplazamiento hasta un valor que difiera en más del 25% del valor nominal;
- f) descenso de la línea por debajo de la trayectoria de planeo ILS en la que se observa una DDM de 0.0875, hasta menos de 0.7475Θ respecto a la horizontal;
- g) reducción de la DDM hasta menos de 0.175 dentro de la cobertura indicada, por debajo del sector de la trayectoria de planeo.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.7.1 Equipo Monitor).
- 3.1.5.7.2 Deberá disponerse de supervisión de características de la trayectoria de planeo ILS con tolerancias más pequeñas, en los casos en que, de no hacerlo, habría dificultades para las operaciones.
- 3.1.5.7.3 El período total de radiación, incluidos los períodos de radiación nula, fuera de los límites prescritos en 3.1.5.7.1 a), b), c), d), e) y f), será lo más corto posible compatible con la necesidad de evitar la interrupción del servicio de navegación suministrado por la trayectoria de planeo ILS.
- 3.1.5.7.3.1 El período total de radiación mencionado en 3.1.5.7.3 no sobrepasará en ningún caso:

6 s, respecto a las trayectorias de planeo ILS de la Categoría I;

2 s, respecto a las trayectorias de planeo ILS de las Categorías II y III.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.7.3.1 Equipo Monitor).

3.1.5.7.3.2 Cuando sea factible, el período total especificado en 3.1.5.7.3.1 para trayectorias de planeo ILS de las Categorías II y III no deberá exceder de 1 s.

3.1.5.7.4 Se tendrá cuidado especial en el proyecto y funcionamiento del monitor con objeto de garantizar que la radiación cese y se dé advertencia en los puntos de telemando designados en caso de falla del propio monitor.
(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.7.4 Equipo Monitor).

3.1.5.8 REQUISITOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO

3.1.5.8.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 0,5 \times 10^{-9}$ en cada aterrizaje para las trayectorias de planeo en instalaciones de Categorías de actuación II y III.

3.1.5.8.2 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no deberá ser inferior a $1 - 1 \times 10^{-7}$ en cada aterrizaje para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categoría de actuación I.

3.1.5.8.3 La probabilidad de no perder la señal de guía radiada será superior a $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categorías de actuación II y III (equivalentes a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.5.8.4 La probabilidad de no perderlas señales de guía radiadas deberá ser superior a $1 - 4 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categoría de actuación I (equivalente a 1,000 de tiempo medio entre interrupciones).
(Ver CCA-10 I D) 3.1.5.8.4 Requisitos de Integridad y Continuidad de Servicio).

3.1.6 PARES DE FRECUENCIAS DEL LOCALIZADOR Y DE LA TRAYECTORIA DE PLANEO

3.1.6.1 Los pares de frecuencia del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos, se tomarán de la siguiente lista, de conformidad con las disposiciones del Volumen V, Capítulo 4, 4.2:

Localizador MHz	Trayectoria de planeo MHz
108.1	334.7
108.15	334.55
108.3	334.1
108.35	333.95
108.5	329.9
108.55	329.75
108.7	330.5
108.75	330.35

108.9	329.3
108.95	329.15
109.1	331.4
109.15	331.25
109.3	332.0
109.35	331.85
109.5	332.6
109.55	332.45
109.7	333.2
109.75	333.05
109.9	333.8
109.95	333.65
110.1	334.4
110.15	334.25
110.3	335.0
110.35	334.85
110.5	329.6
110.55	329.45
110.7	330.2
110.75	330.05
110.9	330.8
110.95	330.65
111.1	331.7
111.15	331.55
111.3	332.3
111.35	332.15
111.5	332.9
111.55	332.75
111.7	333.5
111.75	333.35
111.9	331.1
111.95	330.95

- 3.1.6.1.1 En las regiones donde los requisitos relativos a las frecuencias del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos no justifiquen más de 20 pares, éstos se seleccionarán consecutivamente, conforme se necesiten, de la lista siguiente:

Numero de orden	Localizador MHz	Trayectoria de planeo MHz
1	110.3	335.0
2	109.9	333.8
3	109.5	332.6
4	110.1	334.4
5	109.7	333.2

6	109.3	332.0
7	109.1	331.4
8	110.9	330.8
9	110.7	330.2
10	110.5	329.6
11	108.1	334.7
12	108.3	334.1
13	108.5	329.9
14	108.7	330.5
15	108.9	329.3
16	111.1	331.7
17	111.3	332.3
18	111.5	332.9
19	111.7	333.5
20	111.9	331.1

3.1.6.2 En los casos en que los localizadores ILS actuales que satisfacen necesidades nacionales, funcionen en frecuencias que terminen en décimas pares de megahertzio, se les asignará nuevas frecuencias de conformidad con 3.1.6.1 ó 3.1.6.1.1 tan pronto como sea posible, y sólo podrán seguir operando en las actuales asignaciones hasta que pueda efectuarse esta nueva asignación.

3.1.6.3 A los localizadores ILS existentes utilizados en el servicio internacional que operen en frecuencias que terminen en décimas impares de megahertzio no se les asignarán nuevas frecuencias que terminen en décimas impares más una vigésima de megahertzio, excepto cuando por acuerdo regional pueda hacerse uso general de cualesquiera de los canales enumerados en 3.1.6.1 (véase el Volumen V, Capítulo 4, 4.2).

3.1.7 RADIOBALIZAS VHF

3.1.7.1 GENERALIDADES

- a) Habrá dos radiobalizas en cada instalación, salvo lo previsto en 3.1.7.6.6. Podrá añadirse una tercera radiobaliza siempre que la autoridad competente estime que se necesita en determinado lugar debido a los procedimientos de operaciones.
- b) Las radiobalizas se ajustarán a los requisitos indicados en 3.1.7. Si la instalación comprende sólo dos radiobalizas, se cumplirán los requisitos aplicables a la intermedia y a la exterior.
- c) Las radiobalizas producirán diagramas de irradiación para indicar las distancias, determinadas de antemano, al umbral, a lo largo de la trayectoria de planeo ILS.

3.1.7.1.1 Cuando se use una radiobaliza en relación con el rumbo posterior de un localizador, debería ajustarse a las características de la radiobaliza que se especifican en 3.1.7.

3.1.7.1.2 Las señales de identificación de las radiobalizas que se usen con el rumbo posterior de un localizador, se distinguirán claramente de las identificaciones de las radiobalizas interna, intermedia y exterior, según se prescribe en 3.1.7.5.1.

3.1.7.2 RADIOFRECUENCIA

3.1.7.2.1 Las radiobalizas trabajarán en 75 MHz con una tolerancia de frecuencia de $\pm 0.005\%$ y utilizarán polarización horizontal.

3.1.7.3. COBERTURA

3.1.7.3.1 El sistema de radiobalizas se ajustará de modo que proporcione cobertura en las siguientes distancias, medidas en la trayectoria de planeo y en la línea de rumbo del localizador del ILS:

- a) Radiobaliza interna (si se instala): 150 m \pm 50 m (500 ft \pm 160 ft);
- b) radiobaliza intermedia: 300 m \pm 100 m (1,000 ft \pm 325 ft);
- c) radiobaliza exterior: 600 m \pm 200 m (2,000 ft \pm 650 ft).

3.1.7.3.2 La intensidad de campo en los límites de la zona de cobertura especificada en 3.1.7.3.1 será de 1.5 mV/m (82 dBW/m²). Además, la intensidad de campo dentro de la zona de cobertura aumentará hasta alcanzar como mínimo 3.0 mV/m (76 dBW/m²).

(Ver **CCA-10 I D**) **3.1.7.3.2 Cobertura**).

3.1.7.4 MODULACIÓN

3.1.7.4.1 Las frecuencias de modulación serán las siguientes:

- a) Radiobaliza interna (si se instala): 3,000 Hz;
- b) radiobaliza intermedia: 1,300 Hz; y
- c) radiobaliza exterior: 400 Hz.

La tolerancia de frecuencia de las anteriores frecuencias será de $\pm 2.5\%$, y el contenido total de armónicas de cada una de las frecuencias no excederá del 15%.

3.1.7.4.2 La profundidad de modulación de las radiobalizas será del 95%, $\pm 4\%$.

3.1.7.5 IDENTIFICACIÓN

3.1.7.5.1 No se interrumpirá la energía portadora. La modulación de audiofrecuencia se manipulará como sigue:

- a) Radiobaliza interna (si se instala): 6 puntos por segundo continuamente;
- b) radiobaliza intermedia: una serie continúa de puntos y rayas alternados, manipulándose las rayas a la velocidad de 2 rayas por segundo, y los puntos a la velocidad de 6 puntos por segundo; y
- c) radiobaliza exterior: 2 rayas por segundo continuamente. Estas velocidades de manipulación se mantendrán dentro de una tolerancia de $\pm 15\%$.

3.1.7.6 EMPLAZAMIENTO

3.1.7.6.1 La radiobaliza interna, cuando se instale, estará emplazada de modo que, en condiciones de mala visibilidad, indique la inminente proximidad del umbral de pista.

3.1.7.6.1.1 Si el diagrama de radiación es vertical, la radiobaliza interna, cuando se instale, deberá estar emplazada a una distancia comprendida entre 75 m (250 ft) y 450 m (1,500 ft) con respecto al umbral y a no más de 30 m (100 ft) de la prolongación del eje de la pista.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.7.6.1.1 Emplazamiento).

3.1.7.6.1.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo deberá emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y del sector de la trayectoria de planeo ILS que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en 3.1.7.6.1.1.

3.1.7.6.2 La radiobaliza intermedia se ubicará de forma que indique la inminencia de la orientación de aproximación visual, en condiciones de poca visibilidad.

3.1.7.6.2.1 Si el diagrama de radiación es vertical la radiobaliza intermedia deberá ubicarse a 1,050 m (3,500 ft), ± 150 m (500 ft), del umbral de aterrizaje, en el extremo de aproximación de la pista, y a no más de 75 m (250 ft) de la prolongación del eje de la pista.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.7.6.2.1 Emplazamiento).

3.1.7.6.2.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo deberá emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y el sector de la trayectoria de planeo ILS que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en 3.1.7.6.2.1.

- 3.1.7.6.3 La radiobaliza exterior se emplazará de modo que proporcione verificaciones de funcionamiento del equipo, altura y distancia a la aeronave durante la aproximación intermedia y final.
- 3.1.7.6.3.1 La radiobaliza exterior deberá emplazarse a 7.2 km (3.9 NM) del umbral, excepto que, cuando por motivos topográficos o por razones operacionales esto no sea posible, la radiobaliza exterior puede emplazarse a una distancia entre 6.5 y 11.1 km (3.5 y 6 NM) del umbral.
- 3.1.7.6.4 Si el diagrama de radiaciones es vertical, la radiobaliza exterior no deberá estar a más de 75 m (250 ft) de la prolongación del eje de la pista. Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo deberá emplazarse de modo que produzca un campo dentro de los sectores de rumbo y de trayectoria de planeo ILS que sea sensiblemente igual al producido por una antena que radie un diagrama vertical.
- 3.1.7.6.5 La posición de las radiobalizas o, cuando sea aplicable, la distancia o distancias equivalentes indicadas por el DME cuando se utilice en sustitución de la totalidad o parte del componente de radiobalizas del ILS, se publicarán de conformidad con las disposiciones del Anexo 15.
- 3.1.7.6.5.1 Cuando así se utilice, el DME proporcionará información de distancia equivalente desde el punto de vista operacional a la proporcionada por la radiobaliza o radiobalizas.
- 3.1.7.6.5.2 Cuando se use en sustitución de la radiobaliza intermedia, la frecuencia del DME estará emparejada con la del localizador del ILS y se emplazará de modo que sea mínimo el error de la información de distancia.
- 3.1.7.6.5.3 El DME a que se alude en 3.1.7.6.5 se ajustará a la especificación que figura en 3.5.

3.1.7.7 EQUIPO MONITOR

- 3.1.7.7.1 Un equipo apropiado suministrará señales para la operación de un monitor automático. Éste transmitirá una alarma al punto de control si se produce una de las siguientes condiciones:
- a) Falla de la modulación o de la manipulación; y
 - b) reducción de la potencia radiada a menos del 50% de la normal.
- 3.1.7.7.2 Para cada radiobaliza deberá suministrarse equipo monitor apropiado que indique, en el lugar adecuado, toda reducción de la profundidad de modulación por debajo del 50%.

Intencionalmente en blanco

3.2 Especificación para el sistema radar de aproximación de precisión

Las distancias empleadas en estas especificaciones son siempre las directas.

3.2.1 El sistema radar de aproximación de precisión comprenderá los siguientes componentes:

3.2.1.1 El elemento radar de aproximación de precisión (PAR).

3.2.1.2 El elemento radar de vigilancia (SRE).

3.2.2 Cuando se emplee el PAR únicamente, se identificará la instalación mediante el término PAR o radar de aproximación de precisión y no mediante la expresión sistema radar de aproximación de precisión.

En el Anexo 11, Capítulo 6, figuran las disposiciones referentes al registro y conservación de datos radar.

3.2.3 Elemento radar de aproximación de precisión (PAR)

3.2.3.1 Cobertura

3.2.3.1.1 El PAR podrá detectar e indicar la posición de una aeronave de 15 m² o más de área de eco, que se encuentre dentro de un espacio limitado por un sector azimutal de 20° y un sector de elevación de 7° a una distancia de 16,7 km (9 NM) por lo menos, de su respectiva antena.

Como guía para determinar el significado de las áreas de eco de una aeronave, se incluye la tabla siguiente:

Avión privado (monomotor): de 5 a 10 m².

Bimotores de pequeñas dimensiones: desde 15 m².

Bimotores de dimensiones medianas: desde 25 m².

Cuadrimotores: de 50 a 100 m².

3.2.3.2 Emplazamiento

3.2.3.2.1 El PAR se emplazará y ajustará para que proporcione servicio completo a un sector cuyo vértice esté en un punto a 150 m (500 ft) del punto de toma de contacto, en la dirección del extremo de parada de la pista, y que se extiende en azimut de $\pm 5^\circ$ respecto al eje de la pista, y en elevación de -1° a $+6^\circ$.

Los requisitos indicados en 3.2.3.2.1 pueden satisfacerse haciendo retroceder el emplazamiento del equipo respecto al punto de toma de contacto, en la dirección del extremo de parada de la pista, 915 m (3 000 ft) o más para una separación de 120 m (400 ft) respecto al eje de la pista, o 1 200 m (4 000 ft) o más, para una separación de 185 m (600 ft), cuando el equipo está alineado para explorar más o menos 10° respecto al eje de la pista. En cambio, si el equipo está alineado para explorar 15° hacia lado y 5° al otro del eje de la pista, el retroceso mínimo puede reducirse a 685 m (2 250 ft) y 915 m (3 000 ft) para separaciones de 120 m (400 ft) y 185 m (600 ft) respectivamente.

En el Adjunto C (Figuras C-14 a C-17), se dan diagramas que ilustran el emplazamiento del PAR.

3.2.3.3 Precisión

3.2.3.3.1 Precisión en azimut. La información de azimut se indicará de manera que las desviaciones a la izquierda o a la derecha respecto a la línea de rumbo puedan observarse fácilmente. El error máximo admisible en relación con la desviación respecto a la línea de rumbo será ya sea del 0,6% de la distancia desde la antena PAR + el 10% de la desviación respecto a la línea de rumbo, o 9 m (30 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. El equipo estará emplazado de manera que el error en el punto de toma de contacto no exceda de 9 m (30 ft). El sistema estará alineado y ajustado de manera que el error indicado en el punto de toma de contacto sea el mínimo y no exceda del 0,3% de la distancia desde la antena PAR, o 4,5 m (15 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a un ángulo azimutal de 1,2° una de otra.

3.2.3.3.2 Precisión en elevación. La información de elevación se indicará de modo que las desviaciones por encima o por debajo de la trayectoria de descenso para las cuales se haya ajustado el equipo sean fácilmente observables. El error máximo admisible de las desviaciones respecto a la línea de rumbo será 0,4% de la distancia desde la antena PAR + el 10% del desplazamiento real respecto a la trayectoria de planeo elegida, o 6 m (20 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. El equipo estará emplazado de manera que el error en el punto de toma de contacto no exceda de 6 m (20 ft). Además, estará alineado y ajustado de manera que el error indicado en el punto de toma de contacto sea mínimo y no exceda del 0,2% de la distancia desde la antena PAR, o 3 m (10 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a 0,6° de elevación una de otra.

3.2.3.3.3 Precisión en distancia. El error en la indicación de la distancia al punto de toma de contacto no excederá de 30 m (100 ft) + el 3% de la distancia desde dicho punto. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a 120 m (400 ft) una de otra, en el mismo azimut.

3.2.3.4 Se dispondrá de información que permita establecer la posición de la aeronave controlada en relación con la de otras aeronaves y obstáculos. Las indicaciones permitirán también el cálculo de su velocidad respecto a tierra y el régimen de desviación o aproximación respecto a la trayectoria de vuelo deseada.

3.2.3.5 La información se renovará completamente cada segundo, por lo menos.

3.2.4 Elemento radar de vigilancia (SRE)

3.2.4.1 El elemento radar de vigilancia utilizado como SRE de un sistema radar de aproximación de precisión, satisfará al menos los siguientes requisitos de actuación.

3.2.4.2 Cobertura

3.2.4.2.1 El SRE podrá detectar aeronaves de 15 m² o más, de área de eco, que estén en la línea visual de la antena, dentro del volumen descrito en la forma siguiente:

Una superficie plana vertical que gira 360° alrededor de la antena, cuyos límites son: una línea que forma un ángulo de 1,5° sobre el plano horizontal de la antena, que se prolonga desde ésta hasta 37 km (20 NM); una línea vertical a 37 km (20 NM) desde la intersección con la línea de 1,5° hasta 2 400 m (8 000 ft) sobre el nivel de la antena; una línea horizontal a 2 400 m (8 000 ft) desde 37 km (20 NM) que vuelve hacia la antena, hasta la intersección con una línea que parte de la antena con 20° de inclinación sobre el plano horizontal de la misma; y una línea a 20°, desde la intersección con la línea a 2 400 m (8 000 ft) hasta la antena.

3.2.4.2.2 Al llevar a cabo las investigaciones, debería procurarse aumentar la zona servida para aeronaves que tengan un área de eco de 15 m² hasta, por lo menos, el volumen obtenido al enmendar 3.2.4.2.1 con las sustituciones siguientes:

- donde dice 1,5°, léase 0,5°;
- donde dice 37 km (20 NM), léase 46,3 km (25 NM);
- donde dice 2 400 m (8 000 ft), léase 3 000 m (10 000 ft);
- donde dice 20°, léase 30°.

En el Adjunto C, Figura C-18, aparece un diagrama que indica la cobertura vertical del SRE.

3.2.4.3 Precisión

3.2.4.3.1 Precisión en azimut. La indicación de posición en azimut estará comprendida dentro de $\pm 2^\circ$ respecto a la posición verdadera. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves dentro de 4° de azimut una de otra.

3.2.4.3.2 Precisión en distancia. El error en la indicación de distancia no excederá del 5% de la distancia verdadera, o de 150 m (500 ft), el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que estén separadas por una distancia del 1% de la distancia verdadera desde el punto de observación, o 230 m (750 ft), el valor que sea mayor.

3.2.4.3.2.1 El error en la indicación de distancia no debería exceder del 3% de la distancia verdadera, o de 150 m (500 ft), el valor que sea mayor. 3.2.4.4 El equipo podrá renovar completamente la información concerniente a distancia y azimut de cualquier aeronave dentro de la zona servida por el equipo, cada 4 segundos por lo menos.

3.2.4.5 Debería tratarse de reducir en todo lo posible las perturbaciones causadas por los ecos de tierra o los debidos a nubes y precipitación.

3.3 ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL VHF (VOR)

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 076 -

3.3.1 GENERALIDADES

3.3.1.1 El VOR se construirá y ajustará de modo que las indicaciones similares de los instrumentos de las aeronaves representen iguales desviaciones angulares (marcaciones), en el sentido de las agujas del reloj, grado por grado, respecto al norte magnético, medidas desde la ubicación del VOR.

3.3.1.2 El VOR radiará una radiofrecuencia portadora a la que se aplicarán dos modulaciones separables de 30 Hz. Una de estas modulaciones será tal que su fase sea independiente del azimut del punto de observación (fase de referencia). La otra modulación (fase variable) será tal que su fase en el punto de observación difiera de la fase de referencia en un ángulo igual a la marcación del punto de observación respecto al VOR.

3.3.1.3 Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable estarán en fase a lo largo del meridiano de referencia que pase por la estación.

(Ver CCA-10 I D) 3.3.1.3 Especificación para el Radiofaro Omnidireccional VHF (VOR)).

3.3.2 RADIOFRECUENCIA

3.3.2.1 El VOR trabajará en la banda 111.975 a 117.975 MHz, pero se podrán usar frecuencias en la banda 108 a 111.975 MHz cuando, de conformidad con las disposiciones del Volumen V, Capítulo 4, 4.2.1 y 4.2.3.1, sea aceptable el uso de tales frecuencias.

La frecuencia más alta asignable será de 117.950 MHz. La separación entre canales se hará por incrementos de 50 kHz, en relación con la frecuencia asignable más alta. En áreas en que la separación entre canales generalmente usada sea de 100 ó 200 kHz, la tolerancia de frecuencia para la portadora será de $\pm 0,005\%$.

3.3.2.2 La tolerancia de frecuencia para la portadora en todas las nuevas instalaciones montadas después del 23 de mayo de 1,974, en áreas en que la separación entre canales usada sea de 50 kHz, será de $\pm 0.002\%$.

3.3.2.3 En áreas en que se monten nuevas instalaciones VOR y las frecuencias asignadas tengan una separación de 50 kHz entre canales respecto a los VOR existentes en la misma área, se concederá prioridad a garantizar que la tolerancia de frecuencia para la portadora de los actuales VOR se reduce a $\pm 0.002\%$.

3.3.3 POLARIZACIÓN Y PRECISIÓN DEL DIAGRAMA

3.3.3.1 La emisión del VOR se polarizará horizontalmente. La componente polarizada verticalmente de la radiación será la menor posible.

(Ver CCA-10 I D) 3.3.3.1 Polarización y Precisión del Diagrama).

3.3.3.2 La precisión de la información de marcación suministrada por la radiación polarizada horizontalmente del VOR a una distancia de cuatro longitudes de onda, aproximadamente, para todos los ángulos de elevación entre cero y 40° , medidos desde el centro del sistema de antenas del VOR, será de $\pm 2^\circ$.

3.3.4 COBERTURA

- 3.3.4.1 Los VOR suministrarán señales convenientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo a los niveles y distancias requeridas por razones operacionales, y hasta un ángulo de elevación de 40°.
(Ver CCA-10 I D) 3.3.4.1 Cobertura).
- 3.3.4.2 La intensidad de campo o la densidad de energía en el espacio de las señales VOR que se requieren para lograr un funcionamiento satisfactorio de una instalación de aeronave típica, al mínimo nivel de servicio y al máximo del radio efectivo especificado, deberá ser de 90 $\mu\text{V}/\text{m}$ ó -107 dBW/m².

3.3.5 MODULACIONES DE LAS SEÑALES DE NAVEGACIÓN

- 3.3.5.1 La portadora de radiofrecuencia, tal como se observe desde cualquier punto en el espacio, se modulará en amplitud por dos señales, de la manera siguiente:
- a) Una subportadora de 9,960 Hz de amplitud constante, modulada en frecuencia a 30 Hz y que tenga una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17):
1. Para el VOR convencional, la componente de 30 Hz de esta subportadora modulada en frecuencia es fija independientemente del azimut y se denomina "fase de referencia";
 2. Para el VOR Doppler, la fase de la componente de 30 Hz varía con el azimut y se denomina "fase variable"; y tendrá una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17) cuando se observe a un ángulo de elevación de hasta 5°, con una relación de desviación mínima de 11 cuando se observe a un ángulo de elevación de más de 5° y de hasta 40°;
- b) una componente modulada en amplitud a 30 Hz:
1. Para el VOR convencional, esta componente es el resultado de la rotación de un diagrama de campo cuya fase varía con el azimut, y se denomina "fase variable";
 2. para el VOR Doppler, esta componente, de fase constante en relación con el azimut y de amplitud constante, se radia omnidireccionalmente, y se denomina "fase de referencia".
- 3.3.5.2 La profundidad nominal de modulación de la portadora de radiofrecuencia debida a la subportadora de 9960 Hz, estará comprendida entre los límites del 28 y el 32%.
- 3.3.5.3 La profundidad de modulación de la portadora de radiofrecuencia, debida a las señales de 30 y 9,960 Hz, tal como se observe desde cualquier ángulo de elevación hasta 5°, estará comprendida dentro de los límites de 28 y 32%. La profundidad de modulación

de la portadora de radiofrecuencia, debida a la señal de 9 960 Hz, tal como se observe a cualquier ángulo de elevación de hasta 5°, estará comprendida dentro de los límites de 20 a 55% en instalaciones sin modulación de señales vocales, y dentro de los límites de 20 a 35% en instalaciones con modulación de señales vocales.

(Ver CCA-10 I D) 3.3.5.3 Modulación de las Señales de Navegación).

- 3.3.5.4 Las frecuencias de modulación de la fase variable y de la fase de referencia serán de 30 Hz con una tolerancia de $\pm 1\%$.
- 3.3.5.5 La frecuencia central de la modulación de la subportadora será de 9,960 con una tolerancia de $\pm 1\%$.
- a) Para el VOR convencional, el porcentaje de modulación con amplitud de la subportadora de 9,960 Hz no excederá del 5%.
- b) Para el VOR Doppler, el porcentaje de la modulación en amplitud de la subportadora de 9,960 Hz no excederá del 40% cuando se mida en un punto que diste por lo menos 300 m (1,000 ft) del VOR.
- 3.3.5.7 Cuando se aplique el espaciado de 50 kHz entre canales VOR, el nivel de banda lateral de las armónicas del componente de 9,960 Hz de la señal radiada no excederá los niveles siguientes con referencia al nivel de la banda lateral de 9,960 Hz.

Subportadora	Nivel
9,960 Hz	referencia 0 dB
2ª armónica	-30 dB
3ª armónica	-50 dB
4ª armónica y siguientes	-60 dB

3.3.6 RADIOTELEFONÍA E IDENTIFICACIÓN

- 3.3.6.1 Si el VOR suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a tierra, dicho canal usará la misma portadora de radiofrecuencia que se usa para fines de navegación. La radiación de este canal se polarizará horizontalmente.
- 3.3.6.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora en el canal de comunicación no será mayor del 30%.
- 3.3.6.3 Las características de audiofrecuencia del canal radiotelefónico no diferirán más de 3 dB en relación al nivel de 1,000 Hz en la gama de 300 a 3,000 Hz.
- 3.3.6.4 El VOR suministrará la transmisión simultánea de una señal de identificación en la misma portadora de radiofrecuencia que se use para fines de navegación. La radiación de la señal de identificación se polarizará horizontalmente.

- 3.3.6.5 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y consistirá en dos o tres letras. Se emitirá a una velocidad que corresponda a 7 palabras por minuto, aproximadamente. La señal se repetirá por lo menos una vez cada 30 s y el tono de modulación será de 1,020 Hz con ± 50 Hz de tolerancia.
- 3.3.6.5.1 La señal de identificación deberá transmitirse por lo menos tres veces cada 30 s, espaciada igualmente dentro de ese período de tiempo. Una de dichas señales de identificación puede ser una identificación oral.
(Ver CCA-10 I D) 3.3.6.5.1 Radiotelefonía e Identificación).
- 3.3.6.6 La profundidad a que se module la portadora por la señal de identificación en clave se aproximará al 10%, pero no excederá de dicho valor, si bien cuando no se proporcione un canal de comunicación, se puede permitir aumentar la modulación por la señal de identificación en clave hasta un valor que no sobrepase el 20%.
- 3.3.6.6.1 Si el VOR suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a aire, la profundidad de modulación de la señal de identificación en clave deberá ser $5 \pm 1\%$, a fin de suministrar una calidad satisfactoria de radiotelefonía.
- 3.3.6.7 La transmisión de radiotelefonía no interferirá de modo alguno con los fines básicos de navegación. Cuando se emita en radiotelefonía, no se suprimirá la señal de identificación en clave.
- 3.3.6.8 La función receptora VOR permitirá la identificación positiva de la señal deseada bajo las condiciones de señal que se encuentren dentro de los límites de cobertura especificada y con los parámetros de modulación especificados en 3.3.6.5, 3.3.6.6 y 3.3.6.7.

3.3.7 EQUIPO MONITOR

- 3.3.7.1 Un equipo adecuado situado en el campo de radiación, proporcionará señales para el funcionamiento de un monitor automático. Dicho equipo transmitirá una advertencia a un punto de control o bien eliminará de la portadora las componentes de identificación y de navegación o hará que cese la radiación si se presenta alguna de las siguientes desviaciones respecto a las condiciones establecidas o una combinación de las mismas:
- a) Un cambio de más de 1° , en el emplazamiento del equipo de control, de la información de marcación transmitida por el VOR; y
 - b) una disminución del 15% en las componentes de modulación, del nivel de voltaje de las señales de radiofrecuencia en el dispositivo de control, tratándose de la subportadora, de la señal de modulación en amplitud de 30 Hz o de ambas.
- 3.3.7.2 La falla del propio monitor hará que se transmita una advertencia a un punto de control y, o bien:
- a) Suprimirá las componentes de identificación y de navegación de la portadora; o bien

b) hará que cese la radiación.
 (Ver CCA-10 I D) 3.3.7.2 Equipo Monitor).

3.3.8 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD A LA INTERFERENCIA DE LOS SISTEMAS RECEPTORES VOR

3.3.8.1 El sistema receptor del VOR proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causada por dos señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en VHF en la gama de 107,7 a 108,0 MHz; y

$$2N_1 + N_2 + 3 \left(24 - 20 \log \frac{\Delta f}{0.4} \right) \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en frecuencias VHF inferiores a 107.7 MHz donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF causan en el receptor una intermodulación de tercer orden en la frecuencia deseada del VOR.

N1 y N2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF a la entrada del receptor VOR. Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en 3.3.8.2.

$\Delta f = 108.1 - f_1$, donde f_1 es la frecuencia de N1, la señal de radiodifusión sonora FM en VHF más cercana a los 108.1 MHz.

3.3.8.2 El sistema receptor del VOR no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Frecuencia (MHz)	Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor (dBm)
88-102	+15
104	+10
106	+ 5
107.9	-10

(Ver CCA-10 I D) 3.3.8.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores VOR).

Intencionalmente en blanco

3.4 ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB)

3.4.1 DEFINICIONES

Cobertura efectiva. Zona que rodea un NDB, dentro de la cual se pueden obtener marcaciones con precisión suficiente para la naturaleza de la operación en cuestión.

Cobertura nominal. El área que rodea a un NDB, dentro de la cual la intensidad del campo vertical de la onda terrestre excede el valor mínimo especificado para el área geográfica en que está situado el radiofaro.

Radiofaro de localización. Un radiofaro no direccional LF/MF utilizado como una ayuda para la aproximación final.

Radio medio de la cobertura nominal. El radio de un círculo que tenga la misma área que la cobertura nominal.

(Ver CCA-10 I D) 3.1 Especificación para el Radiofaro No Direccional (NDB)).

(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.1 El ILS constara de los Elementos esenciales siguientes).

(Ver CCA-10 I D) 3.1.2.1.2 El ILS Constara de los Elementos esenciales siguientes.

(Ver CCA-10 I D) 3.1.7 Radiobalizas VHF).

3.4.2 COBERTURA

3.4.2.1 El valor mínimo de intensidad de campo en la cobertura nominal de un NDB deberá ser de 70 $\mu\text{V/m}$.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.2.1 Cobertura).

3.4.2.2 Todas las notificaciones o divulgaciones que se refieran a los NDB se basarán en el radio medio de la zona de servicio clasificada.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.2.2 Cobertura).

3,4,2,3 Cuando la cobertura nominal de un NDB es bastante diferente en varios sectores importantes de operación, su clasificación debería expresarse en función del radio medio de la cobertura, así como de los límites angulares de cada sector en la forma siguiente:

Radio de la cobertura del sector/límites angulares del sector, expresados en marcaciones magnéticas en el sentido de las agujas del reloj, con referencia al radiofaro.

Cuando convenga clasificar un NDB en tal forma, el número de los sectores deberá reducirse al mínimo y de ser posible no exceder de dos.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.2.3 Cobertura).

3.4.3 LIMITACIONES DE LA POTENCIA RADIADA

3.5.1 La potencia radiada por un NDB no excederá en más de 2 dB de la necesaria para lograr la zona de servicio clasificada convenida, pero esta potencia podrá aumentarse si se coordina regionalmente o si no se produce interferencia perjudicial para otras instalaciones.

3.4.4 RADIOFRECUENCIAS

- 3.4.4.1 Las radiofrecuencias asignadas a los NDB se seleccionarán de entre las que estén disponibles en la parte del espectro comprendida entre 190 y 1,750 kHz.
- 3.4.4.2 La tolerancia de frecuencia aplicable a los NDB será de 0.01%, pero para los NDB que, con una potencia de antena superior a 200 W, utilicen frecuencias de 1,606,5 kHz o superiores, la tolerancia será de 0.005%.
- 3.4.4.3 Cuando se utilicen dos radiofaros de localización como complemento de un ILS, la separación de frecuencia entre las portadoras de los dos no deberá ser inferior a 15 kHz, para asegurar el funcionamiento correcto del radiocompás y, preferiblemente, de no más de 25 kHz, a fin de que se pueda variar rápidamente la sintonía cuando la aeronave tenga solamente un radiocompás.
- 3.4.4.4 Cuando localizadores asociados con instalaciones ILS que dan servicio a extremos opuestos de una sola pista tienen asignada una frecuencia común, se tomarán las medidas oportunas para asegurar que no puede radiar la instalación que no está en servicio.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.4.4 Radiofrecuencias).

3.4.5 IDENTIFICACIÓN

- 3.4.5.1 Todo NDB se identificará individualmente por un grupo de dos o tres letras en código Morse internacional transmitido a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente.
- 3.4.5.2 Cada 30 s se transmitirá, por lo menos una vez, la identificación completa, salvo cuando la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora. En este caso se dará la identificación a intervalos de aproximadamente 1 min, aunque se podrá usar un intervalo más corto en determinadas estaciones NDB cuando se considere conveniente para las operaciones.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.5.2 CONVERSIÓN ENTRE PZ-90 Y WGS-84).

- 3.4.5.2.1 Excepto en aquellos casos en que la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora, la señal de identificación deberá transmitirse por lo menos tres veces cada 30 s, a intervalos iguales en ese período de tiempo.
- 3.4.5.3 Para los NDB con un radio medio de cobertura nominal igual o menor que 92.7 km (50 NM), que se usen principalmente como ayudas para la aproximación y la espera en las proximidades de un aeródromo, se transmitirá la identificación por lo menos tres veces cada 30 s, a intervalos iguales en ese período de tiempo.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.5.3 Sistema de aumentación basado en satélite (SBAS)).

- 3.4.5.4 La frecuencia del tono de modulación usado para la identificación será de 1,020 Hz \pm 50 Hz o de 400 Hz \pm 25 Hz.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.5.4 Identificación).

3.4.6 CARACTERÍSTICAS DE LAS EMISIONES

(Ver CCA-10 I D) 3.4.6 Características de las Emisiones).

3.4.6.1 Excepto lo dispuesto en 3.4.6.1.1 todos los NDB radiarán una portadora ininterrumpida y se identificarán por interrupción de un tono de modulación de amplitud (NON/A2A).

3.4.6.1.1 Los NDB que no se empleen total o parcialmente como ayudas para la espera, aproximación y aterrizaje, o los que tengan una zona de servicio clasificada de un radio medio menor de 92.7 km (50 NM), podrán identificarse por manipulación que interrumpa la portadora no modulada (NON/A1A) si se encuentran en áreas de mucha densidad de radiofaros y donde no sea posible lograr la zona de servicio clasificada debido a:

a) Interferencia de las estaciones de radio;

b) mucho ruido atmosférico;

c) condiciones locales.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.6.1.1 Características de las Emisiones).

3.4.6.2 En todo NDB identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, la profundidad de modulación se mantendrá lo más cerca posible del 95%.

3.4.6.3 En todo NDB identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, las características de la emisión durante la identificación serán tales que se logre identificación satisfactoria en el límite de su cobertura nominal.

(Ver CCA-10 I D) 3.6.4 Características de las Emisiones).

3.4.6.4 No deberá disminuir la potencia de la portadora de un NDB con emisiones NON/A2A, cuando se radie la señal de identificación, salvo en el caso de un NDB cuya zona de servicio clasificada tenga un radio medio superior a 92.7 km (50 NM), en que podrá aceptarse una disminución no superior a 1.5 dB.

3.4.6.5 Las modulaciones no deseadas de la radiofrecuencia no llegarán, en total, al 5% de la amplitud de la portadora.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.6.5 Características de las Emisiones).

3.4.6.6 La anchura de banda de las emisiones y el nivel de las radiaciones no esenciales, se mantendrán al valor más bajo que permita el estado de la técnica y la naturaleza del servicio.

(Ver CCA-10 I D) 3.4.6.6 Características de las Emisiones).

3.4.7 EMPLAZAMIENTO DE LOS RADIOFAROS DE LOCALIZACIÓN

3.4.7.1 Cuando se empleen radiofaros de localización como complemento del ILS, su emplazamiento deberá ser el de las radiobalizas exterior o intermedia. Cuando sólo se use un radiofaro de localización como complemento del ILS, deberá emplazarse preferentemente en el mismo punto que la radiobaliza exterior. Cuando los radiofaros de localización se empleen como ayuda para la aproximación final, sin que exista ningún

ILS, deberán seleccionarse emplazamientos equivalentes a los que se usan cuando se instala un ILS, teniendo en cuenta las pertinentes disposiciones acerca del margen sobre los obstáculos, de los PANS-OPS (Doc. 8168).

- 3.4.7.2 Cuando se instalan radiofaros de localización en las posiciones de las radiobalizas intermedia y exterior, siempre que sea factible deberán estar situados a un mismo lado de la prolongación del eje de la pista, para que la trayectoria entre los radiofaros de localización sea lo más paralela posible a dicho eje.

3.4.8 EQUIPO MONITOR

- 3.4.8.1 Para cada NDB se suministrarán medios de control adecuados que puedan detectar cualesquiera de las condiciones siguientes, en un lugar apropiado:

- a) Disminución de la potencia de la portadora radiada de más del 50% del valor necesario para obtener la zona de servicio clasificada;
- b) falla de transmisión de la señal de identificación; y
- c) funcionamiento defectuoso o falla de los medios de control.

- 3.4.8.2 Cuando un NDB funcione con una fuente de energía que tenga una frecuencia próxima a las de conmutación del equipo ADF de a bordo, y cuando las características del NDB sean tales que es probable que la frecuencia de la fuente de alimentación aparezca en la emisión como un producto de modulación, los medios de control deberían poder detectar, en la portadora, tal modulación causada por la fuente de energía, cuando exceda del 5%.

- 3.4.8.3 Durante las horas de servicio de un NDB, los medios de control deberán proporcionar comprobación constante del funcionamiento del NDB, según se prescribe en 3.4.8.1 a), b) y c).

- 3.4.8.4 Durante las horas de servicio de un NDB que no sea un radiofaro de localización, los medios de control proporcionarán comprobación constante del funcionamiento del radiofaro de localización, según se prescribe en 3.4.8.1 a), b) y c).

(Ver CCA-10 I D) 3.4.8.4 Equipo Monitor).

Intencionalmente en blanco

3.5 ESPECIFICACIÓN PARA EL EQUIPO RADIOTELEMÉTRICO UHF (DME) (Ver CCA-10 I D) 3.5

3.5.1 DEFINICIONES

Amplitud del impulso. Tensión máxima de la envolvente del impulso, es decir, A en la Figura 3-1.

Búsqueda. Condición que existe cuando el interrogador del DME intenta adquirir del transpondedor seleccionado, y enganchar, la respuesta a sus propias interrogaciones.

Código del impulso. Método para distinguir entre los modos W, X, Y y Z y entre los modos FA e IA.

DME/N. Equipo radiotelemétrico, principalmente para servir las necesidades operacionales de la navegación en ruta o TMA, donde la "N" identifica las características de espectro estrecho.

DME/P. Elemento radiotelemétrico del MLS, donde la "P" significa telemetría de precisión. Las características del espectro son similares a las del DME/N.

Duración del impulso. Intervalo de tiempo entre los puntos de amplitud 50% de los bordes anterior y posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos b y f de la Figura 3-1.

Eficacia del sistema. El cociente entre el número de respuestas válidas procesadas por el interrogador y el total de sus propias interrogaciones.

Eficacia de respuesta. El cociente entre el número de respuestas transmitidas por el transpondedor y el total de interrogaciones válidas recibidas.

Error a lo largo de la trayectoria (PFE). Aquella parte del error de señal de guía que puede hacer que la aeronave se desplace del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados (véase 3.11).

Modo de aproximación final (FA). La condición de la operación del DME/P que presta apoyo a las operaciones de vuelo en las zonas de aproximación final y de pista.

Modo de aproximación inicial (IA). La condición de la operación del DME/P que presta apoyo a las operaciones de vuelo fuera de la zona de aproximación final y con características de compatibilidad con el DME/N.

Modos W, X, Y, Z. Método de codificación de las transmisiones del DME mediante separación en el tiempo de los impulsos de un par, de modo que cada frecuencia pueda utilizarse más de una vez.

Origen virtual. Punto en el cual la línea recta que pasa por los puntos de amplitud 30 y 5% del borde anterior del impulso corta al eje de amplitud 0% (véase la Figura 3-2).

Potencia isotropa radiada equivalente (p.i.r.e). Producto de la potencia suministrada a la antena transmisora por la ganancia de antena en una dirección determinada en relación con una antena isotropa (ganancia absoluta o isotropa).

Punto de referencia de aproximación MLS. Punto en la trayectoria de planeo mínima a una altura determinada sobre el umbral (véase 3.11).

Punto de referencia MLS. Punto del eje de la pista más próximo al centro de fase de la antena de elevación de aproximación (véase 3.11).

Ruido de mandos (CMN). Aquella parte del error de la señal de guía que origina movimientos en los timones y mandos y pudiera afectar al ángulo de actitud de la aeronave durante el vuelo acoplado, pero que no hace que la aeronave se desvíe del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados (véase 3.11).

Seguimiento. Condición que existe cuando el interrogador del DME ha enganchado respuestas a sus propias interrogaciones, y proporciona medición de distancia (telemetría) en forma continua.

Tiempo de aumento del impulso. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 10 y 90% del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos a y c de la Figura 3-1.

Tiempo de aumento parcial. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 5 y 30% del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos h e i de las Figuras 3-1 y 3-2.

Tiempo de disminución del impulso. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 90 y 10% del borde posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos e y g de la Figura 3-1.

Tiempo de trabajo. Tiempo durante el cual se está transmitiendo un punto o raya de un carácter en código Morse.

Tiempo muerto DME. Un período que sigue inmediatamente a la decodificación de una interrogación válida durante el cual la interrogación recibida no dará origen a una respuesta. (Ver CCA-10 I D) 4.1 Definiciones, Tiempo Muerto).

Velocidad de transmisión. Promedio del número de pares de impulsos por segundo transmitidos por el transpondedor.

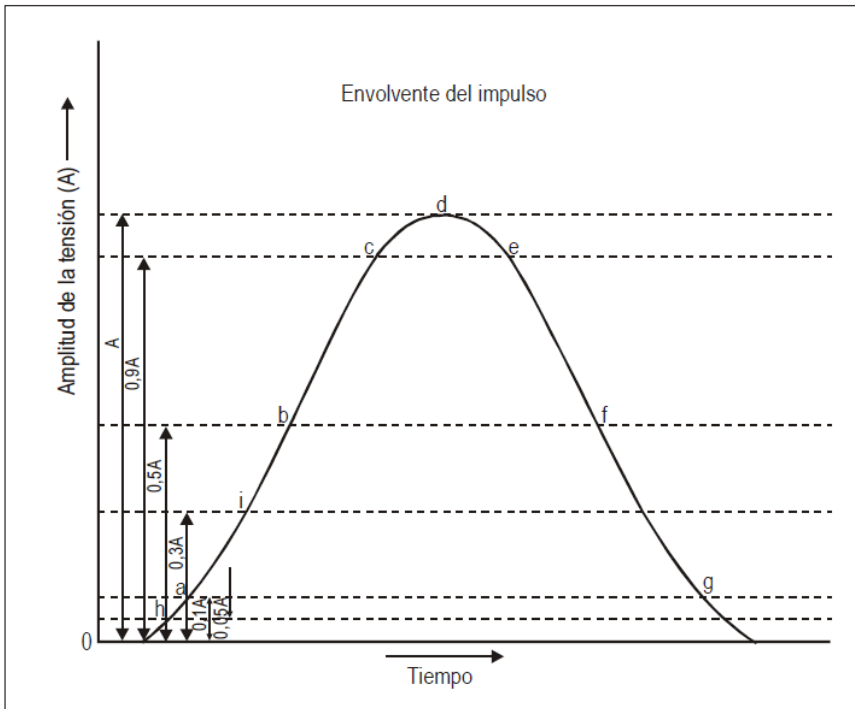


Fig 3-1

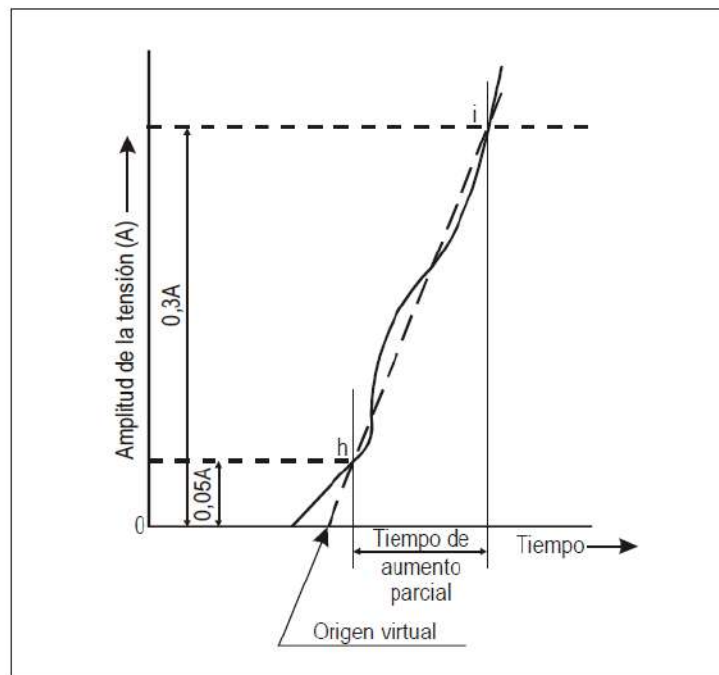


Figura 3-2

3.5.2 GENERALIDADES

3.5.2.1 El sistema DME proporcionará una indicación continua y precisa en la cabina de mando de la distancia oblicua que existe entre la aeronave equipada al efecto y un punto de referencia en tierra provisto de equipo.

3.5.2.2 El sistema comprenderá dos partes básicas, una instalada en la aeronave y la otra en tierra. La parte instalada en la aeronave se llamará interrogador y la de tierra transpondedor.

3.5.2.3 Al funcionar, los interrogadores interrogarán a los transpondedores, los cuales a su vez transmitirán a la aeronave respuestas sincronizadas con las interrogaciones, obteniéndose así la medición exacta de la distancia.

3.5.2.4 El DME/P tendrá dos modos de funcionamiento, IA y FA.

3.5.2.5 Cuando un DME se asocie con un ILS, un MLS o un VOR a fin de que constituyan una sola instalación:

- a) Funcionen en pares de frecuencias normalizados de conformidad con 3.5.3.3. 4;
- b) tengan un emplazamiento común dentro de los límites prescritos en 3.5.2.6; para instalaciones conexas y
- c) cumplan con las disposiciones sobre identificación, de 3.5.3.6.4.

3.5.2.6 Límites de emplazamiento común para las instalaciones DME asociadas con instalaciones ILS, MLS o VOR.

3.5.2.6.1 Las instalaciones asociadas VOR y DME tendrán un emplazamiento común de conformidad con lo siguiente:

- a) en las instalaciones que se utilizan en áreas terminales para fines de aproximación u otros procedimientos en los que se exige la máxima precisión del sistema para determinar la posición, la separación de las antenas del VOR y del DME no excede de 80 m (260 ft);
- b) para fines distintos de los indicados en a), la separación de las antenas del VOR y del DME no excede de 600 m (2 000 ft).

3.5.2.6.2 ASOCIACIÓN DEL DME CON EL ILS

(Ver CCA-10 I D) 3.5.2.6.2 Asociación del DME con el ILS).

3.5.2.6.3 ASOCIACIÓN DEL DME CON EL MLS

3.5.2.6.3.1 Si se utiliza un DME/P para proporcionar información de distancia deberá estar emplazado tan cerca como sea posible de la instalación en azimut MLS.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.2.6.3.1 Asociación del DME con el MLS).

3.5.2.7 Las normas de 3.5.3, 3.5.4 y 3.5.5 identificadas con † se aplicarán sólo al equipo DME que se instaló por primera vez después del 1 de enero de 1989.

3.5.3 CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA

3.5.3.1 ACTUACIÓN

3.5.3.1.1 **Alcance.** El sistema proporcionará un medio para medir la distancia oblicua desde una aeronave hasta un transpondedor elegido, hasta el límite de la cobertura prescrita por los requisitos operacionales de dicho transpondedor.

3.5.3.1.2 COBERTURA

3.5.3.2.1 Cuando el DME/N esté asociado con un VOR, la cobertura será por lo menos la del VOR, en la medida de lo posible.

3.5.1.2.2 Cuando el DME/N esté asociado, ya sea con un ILS, la cobertura correspondiente será por lo menos la del ILS respectivo. o la de los sectores de cobertura de guía angular en azimut MLS.

2.5.1.2.3 La cobertura del DME/P será por lo menos la proporcionada por lo sectores de cobertura de guía angular en azimut MLS.

(Ver CCA-10 I D) 2.5.1.2.3 Cobertura).

3.5.3.1.3 PRECISIÓN

3.5.3.1.3.1 **Precisión del sistema.** Las normas de precisión que se especifican en 3.5.3.1.4, 3.5.4.5 y 3.5.5.4 serán satisfechas con una probabilidad del 95%.

3.5.3.1.4 PRECISIÓN DEL DME/P

(Ver CCA-10 I D) 3.5.3.1.4 Precisión del DME/P).

3.5.3.1.4.1 **Componentes de error.** El error a lo largo de la trayectoria (PFE) estará integrado por aquellas componentes de frecuencia en el error del DME/P a la salida del interrogador, que tengan un valor inferior a 1.5 rad/s. El ruido de mandos (CMN) estará integrado por aquellas componentes de frecuencia en el error del DME/P a la salida del interrogador, cuyo valor esté comprendido entre 0.5 y 10 rad/s.

Ver CCA-10 I D) 3.5.3.1.4.1 Precisión del DME/P).

3.5.3.1.4.2 Los errores a lo largo de la prolongación del eje de la pista no excederán de los valores proporcionados en la Tabla B al final de este capítulo.

3.5.3.1.4.3 En el sector de aproximación, fuera de la prolongación del eje de pista, el PFE admisible tanto para la norma 1 como para la norma 2 podrá aumentar linealmente con el ángulo hasta un

valor de $\pm 40^\circ$ de ángulo de azimut MLS cuando el error admisible es 1.5 veces el correspondiente a la prolongación de eje de pista a la misma distancia. El CMN admisible no aumentará con el ángulo. Las modificaciones del ángulo de elevación no provocarán deterioro del PFE o del CMN.

3.5.3.2 Radiofrecuencias y polarización. El sistema trabajará con la polarización vertical en la banda de frecuencias de 960 a 1,215 MHz. Las frecuencias de interrogación y de respuesta se asignarán con 1 MHz de separación entre canales.

3.5.3.3 CANALES

3.5.3.3.1 Los canales DME en operación se formarán por pares de frecuencias de interrogación y respuesta y por codificación de impulsos en los pares de frecuencias.

3.5.3.3.2 **Codificación de los impulsos.** Los canales DME/P tendrán dos códigos de impulso de interrogación distintos, según se indica en la tabla adjunta a 3.5.4.4.1. Uno de ellos se utilizará en el modo de aproximación inicial (IA) y el otro en el modo de aproximación final (FA).

3.5.3.3.3 Los canales DME en operación se escogerán de la Tabla A (situación al final de este capítulo), de 352 canales, en la que se asignan los números de canal, las frecuencias y los códigos de impulso.

3.5.3.3.4 **Agrupación de los canales en pares.** Cuando los transpondedores DME tengan que trabajar en combinación con una sola instalación VHF para la navegación en la banda de frecuencias de 108 a 117,95 MHz y/o con una instalación de ángulo MLS en la banda de frecuencia de 5 031,0 a 5 090,7 MHz, el canal DME en operación formará un par con la frecuencia del canal VHF o la frecuencia angular MLS, según se indica en la Tabla A.

Ver CCA-10 I D) 3.5.3.3.4 Canales).

3.5.3.4 FRECUENCIA DE REPETICIÓN DE LOS IMPULSOS DE INTERROGACIÓN (Ver CCA-10 I D) 3.5.3.4 Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación).

3.5.3.4.1 DME/N. El promedio de la frecuencia de repetición de los impulsos del interrogador no excederá de 30 pares de impulsos por segundo, basándose en la suposición de que el 95% del tiempo por lo menos se ocupa en el seguimiento.

3.5.3.4.2 DME/N. Si se desea disminuir el tiempo de búsqueda, puede aumentarse la frecuencia de repetición de los impulsos durante la búsqueda, pero dicha frecuencia de repetición no excederá de 150 pares de impulsos por segundo.

3.5.3.4.3 DME/N. Después que se hayan transmitido 15,000 pares de impulsos sin obtener indicación de distancia, la frecuencia de repetición de los impulsos no deberá exceder de 60 pares de impulsos por segundo desde este momento hasta que se cambie el canal de operación, o se complete satisfactoriamente la búsqueda.

3.5.3.4.4 DME/N. Si, después de un período de 30 s, no se ha establecido seguimiento, la frecuencia de repetición de pares de impulsos no excederá de 30 pares de impulsos por segundo a partir de ese momento.

3.5.3.4.5 DME/P. La frecuencia de repetición de impulsos del interrogador no excederá del siguiente número de pares de impulsos por segundo:

- a) Búsqueda 40
- b) aeronave en tierra 5
- c) seguimiento en modo de aproximación inicial 16
- d) seguimiento en modo de aproximación final 40

(Ver CCA-10 I D) 3.5.3.4.5 Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación).

3.5.3.5 NÚMERO DE AERONAVES QUE PUEDE ATENDER EL SISTEMA

3.5.3.5.1 La capacidad de los transpondedores utilizados en un área será la adecuada para el tránsito máximo de esa área o de 100 aeronaves, escogiendo el valor más bajo de estos dos.

3.5.3.5.2 En las áreas en que el tránsito máximo exceda de 100 aeronaves, el transpondedor deberá ser capaz de atender dicho tránsito.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.3.5.2 Numero de Aeronaves que pueda atender el Sistema).

3.5.3.6 IDENTIFICACIÓN DEL TRANSPONDEDOR

3.5.3.6.1 Todos los transpondedores transmitirán una señal de identificación en una de las siguientes formas requeridas por 3.5.3.6.5:

- a) Una identificación "independiente" que conste de impulsos de identificación codificadas (código Morse internacional) que pueda usarse con todos los transpondedores;
- b) una señal "asociada" que pueda usarse por los transpondedores combinados directamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación de guía angular MLS que transmita ella misma una señal de identificación.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.3.6.1 Identificación del Transpondedor).

3.5.3.6.2 En ambos sistemas de identificación se emplearán señales que consistirán en la transmisión, durante un período apropiado, de una serie de pares de impulsos transmitidos repetidamente a razón de 1,350 pares de impulsos por segundo, y que temporalmente sustituirán a todos los impulsos de respuesta que normalmente se producirán en ese momento, salvo lo que se indica en 3.5.3.6.2.2. Estos impulsos tendrán características similares a las de los demás impulsos de las señales de respuesta.

3.5.3.6.2.1 DME/N. Los impulsos de respuesta se transmitirán entre tiempos de trabajo.

- 3.5.3.6.2.2 DME/N. Si se desea mantener un ciclo de trabajo constante, deberá transmitirse un par de impulsos igualadores, que tengan las mismas características que los pares de impulsos de identificación, $100 \mu s \pm 10 \mu s$, después de cada par de identificación.
- 3.5.3.6.2.3 DME/P. Los impulsos de respuesta se transmitirán entre tiempos de trabajo.
- 3.5.3.6.2.4 Para el transpondedor del DME/P, los pares de impulsos de respuesta a las interrogaciones válidas en modo FA se transmitirán igualmente durante los tiempos de trabajo y tendrán prioridad con respecto a los pares de impulsos de identificación.
- 3.5.3.6.2.5 El transpondedor DME/P no utilizará el par de impulsos igualadores indicados en 3.5.3.6.2.2.
- 3.5.3.6.3 Las características de la señal "independiente" de identificación serán como sigue:
- a) La señal de identificación consistirá en la transmisión del código del radiofaro en forma de puntos y rayas (código Morse internacional) de impulsos de identificación, por lo menos una vez cada 40 s a la velocidad de por lo menos 6 palabras por minuto; y
 - b) la característica del código de identificación y la velocidad de transmisión de letras del transpondedor DME se ajustará a lo siguiente para asegurar que el tiempo máximo total en que esté el manipulador cerrado no exceda de 5 s por grupo de código de identificación. Los puntos tendrán una duración de 0.1 a 0.160 s. La duración tipo de las rayas será tres veces mayor que la duración de los puntos. La duración entre puntos o rayas o entre ambos, será igual a la de un punto más o menos 10%. El tiempo de duración entre letras o números no será menor de tres puntos. El período total de transmisión de un grupo de código de identificación no excederá de 10 s.
(Ver CCA-10 I D) 3.5.3.6.3 Identificación del Transpondedor).
- 3.5.3.6.4 Las características de la señal "asociada" serán como sigue:
- a) Cuando se trate de una señal asociada con una instalación VHF o de ángulo MLS, la identificación se transmitirá en forma de puntos y rayas (código Morse internacional), según se indica en 3.5.3.6.3, y se sincronizará en el código de identificación de la instalación VHF;
 - b) cada intervalo de 40 s se subdividirá en cuatro o más períodos iguales, transmitiéndose la identificación del transpondedor solamente durante uno de estos períodos y la identificación de la instalación asociada VHF y de ángulo MLS durante los restantes períodos;
 - c) cuando el transpondedor DME esté asociado con un MLS, la identificación consistirá en las tres últimas letras de la identificación de la instalación de ángulo MLS especificadas en 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.5 APLICACIÓN DE LA IDENTIFICACIÓN

- 3.5.3.6.5.1 El código de identificación "independiente" se empleará siempre que un transpondedor no esté asociado directamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación MLS.
- 3.5.3.6.5.2 Siempre que un transpondedor esté asociado específicamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación MLS, se suministrará la identificación en el código asociado.
- 3.5.3.6.5.3 Mientras se estén transmitiendo comunicaciones en radiotelefonía por una instalación VHF de navegación asociada, no se suprimirá la señal "asociada" del transpondedor.

3.5.3.7 TRANSICIÓN DE MODO DEL DME/P

- 3.5.3.7.1 El interrogador del DME/P de norma de precisión 1 pasará del seguimiento en modo IA al seguimiento en modo FA al aproximarse a 13 km (7 NM) del transpondedor, o en cualquier otra situación en un radio de 13 km (7 NM). Para la norma de precisión 1 la transición de operación de seguimiento en modo IA a la operación en modo FA puede iniciarse en un radio de 14.8 km (8 NM) del transpondedor. A mayor distancia, el interrogador no interrogará en modo FA.
(Ver CCA-10 I D) 4.15.2 Transición de Modo del DME/P).

- 3.5.3.8 Eficacia del sistema. La precisión del sistema del DME/P, señalada en 3.5.3.1.3.4, se logrará con una eficacia del sistema igual o mayor del 50%.

3.5.4 DETALLE DE LAS CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL TRANSPONDEDOR Y EQUIPO DE CONTROL CORRESPONDIENTE

3.5.4.1 TRANSMISOR

- 3.5.4.1.1 Frecuencia de operación. El transpondedor transmitirá en la frecuencia de respuesta adecuada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).
- 3.5.4.1.2 Estabilidad de frecuencia. La radiofrecuencia de operación no variará más de 0.002% en más o en menos de la frecuencia asignada.
- 3.5.4.1.3 Forma y espectro del impulso. Lo siguiente se aplicará a todos los impulsos radiados.
 - a) Tiempo de aumento del impulso.
 - 1. DME/N. El tiempo de aumento del impulso no excederá de 3 μ s.

2. DME/P. El tiempo de aumento del impulso no excederá de 1.6 μ s. Para el modo FA, el impulso tendrá un tiempo de aumento parcial de 0.25, \pm 0.05 μ s. Con respecto al modo FA y, para la norma de precisión 1, la pendiente del impulso en el tiempo de aumento parcial no variará en más de \pm 20%. Para la norma de precisión 2, la pendiente no variará en más de \pm 10%.
3. DME/P. El tiempo de aumento del impulso para el DME/P no deberá exceder de 1.2 μ s.
- b) La duración del impulso será de 3.5 μ s más o menos 0.5 μ s.
- c) El tiempo de disminución del impulso será nominalmente de 2.5 μ s, pero no excederá de 3.5 μ s.
- d) La amplitud instantánea del impulso entre el punto del borde anterior que tiene 95% de la amplitud máxima y el punto del borde posterior que tiene el 95% de la amplitud máxima, no tendrá, en ningún momento, un valor inferior al 95% de la amplitud máxima de tensión del impulso.
- e) Para el DME/N y el DME/P, el espectro de la señal modulada por impulso será tal que durante el impulso la potencia radiada aparente contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en frecuencias de 0.8 MHz por encima y 0.8 MHz por debajo de la frecuencia nominal del canal, no exceda, en cada caso, de 200 mW, y la potencia radiada aparente contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en frecuencias de 2 MHz por encima y 2 MHz por debajo de la frecuencia nominal del canal no exceda, en cada caso de 2 mW. La potencia radiada efectiva contenida en cualquier banda de 0.5 MHz disminuirá monótonamente a medida que la frecuencia central de la banda se aparte de la frecuencia nominal del canal.
(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.3 e Transmisor).
- f) Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañan la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al 1% de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.
(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.3 f Transmisor).

3.5.4.1.4 SEPARACIÓN ENTRE IMPULSOS

- 3.5.4.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla en 3.5.4.4.1.
- 3.5.4.1.4.2 DME/N. La tolerancia de la separación entre impulsos será de \pm 0.25 μ s.
- 3.5.4.1.4.3 DME/N. La tolerancia de la separación entre los impulsos del DME/N deberá ser de \pm 0.10 μ s.
- 3.5.4.1.4.4 DME/P. La tolerancia de la separación entre impulsos será de \pm 0.10 μ s.

3.5.4.1.4.5 Las separaciones entre los impulsos se medirán entre los puntos a mitad de la tensión del borde anterior de los impulsos.

3.5.4.1.5 POTENCIA MÁXIMA DE SALIDA

3.5.4.1.5.1 DME/N. La potencia radiada aparente (PRA) de cresta no deberá ser inferior a la que se requiere para asegurar una densidad máxima de potencia de impulso (valor medio), de aproximadamente -83 dBW/m² al nivel y alcance de servicio máximos especificados.

3.5.4.1.5.2 DME/N. La potencia isotrópica radiada equivalente de cresta no será inferior a la que se requiere para asegurar una densidad de potencia de impulso de cresta de -89 dBW/m² en todas las condiciones meteorológicas de operación y en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.5.2 Potencia Máxima de Salida).

3.5.4.1.5.3 DME/P. La potencia isotrópica radiada equivalente de cresta no será inferior a la que se requiere para asegurar las siguientes densidades de potencia de impulso de cresta en todas las condiciones meteorológicas de operación:

- a) -89 dBW/m² en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2 a distancias mayores de 13 km (7 NM) a partir de la antena del transpondedor;
- b) -75 dBW/m² en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2 a distancias inferiores a 13 km (7 NM) a partir de la antena del transpondedor;
- c) -70 dBW/m² en el punto de referencia de aproximación MLS;
- d) -79 dBW/m² a 2,5 m (8 ft) por encima de la superficie de la pista, en el punto de referencia MLS, o en el punto más alejado del eje de la pista que se encuentre en la línea de alcance óptico de la antena del transpondedor DME.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.5.3 d Potencia Máxima de Salida).

3.5.4.1.5.4 La potencia de cresta de los impulsos constituyentes de todo par de impulsos no diferirá más de 1 dB.

3.5.4.1.5.5 La capacidad de respuestas del transmisor deberá ser tal que el transpondedor pueda mantenerse en operación continua a una velocidad de transmisión constante de $2,700 \pm 90$ pares de impulsos por segundo (si se ha de dar servicio a 100 aeronaves).

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.5.5 Potencia Máxima de Salida).

3.5.4.1.5.6 El transmisor trabajará a una velocidad de transmisión de servicio, incluso pares de impulsos distribuidos al azar y pares de impulsos de respuesta de distancia, de no menos de 700 pares de impulsos por segundo excepto durante la identificación.

La velocidad de transmisión mínima se acercará tanto como sea posible a los 700 pares de impulsos por segundo. Para el DME/P, dicha velocidad no excederá en ningún caso de 1 200 pares de impulsos por segundo.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.1.5.6 Potencia Máxima de Salida).

- 3.5.4.1.6 Radiación espuria. Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor, pero esté sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta DME, será mayor de 50 dB por debajo de la potencia de cresta del impulso recibido y medido en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de respuesta en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se refiere a todas las transmisiones espurias, incluso a la interferencia del modulador y eléctrica.
- 3.5.4.1.6.1 DME/N. El nivel de potencia espuria especificado en 3.5.4.1.6 será más de 80 dB por debajo del nivel de potencia de cresta del impulso.
- 3.5.4.1.6.2 DME/P. El nivel de potencia espuria especificado en 3.5.4.1.6 será más de 80 dB por debajo del nivel de potencia de cresta del impulso.
- 3.5.4.1.6.3 Radiación espuria fuera de banda. En todas las frecuencias desde 10 a 1,800 MHz, excluyendo la banda de frecuencia de 960 a 1,215 MHz, la salida espuria del transmisor del transpondedor DME no excederá de - 40 dBm en cualquier banda de receptor de 1 kHz.
- 3.5.4.1.6.4 La potencia isotrópica radiada equivalente a todos los armónicos CW de la frecuencia portadora en cualquier canal de operación DME no excederá de -10 dBm.

3.5.4.2 RECEPTOR

- 3.5.4.2.1 Frecuencia de operación. La frecuencia central del receptor será la frecuencia de interrogación apropiada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).
- 3.5.4.2.2 Estabilidad de frecuencia. La frecuencia central del receptor no variará en más de $\pm 0.002\%$ de la frecuencia asignada.
- 3.5.4.2.3 Sensibilidad del transpondedor
- 3.5.4.2.3.1 En ausencia de todos los pares de impulsos de interrogación, con la excepción de aquellos necesarios para llevar a cabo las mediciones de sensibilidad, los pares de impulsos de la interrogación con la separación y la frecuencia nominales correctas, accionarán al transpondedor si la densidad de potencia de cresta en la antena del transpondedor es de por lo menos:
- a) -103 dBW/m² para el DME/N; con alcance de cobertura de 56km (30NM)
 - b) -93 dBW/m² para el DME/N con un alcance de cobertura de 56km (30 NM)
 - c) -86 dBW/m² para el DME/P en modo IA;

d) -75 dBW/m² para el DME/P en modo FA.

3.5.4.2.3.2 Las densidades mínimas de potencia especificadas en 3.5.4.2.3.1 originarán una respuesta de transpondedor con una eficacia de por lo menos:

- a) 70% para el DME/N;
- b) 70% para el DME/P en modo IA;
- c) 80% para el DME/P en modo FA.

3.5.4.2.3.3 Gama dinámica del DME/N. Deberá mantenerse el rendimiento del transpondedor cuando la densidad de potencia de la señal de interrogación en la antena del transpondedor tenga un valor comprendido entre el mínimo especificado en 3.5.4.2.3.1 y un máximo de -22 dBW/m² si se instala con el ILS o con el MLS, y de -35 dBW/m², si se instala para otros fines.

3.5.4.2.3.4 Gama dinámica del DME/P. Deberá mantenerse el rendimiento del transpondedor cuando la densidad de potencia de la señal de interrogación en la antena del transpondedor tenga un valor comprendido entre el mínimo especificado en 3.5.4.2.3.1 y un máximo de -22 dBW/m².

3.5.4.2.3.5 El nivel de sensibilidad no variará más de 1 dB para cargas del transpondedor comprendidas entre 0 y 90% de su velocidad máxima de transmisión.

3.5.4.2.3.6 DME/N. Cuando la separación de un par de impulsos de interrogador se aparte del valor nominal en hasta $\pm 1 \mu\text{s}$, la sensibilidad del receptor no se reducirá en más de 1 dB.

3.5.4.2.3.7 DME/P. Cuando la separación de un par de impulsos de interrogador se aparta del valor nominal en hasta 1ms, la sensibilidad del receptor no se reducirá en más de 1dB.

3.5.4.2.4 LIMITACIÓN DE LA CARGA

3.5.4.2.4.1 DMEN/N Cuando la carga del transpondedor exceda del 90% de la velocidad máxima de transmisión, deberá reducirse automáticamente la sensibilidad del receptor a fin de limitar las respuestas del transpondedor, para que no se exceda nunca la velocidad máxima de transmisión admisible. (El margen de reducción de ganancia deberá ser por lo menos de 50 dB).

3.5.4.2.4.2 DME/P. Con objeto de evitar una sobrecarga, el respondedor limitará sus respuestas automáticamente, garantizándose así que no se excede la velocidad máxima de transmisión. Si la reducción de sensibilidad del receptor fuera necesaria para satisfacer este requisito, se aplicará al modo IA pero no al modo FA.

3.5.4.2.5 Ruido. Cuando se interrogue al receptor a las densidades de potencia especificadas en 3.5.4.2.3.1 para producir una velocidad de transmisión igual al 90% de la máxima, los pares de impulsos generados por el ruido no excederán del 5% de la velocidad de transmisión máxima.

3.5.4.2.6 ANCHURA DE BANDA

3.5.4.2.6.1 La anchura de banda mínima admisible en el receptor será tal que el nivel de sensibilidad del transpondedor no se reduzca en más de 3 dB cuando la variación total del receptor se añade a una variación de frecuencia de la interrogación recibida de ± 100 kHz.

3.5.4.2.6.2 DME/N. La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de la especificación 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.6.3 DME/P — modo IA. La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 2 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 10 MHz.

3.5.4.2.6.4 DME/P — modo FA. La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de 3.5.3.1.3 cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 6 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 20 MHz.

3.5.4.2.6.5 Las señales que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y que tengan densidades de potencia hasta los valores especificados en 3.5.4.2.3.3 para el DME/N y en 3.5.4.2.3.4 para el DME/P, no activarán el transpondedor. Las señales que lleguen a la frecuencia intermedia serán suprimidas por lo menos en 80 dB. Las demás respuestas o señales espurias dentro de la banda de 960 a 1,215 MHz, y las frecuencias imagen se suprimirán por lo menos en 75 dB.

3.5.4.2.7 Tiempo de restablecimiento. Dentro de los 8 μ s siguientes a la recepción de una señal de entre 0 y 60 dB sobre el nivel mínimo de sensibilidad, dicho nivel del transpondedor para una señal deseada quedará dentro de 3 dB del valor obtenido a falta de señales. Este requisito se satisfará con la inactividad de los circuitos supresores de eco, si los hubiere. Los 8 μ s deben medirse entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de las dos señales, ajustándose ambas en su forma a las especificaciones estipuladas en 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.8 Radiaciones espurias. La radiación de cualquier parte del receptor o de los circuitos conectados a él satisfará los requisitos estipulados en 3.5.4.1.6.

3.5.4.2.9 SUPRESIÓN DE CW Y DE ECOS

La supresión de CW y de ecos deberá ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.

Ver CCA-10 I D) 3.5.4.2.9 Supresión de CW y de Ecos).

3.5.4.2.10 PROTECCIÓN CONTRA LA INTERFERENCIA

La protección contra la interferencia fuera de la banda de frecuencias DME deberá ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.

3.5.4.3 DECODIFICACIÓN

3.5.4.3.1 El transpondedor incluirá un circuito decodificador de forma que el transpondedor sólo se pueda activar cuando reciba pares de impulsos que tengan duración y separaciones apropiadas a las señales del interrogador, como se describe en 3.5.5.1.3 y 3.5.5.1.4.

3.5.4.3.2 Las características del circuito decodificador no se verán alteradas por las señales que lleguen antes, entre, o después de los impulsos constituyentes de un par que tenga espaciado correcto.

3.5.4.3.3 DME/N — Rechazo del decodificador. Un par de impulsos de interrogación con separación de $\pm 2 \mu\text{s}$, o más, del valor nominal y con un nivel de señal de hasta el valor especificado en 3.5.4.2.3.3, será rechazado de modo que la velocidad de transmisión no supere el valor obtenido cuando haya ausencia de interrogaciones.

3.5.4.3.4 DME/P — Rechazo del decodificador. Un par de impulsos de interrogación, con separación de $\pm 2 \mu\text{s}$, o más, del valor nominal y con un nivel de señal de hasta el valor especificado en 3.5.4.2.3.4, será rechazado de modo que la velocidad de transmisión no supere el valor obtenido cuando haya ausencia de interrogaciones.

3.5.4.4 RETARDO DE TIEMPO

3.5.4.4.1 Cuando el DME esté asociado solamente con una instalación VHF, el retardo de tiempo será el intervalo entre el punto a mitad de voltaje del frente interior del segundo impulso constituyente del par de interrogación, y el punto a mitad del voltaje del frente anterior del segundo impulso constituyente de la transmisión de respuesta, y este retardo será de conformidad con la tabla siguiente, cuando se desee que los interrogadores de las aeronaves indiquen la distancia desde el emplazamiento del transpondedor.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.4.1 Retardo de Tiempo)

Sufijo de canal	Modo de funcionamiento	Separación entre pares de impulsos (μ s)		Retardo (μ s)	
		Interrogación	Respuesta	1er. Impulso Temporización	2º impulso Temporización
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	--
	DME/P FA M	18	12	56	--
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	--
	DME/P FA M	42	30	62	--
W	DME/N	--	--	--	--
	DME/P IA M	24	24	50	--
	DME/P FA M	30	24	56	--
Z	DME/N	--	--	--	--
	DME/P IA M	21	15	56	--
	DME/P FA M	27	15	62	--

3.5.4.4.2 Cuando un DME esté asociado con una instalación de ángulo MLS el retardo de tiempo será el intervalo entre el punto a mitad de voltaje del frente anterior del primer impulso constituyente del par de interrogación, y el punto a mitad de voltaje del frente anterior del primer impulso constituyente de la transmisión de respuesta, y este retardo será de 50 μ s para los canales del modo X y de 56 μ s para los canales del modo Y, cuando se desee que los interrogadores de las aeronaves indiquen la distancia desde el emplazamiento del transpondedor.

3.5.4.4.2.1 No se permitirá ajustar el retardo en los transpondedores DME/P.

3.5.4.4.3 Para el DME/N, el retardo del transpondedor deberá poderse ajustar a un valor apropiado entre el valor nominal del retardo menos 15 μ s y el valor nominal del retardo, para que los interrogadores de las aeronaves puedan indicar la distancia cero a un punto específico que esté alejado del emplazamiento del transpondedor.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.4.3 Retardo de Tiempo).

3.5.4.4.3.1 DME/N. El retardo será el intervalo entre el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de interrogación y el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de la transmisión de respuesta.

3.5.4.4.3.2 DME/P — modo IA. El retardo será el intervalo entre el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de impulsos de interrogación y el punto de

tensión media del borde anterior del primer impulso del par de impulsos de respuesta.

3.5.4.4.3.3 DME/P — modo FA. El retardo será el intervalo entre el origen virtual del primer impulso del par de impulsos de interrogación y el origen virtual del primer impulso de par de impulsos de respuesta. Los puntos de medición del tiempo de llegada se encontrarán dentro del tiempo de aumento parcial del primer impulso del par de impulsos, en cada caso.

3.5.4.4.4 DME/N. Los transpondedores deberán estar emplazados lo más cerca posible del punto en que se requiere la indicación cero.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.4.4 Retardo de Tiempo).

3.5.4.5 PRECISIÓN

3.5.4.5.1 DME/N. El transpondedor no contribuirá con un error mayor de $\pm 1 \mu\text{s}$ [150 m (500 ft)] al error total del sistema.

3.5.4.5.1.1 DME/N. La contribución al error total del sistema debido a la combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas de emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deberá ser superior a ± 340 m (0,183 NM) más 1,25% de la distancia medida.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.5.1.1 Precision).

3.5.4.5.1.2 DME/N. La combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas del emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deberá contribuir con un error superior a ± 185 m (0,1 NM) al error total del sistema.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.4.5.1.2 Precision).

3.5.4.5.2 DME/N. El transpondedor asociado a una ayuda para el aterrizaje no contribuirá con un error mayor de $\pm 0.5 \mu\text{s}$ [75 m (250 ft)] al error total del sistema.

3.5.4.5.3 DME/P — modo FA

3.5.4.5.3.1 Norma de precisión 1. El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 10 m (± 33 ft) y un CME de más de ± 8 m (± 26 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.3.2 Norma de precisión 2. El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 5 m (± 16 ft) y un CMN de más de ± 5 m (± 16 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.4 DME/P — modo IA. El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 15 m (± 50 ft) y un CMN de más de ± 10 m (± 33 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.5 Cuando un DME está asociado con una instalación de ángulo MLS, la exactitud anterior deberá incluir el error introducido por la detección del primer impulso debido a las tolerancias de espaciado de los impulsos.

3.5.4.6 RENDIMIENTO

3.5.4.6.1 El rendimiento de respuesta del transpondedor será de por lo menos el 70% en el caso del DME/N y del DME/P (en modo IA) y el 80% en el caso del DME/P (en modo FA) para todos los valores de carga del transpondedor, hasta la carga correspondiente a 3.5.3.5, y para el nivel mínimo de sensibilidad especificado en 3.5.4.2.3.1 y 3.5.4.2.3.5.

(Ver **CCA-10 I D**) **3.5.4.6.1 Rendimiento**).

3.5.4.6.2 Tiempo muerto del transpondedor. El receptor del transpondedor quedará inactivo durante un período que normalmente no exceda de 60 μ s después de la decodificación de una interrogación válida. En casos extremos cuando el emplazamiento geográfico del transpondedor sea tal que haya problemas de reflexión indeseables, pudiera aumentarse el tiempo muerto pero solamente lo mínimo necesario para permitir la supresión de ecos del DME/N y del DME/P en el modo IA.

3.5.4.6.2.1 En el DME/P el tiempo muerto del modo IA no suprimirá el canal de modo FA y viceversa.

3.5.4.7 SUPERVISIÓN Y CONTROL

3.5.4.7.1 Se proporcionarán medios en cada emplazamiento del transpondedor para supervisar y controlar automáticamente el transpondedor en uso.

3.5.4.7.2 SUPERVISIÓN DEL DME/N

3.5.4.7.2.1 Si se presenta alguna de las condiciones especificadas en 3.5.4.7.2.2, el equipo monitor hará lo siguiente:

- a) Dará una indicación apropiada en un punto de control;
- b) el transpondedor en servicio dejará automáticamente de funcionar; y
- c) el transpondedor auxiliar, si se dispone del mismo, se pondrá automáticamente en funcionamiento.

3.5.4.7.2.2 El equipo monitor funcionará en la forma especificada en 3.5.4.7.2.1, si:

- a) El retardo del transpondedor difiere del valor asignado en 1 μ s [150 m (500 ft)] o más; y
- b) en el caso de un DME/N asociado con una ayuda para el aterrizaje, el retardo del transpondedor difiere del valor asignado en 0.5 μ s [75 m (250 ft)] o más.

3.5.4.7.2.3 El equipo monitor deberá funcionar en la forma especificada en 3.5.4.7.2.1, si la separación entre el primer y el segundo impulsos del par de impulsos del

transpondedor difiere del valor nominal especificado en la tabla que figura a continuación de 3.5.4.4.1, en 1 μ s o más.

3.5.4.7.2.4 El equipo monitor deberá dar también una indicación apropiada en el punto de control si surge alguna de las condiciones siguientes:

- a) Una disminución de 3 dB o más en la potencia de salida transmitida por el transpondedor;
- b) una disminución de 6 dB o más en el nivel mínimo de sensibilidad del transpondedor (siempre que esto no se deba a acción de los circuitos de reducción automática de ganancia del receptor);
- c) la separación entre el primer y segundo impulsos del par de impulsos de respuesta del transpondedor difiere del valor normal especificado en 3.5.4.1.4 en 1 μ s o más; y
- d) variación de las frecuencias del transmisor y receptor del transpondedor fuera del margen de control de los circuitos de referencia (cuando las frecuencias de operación no se controlan directamente por cristal).

3.5.4.7.2.5 Se proporcionarán medios a fin de que las condiciones y funcionamiento defectuoso enumerados en 3.5.4.7.2.2, 3.5.4.7.2.3 y 3.5.4.7.2.4 que son objeto de supervisión, puedan persistir por un período determinado antes de que actúe el equipo monitor. Este período será lo más reducido posible, pero no excederá de 10 s, compatible con la necesidad de evitar interrupciones, debidas a efectos transitorios, del servicio suministrado por el transpondedor.

3.5.4.7.2.6 No se activará el transpondedor más de 120 veces por segundo, ya sea para fines de supervisión o de control automático de frecuencia, o de ambos.

3.5.4.7.3 SUPERVISIÓN DEL DME/P

3.5.4.7.3.1 El sistema monitor hará que cese la radiación del transpondedor y proporcionará una advertencia en un punto de control si alguna de las condiciones siguientes persiste durante un período mayor que el especificado:

- a) Existe un cambio del PFE del transpondedor que excede los límites especificados en 3.5.4.5.3 ó 3.5.4.5.4 en más de un segundo. Si se excede el límite del modo FA pero se mantiene el límite del modo IA, este último modo puede permanecer en funcionamiento;
- b) existe una reducción de la potencia aparente a un valor inferior del necesario para satisfacer los requisitos especificados en 3.5.4.1.5.3, durante un período de más de un segundo;
- c) existe una reducción de 3 dB, o más, en la sensibilidad del transpondedor necesaria para satisfacer los requisitos especificados en 3.5.4.2.3, durante un período de más de 5 s en

el modo FA y de más de 10 s en el modo IA (siempre que esto no se deba a la reacción de los circuitos de reducción automática de la sensibilidad del receptor); y

d) la separación entre el primer y segundo impulsos del par de impulsos de respuesta del transpondedor difiere del valor especificado en la tabla que figura en 3.5.4.4.1 en 0.25 μ s, o más, durante un período de más de un segundo.

3.5.4.7.3.2 El dispositivo monitor deberá dar una indicación adecuada en un punto de control si, durante más de un segundo, el tiempo de aumento parcial del impulso de respuesta aumentara a más de 0.3 μ s o disminuyera a menos de 0.2 μ s.

3.5.4.7.3.3 El período durante el cual se radia una información de guía errónea no excederá de los valores especificados en 3.5.4.7.3.1. Durante este período se llevarán a cabo los intentos de corregir el error poniendo a cero el equipo terrestre principal o conmutando al equipo terrestre de reserva, si existe éste. Si el error no se corrige dentro del tiempo permitido, cesará la radiación. Después de la interrupción anterior, no se intentará restaurar el servicio hasta haber transcurrido un período de 20 s.

3.5.4.7.3.4 No se activará al transpondedor más de 120 veces por segundo para fines de supervisión en el modo IA ni más de 150 veces por segundo para fines de supervisión en el modo FA.

3.5.4.7.3.5 Falla del equipo monitor del DME/N y del DME/P. Las fallas de cualquier componente del equipo monitor producirán, automáticamente, los mismos resultados que se obtendrían del mal funcionamiento del elemento objeto de supervisión.

3.5.5 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL INTERROGADOR

a) No impida la operación efectiva del sistema DME, por ejemplo, aumentando anormalmente la carga del transpondedor; y

b) pueda dar lecturas precisas de distancia.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5 Características Técnicas del Interrogador).

3.5.5.1 TRANSMISOR

3.5.5.1.1 Frecuencia de operación. El interrogador transmitirá en la frecuencia de la interrogación apropiada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.1.1 Transmisor).

3.5.5.1.2 Estabilidad de frecuencia. La radiofrecuencia de operación no variará en más de ± 100 kHz del valor asignado.

3.5.5.1.3 Forma y espectro del impulso. Se aplicará lo siguiente a todos los impulsos radiados:

a) Tiempo de aumento del impulso:

1. DME/N. El tiempo de aumento del impulso no excederá de 3 μ s.
 2. DME/P. El tiempo de aumento de impulso no excederá de 1.6 μ s. Para el modo FA, el impulso tendrá un tiempo de aumento parcial de 0.25 ± 0.05 μ s. Con respecto al modo FA y a la norma de precisión 1, la pendiente del impulso en el tiempo de aumento parcial no variará en más de $\pm 20\%$. Para la norma de precisión 2, la pendiente no variará en más de $\pm 10\%$.
 3. DME/P. El tiempo de aumento del impulso no deberá exceder de 1.2 μ s. La duración del impulso será de 3.5μ s $\pm 0.5 \mu$ s.
- b) El tiempo de disminución del impulso será nominalmente de 2.5 μ s, pero no excederá de 3.5 μ s. y
- c) La amplitud instantánea del impulso entre el punto del borde anterior que tiene 95% de la amplitud máxima y el punto del borde posterior que tiene el 95% de la amplitud máxima, no tendrá en ningún momento un valor inferior al 95% de la amplitud máxima de tensión del impulso.
- d) El espectro de la señal modulada por impulso será tal que, por lo menos, el 90% de la energía de cada impulso estará en la banda de 0.5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal.
- e) Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañen la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al 1% de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.
(Ver CCA-10 I D) 4.33.3 e Transmisor).

3.5.5.1.4 SEPARACIÓN ENTRE IMPULSOS

- 3.5.5.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla que figura en 3.5.4.4.1.
- 3.5.5.1.4.2 DME/N. La tolerancia de la separación entre impulsos será de $\pm 0.5 \mu$ s.
- 3.5.5.1.4.3 DME/N. La tolerancia de la separación entre impulsos deberá ser de $\pm 0.25 \mu$ s.
- 3.5.5.1.4.4 DME/P. La tolerancia de la separación entre impulsos será de $\pm 0.25 \mu$ s.
- 3.5.5.1.4.5 La separación entre impulsos se medirá entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de los impulsos.

3.5.5.1.5 FRECUENCIA DE REPETICIÓN DE LOS IMPULSOS

- 3.5.5.1.5.1 La frecuencia de repetición de los impulsos será la especificada en 3.5.3.4.

3.5.5.1.5.2 La variación en tiempo entre pares sucesivos de impulsos de interrogación será suficiente para impedir los acoplamientos falsos.

3.5.5.1.5.3 DME/P. A los efectos de lograr la precisión de sistema especificada en 3.5.3.1.3.4, la variación en el tiempo entre pares sucesivos de impulsos de interrogación será suficientemente aleatoria como para impedir la correlación de los errores por trayectos múltiples de alta frecuencia.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.1.5.3 Frecuencia de Repetición de los Impulsos).

3.5.5.1.6 Radiación espuria. Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria del impulso recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor DME, pero sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta DME, será mayor de 50 dB por debajo de la potencia de cresta del impulso recibida y medida en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de interrogación en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se aplicará a todas las transmisiones espurias del impulso. La potencia CW espuria radiada del interrogador en cualquier frecuencia DME de interrogación o respuesta no excederá de 20 μ w (-47 dBW).

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.1.6 Frecuencia de Repetición de Impulsos).

3.5.5.1.7 La potencia espuria del impulso recibida y medida según las condiciones establecidas en 3.5.5.1.6 deberá ser 80 dB por debajo de la potencia de cresta requerida recibida del impulso.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.1.7 Frecuencia de Repetición de los Impulsos).

3.5.5.1.8 DME/P. La potencia radiada aparente (PRA) de cresta no será inferior a la requerida para asegurar las densidades de potencia señaladas en 3.5.4.2.3.1 en todas las condiciones meteorológicas de operación.

3.5.5.2 RETARDO

3.5.5.2.1 El retardo estará de acuerdo con los valores indicados en la tabla que figura en 3.5.4.4.1.

3.5.5.2.2 DME/N. El retardo será el intervalo comprendido entre el punto de tensión media del borde anterior del segundo impulso constituyente de interrogación y el momento en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.5.5.2.3 DME/N. El retardo será el intervalo comprendido entre el tiempo del punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.5.5.2.4 DME/P — modo IA. El retardo será el intervalo comprendido entre el tiempo del punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.5.5.2.5 DME/P — modo FA. El retardo será el intervalo comprendido entre el origen virtual del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero. El tiempo de llegada se medirá dentro del tiempo de aumento parcial del impulso.

3.5.5.3 RECEPTOR

3.5.5.3.1 Frecuencia de operación. La frecuencia central del receptor será la frecuencia del transpondedor apropiada al canal DME en operación asignado (véase 3.5.3.3.3).

3.5.5.3.2 SENSIBILIDAD DEL RECEPTOR

3.5.5.3.2.1 DME/N. La sensibilidad del equipo de a bordo será suficiente para adquirir y proporcionar información de distancia con la precisión especificada en 3.5.5.4, para la densidad de potencia de señal especificada en 3.5.4.1.5.2.

(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.3.2.1 Sensibilidad del Receptor).

3,5,5,3,2,2 DME/P. La densidad del equipo de a bordo será suficiente para adquirir y proporcionar información de distancia con la precisión especificada en 3.5.5.4.2 y 3.5.5.4.3, para las densidades de potencia de señal especificadas en 3.5.4.1.5.3.

3,5,5,3,2,3 DME/N. El rendimiento del interrogador deberá mantenerse cuando la densidad de potencia de la señal del transpondedor en la antena del interrogador esté comprendida entre los valores mínimos indicados en 3.5.4.1.5 y un valor máximo de -18 dBW/m².

3.5.5.3.2.4 DME/P. El rendimiento del interrogador deberá mantenerse cuando la densidad de potencia de la señal del transpondedor en la antena del interrogador esté comprendida entre los valores mínimos indicados en 3.5.4.1.5 y un valor máximo de -18 dBW/m².

3.5.5.3.3 ANCHURA DE BANDA

3.5.5.3.3.1 DME/N. La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.4.1.3.

3.5.5.3.3.2 DME/P — modo IA. La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.4.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 2 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 10 MHz.

3.5.5.3.3.3 DME/P — modo FA. La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las

especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 6 MHz y la anchura de 60 dB no excederá de 20 MHz.

3.5.5.3.4 RECHAZO DE INTERFERENCIA

3.5.5.3.4.1 Cuando la relación entre las señales deseadas y no deseadas DME de canal común es de 8 dB, por lo menos, en los terminales de entrada del receptor de a bordo, el interrogador deberá presentar información de distancia y proporcionar sin ambigüedad identificación de la señal más fuerte.

(Ver CCA-RAC 10 I D) 3.5.5.3.4.1 Rechazo de Interferencia).

3,5,5,3,4,2 DME/N. Se rechazarán aquellas señales DME que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y con amplitudes de hasta 42 dB por encima del umbral de sensibilidad.

3.5.5.3.4.3 DME/P. Se rechazarán aquellas señales DME que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y con amplitudes de hasta 42 dB por encima del umbral de sensibilidad.

3.5.5.3.5 DECODIFICACIÓN

3.5.5.3.5.1 El interrogador comprenderá un circuito decodificador de modo que el receptor pueda ser accionado solamente por pares de impulsos recibidos con una duración de impulsos y una separación entre impulsos adecuada a las señales del transpondedor que se describen en 3.5.4.1.4.

3.5.5.3.5.2 DME/N — Rechazo del decodificador. Se rechazará todo par de impulsos de respuesta con una separación de $\pm 2\mu\text{s}$, o más, con respecto al valor nominal y con cualquier nivel de señal de hasta 42 dB por encima de la sensibilidad del receptor.

3.5.5.3.5.3 DME/P — Rechazo del decodificador. Se rechazará todo par de impulsos de respuesta con una separación de $\pm 2\mu\text{s}$, o más, con respecto al valor nominal, y con cualquier nivel de señal de hasta 42 dB por encima de la sensibilidad del receptor.

3.5.5.4 PRECISIÓN

3.5.5.4.1 DME/N. El interrogador no contribuirá con un error superior a $\pm 315\text{ m}$ ($\pm 0.17\text{ NM}$) al error total del sistema.

3.5.5.4.2 DME/P — modo IA. El interrogador no contribuirá con un error de más de $\pm 30\text{ m}$ ($\pm 100\text{ ft}$) al PFE total del sistema y con un error de más de $\pm 15\text{ m}$ ($\pm 50\text{ ft}$) al CMN total del sistema.

3.5.5.4.3 DME/P — MODO FA

- 3.5.5.4.3.1 Norma de precisión 1. El interrogador no contribuirá con un error de más de ± 15 m (± 50 ft) al PFE total del sistema y con un error de más de ± 10 m (± 33 ft) al CMN total del sistema.
- 3.5.5.4.3.2 Norma de precisión 2. El interrogador no contribuirá con un error de más de ± 7 m (± 23 ft) el PFE total del sistema y con un error de más de ± 7 m (± 23 ft) al CMN total del sistema.
(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.4.3.2 DME/P- Modo FA).
- 3.5.5.4.4 DME/P. El interrogador logrará la precisión especificada en 3.5.3.1.3.4 con una eficacia de sistema del 50% o más.
(Ver CCA-10 I D) 3.5.5.4.4 DME/P-Modo FA).

Intencionalmente en blanco

3.6 ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ)

3.6.1 EQUIPO

3.6.1.1 Frecuencias. Las emisiones de las radiobalizas VHF en ruta se harán en una radiofrecuencia de 75 MHz \pm 0.005%.

3.6.1.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS EMISIONES

3.6.1.2.1 Las radiobalizas radiarán una portadora ininterrumpida modulada a una profundidad no inferior al 95% ni superior al 100%. El contenido total de armónicas de la modulación no excederá del 15%.

3.6.1.2.2 La frecuencia del tono de modulación será de 3 000 Hz \pm 75 H

3.6.1.2.3 La radiación se polarizará horizontalmente.

3.6.1.2.4 Identificación. Si es necesaria la identificación en clave en una radiobaliza, el tono de modulación se manipulará de modo que transmita rayas o puntos, o ambos, en un orden adecuado. La forma en que se haga la manipulación será tal que proporcione duraciones de los puntos y de las rayas, así como de los intervalos de espaciado, correspondientes a una velocidad de transmisión de 6 a 10 palabras por minuto aproximadamente. No se interrumpirá la portadora durante la identificación.

3.6.1.2.5 ZONA DE SERVICIO Y DIAGRAMA DE RADIACIÓN

El diagrama de radiación más conveniente sería el que:

- a) En el caso de radiobalizas de abanico, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un paralelepípedo rectangular simétrico respecto a la línea vertical que pase por la radiobaliza, y cuyos ejes mayor y menor estén situados de acuerdo con la trayectoria de vuelo servida; y
- b) en el caso de radiobalizas Z, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un cilindro cuyo eje sea la línea vertical que pase por la radiobaliza.

En la práctica no es posible obtener estos diagramas y es necesario utilizar un diagrama intermedio. En el Adjunto C, se describen, como guía, los sistemas de antena de uso corriente que han demostrado ser satisfactorios en general. Tales diseños y cualquier otro nuevo que proporcione un diagrama de radiación que se aproxime mucho al más conveniente, antes descrito, satisfará normalmente los requisitos de operación.

(Ver CCA-10 I D) 3.6.1.2.5 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación).

3.6.1.2.6 Determinación de la cobertura. Los límites de cobertura de las radiobalizas se determinarán basándose en la intensidad de campo especificada en 3.1.7.3.2.

3.6.1.2.7 Diagrama de radiación. Recomendación.— Normalmente el diagrama de radiación de una radiobaliza debería ser tal que el eje polar sea vertical y la intensidad de campo en el diagrama sea simétrica respecto al eje polar en el plano o planos que contengan las trayectorias de vuelo para las que ha de usarse la radiobaliza.
(Ver CCA-10 I D) 3.6.1.2.7 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación).

3.6.1.3 Equipo monitor. Para cada radiobaliza deberá instalarse equipo apropiado de control que indique en un lugar adecuado:

- a) Toda disminución de potencia de la portadora radiada de más del 50% del valor normal;
- b) toda disminución de profundidad de modulación por debajo del 70%; y
- c) toda falla de manipulación.

Intencionalmente en blanco

3.7 REQUISITOS PARA EL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)

3.7.1 DEFINICIONES

Alerta. Indicación proporcionada a otros sistemas de aeronave o anuncio al piloto de que un parámetro de funcionamiento de un sistema de navegación está fuera de los márgenes de tolerancia.

Canal de exactitud normal (CSA). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del GLONASS.

Constelaciones principales de satélites. Las constelaciones principales de satélites son el GPS y el GLONASS.

Error de posición del GNSS. Diferencia entre la posición verdadera y la posición determinada mediante el receptor del GNSS.

Integridad. Medida de la confianza que puede tenerse en la exactitud de la información proporcionada por la totalidad del sistema.

En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alertas).

Límite de alerta. Margen de tolerancia de error que no debe excederse en la medición de determinado parámetro sin que se expida una alerta.

Servicio de determinación de la posición normalizado (SPS). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a la posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del sistema mundial de determinación de la posición (GPS).

Seudodistancia. Diferencia entre la hora de transmisión por un satélite y la de recepción por un receptor GNSS multiplicada por la velocidad de la luz en el vacío, incluido el sesgo debido a la diferencia entre la referencia de tiempo del receptor GNSS y del satélite.

Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS). Sistema de aumentación por el que la información obtenida a partir de otros elementos del GNSS se añade o integra a la información disponible a bordo de la aeronave.

Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS). Sistema de aumentación de amplia cobertura por el cual el usuario recibe información de aumentación transmitida por satélite.

Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS). Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor de base terrestre.

Sistema mundial de determinación de la posición (GPS). Sistema de navegación por satélite explotado por los Estados Unidos.

Sistema mundial de navegación por satélite (GNSS). Sistema mundial de determinación de la posición y la hora, que incluye una o más constelaciones de satélites, receptores de aeronave y vigilancia de la integridad del sistema con el aumento necesario en apoyo de la performance de navegación requerida en la operación prevista.

Sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS). Sistema de navegación por satélite explotado por la Federación de Rusia.

Sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS). Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor que forma parte de un grupo de transmisores de base terrestre que cubren una región.

Tiempo hasta alerta. Tiempo máximo admisible que transcurre desde que el sistema de navegación empieza a estar fuera de su margen de tolerancia hasta que se anuncia la alerta por parte del equipo.

3.7.2 GENERALIDADES

3.7.2.1 FUNCIONES

3.7.2.1.1 EL GNSS PROPORCIONARÁ A LA AERONAVE DATOS SOBRE POSICIÓN Y HORA.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.2.1.1 El GNSS Proporcionará a la Aeronave datos sobre Posición y Hora).

3.7.2.2 ELEMENTOS DEL GNSS

3.7.2.2.1 Se proporcionará el servicio de navegación del GNSS mediante diversas combinaciones de los siguientes elementos instalados en tierra, a bordo de satélites o a bordo de la aeronave:

- a) El sistema mundial de determinación de la posición (GPS) que proporciona el servicio de determinación de la posición normalizado (SPS) definido en 3.7.3.1;
- b) el sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) que proporciona la señal de navegación de canal de exactitud normal (CSA) definido en 3.7.3.2;
- c) el sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS) definido en 3.7.3.3;
- d) el sistema de aumentación basado en satélites (SBAS) definido en 3.7.3.4;
- e) el sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) definido en 3.7.3.5;
- f) el sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS) definido en 3.7.3.5; y
- g) el receptor GNSS de aeronave definido en 3.7.3.6.

3.7.2.3 REFERENCIA DE ESPACIO Y HORARIA

3.7.2.3.1 Referencia de espacio. Se expresará la información sobre posición proporcionada al usuario mediante el GNSS en función de la referencia geodésica del Sistema geodésico mundial — 1984 (WGS-84).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.2.3.1 Referencia de espacio y horaria).

3.7.2.3.2 Referencia horaria. Se expresarán los datos de la hora proporcionados al usuario mediante el GNSS en una escala de tiempo en la que se tome como referencia el tiempo universal coordinado (UTC).

3.7.2.4 Actuación de la señal en el espacio

3.7.2.4.1 La combinación de elementos GNSS y de un receptor de usuario GNSS sin falla satisfará los requisitos de señal en el espacio definidos en la Tabla 3.7.2.4-1 (al final de la sección 3.7).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.2.4.1 Referencia de Espacio y Horaria).

3.7.3 ESPECIFICACIONES DE LOS ELEMENTOS DEL GNSS

3.7.3.1 SERVICIO DE DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN NORMALIZADA GPS (SPS) (L1)

3.7.3.1.1 EXACTITUD DE LOS SEGMENTOS ESPACIAL Y DE CONTROL

(Ver CCA-10 I D) 6.9 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control).

3.7.3.1.1.1 Exactitud de la posición. Los errores de posición del SPS del GPS no excederán de los límites siguientes:

	Promedio mundial 95% del tiempo	Peor emplazamiento 95% del tiempo
Error de posición horizontal	13 m (43 ft)	36 m (118 ft)
Error de posición vertical	22 m (72 ft)	77 (253 ft)

3.7.3.1.1.2 Exactitud en cuanto a transferencia de tiempo. Los errores de transferencia de tiempo SPS del GPS no excederán de 40 nanosegundos el 95% del tiempo.

3.7.3.1.1.3 Exactitud en cuanto a dominio de distancia. El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes:

a) Error de distancia de cualquier satélite — el valor superior de los siguientes:

- 30 m (100 ft); o
- 4.42 veces el valor de exactitud telemétrico del usuario (URA) radiodifundido, que no deberá exceder de 150 m (490 ft);

- b) error de cambio de distancia de cualquier satélite — 0.02 m (0.07 ft) por segundo;
- c) error de aceleración en distancia de cualquier satélite — $0.007 \text{ m (0.02 ft)/s}^2$; y
- d) media cuadrática del error telemétrico de todos los satélites — 6 m (20 ft).

3.7.3.1.2 Disponibilidad. La disponibilidad del SPS del GPS será la siguiente:

≥99% de disponibilidad del servicio horizontal, emplazamiento promedio (36 m, umbral del 95%)

≥99% de la disponibilidad del servicio vertical, emplazamiento promedio (77 m, umbral del 95%)

≥90% de disponibilidad del servicio horizontal, peor emplazamiento (36 m, umbral del 95%)

≥90% de disponibilidad del servicio vertical, peor emplazamiento (77 m, umbral del 95%)

3.7.3.1.3 La fiabilidad del SPS del GPS estará dentro de los límites siguientes:

- a) Frecuencia de una falla importante del servicio — no superior a tres al año para la constelación (promedio mundial);
- b) fiabilidad — por lo menos del 99,94% (promedio mundial); y
- c) fiabilidad — por lo menos del 99,79% (promedio en un punto).

3.7.3.1.4 Probabilidad de falla importante del servicio. La probabilidad de que el error telemétrico del usuario (URE) de cualquier satélite sea superior a 4,42 veces el límite superior en la radiodifusión de exactitud telemétrica del usuario (URA) por dicho satélite sin que se reciba una alerta en la antena de recepción dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a 1×10^{-5} por hora.

Las diversas indicaciones de alerta se describen en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4a edición, septiembre de 2008, Sección 2.3.4.

3.7.3.1.5 Continuidad. La probabilidad de perder la disponibilidad de la señal en el espacio (SIS) (SPS) del GPS de un intervalo de la constelación de 24 intervalos nominales debido a una interrupción no programada no será superior a 2×10^{-4} por hora.

3.7.3.1.6 Cobertura. El SPS del GPS abarcará la superficie de la tierra hasta una altitud de 3,000 km.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.1.6 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control).

3.7.3.1.7 CARACTERÍSTICAS DE LAS RADIOFRECUENCIAS (RF)

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.1.7 Características de las Radiofrecuencias (RF).

3.7.3.1.7.1 Frecuencia portadora. Cada satélite GPS radiodifundirá una señal SPS a una frecuencia portadora de 1,575.42 MHz (GPS L1) utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.1.7.1)

3.7.3.1.7.2 Espectro de señal. La potencia de señal del SPS del GPS estará dentro de una banda de ± 12 MHz (1,563.42 – 1,587.42 MHz) con centro en la frecuencia L1.

3.7.3.1.7.3 Polarización. La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira (en el sentido de las agujas del reloj).

3.7.3.1.7.4 Nivel de potencia de la señal. Cada satélite GPS radiodifundirá señales de navegación SPS con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5° o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de -160 dBW a -153 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.7.5 Modulación. La señal L1 SPS será modulada por desplazamiento de fase bipolar (BPSK) con un ruido pseudoaleatorio (PRN) de código bruto/adquisición (C/A) de 1,023 MHz. Se repetirá la secuencia de código C/A cada milisegundo. La secuencia de códigos PRN transmitida será la adición Módulo 2 de un mensaje de navegación de 50 bits por segundo y de un código C/A.

3.7.3.1.8 Hora GPS. La hora GPS se dará por referencia a UTC (como lo mantiene el Observatorio naval de los Estados Unidos).

3.7.3.1.9 SISTEMA DE COORDENADAS. EL SISTEMA DE COORDENADAS GPS SERÁ EL WGS-84.

3.7.3.1.10 Información para la navegación. Los datos de navegación transmitidos por los satélites comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

- Hora de transmisión del satélite;
- posición del satélite;
- funcionalidad del satélite;
- corrección del reloj de satélite;

e) efectos de retardo de propagación;

f) transferencia de tiempo a UTC; y

g) estado de la constelación.

84). (Ver CCA-10 I D) **3.7.3.1.10 Sistema de Coordenadas, el Sistema de Coordenadas GPS será el WGS**

3.7.3.2 CANAL DE EXACTITUD NORMAL (CSA) (L1) DEL GLONASS

En esta sección, el término GLONASS se refiere a todos los satélites en la constelación. Las normas relacionadas exclusivamente con los satélites GLONASS-M se califican en la forma correspondiente.

3.7.3.2.1 EXACTITUD DE LOS SEGMENTOS ESPECIAL Y DE CONTROL

En las normas de exactitud que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describe en el Adjunto D, 4.2.2.

3.7.3.2.1.1 Exactitud de la posición. Los errores de posición del canal CSA del GLONASS no excederán de los límites siguientes:

	Por medio mundial 95% del Tiempo	Peor emplazamiento 95% del tiempo
Error de posición horizontal	5m (17ft)	12m (40ft)
Error de posición vertical	9m (29ft)	25m (97ft)

3.7.3.2.1.2 Exactitud de transferencia de tiempo. Los errores de transferencia de tiempo del CSA del GLONASS no excederán de 700 nanosegundos el 95% del tiempo.

3.7.3.2.1.3 Exactitud en cuanto a dominio de distancia. El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes:

a) error de distancia de cualquier satélite — 18 m (59,7 ft);

b) error de cambio de distancia de cualquier satélite — 0,02 m (0,07 ft) por segundo;

c) error de aceleración en distancia de cualquier satélite — 0,007 m (0,023 ft)/s²; y

d) media cuadrática del error telemétrico de todos los satélites — 6 m (19,9 ft).

3.7.3.2.2 Disponibilidad. La disponibilidad del CSA del GLONASS será como sigue:

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0119 -

- a) 399% de disponibilidad del servicio horizontal, emplazamiento promedio (12 m, umbral del 95%);
- b) 399% de disponibilidad del servicio vertical, emplazamiento promedio (25 m, umbral del 95%);
- c) 390% de disponibilidad del servicio horizontal, peor emplazamiento (12 m, umbral del 95%); y
- d) 390% de disponibilidad del servicio vertical, peor emplazamiento (25 m, umbral del 95%).

3.7.3.2.3 Fiabilidad. La fiabilidad del CSA del GLONASS estará dentro de los límites siguientes:

- a) frecuencia de una falla importante del servicio — no superior a tres al año para la constelación (promedio mundial); y
- b) fiabilidad — por lo menos del 99,7% (promedio mundial).

3.7.3.2.4 Cobertura. La cobertura del CSA del GLONASS cubrirá la superficie de la tierra hasta una altitud de 2000 km.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.4 Exactitud de los Segmentos Especial y de Control).

3.7.3.2.5 CARACTERÍSTICAS RF

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.5 Características RF).

3.7.3.2.5.1 Frecuencia portadora. Cada satélite del GLONASS radiodifundirá la señal de navegación del CSA a su propia frecuencia portadora en la banda de frecuencias L1 (1.6 GHz) utilizándose el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.5.1 Características RF).

3.7.3.2.5.2 Espectro de señal. La potencia de señal CSA del GLONASS estará dentro de la banda de ± 5.75 MHz con centro en cada frecuencia portadora del GLONASS.

3.7.3.2.5.3 Polarización. La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.2.5.4 Nivel de potencia de señal. Cada satélite del GLONASS radiodifundirá señales de navegación CSA con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5° o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de -161 dBW a -155,2 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.5.4 Características RF).

3.7.3.2.5.5 MODULACIÓN

3.7.3.2.5.5.1 Cada satélite del GLONASS transmitirá a su frecuencia portadora la señal RF de navegación utilizando un tren binario de modulación BPSK. La modulación por desplazamiento de fase de la portadora se ejecutará a n radianes con el error máximo de ± 0.2 radianes. Se repetirá la frecuencia de códigos pseudoaleatorios cada milisegundo.

3.7.3.2.5.5.2 Se generará la señal de navegación modulada mediante la adición Módulo 2 de las tres siguientes señales binarias:

- a) Código telemétrico transmitido a 511 kbits/s;
- b) mensaje de navegación transmitido a 50 bits/s; y
- c) secuencia de serpenteo auxiliar de 100 Hz.

3.7.3.2.6 Hora del GLONASS. La hora del GLONASS se dará por referencia a UTC (SU) (como lo mantiene el servicio horario nacional de Rusia).

3.7.3.2.7 Sistema de coordenadas. El sistema de coordenadas del GLONASS será el PZ-90.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.7) Modulación.

3.7.3.2.8 Información para la navegación. Los datos de navegación transmitidos por el satélite comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

- a) Hora de transmisión del satélite;
- b) posición del satélite;
- c) funcionalidad del satélite;
- d) corrección del reloj de satélite;
- e) transferencia de tiempo a UTC; y
- f) estado de la constelación.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.2.8 Modulación).

3.7.3.3 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS)

3.7.3.3.1 Actuación. La función ABAS en combinación con uno o más de los otros elementos del GNSS y tanto el receptor GNSS sin falla, como el sistema de aeronave sin falla utilizados para la función ABAS satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad indicados en 3.7.2.4.

3.7.3.4 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS)

3.7.3.4.1 Actuación. El SBAS combinado con uno o más de los otros elementos del GNSS y un receptor sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad del sistema para la operación prevista según lo indicado en 3.7.2.4. (Ver CCA-10 I D) **3.7.3.4.1 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS)**).

3.7.3.4.2 Funciones. El SBAS desempeñará una o más de las siguientes funciones:

- a) Telemetría: proporcionar una señal adicional de pseudodistancia con un indicador de exactitud a partir de un satélite SBAS (3.7.3.4.2.1 y Apéndice B, 3.5.7.2);
- b) estado de los satélites GNSS: determinar y transmitir el estado de funcionalidad de los satélites GNSS (Apéndice B, 3.5.7.3);
- c) correcciones diferenciales básicas: proporcionar correcciones de efemérides y de reloj de los satélites GNSS (rápidas y a largo plazo) que han de aplicarse a las mediciones de pseudodistancia de los satélites (Apéndice B, 3.5.7.4); y
- d) correcciones diferenciales precisas: determinar y transmitir las correcciones ionosféricas (Apéndice B, 3.5.7.5).

(Ver CCA-10 I D) **3.7.3.4.2 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS)**).

3.7.3.4.2.1 TELEMETRÍA

3.7.3.4.2.1.1 Excluyéndose los efectos atmosféricos, el error de distancia para la señal telemétrica procedente de satélites SBAS no excederá de 25 m (82 ft) (95%).

3.7.3.4.2.1.2 La probabilidad de que el error de distancia exceda de 150 m (490 ft) en cualquier hora no excederá de 10-5.

3.7.3.4.2.1.3 La probabilidad de interrupciones no programadas de la función telemétrica a partir de un satélite SBAS en cualquier hora no excederá de 10-3.

3.7.3.4.2.1.4 El error de cambio de distancia no excederá de 2 m (6.6 ft) por segundo.

3.7.3.4.2.1.5 El error de aceleración en distancia no excederá de 0.019 m (0.06 ft) por segundo al cuadrado.

3.7.3.4.3 Área de servicio. El área de servicio del SBAS será un área definida dentro del área de cobertura del SBAS en la que el SBAS satisfaga los requisitos indicados en 3.7.2.4 y preste apoyo a las correspondientes operaciones aprobadas.

(Ver CCA-10 I D) **3.7.3.4.3 Telemetría**).

3.7.3.4.4 **CARACTERÍSTICAS RF**

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.4.4 Características de RF).

3.7.3.4.4.1 FRECUENCIA PORTADORA. LA FRECUENCIA PORTADORA SERÁ DE 1,575.42 MHZ.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.4.4.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz).

3.7.3.4.4.2 Espectro de señal. Por lo menos el 95% de la potencia de radiodifusión estará comprendido dentro de una banda de ± 12 MHz con centro en la frecuencia L1. La anchura de banda de la señal transmitida por un satélite SBAS será por lo menos de 2.2 MHz.

3.7.3.4.4.3 Nivel de potencia de señal de un Satélite SBAS..

3.7.3.4.4.3.1 Cada satélite SBAS puesto en órbita antes del 1 de enero de 2014 radiodifundirá señales de navegación consuficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5° o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté en la gama de -161 dBW a -153 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.4.4.3.2 Cada satélite SBAS puesto en órbita después del 31 de diciembre de 2013 cumplirá los requisitos siguientes:

- a) Radiodifundirá señales de navegación con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo mínimo de elevación, o por encima del mismo, para el cual debe proporcionarse una señal GEO susceptible de rastreo, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de la antena especificada en el Apéndice B, Tabla B-88 sea como mínimo de $-164,0$ dBW.
- b) El ángulo mínimo de elevación utilizado para determinar la cobertura GEO no será inferior a 5° para los usuarios cerca del suelo.
- c) El nivel de una señal RF SBAS recibida en el puerto de una antena de 0 dBic emplazada cerca del suelo no será superior a $-152,5$ dBW.
- d) la elipticidad de la señal de radiodifusión no será peor que 2 dB para el intervalo angular de $\pm 9,1^\circ$ desde la línea de mira.

3.7.3.4.4.4 Polarización. La señal de radiodifusión será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.4.4.5 Modulación. La secuencia transmitida será la adición Módulo 2 del mensaje de navegación a una velocidad de transmisión de 500 símbolos por segundo y el código de ruido pseudoaleatorio de 1,023 bits. Seguidamente se modulará en la BPSK a una velocidad de transmisión de 1,023 mega elementos por segundo.

3.7.3.4.5 Hora de red SBAS (SNT). La diferencia entre la hora SNT y GPS no excederá de 50 nanosegundos.

3.7.3.4.6 Información para la navegación. Entre los datos de navegación transmitidos por satélite se incluirá la información necesaria para determinar:

- a) La hora de transmisión del satélite SBAS;
- b) la posición del satélite SBAS;
- c) la hora corregida del satélite para todos los satélites;
- d) la posición corregida del satélite para todos los satélites;
- e) los efectos de retardo de propagación ionoférica;
- f) la integridad de la posición del usuario;
- g) la transferencia de tiempo a UTC; y
- h) la condición del nivel de servicio.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.4.6 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz).

3.7.3.5 Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) y sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz).

3.7.3.5.1 Actuación. El GBAS combinado con uno o más de los otros elementos GNSS y un receptor GNSS sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, continuidad, disponibilidad e integridad del sistema para la operación prevista, según lo indicado en 3.7.2.4.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz).

3.7.3.5.2 Funciones. El GBAS desempeñará las siguientes funciones:

- a) Proporcionar correcciones localmente pertinentes de pseudodistancia;
- b) proporcionar datos relativos al GBAS;
- c) proporcionar datos del tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión;
- d) proporcionar datos de disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica; y
- e) proporcionar vigilancia de la integridad de las fuentes telemétricas GNSS.

3.7.3.5.3 **COBERTURA**

3.7.3.5.3.1 Aproximación de precisión de Categoría I y aproximación con guía vertical. La cobertura del GBAS en apoyo de cada una de las aproximaciones de precisión de Categoría I o aproximaciones con guía vertical será como sigue, excepto cuando lo dicten de otro modo las características topográficas y lo permitan los requisitos operacionales:

- a) Lateralmente, empezando a 140 m (450 ft) a cada lado del punto del umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP) y prolongando a $\pm 35^\circ$ a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta 28 km (15 NM) y $\pm 10^\circ$ a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta 37 km (20 NM); y
- b) verticalmente, dentro de la región lateral, hasta el mayor de los siguientes valores 7° o 1,75 por el ángulo de trayectoria de planeo promulgado (GPA) por encima de la horizontal con origen en el punto de interceptación de la trayectoria de planeo (GPIP) y 0.45 GPA por encima de la horizontal o a un ángulo inferior, descendiendo hasta 0.30 GPA, de ser necesario, para salvaguardar el procedimiento promulgado de interceptación de trayectoria de planeo. Esta cobertura se aplica entre 30 m (100 ft) y 3,000 m (10,000 ft) de altura por encima del umbral (HAT).

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.3.1 Cobertura).

3.7.3.5.3.1.1 Para aproximación de precisión de Categoría I, la radiodifusión de datos especificada en 3.7.3.5.4 deberá extenderse hacia abajo hasta 3.7 m (12 ft) por encima de la superficie de la pista.

3.7.3.5.3.1.2 La radiodifusión de datos deberá ser omnidireccional cuando se requiera en apoyo de las aplicaciones previstas.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.3.1.2 Cobertura).

3.7.3.5.3.2 Servicio de determinación de la posición GBAS. El área de servicio de determinación de la posición GBAS será aquella en la que pueda recibirse la radiodifusión de datos y en la que el servicio de determinación de la posición satisfaga los requisitos de 3.7.2.4 y en la que se preste apoyo a las correspondientes operaciones aprobadas.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.3.2 Cobertura).

3.7.3.5.4 **CARACTERÍSTICAS DE LA RADIODIFUSIÓN DE DATOS**

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.4 Características de la Radiodifusión de Datos).

3.7.3.5.4.1 Frecuencia portadora. Se seleccionarán las frecuencias de radiodifusión de datos dentro de la banda de frecuencias de 108 a 117.975 MHz. La frecuencia mínima asignable será de 108.025 MHz y la frecuencia máxima asignable será de 117.950 MHz. La separación entre frecuencias asignables (separación entre canales) será de 25 kHz.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.4.1 Características de la Radiodifusión de Datos).

3.7.3.5.4.2 Técnica de acceso. Se empleará una técnica de acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) con una estructura de trama fija. Se asignarán a la radiodifusión de datos de uno u ocho intervalos.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.4.2 Características de la Radiodifusión de Datos).

3.7.3.5.4.3 Modulación. Se transmitirán datos del GBAS como símbolos de 3 bits, modulándose la portadora de radiodifusión de datos por D8PSK, a una velocidad de transmisión de 10,500 símbolos por segundo.

3.7.3.5.4.4 Intensidad de campo y polarización RF de radiodifusión de datos

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.4.4 Características de la Radiodifusión de Datos).

3.7.3.5.4.4.1 **GBAS/H**

3.7.3.5.4.4.1.1 SE RADIODIFUNDIRÁ UNA SEÑAL POLARIZADA HORIZONTALMENTE.

La potencia radiada aparente (PRA) proporcionará una señal horizontalmente polarizada con una intensidad de campo mínima de 215 microvoltios por metro (-99 dBW/m²) y máxima de 0.350 voltios por metro (-35 dBW/m²) dentro de todo el volumen de cobertura GBAS. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga. El desplazamiento de fase RF entre el HPOL y cualquiera de los componentes VPOL será tal que la potencia mínima de la señal definida en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.3, se logra para los usuarios de HPOL en todo el volumen de cobertura.

3.7.3.5.4.4.2 **GBAS/E**

3.7.3.5.4.4.2.1 Deberá radiodifundirse una señal polarizada elípticamente siempre que sea posible.

3.7.3.5.4.4.2.2 Cuando se radiodifunde una señal polarizada elípticamente, el componente polarizado horizontalmente satisfará los requisitos de 3.7.3.5.4.4.1.2 y la potencia radiada aparente (PRA) permitirá una señal polarizada verticalmente con una intensidad de campo mínima de 136 microvoltios por metro (-103 dBW/m²) y máxima de 0.221 voltios por metro (-39 dBW/m²) dentro del volumen de cobertura GBAS. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga. El desplazamiento de fase RF entre el HPOL y cualquiera de los componentes VPOL será tal que la potencia mínima de la señal definida en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.3, se logra para los usuarios de HPOL en todo el volumen de cobertura.

(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.4.4.2.2 GBAS-E).

3.7.3.5.4.5 Potencia transmitida en canales adyacentes. La magnitud de la potencia durante la transmisión en todas las condiciones de funcionamiento, medida en una anchura de banda de 25 kHz con centro en el i-ésimo canal adyacente, no excederá de los valores indicados en la Tabla 3.7.3.5-1 (al final de la sección 3.7).

3.7.3.5.4.6 Emisiones no deseadas. Las emisiones no deseadas, incluidas las emisiones no esenciales y fuera de banda, cumplirán con los niveles indicados en la Tabla 3.7.3.5-2 (al final de la sección 3.7). La potencia total en cualquier señal VDB armónica o discreta no será superior a -53 dBm.

3.7.3.5.5 Información para la navegación. Entre los datos de navegación transmitidos por el GBAS se incluirá la siguiente información:

- a) Correcciones de pseudodistancia, hora de referencia y datos de integridad;
- b) datos relacionados con el GBAS;
- c) datos sobre el tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión; y
- d) datos sobre disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.3.5.5 GBAS-E).

3.7.3.6 **RECEPTOR GNSS DE AERONAVE**

3,7,3,6,1 El receptor GNSS de aeronave procesará las señales de aquellos elementos GNSS que desee utilizar según lo especificado en el Apéndice B, 3.1 (para GPS), Apéndice B, 3.2 (para GLONASS), Apéndice B, 3.3 (para GPS y GLONASS combinados), Apéndice B, 3.5 (para SBAS) y Apéndice B, 3.6 (para GBAS y GRAS).

3.7.4 **RESISTENCIA A INTERFERENCIAS**

3.7.4.1 El GNSS satisfará los requisitos de actuación definidos en 3.7.2.4 y en Apéndice B, 3.7 en presencia del entorno de interferencias definido en el Apéndice B, 3.7.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.4.1 Resistencia a Interferencias).

3.7.5 **BASE DE DATOS** **(Ver CCA-10 I D) 3.7.5).**

3.7.5.1 El equipo GNSS de aeronave que utilice una base de datos proporcionará los medios conducentes a:

- a) Actualizar la base de datos electrónica para la navegación; y
- b) determinar las fechas de entrada en vigor de la reglamentación y el control de la información aeronáutica (AIRAC) correspondientes a la base de datos aeronáuticos.
(Ver CCA-10 I D) 3.7.5.1 Base de Datos).

Tabla 3.7.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio

Operaciones ordinarias	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Integridad (Nota 2)	Tiempo hasta alerta (Nota 3)	Continuidad (Nota 4)	Disponibilidad (Nota 5)
En ruta	3.7 km (2.0 NM) (Nota 6)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}/h$	5 min	$1 - 1 \times 10^{-4}/h$ a $1 - 1 \times 10^{-8}/h$	0.99 a 0.99999
En ruta, terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}/h$	15 s	$1 - 1 \times 10^{-4}/h$ a $1 - 1 \times 10^{-8}/h$	0.99 a 0.99999
Aproximación inicial, aproximación intermedia, aproximación que no es de precisión (NPA), salida	220 m (720 ft)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}/h$	10 s	$1 - 1 \times 10^{-4}/h$ a $1 - 1 \times 10^{-8}/h$	0.99 a 0.99999
Aproximación que no es de precisión con guía vertical (APV-I)	16.0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ por aproximación	10 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ en 15 s	0.99 a 0.99999
Aproximación que no es de precisión con guía vertical (APV-II)	16.0 m (52 ft)	8.0 m (26 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ por aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ en 15 s	0.99 a 0.99999
Aproximación de precisión de Categoría I (Nota 7)	16.0 m (52 ft)	6.0 m a 4.0 m (20 ft a 13 ft) (Nota 7)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ por aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ en 15 s	0.99 a 0.99999

Intencionalmente en blanco

Operación ordinaria	Límite horizontal de alerta	Límite vertical de alerta
En ruta (oceánica/continental de baja densidad)	7.4 km (4 NM)	N/A
En ruta (continental)	3.7 km (2 NM)	N/A
En ruta, de terminal	1.85 km (1 NM)	N/A
NPA	556 m (0.3 NM)	N/A
APV-I	40.0 m (130 ft)	50 m (164 ft)
APV-II	40.0 m (130 ft)	20.0 m (66 ft)
Aproximación de precisión de Categoría I	40.0 m (130 ft)	35.0 m a 10.0 m (115 ft a 33 ft)

1. Los requisitos de exactitud y de tiempo hasta alerta comprenden la actuación nominal de un receptor sin falla.
(Ver CCA-10 I D) 6.28.1 Tabla 3.7.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio).
2. Se proporcionan las gamas de valores relativas al requisito de continuidad para operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, NPA y salida, puesto que este requisito depende de varios factores, incluidos, la operación prevista, la densidad de tránsito, la complejidad del espacio aéreo y la disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa. El valor más bajo indicado corresponde al requisito mínimo para áreas de poca densidad de tránsito y escasa complejidad del espacio aéreo. El valor máximo proporcionado corresponde a áreas de elevada densidad de tránsito y de gran complejidad del espacio aéreo (véase el Adjunto D, 3.4).
3. Se proporciona una gama de valores de requisitos de disponibilidad puesto que tales requisitos dependen de la necesidad operacional que se basa en varios factores, incluidos, la frecuencia de operaciones, entornos meteorológicos, amplitud y duración de interrupciones de tráfico, disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa, cobertura radar, densidad de tránsito y procedimientos operacionales de inversión. Los valores inferiores indicados corresponden a la disponibilidad mínima respecto a la cual se considera que un sistema es práctico pero inadecuado en sustitución de ayudas para la navegación ajenas al GNSS. Para la navegación en ruta, se proporcionan los valores superiores que bastan para que el GNSS sea la única ayuda de navegación proporcionada en un área. Para la aproximación y la salida, los valores superiores indicados se basan en los requisitos de disponibilidad en los aeropuertos con gran densidad de tránsito, suponiéndose que las operaciones hacia o desde pistas múltiples están afectadas, pero los procedimientos operacionales de inversión garantizan la seguridad de las operaciones (véase el Adjunto D, 3.5).

4. Se especifica una gama de valores para aproximaciones de precisión de Categoría I. El requisito de 4.0 m (13 ft) se basa en especificaciones para el ILS y representan una deducción conservadora de estas últimas (véase el Adjunto D, 3.2.7).
5. Están en estudio y se incluirán más tarde los requisitos de actuación del GNSS para operaciones de aproximación de precisión de Categorías II y III.
6. Los términos APV-I y APV-II se refieren a dos niveles de operaciones de aproximación y aterrizaje con guía vertical (APV) por GNSS, y no se prevé necesariamente que estos términos sean utilizados para las operaciones.

Tabla 3.7.3.5-1. Potencia de la radiodifusión GBAS transmitida en canales adyacentes

Canal	Potencia relativa	Potencia máxima
1° adyacente	-40 dBc	12 dBm
2° adyacente	-65 dBc	-13 dBm
4° adyacente	-74 dBc	-22 dBm
8° adyacente	-88,5 dBc	-36,5 dBm
16° adyacente	-101,5 dBc	-49,5 dBm
32° adyacente	-105 dBc	-53 dBm
64° adyacente	-113 dBc	-61 dBm
76° adyacente y más allá	-115 dBc	-63 dBm

NOTAS.—

1. Se aplica la máxima potencia si la potencia autorizada del transmisor excede de 150 W.
2. La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes, designados mediante los canales adyacentes anteriormente señalados.

Tabla 3.7.3.5-2. Emisiones no deseadas de la radiodifusión GBAS

Frecuencia	Nivel relativo de emisión no deseada (Nota 2)	Nivel máximo de emisión no deseada (Nota 1)
9 kHz a 150 kHz	-93 dBc (Nota 3)	-55 dBm/1 kHz (Nota 3)
150 kHz a 30 MHz	-103 dBc (Nota 3)	-55 dBm/10 kHz (Nota 3)
30 MHz a 106,125 MHz	-115 dBc	-57 dBm/100 kHz
106,425 MHz	-113 dBc	-55 dBm/100 kHz
107,225 MHz	-105 dBc	-47 dBm/100 kHz
107,625 MHz	-101,5 dBc	-53,5 dBm/10 kHz
107,825 MHz	-88,5 dBc	-40,5 dBm/10 kHz
107,925 MHz	-74 dBc	-36 dBm/1 kHz
107,9625 MHz	-71 dBc	-33 dBm/1 kHz
107,975 MHz	-65 dBc	-27 dBm/1 kHz
118,000 MHz	-65 dBc	-27 dBm/1 kHz
118,0125 MHz	-71 dBc	-33 dBm/1 kHz
118,050 MHz	-74 dBc	-36 dBm/1 kHz
118,150 MHz	-88,5 dBc	-40,5 dBm/10 kHz
118,350 MHz	-101,5 dBc	-53,5 dBm/10 kHz
118,750 MHz	-105 dBc	-47 dBm/100 kHz
119,550 MHz	-113 dBc	-55 dBm/100 kHz
119,850 MHz a 1 GHz	-115 dBc	-57 dBm/100 kHz
1 GHz a 1,7 GHz	-115 dBc	-47 dBm/1 MHz

1. El nivel máximo de emisión no deseada (potencia absoluta) se aplica si la potencia de transmisor autorizada excede de 150 W.
2. El nivel relativo de emisión no deseada ha de calcularse utilizando la misma anchura de banda para las señales deseadas y para las no deseadas. Esto puede exigir la conversión de la medición en el caso de señales no deseadas que utilicen la anchura de banda indicada en la columna de nivel máximo de emisión no deseada.
3. Este nivel está impulsado por limitaciones de medición. Se prevé que la actuación real sea mejor.
4. La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados mediante los canales adyacentes anteriormente indicados.

Intencionalmente en blanco

3.8 (Reservado)

3.9 CARACTERÍSTICAS DE SISTEMA PARA LOS SISTEMAS RECEPTORES DE A BORDO ADF

3.9.1 PRECISIÓN DE LA INDICACIÓN DE MARCACIÓN

3.9.1.1 La marcación indicada por el sistema ADF no tendrá un error superior a $\pm 5^\circ$ con una señal de radio procedente de cualquier dirección que tenga una amplitud de campo de $70 \mu\text{V/m}$ o más, radiados desde un NDB LF/MF o un radiofaro de localización que funcione dentro de las tolerancias permitidas por este Anexo y también en presencia de una señal no deseada desde una dirección situada a 90° de la señal deseada, y:

- a) En la misma frecuencia y 15 dB más débil; o
- b) a ± 2 kHz de distancia y 4 dB más débil; o
- c) a ± 6 kHz de distancia o más y 55 dB más fuertes.
(Ver CCA-10 I D) 73.9.1.1 Precisión de la Indicación de Marcación).

3.10 (RESERVADO)

3.11 Características del sistema de aterrizaje por microondas (MLS) (RESERVADO)

**APÉNDICE A
3.11 CARACTERÍSTICA DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS)**

RESERVADO

Intencionalmente en blanco

APÉNDICE B ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)

1. DEFINICIONES

(Bits/palabras/campos) libres. Bits/palabras/campos sin atribución ni reserva y disponibles para una atribución futura.

(Bits/palabras/campos) reservados. Bits/palabras/campos sin atribución, pero reservados para una aplicación GNSS particular.

(Todos los bits se ponen a cero.)

GBAS/E. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos VHF polarizada elípticamente.

GBAS/H. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos VHF polarizada horizontalmente.

Receptor. Subsistema que recibe señales del GNSS e incluye uno o más sensores.

2. GENERALIDADES

Las siguientes especificaciones técnicas son complementarias de las disposiciones del Capítulo 3, 3.7.

3. ELEMENTOS GNSS

3.1 Servicio normalizado de determinación de la posición (SPS) del Sistema mundial de determinación de la posición (GPS) (L1)

3.1.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.1.1.1 CARACTERÍSTICAS DE LAS RADIOFRECUENCIAS (RF)

3.1.1.1.1 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de portadora no modulada será tal que un bucle de fase enganchada con anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz, sea capaz de seguir la portadora con una precisión de 0,1 radianes (1 sigma).

3.1.1.1.2 Emisiones no esenciales. Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos 40 dB por debajo de la portadora L1 no modulada, en toda la anchura de banda por canal atribuida.

3.1.1.1.3 Pérdida de correlación. La pérdida de potencia de señal recuperada, por razón de imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de la forma de onda, no excederá de 1 dB.

La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 2 046 MHz y la potencia de señal recuperada por un receptor, libre de ruidos y sin pérdidas con una separación entre correladores de 1 elemento y una anchura de banda de 2 046 MHz.

3.1.1.1.4 *Generación de código de adquisición aproximativa (C/A) y temporización.* Se formará cada configuración de código C/A $G_i(t)$ mediante la suma Módulo 2 de dos configuraciones lineales, G_1 y G_2 ; de 1 023 bits. Se formará la secuencia G_2 mediante un retardo eficaz de la secuencia G_1 por un número entero de elementos que produzcan una de las 36 configuraciones exclusivas de $G_i(t)$ según lo definido en la Tabla B-1. Las secuencias G_1 y G_2 serán generadas por registros de desplazamiento de 10 etapas que tengan los siguientes polinomios, según lo indicado a la entrada del registro de desplazamiento:

a) $G_1: X_{10} + X_3 + 1$; y

b) $G_2: X_{10} + X_9 + X_8 + X_6 + X_3 + X_2 + 1$.

El vector de inicialización para las secuencias G_1 y G_2 será “1111111111”. Las asignaciones de fase de código serán las indicadas en la Tabla B-1. La sincronización de los registros G_1 y G_2 será a una velocidad de transmisión de 1 023 MHz. Las relaciones de temporización relacionadas con el código C/A serán las indicadas en la Figura B-1*.

3.1.1.2 Estructura de datos. El formato de los mensajes de navegación será el indicado en la Figura B-2. En cada página se utilizará, según lo indicado en la Figura B-6, un formato básico de una trama de una longitud de 1 500 bits con un número de hasta 5 subtramas, siendo cada una de 300 bits de longitud. Se transmitirán todas las palabras con el bit más significativo (MSB) en primer lugar.

3.1.1.2.1 Estructura de subtrama. Cada subtrama o página de una subtrama se iniciará con una palabra de telemetría (TLM) seguida de una palabra de transferencia (HOW). Seguirán a HOW 8 palabras de datos. Cada palabra de una trama contendrá 6 bits de paridad. En las Figuras B-3 y B-4 se indican respectivamente la palabra TLM y los formatos de HOW.

3.1.1.2.2 Fin/inicio de semana. Al fin/inicio de semana:

a) la paginación cíclica de subtramas de 1 a 5 se reiniciará con la subtrama 1, sea cual fuere la última subtrama transmitida antes del fin/principio de semana; y b) el ciclo de 25 páginas de subtramas 4 y 5 se reiniciará con la página 1 de cada una de las subtramas, sea cual fuere la página transmitida antes del fin/principio de semana. Todos los cortes de carga y de página tendrán lugar en los límites de la trama (es decir, Módulo de 30 segundos relativo al fin/principio de semana).

Los nuevos datos en las subtramas 4 y 5 pueden empezar a ser transmitidos con cualquiera de las 25 páginas de estas subtramas.

3.1.1.2.3 Paridad de datos. Las palabras 1 a 10 de las subtramas 1 a 5 contendrán cada una seis bits de paridad lo mismo que sus bits menos significativos (LSB). Además, se proporcionarán dos bits sin información como bits 23 y 24 de las palabras 2 y 10 para fines de cálculo de paridad.

3.1.1.2.4 Palabra de telemetría (TLM). Cada palabra TLM será de 30 bits de longitud, presentada cada 6 segundos en la trama de datos y la primera palabra de cada subtrama. El formato TLM será el indicado en la Figura B-3. Cada palabra TLM empezará con un preámbulo, seguido de 16 bits reservados y de 6 bits de paridad.

3.1.1.2.5 Palabra de transferencia (HOW). La HOW será de 30 bits de longitud y será la segunda palabra de cada subtrama/ página, siguiendo inmediatamente a la palabra TLM. Ocurrirá una HOW cada 6 segundos en la trama de datos. El formato y el contenido de la HOW serán los indicados en la Figura B-4. La HOW empezará en los 17 MSB de la cuenta TOW. La cuenta completa de tiempo de semana (TOW) constará de 19 LSB de la cuenta Z de 29 bits (véase 3.1.1.2.6). Estos 17 bits corresponderán a la cuenta TOW en la época de 1,5 segundos que ocurre al principio (borde anterior) de la próxima subtrama que sigue.

Intencionalmente en Blanco

Tabla B-1. Asignaciones de fase de códigos

ID de satélite de número	Señal GPS PRN	Retardo G2 (elementos)	Primer octal de 10 elementos*
1	1	5	1440
2	2	6	1620
3	3	7	1710
4	4	8	1744
5	5	17	1133
6	6	18	1455
7	7	139	1131
8	8	140	1454
9	9	141	1626
10	10	251	1504
11	11	252	1642
12	12	254	1750
13	13	255	1764
14	14	256	1772
15	15	257	1775
16	16	258	1776
17	17	469	1156
18	18	470	1467
19	19	471	1633
20	20	472	1715
21	21	473	1746
22	22	474	1763
23	23	509	1063
24	24	512	1706
25	25	513	1743
26	26	514	1761
27	27	515	1770
28	28	516	1774
29	29	859	1127
30	30	860	1453
31	31	861	1625
32	32	862	1712
***	33	863	1745
***	34**	950	1713
***	35	947	1134
***	36	948	1456
***	37**	950	1713

* En la notación octal para los 10 primeros elementos del código C/A, según lo indicado en esta columna, el primer dígito representa un "1" para el primer elemento y los tres últimos dígitos son la representación octal convencional de los 9 elementos restantes (por ejemplo, los 10 primeros elementos del código C/A para el conjunto núm. 1 de señales (PRN) son: 110010000).

** Los códigos C/A 34 y 37 son comunes.

*** Las secuencias PRN 33 a 37 han sido reservadas para otros usos (p. ej., transmisores de tierra).

3.1.1.2.5.1 Bit 18. En los satélites diseñados mediante el código de configuración 001, el bit 18 será una bandera de “alerta”. Cuando se levanta esta bandera (bit 18 puesto a “1”), indicará al usuario que la exactitud telemétrica del usuario (URA) de satélite puede estar en peores condiciones que las indicadas en la subtrama 1 y que el usuario asume el riesgo de utilizar el satélite.

3.1.1.2.5.2 Bit 19. El bit 19 será de reserva.

3.1.1.2.5.3 Bits 20, 21 y 22. Los bits 20, 21 y 22 de la HOW suministrarán el código de identidad (ID) de la subtrama en la que la HOW particular constituye la segunda palabra. El código ID será definido como sigue:

ID	Código
1	001
2	010
3	011
4	100
5	101

3.1.1.2.6 Cuenta Z de satélite. Cada satélite obtendrá internamente una época de 1,5 segundos que estará constituida por una unidad conveniente para contar de forma precisa y comunicar la hora. La hora indicada de esta forma se presentará por referencia a una cuenta Z. Se proporcionará la cuenta Z al usuario como número binario de 29 bits que consta de las dos partes indicadas a continuación.

3.1.1.2.6.1 Cuenta de tiempo de semana (TOW). Se hará referencia al número binario representado por los 19 LSB de la cuenta Z como cuenta TOW y se define como igual al número de épocas de 1,5 segundos que han ocurrido desde la transición a partir de la semana anterior. La cuenta será de ciclo breve tal como la gama de valores de la cuenta TOW de 0 a 403 199 épocas de 1,5 segundos (equivalente a una semana) y se volverá a poner a cero al fin de cada semana. El estado cero de la cuenta TOW será la época de 1,5 segundos que coincida con el inicio de la semana actual. Una versión truncada de la cuenta TOW, constituida por los 17 MSB, se incluirá en la HOW del tren de datos en enlace descendente L1; la relación entre la cuenta TOW real y su versión HOW truncada se indicará en la Figura B-5.

La época mencionada ocurre (aproximadamente) a la medianoche del sábado en la noche al domingo en la mañana, siendo la medianoche definida como la hora 0000 en la escala UTC, nominalmente por referencia al meridiano de Greenwich.

3.1.1.2.6.2 Cuenta de semana. Los 10 MSB de la cuenta Z serán una representación binaria de un número secuencial asignado a la semana GPS actual (Módulo 1024). La gama de valores de esta cuenta será de 0 a 1 023. Su estado cero será el de aquella semana que empiece con la época de 1,5 segundos que ocurra (aproximadamente) a la hora cero UTC (3.1.4). Al expirar el número de semana GPS 1023, se pone nuevamente a cero el número de semana GPS. Se contarán por el usuario las 1 024 semanas anteriores en las conversiones desde la hora GPS hasta una fecha del año civil.

3.1.1.3 CONTENIDO DE DATOS

3.1.1.3.1 Subtrama 1 — reloj de satélite y datos de funcionalidad. El contenido de las palabras de 3 a 10 de la subtrama 1 incluirá los parámetros de reloj y otros datos indicados en la Tabla B-2. Los parámetros del conjunto de datos serán válidos durante el intervalo de tiempo en el que se transmiten y seguirán siendo válidos por un período adicional después de que se haya iniciado la transmisión del siguiente conjunto de datos.

3.1.1.3.1.1 Número de semana. Los 10 MSB de la palabra 3 incluirán los 10 MSB de la cuenta Z de 29 bits y representarán el número de la semana actual GPS al inicio del intervalo de transmisión del

conjunto de datos con todos los ceros indicando la semana "cero". Se aumentará el número de semana GPS a cada época de fin/inicio de semana.

3.1.1.3.1.2 Exactitud telemétrica del usuario (URA). Los bits 13 a 16 de la palabra 3 proporcionarán la URA del satélite según lo indicado en la Tabla B-3.

Tabla B-2. Parámetros de subtrama 1

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
Núm. de semana	10	1		semanas
Exactitud de satélite	4			
Funcionalidad de satélite	6	1		valores discretos
T_{GD}	8*	231		segundos
IODC	10			
t_{OC}	16	2^{-4}	604 784	segundos
a_D	8*	2^{-33}		segundos/segundos ²
a_H	16*	2^{-43}		segundos/segundos
a_B	22*	2^{-31}		segundos

* Los parámetros así indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
 ** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
 *** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Tabla B-3. Exactitud de alcance de usuario

URA	Exactitud
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	No utilizar

En la URA no se incluye la estimación de errores debidos a imprecisiones del modelo de retardo ionosférico de una sola frecuencia.

La URA es un indicador estadístico de la contribución de las exactitudes aparentes de predicción de reloj y de efemérides a las exactitudes telemétricas que se obtienen con determinado satélite basándose en datos antecedentes

3.1.1.3.1.3 Funcionalidad. La indicación de funcionalidad de 6 bits del satélite transmisor proporcionada mediante los bits 17 a 22 de la palabra 3. El MSB indicara un resumen de la funcionalidad de los datos de navegación, siendo:

- a) 0 = todos los datos de navegación son válidos; y
- b) 1 = algunos de los datos de navegación no son válidos.

Los 5 LSB indicaran la funcionalidad de los componentes de señal de conformidad con 3.1.1.3.3.4. La indicación de funcionalidad será proporcionada en relación con las capacidades de cada satélite según se ha diseñado mediante el código de configuración de 3.1.1.3.3.5. Cualquier satélite que no tenga determinada capacidad se indicara como es de idoneidad de los datos de si la falta de esta capacidad es inherente a su diseño o ha sido configurada en un modo que es normal desde el punto de vista del receptor y que no requiere tal capacidad. Se presentaran en las subtramas 4 y 5 los datos adicionales de funcionalidad.

(Ver CCA-10 I 3.1.1.3.1.3 Contenido de Datos).

3.1.1.3.1.4 Expedición de datos, reloj (IODC). Los bits 23 y 24 de la palabra 3 en la subtrama 1 serán los 2 MSB del término IODC de 10 bits; los bits 1 a 8 de la palabra 8 de la subtrama 1 incluirán los 8 LSB de la IODC. La IODC indicara el número de expedición del conjunto de datos. La IODC transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante los 7 días precedentes.

(Ver CCA-10 I 3.1.1.3.1.4 Contenido de Datos).

3.1.1.3.1.5 Diferencia de retardo de grupo estimada. Los bits 17 a 24 de la palabra 7 incluirán el término de corrección TGD, para tener en cuenta el efecto de la diferencia de retardo de grupo del satélite.

TGD no incluye ningún código C/A a P(Y) relativo a error de retardo de grupo.

3.1.1.3.1.6 Parámetros de corrección de reloj de satélite. Los bits 9 a 24 de la palabra 8, los bits 1 a 24 de la palabra 9 y los bits 1 a 22 de la palabra 10 incluirán los parámetros que los usuarios necesitan para la corrección aparente del reloj de satélite (toc, af2, af1 y af0).

3.1.1.3.1.7 Campos de datos reservados. Los campos de datos reservados serán los indicados en la Tabla B-4. Todos los campos de datos reservados prestarán apoyo a la paridad válida dentro de sus respectivas palabras.

3.1.1.3.2 Subtramas 2 y 3 — datos de efemérides del satélite. Las subtramas 2 y 3 contendrán la representación de efeméride del satélite transmisor.

3.1.1.3.2.1 Parámetros de efemérides. Los parámetros de efemérides serán los indicados en la Tabla B-5. Para cada parámetro en las subtramas 2 y 3, el número de bits, el factor de escala del LSB, el alcance y las unidades serán las especificadas en la Tabla B-6.

3.1.1.3.2.2 Expedición de datos, efemérides (IODE). La IODE será un número de 8 bits igual a los 8 LSB de la IODC de 10 bits del mismo conjunto de datos. Se proporcionará la IODE en ambas subtramas 2 y 3 para fines de comparación con los 8 LSB del término IODC en la subtrama 1. Siempre que estos tres términos no coincidan, como resultado de un corte del conjunto de datos, se recopilarán nuevos datos. La IODE transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante las seis horas precedentes (Nota 1). Cualquier cambio en los datos de las subtramas 2 y 3 se realizará en consonancia con un cambio en ambas palabras IODE. Ocurrirán cambios de los nuevos conjuntos de datos solamente en los límites horarios excepto para el primer conjunto de datos de una nueva carga. Además, el valor t_{oe} , por lo menos el primer

conjunto de datos transmitidos por un satélite después de una carga, será distinto del transmitido antes del cambio (Nota 2)

Tabla B-4. Campos de datos reservados de la subtrama 1

Palabra	Bit
3	11 - 12
4	1 - 24
5	1 - 24
6	1 - 24
7	1 - 16

Tabla B-5. Definiciones de datos de efemérides

M_0	Anomalía media a la hora de referencia
Δn	Diferencia media de movimiento respecto a valor calculado
e	Excentricidad
\sqrt{A}	Raíz cuadrada del semieje mayor
OMEGA ₀	Longitud del nodo ascendente del plano orbital en la época de semana
i_0	Ángulo de inclinación a la hora de referencia
ω	Argumento de perigeo
OMEGADOT	Velocidad de ascensión a la derecha
iDOT	Cambio del ángulo de inclinación
C_{uc}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el argumento de latitud
C_{us}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el argumento de latitud
C_{rc}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el radio orbital
C_{rs}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el radio orbital
C_{ic}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el ángulo de inclinación
C_{is}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el ángulo de inclinación
t_{sc}	Hora de referencia efemérides
IODE	Expedición de datos, efemérides

Tabla B-6. Parámetros de efemerides

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
IODE	8			
C_m	16*	2^{-5}		metros
Δn	16*	2^{-48}		semicírculos/segundos
M_0	32*	2^{-31}		semicírculos
C_{uc}	16*	2^{-29}		radianes
e	32	2^{-33}	0,03	sin dimensión
C_{uc}	16*	2^{-29}		radianes
\sqrt{A}	32	2^{-19}		metros ^{1/2}
t_{uc}	16	2^4	604 784	segundos
C_{uc}	16*	2^{-29}		radianes
OMEGA ₀	32*	2^{-31}		semicírculos
C_{uc}	16*	2^{-29}		radianes
i_0	32*	2^{-31}		semicírculos
C_m	16*	2^{-5}		metros
ω	32*	2^{-31}		semicírculos
OMEGADOT	24*	2^{-48}		semicírculos/segundos
iDOT	14*	2^{-48}		semicírculos/segundos

* Los parámetros así indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
 ** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
 *** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Los términos IODE/IODC proporcionan al receptor medios para detectar cualquier modificación en los parámetros de representación de efemerides/reloj.

El primer conjunto de datos puede cambiar (3.1.1.2.2) en cualquier momento durante la hora y por consiguiente, puede ser transmitido por el satélite para menos de 1 hora.

3.1.1.3.2.3 Campos de datos reservados. Dentro de la palabra 10, subtrama 2, se reservarán los bits 17 a 22. Los campos de datos reservados prestarán apoyo a la paridad válida dentro de sus palabras respectivas.

3.1.1.3.3 Subtramas 4 y 5 — datos de apoyo. Se subconmutarán ambas subtramas 4 y 5, 25 veces cada una. Con la posible excepción de las páginas "reservadas" y de repeticiones explícitas, en cada página se incluirán datos distintos en las palabras 3 a 10. Según las páginas de la subtrama 4 se utilizarán 6 formatos distintos y en las páginas de la subtrama 5 se utilizarán dos formatos distintos, según lo indicado en la Figura B-6.

Las páginas de la subtrama 4 serán las siguientes:

a) Páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10: datos de almanaque para satélites 25 a 32 respectivamente. Si la palabra de estado de funcionalidad de 6 bit de la página 25 se pone a 6 "unos" (3.1.1.3.3.4), la ID de satélite de la página no tendrá un valor en la gama de 25 a 32;

Estas páginas pueden ser diseñadas para otras funciones. Se define el formato y el contenido de cada página mediante la ID de satélite de dicha página.

b) Página 17: mensajes especiales;

- c) Página 18: datos ionosféricos y UTC;
- d) Página 25: configuraciones de satélite para los 32 satélites; y
- e) Páginas 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 y 24: reservado.

Las páginas de la subtrama 5 serán las siguientes:

- a) Páginas 1 a 24: datos de almanaque para satélites 1 a 24; y
- b) Página 25: datos de funcionalidad de satélites 1 a 24, la hora de referencia de almanaque y el número de semana de referencia de almanaque.

3.1.1.3.3.1 ID de datos. Los dos MSB de la palabra 3 de cada página incluirán la ID de datos por la que se define la estructura

de datos de navegación GPS aplicable. La ID de datos será la indicada en la Tabla B-7 de conformidad con lo siguiente:

- a) para aquellas páginas asignadas para incluir datos de almanaques de un determinado satélite, la ID de datos definirá la estructura de datos utilizada por tal satélite cuyos datos de almanaque están incluidos en dicha página;
- b) para todas las páginas restantes, la ID de datos denotará la estructura de datos del satélite transmisor; y
- c) no se utilizará la ID de datos "1" (denotada por el estado binario 00).

3.1.1.3.3.2 ID de satélite. Se proporcionará la ID de satélite mediante los bits 3 a 8 de la palabra 3 de cada página. Se utilizarán las ID de satélite de dos modos:

- a) Para aquellas páginas que incluyan los datos de almanaque de un determinado satélite, la ID de satélite será el mismo número que ha sido asignado a la fase de código PRN de dicho satélite, de conformidad con la Tabla B-1; y

Intencionalmente en blanco

Tabla B-7. ID de datos e ID de satélite en las subtramas 4 y 5

Página	Subtrama 4		Subtrama 5	
	ID de datos	ID de satélite*	ID de datos	ID de satélite*
1	***	57	**	1
2****	**	25	**	2
3****	**	26	**	3
4****	**	27	**	4
5****	**	28	**	5
6	***	57	**	6
7****	**	29	**	7
8****	**	30	**	8
9****	**	31	**	9
10****	**	32	**	10
11	***	57	**	11
12	***	62	**	12
13	***	52	**	13
14	***	53	**	14
15	***	54	**	15
16	***	57	**	16
17	***	55	**	17
18	***	56	**	18
19	***	58*****	**	19
20	***	59*****	**	20
21	***	57	**	21
22	***	60*****	**	22
23	***	61*****	**	23
24	***	62	**	24
25	***	63	***	51

- * El "0" indica un satélite "ficticio". Cuando se utiliza "0" para indicar un satélite ficticio, se utiliza la ID de datos del satélite transmisor.
- ** La ID de datos del satélite cuya ID de satélite figura en dicha página.
- *** La ID de datos del satélite transmisor.
- **** Las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 pueden incluir datos de almanaque para los satélites 25 a 32, respectivamente, o datos para otras funciones identificadas mediante una ID de satélite distinta del valor indicado.
- ***** La ID de satélite puede variar.

a) para todas las paginas la ID de satélite asignada de conformidad con la Tabla B-7 servirá como eco de conformidad con la Ta las ID 1 a 32 a aquellas páginas que incluyan los datos de almanaque de determinado satélite (páginas 1 a 24 de la subtrama 5 y páginas 2 a 5 y 7 a 10 de la subtrama 4). Se asignara la ID determinado y el contenido de cada p y el satélite ficticio, mientras que se utilizaran las ID 51 a 63 para las páginas que incluyan datos distintos a los de almanaque para un satélite determinado (Notas 1 y 2).

(Ver CCA-10 I 3.1.1.3.3.2 Contenido de Datos)

3.1.1.3.3.3 Almanaque. Las páginas 1 a 24 de la subtrama 5, así como las páginas 2 a 5 y 7 a 10 de la subtrama 4 incluirán los datos de almanaque y una palabra de estado de funcionalidad del satélite (3.1.1.3.3.4) respecto a un número de hasta 32 satélites. Los datos de almanaque serán un subconjunto de precisión reducida de los parámetros de reloj y de efemérides. Los datos ocuparan todos los bits de las palabras 3 a 10 de cada página excepto los 8 MSB de la palabra 3 (ID de datos e ID de satélite), los bits 17 a 24 de la

palabra 5 (funcionalidad de satélite) y 50 bits dedicados a paridad. El número de bits, el factor de escala (LSB), el alcance, y las unidades de los parámetros de almanaque serán los indicados en la Tabla B-8. En el mensaje de almanaque de cualquier satélite ficticio se incluirán "unos" y "Ceros" alternados con una paridad válida.

3.1.1.3.3.3.1 Hora de referencia de almanaque. La hora de referencia de almanaque, toa, será un múltiplo de 212 segundos que ocurra unas 70 horas después de la primera hora de transmisión válida para este conjunto de datos de almanaque. Se actualizará el almanaque con una frecuencia suficiente para asegurar que la hora GPS, t, diferirá de toa en menos de 3,5 días durante el periodo de transmisión. Se actualizarán los parámetros de almanaque por lo menos cada 6 días durante operaciones normales.

3.1.1.3.3.3.2 Parámetros de hora de almanaque. Los parámetros de hora de almanaque constarán de un término constante de 11 bits (af0) y un término de primer orden de 11 bits (af1).

3.1.1.3.3.3.3 Semana de referencia de almanaque. Los bits 17 a 24 de la palabra 3 en la página 25 de la subtrama 5 indicarán el número de la semana (WNa) a la que se refiere la hora de referencia de almanaque (toa). El término WNa constará de los 8 LSB del número de semana completa. Los bits 9 a 16 de la palabra 3 en la página 25 de la subtrama 5 incluirán el valor de toa por referencia a este WNa.

3.1.1.3.3.4 Sumario de funcionalidad. Las subtramas 4 y 5 contendrán los dos tipos de datos de funcionalidad del satélite:

a) cada una de las 32 páginas que incluya el reloj/efemérides relacionados con los datos de almanaque proporcionará una palabra de estado de funcionalidad del satélite de 8 bits relativa al satélite cuyos datos de almanaque cursa; y

b) las 25^a páginas de subtramas 4 y 5 incluirán conjuntamente los datos de funcionalidad de 6 bits para un número de hasta 32 satélites.

3.1.1.3.3.4.1 Las palabras de estado de funcionalidad de 8 bits ocupan los bits 17 a 24 de la palabra 5 en estas 32 páginas que incluyen los datos de almanaque de los satélites particulares. Las palabras de estado de funcionalidad de 6 bits ocuparán los 24 MSB de las palabras 4 a 9 en la página 25 de la subtrama 5 y los bits de 19 a 24 de la palabra 8, los 24 MSB de la palabra 9 y los 18 MSB de la palabra 10 en la página 25 de la subtrama 4.

3.1.1.3.3.4.2 Los 3 MSB de las palabras de estado de funcionalidad de 8 bits indicarán la funcionalidad de los datos de navegación, de conformidad con el código indicado en la Tabla B-9. Las palabras de 6 bits proporcionarán un sumario de un bit del estado de funcionalidad de los datos de navegación en la posición MSB de conformidad con 3.1.1.3.1.3. Los 5 LSB de ambas palabras de estado de funcionalidad de 8 bits y de 6 bits proporcionarán el estado de funcionalidad de los componentes de señal de los satélites, de conformidad con el código indicado en la Tabla B-10.

3.1.1.3.3.4.3 Se asignará un significado especial a la combinación de 6 "unos" de las palabras de estado de funcionalidad de 6 bits en las páginas 25a de las subtramas 4 y 5; se indicará que "el satélite que tiene tal ID no está disponible y que pudiera ser que no haya datos respecto a tal

satélite en la página de la subtrama 4 ó 5 que ha sido asignada para que contenga normalmente los datos de almanaque de tal satélite”.

Este significado especial se aplica a las páginas 25ª de las subtramas 4 y 5 solamente. Puede ser que no haya datos relativos a otros satélites en la página de almanaque a que se hace referencia anteriormente según lo definido en 3.1.1.3.3.3.

3.1.1.3.3.4.4 Se proporcionará la indicación de funcionalidad relativa a las funciones de cada satélite, según lo designado mediante el código de configuración en 3.1.1.3.3.5. Por consiguiente, cualquier satélite que no tenga determinada función se indicará como “en buen estado de funcionalidad” si la falta de esta función es inherente a su diseño o se ha configurado en un modo que es normal desde el punto de vista del receptor y no requiere tal función. Se actualizarán a la hora de la carga los datos de funcionalidad pronosticada.

Los datos de funcionalidad transmitidos puede que no correspondan a la funcionalidad actual del satélite transmisor o a otros satélites de la constelación.

Los datos indicados en las subtramas 1, 4 y 5 de los otros satélites pueden ser distintos de los indicados en la subtrama 4 ó 5 puesto que estos últimos pueden estar actualizados a una hora distinta.

Tabla B-8. Parámetros de almanaque

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo***	Unidades
e	16	2^{-21}		sin dimensiones
t_{sa}	8	2^{12}	602 112	segundos
δ^{****}	16*	2^{-19}		semicírculos
OMEGADOT	16*	2^{-38}		semicírculos/segundos
\sqrt{A}	24*	2^{-11}		metros ^{1/2}
OMEGA ₁	24*	2^{-25}		semicírculos
Θ	24*	2^{-25}		semicírculos
M_0	24*	2^{-25}		semicírculos
a_{p0}	11*	2^{-20}		segundos
a_{01}	11*	2^{-38}		segundos/segundos

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
 ** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
 *** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.
 **** Relativo a $i_0 = 0,30$ semicírculos.

Tabla B-9. Indicación de funcionalidad de datos de navegación

Posición del bit en la página			Indicación
137	138	139	
0	0	0	TODOS LOS DATOS SATISFACTORIOS
0	0	1	FALLA DE PARIDAD — todos o parte de los datos de paridad defectuosos
0	1	0	PROBLEMA DE FORMATO TLM/HOW — cualquier discrepancia de formato normalizado (p. ej., preámbulo en lugar erróneo o incorrecto, etc.) excepto para la cuenta Z incorrecta, según lo notificado en HOW
0	1	1	CUENTA Z en HOW DEFECTUOSA — cualquier problema con el valor de cuenta Z que no refleje la fase actual de código
1	0	0	SUBTRAMAS 1, 2, 3 — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una o más subtramas son defectuosos
1	0	1	SUBTRAMAS 4, 5 — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una o más subtramas son defectuosos
1	1	0	TODOS LOS DATOS CARGADOS SON DEFECTUOSOS — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una cualquiera (o más) subtramas son defectuosos
1	1	1	TODOS LOS DATOS DEFECTUOSOS — Palabra TLM o HOW y uno o más elementos de una cualquiera (o más) subtramas son defectuosos

Tabla B-10. Códigos de funcionalidad de los componentes de señal de satélite

MSB					LSB					Indicación
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	EL SATELITE ESTÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO no utilizar este satélite durante el paso actual ____
1	1	1	0	1	0	0	0	0	1	EL SATELITE ESTARÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO usar con precaución ____
1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	LIBRE
1	1	1	1	1	0	0	0	0	1	SE REQUERIRÍA MÁS DE UNA COMBINACIÓN PARA DESCRIBIR ANOMALÍAS EXCEPTO LAS MARCADAS MEDIANTE ____
Todas las demás combinaciones					EL SATELITE ESTÁ SIENDO OBJETO DE PROBLEMAS DE MODULACIÓN DE CÓDIGO O DE TRANSMISIÓN DE NIVEL DE POTENCIA DE LA SEÑAL. EL USUARIO PUEDE EXPERIMENTAR PROBLEMAS INTERMITENTES DE SEGUIMIENTO SI SE ADQUIERE EL SATELITE.					

- 3.1.1.3.3.5 Sumario de configuración de satélites. La página 25 de la subtrama 4 incluirá un término de 4 bits de longitud para cada uno de los satélites hasta 32 para iniciar el código de configuración de cada satélite. Este término de 4 bits ocupará los bits 9 a 24 de las palabras 3, los 24 MSB de las palabras 4 a 7 y los 16 MSB de la palabra 8, todos en la página 25 de la subtrama 4. El MSB de cada término de 4 bits indicará si el mecanismo contra la interferencia por simulación se activa (MSB=1) o no (MSB=0). Los 3 LSB indicarán la configuración de cada satélite mediante el código siguiente:

Código	Configuración de satélites
001	Satélite de bloque II IIA/ IIR.
010	Satélite de bloque IIR-M
011	Satélite de bloque IIF

3.1.1.3.3.6 Parámetros UTC. La página 18 de la subtrama 4 incluirá lo siguiente:

- a) los parámetros necesarios para realizar la hora GPS con la hora UTC; y
- b) avisar al usuario respecto al valor futuro o pasado de calendario (relativo a la carga de mensaje de navegación) de la hora delta debido a un salto de segundo (t_{sa}), junto con el número de semana (WN_{LSF}) y el número de día (DN) al final del cual entra en vigor el segundo de salto. El "día uno" será el primer día relativo al fin/principio de semana y el valor WN_{LSF} consta de los 8 LSB del número completo de semana. El valor absoluto se la diferencia entre el WN sin trunca y los valores WN_{LSF} no excederá de 127.

(Ver CCA-10 I 3.1.1.3.3.6 Contenido de Datos).

- 3.1.1.3.3.6.1 Los 24 MSB de las palabras 6 a 9 más los 8 MSB de la palabra 10 en la página 18 de la subtrama 4 incluirán los parámetros relacionados para correlacionar la hora UTC con la hora GPS. La longitud de bits, factores de escala, alcances y unidades de estos parámetros serán los especificados en la tabla B-11.
- 3.1.1.3.3.7 Parámetros ionosféricos. Los parámetros ionosféricos que permitan al usuario GPS SPS utilizar el modelo ionosférico para cálculo del retardo ionosférico se incluirán en la página 18 de la subtrama 4 según lo especificado en la tabla B-12.
- 3.1.1.3.3.8 Mensaje especial. Se reservara la página 17 de la subtrama 4 para mensajes especiales.

Intencionalmente en Blanco

Tabla B-11. Parámetros UTC

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
A_0	32*	2^{-30}		segundos
A_1	24*	2^{-30}		segundos/segundos
Δt_{LS}	8*	1		segundos
t_{ca}	8	2^{12}	602 112	segundos
WN_i	8	1		semanas
WN_{LSR}	8	1		semanas
DN	8****	1	7	días
Δt_{LSR}	8*	1		segundos

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
 ** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
 *** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.
 **** A lineación a la derecha.

Tabla B-12. Parámetros ionosféricos

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo***	Unidades
α_0	8*	2^{-30}		segundos
α_1	8*	2^{-27}		segundos/semicírculo
α_2	8*	2^{-24}		segundos/semicírculo ²
α_3	8*	2^{-24}		segundos/semicírculo ³
β_0	8*	2^{-11}		segundos
β_1	8*	2^{-14}		segundos/semicírculo
β_2	8*	2^{-16}		segundos/semicírculo ²
β_3	8*	2^{-16}		segundos/semicírculo ³

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
 ** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
 *** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

3.1.1.3.3.9 Campos de datos reservados. Todos los bits de las palabras 3 a 10, excepto los 58 bits utilizados para ID de datos, ID de satélite (pagina), paridad (6 LSB de cada palabra) y cálculo de paridad (bits 23 y 24 de la palabra 10) en las páginas 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 y 24 de la subtrama 4 y aquellas páginas de almanaque asignadas con ID de satélite igual a cero, se Designaran como reservadas. Otros bits reservados en las subtramas 4 y 5 serán según lo indicado en la Tabla B-13. Las posiciones de bits reservados de cada palabra contendrán un patrón de unos y ceros alternados con una paridad de palabra valida.

3.1.2 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACION DE DATOS (Ver CCA-10 I 3.1.1.3.3.9 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos).

3.1.2.1 Algoritmo de paridad. Los algoritmos de paridad GPS se definen seg a lo indicado en la Tabla B-14.

Tabla B-13. Bits reservados en las subtramas 4 y 5

Subtrama	Páginas	Palabras	Posición de bits reservados en la palabra
4	17	10	17 - 22
4	18	10	9 - 22
4	25	8	17 - 18
4	25	10	19 - 22
5	25	10	4 - 22

Tabla B-14. Algoritmos de codificación de paridad

$$\begin{aligned}
 D_1 &= d_1 \oplus D_{30}^* \\
 D_2 &= d_2 \oplus D_{30}^* \\
 D_3 &= d_3 \oplus D_{30}^* \\
 &\vdots \\
 &\vdots \\
 &\vdots \\
 &\vdots \\
 D_{24} &= d_{24} \oplus D_{30}^* \\
 D_{25} &= D_{29}^* \oplus d_1 \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{20} \oplus d_{23} \\
 D_{26} &= D_{30}^* \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{18} \oplus d_{19} \oplus d_{21} \oplus d_{24} \\
 D_{27} &= D_{29}^* \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_7 \oplus d_8 \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{19} \oplus d_{20} \oplus d_{22} \\
 D_{28} &= D_{29}^* \oplus d_2 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{20} \oplus d_{21} \oplus d_{23} \\
 D_{29} &= D_{30}^* \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{21} \oplus d_{22} \oplus d_{24} \\
 D_{30} &= D_{29}^* \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{13} \oplus d_{15} \oplus d_{19} \oplus d_{22} \oplus d_{23} \oplus d_{24}
 \end{aligned}$$

donde:

$D_1, D_2, D_3, \dots, D_{29}, D_{30}$ son los bits transmitidos por el satélite;
 D_{25}, \dots, D_{30} son los bits de paridad calculada;
 d_1, d_2, \dots, d_{24} son los bits de datos de origen;
 \oplus es el Módulo 2 o la operación "Or-exclusivo"; y
 * se utiliza para identificar los dos últimos bits de la palabra anterior de la subtrama.

3.1.2.2 Parámetros de corrección de reloj de satélite. La hora t del sistema GPS se define como:

$$t = t_{sv} - (\Delta t_{sv})_{k-1}$$

Siendo

- t = hora del sistema GPS (corregida respecto a cruces al principio y al final de la semana);
- t_{sv} = hora de satélite al transmitir el mensaje;
- $(\Delta t_{sv})_{k,1}$ = desplazamiento de fase del código PRN del satélite;
- $(\Delta t_{sv})_{k,1} = a_{01} + a_{01}(t - t_{0c}) + a_{12}(t - t_{0c})^2 + \Delta t_r - T_{ion}$

siendo:

- a_{01} , a_{11} y a_{12} y t_{0c} , están incluidos en la subtrama 1; y
- Δt_r = el término de corrección relativística (segundos)
- $\Delta t_r = F_e \sqrt{A} \sin E_c$

siendo:

- e y A se incluyen en las subtramas 2 y 3;
- E_c definido en la Tabla B-15; y

$$F = \frac{-2(\mu)^{1.5}}{c^2} = -4,442807633(10)^{-10} \text{ s/m}^{1.5}$$

siendo:

- μ = WGS 84 es el parámetro universal de gravitación ($3,986005 \times 10^{14} \text{ m}^2/\text{s}^2$)
- c = es la velocidad de la luz en el vacío ($2,99792458 \times 10^8 \text{ m/s}$)

(Ver CCA-10 I 3.1.2.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos).

- 3.1.2.3 Posición del satélite. Se define la posición actual del satélite (X_k, Y_k, Z_k) según lo indicado en la Tabla B-15.
- 3.1.2.4 Corrección ionosférico. Se definirá la corrección ionosférico (T_{ion}) de la forma siguiente:

Intencionalmente en blanco

$$T_{\text{trans}} = \begin{cases} F \times \left[5,0 \times 10^{-9} + \text{AMP} \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < 1,57 \\ F \times (5,0 \times 10^{-9}) & , |x| \geq 1,57 \end{cases} \text{ (segundos)}$$

siendo:

$$\text{AMP} = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_n^n, & \text{AMP} \geq 0 \\ \text{si AMP} < 0, & \text{AMP} = 0 \end{cases} \text{ (segundos)}$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50 \cdot 400)}{\text{PER}}, \text{ (radianes)}$$

$$\text{PER} = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_n^n, & \text{PER} \geq 72 \ 000 \\ \text{si PER} < 72 \ 000, & \text{PER} = 72 \ 000 \end{cases} \text{ (segundos)}$$

$$F = 1,0 + 16,0[0,53 - E]^2$$

α_n y β_n son las palabras de datos transmitidas por el satélite con $n = 0, 1, 2$ y 3

$$\phi_n = \phi_s + 0,064 \cos(\lambda_s - 1,617) \text{ (semicírculos)}$$

$$\lambda_s = \lambda_u + \frac{\psi \text{ sen } A}{\cos \phi_s} \text{ (semicírculos)}$$

Intencionalmente en blanco

$$\bar{\phi}_i = \phi_u + \psi \cos A \text{ (semicírculos)}$$

$$\phi_i = \left\{ \begin{array}{l} \phi_i = \bar{\phi}_i \text{ si } |\bar{\phi}_i| \leq 0,416 \\ \phi_i = +0,416 \text{ si } \bar{\phi}_i > 0,416, \\ \phi_i = -0,416 \text{ si } \bar{\phi}_i < -0,416 \end{array} \right\} \text{ (semicírculos)}$$

$$\psi = \frac{0,0137}{E + 0,11} - 0,022 \text{ (semicírculos)}$$

$$t = 4,32 \times 10^4 \lambda_i + \text{GPS tiempo (segundos) siendo } 0 \leq t < 86\,400,$$

por consiguiente: si $t \geq 86\,400$ segundos, sustráiganse 86 400 segundos; y
 si $t < 0$ segundos, añádanse 86 400 segundos

E = ángulo de elevación del satélite

3.1.2.4.1 Los términos utilizados en el cálculo del retardo ionosférico son los siguientes:

Intencionalmente en Blanco

a) Términos transmitidos por satélite

- α_n = los coeficientes de una ecuación cúbica que representan la amplitud del retardo vertical (4 coeficientes = 8 bits cada uno)
 β_n = los coeficientes de una ecuación cúbica que representa el periodo del modelo (4 coeficientes = 8 bits cada uno)

b) Términos generados por el receptor

- E = ángulo de elevación entre el usuario y satélite (semicírculos)
 A = ángulo de azimut entre el usuario y satélite, medido como positivo en sentido del reloj desde el norte verdadero (semicírculos)
 ϕ_u = latitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
 λ_u = longitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
 Hora GPS = hora del sistema calculada por receptor

c) Términos calculados

- x = fase (radianes)
 F = factor de oblicuidad (sin dimensión)
 t = hora local (segundos)
 ϕ_m = latitud geomagnética de la proyección en la tierra del punto de intersección ionosférica (altura media ionosférica supuesta de 350 km) (semicírculos)
 λ_c = longitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)
 ϕ_s = latitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)
 Ψ = ángulo central sobre la tierra en la posición del usuario y la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)

3.1.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.1.3.1 RECEPTOR GNSS (GPS)

3.1.3.1.1 Exclusión de satélites. El receptor excluirá cualquier satélite marginal o disfuncional.

Las condiciones que indican que un satélite es "funcional", "marginal" o "disfuncional" figuran en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4a edición, septiembre de 2008, sección 2.3.2.

Tabla B-15. Elementos de los sistemas de coordenadas

$A = (\sqrt{A})^2$	Semieje mayor
$n = \sqrt{\frac{\mu}{A}}$	Promedio de movimiento calculado
$t_k = t - t_{oc}$	Tiempo desde época de referencia de efemérides*
$n = n_0 + \Delta n$	Promedio de movimiento corregido
$M_k = M_0 + nt_k$	Anomalía media
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Ecuación Kepler para anomalía excéntrica (puede resolverse por iteración)
$v_k = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right\} = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k / (1-e \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1-e \cos E_k)} \right\}$	Anomalía verdadera
$E_k = \cos^{-1} \left[\frac{e + \cos v_k}{1 + e \cos v_k} \right]$	Anomalía excéntrica
$\phi_k = v_k + \omega$	Argumento de latitud
Perturbación del segundo armónico	
$\delta u_k = C_{uc} \sin 2\phi_k + C_{uc} \cos 2\phi_k$	Corrección de argumento de latitud
$\delta r_k = C_{rc} \sin 2\phi_k + C_{rn} \sin 2\phi_k$	Corrección de radio
$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\phi_k + C_{in} \sin 2\phi_k$	Corrección de inclinación
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Argumento de latitud corregido
$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k$	Radio corregido
$i_k = i_0 + \delta i_k + (iDOT) t_k$	Inclinación corregida
$\left. \begin{array}{l} x'_k = r_k \cos u_k \\ y'_k = r_k \sin u_k \end{array} \right\}$	Posición en plano orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oc}$	Longitud corregida de nodo ascendente
$\left. \begin{array}{l} x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k \sin i_k \end{array} \right\}$	Coordenadas con centro en la Tierra, por referencia a la Tierra
<p>* t es la hora del sistema GPS en el momento de la transmisión, es decir la hora GPS corregida respecto a tiempo de tránsito (distancia/velocidad de la luz). Además, t_0 será la diferencia actual total de tiempo entre la hora t y la hora de época t_{oc} y debe tenerse en cuenta al principio o al final del cambio de semana. Es decir si t_0 es superior a 302 400 segundos sustráiganse 604 800 segundos de t_0. Si t_0 es -302 400 segundos, añádanse 604 800 segundos a t_0.</p>	

Intencionalmente en blanco

3.1.3.1.2 Seguimiento por satélite. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de un mínimo de cuatro satélites y generará una solución de posición basada en estas mediciones.

3.1.3.1.3 Desplazamiento Doppler. El receptor será capaz de compensar los efectos del desplazamiento Doppler dinámico en la fase de portadora de señales SPS nominal y en las mediciones de código C/A. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo para la aplicación prevista.

3.1.3.1.4 Resistencia a interferencias. El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias especificados en el Capítulo 3, 3.7.

3.1.3.1.5 Aplicación de datos de reloj y de efemérides. El receptor se asegurará de que se están utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de proporcionar cualquier solución acerca de la posición. El receptor vigilará los valores IODC y valores IODE y actualizará los datos de efemérides y de reloj basándose en una modificación detectada de uno o ambos de estos valores. El receptor SPS utilizará los datos de reloj y de efemérides con los valores correspondientes IODC e IODE para determinados satélites.

3.1.4 HORA

La hora GPS se dará por referencia a UTC (según lo mantenido por el observatorio naval EUA) siendo el punto y tiempo cero definidos como la medianoche en la noche del 5 de enero de 1980/mañana del 6 de enero de 1980. La unidad mayor utilizada para indicar la hora GPS será 1 semana, definida como 604 800 segundos. Se mantendrá la escala de tiempo GPS dentro de un microsegundo de UTC (módulo de un segundo) después de la corrección respecto al número entero de diferencia de salto de segundos. Los datos de navegación contendrán los datos requeridos para relacionar la hora GPS con UTC.

3.2 CANAL DE EXACTITUD NORMAL (CSA) DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GLONASS) (L1)

3.2.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.2.1.1 Características RF

3.2.1.1.1 Frecuencias portadoras. Los valores nominales de las frecuencias portadoras L1 serán los definidos mediante las siguientes expresiones:

$$f_{k1} = f_{01} + k\Delta f_1$$

Siendo:

$K = -7, \dots, 0, 1, \dots, 6$ son números de portadora (canales de frecuencias) de las señales transmitidas por los satélites GLONASS en la subbanda L1;

$$f_{01} = 1\,602 \text{ MHz}; \text{ y}$$

$$\Delta f_1 = 0,5625 \text{ MHz}.$$

Las frecuencias portadoras se obtendrán de forma coherente a partir de una norma común de hora/frecuencia a bordo. El valor nominal de la frecuencia, según se observa en tierra será igual a 5,0 MHz. La frecuencia portadora de un satélite GLONASS estará dentro de $\pm 2 \times 10^{-11}$ relativo a su valor nominal f_k .

Intencionalmente en blanco

$$f_{k2} = f_{02} + k\Delta f_2$$

$$f_{02} = 1\,246\text{ MHz}; \Delta f_2 = 0,4375\text{ MHz}$$

Para cualquier valor dado de k la relación de frecuencias portadoras en las subbandas de L1 y L2 será igual a:

$$\frac{f_{k2}}{f_{k1}} = \frac{7}{9}$$

Tabla B-16. Frecuencias portadoras L1

Número de portadora	H_n^A (véase 3.2.1.3.4)	Valor nominal de la frecuencia en la subbanda L1, (MHz)
06	6	1 605,3750
05	5	1 604,8125
4	4	1 604,2500
3	3	1 603,6875
2	2	1 603,1250
1	1	1 602,5625
0	0	1 602,0000
-1	31	1 601,4375
-2	30	1 600,8750
-3	29	1 600,3125
-4	28	1 599,7500
-5	27	1 599,1875
-6	26	1 598,6250
-7	25	1 598,0625

- 3.2.1.1.2 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será de tal que un bucle enganchado en fase de 10 Hz con una anchura de banda de ruido unilateral proporciona la exactitud de seguimiento de fase de portadora que no sea peor que 0,1 radianes (1 sigma).
- 3.2.1.1.3 Generación de código pseudo aleatorio del GLONASS. El código telemétrico pseudo aleatorio será una secuencia de 511 bits que sirve de muestreo a la salida de la séptima etapa de un registro de fase de 9 etapas. El vector de inicialización para generar esta secuencia será "11111111". El polinomio generador que corresponde al registro de desplazamiento de 9 etapas será:

$$G(x) = 1 + x^3 + x^9 .$$

3.2.1.1.4 Emisiones no esenciales. La potencia de la señal RF transmitida fuera de la anchura de banda atribuida al GLONASS no será de más de -40 dB respecto a la potencia de portadora no modulada.

(Ver CCA-10 I 3.2.1.1.4 Elementos Ajenos a la Aeronave).

3.2.1.1.5 Pérdida de corrección. La pérdida de la potencia de señal recuperada debido a imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de forma de onda no excederá de $0,8$ dB.

(Ver CCA-10 I 3.2.1.1.5 Elementos Ajenos a la Aeronave).

3.2.1.2 ESTRUCTURA DE DATOS

3.2.1.2.1 Generalidades. Se transmitirá el mensaje de navegación como una configuración de datos digitales que se codifican mediante el código Hamming y se transforman a código relativo. Estructuralmente la configuración de datos se generará como supertramas continuamente repetidas. La supertrama constará de tramas y las tramas constarán de cadenas. Los límites de cadenas, tramas y supertramas de los mensajes de navegación de distintos satélites GLONASS estarán sincronizados dentro de 2 milisegundos.

3.2.1.2.2 Estructura de supertrama. La supertrama tendrá una duración de $2,5$ minutos y constará de 5 tramas. Dentro de cada supertrama, se transmitirá un contenido total de información no inmediata (almanaque para 24 satélites GLONASS).

(Ver CCA-10 I 3.2.1.2.2 Estructura de Datos).

3.2.1.2.3 Estructura de trama. Cada trama será de una duración de 30 segundos y constará de 15 cadenas. Dentro de cada trama se transmitirá el contenido total de información inmediata (parámetros de efemérides y de hora) para determinados satélites y una parte de la información no inmediata (almanaque). Las tramas 1 a 4 incluirán la parte de almanaque para 20 satélites (5 satélites por trama) y la trama 5 incluirá el resto del almanaque para 4 satélites. El almanaque de un satélite ocupará dos cadenas.

(Ver CCA-10 I 3.2.1.2.3 Estructura de Datos).

3.2.1.2.4 Estructura de cadenas. Cada cadena tendrá una duración de 2 segundos y contendrá los elementos binarios de datos y la marcación de tiempo. Durante los últimos $0,3$ segundos dentro de éste intervalo de 2 segundos (al final de cada cadena) se transmitirá la marcación de tiempo. La marcación de tiempo (secuencia pseudoaleatoria abreviada), constará de 30 elementos con una duración temporal de cada elemento de 10 milisegundos y con la siguiente secuencia:

111110001101110101000010010110.

Durante los primeros $1,7$ segundos dentro de este intervalo de 2 segundos (al principio de cada cadena), se transmitirá en formato bi binario 85 bits de datos (cada bit de datos de

una duración de 20 milisegundos). Se aumentaran de derecha a izquierda los números de bits en las cadenas. Se transmitirán junto con los bits de información (posición de bits 9 a 84) los bits de verificación a de código Hamming (KX) (posición de bits 1 a 8). El código Hamming tendrá una longitud de código de 4. Se separaran los datos de una cadena de los datos de las cadenas adyacentes mediante la marcación de tiempo (MB). Se registraran las palabras de datos mediante el MSB mas adelante. En cada posición de bits de cadena, 85 se colocara un elemento inactivo ("0") y se transmitirá en primer lugar.

3.2.1.2.4.1 Cadenas 1 a 4. La información a que figure en las cadenas 1 a 4 de cada trama corresponderá al satélite desde el que se transmitió. No se modificara esta información dentro de la supertrama.

3.2.1.2.4.2 Cadena 5 a 15. Las cadenas 5 a 15 de cada trama incluirán el almanaque GLONASS para 4 o 5 satélites. Se repetirá información que figura en la cadena quinta de cada trama de la supertrama.

(Ver CCA-10 I 3.2.1.2.4.2 Estructura de Datos).

3.2.1.3 CONTENIDO DE DATOS

3.2.1.3.1 Parámetros de efemérides y de hora. Los parámetros de efemérides y de hora serán los siguientes:

m = número de cadena dentro de la trama;

t_k = la hora por referencia al principio de la trama dentro del día actual. Se calcula de conformidad con la escala temporal del satélite. El numero entero de horas transcurridas desde el principio del día actual se registra en los 5 MSB. El número entero de minutos transcurridos desde el principio de la hora actual se registra en los 6 bits siguientes. El número de intervalos de 30 segundos transcurridos desde el principio del minuto actual se registra en el LSB uno. El principio del día de conformidad con la escala temporal del satélite coincide con el principio de la supertrama recurrente;

t_b = un íb = u de intervalo de tiempo dentro del día actual de conformidad con UTC(SU) + 03 horas 00 min. Los datos inmediatos transmitidos dentro de la trama se dan por referencia al centro de t_b . La duración del intervalo de tiempo y, por consiguiente, el valor m , por de t_b depende del valor de la bandera P1;

$Y_n(t_b)$ = desviación relativa del valor previsto de frecuencia portadora del satélite n a partir del valor nominal al instante t_b , es decir:

$$Y_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}}$$

Siendo:

$F_n(t_b)$ = la frecuencia pronosticada de los relojes del satélite n en el centro t_b ;

f_{Hn} = el valor nominal de la frecuencia de los relojes de satélite n

$T_n(t_b)$ = la corrección del tiempo t_n del satélite n relativo al tiempo t_c del GLONASS, en el instante t_b , es decir: $T_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b)$;

$x_a(t_b), y_a(t_b), z_n(t_b)$ = las coordenadas del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en un instante t_b ;

$x_a(t_b), y_a(t_b), z_n(t_b)$ = los componentes del vector de la velocidad del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en el instante t_b ;

$x_a(t_b), \ddot{y}_a(t_b), z_n(t_b)$ = los componentes del vector de aceleración del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en el instante t_b , que han sido el efecto del sol y de la luna;

E_n = indicación de la información inmediata que es un intervalo de tiempo transcurrido desde el instante de su cálculo (carga ascendente) hasta el instante t_b para el satélite n ;

B_n = la bandera de funcionalidad. Valores superiores a 3 indican el hecho de mal funcionamiento de determinados satélites;

$P1$ = una bandera indicando el intervalo de tiempo entre el valor actual y el previo de los parámetros t_b en minutos según lo indicado a continuación:

$P1$	Intervalo de tiempo entre valores adyacentes de t_b en minutos
0	0
1	30
10	45
11	60

$P2$ = una bandera indicando si el valor de t_b es impar o par. Un valor de "1" indica un intervalo de 30 minutos de transmitir información de servicio ($t_b = 1, 3, 5 \dots$), un valor de "0" indica un intervalo de 60 minutos de transmitir información de servicio ($t_b = 2, 6, 10 \dots$);

P3 = una bandera indicando el número de satélites respecto a los cuales se transmite un almanaque dentro de una trama determinada. "1" corresponde a 5 satélites y "0" corresponde a 4 satélites; y

ΔT_n = la diferencia de tiempo entre la señal RF de navegación transmitida en la subbanda L2 y la señal RF de navegación transmitida en la subbanda L1 por determinado satélite:

$$\Delta T_n = t_{f2} - t_{f1}$$

Siendo t_{f1} , t_{f2} los retardos de equipo en las subbandas L1 y L2 respectivamente, expresados en unidades de tiempo.

3.2.1.3.2 Parámetros de efemérides y de hora. Los parámetros de efemérides y de hora serán los indicados en la Tabla B-17. Para las palabras cuyos valores numéricos pueden ser positivos o negativos, el MSB será el bit de signo. El elemento "0" corresponderá al signo "+" y el elemento "1" corresponderá al signo "-".

3.2.1.3.3 Disposición de los parámetros de efemérides y de hora. La disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de una trama será la indicada en la Tabla B-18.

3.2.1.3.4 Parámetros de almanaque. Los parámetros de almanaque serán los siguientes:

A = índice que indica la relación de este parámetro con el almanaque;

M^n = índice de las modificaciones del satélite n^A ; "00" indica un satélite GLONASS, y "01" indica un satélite GLONASS-M;

T_c = corrección de escala de tiempo GLONASS a UTC(SU). Se da la corrección T_c en el instante del día N^A ;

N^A = número de día de calendario dentro del periodo de 4 años que empieza en un año bisiesto. La corrección T_c y otros datos de almanaque (almanaque de orbitas y almanaque de fases) están relacionados con este número de día;

n^A = número de intervalo ocupado por el satélite n ;

H^n = número de canal de una frecuencia portadora de satélite n^A (véase la Tabla B-16);

Tabla B-17. - Parámetros de efemérides y de hora

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
m	4	1		sin dimensión
t_n	5	1	0 a 23	horas
t_n	6	1	0 a 59	minutos
t_n	1	30	0 ó 30	segundos
t_n	7	15	15...1425	minutos
$\gamma_e(t_n)$	11	2^{-48}	$\pm 2^{-8}$	sin dimensión
$t_e(t_n)$	22	2^{-48}	$\pm 2^{-9}$	segundos
$x_e(t_n), y_e(t_n), z_e(t_n)$	27	2^{-41}	$\pm 2,7 \times 10^4$	km
$\dot{x}_e(t_n), \dot{y}_e(t_n), \dot{z}_e(t_n)$	24	2^{-40}	$\pm 4,3$	km/segundos
$\ddot{x}_e(t_n), \ddot{y}_e(t_n), \ddot{z}_e(t_n)$	5	2^{-48}	$\pm 6,2 \times 10^{-4}$	km/segundos ²
E_n	5	1	0 a 31	días
B_n	3	1	0 a 7	sin dimensión
P1	2	según se indica en 3.2.1.3.1		
P2	1	1	0, 1	sin dimensión
P3	1	1	0, 1	sin dimensión
Δt_n	5	2^{-40}	$\pm 13,97 \times 10^{-8}$	segundos

Tabla B-18. Disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadenas dentro de la trama	Número de bits dentro de la trama
m	4	1...15	81 - 84
t_n	12	1	65 - 76
t_n	7	2	70 - 76
t_n	7	2	70 - 76
$\gamma_e(t_n)$	11	3	69 - 79
$t_e(t_n)$	22	4	59 - 80
$x_e(t_n)$	27	1	9 - 35
$y_e(t_n)$	27	2	9 - 35
$z_e(t_n)$	27	3	9 - 35
$\dot{x}_e(t_n)$	24	1	41 - 64
$\dot{y}_e(t_n)$	24	2	41 - 64
$\dot{z}_e(t_n)$	24	3	41 - 64
$\ddot{x}_e(t_n)$	5	1	36 - 40
$\ddot{y}_e(t_n)$	5	2	36 - 40
$\ddot{z}_e(t_n)$	5	3	36 - 40
E_n	5	4	49 - 53
B_n	3	2	78 - 80
P1	2	1	77 - 78
P2	1	2	77
P3	1	3	80
Δt_n	5	4	54 - 58

$\cdot^A n$ = longitud del primer nodo ascendente (dentro del día N^A) de la órbita del satélite N^A en el sistema de coordenadas PZ 90;

$t \cdot^A n$ = hora de paso del primer nodo ascendente del satélite n^A dentro del día N^A ;

$\Delta i^A n$ = corrección del valor promedio de inclinación del satélite n^A en el instante $t \cdot^A n$ (el valor medio de la inclinación es igual a 63 grados);

ΔT_n^A = corrección del valor medio del periodo Draconiano del satélite n^A en el instante t_n^A
(valor medio del periodo Draconiano T es igual a 43 200 segundos);

$\dot{\Delta T}_n^A$ = régimen de cambio del periodo Draconiano del satélite n^A ;

ε_n^A = excentricidad del satélite n^A en el instante t_n^A ;

ω_n^A = argumento de perigeo del satélite n^A en el instante t_n^A ;

δ_n^A = valor bruto de la corrección de tiempo del satélite n^A a tiempo GLONASS en el instante t_n^A ;

C_n^A = "bandera de no operabilidad" generalizada del satélite n^A en el instante de almanaque de carga de almanaque de orbitas y fases. Cuando $C_n = 0$, esto indica que el satélite n no está en servicio. Cuando $C_n = 1$, esto indica que el satélite n esta en servicio.

3.2.1.3.5 Subdivisión y codificación de parámetros de almanaque. El almanaque GLONASS, transmitido dentro de la supertrama, se subdividirá en toda la supertrama según lo indicado en la Tabla B-19. Los valores numéricos de los parámetros y almanaque serán positivos o negativos. El MSB será el bit de signo, el elemento "0" corresponderá al signo "+", y el elemento "1" corresponderá al signo "-". Los parámetros de almanaque serán codificados según lo indicado en la Tabla B-20.

3.2.1.3.6 Disposición de los parámetros de almanaque. La disposición de las palabras de almanaque dentro de la trama será la indicada en la Tabla B-21.

3.2.1.4 CONTENIDO Y ESTRUCTURA DE LOS DATOS ADICIONALES TRANSMITIDOS POR LOS SATÉLITES GLONASS-M.

(Ver CCA-10 I 3.2.1.4 Contenido y Estructura de los Datos Adicionales Transmitidos por los Satélites Glonass-M).

3.2.1.4.1 Designación de letras de datos adicionales. Además de los datos GLONASS, los satélites GLONASS-M transmitirán los siguientes datos adicionales como se indica en la Tabla B-17-A:

N — un índice de los satélites que transmiten la señal de navegación determinada: corresponde a un número de intervalos dentro de la constelación GLONASS;

Ln — la bandera de funcionamiento para el satélite determinado: "0" indica que el satélite determinado está funcionando correctamente, "1" indica que el satélite determinado está funcionando incorrectamente;

B1 — coeficiente para determinar $\Delta UT1$: es igual a la diferencia entre UT1 y UTC al comienzo del día (N^A), expresada en segundos;

B2 — coeficiente para determinar $\Delta UT1$: es igual al cambio diario de la diferencia $\Delta UT1$ (expresada en segundos por día solar promedio).

Estos coeficientes se utilizaran para transformar entre UTC (SU) y UT1:

$$\Delta UT1 = UTC (SU) - UT1,$$

UT1 — Tiempo Universal por referencia al Meridiano de Greenwich Promedio (tomando en cuenta el movimiento del Polo),

UTC (SU) — Tiempo Universal Coordinado de la Norma Estatal de la Federación de Rusia,

$$\Delta UT1 = B1 + B2 \times (NT - N^A),$$

KP — notificación de una corrección del segundo intercalar subsiguiente UTC (± 1 s), como se indica a continuación:

KP	Datos de corrección de segundos UTC
00	Ninguna corrección de UTC al final del trimestre actual
01	Corrección de UTC por 1 s más al final del trimestre actual
11	Corrección de UTC por 1 s menos al final del trimestre actual

NT — fecha actual, numero de calendario del día dentro del intervalo de cuatro años que se inicia el 1 de enero en un año bisiesto;

N4 — número del intervalo de cuatro años que se inicia en 1996;

FT — un parámetro que proporciona la exactitud de alcance prevista del satélite del usuario en la hora tb. La codificación se indica en la Tabla B-17-B;

M — tipo de satélite que transmite la señal de navegación. 00 se refiere a un satélite GLONASS; 01 se refiere a un satélite GLONASS-M;

P4 — bandera que indica que los parámetros actualizados de efemérides están presentes. "1" indica que el segmento de control ha realizado una transferencia ascendente de parámetros actualizados de efemérides o frecuencia/tiempo;

P — parámetro tecnológico de segmento de control, indicando el modo de operación del satélite respecto a los parámetros de tiempo:

- 00 — parámetro ·c transmitido del segmento de control, parámetro ·GPS transmitido del segmento de control;
- 01 — parámetro ·c transmitido del segmento de control, parámetro ·GPS calculado a bordo del satélite GLONASS-M;
- 10 — parámetro ·c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro ·GPS transmitido del segmento de control;
- 11 — parámetro ·c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro ·GPS calculado a bordo del satélite GLONASS-M;

•GPS — corrección del tiempo GPS en relación con el tiempo GLONASS:

$$TGPS - TGL = \Delta T + \cdot GPS,$$

En el cual:

ΔT es la parte de numero entero, y $\cdot GPS$ es la parte fraccional de la diferencia entre las escalas de tiempo del sistema expresadas en segundos.

Mⁿ — tipo de satélite n^o: la codificación "00" indica un satélite GLONASS; la codificación "01" indica un satélite GLONASS-M;

3.2.1.4.2 Parámetros de datos adicionales. Los parámetros de datos adicionales se definen en las Tablas B-17-A a B-18-A.

3.2.1.4.3 Ubicación de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M. La ubicación requerida de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M se define en la Tabla B-18-A.

3.2.2 DEFINICION DE LOS PROTOCOLOS PARA APLICACION DE DATOS (Ver CCA-10 I D) 3.2.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos).

3.2.2.1 Algoritmo de verificación de paridad para verificación de datos. Se utilizan el algoritmo que figura en la Tabla B-22 y según los detalles indicados a continuación para detectar y corregir un error de un bit dentro de la cadena y para detectar un error de 2 o más bits dentro de una cadena.

Cada cadena incluye los bits de datos 85 siendo los 77 MSB elementos de datos (b85, b84, ..., b10, b9), y los 8 bits LSB los bits de verificación de longitud de código Hamming de 4 ($\cdot 8, \cdot 7, \dots, \cdot 2, \cdot 1$).

3.2.2.1.2 Para corregir errores de 1 bit dentro de la cadena se generan las siguientes sumas de verificación Pa: (c1, c2, ..., c7), y para detectar errores de 2 bits (o errores de más números pares de bits) se genera una suma de verificación c \cdot según lo indicado en la Tabla B-22. Se utiliza lo siguiente para corregir errores aislados y para detectar errores m2. Se ut:

a) Se considera que una cadena es correcta si todas las sumas de verificación (c1, ..., c7, y c \square) son iguales a "0", o si solamente una de las sumas de verificación (c1, ..., c7) es igual a "1" y c \cdot es igual a "

b) Si dos o más de las sumas de verificación (c1, ..., c \square) son iguales a "1" y c \cdot es igual a "1", entonces se corrige el carácter "bicolor" en función del carácter opuesto en la siguiente posición de bit:

"icor" = $c_7 c_6 c_5 c_4 c_3 c_2 c_1 + 8 - K$, a condición de que "icor" $\cdot 85$,

Siendo "c7 c6 c5 c4 c3 c2 c1" es un número binario generado a partir de las sumas de verificación (c1, ..., c7) siendo c1 el LSB y c7 el MSB. K es el número ordinal de la suma de verificación más significativa que no sea igual a "0"

Si $icor > 85$, entonces hay un número impar de errores múltiples y se rechazarán los datos.

- c) Si por lo menos una de las sumas de verificación (c1, ..., c7) es igual a "1" y c_{\square} es igual a "0", o si todas las sumas de verificación (c1, ..., c7) son iguales a "0" pero c_{\square} es igual a "1", entonces hay múltiples errores y se rechazarán los datos.

Ver CCA-10 I D) 3.2.2.1.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos).

Intencionalmente en blanco

Tabla B-17-A. Parámetros de datos adicionales

Parámetros	Núm. de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
n	5	1	0 a 31	Adimensional
l_n	1	1	0; 1	Adimensional
B1	11	2^{-10}	$\pm 0,9$	segundos
B2	10	2^{-16}	$(-4,5 \text{ a } 3,5) \times 10^{-3}$	s/día
KP	2	1	0 a 3	Adimensional
N_T	11	1	0 a 1 461	días
N_a	5	1	1 a 31	Intervalo de cuatro años
F_T	4		Véase la Tabla B17-B.	
M	2	1	0 a 3	Adimensional
P4	1	1	0; 1	Adimensional
P	2	1	00,01,10,11	Adimensional
τ_{GMS}	22	2^{-30}	$\pm 1,9 \times 10^{-3}$	segundos
M_n^A	2	1	0 a 3	Adimensional

Tabla B-17-B. Codificación de palabra F_T

Valor F_T	Exactitud de pseudorango, 1 sigma (m)
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	No se usa

Tabla B-18-A. Ubicación de palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M

Palabra	Número de bits	Número de cadena dentro de la supertrama	Número de bits dentro de la cadena
n	5	4, 19, 34, 49, 64	11 - 15
L _n	1	5, 7, 9, 11, 13, 15, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 50, 52, 54, 56, 58, 60, 65, 67, 69, 71, 73, 75 3, 18, 33, 48, 63	9 65
B1	11	74 (dentro de la supertrama)	70 - 80
B2	10	74 (dentro de la supertrama)	60 - 69
KP	2	74 (dentro de la supertrama)	58 - 59
N _T	11	4, 19, 34, 49, 64	16 - 26
N _d	5	5, 20, 35, 50, 65	32 - 36
F _T	4	4, 19, 34, 49, 64	30 - 33
M	2	4, 19, 34, 49, 64	9 - 10
P4	1	4, 19, 34, 49, 64	34
P	2	3, 18, 33, 48, 63	66 - 67
l _{cor}	22	5, 20, 35, 50, 65	10 - 31
M _n ^A	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79

Tabla B-19. Subdivisión del almanaque dentro de la supertrama

Número de trama dentro de la supertrama	Números de satélite, respecto a los cuales se transmite el almanaque dentro de determinada trama
1	1 a 5
2	6 a 10
3	11 a 15
4	16 a 20
5	21 a 24

Tabla B-20. Codificación de los parámetros de almanaque

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
M_n^A	2	1	0 a 3	sin dimensión
τ_c	28	2^{-27}	± 1	segundos
N_n^A	11	1	1 a 1 461	días
n_n^A	5	1	1 a 24	sin dimensión
H_n^A	5	1	0 a 31	sin dimensión
λ_n^A	21	2^{-20}	± 1	semicírculos
Ω_n^A	21	2^{-3}	0 a 44 100	segundos
Δi_n^A	18	2^{-20}	$\pm 0,067$	semicírculos
ΔT_n^A	22	2^{-9}	$\pm 3,6 \times 10^3$	segundos/revolución
$\Delta \dot{T}_n^A$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	segundos/revolución ²
ε_n^A	15	2^{-20}	0 a 0,03	sin dimensión
ω_n^A	16	2^{-15}	± 1	semicírculos
l_n^A	10	2^{-18}	$\pm 1,9 \times 10^{-3}$	segundos
C_n^A	1	1	0 a 1	sin dimensión

Tabla B-21. Disposición de los parámetros de almanaque dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadena dentro de la trama	Número de bit dentro de la cadena
M_n^A	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79
τ_c	28	5	42 - 69
N_n^A	11	5	70 - 80
n_n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 - 77
H_n^A	5	7, 9, 11, 13, 15	10 - 14
λ_n^A	21	6, 8, 10, 12, 14	42 - 62
Ω_n^A	21	7, 9, 11, 13, 15	44 - 64
Δi_n^A	18	6, 8, 10, 12, 14	24 - 41
ΔT_n^A	22	7, 9, 11, 13, 15	22 - 43
$\Delta \dot{T}_n^A$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 - 21
ε_n^A	15	6, 8, 10, 12, 14	9 - 23
ω_n^A	16	7, 9, 11, 13, 15	65 - 80
l_n^A	10	6, 8, 10, 12, 14	63 - 72
C_n^A	1	6, 8, 10, 12, 14	80

Nota.— Se presentan los números de cadena de las cuatro primeras tramas dentro de la subtrama. No hay parámetros de almanaque en las cadenas 14ª y 15ª de la trama 5ª.

Tabla B-22. Algoritmo de verificación de paridad

$b_{85}, b_{84}, \dots, b_{10}, b_9$ son los bits de datos (posiciones 9 a 85 en la cadena);

$\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_8$ son los bits de verificación del código Hamming (posiciones 1 a 8 en la cadena);

$c_1, c_2, \dots, c_7, c_8$ son las sumas de verificación generadas mediante la fórmula siguiente:

$$c_1 = \beta_1 \oplus [\sum_i b_i]_{\text{mod } 2}$$

$$i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.$$

$$c_2 = \beta_2 \oplus [\sum_j b_j]_{\text{mod } 2}$$

$$j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.$$

$$c_3 = \beta_3 \oplus [\sum_k b_k]_{\text{mod } 2}$$

$$k = 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 23, 24, 25, 26, 31, 32, 33, 34, 38, 39, 40, 41, 46, 47, 48, 49, 54, 55, 56, 57, 62, 63, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 77, 78, 79, 80, 85.$$

$$c_4 = \beta_4 \oplus [\sum_l b_l]_{\text{mod } 2}$$

$$l = 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80.$$

$$c_5 = \beta_5 \oplus [\sum_m b_m]_{\text{mod } 2}$$

$$m = 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 81, 82, 83, 84, 85.$$

$$c_6 = \beta_6 \oplus [\sum_n b_n]_{\text{mod } 2}$$

$$n = 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65.$$

$$c_7 = \beta_7 \oplus [\sum_p b_p]_{\text{mod } 2}$$

$$p = 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.$$

$$c_8 = [\sum_q \beta_q]_{\text{mod } 2} \oplus [\sum_r b_r]_{\text{mod } 2}$$

$$q = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8$$

$$r = 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.$$

3.2.2.2 PARÁMETROS DE CORRECCIÓN DE RELOJ DE SATÉLITE

3.2.2.2.1 Se determina la hora del sistema GLONASS mediante la fórmula:

$$t_{\text{GLONASS}} = t_k + \cdot n(t_b) - \cdot n(t_b) (t_k - t_b)$$

Siendo t_k , $\cdot n(t_b)$, $y_n(t_b)$ los parámetros descritos en 3.2.1.3.1.

3.2.2.2.2 La hora del GLONASS está relacionada con el servicio horario nacional de Rusia UTC(SU) según lo indicado a continuación:

$$t_{\text{UTC(SU)}} = t_{\text{GLONASS}} + \cdot c - 03 \text{ horas } 00 \text{ minutos}$$

$\cdot c$ es el parámetro descrito en 3.2.1.3.4; y 03 horas 00 minutos es el desplazamiento continuo de tiempo causado por la diferencia entre la hora de Moscú y la hora de Greenwich.

3.2.2.3 POSICIÓN DEL SATÉLITE

3.2.2.3.1 Se define la posición actual del satélite mediante los parámetros de efemérides de navegación GLONASS, según lo indicado a continuación y en la Tabla B-17.

3.2.2.3.2 Se realiza un nuevo cálculo de efemérides desde el instante t_b hasta el instante t_i dentro del intervalo ($|i| = |t_i - t_b| \cdot 15$ minutos) mediante una técnica de integración numérica de las ecuaciones diferenciales que describen el movimiento de los satélites. En las partes a la derecha de estas ecuaciones las aceleraciones se determinan utilizando la constante gravitacional μ y se tienen en cuenta el segundo armónico zonal del geopotencial $J_2 0$ que define el achatamiento polar de la Tierra y las aceleraciones consecuentes a perturbaciones lunisolares. Se integran las ecuaciones en un sistema de coordenadas PZ 90 (3.2.5) aplicando la técnica Runge-Kutta de 4o orden, según lo indicado a continuación

Intencionalmente en Blanco

$$\frac{dx}{dt} = V_x$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y$$

$$\frac{dz}{dt} = V_z$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2 \frac{\mu a_c^2}{r^5}x \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2 \frac{\mu a_c^2}{r^5}y \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y + 2\omega V_x + \ddot{y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2 \frac{\mu a_c^2}{r^5}z \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}$$

siendo:

- $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;
- $\mu =$ constante gravitacional universal de la Tierra ($398\,600,44 \times 10^9 \text{ m}^3/\text{s}^2$);
- $a_c =$ semieje mayor ($6\,378\,136 \text{ m}$);
- $J_0^2 =$ segundo armónico zonal del geopotencial ($1\,082\,625,7 \times 10^{-9}$); y
- $\omega =$ velocidad de rotación de la Tierra ($7,292\,115 \times 10^{-5}$ radianes/s).

Coordenadas $x_a(t_0)$, $y_a(t_0)$, $z_a(t_0)$, y componentes del vector $\dot{x}_a(t_0) = V_x$, $\dot{y}_a(t_0) = V_y$, $\dot{z}_a(t_0) = V_z$ son las condiciones iniciales de integración. Aceleraciones debidas a la perturbación lunisolar $\ddot{x}_a(t_0)$, $\ddot{y}_a(t_0)$, $\ddot{z}_a(t_0)$ son constantes en el intervalo de integración de ± 15 minutos.

3.2.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.2.3.1 RECEPTOR GNSS (GLONASS)

3.2.3.1.1 Exclusión de satélite. El receptor excluirá todo satélite designado como disfuncional en el mensaje de navegación del GLONASS.

3.2.3.1.2 Seguimiento de satélite. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de por lo menos cuatro satélites y generará una solución de posición basada en estas mediciones.

3.2.3.1.3 Desplazamiento Doppler. El receptor será capaz de compensar los efectos de desplazamiento Doppler dinámico en las mediciones de fase de portadora de señal nominal GLONASS y de código normalizado. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo de la aplicación prevista.

3.2.3.1.4 Resistencia a interferencia. El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias, según lo especificado en 3.7.

- 3.2.3.1.4.1 Interferencia intrasistema. Al recibir una señal de navegación con un canal de frecuencia $k = n$, la interferencia creada por una señal de navegación con numero de canal de frecuencia $k = n - 1$ o $k = n + 1$ no será superior a -48 dB respecto a la potencia mínima especificada del satélite en la superficie de la tierra, a condición de que los satélites que transmiten estas señales estén simultáneamente situados en la zona de visibilidad del usuario.
- 3.2.3.1.5 Aplicación de datos de reloj y de efemérides. El receptor se asegurara de que está utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de presentar cualquier solución de posición
- 3.2.3.1.6 Corrección de segundo de salto. Después de una corrección de segundo de salto en el tiempo GLONASS (véase tb en 3.2.1.3.1), el receptor GLONASS será capaz de lo siguiente:
- a) generar series suaves y validas de mediciones de pseudodistancia; y
 - b) sincronizar de nuevo la marcación de tiempo de cadena de datos sin pérdida de seguimiento de la señal
- 3.2.3.1.6.1 Después de la corrección de segundos de salto en la hora GLONASS, el receptor GLONASS utilizara la hora UTC de la forma siguiente:
- a) utilizará la hora UTC antigua (antes de la corrección) junto con la antigua efeméride (transmitida antes de las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC); y
 - b) utilizará la hora UTC actualizada junto con la nueva efeméride (transmitida después de 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC).

3.2.4 HORA

- 3.2.4.1 Para los satélites GLONASS M, el mensaje de navegación contendrá los datos necesarios para relacionar la hora UTC (SU) con la hora UT1. Se mantendrá la hora GLONASS dentro de 1 milisegundo de la hora UTC(SU) después de la corrección respecto a un número entero de horas por características propias del segmento de control GLONASS:

$$| t_{\text{GLONASS}} - (\text{UTC} + 03 \text{ horas } 00 \text{ minutos}) | < 1 \text{ ms}$$

Los datos de navegación incluirán los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS a la hora UTC [mantenida por el Servicio Horario Nacional de Rusia UTC (SU)] dentro de 1 microsegundo.

Las escalas de tiempo de los satélites GLONASS se comparan periódicamente con la hora central de sincronizador. Las correcciones de escalas de tiempo de los satélites GLONASS relativas a la hora GLONASS y a la hora UTC(SU) se calculan en el complejo de control de base terrestre del GLONASS y se cargan a los satélites dos veces al día.

No hay ninguna diferencia de segundo entero entre la hora GLONASS y UTC. Se corrige periódicamente la escala de tiempo GLONASS a un número entero de segundos simultáneamente con correcciones UTC que se ejecutan de conformidad con la corrección del Bureau International de l'Heure (corrección de segundo de salto). Se ejecutan estas correcciones a las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC en la medianoche al final de un trimestre. Después de la corrección de segundos de salto GLONASS la marcación de tiempo dentro del mensaje de navegación modifica su posición (en una escala de tiempo continua), para estar sincronizada con épocas de 2 segundos de la escala de tiempo UTC corregido. Se notifican a los usuarios GLONASS por adelantado estas correcciones previstas. Para los satélites GLONASS-M, la notificación de estas correcciones se proporciona a los usuarios mediante el parámetro del mensaje de navegación KP.

- 3.2.4.2 La exactitud de la sincronización mutua de las escalas de tiempo de los satélites será de 20 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS y de 8 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS-M.
- 3.2.4.5 La corrección de la hora GPS en relación con la hora GLONASS (o la diferencia entre estas escalas de tiempo) radio- difundida por los satélites GLONASS-M, τ GPS, no excederá de 30 nanosegundos (1 sigma).
(Ver CCA-10 I 3.2.4.5 Hora).

3.2.5 SISTEMA DE COORDENADAS

- 3.2.5.1 PZ-90 (Parámetros de elipsoide terrenal común y campo gravitacional de la Tierra 1990). La efemérides de radio- difusión GLONASS describirá una posición del centro de fase de la antena transmisora y de un satélite determinado en el marco de referencia centrado y fijo respecto a la Tierra PZ-90.
- 3.2.5.2 Conversión entre PZ-90 y WGS-84.

3.2.5.2.1 Deberían utilizarse los parámetros de conversión siguientes para obtener las coordenadas de posición en WGS-84 (Versión G1674) a partir de las coordenadas de posición en PZ-90 (Versión PZ-90.11):

(X, Y y Z se expresan en metros)

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} -0,36 \\ +0,08 \\ +0,18 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}$$

3.3 USO COMBINADO DEL GPS Y GLONASS

3.3.1 ELEMENTOS DE AERONAVE

(Ver CCA-10 I 3.3 uso combinado del GPS y GLONASS (L1)).

- 3.3.1.1 Receptor GNSS combinado. El receptor GNSS combinado procesará las señales del GPS y del GLONASS de conformidad con los requisitos especificados en 3.1.3.1, receptor GPS (GNSS) y 3.2.3.1 receptor GLONASS (GNSS).
 - 3.3.1.1.1 Resistencia a interferencias. El receptor GNSS combinado satisfará los requisitos particulares del GPS y del GLONASS especificados en 3.7.
 - 3.3.1.2 Antenas. Se recibirán las señales del GPS y GLONASS en una o más antenas.
(Ver CCA-10 I D) 3.3.1.2 Elementos Ajenos a la Aeronave).
 - 3.3.1.3 Conversión entre sistemas de coordenadas. La información sobre posición proporcionada por un receptor GPS y GLONASS combinado se expresará en las coordenadas de tierra WGS-84. Se convertirá la posición del satélite GLONASS, obtenida en el marco de coordenadas PZ-90 para tener en cuenta las diferencias entre WGS-84 y PZ-90, según lo definido en 3.2.5.2.
 - 3.3.1.4 Hora GPS/GLONASS. Al combinar las mediciones del GLONASS y del GPS, se tendrá en cuenta la diferencia entre la hora GLONASS y la hora GPS.
 - 3.3.1.4.1 Los receptores GPS/GLONASS solucionarán el desplazamiento horario entre las constelaciones principales como parámetro desconocido adicional en la solución de navegación y no dependerán únicamente de la radiodifusión del desplazamiento horario en los mensajes de navegación.

Intencionalmente en blanco

3.4 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS)

En el Adjunto D, Sección5 se presenta orientación sobre el ABAS.

Intencionalmente en blanco

3.5 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS)

3.5.2 GENERALIDADES

Los parámetros de esta sección han sido definidos en términos de WGS-84.

- 3.5.2.1 Estabilidad de frecuencia portadora. La estabilidad a corto plazo de la frecuencia portadora (raíz cuadrada de la Varianza Allan) a la salida de la antena de transmisión del satélite será de 5×10^{-11} , o mejor, por un período de 1 a 10 segundos.
- 3.5.2.2 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle enganchado en fase de anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una exactitud de 0,1 radianes (1 sigma).
- 3.5.2.3 Emisiones no esenciales. La potencia de las emisiones no esenciales será por lo menos de 40 dB por debajo de la potencia de portadora no modulada a todas las frecuencias.
- 3.5.2.4 Coherencia de código/frecuencia portadora. La diferencia fraccional de frecuencias a corto plazo (menos de 10 segundos) entre la velocidad de transmisión de fase de código y la frecuencia portadora será inferior a 5×10^{-11} (desviación estándar). A largo plazo (menos de 100 segundos) la diferencia entre el cambio de fase de código de radiodifusión, convertida a ciclos de portadora multiplicando el número de elementos de código por 1 540, y el cambio de fase de portadora de radiodifusión, en ciclos, estará dentro de un ciclo de portadora (desviación estándar).
- 3.5.2.5 Pérdida de correlación. La pérdida de la potencia de la señal recuperada debida a imperfecciones en la modulación de la señal y a la distorsión de la forma de onda no excederá de 1 dB.
- 3.5.2.6 Desviación máxima de fase de código. La máxima fase de código no corregida de la señal de radiodifusión no se desviará del tiempo equivalente en la red SBAS (SNT) en más de ± 20 segundos.
- 3.5.2.7 Coherencia de código/datos. Cada símbolo de 2 milisegundos estará sincronizado con cada otra época de código.
- 3.5.2.8 Sincronización de mensaje. El borde anterior del primer símbolo que depende del primer bit del mensaje actual se radiodifundirá desde el satélite SBAS en sincronización con una época de 1 segundo de SNT.
- 3.5.2.9 Codificación convolucional. Se codificará el tren de datos de 250 bits por segundo a una velocidad de transmisión de 2 símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de 7 para producir 500 símbolos por segundo. La disposición de la lógica de codificador convolucional será según lo ilustrado en la Figura B-11 con la salida G3 seleccionada para la primera mitad de cada período de bits de datos de

cuatro milisegundos.

3.5.2.10 Códigos de ruido pseudoaleatorio (PRN). Cada código PRN será un código Gold de 1 023 bits que es por sí mismo la adición módulo 2 de dos configuraciones lineales de 1 023 bits, G1 y G2i. Se formará la secuencia G2i retardando la secuencia G2 por el correspondiente número entero de elementos, según lo ilustrado en la Tabla B-23. Se definirán cada una de las secuencias G1 y G2 como la salida de la etapa 10 de un registro de desplazamiento de 10 etapas, siendo la entrada al registro de desplazamiento la adición módulo 2 de las siguientes etapas del registro de desplazamiento:

- a) G1: etapas 3y10;y
- b) G2: etapas 2, 3, 6, 8,9y10.

El estado inicial para los registros de desplazamiento G1yG2 será "1111111111".

3.5.3 ESTRUCTURA DE DATOS

3.5.3.1 Resumen de formato. Todos los mensajes consistirán en un identificador de tipo de mensaje, un preámbulo, un campo de datos y una verificación de redundancia cíclica según lo ilustrado en la Figura B-12.

3.5.3.2 Preámbulo. El preámbulo constará de la secuencia de bits "01010011 10011010 11000110", distribuida en tres bloques sucesivos. El principio de cada preámbulo distinto de 24 bits estará sincronizado con una época de subtrama GPS de 6 segundos.

3.5.3.3 Identificador de tipo de mensaje. El identificador de tipo de mensaje será de un valor de 6 bits por el que se identifique al tipo de mensaje (0 a 63), según lo definido en la Tabla B-24. El identificador de tipo de mensaje será transmitido con el MSB en primer lugar.

3.5.3.4 Campo de datos. El campo de datos será de 212 bits según lo definido en 3.5.6. Cada parámetro de campo de datos será transmitido con MSB en primer lugar.

3.5.3.5 Verificación de redundancia cíclica (CRC). Se calculará el código CRC de mensaje SBAS de conformidad con 3.9.

3.5.2.5.1 La longitud del código CRC será de $k = 24$ bits.

3.5.3.5.2 El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^7 + x^6 + x^5 + x^4 + x^3 + x + 1$$

3.5.3.5.3 El campo de información CRC, $M(x)$, será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \dots + m_{226} x^0$$

Tabla B-23. Códigos PRN del SBAS

Número de código PRN	Retardo G2 (elementos)	Primeros 10 elementos SBAS (el bitio más a la izquierda representa el primer elemento transmitido, en binario)
120	145	110111001
121	175	101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	1110000
125	235	111000001
126	886	1011
127	657	1000110000
128	634	10100101
129	762	101010111
130	355	1100011110
131	1012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	100110
134	130	1000111001
135	359	101110001
136	595	1000011111
137	68	111111000
138	386	1011010111

Tabla B-24. Tipos de mensaje de radiodifusión

Tipo de mensaje	Contenido
0	"No utilizar" (modo de prueba SBAS)
1	Máscara PRN
2 a 5	Correcciones rápidas
6	Información de integridad
7	Factor de degradación de corrección rápida
8	Extra
9	Parámetros de función telemétrica GEO
10	Parámetros de degradación
11	Extra
12	Parámetros de desplazamiento de hora de red SBAS/UTC
13 a 16	Extra
17	Almanaques de satélite GEO
18	Máscaras de punto de retícula ionosférica
19 a 23	Extra
24	Correcciones rápidas varias/correcciones de error de satélite a largo plazo
25	Correcciones de error de satélite a largo plazo
26	Correcciones de retardo ionosférico
27	Mensaje de servicio SBAS
28	Matriz de covarianza de reloj-efemérides
29 a 61	Extra
62	Reservado
63	Mensaje nulo

3.5.3.5.4 Se formará M(x) a partir del preámbulo de mensaje SBAS de 8 bits, del identificador de tipo de mensaje de 6 bits y del campo de datos de 212 bits. Los bits serán distribuidos en el orden transmitido desde el satélite SBAS de forma que m1

corresponda al primer bit transmitido del preámbulo y m226 corresponda al bit 212 del campo de datos.

- 3.5.3.5.5 Se establecerá el orden de transmisión de los bits o del código CRC de forma que r1 sea el primer bit transmitido y r24 sea el último bit transmitido.

3.5.4 CONTENIDO DE DATOS

- 3.5.4.1 Parámetros de máscara PRN. Los parámetros de máscara PRN serán los siguientes:

Número de código PRN: número por el que se identifica inequívocamente el código PRN de satélite y las asignaciones correspondientes según lo indicado en la Tabla B-25.

Máscara PRN: los 210 valores de máscara PRN que corresponden a los números de código PRN de satélite. La máscara se reglará a 51 de los 210 valores de máscara PRN.

Valor de máscara PRN: un bit en la máscara PRN indicando si se proporcionan datos para el número de código PRN de satélite asociado (de 1 a 210).

Codificación: 0 = no se proporcionan datos
1 = se proporcionan datos

Número de máscara PRN: el número secuencial (de 1 a 51) de los valores de máscara reglados en la máscara PRN.

Expedición de datos—PRN (IODP): un indicador por el que se asocian los datos de corrección a la máscara PRN.

(Los parámetros se radiodifunden en los siguientes mensajes):

- máscara PRN (constituida por 210 valores de máscara PRN) en el mensaje de tipo 1;
- número de máscara PRN en los mensajes de tipos 24, 25 y 28;
- número de código PRN en el mensaje de tipo 17; y d) IODP en los mensajes de tipo 1 a 5, 7, 24, 25 y 28.

- 3.5.4.2 Parámetros de función telemétrica de órbita geostacionaria (GEO). Los parámetros de función telemétrica GEO serán los siguientes:

$t_{0,GEO}$: hora de referencia para los datos de la función telemétrica GEO, expresada como la hora después de la media noche del día en curso.

$[X_G Y_G Z_G]$: posición del GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\dot{X}_G \dot{Y}_G \dot{Z}_G]$: velocidad de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\ddot{X}_G \ddot{Y}_G \ddot{Z}_G]$: aceleración de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

aGf0: desplazamiento horario del reloj GEO respecto a SNT, definido a la hora $t_{0,GEO}$.

aGf1: cambio de deriva del reloj GEO respecto a SNT.

Exactitud de distancia del usuario (URA): un indicador del error telemétrico de media cuadrática con exclusión de efectos atmosféricos, según lo descrito en la Tabla B-26.

(Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 9.)

3.5.4.3 Parámetros de almanaque GEO. Los parámetros de almanaque GEO serán los siguientes:

Número de código PRN: véase 3.5.4.1.

Tabla B-25. Asignaciones de número de código PRN

Número de código PRN	Asignación
1 – 37	GPS
38 – 61	Núm. de intervalo GLONASS + 37
62 – 119	Extra
120 – 138	SBAS
139 – 210	Extra

Tabla B-26. Exactitud telemétrica de usuario

URA	Exactitud (rms)
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	"No utilizar"

Los valores URA de 0 a 14 no se usan en los protocolos para la aplicación de datos (3.5.5). Los receptores de a bordo no usarán la función telemétrica de la GEO si la URA indica "No utilizar" (3.5.8.3).

Tabla B-27. Identificación de proveedor de servicio SBAS

Identificador	Proveedor de servicio
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	SDCM
5 a 13	Extra
14, 15	Reservado

Tabla B-28. IOD_i para satélites GLONASS

MSB	LSB
Intervalo de validez (5 bits)	Tiempo de latencia (3 bits)

Funcionalidad y estado: indicación de las funciones proporcionadas por el SBAS. Los identificadores de proveedor de servicio se presentan en la Tabla B-27:

Codificación:	Bit 0 (LSB)	Telemetría	En
(0)	Fuera (1)		
	Bit 1	Correcciones de exactitud	En
(0)	Fuera (1)		
	Bit 2	Estado del satélite y correcciones básicas	En
(0)	Fuera (1)		
	Bit 3	Extra	
	Bits 4 a 7	Identificador de proveedor de servicio	

(Se utiliza la ID de proveedor de servicio 14 para el GBAS y no es aplicable al SBAS.)

$[X_{G,A} Y_{G,A} Z_{G,A}]$: la posición del GEO a la hora $t_{\text{almanaque}}$.

$[\dot{X}_{G,A} \dot{Y}_{G,A} \dot{Z}_{G,A}]$: la velocidad del GEO a la hora $t_{\text{almanaque}}$.

$t_{\text{almanaque}}$: hora de referencia para datos de almanaque GEO, expresada como la hora después de medianoche del día en curso.

(Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 17.)

3.5.4.4 PARÁMETROS DE RADIODIFUSIÓN DE CORRECCIÓN DE SATÉLITE

3.5.4.4.1 Los parámetros de corrección a largo plazo serán los siguientes:

Expedición de datos (IOD_i): indicador que asocia las correcciones a largo plazo para el satélite i -ésimo con la radiodifusión de datos de efemérides de tal satélite.

δx_i : para el satélite i , la corrección de efemérides en el eje x .

δy_i : para el satélite i , la corrección de efemérides en el eje y .

δz_i : para el satélite i , la corrección de efemérides en el eje z .

$\delta a_{i,0}$: para el satélite i , la corrección de hora de efemérides.

$\delta \dot{x}_i$: para el satélite i , la corrección de velocidad de efemérides en el eje x .

$\delta \dot{y}_i$: para el satélite i , la corrección de velocidad de efemérides en el eje y .

$\delta \dot{z}_i$: para el satélite i , la corrección de velocidad de efemérides en el eje z .

$\delta a_{i,r}$: para el satélite i , régimen de cambio de la corrección de hora de efemérides.

$t_{i,r}$: La hora de aplicación de los parámetros δx_i , δy_i , δz_i , $\delta a_{i,0}$, $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ y $\delta a_{i,r}$, expresada en segundos después de la medianoche del día en curso.

Código de velocidad: indicador de la radiodifusión de formato de mensaje (Tabla B-48 y Tabla B-49).

Codificación: 0 = δx_i , δy_i , δz_i y $\delta a_{i,0}$ no se radiodifunden.
 1 = δx_i , δy_i , δz_i y $\delta a_{i,0}$ se radiodifunden.

(Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 24 y 25.)

3.5.4.4.2 Los parámetros de corrección rápida serán los siguientes:

Corrección rápida (FCi): para el satélite i , la corrección de pseudodistancia respecto a errores de rápida variación, excepto los errores troposféricos o ionosféricos, por añadir a la pseudodistancia después de aplicada la corrección a largo plazo.

(El receptor de usuario aplica correcciones troposféricas por separado (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).)

Identificador de tipo de corrección rápida: indicador (0, 1, 2, 3) de si el mensaje de tipo 24 incluye la corrección rápida y los datos de integridad asociados a los mensajes de tipo 2, tipo 3, tipo 4 o tipo 5, respectivamente.

Expedición de datos — corrección rápida (IODFj): indicador que asocia UDREI $_i$ a las correcciones rápidas. El índice j denotará el tipo de mensaje ($j = 2$ a 5) al que se aplica IODF $_j$ (identificador de tipo de corrección rápida + 2).

Se (radiodifunde el identificador de tipo de corrección rápida en los mensajes de tipo 24. Los FCi se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 5 y 24. Los IODFj se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 6 y de tipo 24.)

3.5.4.5 Parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo. Los parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo serán los siguientes:

UDREI $_i$: indicador que define δ^2_i , UDRE para el satélite i según lo descrito en la Tabla B-29.

Varianza modelo de errores residuales de reloj y de efemérides ($\delta^2_{i,UDRE}$): la varianza de la distribución normal asociada a los errores de distancia diferencial del usuario para el satélite i después de aplicadas las correcciones rápida y a largo plazo, excluidos los efectos atmosféricos y utilizada en los cálculos de nivel de protección horizontal/nivel de protección vertical (3.5.5.6).

(Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipo 2 a 6 y de tipo 24.)

3.5.4.6 Parámetros de corrección ionosférico. Los parámetros de corrección ionosférico serán los siguientes:

Máscara IGP : el conjunto de 11 mascararas de banda (IGP) definidas en la Tabla B-30.

Máscara de banda IGP : un conjunto de valores de mascara IGP que corresponde a todos los lugares IGP en una de las 11 bandas IGP definidas en la Tabla B-30.

Tabla B-29. Evaluación de $UDREI_i$

$UDREI_i$	σ^2_{UDRE}
0	0,0520 m ²
1	0,0924 m ²
2	0,1444 m ²
3	0,2830 m ²
4	0,4678 m ²
5	0,8315 m ²
6	1,2992 m ²
7	1,8709 m ²
8	2,5465 m ²
9	3,3260 m ²
10	5,1968 m ²
11	20,7870 m ²
12	230,9661 m ²
13	2 078,695 m ²
14	"No bajo supervisión"
15	"No utilizar"

Valor de máscara IGP : bit indicando si se proporcionan los datos dentro de la banda IGP para la IGP asociada.

Codificación: 0 = no se proporcionan datos
 1 = se proporcionan datos

Número de bandas IGP : el número de máscaras de banda IGP que se radiodifunde.

Identificador de banda IGP : el número que identifica la banda ionosférico según lo definido en la Tabla B-30.

Identificador de bloque IGP : el identificador de bloque IGP indica el bloque IGP. Se definen los bloques IGP subdividiendo en grupos la secuencia de 15 IGP dentro de una máscara de banda IGP que tenga los valores de mascara IGP iguales a "1". Se numeran

los bloques IGP en orden de transmisión de valor de máscara IGP, empezando por cero "0"

Intervalo de validez (V): intervalo de tiempo durante el cual se aplican los datos de efemérides GLONASS (codificados con un desplazamiento horario de 30 s), según se describe en la Tabla B-31.

Tiempo de latencia (L): intervalo de tiempo entre el momento en que el segmento de tierra ha recibido la última efemérides GLONASS y el momento de la transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo en GEO (tltc) como se describe en la Tabla B-32.

IODIk: una indicación del momento en que cambia la máscara de la k-ésima banda IGP.

Estimación de retardo vertical IGP: una estimación del retardo inducido para una señal en 1 575,42 MHz si atraviesa verticalmente la ionosfera en IGP.

Codificación: la configuración de bits "11111111" indicara "no utilizar".

GIVEIi: un indicador que define $\delta^2 i$,
GIVE según lo descrito en la Tabla B-33.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-30. Lugares IGP y números de banda

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
Banda 0		
180 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	1 – 28
175 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
170 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
165 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
160 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
155 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
150 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
145 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 1		
140 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 28
135 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
130 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
125 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
120 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
115 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
110 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
105 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 2		
100 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
95 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
90 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	51 – 78
85 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
80 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
75 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
70 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
65 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 3		
60 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
55 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
50 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 78
45 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
40 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
35 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
30 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
25 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 4		
20 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
15 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
10 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
5 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100

	Lugar IGP	Orden de transmisión en la música de banda IGP
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101 – 128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151 – 178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
125 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
130 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 178
135 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 8		
140 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
145 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
150 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
155 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
160 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
165 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
170 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 177
175 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	178 – 200
Banda 9		
60 N	180W, 175W, 170W, ..., 165E, 170E, 175E	1 – 72

Lugar IGP		Orden de transmisión en la módulos de banda IGP
65 N	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 N	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 N	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 N	180W, 150W, 120W, ..., 90E, 120E, 150E	181 – 192
Banda 10		
60 S	180W, 175W, 170W, ..., 165E, 170E, 175E	1 – 72
65 S	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 S	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 S	180W, 170W, 160W, ..., 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 S	170W, 140W, 110W, ..., 100E, 130E, 160E	181 – 192

Tabla B-31. Intervalo de validez

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Intervalo de validez (V)	5	30 s a 960 s	30 s

Tabla B-32. Tiempo de latencia

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Tiempo de latencia (L)	3	0 s a 120 s	30 s

Tabla B-33. Evaluación de GIVE_i

GIVE _i	σ_{IGRVT}^2
0	0,0084 m ²
1	0,0333 m ²
2	0,0749 m ²
3	0,1331 m ²
4	0,2079 m ²
5	0,2994 m ²
6	0,4075 m ²
7	0,5322 m ²
8	0,6735 m ²
9	0,8315 m ²
10	1,1974 m ²
11	1,8709 m ²
12	3,3260 m ²
13	20,787 m ²
14	187,0826 m ²
15	"No bajo supervisión"

Varianza modelo de errores residuales ionosféricos ($\delta^2_{i,GIVE}$): la varianza de una distribución normal asociada al error residual vertical ionosférico en el IGP para una señal L1.

(Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 18 y 26.)

- 3.5.4.7 Parámetros de degradación. Los parámetros de degradación, siempre que se utilicen, serán los siguientes:

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (aii): un indicador del factor de degradación de corrección rápida (aii) para el i-ésimo satélite según lo descrito en la Tabla B-34.

(También se utiliza el aii para definir el intervalo de expiración para correcciones rápidas, según lo descrito en 3.5.8.1.1.)

Tiempo de latencia del sistema (tlat): el intervalo de tiempo entre el origen de la degradación de corrección rápida y la hora de referencia del indicador estimado telemétrico diferencial del usuario (UDREI).

Brrc: un parámetro que limita los errores de ruido y de redondear al calcular la degradación de corrección de cambio de distancia según 3.5.5.6.2.2.

Cltc_lsb: el error máximo de redondear debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.

Cltc_v1: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de órbita.

Iltc_v1: el intervalo de actualización para correcciones a largo plazo si el código de velocidad = 1 (véase 3.5.4.4.1).

Cltc_v0: un parámetro que limita la diferencia entre dos correcciones consecutivas a largo plazo para satélites con código de velocidad = 0.

Iltc_v0: el intervalo mínimo de actualización para mensajes a largo plazo si el código de velocidad = 0 (véase 3.5.4.4.1).

CGEO_lsb: el error máximo de redondeo debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.

Tabla B-34. Factor de degradación de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai)	Factor de degradación de corrección rápida (aj)
0	0,0 mm/s ²
1	0,05 mm/s ²
2	0,09 mm/s ²
3	0,12 mm/s ²
4	0,15 mm/s ²
5	0,20 mm/s ²
6	0,30 mm/s ²
7	0,45 mm/s ²
8	0,60 mm/s ²
9	0,90 mm/s ²
10	1,50 mm/s ²
11	2,10 mm/s ²
12	2,70 mm/s ²
13	3,30 mm/s ²
14	4,60 mm/s ²
15	5,80 mm/s ²

CGEO_v: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de órbita.

IGEO: el intervalo de actualización para mensajes de función telemétrica GEO.

Cer: el límite del error residual asociado al uso de datos más allá de la aproximación de precisión/aproximación con expiración de guía vertical.

Ciono_step: el límite de la diferencia entre valores sucesivos de retardo de retícula ionosférica.

Iiono: intervalo mínimo de actualización para mensajes de corrección ionosférica.

Ciono ramp: el índice de cambio de las correcciones ionosféricas.

RSSUDRE: la bandera media cuadrática para residuos de corrección rápida y a largo plazo.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente
 1 = residuos de corrección por media cuadrática

RSSiono: bandera media cuadrática para residuos ionosféricos.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente.
 1 = residuos de corrección por media cuadrática.

Ccovarianza: término que se utiliza para compensar el efecto de la cuantificación al utilizar el mensaje de tipo 28.

Los parámetros ai y tlat se radiodifunden en el mensaje de tipo 7. Todos los demás parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 10.

Si no se radiodifunde el mensaje de tipo 28, no se aplica la Ccovarianza.

3.5.4.8 Parámetros de hora. Los parámetros de hora, siempre que se utilicen, serán los

Edición: 02	Página - 0191 -
Fecha : 31/12/2017	

3.5.4.9 Parámetros de región de servicio. Los parámetros de región de servicio serán los siguientes:

Expedición de datos, servicio (IODS): indicación de un cambio de servicio proporcionado en la región.

Número de mensajes de servicio: el número de distintos mensajes de servicio SBAS de tipo 27 radiodifundidos. (El valor se codifica con un desplazamiento de 1).

Número de mensajes de servicio: un número secuencial que identifica al mensaje dentro del conjunto de radiodifusión actual de mensajes de tipo 27 (desde 1 al número de mensajes de servicio, codificados con un desplazamiento de 1).

Número de regiones: el número de regiones de servicio para las cuales se radiodifunden las coordenadas en el mensaje.

Código de prioridad: indicador de precedencia del mensaje si dos mensajes definen regiones superpuestas. El mensaje con el valor superior de código de prioridad tiene precedencia. Si los códigos de prioridad son iguales, tiene precedencia el mensaje con un δ UDRE inferior.

Indicador δ UDRE-interior: una indicación del factor de degradación (δ UDRE) de UDRE regional aplicable en lugares dentro de cualquier región definida en el mensaje, de conformidad con la Tabla B-36.

Indicador δ UDRE-fuera: una indicación del factor de degradación (δ UDRE) de UDRE regional aplicable en lugares fuera de todas las regiones definidas en todos los mensajes vigentes de tipo 27, de conformidad con la Tabla B-36.

Latitud de la coordenada: la latitud de una esquina de una región.

Longitud de la coordenada: la longitud de una esquina de una región.

Forma de región: una indicación de si la región es un triángulo o un cuadrángulo

Codificación: 0 = triángulo
 1 = cuadrángulo

Tabla B-36. Evaluación de indicador δ UDRE

Indicador δ UDRE	δ UDRE
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

La coordenada 3 tiene la latitud de la coordenada 1 y la longitud de la coordenada 2. Si la región es un cuadrángulo, a coordenada 4 tiene la latitud de la coordenada 2 y la longitud de la coordenada 1. El límite de la región se forma uniendo las coordenadas en la secuencia 1-2-3-1 (triángulo) o 1-3-2-4-1 (cuadrángulo). Los segmentos del límite tienen una latitud constante, longitud constante o pendiente constante en grados de latitud por grado de longitud. El cambio de latitud o de longitud a lo largo de cualquier tramo del límite entre dos coordenadas es inferior a $\pm 180^\circ$.

Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 27.

- 3.5.4.10 Parámetros de la matriz de covarianza de reloj-efemérides. Los parámetros de la matriz de covarianza de reloj-efemérides serán los siguientes:

Número de máscara PRN: véase 3.5.4.1.

Exponente de escala: término que se emplea para calcular el factor de escala utilizado para codificar los elementos de factorización de Cholesky.

Elementos de factorización de Cholesky (E_{ij}): elementos de una matriz triangular superior que comprime la información en la matriz de covarianza de reloj y efemérides. Estos elementos se utilizan para calcular el factor de degradación estimado telemétrico diferencial del usuario (UDRE) (δ UDRE) en función de la posición del usuario.

3.5.5 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACION DE DATOS

En esta sección se proporcionan las definiciones de los parámetros utilizados por elementos que no son de aeronave o por elementos de aeronave que no se transmiten. Estos parámetros, necesarios para garantizar la internacionalidad del SBAS, se emplean para determinar la solución de navegación y su integridad (niveles de protección).

3.5.5.1 Posición y Reloj GEO

3.5.5.1.1 Estimación de la posición GEO. La posición estimada de un GEO a cualquier hora t_x es:

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0,GEO}) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0,GEO})^2$$

3.5.5.1.2 Corrección de reloj GEO. La corrección de reloj para un satélite GEO SBAS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = t_G - \Delta t_G$$

siendo:

- t = hora de red SBAS;
- t_G = hora de fase de código GEO de transmisión del mensaje; y
- Δt_G = desplazamiento de fase de código GEO.

3.5.5.1.2.1 El desplazamiento de fase GEO (Δt_G) a cualquier hora es:

$$\Delta t_G = a_{G0} + a_{G1} (t - t_{0,GEO})$$

Siendo $(t - t_{0,GEO})$ corregido para cruce de fin de día.

3.5.5.2 Correcciones a largo plazo

3.5.5.2.1 Corrección de reloj GPS. La corrección de reloj para un satélite i del GPS se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = t_{SV,i} - [(\Delta t_{SV,i})_{L1} + \delta \Delta t_{SV,i}]$$

siendo:

- t = hora de red SBAS;
- $t_{SV,i}$ = hora del satélite GPS en el momento de la transmisión del mensaje;
- $(\Delta t_{SV,i})_{L1}$ = desplazamiento de fase de código PRN de satélite según lo definido en 3.1.2.2; y
- $\delta \Delta t_{SV,i}$ = corrección de desplazamiento de fase de código.

3.5.5.2.1.1 La corrección de desplazamiento de fase de código ($\delta\Delta t_{SV,i}$) para un satélite GPS o SBAS i en cualquier hora del día t , es:

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,0} + \delta a_{i,1} (t - t_{i,LT})$$

3.5.5.2.2 *Corrección de reloj GLONASS.* La corrección de reloj para satélites GLONASS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = t_{SV,i} + \tau_i(t_h) - \gamma_i(t_h)(t_{SV,i} - t_h) - \delta\Delta t_{SV,i}$$

siendo:

- t = red SBAS;
- $t_{SV,i}$ = hora del satélite GLONASS al transmitir el mensaje;
- $t_h, \tau_i(t_h), \gamma_i(t_h)$ = parámetros de hora GLONASS según se define en 3.2.2.2; y
- $\delta\Delta t_{SV,i}$ = corrección de desplazamiento de fase de código.

La corrección de desplazamiento de fase de código $\delta\Delta t_{SV,i}$ para satélites GLONASS i es:

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,0} + \delta a_{i,1}(t - t_{i,LT}) + \delta a_{i,GLONASS}$$

en que: $(t - t_{i,LT})$ se corrige para los cruces al final del día. Si el código de velocidad es igual a 0, entonces $\delta a_{i,1}$ es igual a 0.

3.5.5.2.3 *Corrección de posición de satélite.* El vector SBAS corregido para constelaciones principales de satélites o para un satélite i del SBAS a la hora t es:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{\text{corregido}} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} (t - t_{i,LT})$$

siendo:

$(t - t_{i,LT})$ corregido por cruce de fin de día; y

$[x_i, y_i, z_i]^T$ = el vector de posición de constelaciones principales de satélites o el satélite SBAS, según lo definido en 3.1.2.3, 3.2.2.3 y 3.5.5.1.1.

Si el código de velocidad = 0, entonces $[\delta \dot{x}_i, \delta \dot{y}_i, \delta \dot{z}_i]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$.

3.5.5.3 *Correcciones de pseudodistancia.* La pseudodistancia corregida a la hora t para el satélite i es:

$$PR_{i,\text{corregido}} = PR_i + FC_i + RRC_i (t - t_{i,0}) + IC_i + TC_i$$

siendo:

- PR_i = la pseudodistancia medida después de aplicarse la corrección de reloj del satélite;
- FC_i = la corrección rápida;
- RRC_i = la corrección de cambio de distancia;
- IC_i = la corrección ionosférica;
- TC_i = la corrección troposférica (valor negativo representa el retardo troposférico); y
- $t_{i,0}$ = la hora de aplicación de las correcciones rápidas más recientes, lo cual es el principio de la época del segundo SNT que coincide con la transmisión en el satélite SBAS del primer símbolo del bloque de mensaje.

3.5.5.4 *Correcciones de cambio de distancia (RRC).* Corrección de cambio de distancia para el satélite i es:

$$RRC_i = \frac{FC_{i,\text{actual}} - FC_{i,\text{anterior}}}{t_{i,0} - t_{i,0,\text{anterior}}}$$

siendo:

- FC_{actual} = la corrección rápida más reciente;
- FC_{anterior} = una corrección rápida anterior;
- $t_{i,of}$ = la hora de aplicación de FC_{actual} ; y
- $t_{i,of_anterior}$ = la hora de aplicación de FC_{anterior} .

3.5.5.5 CORRECCIONES IONOSFERICAS DE RADIODIFUSIÓN

3.5.5.5.1 *Emplazamiento del punto de penetración ionosférica.* El emplazamiento de IPP se define como la intersección del tramo de línea desde el receptor al satélite con un elipsoide de altura constante de 350 km por encima del elipsoide WGS 84. Este emplazamiento se define en función de latitud WGS-84 (ϕ_{pp}) y longitud WGS-84 (λ_{pp}).

3.5.5.5.2 *Correcciones ionosféricas.* La corrección ionosférica para el satélite i es:

$$IC_i = -F_{pp} \tau_{vpp}$$

siendo:

$$F_{pp} = \text{factor de oblicuidad} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos \theta_1}{R_e + h_1} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}};$$

- τ_{vpp} = estimación de retardo ionosférico vertical interpolado (3.5.5.5.3);
- R_e = 6 378,1363 km;
- θ_1 = ángulo de elevación del satélite i ; y
- h_1 = 350 km.

Nota.— Para los satélites GLONASS, la corrección ionosférica (IC_i) debe multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS ($f_{GLONASS}/f_{GPS}$)².

3.5.5.5.3 *Estimación de retardo ionosférico vertical interpolado.* Cuando se utilizan cuatro puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosférico vertical interpolado en la latitud ϕ_{pp} y longitud λ_{pp} es:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^4 W_k \tau_{vk}$$

siendo:

τ_{vk} : valores de retardo vertical del punto reticular de radiodifusión en la esquina k -ésima de la retícula IGP, según lo indicado en la Figura B-13.

- $W_1 = x_{pp} y_{pp}$;
- $W_2 = (1 - x_{pp}) y_{pp}$;
- $W_3 = (1 - x_{pp}) (1 - y_{pp})$; y
- $W_4 = x_{pp} (1 - y_{pp})$.

3.5.5.5.3.1 Para los IPP entre N85° y S85°:

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1}$$

siendo:

- λ_1 = longitud de los IGP al oeste de IPP;
- λ_2 = longitud de los IGP al este de IPP;
- ϕ_1 = latitud de los IGP al sur de IPP; y
- ϕ_2 = latitud de los IGP al norte de IPP.

Nota.— Si λ_1 y λ_2 cruzan los 180° de longitud, en el cálculo de x_{pp} debe tenerse en cuenta la discontinuidad de los valores de la longitud.

Intencionalmente en blanco.

3.5.5.3.2 Para los IPP al norte de NS5° o al sur de SS5°:

$$y_{ipp} = \frac{|\phi_m| - 85^\circ}{10^\circ}$$

$$x_{ipp} = \frac{\lambda_{1pp} - \lambda_1}{90^\circ} \times (1 - 2y_{ipp}) + y_{ipp}$$

siendo:

- λ_1 = longitud del segundo IGP al este del IPP;
- λ_2 = longitud del segundo IGP al oeste del IPP;
- λ_3 = longitud del IGP más cercano al oeste del IPP; y
- λ_4 = longitud del IGP más cercano al este del IPP.

Cuando se utilizan tres puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosférico vertical interpolado es:

3.5.5.3.3 Para puntos entre 75°S y 75°N:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^3 W_k \tau_{vk}$$

siendo:

$$W_1 = y_{ipp};$$

$$W_2 = 1 - x_{ipp} - y_{ipp};$$

$$W_3 = x_{ipp};$$

3.5.5.3.4 x_{ipp} e y_{ipp} se calculan como para la interpolación de cuatro puntos, excepto que λ_1 y ϕ_1 son siempre la longitud y la latitud de IGP 2, y λ_2 y ϕ_2 son la otra longitud y latitud. IGP 2 es siempre el vértice opuesto a la hipotenusa del triángulo definido por los tres puntos, IGP 1 tiene la misma longitud que IGP 2, e IGP 3 tiene la misma latitud que IGP 2. (Se muestra un ejemplo en la Figura B-14).

3.5.5.3.5 Para puntos al norte de 75°N y al sur de 75°S, no se presta apoyo a la interpolación de tres puntos.

3.5.5.4 *Selección de puntos reticulares ionosféricos.* El protocolo para la selección de puntos reticulares ionosféricos (IGP) es:

- a) Para un IPP entre 60°S y 60°N:
 - 1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados por 5 grados en torno al IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
 - 2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados por 5 grados que circunscribe el IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
 - 3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una célula de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
 - 4) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
 - 5) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

Intencionalmente en blanco

b) Para un IPP entre 60°N y 75°N o entre 60°S y 75°S:

- 1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud en torno al IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud que circunscribe el IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una célula de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 4) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 5) no se dispone de ninguna corrección ionosférico.

c) Para un IPP entre 75°N y 85°N o entre 75°S y 85°S:

- 1) si los dos IGP más próximos a 75° y los dos IGP más próximos a 85° (separados por 30° de longitud si se utiliza la banda 9 o la banda 10, separados por 90° de lo contrario) se ponen a "1" en la máscara IGP, se crea una célula de 10 grados por 10 grados interpolando linealmente entre los IGP a 85° para obtener los IGP virtuales a longitudes iguales a las longitudes de los IGP en 75°; de lo contrario,
- 2) no se dispone de ninguna corrección ionosférico.

d) Para un IPP al norte de 85°N:

- 1) si los cuatro IGP en la latitud 85°N y las longitudes 180°W, 90°W, 0° y 90°E se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 2) no se dispone de ninguna corrección ionosférico.

e) Para un IPP al sur de 85°S:

- 1) si los cuatro IGP en la latitud 85°S y longitudes 140°W, 50°W, 40°E y 130°E se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
- 2) no se dispone de ninguna corrección ionosférico.

Esta selección se basa únicamente en la información proporcionada en la máscara sin tener en cuenta si los IGP seleccionados se supervisan, "no se supervisan" o "no se utilizan". Si se identifica cualquiera de los IGP seleccionados como "no se utilizan" no se dispone de ninguna corrección ionosférico. Si se seleccionan cuatro IGP y uno de los cuatro se identifica como "no supervisado" entonces se utiliza la interpolación de tres puntos, si el IPP está dentro de la región triangular cubierta por las tres correcciones que se proporcionan.

3.5.5.6 Niveles de protección. El nivel de protección horizontal (HPL) y el nivel de protección vertical (VPL) son:

$$HPL_{SBRAS} = \begin{cases} K_{H,NPA} \times d_{mayor} & \text{para en ruta mediante modos de aproximación que no es de precisión (NPA)} \\ K_{H,PA} \times d_{mayor} & \text{para modos de aproximación de precisión (PA) y de aproximación con guía vertical (APV)} \end{cases}$$

$$VPL_{SBRAS} = K_{V,PA} \times d_v$$

siendo:

$d_v^2 = \sum_{i=1}^N s_{v,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje vertical

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

siendo:

$d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje x;

$d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje y;

$d_{xy} = \sum_{i=1}^N s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$ = covarianza de la distribución modelo en el eje x y en el eje y;

siendo:

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite;

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite;

$s_{v,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite; y

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i_{db}}^2 + \sigma_{i_{URE}}^2 + \sigma_{i_{air}}^2 + \sigma_{i_{tempo}}^2$$

Se definen las varianzas ($\sigma_{i_{db}}^2$ y $\sigma_{i_{URE}}^2$) en 3.5.5.6.2 y 3.5.5.6.3.1. Los parámetros ($\sigma_{i_{air}}^2$ y $\sigma_{i_{tempo}}^2$) se determinan mediante el elemento de aeronave (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).

Por definición los ejes x e y están en el plano horizontal local, y el eje v representa la vertical local.

Para una solución general de posición de mínima cuadrática, la matriz S de proyección es:

$$S = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \dots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \dots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \dots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \dots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

siendo:

$$G_i = [-\cos E_{i_1} \cos A_{z_2} - \cos E_{i_1} \sin A_{z_2} - \sin E_{i_1} \ 1] = i\text{-ésima hilera de } G;$$

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \dots & w_i \end{bmatrix};$$

E_{i_1} = el ángulo de elevación de la fuente en la i -ésima telemétrica (en grados);

A_{z_2} = el acimut de la fuente en la i -ésima telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj desde el eje x en grados; y

w_i = la ponderación inversa asociada al satélite $i = \sigma_i^{-2}$

Nota 1.— Para mejorar la legibilidad, se omitió de la ecuación el subíndice i .

Nota 2.— Para una solución de mínima cuadrática no ponderada, la matriz de ponderación es una matriz de identidad ($w_i = 1$).

3.5.5.6.1 *Definición de los valores K.* Los valores K son:

$$K_{H,NPA} = 6,18;$$

$$K_{H,PA} = 6,0; \text{ y}$$

$$K_{V,PA} = 5,33.$$

3.5.5.6.2 *Definición del modelo de error de corrección rápida y a largo plazo.* Si se aplican correcciones rápidas y correcciones a largo plazo/parámetros telemétricos GEO, y se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma_{i,flk}^2 = \begin{cases} [(\sigma_{i,UDRE}) (\delta_{UDRE}) + \epsilon_{fc} + \epsilon_{nc} + \epsilon_{hc} + \epsilon_{er}]^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ [(\sigma_{i,UDRE}) (\delta_{UDRE})]^2 + \epsilon_{fc}^2 + \epsilon_{nc}^2 + \epsilon_{hc}^2 + \epsilon_{er}^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

en que:

si se usa el mensaje de tipo 27, δ_{UDRE} es el término que corresponde a una región específica según se define en 3.5.4.9,
 si se usa el mensaje de tipo 28, δ_{UDRE} es el término que corresponde a un satélite específico según se define en 3.5.5.6.2.5,
 si no se usa ninguno de los dos mensajes, $\delta_{UDRE} = 1$.

Si se aplican las correcciones rápidas y las correcciones a largo plazo/parámetros telemétricos GEO, pero no se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma_{i,flk}^2 = [(\sigma_{i,UDRE}) (\delta_{UDRE}) + 8m]^2.$$

3.5.5.6.2.1 *Degradación de corrección rápida.* El parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\epsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{int})^2}{2}$$

siendo:

- t = la hora actual.
- t_u = (hora de referencia UDREI): si $IODF_i \neq 3$, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincida con el principio de la transmisión del bloque de mensaje que incluye los datos UDREI más recientes (mensajes de tipos 2 a 6 ó 24) que coincide con el $IODF_i$ de la corrección rápida que se esté utilizando. Si $IODF_i = 3$, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincide con el inicio de la transmisión del mensaje que contiene la corrección rápida en el i-ésimo satélite; y
- t_{int} = (como se define en 3.5.4.7).

Nota.— En las radiodifusiones UDRE de mensajes de tipos 2 a 5 y los 24 mensajes de tipo 24, t_u es igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas puesto que éstas figuran en el mismo mensaje. En las radiodifusiones UDRE de mensaje de tipo 6 y si $IODF = 3$, t_u es también igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas (t_{0j}). En las radiodifusiones UDRE de un mensaje de tipo 6 y si $IODF = 3$, se define t_u como la hora de transmisión del primer bit del mensaje de tipo 6 en el GEO.

3.5.5.6.2.2 *Degradación de la corrección de cambio de distancia*

3. RRC = 0, entonces $E_{nc} = 0$.
3. RRC $\neq 0$ y $IODF \neq 3$, el parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\epsilon_{rc} = \begin{cases} 0, & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior}) \bmod 3 = 1 \\ \left(\frac{a I_{rc}}{4} + \frac{B_{rc}}{\Delta t} \right) (t - t_{or}), & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior}) \bmod 3 \neq 1 \end{cases}$$

3.5.5.6.2.2.3 Si RRC = 0 y IODF = 3, el parámetro de degradación para los datos de cambio de distancia es:

$$\epsilon_{IRC} = \begin{cases} 0, & \text{si } \left| \Delta t - \frac{I_{rc}}{2} \right| = 0 \\ \left(\frac{a \left| \Delta t - \frac{I_{rc}}{2} \right|}{2} + \frac{B_{rc}}{\Delta t} \right) (t - t_{or}), & \text{si } \left| \Delta t - \frac{I_{rc}}{2} \right| \neq 0 \end{cases}$$

siendo:

- t = la hora actual;
- IODF_{actual} = IODF asociada a la corrección rápida más reciente;
- IODF_{anterior} = IODF asociada a la corrección rápida anterior; y
- Δt = t_{or} - t_{or anterior}; y
- I_{rc} = el intervalo de expiración de usuario para correcciones rápidas.

3.5.5.6.2.3 Degradación de la corrección a largo plazo

3. relaciones principales de satélites

3 para código de velocidad = 1, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo del satélite *i* es:

$$\epsilon_{lic} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{i,LT} < t < t_{i,LT} + I_{lic_v1} \\ C_{lic_lab} + C_{lic_v1} \max(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{lic_v1}), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

3 para código de velocidad = 0, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo es:

$$\epsilon_{lic} = C_{lic_v0} \left[\frac{t - t_{lic}}{I_{lic_v0}} \right]$$

siendo:

- t = la hora actual;
- t_{lic} = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo en el GEO; y
- [x] = el número entero mayor inferior a x.

Intencionalmente en blanco

Satélites GEO. El parámetro de degradación para las correcciones a largo plazo es:

$$\epsilon_{lc} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{0,GEO} < t < t_{0,GEO} + I_{GEO} \\ C_{geo_lab} + C_{geo_v} \max(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

siendo t = la hora actual.

Nota.— Cuando las correcciones de largo plazo se apliquen a un satélite GEO, se aplica la degradación de dichas correcciones y no la degradación del mensaje de navegación GEO.

3.5.5.6.2.4 Degradación para la fase en ruta hasta la aproximación que no es de precisión

$$\epsilon_{er} = \begin{cases} 0, & \text{si las correcciones que no son ni rápidas ni a largo plazo que han expirado para la aproximación de precisión/} \\ & \text{aproximación con guía vertical} \\ C_{er}, & \text{si las correcciones son rápidas o a largo plazo cuando han expirado para la aproximación de precisión/} \\ & \text{aproximación con guía vertical} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.5 Factor de degradación UDRE calculado con los datos del mensaje de tipo 28. El δ_{UDRE} es:

$$\delta_{UDRE} = \sqrt{I^T \cdot C \cdot I} + \epsilon_c$$

siendo:

$$I = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{bmatrix} = \text{el vector unitario desde el usuario al satélite en el marco de coordenadas ECEF WGS-84}$$

$$C = R^T \cdot R$$

$$\epsilon_c = C_{covarianza} \cdot SF$$

$$SF = 2^{\text{exponente de escala}-5}$$

$$R = E \cdot SF$$

$$E = \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}$$

3.5.5.6.3 Definición del modelo de error de corrección ionosférica

Constelaciones principales de satélites. Si tienen aplicación las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ_{UDRE}^2 es:

$$\sigma_{UDRE}^2 = F_{pp}^2 \cdot H \cdot \sigma_{UDRE}^2$$

siendo:

$$F_{pp} = \text{(según se define en 3.5.5.5.2);}$$

$$\sigma_{UIVE}^2 = \sum_{n=1}^4 W_n \cdot \sigma_{n,ionogrid}^2 \circ \sigma_{UIVE}^2 = \sum_{n=1}^3 W_n \cdot \sigma_{n,ionogrid}^2$$

aplicando las mismas ponderaciones de punto de penetración ionosférica (W_n) y los puntos de reticula seleccionados para la corrección ionosférica (3.5.5.5). En cada punto de reticula:

$$\sigma_{i,ionogrid}^2 = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \epsilon_{iono})^2, & \text{si } RSS_{iono} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ \sigma_{GIVE}^2 + \epsilon_{iono}^2, & \text{si } RSS_{iono} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

siendo:

$$\epsilon_{iono} = C_{iono_step} \left[\frac{t - t_{iono}}{I_{iono}} \right] + C_{iono_ramp} (t - t_{iono});$$

t = la hora actual;

t_{iono} = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección ionosférica en el GEO; y

$[x]$ = el número entero mayor inferior a x .

Nota. — Para los satélites GLONASS, los parámetros σ_{GIVE} y σ_{iono} deben multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS ($f_{GLONASS/GPS}$)².

3.5.5.6.3.2 Correcciones ionosféricas. Si no se aplican las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ_{UIRE}^2 es:

$$\sigma_{UIRE}^2 = \text{MAX} \left\{ \left(\frac{I_{iono}}{5} \right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2 \right\}$$

siendo:

T_{iono} = el retardo ionosférico estimado mediante el modelo seleccionado (modelo de corrección GPS u otro modelo);

F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2);

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9 \text{ m.} & 0 \leq |\phi_{pp}| \leq 20 \\ 4,5 \text{ m.} & 20 < |\phi_{pp}| \leq 55; \text{ y} \\ 6 \text{ m.} & 55 < |\phi_{pp}| \end{cases}$$

ϕ_{pp} = latitud del punto de penetración ionosférica.

7.4.20 reloj GLONASS. El parámetro de degradación para la corrección del reloj GLONASS es:

$$\epsilon_{RELOJ_GLONASS} = C_{RELOJ_GLONASS} \cdot [t - t_{RELOJ_GLONASS}]$$

siendo:

t = la hora actual

$t_{RELOJ_GLONASS}$ = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de temporización (MT12) en el GEO

$[x]$ = el número entero mayor inferior a x .

Nota 1. — Para los satélites que no son GLONASS, $\epsilon_{RELOJ_GLONASS} = 0$.

Nota 2. — $C_{RELOJ_GLONASS} = 0,00833 \text{ cm/s}$.

3.5.6 TABLAS DE MENSAJES

Se coordinará cada uno de los mensajes SBAS de conformidad con el correspondiente formato de mensajes definidos en las Tablas B-37 a B-53 Todos los parámetros con signo en las tablas siguientes estarán representados por un complemento de dos, con el bit de signo ocupando el MSB.

La distancia para los parámetros con signo es inferior a la indicada, puesto que el valor máximo positivo está restringido a un valor inferior (el valor indicado menos la resolución).

Tabla B-37. Mensaje de tipo 0 "No utilizar"

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Extra	212	—	—

Tabla B-38. Mensaje de máscara PRN de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 210 números de código PRN			
Valor de máscara	1	0 ó 1	1
IODP	2	0 a 3	1

Nota.— En 3.5.4.1 se definen todos los parámetros.

Tabla B-39. Mensaje de correcciones rápidas de tipos 2 a 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
IODF _j	2	0 a 3	1
IODP	2	0 a 3	1
Para 13 intervalos			
Corrección rápida (FCi)	12	±256,000 m	0,125 m
Para 13 intervalos			
UDREI _i	4	(véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—

1. En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros IODF_j y FC_i.
2. En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.
3. En 3.5.4.5 se define el parámetro UDREI_i.

Tabla B-40. Mensaje de integridad de tipo 6

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
IODF ₂	2	0 a 3	1
IODF ₃	2	0 a 3	1
IODF ₄	2	0 a 3	1
IODF ₅	2	0 a 3	1
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
UDREI _i	4	(véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—

1. En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros IODF_j.
2. En 3.5.4.5 se define el parámetro UDREI_i.

Tabla B-41. Mensaje de factor de degradación para corrección rápida de tipo 7

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Latencia del sistema (t_{del})	4	0 a 15 s	1 s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	2	—	—
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
Indicador de factor de degradación (a_i)	4	(véase la Tabla B-34)	(véase la Tabla B-34)

Notas.—

- En 3.5.4.7 se definen los parámetros t_{del} y a_i .
- En 3.5.4.1 se definen los parámetros IODP.

Tabla B-42. Mensaje de función telemétrica de tipo 9

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Reservado	8	—	—
$t_{0,GR0}$	13	0 a 86 384 s	16 s
URA	4	(véase la Tabla B-26)	(véase la Tabla B-26)
X_0	30	$\pm 42\,949\,673$ m	0,08 m
Y_0	30	$\pm 42\,949\,673$ m	0,08 m
Z_0	25	$\pm 6\,710\,886,4$ m	0,4 m
\dot{X}_0	17	$\pm 40,96$ m/s	0,000625 m/s
\dot{Y}_0	17	$\pm 40,96$ m/s	0,000625 m/s
\dot{Z}_0	18	$\pm 524,288$ m/s	0,004 m/s
\ddot{X}_0	10	$\pm 0,0064$ m/s ²	0,0000125 m/s ²
\ddot{Y}_0	10	$\pm 0,0064$ m/s ²	0,0000125 m/s ²
\ddot{Z}_0	10	$\pm 0,032$ m/s ²	0,0000625 m/s ²
a_{GR0}	12	$\pm 0,9537$ H 10^{-6} s	2^{-31} s
a_{GR1}	8	$\pm 1,1642$ H 10^{-10} s/s	2^{-40} s/s

Nota.— En 3.5.4.2 se definen todos los parámetros.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-43. Mensaje de los parámetros de degradación de tipo 10

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
B _{enc}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
C _{bc, lat}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
C _{bc, vt}	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I _{bc, vt}	9	0 a 511 s	1 s
C _{bc, vt}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
I _{bc, vt}	9	0 a 511 s	1 s
C _{geo, lat}	10	0 a 0,5115 m	0,0005 m
C _{geo, vt}	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I _{geo}	9	0 a 511 s	1 s
C _{er}	6	0 a 31,5 m	0,5 m
C _{time_step}	10	0 a 1,023 m	0,001 m
I _{time}	9	0 a 511 s	1 s
C _{time_step}	10	0 a 0,005115 m/s	0,000005 m/s
RSS _{UDRE}	1	0 ó 1	1
RSS _{geo}	1	0 ó 1	1
C _{covarianza}	7	0 a 12,7	0,1
Extra	81	—	—

Nota.— En 3.5.4.7 se definen todos los parámetros.

Tabla B-44. El mensaje UTC hora de la red SBAS de tipo 12

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
A _{ISNT}	24	$\pm 7,45 \text{ H } 10^{-9} \text{ s/s}$	2^{-50} s/s
A _{OSNT}	32	$\pm 1 \text{ s}$	230 s
t ₀₁	8	0 a 602 112 s	4 096 s
WN _i	8	0 a 255 semanas	1 semana
Δt_{iB}	8	$\pm 128 \text{ s}$	1 s
WN _{LSF}	8	0 a 255 semanas	1 semana
DN	8	1 a 7 días	1 día
Δt_{LSF}	8	$\pm 128 \text{ s}$	1 s
Identificador de la norma UTC	3	(véase la Tabla B-35)	(véase la Tabla B-35)
Hora de semana GPS (TOW)	20	0 a 604 799 s	1 s
Número de semana GPS (WN)	10	0 a 1 023 semanas	1 semana
Indicador GLONASS	1	0 ó 1	1
$\delta a_{i, \text{GLONASS}}$ (Nota 2)	24	$\pm 2,0 \cdot 10^{-8} \text{ s}$	$2,0 \cdot 10^{-33} \text{ s}$
Reserva	50	—	—

Notas.—

- En 3.5.4.8 se definen todos los parámetros.*
- Se aplica solamente si el SBAS envía información de temporización GLONASS en mensajes de tipo 12 (véase 3.5.7.4.4, Datos de temporización).*

Intencionalmente en blanco

Tabla B-45. Mensaje de almanaque GEO de tipo 17

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 3 satélites:			
Reservado	2	0	—
Numero de código PRN	8	0 a 210	1
Funcionalidad y situación	8	—	—
X_{GIA}	15	$\pm 42\ 598\ 400$ m	2 600 m
Y_{GIA}	15	$\pm 42\ 598\ 400$ m	2 600 m
Z_{GIA}	9	$\pm 6\ 656\ 000$ m	26 000 m
X_{GIA}	3	± 40 m/s	10 m/s
Y_{GIA}	3	± 40 m/s	10 m/s
Z_{GIA}	4	± 480 m/s	60 m/s
$t_{transmiso}$ (se aplica a los tres satélites)	11	0 a 86 336 s	64 s

Nota:— En 3.5.4.3 se definen todos los parámetros.

Tabla B-46. Mensaje de máscara IGP de tipo 18

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Numero de bandas IGP	4	0 a 11	1
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Expedición de datos — ionosfera (IODI)	2	0 a 3	1
Para 201 IGP			
Valor de máscara IGP	1	0 ó 1	1
Extra	1	—	—

Nota:— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-47. Mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo o correcciones rápidas mixtas de tipo 24

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 6 intervalos			
Corrección rápida (FC _i)	12	$\pm 256\ 000$ m	0.125 m
Para 6 intervalos			
UDREI _i	4	(véase la Tabla B-31)	(véase la Tabla B-31)
IODP	2	0 a 3	1
Identificador de tipo de corrección rápida	2	0 a 3	1
IODF _j	2	0 a 3	1
Extra	4	—	—
Medio mensaje de tipo 25	106	—	—

Notas:—

- En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros de identificador de tipo de corrección rápida, IODF_j, y FC_i.
- En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.
- En 3.5.4.5 se define el parámetro UDREI_i.
- El mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo se subdivide en dos medio mensajes. El medio mensaje para un código de velocidad = 0 se define en la Tabla B-48. El medio mensaje para un código de velocidad = 1 se define en la Tabla B-49.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-48. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 0)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Código de velocidad = 0	1	0	1
Para 2 satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
δx_i	9	± 32 m	0,125 m
δy_i	9	± 32 m	0,125 m
δz_i	9	± 32 m	0,125 m
$\delta a_{i,0}$	10	$\pm 2^{-22}$ s	2^{-31} s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	1	—	—

Notas:—

1. En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.
2. En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.

Tabla B-49. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 1)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 1 satélite			
Código de velocidad = 1	1	1	1
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
δx_i	11	± 128 m	0,125 m
δy_i	11	± 128 m	0,125 m
δz_i	11	± 128 m	0,125 m
$\delta a_{i,0}$	11	$\pm 2^{-21}$ s	2^{-31} s
$\delta \dot{x}_i$	8	$\pm 0,0625$ m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{y}_i$	8	$\pm 0,0625$ m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{z}_i$	8	$\pm 0,0625$ m/s	2^{-11} m/s
$\delta a_{i,1}$	8	$\pm 2^{-32}$ s/s	2^{-39} s/s
Hora de aplicación ($t_{L,T}$)	13	0 a 86 384 s	16 s
IODP	2	0 a 3	1

Notas:—

1. En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.
2. En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-50. Mensaje de retardo ionosférico de tipo 26

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Identificador de bloque IGP	4	0 a 13	1
Para cada uno de los 15 puntos reticulares			
Estimación de retardo vertical IGP	9	0 a 63,875 m	0,125 m
Indicador de error vertical ionosférico de retícula (GIVEL)	4	(véase la Tabla B-33)	(véase la Tabla B-33)
IODL _k	2	0 a 3	1
Extra	7	—	—

Nota.— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-51. Mensaje de servicio SBAS de tipo 27

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Expedición de datos, servicio (IODS)	3	0 a 7	1
Número de mensajes de servicio	3	1 a 8	1
Número del mensaje de servicio	3	1 a 8	1
Número de regiones	3	0 a 5	1
Código de prioridad	2	0 a 3	1
Indicador δUDRE dentro	4	0 a 15	1
Indicador δUDRE fuera	4	0 a 15	1
Para cada una de las 5 regiones			
Latitud coordenada 1	8	±90°	1°
Longitud coordenada 1	9	±180°	1°
Latitud coordenada 2	8	±90°	1°
Longitud coordenada 2	9	±180°	1°
Forma de la región	1	—	—
Extra	15	—	—

Nota.— En 3.5.4.9 se definen todos los parámetros.

Tabla B-52. Mensaje nulo de tipo 63

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Extra	212	—	—

Intencionalmente en blanco

Tabla B-53. Matriz de covarianza de reloj-efemerides de tipo 28

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
IODP	2	0 a 3	1
Para dos satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Exponente de escala	3	0 a 7	1
E _{1,1}	9	0 a 511	1
E _{2,2}	9	0 a 511	1
E _{3,3}	9	0 a 511	1
E _{4,4}	9	0 a 511	1
E _{1,2}	10	±512	1
E _{1,3}	10	±512	1
E _{1,4}	10	±512	1
E _{2,3}	10	±512	1
E _{2,4}	10	±512	1
E _{3,4}	10	±512	1

Notas.—
1. En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.
2. En 3.5.4.10 se definen todos los demás parámetros.

3.5.7 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

Dependiendo del nivel de servicio que se ofrezca en un SBAS particular, pueden aplicarse distintas funciones según lo descrito en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2.

En 3.5.4 se definen los parámetros mencionados en esta sección.

3.5.7.1 GENERALIDADES

3.5.7.1.1 Datos requeridos e intervalos de radiodifusión. El SBAS radiodifundirá los datos requeridos para las funciones a las que se presta apoyo según lo indicado en la Tabla B-54. Si el sistema radiodifunde datos SBAS que no son requeridos para una función particular, se aplicaran los requisitos para aquellos datos que prestan apoyo a otras funciones. El intervalo máximo entre radiodifusiones, para todos los datos de cada tipo de datos previsto, será según el definido en la Tabla B-54.

3.5.7.1.2 Supervisión de frecuencia de radio SBAS. El SBAS supervisara los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-55 y adoptara las medidas indicadas.

Ver CCA-10 I D) 3.5.7.1.2 Generalidades).

3.5.7.1.3 "No utilizar". El SBAS radiodifundirá un mensaje "no utilizar" (mensaje de tipo 0) cuando sea necesario informar a los usuarios que no utilicen la función telemétrica de satélite SBAS ni sus datos de radiodifusión.

3.5.7.1.4 El desplazamiento Doppler de la señal del satélite GEO, observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO de cualquier satélite GEO, no será superior a ±450 Hz.

Este desplazamiento Doppler máximo corresponde aproximadamente a la inclinación máxima de órbita de un satélite GEO, que puede utilizarse en las gamas de codificación para mensajes de tipos 9 y 17.

3.5.7.1.5 Parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO). Cada satélite SBAS radiodifundirá parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO) (definidos en 3.5.4.2).

Es necesaria la radiodifusión de parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria aun cuando no se proporcione una función telemétrica, de modo que los receptores de a bordo puedan establecer una identificación positiva del satélite SBAS fuente de la radiodifusión. Cuando no se proporcione telemetría, la exactitud de los datos de tipo 17 (y tipo 9) sólo debe permitir la adquisición del satélite.

3.5.7.1.5.1 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ± 210 Hz.

3.5.7.1.6 Datos de almanaque. Cada satélite SBAS radiodifundirá datos de almanaque (definidos en 3.5.4.3) para todos los satélites SBAS del mismo proveedor de servicio.

3.5.7.1.6.1 El error en la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto a su posición verdadera, no será superior a 3 000 km.

3.5.7.1.6.2 La distancia de separación entre la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, y la derivada de los parámetros telemétricos GEO en cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado no será superior a 200 km.

3.5.7.1.6.3 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ± 210 Hz.

3.5.7.1.6.4 El SBAS no radiodifundirá datos de almanaque para cualquier satélite SBAS de un proveedor de servicio diferente cuya posición estimada basada en los datos de almanaque radiodifundidos dentro de los 15 minutos precedentes se sitúe dentro de 200 km de la posición de cualquiera de sus propios GEO derivada de los parámetros telemétricos GEO de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado.

3.5.7.1.6.5 Cuando la posición estimada de un satélite GEO que proporcione una función telemétrica, derivada del mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, se sitúe dentro de 200 km de la posición de otro satélite GEO del mismo proveedor de servicio, derivada de un mensaje de tipo 9 para el mismo GEO que no haya expirado, el valor UDRE de GEO se fijará en un nivel lo suficientemente amplio como para tener en cuenta la posibilidad de que un usuario identifique erróneamente el PRN del GEO que proporciona la función telemétrica.

3.5.7.1.6.6 El parámetro de funcionalidad y estado indicará el estado del satélite y el identificador del proveedor de servicio, según lo definido en 3.5.4.3.

3.5.7.1.6.7 Los intervalos de almanaque no utilizados en los mensajes de tipo 17 se indicarán con un número de código PRN "0".

3.5.7.1.6.8 El proveedor de servicio se asegurará de la exactitud de la ID del proveedor de servicio radiodifundida en cualquier almanaque.

3.5.7.2 Función telemétrica. Si un SBAS proporciona una función telemétrica cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos incluidos en 3.5.7.1.

3.5.7.2.1 Requisitos de actuación

Véase el Capítulo 3, 3.7.3.4.2.1.

3.5.7.2.2 Datos de función telemétrica.- El SBAS radiodifundirá datos de función telemétrica tales que el error de posición del satélite SBAS previsto en la línea de alcance óptico de cualquier usuario en el cono de proyección del satélite sea inferior a 226 m. Cada satélite SBAS radiodifundirá un URA que representa una estimación de la desviación normal de los errores telemétricos por referencia a SNT.

3.5.7.3 Función de estado de satélite GNSS.- Si un SBAS proporciona una función de estado de satélite, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección.

3.5.7.3.1 Requisitos de actuación. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error en sentido horizontal que exceda de HPLSBAS (según lo definido en 3.5.5.6) por más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10⁻⁷ en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia igual a cero.

Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.1. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

Tabla B-54. Intervalos de radiodifusión de datos y funciones a las que presta apoyo

Tipo de datos	Intervalo máximo de radiodifusión	Distancia	Estado de satélite GNSS	Corrección diferencial básica	Corrección diferencial exacta	Tipos de mensajes asociados
Matriz de covarianza de reloj-efemerides	120 s					28
SBAS en modo de prueba	6 s					0
Máscara PRN	120 s		R	R	R	1
UDREI	6 s		R*	R	R	2 a 6, 24
Correcciones rápidas	Ifc/2 (véase la Nota 4)		R*	R	R	2 a 5, 24
Correcciones a largo plazo	120 s		R*	R	R	24, 25
Datos de función telemétrica GEO	120 s	R				9
Degradación de corrección rápida	120 s		R*	R	R	7
Parámetros de degradación	120 s				R	10
Máscara de retícula ionosférica	300 s				R	18
Correcciones ionosféricas, GIVEI	300 s				R	26
Datos de temporización	300 s	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	12
Datos de almanaque	300 s	R	R	R	R	17
Nivel de servicio	300 s					27

Notas:—
 1. "R" indica que deben radiodifundirse los datos en apoyo de la función.
 2. "R*" indica la codificación especial descrita en 3.5.7.3.3.
 3. Los mensajes de tipo 12 se requieren únicamente si se proporcionan datos para los satélites GLONASS.
 4. Ifc se refiere al intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas, como se define en la Tabla B-57.

3.5.7.3.2 Máscara PRN y expedición de datos — PRN (IODP). El SBAS radiodifundirá una máscara PRN e IODP (mensaje de tipo 1). Los valores de máscara PRN indicarán si se proporcionan o no datos para cada satélite GNSS. Se modificará el IODP cuando haya una modificación de la máscara PRN. Tendrá lugar el cambio de IODP en los mensajes de tipo 1 antes de que cambie IODP en cualquiera de los mensajes restantes. El IODP en los mensajes de tipo 2 a 5, 7, 24, 25 y 28 será igual a la radiodifusión IODP en el mensaje de máscara PRN (mensaje de tipo 1) utilizada para designar los satélites respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.5.7.3.2.1 Cuando se modifica la máscara PRN, el SBAS debería repetir varias veces el mensaje de tipo 1 antes de hacer referencia al mismo en otros mensajes para asegurarse que los usuarios reciben la nueva máscara.

Tabla B-55. Supervisión de la frecuencia de radio SBAS

Parámetro	Referencia	Límite de alarma	Medidas requeridas
Nivel de potencia de señal	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3	mínimo = 161 dBW máximo = 153 dBW (Nota 2)	Mínimo: cesar función telemétrica (Nota 1). Máximo: cesar radiodifusión.
Modulación	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.5	monitor de distorsión de forma de onda	Cesar función telemétrica (Nota 1).
Hora SNT a GPS	Capítulo 3, 3.7.3.4.5	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que URA refleje error.
Estabilidad de frecuencia portadora	3.5.2.1	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ_{UMR}^2 y URA reflejen error.
Coherencia de código/frecuencia	3.5.2.4	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ_{UMR}^2 y URA reflejen error.
Desviación máxima de fase de código	3.5.2.6	N/A (Notas 2 y 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ_{UMR}^2 y URA reflejen error.
Codificación convolucional	3.5.2.9	todos los mensajes transmitidos son erróneos	Cesar radiodifusión.

Notas:—

1. Se logra el cese de la función telemétrica radiodifundiendo un URA y σ_{UMR}^2 de "No utilizar" respecto a tal satélite SBAS.
2. Estos parámetros pueden supervisarse mediante su impacto en la calidad de la señal recibida (impacto C/N₀), puesto que es el impacto en el usuario.
3. No se especifican los límites de alarma porque el error inducido es aceptable a condición de que esté representado en los parámetros σ_{UMR}^2 y URA. Si no puede representarse el error, debe cesar la función telemétrica.

3.5.7.3.3 Datos de integridad. Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, transmitirá correcciones rápidas, correcciones a largo plazo y parámetros de degradación de corrección rápida codificados a cero para todos los satélites visibles indicados en la máscara PRN.

3.5.7.3.3.1 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite no es funcional ("no utilizar") si el error de pseudodistancia excede de 150 m.

3.5.7.3.3.2 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite es "no supervisado" si no puede determinarse el error de pseudodistancia.

3.5.7.3.3.3 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS transmitirá un UDREIi de 13 si el satélite es "no utilizar" o "no supervisado".

3.5.7.3.3.4 El parámetro IODFj en los mensajes de tipos 2 a 5, 6 ó 24 será igual a 3.

3.5.7.4 Función de corrección diferencial básica. Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial básica, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos de la función de estado del satélite GNSS definidos en 3.5.7.3.

3.5.7.4.1 Actuación de la función de corrección diferencial básica. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error horizontal que exceda de HPLSBAS (según lo definido en 3.5.5.6) en más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10^{-7} en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia 0.

Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.1. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

3.5.7.4.2 Correcciones a largo plazo. Salvo en el caso de los satélites SBAS del mismo proveedor de servicios, el SBAS determinará y radiodifundirá las correcciones a largo plazo respecto a cada satélite GNSS visible (véase la nota) indicadas en la máscara PRN (valor de máscara PRN igual a "1"). Las correcciones a largo plazo serán tales que el error de posición de los satélites en las constelaciones principales de satélites previsto en la línea de alcance óptico para cualquier usuario en la proyección del satélite después de estas correcciones a largo plazo sea inferior a 256 m (TBC). Respecto a cada satélite GLONASS, el SBAS convertirá las coordenadas de satélite en WGS-84, según se define en 3.5.5.2 antes de determinar las correcciones a largo plazo. Respecto a cada satélite GPS, la IOD de radiodifusión coincidirá con la IODE del GPS y con los 8 LSB de la IODC asociados a los datos de reloj y de efemérides utilizados para calcular las correcciones (3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2). Después de la transmisión de unas nuevas efemérides por parte de un satélite GPS, el SBAS continuará utilizando la antigua efemérides para determinar las correcciones de error rápidas y a largo plazo, por lo menos durante 2 minutos y por no más de 4 minutos. Respecto a cada satélite GLONASS, el SBAS calculará y radiodifundirá una IOD que conste de un tiempo de latencia y un intervalo de validez según se define en 3.5.4.4.1.

Los criterios en cuanto a visibilidad del satélite comprenden los lugares de las estaciones de referencia y el ángulo de máscara adquirido en estos lugares.

3.5.7.4.2.1 Para asegurar correcciones de cambio de distancia exactas, el SBAS deberá reducir a un mínimo las discontinuidades en las efemérides del satélite después de la aplicación de las correcciones a largo plazo.

3.5.7.4.3 Correcciones rápidas. El SBAS determinará las correcciones rápidas para cada satélite GNSS visible indicado en la máscara PRN (valor de máscara PRN igual a "1"). A no ser que $IODF = 3$, cada vez que cambian los datos de corrección rápida en un mensaje de tipo j ($j = 2, 3, 4$ o 5), el IODFj estará en la secuencia "0, 1, 2, 0, ...".

Si hay una condición de alarma, el IODFj puede ser igual a 3 (véase 3.5.7.4.5).

3.5.7.4.4 Datos de temporización. Si se proporcionan datos para GLONASS, el SBAS radiodifundirá el mensaje de temporización (mensaje de tipo 12) incluyendo el desplazamiento horario GLONASS según se define en la Tabla B-44.

3.5.7.4.5 *Datos de integridad.* Respecto a cada satélite para el que se proporcionen correcciones, el SBAS radiodifundirá datos de integridad de radiodifusión (UDREI, y opcionalmente, datos de mensaje de tipo 27 ó 28 para calcular δ UDRE) tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1. Si las correcciones rápidas o a largo plazo exceden de su gama de codificación, el SBAS indicará que el satélite no funciona normalmente ("No utilizar"). Si no puede determinarse σ_{UDRE} , el SBAS indicará que el satélite es "No supervisado".

Si se utiliza un mensaje de tipo 6 para radiodifundir σ_{UDRE} , entonces:

- el IODF_j coincidirá con IODF_j para las correcciones rápidas recibidas en el mensaje de tipo j respecto al cual se aplica σ_{UDRE} ; 0
- el IODF_j será igual a 3 si se aplica el valor σ_{UDRE} para todas las correcciones rápidas válidas recibidas en el mensaje de tipo j que no haya expirado.

3.5.7.4.6 *Datos de degradación.* El SBAS radiodifundirá los parámetros de degradación (mensaje de tipo 7) para indicar el intervalo aplicable de temporización para las correcciones rápidas y asegurar que se satisface el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1

3.5.7.5.1 *Función de corrección diferencial precisa.* Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de que se produzca una condición de fuera de tolerancia que dure más que el tiempo hasta la alerta correspondiente será a 2×10^{-7} durante cualquier aproximación, suponiéndose un usuario de latencia cero. El tiempo hasta la alerta deberá ser de 5,2 segundos para SBAS que permite operaciones APV-II o de aproximación de precisión, y de 8 segundos para SBAS que permiten operaciones APV-I. Se definirá una condición de fuera de tolerancia como un error horizontal que excede de HPLSBAS o un error vertical que excede de HPLSBAS (según lo definido en 3.5.5.6). Cuando se detecta una condición fuera de tolerancia, el mensaje de alerta resultante (radiodifundido en mensaje de tipo 2 a 5 y 6, 24, 26 ó 27) será repetido tres veces después de la modificación inicial de la condición de alerta por un total de cuatro veces en 4 segundos.

Se definen los datos activos como aquellos datos que no hayan expirado según 3.5.8.1.1. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

Los mensajes subsiguientes pueden ser transmitidos a la velocidad normal de actualización.

3.5.7.5.2 *Máscara de punto reticular ionosférico (IGP).* El SBAS radiodifundirá una máscara IGP e IODIK (hasta 11 mensajes de tipo 18, correspondientes a las 11 bandas IGP). Los valores de máscaras IGP indicarán si se proporcionan o no datos para cada IGP. Si se utiliza la banda 9 de IGP, entonces los valores de máscara IGP para los IGP al norte del paralelo 55°N en las bandas de 0 a 8 se pondrán a "0". Si se utiliza la banda 10 de IGP, entonces los valores de máscara IGP para los IGP al sur del paralelo 55°S en las bandas de 0 a 8 se pondrán a "0". El IODIK se modificará cuando haya un cambio de los valores de máscara IGP en la banda K. Se radiodifundirá la nueva máscara IGP en el mensaje de tipo 18 antes de que se dé la referencia a un mensaje correspondiente a tipo 26. El IODIK en el mensaje de tipo 26 será igual a la radiodifusión de IODIK en el mensaje de máscara IGP (mensaje de tipo 18) utilizado para designar los IGP respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.5.7.5.2.1 Cuando se modifica la máscara IGP, el SBAS repetirá varias veces el mensaje de tipo 18 antes de que se haga referencia al mismo en un mensaje de tipo 26 para asegurar que los usuarios reciben la nueva máscara. Deberá utilizarse el mismo IODIK para todas las bandas.

3.5.7.5.3 Correcciones ionosféricas. El SBAS radiodifundirá correcciones ionosféricas para los IGP designados en la máscara IGP (valores de máscara IGP iguales a "1").

3.5.7.5.4 *Datos de integridad ionosférica.* Para cada IGP respecto al cual se proporcionan correcciones, el SBAS radiodifundirá datos GIVEI tales que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1. Si la corrección ionosférica o el valor $\sigma_{i,GIVEI}^2$ excede de su gama de codificación, el SBAS indicará el estado "No se utilice" (designado en los datos de corrección, 3.5.4.6) para el IGP. Si no puede determinarse $\sigma_{i,GIVEI}^2$, el SBAS indicará que si IGP es "No supervisado" (designado en la codificación GIVEI).

3.5.7.5.5 *Datos de degradación.* El SBAS radiodifundirá parámetros de degradación (mensaje de tipo 10), de forma tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1.

3.5.7.6 FUNCIONES FACULTATIVAS

3.5.7.6.1 *Datos de temporización.* Si se radiodifunden parámetros de tiempo UTC, serán según lo definido en 3.5.4.8 (mensaje de tipo 12).

3.5.7.6.2 *Indicación de servicio.* Si se radiodifunden datos de indicación de servicio, estos serán según lo definido en 3.5.4.9 (mensaje de tipo 27) y los mensajes de tipo 28 no se radiodifundirán. Se incrementará el IODS en todos los mensajes de tipo 27 cuando haya un cambio en cualquiera de los datos del mensaje de tipo 27.

3.5.7.6.3 *Matriz de covarianza de reloj-efemérides.* Si se radiodifunden los datos de matriz de covarianza de reloj-efemérides, los mismos se radiodifundirán para todos los satélites supervisados según se define en 3.5.4.10 (mensaje de tipo 28) y no se radiodifundirán los mensajes de tipo 27.

3.5.7.7 SUPERVISIÓN

3.5.7.7.1 *Supervisión de frecuencia de radio SBAS.* El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-55 y adoptará las medidas indicadas.

Nota.— Además de los requisitos de supervisión de radiofrecuencias de esta sección, será necesario presentar disposiciones especiales para supervisar la aceleración de pseudodistancia especificada en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2.1.5 y el ruido de fase de portadora especificado en 3.5.2.2 y la pérdida de correlación especificada en 3.5.2.5, a no ser que el análisis y las pruebas muestren que estos parámetros no pueden exceder de los límites declarados.

3.5.7.7.2 *Supervisión de datos.* El SBAS supervisará las señales de satélite para detectar condiciones que lleven a un funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial en los receptores de a bordo con la actuación de seguimiento definida en el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.7.2.1 El subsistema de tierra utilizará el máximo más fuerte de correlación en todos los receptores empleados para generar las correcciones de pseudodistancia.

3.5.7.7.2.2 El subsistema de tierra detectará también condiciones que lleven a más de un cero de cruce por los receptores de a bordo en los que se utiliza la función de discriminador pronto-tarde según lo definido en el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.7.2.3 La medida de supervisión será poner UDRE a “No utilizar” para el satélite.

3.5.7.7.2.4 El SBAS supervisará todos los datos activos que puedan ser utilizados por cualquier usuario dentro del área de servicio.

3.5.7.7.2.5 El SBAS activará una alarma en un plazo de 5,2 segundos si cualquier combinación de datos activos y de señal en el espacio del GNSS llevan a una condición de fuera de tolerancia para una aproximación de precisión o APV II (3.5.7.5.1).

3.5.7.7.2.6 El SBAS activará una alarma en un plazo de 8 segundos si cualquier combinación de datos activos y señales en el espacio del GNSS llevan a una condición de fuera de tolerancia respecto a la fase en ruta hasta la APV I (3.5.7.4.1).

Nota.— La supervisión se aplica a todas las condiciones de falla, incluidas las fallas en las constelaciones principales de satélites o en los satélites del SBAS. En esta supervisión se supone que el elemento de aeronave cumple con los requisitos de RTCA/DO-229C, excepto cuando están suplantados por 3.5.8 y el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.8 *Resistencia a fallas de las constelaciones principales de satélites.* Al ocurrir una anomalía en las constelaciones principales de satélites, el SBAS continuará funcionando normalmente a base de las señales disponibles de satélites funcionales que puedan ser objeto de seguimiento.

3.5.8 ELEMENTOS DE AERONAVE

Nota 1.— Los parámetros a los que se hace referencia en esta sección están definidos en 3.5.4.

Nota 2.— Es posible que algunos de los requisitos de esta sección no tengan aplicación a equipo en el que se integran los sensores adicionales de navegación, tales como equipo en el que se integra el SBAS a sensores de navegación inercial.

3.5.8.1 Receptor GNSS con capacidad SBAS. Excepto si se indica específicamente, el receptor GNSS con capacidad SBAS procesará las señales del SBAS y satisfará los requisitos especificados en 3.1.3.1 (receptor GPS) o en 3.2.3.1 (receptor GLONASS). Se adaptarán las mediciones de pseudodistancia para cada satélite usando mediciones de portadora y un filtro de adaptación que se desvía menos de 0,25 metros en un plazo de 200 segundos después de la inicialización, relativo

a la respuesta de estado permanente del filtro definido en 3.6.5.1 en presencia de deriva entre la fase de código y la fase de portadora integrada de hasta 0.018 m/s.

3.5.8.1.1 Adquisición de satélites GEO. El receptor podrá adquirir y seguir satélites GEO para los que un receptor estacionario en el emplazamiento de recepción del usuario experimentaría un desplazamiento Doppler de hasta ± 450 Hz.

3.5.8.1.2 Condiciones de utilización de los datos. El receptor utilizará datos provenientes de un mensaje SBAS únicamente si se ha verificado la CRC de dicho mensaje. La recepción de un mensaje de tipo 0 proveniente de un satélite SBAS tendrá como consecuencia que deje de seleccionarse tal satélite por lo menos durante un minuto y que se descarten todos los datos provenientes del satélite, pero no se requiere descartar datos de mensajes de tipo 12 y tipo 17. Con respecto a los satélites GPS, el receptor aplicará correcciones a largo plazo solamente si la IOD coincide con la IODE y con los 8 LSB de la IODC. Con respecto a los satélites GLONASS, el receptor aplicará correcciones a largo plazo únicamente si la hora de recepción (t_r) de la efemérides GLONAS está dentro del intervalo de validez IOD siguiente, según se define en 3.5.4.4.1:

$$t_{LT} - L - V \leq t_r \leq t_{LT} - L$$

Para satélites SBAS, no hay ningún mecanismo de enlace entre los datos de la función telemétrica GEO (mensaje de tipo 9) y las correcciones a largo plazo.

Este requisito no implica que el receptor haya de interrumpir el seguimiento del satélite SBAS.

3.5.8.1.2.1 Identificación de satélites SBAS. En la adquisición o nueva adquisición de un satélite SBAS, el receptor no utilizará datos de satélites SBAS a menos que la separación calculada entre la posición del satélite, derivada de sus parámetros de función telemétrica GEO, y la derivada del mensaje de almanaque recibido más recientemente del mismo proveedor de servicio dentro de los últimos 15 minutos sea inferior a 200 km.

Esta verificación permite asegurarse de que un receptor no confundirá dos satélites SBAS debido a una correlación cruzada durante una adquisición o nueva adquisición.

3.5.8.1.2.2 El receptor utilizará los datos de integridad o de corrección solamente si el IODP asociado a los datos coincide con el IODP asociado a la máscara PRN.

3.5.8.1.2.3 El receptor utilizará datos ionosféricos proporcionados por el SBAS (estimación de retardo vertical IGP y GIVEIi) solamente si el IODIk asociado a esos datos en un mensaje de tipo 26 se adapta al IODIk asociado a la máscara de banda IGP pertinente transmitida en un mensaje de tipo 18.

3.5.8.1.2.4 El receptor utilizará los datos de integridad más recientemente recibidos respecto a los cuales el IODFj es igual a 3 o el IODFj coincide con el IODFj asociados a los datos de corrección rápida que se estén aplicando (si se proporcionan correcciones).

3.5.8.1.2.5 El receptor aplicará cualquier degradación regional al σ_{2i} , UDRE según lo definido por el mensaje de servicio de tipo 27. Si un mensaje de tipo 27 con un IODS nuevo indica un δ UDRE superior para emplazamiento del usuario, se aplicará inmediatamente este δ UDRE superior. No se aplicará ningún δ UDRE inferior en un mensaje de tipo 27 hasta que se haya recibido el conjunto completo de mensajes con el nuevo IODS.

3.5.8.1.2.6 El receptor aplicará cualquier degradación de satélite al σ_{2i} , UDRE según lo definido por el mensaje de matriz de covarianza de reloj-efemérides de tipo 28. El δ UDRE obtenido de un mensaje de tipo 28 con un IODP correspondiente al de la máscara PRN se aplicará inmediatamente.

3.5.8.1.2.7 En el caso de una pérdida de cuatro mensajes SBAS sucesivos durante una operación de aproximación basada en el SBAS con un HAL de 40 m o un VAL de 50 m o menos, el receptor invalidará todos los datos UDREI de ese satélite.

3.5.8.1.2.8 El receptor no utilizará ningún parámetro de datos de radiodifusión después de que hayan expirado, según lo definido en la Tabla B-56.

3.5.8.1.2.9 El receptor no utilizará una corrección rápida si Δt para la corrección de cambio de distancia asociada excede del intervalo de expiración para correcciones rápidas, o si la antigüedad del RRC excede de $8\Delta t$.

3.5.8.1.2.10 Se iniciará nuevamente el cálculo del RRC si se recibe respecto a tal satélite una indicación de "No utilizar" o "No supervisado".

Intencionalmente en Blanco

Tabla B-56. Intervalos de expiración de datos

Datos	Tipos de mensajes asociados	Expiración en ruta, terminal, NPA	Expiración para aproximación de precisión, APV
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	28	360	240
SBAS en modo de prueba	0	N/A	N/A
Máscara PRN	1	600 s	600 s
UDREI	2 a 6, 24	18 s	12 s
Correcciones rápidas	2 a 5, 24	(véase la Tabla B-57)	(véase la Tabla B-57)
Correcciones a largo plazo	24, 25	360 s	240 s
Datos de función telemétrica GEO	9	360 s	240 s
Degradación de corrección rápida	7	360 s	240 s
Parámetros de degradación	10	360 s	240 s
Máscara de retícula ionosférica	18	1 200 s	1 200 s
Correcciones ionosféricas, GIVEI	26	600 s	600 s
Datos de temporización	12	86 400 s	86 400 s
Desplazamiento horario GLONASS	12	600 s	600 s
Datos de almanaque	17	Ninguna	Ninguna
Nivel de servicio	27	86 400 s	86 400 s

Nota. — Se definen los intervalos de expiración desde el fin de la recepción de un mensaje.

Tabla B-57. Evaluación del intervalo de expiración de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (a _i)	Intervalo de expiración NPA para correcciones rápidas (I _a)	Intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas (I _b)
0	180 s	120 s
1	180 s	120 s
2	153 s	102 s
3	135 s	90 s
4	135 s	90 s
5	117 s	78 s
6	99 s	66 s
7	81 s	54 s
8	63 s	42 s
9	45 s	30 s
10	45 s	30 s
11	27 s	18 s
12	27 s	18 s
13	27 s	18 s
14	18 s	12 s
15	18 s	12 s

Intencionalmente en blanco

3.5.8.1.1.10 Para aproximaciones de precisión de base SBAS u operaciones APV, el receptor utilizará solamente satélites cuyos ángulos de elevación sean iguales o superiores a 5 grados.

3.5.8.1.1.11 El receptor no prestará ya apoyo a aproximaciones de precisión de base SBAS o a operaciones APV utilizando un satélite particular si el UDREI, recibido es superior a 12.

3.5.8.2 FUNCIÓN TELEMÉTRICA

3.5.8.2.1 *Aproximaciones de precisión y operaciones APV.* La media cuadrática (1 sigma) de la contribución del error total a bordo al error en una pseudodistancia corregida para un satélite SBAS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3) en el entorno de interferencias más perjudicial, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 1,8 metros, excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos.

Nota.— El elemento de aeronave enlazará los errores ocasionados por multitrayectos y troposféricos (3.5.8.4.1). Para fines de predicción del servicio, se supone que el error de multitrayectos es inferior a 0,6 metros (1 sigma).

3.5.8.2.2 *Operaciones de salida, en ruta, de terminal, y aproximaciones que no son de precisión.* La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una pseudodistancia corregida para un satélite SBAS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudicial, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 5 metros, excluidos los errores por multitrayectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.2.3 POSICION DEL SATELITE SBAS

3.5.8.2.3.1 *Cálculo de la posición.* El receptor decodificará el mensaje de tipo 9 y determinará el desplazamiento de fase de código y la posición (X_c , Y_c , Z_c) del satélite SBAS.

3.5.8.2.3.2 *Identificación del satélite SBAS.* El receptor distinguirá entre satélites SBAS.

Nota.— Este requisito se aplica a una adquisición fría de un satélite por razón de una correlación cruzada.

3.5.8.2.4 DATOS DE ALMANAQUE

3.5.8.2.4.1 **Recomendación.**— *Deberían utilizarse para adquisición los datos de almanaque proporcionados por el sistema SBAS.*

Nota.— Se proporciona la información sobre funcionalidad y condición entre los datos de almanaque GEO para prestar apoyo a la adquisición pero no es necesario que sean utilizados como condición para la utilización de tal satélite.

3.5.8.3 *Función de estado del satélite GNSS.* El receptor excluirá en la solución de la posición los satélites que se identifiquen por el SBAS como "No utilizar". Si se utiliza la integridad proporcionada por el SBAS, no se requerirá que el receptor excluya los satélites GPS basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el GPS, según lo requerido en 3.1.3.1.1 o que excluya los satélites GLONASS basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el GLONASS, según lo requerido en 3.2.3.1.1.

Nota 1.— En el caso de un satélite designado como disfuncional por la bandera de funcionalidad de las constelaciones principales de satélite del SBAS puede ser capaz de radiodifundir correcciones de efemérides y de reloj que permitan al usuario continuar utilizando el satélite.

Nota 2.— Si se utilizan satélites identificados como "No supervisados" por el SBAS, en la solución de la posición, el SBAS no proporciona la función de integridad. Pueden utilizarse el SBAS o GBAS, si se dispone de los mismos, para proporcionar la función de integridad.

Intencionalmente en blanco

3.5.8.4 FUNCIONES DIFERENCIALES BÁSICAS PRECISAS

3.5.8.4.1 *Exactitud telemétrica de las constelaciones principales de satélites.* La media cuadrática (1 sigma) de la contribución total a bordo al error en una pseudodistancia corregida respecto a un satélite GPS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.1.5.4) en las condiciones ambientales de interferencias más perjudiciales, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 0,4 metros, excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos. La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una pseudodistancia corregida para un satélite GLONASS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.2.5.4) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudiciales, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 0,8 metros, excluidos los errores residuales por multitrayectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.4.2 *Aproximaciones de precisión y operaciones APV*

3.5.8.4.2.1 El receptor calculará y aplicará correcciones a largo plazo, correcciones rápidas, correcciones de pseudodistancia y las correcciones ionosféricas de radiodifusión. Para los satélites GLONASS, las correcciones ionosféricas recibidas del SBAS se multiplicarán por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS $(f_{\text{GLONASS}}/f_{\text{GPS}})^2$.

3.5.8.4.2.2 El receptor utilizará una solución de posición de mínima cuadrática ponderada.

3.5.8.4.2.3 El receptor aplicará un modelo troposférico tal que los errores residuales de pseudodistancia tengan un valor medio (μ) inferior a 0,15 metros y una desviación de 1 sigma inferior a 0,07 metros.

Nota. — Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el Adjunto D, 6.7.3.

3.5.8.4.2.4 El receptor calculará y aplicará niveles de protección horizontal y vertical definidos en 3.5.5.6. En este cálculo, σ_{vhp} será:

$$\frac{1}{\sqrt{0,002 + \sin^2(\theta_i)}} \times 0,12 \text{ m}$$

siendo θ_i el ángulo de elevación la i -ésima del satélite.

Además, σ_{vhp} satisfará la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σ_{vhp} limitan la distribución de errores para los errores residuales de pseudodistancia de la aeronave en la forma siguiente:

$$\int_y^{\infty} f_n(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

siendo:

$f_n(x)$ = función de densidad de probabilidad del error residual de pseudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Nota. — El margen normalizado para multitrayectos a bordo definido en 3.6.5.5.1 puede ser utilizado para limitar los errores de multitrayecto.

3.5.8.4.2.5 Reservado

3.5.8.4.2.6 Reservado

3.5.8.4.4 **Recomendación.**— *Para operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximaciones que no son de precisión, el receptor debería utilizar las correcciones ionosféricas de radiodifusión, de disponer de las mismas, y un modelo troposférico con actualización igual a la especificada en 3.5.8.4.3.*

3.5.9 INTERFAZ ENTRE LOS SBAS

Nota.— *En el Adjunto D, 6.3 se presentan textos de orientación acerca de la interfaz entre los diversos proveedores del servicio SBAS.*

Intencionalmente en blanco

3.6 SISTEMA DE AUMENTACION BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACION BASADO EN TIERRA (GBAS)

Nota.— En esta seccion, excepto cuando se especifique de otro modo, la referencia a la aproximacion con guia vertical (APV) significa tanto APV-I como APV-II.

3.6.1 GENERALIDADES

El GBAS constará de un subsistema de tierra y de un subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GBAS proporcionará datos y correcciones para las señales telemétricas del GNSS por mediación de una radiodifusión de datos VHF digitales hacia el subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GBAS constará de uno o más subsistemas de tierra GBAS.

Nota.— En el Adjunto D, 7.1 figuran textos de orientación.

3.6.2 CARACTERÍSTICAS RF

3.6.2.1 *Estabilidad de la frecuencia portadora.* Se mantendrá la frecuencia portadora de la radiodifusión de datos en un entorno de $\pm 0,0002\%$ de la frecuencia asignada.

3.6.2.2 *Codificación de bits a cambio fase.* Se ensamblarán los mensajes GBAS en símbolos, cada uno de los cuales constará de 3 bits de mensaje consecutivos. El fin del mensaje se rellenará con uno o dos bits de relleno puestos a cero, si fuera necesario para formar el último símbolo de 3 bits del mensaje. Los símbolos se convertirán a desplazamiento de fase de portadora D8PSK ($\Delta\phi_k$), de conformidad con lo indicado en la Tabla B-58.

Nota.— La fase de portadora para el k-ésimo símbolo (ϕ_k) está dada por: $\phi_k = \phi_{k-1} + \Delta\phi_k$. La señal D8PSK puede producirse, como se ilustra en la Figura B-19, al combinar dos señales RF de cuadratura cuya modulación de amplitud y cuya supresión de portadora se realicen en forma independiente y por medio de impulsos filtrados por la banda de base. Un aumento positivo en $\Delta\phi_k$ representa una rotación en sentido contrario al de las manecillas del reloj en el plano complejo I-Q de la Figura B-19.

Tabla B-58. Codificación de datos

Bits de mensaje			Desplazamiento de fase de símbolos
I_{3k-2}	I_{3k-1}	I_{3k}	$\Delta\phi_k$
0	0	0	$0\pi/4$
0	0	1	$1\pi/4$
0	1	1	$2\pi/4$
0	1	0	$3\pi/4$
1	0	1	$6\pi/4$
1	0	0	$7\pi/4$

Nota.— I_j es el j-ésimo bit de la ráfaga por transmisión, siendo I_1 el primer bit de la secuencia de acondicionamiento.

3.6.2.3 *Forma de onda de modulación y filtros de formas de impulsos.* La salida del codificador de fase diferencial se filtrará mediante un filtro de formas de impulsos cuya salida $s(t)$ se describe con la ecuación:

$$s(t) = \sum_{k=-\infty}^{k=\infty} e^{j\phi_k} h(t-kT)$$

siendo:

- h = la respuesta de impulsos del filtro de coseno elevado;
- ϕ_k = (según se define en 3.6.2.2);
- t = la hora; y
- T = la duración de cada símbolo = 1/10 500 segundos.

Este filtro de forma de impulsos tendrá una respuesta nominal de frecuencia compleja de un filtro de coseno elevado con $\alpha = 0,6$. La respuesta de tiempo, $h(t)$, y la respuesta de frecuencia, $H(f)$, de los filtros de banda de base serán los siguientes:

$$h(t) = \frac{\sin\left(\frac{\pi}{T}\right) \cos\left(\frac{\pi\alpha t}{T}\right)}{\frac{\pi}{T} \left[1 - \left(\frac{2\alpha t}{T}\right)^2\right]}$$

$$H(f) = \begin{cases} 1 & \text{para } 0 \leq f < \frac{1-\alpha}{2T} \\ \frac{1 - \sin\left(\frac{\pi}{2\alpha}(2fT-1)\right)}{2} & \text{para } \frac{1-\alpha}{2T} \leq f \leq \frac{1+\alpha}{2T} \\ 0 & \text{para } f > \frac{1+\alpha}{2T} \end{cases}$$

La salida $s(t)$ del filtro de forma de impulsos modulará la portadora.

3.6.2.4 *Magnitud del vector de error.* La magnitud del vector de error de la señal transmitida será inferior a 6,5% de la media cuadrática.

3.6.2.5 *Velocidad de transmisión de datos RF.* La velocidad de transmisión de símbolos será de 10 500 símbolos por segundo $\pm 0,005\%$, lo que lleva a una velocidad nominal de transmisión de bits de 31 500 bits por segundo.

3.6.2.6 *Emisiones en intervalos de tiempo no asignados.* En cualesquiera condiciones de funcionamiento, la potencia máxima dentro de la anchura de banda de canal de 25 kHz, con centro en la frecuencia asignada, al medirse en cualquier intervalo de tiempo no asignado, no excederá de -105 dB por referencia a la potencia del transmisor autorizada.

Nota.— Si la potencia del transmisor autorizada excede de 150 W, es posible que el valor de -105 dBc no sea suficiente para proteger la recepción de emisiones en un intervalo asignado a otro transmisor deseado en el caso de receptores que estén a menos de 200 metros de distancia de la antena transmisora no deseada.

3.6.3 ESTRUCTURA DE DATOS

3.6.3.1 TEMPORIZACION DEL TRANSMISOR

3.6.3.1.1 *Estructura de temporización para radiodifusión de datos.* La estructura de temporización del acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) se basará en tramas e intervalos de tiempo. Cada trama tendrá una duración de 500 milisegundos.

Habrá 2 de tales tramas incluidas en cada época UTC de 1 segundo. La primera de estas tramas se iniciará al principio de la época UTC y la segunda trama se iniciará 0,5 segundos después del principio de la época UTC. La trama estará multiplexada por subdivisión en el tiempo de forma tal que conste de 8 intervalos de tiempo particulares (A a H) de una

duración de 62,5 milisegundos.

- 3.6.3.1.2 Ráfagas. Cada intervalo de tiempo asignado constara como máximo de 1 ráfaga. Para iniciar el uso de un intervalo de tiempo, el GBAS radiodifundirá una ráfaga en ese intervalo de tiempo en cada una de las 5 tramas consecutivas. Para cada intervalo de tiempo que se esté utilizando, el subsistema de tierra difundirá una ráfaga por lo menos en una trama de cada 5 tramas consecutivas.

Las ráfagas constarán de uno o más mensajes y pueden ser de longitud variable hasta el máximo permitido dentro del intervalo, según lo requerido en 3.6.3.2.

Durante la iniciación de intervalo de tiempo, el receptor de a bordo pudiera no recibir las primeras 4 ráfagas.

- 3.6.3.1.3 Balance de temporización de ráfagas

3.6.3.1.3.1 Cada ráfaga estará comprendida en un intervalo de tiempo de 62,5 milisegundos.

3.6.3.1.3.2 El principio de la ráfaga ocurrirá 95,2 microsegundos después del principio del intervalo de tiempo con una tolerancia de $\pm 95,2$ microsegundos.

3.6.3.1.3.3 En el equipo GBAS/E, el principio de la sincronización y de la parte de resolución de ambigüedades de la ráfaga, transmitido con polarización horizontal (HPOL), ocurrirá dentro de los 10 microsegundos del principio de la ráfaga transmitida con polarización vertical (VPOL).

En la Tabla B-59 se ilustra la temporización de ráfagas.

- 3.6.3.1.4 Ascenso y estabilización de potencia del transmisor. El transmisor ascenderá hasta el 90% del nivel de potencia en estado permanente dentro de 190,5 microsegundos después del principio de la ráfaga (2 símbolos). El transmisor se estabilizara a la potencia en estado permanente dentro de 476,2 microsegundos después del principio de la ráfaga (5 símbolos).

El período de estabilización de potencia del transmisor puede ser utilizado por el receptor de aeronave para ajustar su control automático de ganancia.

- 3.6.3.1.5 Descenso. Después de ser transmitido el símbolo final de información en un intervalo de tiempo asignado, el nivel de potencia de salida del transmisor disminuirá por lo menos hasta 30 dB por debajo de la potencia de estado permanente dentro de 285,7 microsegundos (3 símbolos).

3.6.3.2 Organización y codificación de las ráfagas. Cada ráfaga constara de los elementos de datos indicados en la Tabla B-60. En la codificación de los mensajes se seguirá la secuencia siguiente: formateo de datos de aplicación, generación de corrección de errores sin canal de retorno (FEC) de la secuencia de acondicionamiento, generación de FEC de aplicación y codificación secreta de bits.

- 3.6.3.2.1 Sincronización y resolución de ambigüedad. El campo de sincronización y de resolución de ambigüedad constara de la secuencia de 48 bits indicada a continuación, con el bit más a la derecha transmitido en primer lugar:

010001 111 101 111 110001 100011 101 100000 011 110 010 000

Tabla B-59. Temporización de ráfagas

Suceso	Duración nominal del suceso	Porcentaje nominal de la potencia de estado permanente
Ascenso	190,5 µs	0% a 90%
Estabilización de potencia del transmisor	285,7 µs	90% a 100%
Sincronización y resolución de ambigüedad	1 523,8 µs	100%
Transmisión de datos codificados en secreto	58 761,9 µs	100%
Descenso	285,7 µs (Nota 1)	100% a 0%

Notas.—

1. La duración del suceso indicada para la transmisión de datos codificados en secreto corresponde a la longitud máxima de datos de aplicación de 1 776 bits, 2 bits de relleno y a la duración nominal de símbolos.
2. Estos requisitos de temporización proporcionan un tiempo de guarda de propagación de 1 259 microsegundos, permitiendo un alcance de propagación en un sentido de aproximadamente 370 km (200 NM).
3. Cuando puedan recibirse ráfagas de una antena de radiodifusión GBAS a una distancia que es más de 370 km (200 NM) mayor que la distancia desde otra antena de radiodifusión en la que se utiliza el siguiente intervalo adyacente, se requiere un tiempo de guarda más prolongado para evitar la pérdida de ambas ráfagas. Para proporcionar un tiempo de guarda más prolongado, es necesario limitar la longitud de los datos de aplicación de la primera ráfaga a un valor de 1 744 bits. Esto permite una diferencia de distancias de propagación de hasta 682 km (372 NM) sin ningún conflicto.

Tabla B-60. Contenido de datos de ráfaga

Elemento	Contenido de datos	Número de bits
Principio de ráfaga	todos ceros	15
Estabilización de potencia		
Sincronización y resolución de ambigüedad	3.6.3.2.1	48
Datos codificados en secreto:	3.6.3.3	
identificador de intervalo de estación (SSID)	3.6.3.3.1	3
longitud de transmisión	3.6.3.3.2	17
FEC de la secuencia de acondicionamiento	3.6.3.3.3	5
datos de aplicación	3.6.3.3.4	hasta 1 776
FEC de aplicación	3.6.3.3.5	48
bits de relleno (nota)	3.6.2.2	0 a 2

Nota.— La codificación secreta de datos en los bits de relleno es facultativa (3.6.3.3.6).

3.6.3.3.2 *Longitud de transmisión.* La longitud de transmisión indicará el número total de bits en los datos de aplicación y FEC de aplicación. La longitud de transmisión se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.3 *FEC de la secuencia de acondicionamiento.* Se calculará el FEC de la secuencia de acondicionamiento por el SSID y los campos de longitud de transmisión, utilizando un código de bloque (25, 20), de conformidad con la siguiente ecuación:

$$[P_1, \dots, P_5] = [SSID_1, \dots, SSID_3, TL_4, \dots, TL_{17}] H^T$$

siendo:

- P_n = el n ésimo bit del FEC de la secuencia de acondicionamiento (P_1 se transmitirá en primer lugar);
- $SSID_n$ = el n ésimo bit del identificador de intervalo de estación ($SSID_1 = \text{LSB}$);

3.6.3.3 CONTENIDO DE DATOS CODIFICADOS EN SECRETO

3.6.3.3.1 Identificador de intervalo de estación (SSID). El SSID será un valor numérico

correspondiente a la designación de letra A a H del primer intervalo de tiempo asignado al subsistema de tierra GBAS, estando el intervalo A representado por 0, el B por 1, el C por 2, ... y el H por 7. El identificador se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.2 Longitud de transmisión. La longitud de transmisión indicará el número total de bits en los datos de aplicación y FEC de aplicación. La longitud de transmisión se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.3 FEC de la secuencia de acondicionamiento. Se calculará el FEC de la secuencia de acondicionamiento por el SSID y los campos de longitud de transmisión, utilizando un código de bloque (25, 20), de conformidad con la siguiente ecuación:
 $[P1, \dots, P5] = [SSID1, \dots, SSID3, TL1, \dots, TL17] HT$ siendo:

P_n = el n -ésimo bit del FEC de la secuencia de acondicionamiento (P_1 se transmitirá en primer lugar); $SSID_n$ = el n -ésimo bit del identificador de intervalo de estación ($SSID_1$ = LSB);

Intencionalmente en blanco

Tabla B-61. Formato de un bloque de mensaje GBAS

Bloque de mensaje	Bits
Encabezador de bloque de mensaje	48
Mensaje	hasta 1 696
CRC	32

Tabla B-62. Formato del encabezador de bloque de mensaje

Campo de datos	Bits
Identificador de bloque de mensaje	8
ID de GBAS	24
Identificador de tipo de mensaje	8
Longitud del mensaje	8

3.6.3.3.5.4 Los 6 símbolos de verificación R-S (b_i) se definirán como coeficientes del resto que se obtiene al dividir el polinomio del mensaje $x^6 m(x)$ por el polinomio generador $g(x)$:

$$b(x) = \sum_{i=0}^5 b_i x^i + b_6 x^6 + b_7 x^7 + b_8 x^8 + b_9 x^9 + b_{10} x^{10} + b_{11} x^{11} + b_{12} x^{12} = [x^6 m(x)] \text{ mod } g(x)$$

3.6.3.3.5.5 Estos símbolos de verificación R-S de 8 bits se adjuntarán a los datos de aplicación. Cada símbolo de verificación R-S de 8 bits será transmitido con el MSB en primer lugar desde b_0 a b_5 , es decir el primer bit FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el MSB de b_0 y el bit último FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el LSB de b_5 .

Nota 1.— Este código R-S es capaz de corregir hasta 3 errores de símbolos.

Nota 2.— El orden de los símbolos de verificación R-S de 8 bits transmitidos de la FEC de aplicación adjunta difiere del modo VDL 2. Además, para el modo VDL 2 cada símbolo de verificación R-S se transmite con LSB en primer lugar.

Nota 3.— En el Adjunto D, 7.15 se presentan como ejemplo los resultados de la codificación FEC de aplicación.

3.6.3.3.6 CODIFICACIÓN SECRETA DE BITS

3.6.3.3.6.1 La salida de un codificador secreto de pseudo-ruido con un registro de generador de 15 etapas será un OR exclusivo con los datos de ráfagas empezando con el SSID, y terminando con el FEC de aplicación. La codificación secreta de bits y el valor puesto en los bits de relleno son facultativos.

Nota.— El receptor de aeronave no utiliza los bits de relleno y sus valores no repercuten en el sistema.

3.6.3.3.6.2 El polinomio para las tomas de registro de codificador secreto será $1 + x + x^{15}$. El contenido del registro rotará a una velocidad de 1 desplazamiento por bit. El estado inicial del registro, antes del primer bit SSID de cada ráfaga será "1 101 0010 1011 001", con el bit más a la izquierda en la primera etapa del registro. El primer bit de salida del codificador secreto será objeto de muestreo antes del primer desplazamiento de registro.

Nota.— En el Adjunto D, 7.4 se presenta un diagrama del codificador secreto de bits.

3.6.3.4 *Formato de bloque de mensaje* Los bloques de mensajes constarán de un encabezador de bloque de mensaje, un mensaje y una CRC de 32 bits. En la Tabla B-61 se muestra la construcción del bloque de mensaje. Todos los parámetros con signo serán números de complemento de dos y todos los parámetros sin signo serán números de punto fijo sin signo. La escala de los datos será la indicada en las tablas de mensaje de 3.6.6. Se transmitirán todos los campos de datos en el bloque de mensaje en el orden especificado en las tablas de mensajes con el LSB de cada campo transmitido en primer lugar.

Nota.— Todas las representaciones binarias leyendo de izquierda a derecha son de MSB a LSB.

3.6.3.4.1 *Encabezador de bloque de mensaje*. El encabezador de bloque de mensaje constará de un identificador de bloque de mensaje, un identificador (ID) de GBAS, un identificador de tipo de mensaje y la longitud del mensaje, según lo indicado en la Tabla B-62.

Identificador de bloque de mensaje: el identificador de 8 bits para el modo de funcionamiento del bloque de mensaje GBAS.

Codificación: 1010 1010 – Mensaje GBAS normal
 1111 1111 – Mensaje GBAS de prueba.
 Todos los demás valores están reservados.

ID GBAS: la identificación de GBAS de 4 caracteres para distinguir entre subsistemas de tierra GBAS.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b_1 a b_6 de su representación en el alfabeto internacional núm. 5 (IA-5). Para cada carácter, el bit b_1 se transmite en primer lugar y se transmiten 6 bits para cada carácter. Solamente se utilizan letras mayúsculas, dígitos numéricos y "espacio" de IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar. Para una ID de GBAS de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será "espacio" de IA-5.

Nota.— La ID de GBAS es normalmente idéntica al indicador de lugar del aeropuerto más cercano. Se coordinará la asignación de las ID de GBAS, según corresponda para evitar conflictos.

Identificador de tipo de mensaje: la etiqueta numérica por la que se identifica el contenido del mensaje (véase la Tabla B-63).

Longitud del mensaje: la longitud del mensaje en bytes de 8 bits incluidos el encabezador de bloque de mensaje de 6 bytes, el mensaje y el código CRC de mensaje de 4 bytes.

3.6.3.4.2 *Verificación de redundancia cíclica (CRC)*. Se calculará la CRC del mensaje GBAS de conformidad con 3.9.

3.6.3.4.2.1 La longitud del código CRC será $k = 32$ bits.

3.6.3.4.2.2 El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{21} + x^{16} + x^{12} + x^6 + x^5 + x^4 + x^3 + x^2 + x + 1$$

3.6.3.4.2.3 El campo de información CRC, $M(x)$, será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^n m_i x^{i-1} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \dots + m_n x^0$$

3.6.3.4.2.4 Se formará $M(x)$ a partir del encabezador de bloque de mensaje GBAS de 48 bits y todos los bits del mensaje de longitud variable, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m_1 corresponda al primer bit del encabezador de bloque de mensaje transmitido, y m_n corresponda al último bit transmitido de los $(n - 48)$ bits de mensaje.

3.6.3.4.2.5 La CRC se pondrá en tal orden que r_1 sea el primer bit transmitido y r_2 sea el último bit transmitido.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-63. Mensajes de radiodifusión de datos VHF de GBAS

Identificador de tipo de mensaje	Nombre del mensaje
0	Extra
1	Correcciones de pseudodistancia
2	Datos relacionados con el GBAS
3	Mensaje nulo
4	Datos de tramo de aproximación final (FAS)
5	Disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica
6	Reservado
7	Reservado para aplicaciones nacionales
8	Reservado para aplicaciones de prueba
9 a 100	Extra
101	Correcciones de pseudodistancia GRAS
102 a 255	Extra

Nota.— Véase en 3.6.6 los formatos de mensaje.

3.6.4 CONTENIDO DE DATOS

3.6.4.1 *Tipos de mensaje.* Los tipos de mensajes que pueden ser transmitidos por la GBAS serán los indicados en la Tabla B-63.

3.6.4.2 MENSAJE DE TIPO 1 — CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA

3.6.4.2.1 El mensaje de tipo 1 proporciona los datos de corrección diferencial para las fuentes telemétricas GNSS particulares (Tabla B-70). El mensaje constará de tres secciones:

- información del mensaje (hora de validez, bandera adicional de mensaje, número de mediciones y tipo de medición);
- información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y
- bloques de medición de datos de satélite.

Nota.— La transmisión de datos de baja frecuencia para fuentes telemétricas SBAS es facultativa.

3.6.4.2.2 Cada mensaje de tipo 1 comprenderá parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides y parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.2.3 Los parámetros de corrección de pseudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación para todos los parámetros del mensaje.

Codificación: la cuenta Z modificada se vuelve a poner a la hora (xx:00), 20 minutos después de la hora (xx:20) y 40 minutos después de la hora (xx:40) con respecto a la hora GPS.

Intencionalmente en blanco

Bandera adicional de mensaje: una identificación de si el conjunto de bloques de medición en una sola trama para un tipo de medición particular, está incluido en un solo mensaje de tipo 1 o en un par de mensajes enlazados.

Codificación:

- 0 = Todos los bloques de medición para un tipo particular de medición se incluyen en un mensaje de tipo 1.
- 1 = Este es el primer mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que conjuntamente incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.
- 2 = Extra.
- 3 = Este es el segundo mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.

Nota.— Cuando se utiliza un par enlazado de mensajes de tipo 1 para un tipo particular de medición, el número de mediciones y la información de baja frecuencia se calculan por separado para cada uno de los dos mensajes particulares.

Número de mediciones: el número de bloques de medición en el mensaje.

Tipo de medición: el tipo de señal telemétrica a partir del cual se han calculado las correcciones.

Codificación:

- 0 = Código LI C/A o CSA
- 1 = reservado
- 2 = reservado
- 3 = reservado
- 4 a 7 = extra

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): parámetro que caracteriza el efecto de los errores residuales de efemérides debidos a la descorrelación para el primer bloque de mediciones en el mensaje.

Para un satélite geostacionario SBAS, el parámetro de descorrelación de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

Para los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el parámetro de descorrelación de efemérides se codificará como todos ceros.

CRC de efemérides: la CRC calculada con los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones para el primer bloque de medición en el mensaje. Se calculará la CRC de efemérides para las fuentes telemétricas de constelaciones principales de satélites de conformidad con 3.9. La longitud de la CRC será $k = 16$ bits. El polinomio generador del código CRC será:

$$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$$

El campo de información CRC, $M(x)$, para un determinado satélite será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^n m_i x^{n-1} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \dots + m_n x^0$$

Para un satélite GPS, $M(x)$ tendrá una longitud de $n = 576$ bits. Se calculará $M(x)$ para un satélite GPS, utilizando los 24 primeros bits de cada una de las palabras 3 a 10 de las subtramas 1, 2 y 3 de la transmisión de datos desde tal satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GPS obtenida de la Tabla B-64. $M(x)$ se dispondrá en el orden en que el satélite GPS transmite los bits, pero con cada byte ordenado con el LSB primero, de forma tal que m_1 corresponda al bit 68 de la subtrama 1, y m_{576} corresponda al bit 287 de la subtrama 3.

Nota.— $M(x)$ para un satélite GPS no incluye la palabra 1 (TLM) ni la palabra 2 (HOW), que empieza cada subtrama, ni los 6 bits de paridad al final de cada palabra.

Para un satélite GLONASS, $M(x)$ tendrá una longitud de $n = 340$ bits. Se calculará $M(x)$ para un satélite GLONASS utilizando las cadenas 1, 2, 3 y 4 de la transmisión de datos desde ese satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GLONASS obtenida de la Tabla B-65. Los bits se ordenarán según el orden de transmisión, de forma tal que m_1 corresponda al bit 85 de la cadena 1 y m_{340} corresponda al bit 1 de la cadena 4.

Tabla B-64. Máscara de efemérides de satélite GPS

Subtrama 1:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	0000 0000	0000 0000	0000 0011	Palabra 4	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 5	0000 0000	0000 0000	0000 0000	Palabra 6	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 7	0000 0000	0000 0000	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Subtrama 2:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	0000 0000

Subtrama 3:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Tabla B-65. Máscara de efemérides del satélite GLONASS

Cadena 1:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 2:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 3:
0 0000 0111 1111 1111 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 4:
0 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1100 0000 0000 0000 0000 0000
0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000

Para un satélite geostacionario SBAS, la CRC de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

El orden de la CRC se transmitirá en el orden $r^3, r^{10}, r^{11}, \dots, r^{16}, r^1, r^2, \dots, r^8$, donde r^i es el $i^{\text{ésimo}}$ coeficiente del resto, $R(x)$, como se define en 3.9.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración prevista a la que se espera que las correcciones para la fuente telemétrica continúen disponibles, por relación a la cuenta Z modificada para el primer bloque de medición.

Codificación: 1111 1110 – La duración es superior o igual a 2 540 segundos.
 1111 1111 – Este subsistema de tierra no proporciona la duración prevista de disponibilidad de la fuente.

3.6.4.2.4 Los parámetros del bloque de medición son:

ID de fuente telemétrica: identidad de la fuente telemétrica a la que se aplican los datos subsiguientes del bloque de medición.

Codificación: 1 a 36 = ID del satélite GPS (PRN)
 37 = reservado
 38 a 61 = ID del satélite GLONASS (número de intervalo más 37)
 62 a 119 = extra
 120 a 138 = ID de satélite SBAS (PRN)
 139 a 255 = extra

Expedición de datos (IOD): la expedición de datos asociados a los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones de pseudodistancia y de cambio de distancia.

Codificación: para GPS, IOD = parámetro IODE GPS (3.1.1.3.2.2)
 para GLONASS, IOD = parámetro "b₀" GLONASS (3.2.1.3.1)
 para SBAS, IOD = 1111 1111

Nota.— Para GLONASS, debe insertarse 0 en el MSB de la IOD.

Corrección de pseudodistancia (PRC): la corrección para la pseudodistancia de la fuente telemétrica.

Corrección de cambio de distancia (RRC): el régimen de cambio de la corrección de pseudodistancia.

$\sigma_{\text{pr, gsd}}$: la desviación normal de una distribución normal asociada a la contribución de la señal en el espacio del error de pseudodistancia en el punto de referencia GBAS (3.6.5.5.1, 3.6.5.5.2 y 3.6.7.2.2.4).

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida.

B_1 a B_4 : los parámetros de integridad asociados a las correcciones de pseudodistancia proporcionadas en el mismo bloque de medición. Para la i -ésima fuente telemétrica estos parámetros corresponden a B_{i1} a B_{i4} (3.6.5.5.1.2, 3.6.5.5.2.2 y 3.6.7.2.2.4). Los índices "1-4" corresponden al mismo receptor de referencia físico para cada trama transmitida desde un subsistema de tierra determinado durante una operación continua.

Codificación: 1000 0000 = No se utilizó el receptor de referencia para calcular la corrección de pseudodistancia.

Nota.— Algunos receptores de a bordo pueden esperar una correspondencia estática de los receptores de referencia respecto de los índices de interrupciones breves del servicio. Sin embargo, los índices del valor B pueden reasignarse después de que el subsistema de tierra ha estado fuera de servicio por un período largo de tiempo, por ejemplo, para darle mantenimiento.

3.6.4.3 *Mensaje de tipo 2 — Datos relativos al GBAS.* El mensaje de tipo 2 identificará el emplazamiento del punto de referencia GBAS al que se aplican las correcciones proporcionadas por el GBAS y proporcionará otros datos relacionados con el GBAS (Tabla B-71). Los parámetros de datos relacionados con el GBAS serán los siguientes:

Nota.— En el mensaje de tipo 2 podrán incluirse bloques de datos adicionales. El bloque de datos adicional 1 y el bloque de datos adicional 2 están definidos. En el futuro, otros bloques de datos adicionales podrán definirse. Los bloques de datos desde 2 hasta 255 son de longitud variable y pueden añadirse al mensaje después del bloque de datos adicional 1 en cualquier orden.

Receptores de referencia GBAS: el número de los receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Codificación: 0 = GBAS instalado con 2 receptores de referencia
 1 = GBAS instalado con 3 receptores de referencia
 2 = GBAS instalado con 4 receptores de referencia
 3 = No tiene aplicación el número de receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Intencionalmente en blanco

Letra de designador de exactitud de tierra: el designador de letra indicando la actuación mínima en cuanto a exactitud de la señal en el espacio, proporcionada por el GBAS (3.6.7.1.1).

Codificación: 0 = designación de exactitud A
1 = designación de exactitud B
2 = designación de exactitud C
3 = extra

Continuidad GBAS/designador de integridad (GCID): el designador numérico indicando la condición de funcionamiento del GBAS.

Codificación: 0 = extra
1 = GCID 1
2 = GCID 2
3 = GCID 3
4 = GCID 4
5 = extra
6 = extra
7 = no en condiciones de funcionalidad

Nota 1.— Se especifican los valores 2, 3 y 4 de GCID para asegurar la compatibilidad del equipo con los GBAS del futuro

Nota 2.— El valor de GCID indica que no es posible iniciar una aproximación de precisión ni una APV.

Declinación magnética local: la declinación magnética publicada en el punto de referencia GBAS.

Codificación: Valor positivo denota declinación este (sentido de las agujas del reloj desde el norte verdadero), valor negativo denota declinación oeste (sentido contrario a las agujas del reloj desde el norte verdadero)
100 0000 0000 = Procedimientos de aproximación de precisión con apoyo del GBAS se publican en base a marcación verdadera.

Nota.— La declinación magnética local se selecciona en consonancia con el diseño del procedimiento y se actualiza durante los años de época magnética.

$\sigma_{\text{ion}-\text{res}-\text{global}}$: la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre ionosférica residual debida a la descorrelación espacial (3.6.5.4).

Índice de refractividad (N_0): el índice nominal de refractividad troposférica utilizado para calibrar la corrección troposférica asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Codificación: Este campo se codifica como número complemento de dos con un desplazamiento de + 400. Un valor de cero en este campo indica un índice de refractividad de 400.

Altura de escala (h_0): un factor de escala utilizado para calibrar la corrección troposférica y la incertidumbre troposférica residual asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Incertidumbre de refractividad (σ_N): la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre troposférica residual (3.6.5.3).

Latitud: la latitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud norte.
Valor negativo denota latitud sur.

Longitud: la longitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota longitud este.
Valor negativo denota longitud oeste.

Altura del punto de referencia: la altura del punto de referencia por encima del elipsoide WGS-84.

3.6.4.3.1 *Parámetros del bloque de datos adicional 1.* Los parámetros del bloque de datos adicional 1 serán los siguientes:

SELECTOR DE DATOS DE ESTACIÓN DE REFERENCIA (RSDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el subsistema de tierra GBAS.

Nota.— El RSDS es distinto de cualquier otro RSDS y de cualquier selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) que radiodifunda cualquier subsistema de tierra GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona servicio de determinación de la posición GBAS.

DISTANCIA DE USO MÁXIMA (D_{max}): distancia máxima (distancia oblicua) desde el punto de referencia GBAS para la cual se garantiza la integridad.

Nota.— Este parámetro no indica una distancia dentro de la cual se satisfacen los requisitos de intensidad de campo de radiodifusión de datos VHF.

Codificación: 0 = sin limitación de distancia.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Servicio de determinación de la posición GBAS ($K_{red-POS, GPS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Aproximación de precisión de Categoría I y APV ($K_{red-GPS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para aproximaciones de precisión de Categoría I y APV obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Servicio de determinación de la posición GBAS ($K_{red-POS, GLONASS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Aproximación de precisión de Categoría I y APV ($K_{red-GLONASS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para aproximaciones de precisión de Categoría I y APV obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Intencionalmente en blanco

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS, este parámetro se codificará como todos ceros.

3.6.4.3.2 *Bloques de datos adicionales.* Para los bloques de datos adicionales que no sean el bloque de datos adicional 1, los parámetros de cada bloque de datos serán los siguientes:

LONGITUD DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el número de bytes en el bloque de datos adicional, incluidos la longitud del bloque de datos adicional y los campos de número del bloque de datos adicional.

NÚMERO DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el identificador numérico del tipo de bloque de datos adicional.

Codificación: 0 a 1 = reservado
 2 = bloque de datos adicional 2, estaciones de radiodifusión GRAS
 3 = reservado para servicios futuros que apoyen las operaciones de Categorías IV/III
 4 = bloque de datos adicional 4, parámetros de autenticación de la VDB
 5 a 255 = extra

PARÁMETROS DE DATOS ADICIONALES: el conjunto de datos definido de conformidad con el número del bloque de datos adicional.

3.6.4.3.2.1 *Estaciones de radiodifusión GRAS*

En los parámetros para el bloque de datos adicional 2 se incluirán los datos para una o más estaciones de radiodifusión según lo indicado a continuación (Tabla B-65A):

NÚMERO DE CANAL: el número de canal, definido en 3.6.5.7, asociado a la estación de radiodifusión GBAS.

Nota.— El número de canal en este campo se refiere a una frecuencia y a un RSDS.

ΔLATITUD: la diferencia de latitud de una estación de radiodifusión GBAS medida a partir de la latitud proporcionada en el parámetro de latitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al norte del punto de referencia GBAS. Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al sur del punto de referencia GBAS.

ΔLONGITUD: la diferencia de longitud de una estación de radiodifusión GBAS, medida a partir de la longitud proporcionada en el parámetro de longitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: Un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al este del punto de referencia GBAS. Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al oeste del punto de referencia GBAS.

Nota.— En el Adjunto D, 7.17 figuran textos de orientación relativos al bloque de datos adicional 2.

Tabla B-65A. Datos de las estaciones de radiodifusión GRAS

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Número de canal	16	20001 a 39999	1
ΔLatitud	8	±25,4°	0,2°
ΔLongitud	8	±25,4°	0,2°

3.6.4.3.2.2 Parámetros de autenticación de la VDB

El bloque de datos adicional 4 incluye la información que se necesita para protocolos de autenticación de la VDB (Tabla B-65B).

Definición de grupo de intervalos: Este campo de 8 bits indica cuáles de los 8 intervalos (A-H) están asignados para que la estación terrestre los utilice. El campo se transmite con el LSB en primer lugar. El LSB corresponde al intervalo A, el siguiente bit al intervalo B y así sucesivamente. Un "1" en la posición del bit indica que el intervalo se asignó a la estación terrestre. Un "0" indica que no asignó el intervalo a la estación terrestre.

Tabla B-65B. Parámetros de autenticación de la VDB

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Definición del grupo de intervalos	8	—	—

3.6.4.4 MENSAJE DE TIPO 3— MENSAJE NULO

3.6.4.4.1 El mensaje de tipo 3 es un 'mensaje nulo' de longitud variable cuyo uso se destina a subsistemas terrestres que admiten protocolos de autenticación (véase la sección 3.6.7.4).

3.6.4.4.2 Los parámetros para el mensaje de tipo 3 serán los siguientes:

Relleno: Secuencia de bits que se alternan entre el "1" y el "0" con una longitud en bytes que es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje.

3.6.4.5 *Mensaje de tipo 4 — Tramo de aproximación final (FAS).* El mensaje de tipo 4 incluirá uno o más conjuntos de datos FAS, cada uno definiendo una sola aproximación de precisión (Tabla B-72). Cada conjunto de datos de mensaje de tipo 4 incluirá lo siguiente:

Longitud del conjunto de datos: el número de bytes en el conjunto de datos. El conjunto de datos comprende el campo de longitud de conjunto de datos y los campos del bloque de datos FAS asociado, límite de alerta vertical (FASVAL) estado de aproximación y límite de alerta lateral FAS (FASLAL) estado de aproximación.

Bloque de datos FAS: el conjunto de parámetros para identificar una sola aproximación de precisión o APV y definir su trayectoria de aproximación asociada.

Codificación: Véase 3.6.4.5.1 y Tabla B-66.

Nota.— En el Adjunto D, 7.11 figuran los textos de orientación para la definición de la trayectoria FAS.

Estado de aproximación FASVAL: el valor del parámetro FASVAL utilizado en 3.6.5.6.

Codificación: 1111 1111 = No utilizar desviaciones verticales.

Nota.— La gama de valores y su resolución para FASVAL depende del designador de actuación de aproximación en el bloque de datos FAS asociada.

Estado de aproximación FASLAL: el valor del parámetro FASLAL utilizado en 3.6.5.6.

Codificación: 1111 1111 = No utilizar aproximación

Tabla B-66. Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS)

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Tipo de operación	4	0 a 15	1
ID de proveedor SBAS	4	0 a 15	1
ID de aeropuerto	32	—	—
Número de pista	6	1 a 36	1
Letra de pista	2	—	—
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1
Indicador de ruta	5	—	—
Selector de datos para trayectoria de referencia	8	0 a 48	1
Indicador de trayectoria de referencia	32	—	—
Latitud de LTP/FTP	32	$\pm 90,0^\circ$	0,0005 segarc
Longitud LTP/FTP	32	$\pm 180,0^\circ$	0,0005 segarc
Altura de LTP/FTP	16	512,0 a 6 041,5 m	0,1 m
Latitud de AFPAP	24	$\pm 1,0^\circ$	0,0005 segarc
Longitud de AFPAP	24	$\pm 1,0^\circ$	0,0005 segarc
Aproximación TCH (Nota)	15	0 a 1 638,35 m o 0 a 3 276,7 ft	0,05 m o 0,1 ft
Selector de unidades TCH de aproximación	1	—	—
GPA	16	0 a $90,0^\circ$	0,01°
Anchura de curso	8	80 a 143,75 m	0,25 m
Desplazamiento de Δ longitud	8	0 a 2 032 m	8 m
CRC de tramo de aproximación final	32	—	—

Nota.— Puede proporcionarse información en pies o en metros, según lo indicado por el selector de la unidad TCH de aproximación.

3.6.4.5.1 *Bloque de datos FAS.* El bloque de datos del FAS incluirá los parámetros que definen una sola aproximación de precisión o APV. La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de cruce sobre el umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). El plano horizontal local para la aproximación es un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir tangente a la elipsoide en el LTP/FTP). La vertical local para la aproximación es normal al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. El punto de interceptación de la trayectoria de planeo (GPIP) es aquel en el que la trayectoria de aproximación final corta al plano horizontal local. Los parámetros del FAS serán los siguientes:

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa
1 a 15 = extra

ID de proveedor de servicio SBAS: indica el proveedor del servicio asociado a este bloque de datos FAS.

Codificación: Véase la Tabla B-27.

14 = bloque de datos FAS que debe utilizarse solamente con GBAS.

15 = bloque de datos FAS que puede utilizarse con cualquier proveedor del servicio SBAS.

Nota.— No se utiliza este parámetro para aproximaciones realizadas mediante correcciones de pseudodistancia GBAS o GRAS.

ID de aeropuerto: el designador de tres o de cuatro letras utilizado para designar un aeródromo.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los 6 bits inferiores de su representación en IA-5. Para cada carácter, b_1 se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b_6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y "espacio" IA-5. Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para una ID de aeropuerto de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será "espacio" IA-5.

Número de pista: el número de la pista de aproximación.

Codificación: 1 a 36 = número de pista

Nota.— Para las operaciones de helipuerto y de punto en el espacio, el valor del número de pista es el número entero que se aproxima más a un décimo del curso de la aproximación final, excepto cuando dicho número entero sea cero, en cuyo caso el número de pista es 36.

Letra de pista: el designador de una letra utilizado, según sea necesario, para distinguir entre pistas paralelas.

Codificación: 0 = ninguna letra
1 = R (derecha)
2 = C (centro)
3 = L (izquierda)

Designador de actuación de aproximación: la información general acerca del cálculo de la aproximación.

Codificación: 0 = APV
1 = Categoría I
2 = reservado para Categoría II
3 = reservado para Categoría III
4 a 7 = extra

Nota.— Algunos equipos de a bordo designados para una performance de Categoría I son insensibles al valor del APD. La finalidad es que el equipo de a bordo diseñado para una performance de Categoría I acepte como válidos valores del APD de por lo menos 1-4 para permitir futuras ampliaciones a tipos de performance más altos usando el mismo bloque de datos FAS.

Indicador de pista: un identificador de una letra utilizado para distinguir entre aproximaciones múltiples al mismo extremo de la pista.

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b_1 a b_6 de su representación en IA-5. El bit b_1 se transmite en primer lugar. Solamente se utilizan mayúsculas, excluidas "I" y "O" o "espacio" IA-5.

Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el bloque de datos FAS (aproximación deseada).

Nota.— El RPDS de un bloque de datos FAS determinado es distinto de cualquier otro RPDS y de cualquier selector de datos de estación de referencia (RSDS) que radiodifunda cualquier GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.

Identificador de trayectoria de referencia (RPI): los tres o cuatro caracteres alfanuméricos utilizados para designar inequívocamente la trayectoria de referencia.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b_1 a b_6 de su representación en IA-5. Para cada carácter, b_1 se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b_6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y "espacio" IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar, para un identificador de trayectoria de referencia de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será el "espacio" IA-5.

Nota.— El LTP/FTP es un punto por encima del cual pasa la trayectoria FAS a una altura relativa especificada, mediante la TCH. El LTP normalmente está situado en la intersección del eje de la pista y el umbral.

Latitud LTP/FTP: la latitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud norte.
Valor negativo denota latitud sur.

Longitud de LTP/FTP: la longitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud este.
Valor negativo denota latitud oeste.

Altura LTP/FTP: la altura del LTP/FTP por encima de la elipsoide WGS-84.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de -512 metros. Un valor de cero en este campo coloca al LTP/FTP 512 metros por debajo de la elipsoide terrestre.

Nota.— El FPAP es un punto a la misma altura que el LTP/FTP que se ha utilizado para definir la alineación de la aproximación. El origen de las desviaciones angulares en sentido lateral está definido por 305 metros (1 000 ft) más allá del FPAP a lo largo de la trayectoria FAS lateral. Para una aproximación alineada con la pista, el FPAP está en el extremo de parada de la pista o más allá.

Latitud AFPAP: la diferencia de latitud entre el FPAP de la pista y el LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la latitud del eje FPAP está al norte de la latitud del LTP/FTP.
Valor negativo denota que la latitud del FPAP está al sur de la latitud del LTP/FTP.

Longitud AFPAP: la diferencia de la longitud del FPAP de la pista del LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la longitud del FPAP está al este de la longitud del LTP/FTP.
Valor negativo indica que la longitud del FPAP está al oeste de la longitud del LTP/FTP.

TCH de aproximación: la altura del FAS por encima del LTP/FTP definido en pies o metros según lo indicado por el selector de unidades TCH.

Selector de unidades TCH de aproximación: las unidades utilizadas para describir la TCH.

Codificación: 0 = pies
1 = metros

Ángulo de trayectoria de planeo (GPA): el ángulo de la trayectoria de aproximación (trayectoria de planeo) respecto al plano horizontal tangente a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP.

Anchura de rumbo: el desplazamiento lateral respecto a la trayectoria definida por el FAS en el LTP/FTP a la cual se obtiene la deflexión de escala completa de un indicador de desviación de rumbo.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de 80 metros. Un valor de cero en este campo indica una anchura de rumbo de 80 metros en el LTP/FTP.

Desplazamiento de longitud: la distancia desde el punto de alineación de la trayectoria de vuelo hasta el extremo de parada de la pista.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona.

CRC de tramo de aproximación final: la CRC de 32 bits adjunta al extremo de cada bloque de datos FAS para asegurar la integridad de los datos de aproximación. Se calculará la CRC del tramo de aproximación final de 32 bits de conformidad con 3.9. La longitud del código CRC será de $k = 32$ bits.

El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{28} + x^{27} + x^{16} + x^{14} + x^8 + x^7 + x^3 + x^2 + x + 1$$

El campo de información CRC $M(x)$ será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{272} m_i x^{272-i} = m_1 x^{271} + m_2 x^{270} + \dots + m_{272} x^0$$

Se formará $M(x)$ a partir de todos los bits del bloque de datos FAS asociado, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m_1 corresponda al LSB del campo de tipo de operación, y m_{272} corresponda al MSB del campo de desplazamiento de longitud Δ . La CRC se pondrá en un orden tal que r_1 sea el LSB y r_{32} sea el MSB.

3.6.4.6 Mensaje de tipo 5 — Disponibilidad prevista de fuente telemétrica. Si se usa el mensaje de tipo 5 se incluirá la información de salida y de reglaje de las fuentes telemétricas actualmente visibles o que serán pronto visibles. Los parámetros de disponibilidad prevista de fuente telemétrica serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación de los parámetros de este mensaje.

Codificación: La misma que la del campo de cuenta Z modificado en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2)

Número de fuentes afectadas: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración, aplicable a todas las aproximaciones.

Codificación: 0 = solamente tienen limitaciones las aproximaciones especificadas con obstáculos.
 1 a 31 = el número de fuentes telemétricas afectadas.

ID de fuente telemétrica: lo mismo que en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2).

Sentido de disponibilidad de la fuente: indica si la fuente telemétrica estará disponible o cesará de estar disponible.

Codificación: 0 = las correcciones diferenciales cesarán pronto de proporcionarse respecto a la fuente telemétrica asociada.
 1 = las correcciones diferenciales empezarán pronto a ser proporcionadas para la fuente telemétrica asociada.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración mínima prevista de disponibilidad de la fuente telemétrica por relación a la cuenta Z modificada.

Codificación: 111 1111 = la duración es superior o igual a 1 270 segundos.

Número de aproximaciones con obstáculos: el número de aproximaciones respecto a las cuales pueden reducirse las correcciones debido al enmascaramiento de una constelación única de aproximación.

Selector de datos de trayectoria de referencia: indicación del bloque de datos FAS respecto al cual tienen una aplicación los datos de disponibilidad de la fuente (3.6.4.5.1).

Número de fuentes afectadas para esta aproximación: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración que es solamente aplicable a esta aproximación.

3.6.4.7 MENSAJE DE TIPO 6

Se reserva el mensaje de tipo 6 para uso futuro a fin de proporcionar la información requerida para aproximaciones de precisión de Categorías II/III.

3.6.4.8 MENSAJE DE TIPO 7

Se reserva el mensaje de tipo 7 para aplicaciones nacionales.

3.6.4.9 MENSAJE DE TIPO 8

Se reserva el mensaje de tipo 8 para aplicaciones de pruebas locales y regionales.

3.6.4.10 MENSAJE DE TIPO 101 – CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA GRAS

3.6.4.10.1 El mensaje de tipo 101 proporcionará los datos de corrección diferencial para cada una de las fuentes telemétricas GNSS (Tabla B-70A). El mensaje constará de tres secciones:

- a) información del mensaje (hora de validez, bandera de mensaje adicional, número de mediciones y tipo de medición);
- b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y
- c) bloques de medición de datos de satélite.

3.6.4.10.2 Cada mensaje de tipo 101 incluirá el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y los parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de la disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.10.3 Los parámetros de corrección de pseudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: definido en 3.6.4.2.3.

Bandera de mensaje adicional: definido en 3.6.4.2.3 salvo que sea aplicable a los mensajes de tipo 101.

Número de mediciones: definido en 3.6.4.2.3.

Tipo de medición: definido en 3.6.4.2.3.

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): definido en 3.6.4.2.3.

CRC de efemérides: definido en 3.6.4.2.3.

Duración de disponibilidad de la fuente: definido en 3.6.4.2.3.

Número de parámetros B: una indicación de si los parámetros B se incluyen en el bloque de medición para cada fuente telemétrica.

Codificación: 0 = no se incluyen los parámetros B

1 = 4 parámetros B por bloque de medición

3.6.4.10.4 Los parámetros de bloque de medición serán los siguientes:

ID de fuente telemétrica: definido en 3.6.4.2.4.

Expedición de datos (IOD): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de pseudodistancia (PRC): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de cambio de distancia (RRC): definido en 3.6.4.2.4.

σ_{p-pse} : definido en 3.6.4.2.4, a excepción de la gama de valores y su resolución.

B1 a B4: definido en 3.6.4.2.4.

Nota.— La inclusión de los parámetros B en el bloque de medición es facultativa para los mensajes de tipo 101.

3.6.5 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIÓN DE DATOS

Nota.— En esta sección se define la relación mutua entre los parámetros del mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan definiciones de los parámetros que no se transmiten, pero que son utilizados por elementos que son simultáneamente, o alternativamente, no de aeronave y de aeronave, y que definen los términos utilizados para determinar la solución de la navegación y su integridad.

3.6.5.1 *Seudodistancia medida y adaptada a portadora.* La corrección de radiodifusión es aplicable a las mediciones de seudodistancia con código adaptado a portadora a las que no se han aplicado las correcciones troposféricas e ionosféricas de radiodifusión por satélite. La adaptación a portadora es tal que la exactitud lograda después del estado permanente es por lo menos de igual calidad que la exactitud lograda utilizando el siguiente filtro:

$$P_{CSCn} = \alpha P + (1 - \alpha) \left(P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi} (\phi_n - \phi_{n-1}) \right)$$

siendo:

P_{CSCn} = seudodistancia adaptada;

$P_{CSC_{n-1}}$ = seudodistancia de adaptación previa;

P = medición de seudodistancia en bruto obteniéndose estas mediciones de seudodistancia en bruto de un bucle de código impulsado por portadora, de primer orden o superior y con una anchura de banda de ruido lateral superior o igual a 0,125 Hz;

λ = longitud de onda L1;

ϕ_n = fase de portadora;

ϕ_{n-1} = fase anterior de portadora; y

α = función de ponderación de filtro igual al intervalo de muestreo dividido entre la constante de tiempo de 100 segundos, salvo lo especificado en 3.6.8.3.5.1 para el equipo de a bordo.

3.6.5.2 *Seudodistancia corregida.* La seudodistancia corregida para determinado satélite a la hora t es:

$$PR_{corregida} = P_{CSC} + PRC + RRC \times (t - \text{cuenta tz}) + TC + c \times (\Delta t_{wA,1})$$

siendo:

- P_{CSIC} = pseudodistancia adaptada (definida en 3.6.5.1);
- PRC = corrección de pseudodistancia (definida en 3.6.4.2);
- RRC = cambio de corrección de pseudodistancia (definida en 3.6.4.2);
- t = hora actual;
- cuenta tz = hora de aplicación obtenida a partir de la cuenta Z modificada (definida en 3.6.4.2);
- TC = corrección troposférica (definida en 3.6.5.3); y
- c y $(\Delta t_{\text{cor}})_{i,1}$ definidos en 3.1.2.2 para satélites GPS.

3.6.5.3 RETARDO TROPOSFERICO

3.6.5.3.1 La corrección troposférica para determinado satélite es:

$$TC = N_r h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(EI_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

siendo:

- N_r = índice de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3);
- Δh = altura de la aeronave por encima del punto de referencia GBAS;
- EI_i = ángulo de elevación del i -ésimo satélite; y
- h_0 = altura de escala troposférica del mensaje de tipo 2.

3.6.5.3.2 La incertidumbre troposférica residual es:

$$\sigma_{\text{trop}} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(EI_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

siendo σ_n = la incertidumbre de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3).

3.6.5.4 *Incertidumbre ionosférica residual.* La incertidumbre ionosférica residual para determinados satélites es:

$$\sigma_{\text{ion}} = F_{\text{ff}} \times \sigma_{\text{ver-iono-grabado}} \times (x_{\text{ar}} + 2 \times \tau \times v_{\text{ar}})$$

siendo:

- F_{ff} = factor de oblicuidad de vertical a inclinado de un determinado satélite (3.5.5.2);
- $\sigma_{\text{ver-iono-grabado}}$ = (según se define en 3.6.4.3);
- x_{ar} = distancia (distancia oblicua) en metros entre la posición actual de la aeronave y el punto de referencia GBAS indicado en el mensaje de tipo 2;
- τ = 100 segundos (constante de tiempo utilizada en 3.6.5.1); y
- v_{ar} = velocidad de aproximación horizontal de la aeronave (metros por segundo).

3.6.5.5 NIVELES DE PROTECCIÓN

3.6.5.5.1 *Aproximación de precisión de Categoría I y APV.* Los niveles de protección vertical y lateral (VPL y LPL) de la señal en el espacio son los límites superiores de confianza en el error de posición relativo al punto de referencia GBAS definido como:

$$VPL = \text{MAX}\{VPL_{\text{3D}}, VPL_{\text{1D}}\}$$

$$LPL = \text{MAX}\{LPL_{\text{0D}}, LPL_{\text{01}}\}$$

3.6.5.5.1.1 CONDICIONES DE MEDICIÓN NORMALES

3.6.5.5.1.1.1 El nivel de protección vertical (VPL₁₀₀) y el nivel de protección lateral (LPL₁₀₀), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calculan de la forma siguiente:

$$VPL_{100} = K_{atmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{_vert_i}^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LPL_{100} = K_{atmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{_lat_i}^2 \times \sigma_i^2}$$

siendo:

- K_{atmd} = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla;
- $s_{_vert_i}$ = $s_{x,i} + s_{y,i} \times \tan(GPA)$;
- $s_{_lat_i}$ = $s_{y,i}$;
- $s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite;
- $s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite;
- $s_{z,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite;
- GPA = ángulo de trayectoria de plano para la trayectoria de aproximación final (3.6.4.5.1);
- N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición; e
- i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición.

Nota.— Se define el sistema de coordenadas de referencia de tal forma que x esté a lo largo de la derrota positiva hacia adelante, y es perpendicular a la derrota positiva a la izquierda en el plano tangente horizontal local y z es positivo hacia arriba y perpendicular a x e y.

3.6.5.5.1.1.2 Para una solución general de posición mínima cuadrática, la matriz de proyección S se define como:

$$S = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{y,1} & \dots & S_{z,1} \\ S_{x,2} & S_{y,2} & \dots & S_{z,2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ S_{x,N} & S_{y,N} & \dots & S_{z,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

$$G_i = [-\cos E_{l_i} \cos A_{z_i} \quad -\cos E_{l_i} \sin A_{z_i} \quad -\sin E_{l_i} \quad 1] = i\text{-ésima hilera de } G; \text{ y}$$

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_N^2 \end{bmatrix}^{-1};$$

$$\text{siendo } \sigma_i^2 = \sigma_{p-gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{p-alk,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

siendo:

- $\sigma_{p-gnd,i}$ = σ_{p-gnd} para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.4.2);
- $\sigma_{tropo,i}$ = la incertidumbre troposférica residual para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.5.3);
- $\sigma_{iono,i}$ = la incertidumbre de retardo ionosférico residual (debido a descorrelación espacial) para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.5.4); y

$\sigma_{p-az_i} = \sqrt{\sigma_{receptor}^2(E_i) + \sigma_{multitrayecto}^2(E_i)}$, desviación normal de la contribución de la aeronave al error de pseudodistancia corregido para la i-ésima fuente telemétrica. La contribución total de aeronave comprende la contribución del receptor (3.6.8.2.1) y un margen normalizado para multitrayecto de la célula;

siendo:

$\sigma_{multitrayecto}(E_i) = 0,13 + 0,53e^{-E_i/10^{(i-1)}}$, el modelo normalizado para la contribución de multitrayectos para la célula (en metros);
 E_i = ángulo de elevación de la i-ésima fuente telemétrica (en grados); y
 Az_i = el acimut de la i-ésima fuente telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj en el eje x (en grados).

Nota.— Para facilitar la lectura, se omitió el subíndice i de la ecuación de la matriz de proyección.

3.6.5.5.1.2 *Condiciones de medición con falla.* Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, los valores de VPL₄₀₁ y LPL₄₀₁ se definen como iguales a cero. De lo contrario el nivel de protección vertical (VPL₄₀₁) y el nivel de protección lateral (LPL₄₀₁) suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, son:

$$VPL_{401} = \max [VPL_j]$$

$$LPL_{401} = \max [LPL_j]$$

siendo VPL_j y LPL_j para j = 1 a 4 los siguientes:

$$VPL_j = |B_vert_j| + K_{md} \sigma_{ver,ii}$$

$$LPL_j = |B_lat_j| + K_{md} \sigma_{lat,ii}$$

y

$$B_vert_j = \sum_{i=1}^N (s_vert_i \times B_{ij});$$

$$B_lat_j = \sum_{i=1}^N (s_lat_i \times B_{ij});$$

B_{ij} = diferencia de radiodifusión entre las correcciones de pseudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la j-ésima medición del receptor de referencia respecto a la i-ésima fuente telemétrica;

K_{md} = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección perdida, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla;

$$\sigma_{ver,ii}^2 = \sum_{i=1}^N (s_vert_i^2 \times \sigma_{H1_i}^2);$$

$$\sigma_{lat,ii}^2 = \sum_{i=1}^N (s_lat_i^2 \times \sigma_{H1_i}^2);$$

$$\sigma_{H1_i}^2 = \left(\frac{M_i}{U_i} \right) \sigma_{p_ref,i}^2 + \sigma_{p_az,i}^2 + \sigma_{lat,ref,i}^2 + \sigma_{lat,ref,i}^2;$$

M_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de pseudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B); y

U_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de pseudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.— En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén influenciados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.

3.6.5.5.1.3 *Definición de multiplicadores K para aproximación de precisión de Categoría I y APV.* Los multiplicadores se presentan en la Tabla B-67.

Tabla B-67. Multiplicadores K para aproximación de precisión de Categoría I y APV

Multiplicador	M _i			
	1 ^(Nota)	2	3	4
K _{final}	6,86	5,762	5,81	5,847
K _{ent}	No se utiliza	2,935	2,898	2,878

Nota.— Para aproximaciones APV I con apoyo de radiodifusión de mensajes de tipo 101 sin bloque de parámetros B

3.6.5.5.2 *Servicio de determinación de la posición GBAS.* El nivel de protección horizontal de la señal en el espacio es un límite superior de confianza en el error horizontal de la posición relativo al punto de referencia GBAS definido como:

$$HPL = \text{MAX}\{HPL_{GB}, HPL_{III}\}$$

3.6.5.5.2.1 *Condiciones de medición normales.* El nivel de protección horizontal (HPL_{III}), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calcula de la forma siguiente:

$$HPL_{III} = K_{final} \cdot d_{mayor}$$

siendo:

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2}} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^N s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de pseudodistancia en el i-ésimo satélite

K_{final} = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla

N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición

- i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición
- σ_i = el término error de pseudodistancia según se define en 3.6.5.5.1.1

Nota.— Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.

3.6.5.5.2.2 *Condiciones de medición con falla.* Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, el valor de HPL_{3D} se define como igual a cero. De lo contrario, el nivel de protección horizontal (HPL_{3D}), suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, es:

$$HPL_{3D} = \max [HPL_j]$$

siendo HPL_j para j = 1 a 4 lo siguiente:

$$HPL_j = B_horz_j + K_{nd-1726} d_{mayor, i1}$$

y

$$B_horz_j = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^N S_{xj} B_{ij}\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^N S_{yj} B_{ij}\right)^2}$$

- B_{ij} = diferencias de radiodifusión entre las correcciones de pseudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la j-ésima medición del receptor de referencia respecto a la i-ésima fuente telemétrica.
- K_{nd-1726} = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección frustrada, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla.

$$d_{mayor, i1} = \sqrt{\frac{d_H1_x^2 + d_H1_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_H1_x^2 - d_H1_y^2}{2}\right)^2 + d_H1_{xy}^2}}$$

$$d_H1_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{xi}^2 \sigma_H1_i^2$$

$$d_H1_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{yi}^2 \sigma_H1_i^2$$

$$d_H1_{xy} = \sum_{i=1}^N s_{xi} s_{yi} \sigma_H1_i^2$$

Nota.— Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.

$$\sigma_H1_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right) \sigma_{pr_gnd, i}^2 + \sigma_{pr_air, i}^2 + \sigma_{trpo, i}^2 + \sigma_{ion, i}^2$$

- M_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de pseudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B).
- U_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de pseudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.— En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén afectados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.

3.6.5.5.2.3 *Definición de multiplicadores K para el servicio de determinación de la posición GBAS.* El multiplicador $K_{2000-3999}$ es igual a 10,0 y el multiplicador $K_{4000-9999}$ es igual a 5,3.

3.6.5.6 LÍMITES DE ALERTA

Nota.— En el Adjunto D, 7.13 figura orientación relativa al cálculo de los límites de alerta, incluidas las aproximaciones asociadas a los números de canal 40 000 a 99 999.

3.6.5.6.1 *Límites de alerta para aproximación de precisión de Categoría I.* Los límites de alerta se definen en las Tablas B-68 y B-69. Para posiciones de aeronave en las que la desviación lateral excede del doble de la desviación a la que se logra una desviación lateral de plena escala del indicador de desviación de rumbo, o cuando la desviación vertical excede del doble que se logra a una deflexión de vuelo hacia abajo de escala completa de un indicador de desviación de rumbo, los límites de alerta tanto lateral como vertical se ajustan a los valores máximos indicados en las tablas.

3.6.5.6.2 *Límites de alerta APV.* Los límites de alerta son iguales a FASLAL y FASVAL para aproximaciones con números de canal en la gama de 20 001 a 39 999. Para aproximaciones con números de canal en la gama de 40 000 a 99 999, los límites de alerta se almacenan en la base de datos de a bordo.

3.6.5.7 *Número de canal.* Cada aproximación GBAS transmitida desde el subsistema de tierra está asociada a un número de canal en la gama de 20 001 a 39 999. El servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona, está asociado a un número de canal aparte en la gama de 20 001 a 39 999. El número de canal está dado por:

$$\text{Número de canal} = 20\,000 + 40(F - 108,0) + 411(S)$$

siendo:

- F = frecuencia de radiodifusión de datos (MHz);
- S = RPDS o RSDS

y

- RPDS = selector de datos de trayectoria de referencia para el bloque de datos FAS (según lo definido en 3.6.4.5.1)
- RSDS = selector de datos de la estación de referencia para el subsistema de tierra GBAS (según lo definido en 3.6.4.3.1)

Para números de canal transmitidos en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 (según lo definido en 3.6.4.3.2.1), solamente se utiliza RSDS.

Nota 1.— Cuando no se radiodifunde FAS para una APV, la aproximación GBAS está asociada a un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999.

Nota 2.— En el Adjunto D, 7.7 se presentan textos de orientación relativos a la selección de número de canal.

Tabla B-68. Límite lateral de alerta de Categoría I

Distancia horizontal de la posición de la aeronave desde LTP/TP trasladada a lo largo de la trayectoria de aproximación final (metros)	Límite lateral de alerta (metros)
$291 < D \leq 873$	FASLAL
$873 < D \leq 7\,500$	$0,0044D (m) + \text{FASLAL} - 3,85$
$D > 7\,500$	$\text{FASLAL} + 29,15$

Tabla B-69. Límite vertical de alerta de Categoría I

Altura por encima del LTP/TIP de la posición de la aeronave trasladada hacia la trayectoria de aproximación final (pies)	Límite vertical de alerta (metros)
100 < H ≤ 200	FASVAL
200 < H ≤ 1 340	0,02925H (ft) + FASVAL – 5,85
H > 1 340	FASVAL + 33,35

3.6.5.8 LÍMITE DE LA POSICIÓN DEL ERROR DE EFEMÉRIDES

Nota.— Los límites de la posición del error de efemérides se calculan únicamente para las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites utilizadas en la solución de la posición (índice j) y no para otros tipos de fuentes telemétricas (satélites o sendólites SBAS) que no están sujetos a fallas de efemérides no detectadas. No obstante, en los cálculos de estos límites de posición se utiliza la información de todas las fuentes telemétricas empleadas en la solución de la posición (índice i).

3.6.5.8.1 Aproximación de precisión de Categoría I y APV. Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral se definen de la manera siguiente:

$$VEB_j = \text{MAX}_j \{VEB_j\}$$

$$LEB_j = \text{MAX}_j \{LEB_j\}$$

Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de posición, se obtienen aplicando lo siguiente:

$$VEB_j = |s_vert_j| x_{at-P_j} + K_{nd-e,j} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LEB_j = |s_lat_j| x_{at-P_j} + K_{nd-e,j} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

siendo:

- s_vert_{i o j} se define en 3.6.5.5.1.1
- s_lat_{i o j} se define en 3.6.5.5.1.1
- x_{at} se define en 3.6.5.4
- N número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición
- σ_i se define en 3.6.5.5.1.1
- P_j parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica
- K_{nd-e,j} multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para aproximaciones de precisión de Categoría I y APV asociado a la constelación de satélites para la j-ésima fuente telemétrica (K_{nd-e,GP} o K_{nd-e,GNSS})

3.6.5.8.2 *Servicio de determinación de la posición GBAS.* El límite de la posición del error de efemérides horizontal se define de la manera siguiente:

$$HEB = \text{MAX}_j \{HEB_j\}$$

El límite de la posición del error de efemérides horizontal para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición, se obtiene aplicando lo siguiente:

$$HEB_j = \left[3s_{hor,j} \right] x_{sat-P} + K_{mat-s-P175} d_{mayor}$$

siendo:

$$s_{hor,j}^2 = s_x^2 + s_y^2$$

s_x se define en 3.6.5.5.2.1

s_y se define en 3.6.5.5.2.1

x_{sat} se define en 3.6.5.4

P_j parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica

$K_{mat-s-P175}$ multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para el servicio de determinación de la posición GBAS asociado a la constelación de satélites para la j-ésima fuente telemétrica ($K_{mat-s-P001,CRS}$ o $K_{mat-s-P001,IONAS}$)

d_{mayor} se define en 3.6.5.5.2.1

3.6.6 TABLAS DE MENSAJES

Cada mensaje GBAS se codificará de conformidad con el formato de mensaje correspondiente definido en las Tablas B-70 a B-73.

Nota.— La estructura de tipo de mensaje se define en 3.6.4.1.

Tabla B-70. Mensaje de correcciones de pseudodistancia de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1,275 \times 10^{-2}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	$\pm 327,67$ m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s
σ_{ps_psd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m
B ₁	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m
B ₂	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m
B ₃	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m
B ₄	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m

Tabla B-70A. Mensaje de correcciones de pseudodistancia GBAS de tipo 101

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de correlación de efemérides (P)	8	0 a $1,275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Número de parámetros B	1	0 ó 4	—
Extra	7	—	—
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	$\pm 327,67$ m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s
$\sigma_{PR,GRD}$	8	0 a 50,8 m	0,2 m
Bloque de parámetro B (si se proporciona)			
B ₁	8	$\pm 25,4$ m	0,2 m
B ₂	8	$\pm 25,4$ m	0,2 m
B ₃	8	$\pm 25,4$ m	0,2 m
B ₄	8	$\pm 25,4$ m	0,2 m

Tabla B-71A. Mensaje de datos relativo a GBAS de tipo 2

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	—
Letra de designación de exactitud en tierra	2	—	—
Extra	1	—	—
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1
Declinación magnética local	11	$\pm 180^\circ$	0,25°
Extra	5	—	—
$\sigma_{VBI-GRD-GRD}$	8	0 a $25,5 \times 10^{-6}$ m/m	$0,1 \times 10^{-6}$ m/m
Índice de refractividad	8	16 a 781	3
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m
Incertidumbre de refractividad	8	0 a 255	1
Latitud	32	$\pm 90,0^\circ$	0,0005 arcseg
Longitud	32	$\pm 180,0^\circ$	0,0005 arcseg
Altura del punto de referencia GBAS	24	$\pm 83 886,07$ m	0,01 m
Bloque de datos adicional 1 (si se proporciona)			
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1
Distancia de uso máxima (D _{max})	8	2 a 510 km	2 km
K _{int,PRC,GRS}	8	0 a 12,75	0,05
K _{int,GRS}	8	0 a 12,75	0,05
K _{int,PRC,GBAS}	8	0 a 12,75	0,05
K _{int,GBAS}	8	0 a 12,75	0,05
Bloque de datos adicional 2 (si se proporciona)			
Longitud de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Número de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Parámetros de datos adicionales	Variable	—	—

Tabla B-71B. Mensaje nulo de tipo 3

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Relleno	Variable (nota)	N/A	N/A

Nota.— El número de bytes del campo de relleno es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje como se definió en la sección 3.6.3.4.

Tabla B-72. Mensaje de datos FAS de tipo 4

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para N conjuntos de datos			
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte
Bloque de datos FAS	304	—	—
Límite de alerta vertical/estado de aproximación FAS	8		
(1) cuando el designador de actuación de aproximación asociado indica APV-I (APD codificado como 0)		0 a 50,8 m	0,2 m
(2) cuando el designador de actuación de aproximación asociado no indica APV-I (APD no codificado como 0)		0 a 25,4 m	0,1 m
Límite de alerta lateral/estado de aproximación FAS	8	0 a 50,8 m	0,2 m

Tabla B-73. Mensaje de disponibilidad de la fuente telemétrica prevista de tipo 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Extra	2	—	—
Número de fuentes afectadas (N)	8	0 a 31	1
Para N fuentes afectadas			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de la disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s
Número de aproximaciones con obstáculos (A)	8	0 a 255	1
Para aproximaciones con obstáculos A			
Selector de datos de trayectoria de referencia	8	0 a 48	—
Número de fuentes afectadas para esta aproximación (N _A)	8	1 a 31	1
Para N _A fuentes telemétricas afectadas en esta aproximación			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s

3.6.7 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.6.7.1 ACTUACION

3.6.7.1.1 EXACTITUD

3.6.7.1.1.1 La media cuadrática (RMS) (1 sigma) de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de pseudodistancia corregida para satélites GPS y GLONASS será:

$$RMS_{pr_gnd} \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0})^2}{M} + (a_2)^2}$$

siendo:

- M = el número de receptores de referencia GNSS, según lo indicado en el parámetro de mensaje de tipo 2 (3.6.4.3), o, cuando este parámetro esté codificado para indicar "no aplicable", el valor de M se define como 1;
- n = enésima fuente telemétrica;
- θ_n = ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y
- a_0 , a_1 , a_2 y θ_0 = parámetros definidos en las Tablas B-74 y B-75 para cada uno de los designadores definidos de exactitud en tierra (GAD).

Nota 1.— El requisito de exactitud del subsistema de tierra GBAS está determinado por la letra de designador GAD y por el número de receptores de referencia instalados.

Nota 2.— En la contribución del subsistema de tierra al error de pseudodistancia corregida especificado en las Tablas B-74 y B-75 y en la contribución a los satélites SBAS no se incluyen el ruido de aeronave ni los multirrayectos de aeronave.

Tabla B-74. Parámetros GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GPS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5 a 35	0,24	0	—	0,04

Tabla B-75. GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GLONASS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	1,58	5,18	14,3	0,078
B	≥ 5	0,3	2,12	15,5	0,078
C	> 35	0,3	1,68	15,5	0,042
	5 a 35	0,48	0	—	0,042

3.6.7.1.1.2 La RMS de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de pseudodistancia corregida para satélites SBAS será:

$$\text{RMS}_{\text{pr_gnt}} \leq \frac{1.8}{\sqrt{M}} \text{ (metros)}$$

con M definido en 3.6.7.1.1.1.

Nota.— Están en preparación las clasificaciones GAD para fuentes telemétricas SBAS.

3.6.7.1.2 INTEGRIDAD

3.6.7.1.2.1 Riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS

3.6.7.1.2.1.1 *Aproximación de precisión de Categoría I y APV.* Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan la aproximación de precisión de Categoría I o APV, el riesgo de integridad será inferior a $1,5 \times 10^{-7}$ por aproximación.

Nota 1.— El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad de nivel de protección (3.6.7.1.2.2.1) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la supervisión de las señales de satélite requerido en 3.6.7.2.6 y el riesgo de integridad asociado a la supervisión según 3.6.7.3.

Nota 2.— Se define el riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesada por un receptor libre de fallas usando cualquier dato GBAS que la aeronave podría utilizar, lleva a un error de la posición relativa vertical o lateral fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máxima. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de aproximación de precisión de Categoría I o APV y el límite de la posición del error de efemérides, si se radiodifunde un bloque de datos adicional I.

3.6.7.1.2.1.1.1 El tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 3 segundos cuando se radiodifundan mensajes de tipo I.

Nota.— El tiempo hasta alerta es el tiempo entre el principio del error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que incluye los datos de integridad que reflejan la condición.

3.6.7.1.2.1.1.2 El tiempo máximo hasta alerta del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifundan mensajes de tipo 101.

3.6.7.1.2.1.1.3 Para aproximación de precisión de Categoría I, el valor FASLAL para cada bloque FAS, según lo definido en el campo de límite de alerta lateral FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 40 metros, y el valor FASVAL para cada bloque FAS, según lo definido en el campo de límite de alerta vertical FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 10 metros.

3.6.7.1.2.1.1.4 Para APV, el valor FASLAL y FASVAL no será superior a los límites de alerta lateral y vertical indicados en el Anexo 10, Volumen I, 3.7.2.4.

3.6.7.1.2.1.2 *Servicio de determinación de la posición GBAS.* Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad será inferior a $9,9 \times 10^{-8}$ por hora.

Nota 1.— El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad del nivel de protección (3.6.7.1.2.2.2) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la supervisión de las señales de satélite requerido en 3.6.7.2.6 y el riesgo de integridad asociado a la supervisión según 3.6.7.3.

El riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que al ser procesada por un receptor libre de fallas, usando cualquier dato GBAS que podría utilizar la aeronave, lleva a un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por

un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo. Un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede tanto del nivel de protección horizontal como del límite de la posición del error de efemérides horizontal.

- 2.6.7.1.2.1.2.1 El tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra será inferior o igual a 3 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 1 e inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 101.

El tiempo hasta alerta es el tiempo entre el inicio del error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que contiene los datos de integridad que reflejan la condición.

3.6.7.1.2.2 Riesgo de integridad del nivel de protección

- 3.6.7.1.2.2.1 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan la aproximación de precisión de Categoría I o APV, el riesgo de integridad del nivel de protección será inferior a 5×10^{-8} por aproximación.

El riesgo de integridad del nivel de protección de la aproximación de precisión de Categoría I y APV es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la posición relativa al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección asociados en virtud de las dos siguientes condiciones:

- a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.1.1; y
- b) condiciones de medición con fallas definidas en 3.6.5.5.1.2.

- 3.6.7.1.2.2.2 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición será inferior a 10^{-9} por hora.

El riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición GBAS es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la posición relativa horizontal al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección del servicio de determinación de la posición GBAS en virtud de las dos siguientes condiciones:

- a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.2.1; y
- b) condiciones de medición con fallas definidas en 3.6.5.5.2.2.

3.6.7.1.3 Continuidad de servicio

- 3.6.7.1.3.1 Continuidad de servicio para aproximación de precisión de Categoría I y APV. La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS será superior o igual a $1 - 3,3 \times 10^{-6}$ durante 15 segundos.

La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS es la probabilidad promedio, por período de 15 segundos, de que la radiodifusión de datos VHF transmita datos dentro de la tolerancia, la intensidad de campo de la radiodifusión de datos VHF esté dentro de la gama especificada y los niveles de protección sean inferiores a los límites de alerta,

comprendidos con cambios de la configuración que ocurra debido al segmento espacial. Este requisito de continuidad de servicio es la atribución total de la continuidad de la actuación de la señal en el espacio especificada en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1 y, por consiguiente, todos los riesgos para la continuidad comprendidos en esta especificación deben ser tenidos en cuenta por el proveedor del subsistema de tierra.

3.6.7.1.3.2 Continuidad del servicio de determinación de la posición
(Ver CCA-10 I D) CAPITULO 10, 10.2.14 Integridad).

3.6.7.2 REQUISITOS FUNCIONALES

3.6.7.2.1 Generalidades

3.6.7.2.1.1 Regímenes de radiodifusión de datos

3.6.7.2.1.1.1 Los subsistemas de tierra GBAS que presten apoyo a la aproximación de precisión de Categoría I o a APV-II radiodifundirán mensajes de tipo 1. Los subsistemas de tierra GBAS que no presten apoyo a la aproximación de precisión de Categoría I ni a APV-II radiodifundirán mensajes de tipo 1 o de tipo 101. Los subsistemas de tierra GBAS no radiodifundirán mensajes de tipo 1 ni de tipo 101.

3.6.7.2.1.1.2 Cada subsistema de tierra GBAS radiodifundirá mensajes de tipo 2.

3.6.7.2.1.1.3 Cada subsistema de tierra GBAS radiodifundirá bloques FAS en los mensajes de tipo 4 para todas las aproximaciones de precisión de Categoría I a las que preste apoyo ese subsistema de tierra GBAS. Si un subsistema de tierra GBAS presta apoyo a APV y no radiodifunde bloques FAS para las aproximaciones correspondientes, radiodifundirá el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.1.1.4 Cuando se utiliza el mensaje de tipo 5, el subsistema de tierra radiodifundirá el mensaje de tipo 5 a un régimen que se conforme a la Tabla B-76.

3.6.7.2.1.1.5 Regímenes de radiodifusión de datos. Para todos los tipos de mensaje que se requiera radiodifundir, se proporcionarán en cada punto dentro de la cobertura mensajes que satisfagan los requisitos de intensidad de campo del Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4.1.2 y 3.7.3.5.4.4.2 y los regímenes mínimos indicados en la Tabla B-76. Los regímenes totales de radiodifusión de un mensaje desde todos los sistemas de antena del subsistema de tierra combinados no excederán de los regímenes máximos indicados en la Tabla B-76.

Tabla B-76. Regímenes de radiodifusión de datos VHF del GBAS

Tipo de mensaje	Régimen mínimo de radiodifusión	Régimen máximo de radiodifusión
1 ó 101	Para cada tipo de medición: todos los bloques de medición una vez por trama (nota)	Para cada tipo de medición: todos los bloques de medición una vez por intervalo
2	Una vez por cada 20 tramas consecutivas	Una vez por trama
4	Todos los bloques FAS una vez por cada 20 tramas consecutivas	Todos los bloques FAS una vez por trama
5	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 20 tramas consecutivas	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 5 tramas consecutivas

Nota.— Un mensaje de tipo 1 o de tipo 101 o dos mensajes de tipo 1 o de tipo 101 que están enlazados mediante la bandera adicional de mensaje descrita en 3.6.4.2.

3.6.7.2.1.2 Identificador de bloque de mensaje. El MBI se pondrá ya sea a normal o a prueba, de conformidad con la codificación indicada en 3.6.3.4.1.

3.6.7.2.1.3 Autenticación de la VDB

Esta sección se reserva para fines de compatibilidad ascendente con futuras funciones de autenticación.

3.6.7.2.2 Correcciones de seudodistancia

3.6.7.2.2.1 Latencia del mensaje. El tiempo entre la hora indicada por la cuenta Z modificada y el último bit de la radiodifusión del mensaje de tipo 1 o de tipo 101 no excederá de 0,5 segundos.

3.6.7.2.2.2 **Datos de baja frecuencia.** Salvo durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica en el mensaje se pondrá en secuencia de forma que el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites sea transmitida por lo menos una vez cada 10 segundos. Durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica se pondrá en secuencia de forma que el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites se transmita por lo menos una vez cada 27 segundos. Cuando se reciben nuevos datos de efemérides de una fuente telemétrica de constelación principal de satélites, el subsistema de tierra utilizará los datos de la efemérides previa desde cada satélite hasta que se haya recibido de forma continua, por lo menos en los últimos 2 minutos, pero realizará una transición a los nuevos datos de efemérides antes de que hayan transcurrido 3 minutos. Cuando se efectúe la transición al uso de los nuevos datos de efemérides para determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra radiodifundirá la nueva CRC de efemérides para todos los casos en los que la fuente telemétrica proporcione información de baja frecuencia en mensajes de tipo 1 o de tipo 101 en las 3 siguientes tramas consecutivas. Para una determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra continuará transmitiendo los datos correspondientes a los datos de efemérides previos hasta que se transmita la nueva efeméride CRC en los datos de baja frecuencia del mensaje de tipo 1 o de tipo 101 (véase la nota). Si la CRC de efemérides se modifica y el IOS no se modifica, el subsistema de tierra considerará como inválida la fuente telemétrica.

El retardo antes de la transmisión de efemérides da suficiente tiempo al subsistema de aeronave para recopilar los nuevos datos de efemérides.

- 3.6.7.2.2.1 El parámetro de descorrelación de efemérides y la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites deberán radiodifundirse con la mayor frecuencia posible.
- 3.6.7.2.2.3 **Corrección de seudodistancia de radiodifusión.** Cada corrección de seudodistancia de radiodifusión estará determinada combinando la estimación de corrección de seudodistancia para la fuente telemétrica pertinente calculada a partir de cada uno de los receptores de referencia. Para cada satélite las mediciones utilizadas en esta combinación se obtendrán a partir de los mismos datos de efemérides. Las correcciones se basarán en las mediciones de seudodistancia de código para cada satélite utilizando la medición de portadora de un filtro de ajuste de conformidad con 3.6.5.1.
- 3.6.7.2.2.4 **Parámetros de integridad de la señal en el espacio radiodifundida.** El subsistema de tierra proporcionará los parámetros σ_{pr-gnd} y B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 1 de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2. El subsistema de tierra proporcionará σ_{pr-gnd} y, de ser necesario, los parámetros B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 101 de tal modo que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.
- La radiodifusión de los parámetros B es facultativa para los mensajes de tipo 101. En el Adjunto D, 7.5.11 se presentan textos de orientación relativos a los parámetros B en los mensajes de tipo 101.
- 3.6.7.2.2.5 Deberán supervisarse las mediciones del receptor de referencia. No deberían utilizar semediciones erróneas o receptores de referencia con falla para calcular las correcciones de seudodistancia.
- 3.6.7.2.2.6 Transmisión repetida de mensajes de tipo 1 o de tipo 101. Para un determinado tipo de medición y dentro de una trama dada, todas las radiodifusiones de mensajes de tipo 1 o de tipo 101 o de pares enlazados provenientes de todas las estaciones de radiodifusión GBAS que comparten una identificación de GBAS común, tendrán un contenido de datos idéntico.
- 3.6.7.2.2.7 Expedición de datos. El subsistema de tierra GBAS ajustará el campo IOD de cada bloque de medición de fuente telemétrica al valor IOD recibido de la fuente telemétrica que corresponde a los datos de efemérides utilizados para calcular la corrección de seudodistancia.
- 3.6.7.2.2.8 Aplicación de modelos de error de la señal. No se aplicarán correcciones ionosféricas y troposféricas a las seudodistancias utilizadas para calcular las correcciones de seudodistancia.
- 3.6.7.2.2.9 Par enlazado de mensajes de tipo 1 o de tipo 101. Si se transmite un par enlazado de mensajes de tipo 1 o de tipo 101, entonces,
- a) los dos mensajes tendrán la misma cuenta Z modificada;
 - b) el número mínimo de correcciones de seudodistancia en cada mensaje será uno;

- c) el bloque de medición para un satélite determinado no se radiodifundirá más de una vez en un par enlazado de mensajes;
- d) los dos mensajes se radiodifundirán en intervalos de tiempo distintos; y
- e) el orden de los valores B en los dos mensajes será el mismo.

3.6.7.2.2.10 **Actualización de cuenta Z modificada.** La cuenta Z modificada para mensajes de tipo 1 o de tipo 101 de un tipo determinado de medición adelantará cada trama.

3.6.7.2.2.11 **Parámetros de descorrelación de efemérides**

3.6.7.2.2.11.1 Aproximación de precisión de Categoría I y APV. Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.1.

3.6.7.2.2.11.2 Servicio de determinación de la posición GBAS. Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.2.

3.6.7.2.3 **DATOS RELACIONADOS CON EL GBAS**

3.6.7.2.3.1 Parámetros de retardo troposférico. El subsistema de tierra radiodifundirá un índice de refractividad, altura de escala e incertidumbre de refractividad en el mensaje de tipo 2, de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad de nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.2 Indicación GCID. Si el subsistema de tierra satisface los requisitos indicados en 3.6.7.1.2.1.1, 3.6.7.1.2.2.1 y se pondrá el GCID a 1, de lo contrario se pondrá a 7.

3.6.7.2.3.3 Exactitud de la posición del centro de fase de la antena de referencia GBAS. El error de posición del centro de fase de la antena de referencia será inferior a 8 cm relativo al punto de referencia GBAS, para cada receptor de referencia GBAS.

3.6.7.2.3.4 Exactitud del levantamiento del punto de referencia GBAS. El error de levantamiento del punto de referencia GBAS, relativo a WGS-84, deberá ser inferior a 0,25 m vertical y 1 m horizontal.

El texto de orientación pertinente figura en el Adjunto D, 7.16.

3.6.7.2.3.5 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica. El subsistema de tierra radiodifundirá un parámetro de gradiente de retardo ionosférico en el mensaje de tipo 2 tal que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.6 Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de límite de

la posición del error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.7 Todos los subsistemas de tierra deberán radiodifundir los parámetros de límite de la posición de error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.8 Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, se aplicarán los requisitos siguientes:

3.6.7.2.3.8.1 Distancia de uso máxima. El subsistema de tierra proporcionará la distancia ($D_{m\acute{a}x}$) desde el punto de referencia GBAS que define un volumen dentro del cual se satisface el riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1 y el riesgo de integridad del nivel de protección que se prescribe en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.8.2 Parámetros de detección frustrada de efemérides. El subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de detección frustrada de efemérides para cada constelación principal de satélites de modo que se satisfaga el riesgo de integridad del subsistema de tierra que se prescribe en 3.6.7.1.2.1.

3.6.7.2.3.8.3 Indicación del servicio de determinación de la posición GBAS. Si el sistema de tierra no satisface los requisitos de 3.6.7.1.2.1.2 y 3.6.7.1.2.2.2, el subsistema de tierra indicará, usando el parámetro RSDS, que no se ofrece el servicio de determinación de la posición GBAS.

3.6.7.2.3.9 Si la radiodifusión de datos VHF se transmite en más de una frecuencia dentro del área de servicio GRAS, cada estación de radiodifusión GBAS dentro del subsistema de tierra GRAS radiodifundirá los bloques de datos adicionales 1, 2.

3.6.7.2.3.9.1 La radiodifusión de datos VHF deberá incluir los parámetros del bloque de datos adicional 2 para identificar los números de canal y los emplazamientos de las estaciones de radiodifusión GBAS adyacentes y cercanas dentro del subsistema de tierra GRAS.

Esto facilita la transición desde una estación de radiodifusión GBAS a otras estaciones de radiodifusión GBAS en el subsistema de tierra GRAS.

3.6.7.2.4 DATOS DEL TRAMO DE APROXIMACIÓN FINAL

3.6.7.2.4.1 Exactitud de los puntos de datos FAS. El error del levantamiento relativo entre los puntos de datos FAS y el punto de referencia GBAS será inferior a 0,25 metros, en sentido vertical y a 0,40 metros en sentido horizontal.

3.6.7.2.4.2 Deberá asignarse la CRC de tramo de aproximación final en el momento de diseño del procedimiento y deberá mantenerse como parte integral del bloque de datos FAS desde tal momento en adelante.

3.6.7.2.4.3 El GBAS deberá permitir la función de reglar el FASVAL y FASLAL para cualquier bloque de datos FAS a "1111 1111" para limitar la aproximación al sentido lateral solamente o para indicar que la aproximación no debe utilizarse, respectivamente.

3.6.7.2.5 Datos previstos de disponibilidad de la fuente telemétrica.

Los datos de disponibilidad de fuente telemétrica son facultativos para la Categoría I y APV y pueden ser requeridos para posibles operaciones del futuro.

3.6.7.2.6 Supervisión de la integridad para fuentes telemétricas GNSS. El subsistema de tierra supervisará las señales de satélite para detectar condiciones que lleven a funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial para receptores de a bordo que cumplan con las limitaciones de seguimiento indicadas en el Adjunto D, 8.11. El subsistema de tierra utilizará la cresta más fuerte de correlación en todos los receptores utilizados para generar las correcciones de seudodistancia. En el tiempo hasta alerta del dispositivo monitor se satisfará lo indicado en 3.6.7.1.2. La medida del dispositivo monitor será la de poner `·pr_gnd` a la configuración de bits "1111 1111" para el satélite o la de excluir al satélite del mensaje de tipo 1 o de tipo 101. El subsistema de tierra detectará también las condiciones que llevan a que más de un cero cruce por los receptores de a bordo que utilizan funciones de discriminador pronto-tarde, según lo descrito en el Adjunto D, 8.11.

3.6.7.3 SUPERVISIÓN

3.6.7.3.1 Supervisión de RF

3.6.7.3.1.1 Supervisión de radiodifusión de datos VHF. Se supervisarán las transmisiones de radiodifusión de datos. Cesará la transmisión de los datos en un plazo de 0,5 segundos en casos de discrepancia continua durante cualquier período de 3 segundos entre los datos de aplicación transmitidos y los datos de aplicación obtenidos o almacenados por el sistema de supervisión antes de la transmisión.

3.6.7.3.1.2 Supervisión de intervalos TDMA. El riesgo de que el subsistema de tierra transmita una señal en un intervalo no asignado y falle en detectar una transmisión fuera de intervalo, que exceda de la permitida en 3.6.2.6 en un plazo de 1 segundo, será inferior a 1×10^{-7} . Si se detectan transmisiones fuera de intervalo, el subsistema de tierra dará por terminadas todas las transmisiones de radiodifusión de datos en un plazo de 0,5 segundos.

3.6.7.3.1.3 Dispositivo monitor de potencia de transmisor VDB. La probabilidad de que la potencia transmitida de la señal horizontalmente o elípticamente polarizada aumente en más de 3 dB respecto a la potencia nominal por más de 1 segundo será inferior a $2,0 \times 10^{-7}$ en cualquier período de 30 segundos.

El componente vertical se supervisa solamente para equipo GBAS/E.

3.6.7.3.2 Supervisión de datos

3.6.7.3.2.1 Dispositivo monitor de calidad de radiodifusión. En la supervisión del subsistema de tierra se satisfarán los requisitos de tiempo hasta alerta indicados en 3.6.7.1.2.1. La medida de supervisión será una de las siguientes:

- radiodifundir mensajes de tipo 1 o de tipo 101 sin ningún bloque de medición; o
- radiodifundir mensajes de tipo 1 o de tipo 101 con el campo `·pr_gnd,i` puesto para indicar que la fuente telemétrica es inválida respecto a cada fuente telemétrica incluida en la trama anteriormente transmitida; o
- dar por terminada la radiodifusión de datos.

Las medidas de supervisión a) y b) son preferibles a la c) si el modo particular de falla permite tal respuesta, puesto que las medidas a) y b) tienen ordinariamente un tiempo hasta alerta reducido de la señal en el espacio.

3.6.7.4 REQUISITOS FUNCIONALES PARA LOS PROTOCOLOS DE AUTENTICACIÓN

3.6.7.4.1 *Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que admiten autenticación*

3.6.7.4.1.1 El sistema terrestre radiodifundirá el bloque de datos adicional 4 con el mensaje de tipo 2 con un campo de definición del grupo de intervalos codificado para indicar qué intervalos se asignan a la estación terrestre.

3.6.7.4.1.2 El subsistema de tierra radiodifundirá todos los mensajes de tipo 2 en el intervalo que corresponde a la codificación SSID para el subsistema de tierra. El intervalo A se representa por medio de SSID=0, el B mediante el 1, el C con el 2 y el H con el 7.

3.6.7.4.1.3 *Nivel de ocupación del intervalo asignado.* El subsistema de tierra transmitirá mensajes de forma que el 87% o más de cada intervalo asignado se encuentre ocupado. De ser necesario, se utilizarán mensajes de tipo 3 para llenar el espacio no utilizado de cualquier intervalo de tiempo asignado.

3.6.7.4.1.4 *Codificación del identificador de trayectoria de referencia.* Cada identificador de la trayectoria de referencia que se incluya en cada bloque de datos del segmento de aproximación final radiodifundido por la estación terrestre por medio de mensajes de tipo 4 tendrá la primera letra que se seleccione para indicar el SSID de la estación terrestre de acuerdo con la codificación que sigue:

Codificación:	A	=	SSID de 0
	X	=	SSID de 1
	Z	=	SSID de 2
	J	=	SSID de 3
	C	=	SSID de 4
	V	=	SSID de 5
	P	=	SSID de 6
	T	=	SSID de 7

3.6.7.4.2 *Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que no admiten autenticación*

3.6.7.4.2.1 *Codificación del indicador de la trayectoria de referencia.* Los caracteres de este conjunto, {A X Z J C V P T}, no se utilizarán como el primer carácter del identificador de la trayectoria de referencia en ninguna radiodifusión del bloque FAS que realice la estación terrestre por medio de mensajes de tipo 4.

Intencionalmente en blanco

3.6.8 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.6.8.1 *Receptor GNSS.* El receptor GNSS con capacidad de GBAS procesará las señales del GBAS de conformidad con los requisitos especificados en esta sección así como con los requisitos indicados en 3.1.3.1, en 3.2.3.1 o en 3.5.8.1.

3.6.8.2 REQUISITOS DE ACTUACIÓN

3.6.8.2.1 *Exactitud del receptor de aeronave GBAS*

3.6.8.2.1.1 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error en función del ángulo de elevación del satélite será:

$$\text{RMS}_{\text{p-az}}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \times e^{-\theta_n/a_2}$$

siendo:

- n = enésima fuente telemétrica;
- θ_n = ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y
- a_0 , a_1 y a_2 = parámetros definidos en la Tabla B-77 para el GPS y en la Tabla B-78 para el GLONASS.

Intencionalmente en blanco

3.6.8.2.1.2 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error para satélites SBAS se definirá en 3.5.8.2.1 respecto a cada uno de los designadores definidos de exactitud de aeronave.

Nota.— En la contribución del receptor de aeronave no se incluye el error de medición inducido por multirrayectos de la célula de la aeronave.

3.6.8.2.2 Actuación del receptor de radiodifusión de datos VHF

3.6.8.2.2.1 *Gama de sintonización para radiodifusión de datos VHF.* El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de sintonizar a frecuencias en la gama de 108,000 – 117,975 MHz en incrementos de 25 kHz.

3.6.8.2.2.2 *Gama de adquisición para radiodifusión de datos VHF.* El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de adquirir y mantenerse enganchado a señales dentro de ± 418 Hz de la frecuencia nominal asignada.

Nota.— En el requisito precedente se tiene en cuenta la estabilidad de frecuencia del subsistema de tierra GBAS y el desplazamiento doppler para el caso más perjudicial debido al movimiento de la aeronave. En la gama dinámica del control automático de frecuencia debería también tenerse en cuenta el balance de error de estabilidad de frecuencia del receptor de radiodifusión de datos VHF de la aeronave.

3.6.8.2.2.3 *Sensibilidad, gama dinámica, régimen de fallos de mensaje en la radiodifusión de datos VHF.* El receptor de radiodifusión de datos VHF tendrá un régimen de fallos de mensaje inferior o igual a un mensaje fallado por cada 1 000 mensajes de datos de aplicación de longitud completa (222 bytes), al funcionar en una gama desde -87 dBm hasta -1 dBm, a condición de que la variación en la potencia promedio de la señal recibida entre ráfagas sucesivas en un intervalo de tiempo determinado no exceda de 40 dB. Entre los mensajes fallados se incluirán los perdidos mediante el sistema del receptor de radiodifusión de datos VHF o que no satisfacen la CRC después de la aplicación FEC.

Nota.— La antena receptora de aeronave de la radiodifusión de datos VHF puede estar polarizada horizontalmente o verticalmente. Debido a la diferencia en cuanto a la intensidad de la señal de los componentes horizontal o verticalmente polarizados de la señal de radiodifusión, la pérdida total para aplicación en la aeronave está limitada a 15 dB en las antenas receptoras de polarización horizontal y a 11 dB en las antenas receptoras de polarización vertical.

Tabla B-77. Requisito de exactitud del GPS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	θ_1 (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_2 (grados)
A	≥ 5	0,15	0,43	6,9
B	≥ 5	0,11	0,13	4

Tabla B-78. Requisito de exactitud del GLONASS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	θ_1 (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_2 (grados)
A	≥ 5	0,39	0,9	5,7
B	≥ 5	0,105	0,25	5,5

3.6.8.2.2.4 Decodificación de intervalo de tiempo para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión VHF satisfará los requisitos indicados en 3.6.8.2.2.3 para todos los mensajes de tipos 1, 2 y 4 procedentes del subsistema de tierra

GBAS seleccionado. Estos requisitos se satisfarán en presencia de cualquier otra transmisión GBAS permitida en cualquiera y en todos los intervalos de tiempo, respecto a los niveles indicados en 3.6.8.2.2.5.1 b).

Entre las otras transmisiones GBAS permitidas se incluyen: a) mensajes que no sean de tipo 1, 2 y 4 con la misma SSID, y b) mensajes con SSID distinta.

3.6.8.2.2.4.1 **Decodificación de los mensajes de tipo 101.** Los receptores de radiodifusión de datos VHF con capacidad de recibir mensajes de tipo 101, satisfarán los requisitos de 3.6.8.2.2.3 para todos los mensajes de tipo 101 procedentes del subsistema de tierra GBAS seleccionado. Estos requisitos se satisfarán en presencia de otras transmisiones GBAS en todos y cada uno de los intervalos de tiempo, respetándose los niveles indicados en 3.6.8.2.2.5.1 b).

3.6.8.2.2.5 **Rechazo de cocanal**

3.6.8.2.2.5.1 Radiodifusión de datos VHF como fuente de señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal de radiodifusión de datos VHF cocanal no deseada que sea:

- a) la asignada a los mismos intervalos de tiempo y 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada o inferior;
- b) la asignada a intervalos de tiempo distintos y cuya potencia sea hasta de 15 dBm a la entrada del receptor.

3.6.8.2.2.5.2 VOR como señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal VOR cocanal no deseada que esté 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada.

3.6.8.2.2.6 **Rechazo de canal adyacente**

3.6.8.2.2.6.1 Primer canal adyacente de 25 kHz (± 25 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada transmitida que esté con un desplazamiento de 25 kHz a ambos lados del canal deseado que sea:

- a) de 18 dB por encima de la potencia de la señal deseada, cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o
- b) de potencia igual, cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.6.2 Segundo canal adyacente de 25 kHz (± 50 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales no deseadas transmitidas con un desplazamiento de 50 kHz o más a ambos lados del canal deseado que sean:

- a) 43 dB por encima de la potencia de la señal deseada cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o

- b) 34 dB por encima de la potencia de la señal deseada cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.6.3 Tercer y más allá canales adyacentes de 25 kHz (± 75 kHz o más). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales no deseadas transmitidas con un desplazamiento de 75 kHz o más a ambos lados del canal deseado que sean:

- a) 46 dB por encima de la potencia de señal deseada cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos asignada a los mismos intervalos de tiempo; o
- b) 46 dB por encima de la potencia de señal deseada cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.7 *Rechazo de señales fuera de canal de fuentes dentro de la banda de 108,000 – 117,975 MHz.* Cuando presente ninguna señal de radiodifusión de datos VHF en el canal, el receptor de radiodifusión de datos VHF no tendrá datos de una señal de radiodifusión de datos VHF no deseada, por cualquiera de los otros canales asignables.

3.6.8.2.2.8 *Rechazo de señales procedentes de fuentes fuera de banda 108,000 – 117,975 MHz.*

3.6.8.2.2.8.1 *Inmunidad a interferencia de radiodifusión de datos VHF.* El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una o más señales que tengan la frecuencia y los niveles de interferencia especificados en la Tabla B-79.

3.6.8.2.2.8.2 *Desensibilización.* El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales de radiodifusión FM VHF con los niveles de señal indicados en las Tablas B-80 y B-81.

3.6.8.2.2.8.3 *Inmunidad frente a intermodulación FM de radiodifusión de datos VHF.* El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de interferencia de productos de intermodulación de tercer orden de dos señales de radiodifusión FM VHF cuyos niveles se ajustan con lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF en la gama 107,7 – 108,0 MHz y

$$2N_1 + N_2 + 3 \left(24 - 20 \log \frac{\Delta f}{0,4} \right) \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF por debajo de 107,7 MHz

cuando las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF producen dentro del receptor un producto de intermodulación de tercer orden de dos señales a la frecuencia VDB deseada.

N_1 y N_2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF a la entrada del receptor de radiodifusión de datos VHF. Ninguno de los niveles excederá de los criterios de desensibilización establecidos en 3.6.8.2.2.8.2.

$\Delta f = 108,1 - f_1$, siendo f_1 la frecuencia de N_2 , la señal de radiodifusión sonora FM VHF más cercana a 108,1 MHz.

Nota.— El requisito de inmunidad de intermodulación FM no se aplica a un canal de radiodifusión de datos en VHF que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, las frecuencias bajo 108,1 MHz no están destinadas para asignaciones generadas en el Adjunto D, 7.2.1.2, se proporciona información adicional.

3.6.8.3 REQUISITOS FUNCIONALES DE AERONAVE

3.6.8.3.1 Condiciones para utilización de datos

3.6.8.3.1.1 El receptor utilizará los datos de un mensaje GBAS solamente si se ha verificado la CRC para tal mensaje.

3.6.8.3.1.2 El receptor utilizará solamente los datos del mensaje si el identificador de bloque de mensaje se configura en la configuración de bits "1010 1010".

Tabla B-79. Niveles máximos de señales no deseadas

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dBm)
50 kHz hasta 88 MHz	-13
88 MHz – 107,900 MHz	(véase 3.6.8.2.2.8.2)
108,000 MHz – 117,975 MHz	excluido
118,000 MHz	-44
118,025 MHz	-41
118,050 MHz hasta 1.660,5 MHz	-13

Notas.—

1. La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.

2. Estos requisitos de inmunidad a interferencia pudieran no ser adecuados para asegurar la compatibilidad entre receptores de radiodifusión de datos VHF y sistemas de comunicación VHF, particularmente para aeronaves que utilizan el componente verticalmente polarizado de la radiodifusión de datos VHF. Sin coordinación entre las asignaciones de frecuencias COM y NAV o respecto de una banda de guarda en el extremo superior de la banda 112 – 117,975 MHz, los niveles máximos citados en los canales inferiores VHF COM (118,000; 118,00833; 118,01666; 118,025; 118,03333; 118,04166; 118,05) pueden excederse a la entrada de los receptores VDB. En ese caso, habrá de ponerse en práctica algunos medios para atenuar las señales COM a la entrada de los receptores VDB (p. ej., separación de antenas). Habrá de asegurarse la compatibilidad final cuando se instale el equipo en la aeronave.

Tabla B-80. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 108,025 a 111,975 MHz

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dBm)
88 MHz < f < 102 MHz	15
104 MHz	10
106 MHz	5
107,9 MHz	-10

Notas.—

1. La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.

2. Este requisito de desensibilización no se aplica a portadoras FM por encima de 107,7 MHz ni a canales VDB a 108,025 ó 108,050 MHz. Véase el Anexo D, 7.2.1.2.2.

Tabla B-81. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 112,000 a 117,975 MHz

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dBm)
88 MHz ≤ f ≤ 104 MHz	15
106 MHz	10
107 MHz	5
107,9 MHz	0

Nota.— La relación entre puntos únicos adyacentes designados mediante las frecuencias mencionadas es lineal.

Tabla B-82. Procesamiento de tipos de mensaje en equipo de a bordo

Performance diseñada del equipo de a bordo	Tipos mínimos de mensajes procesados
APV-I	MT 1 ó 101, MT 2 (que incluyen bloques de datos adicionales ADB 1 y 2 si se proporcionan)
APV-II	MT 1, MT 2 (que incluyen ADB 1 y 2 si se proporcionan), MT 4
Categoría I	MT 1, MT 2 (que incluye ADB 1 si se proporciona), MT 4

3.6.8.3.1.2.1 *Capacidad de procesamiento de mensajes GBAS.* El receptor GBAS deberá, como mínimo, procesar tipos de mensajes GBAS de acuerdo con la Tabla B-82.

3.6.8.3.1.2.2 *Procesamiento de a bordo para fines de compatibilidad ascendente*

Nota.— Se han tomado medidas para permitir la ampliación futura de las normas GBAS para admitir capacidades nuevas. Pueden definirse nuevos tipos de mensajes, nuevos bloques de datos adicionales para mensajes de tipo 2 y nuevos bloques de datos que definan trayectorias de referencia para su inclusión en el tipo de mensaje 4. Para facilitar estas futuras ampliaciones, todo el equipo debería diseñarse en forma apropiada para que ignore todos los datos que no se reconocen.

3.6.8.3.1.2.2.1 *Procesamiento de tipos de mensajes desconocidos.* La existencia de mensajes desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

2.6.8.3.1.2.2.2 *Procesamiento de bloques de datos ampliados de tipo 2 desconocidos.* La existencia de bloques de datos adicionales de mensajes de tipo 2 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

2.6.8.3.1.2.2.3 *Procesamiento de bloques de datos de tipo 4 desconocidos.* La existencia de bloques de datos de mensajes de tipo 4 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

Nota.— Si bien los SARPS actuales incluyen sólo una definición de bloque de datos para su inclusión en un mensaje de tipo 4, las futuras normas GBAS pueden incluir otras definiciones de la trayectoria de referencia.

3.6.8.3.1.3 El receptor utilizará solamente bloques de medición de fuente telemétrica con cuentas Z modificadas coincidentes.

3.6.8.3.1.4 Si el subsistema de tierra radiodifunde la D_{200} , el receptor sólo aplicará correcciones de pseudodistancia cuando la distancia al punto de referencia GBAS sea menor que la D_{200} .

3.6.8.3.1.5 El receptor solamente aplicará correcciones de pseudodistancia del conjunto más recientemente recibido de correcciones para un determinado tipo de medición. Si el número de campos de medición en el mensaje de tipo 1 o de tipo 101 más recientemente recibido indica que no hay bloques de medición, entonces el receptor no aplicará correcciones GBAS para tal tipo de medición.

3.6.8.3.1.6 El receptor excluirá de la solución de navegación diferencial todas las fuentes telemétricas respecto a las cuales $\sigma_{p, \text{ref}}$ se ponga a la configuración de bits "1111 1111".

3.6.8.3.1.7 El receptor utilizará únicamente una fuente telemétrica en la solución de navegación diferencial si la hora de aplicación indicada por la cuenta Z modificada en el mensaje de tipo 1 o de tipo 101 que contiene el parámetro de descorcación de efemérides para esa fuente telemétrica transcurrió hace menos de 120 segundos.

Intencionalmente en blanco

- 3.6.8.3.1.8 Condiciones del uso de datos para apoyar las aproximaciones de precisión de Categoría I y APV.
- 3.6.8.3.1.8.1 Durante las etapas finales de una aproximación de Categoría I o APV, el receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 recibidos durante los últimos 3,5 segundos.
- 3.6.8.3.1.8.2 El receptor utilizará datos de mensaje procedentes de un subsistema de tierra GBAS para guía de aproximación de precisión de Categoría I o APV únicamente si el GCID indica 1, 2, 3 ó 4 antes de iniciar las etapas finales de una aproximación.
- 3.6.8.3.1.8.3 El receptor ignorará cualquier cambio que tenga lugar en el GCID durante las etapas finales de una aproximación.
- 3.6.8.3.1.8.4 El receptor no proporcionará guía vertical de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASVAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a "1111 1111".
- 3.6.8.3.1.8.5 El receptor no proporcionará guía de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASLAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a "1111 1111".
- 3.6.8.3.1.8.6 El receptor hará caso omiso de cambios en los valores de los datos FASLAL y FASVAL transmitidos en un mensaje de tipo 4 durante las etapas finales de una aproximación.
- 3.6.8.3.1.8.7 El receptor utilizará solamente datos FAS si la CRC FAS ha sido verificada para tales datos.
- 3.6.8.3.1.8.8 El receptor utilizará solamente mensajes para los cuales la ID GBAS (en el encabezador de bloque de mensaje) coincide con la ID GBAS en el encabezador de mensaje de tipo 4 que incluye los datos FAS seleccionados o el mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.
- 3.6.8.3.1.8.9 Uso de datos FAS**
- 3.6.8.3.1.8.9.1 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para aproximación de precisión.
- 3.6.8.3.1.8.9.2 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para las APV asociadas a un número de canal entre 20 001 y 39 999.
- 3.6.8.3.1.8.9.3 El receptor utilizará el FAS mantenido dentro de la base de datos de a bordo para las APV asociadas a un número de canal entre 40 000 y 99 999.
- 3.6.8.3.1.8.10 Cuando el subsistema de tierra GBAS no radiodifunda el mensaje de tipo 4 y el receptor disponga de los datos FAS seleccionados a partir de la base de datos de a bordo, el receptor solamente utilizará mensajes provenientes del subsistema de tierra GBAS previsto.

3.6.8.3.1.9 Condiciones del uso de datos para proporcionar el servicio de determinación de la posición GBAS

- 3.6.8.3.1.9.1 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 1 recibidos durante los últimos 7,5 segundos.
- 3.6.8.3.1.9.2 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 101 recibidos durante los últimos 5 segundos.
- 3.6.8.3.1.9.3 El receptor utilizará únicamente los datos de mensaje si se ha recibido un mensaje de tipo 2 que contiene un bloque de datos adicional 1, y el parámetro RSDS de este bloque indica que se proporciona el servicio de determinación de la posición GBAS.
- 3.6.8.3.1.9.4 El receptor utilizará solamente los mensajes para los cuales el ID GBAS (en el encabezador del bloque de mensaje) coincide con el ID GBAS del encabezador del mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.

3.6.8.3.2 Integridad

- 3.6.8.3.2.1 Limitación de los errores de aeronave. Para cada satélite utilizado en la solución de navegación, el receptor calculará un σ -receptor tal que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σ -receptor limita la contribución del receptor al error de pseudodistancia corregido de la forma siguiente:

$$\int_y^{\infty} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ y}$$
$$\int_{-\infty}^{-y} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

siendo:

$f(x)$ = función de densidad de probabilidad del error residual de pseudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

Intencionalmente en blanco

3.6.8.3.2.2 *Uso de parámetros de integridad GBAS.* El elemento de aeronave calculará y aplicará los niveles de protección vertical, lateral y horizontal descritos en 3.6.5.5 utilizando la radiodifusión GBAS σ_{p_grd} , σ_{h} , h_0 , $\sigma_{vel_horiz_gradiente}$ y los parámetros B así como el parámetro σ_{p_alt} . Si un parámetro B_{ij} se pone a la configuración de bits "1000 0000" indicando que no se dispone de la medición, el elemento de aeronave supondrá que B_{ij} tiene un valor de cero. Para la aproximación de precisión de Categoría I y APV, el elemento de aeronave verificará que los niveles de protección vertical y lateral calculados son menores que los correspondientes límites de alerta vertical y lateral definidos en 3.6.5.6.

3.6.8.3.3 *Uso de los datos de efemérides del satélite*

3.6.8.3.3.1 *Verificación de IOD.* El receptor utilizará solamente satélites respecto a los cuales la radiodifusión IOD por parte del GBAS en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 coincide con el IOD de la constelación principal de satélites para los datos de reloj y de efemérides utilizados por el receptor.

3.6.8.3.3.2 *Verificación de CRC.* El receptor calculará la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición. Se convalidará la CRC calculada comparándola con la radiodifusión de CRC de efemérides en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 en un plazo de 1 segundo después de recibirse una nueva CRC de radiodifusión. El receptor cesará inmediatamente de utilizar cualquier satélite respecto al cual no coincidan los valores CRC calculados y radiodifundidos.

Nota.— Durante la adquisición inicial de la radiodifusión de datos VHF, el receptor puede incorporar un satélite en la solución de la posición antes de recibir la CRC de efemérides radiodifundida para tal satélite.

3.6.8.3.3.3 *Límites de la posición del error de efemérides*

3.6.8.3.3.3.1 *Límites de la posición del error de efemérides para aproximación de precisión de Categoría I y APV.* Si el subsistema de tierra proporciona un bloque de datos adicional 1 en los mensajes de tipo 2, el elemento de aeronave calculará los límites de la posición del error de efemérides definidos en 3.6.5.8.1 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición dentro del plazo de 1 segundo después de haber recibido los parámetros de radiodifusión necesarios. El elemento de aeronave se excluirá de los satélites de solución de la posición para los cuales los límites de la posición del error de efemérides (VEB_{ij} o LEB_{ij}) son mayores que los límites de la alerta vertical y la lateral correspondientes que se definen en 3.6.5.6.

Nota.— Durante la adquisición inicial de la radiodifusión de datos VHF, el receptor puede incorporar un satélite en la solución de la posición antes de recibir los parámetros de radiodifusión necesarios para que ese satélite calcule los límites de la posición del error de efemérides.

Intencionalmente en blanco

3.6.8.3.3.2 *Límites de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS.* El elemento de aeronave calculará y aplicará el límite de la posición del error de efemérides horizontal (HEHj) definido en 3.6.5.8.2 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites que se utilice en la solución de la posición.

3.6.8.3.4 *Pérdida de mensajes*

3.6.8.3.4.1 Para la aproximación de precisión de Categoría I, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 ni de tipo 101 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.2 Para APV, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 ni de tipo 101 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.3 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilizan mensajes de tipo 1, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 durante los últimos 7,5 segundos.

3.6.8.3.4.4 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilicen mensajes de tipo 101, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 101 durante los últimos 5 segundos.

3.6.8.3.5 *Mediciones de pseudodistancia a bordo.*

3.6.8.3.5.1 *Adaptación a portadora para equipo de a bordo.* El equipo de a bordo utilizará la adaptación a portadora normal de 100 segundos respecto de las mediciones de la fase de código que se define en 3.6.5.1. Durante los primeros 100 segundos después de poner en marcha el filtro, el valor de σ será:

- a) una constante igual al intervalo de muestreo dividido entre 100 segundos; o
- b) una cantidad variable definida por el intervalo de muestreo dividido entre el tiempo en segundos transcurrido desde la puesta en marcha del filtro.

Intencionalmente en blanco

3.7 RESISTENCIA A INTERFERENCIA

3.7.1 OBJETIVOS DE ACTUACIÓN

Nota 1.— Para receptores GPS y GLONASS sin aumentación la resistencia a interferencias se mide respecto a los siguientes parámetros de actuación:

	GPS	GLONASS
<i>Error de seguimiento (1 sigma)</i>	<i>0,4 m</i>	<i>0,8 m</i>

Nota 2.— En este error de seguimiento no se incluyen las contribuciones debidas a la propagación de la señal como multipercurso, ni los efectos troposféricos e ionosféricos ni tampoco los errores de efemérides y de reloj de satélite GPS y GLONASS.

Nota 3.— Para los receptores SBAS la resistencia a la interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.5.8.2.1 y 3.5.8.4.1.

Nota 4.— Para los receptores GBAS la resistencia a interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.6.7.1.1 y 3.6.8.2.1.

Los niveles de señal especificados en esta sección se definen en el puerto de la antena. La ganancia máxima de la antena de la aeronave supuesta en la atmosfera inferior es de -10 dBic.

Han de satisfacerse los requisitos de actuación en los entornos de interferencia definidos seguidamente. Este entorno de interferencia definido se atenúa durante la adquisición inicial de señales GNSS cuando el receptor no puede aprovechar una solución de navegación de estado permanente para facilitar la adquisición de la señal.

Intencionalmente en blanco

3.7.2 INTERFERENCIA DE ONDA CONTINUA (CW)

3.7.2.1 RECEPTORES GPS Y SBAS

3.7.2.1.1 Los receptores GPS y SBAS utilizados para la fase de aproximación de precisión del vuelo o utilizados a bordo de aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-83 e indicados en la Figura B-15 y con un nivel de señal deseada de $-164,5$ dBW en el puerto de la antena.

3.7.2.1.2 Los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de un valor inferior en 3 dB que las especificadas en la Tabla B-83. Para operaciones de área terminal y de navegación en estado permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-83.

Tabla B-83. Umbrales de Interferencia CW para receptores GPS y SBAS

Rango de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión
$f_i \leq 1\ 315$ MHz	$-4,5$ dBW
$1\ 315$ MHz $< f_i \leq 1\ 525$ MHz	Decreciendo linealmente de $-4,5$ dBW a -42 dBW
$1\ 525$ MHz $< f_i \leq 1\ 565,42$ MHz	Decreciendo linealmente de -42 dBW a $-150,5$ dBW
$1\ 565,42$ MHz $< f_i \leq 1\ 585,42$ MHz	$-150,5$ dBW
$1\ 585,42$ MHz $< f_i \leq 1\ 610$ MHz	Aumentando linealmente de $-150,5$ dBW a -60 dBW
$1\ 610$ MHz $< f_i \leq 1\ 618$ MHz	Aumentando linealmente de -60 dBW a -42 dBW*
$1\ 618$ MHz $< f_i \leq 2\ 000$ MHz	Aumentando linealmente de -42 dBW a $-8,5$ dBW*
$1\ 610$ MHz $< f_i \leq 1\ 626,5$ MHz	Aumentando linealmente de -60 dBW a -22 dBW**
$1\ 626,5$ MHz $< f_i \leq 2\ 000$ MHz	Aumentando linealmente de -22 dBW a $-8,5$ dBW**
$f_i > 2\ 000$ MHz	$-8,5$ dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
 ** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2 RECEPTORES GLONASS

3.7.2.2.1 Los receptores GLONASS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de $-165,5$ dBW en el puerto de la antena.

Intencionalmente en blanco

Tabla B-84. Umbrales de Interferencia para receptores GLONASS

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión
$f_i \leq 315$ MHz	-4,5 dBW
$1 315 \text{ MHz} < f_i \leq 1 562,15625$ MHz	Decreciendo linealmente de -4,5 dBW a -42 dBW
$1 562,15625 \text{ MHz} < f_i \leq 1 583,65625$ MHz	Decreciendo linealmente de -42 dBW a -80 dBW
$1 583,65625 \text{ MHz} < f_i \leq 1 592,9525$ MHz	Decreciendo linealmente de -80 dBW a -149 dBW
$1 592,9525 \text{ MHz} < f_i \leq 1 609,36$ MHz	-149 dBW
$1 609,36 \text{ MHz} < f_i \leq 1 613,65625$ MHz	Aumentando linealmente de -149 dBW a -80 dBW
$1 613,65625 \text{ MHz} < f_i \leq 1 635,15625$ MHz	Aumentando linealmente de -80 dBW a -42 dBW*
$1 613,65625 \text{ MHz} < f_i \leq 1 626,15625$ MHz	Aumentando linealmente de -80 dBW a -22 dBW**
$1 635,15625 \text{ MHz} < f_i \leq 2 000$ MHz	Aumentando linealmente de -42 dBW a -8,5 dBW*
$1 626,15625 \text{ MHz} < f_i \leq 2 000$ MHz	Aumentando linealmente de -22 dBW a -8,5 dBW**
$f_i > 2 000$ MHz	-8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
 ** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2.2 Los receptores GLONASS utilizados para la aproximación que no es de precisión satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de un valor inferior en 3 dB a los especificados en la Tabla B-84. Para operaciones de área terminal y de navegación permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales del GLONASS antes de la navegación permanente, los umbrales de interferencia serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-84.

3.7.3 INTERFERENCIA DE TIPO RUIDO DE BANDA LIMITADA

3.7.3.1 RECEPTORES GPS Y SBAS

3.7.3.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GPS y SBAS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de $1,575.42 \text{ MHz} \pm Bw/2$ y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 y Figura B-17 y con el nivel de señal deseada de -164,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— Bw, es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.1.2 Los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán sus objetivos de actuación con umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada a un valor inferior en 3 dB a los especificados en la Tabla B-85. Para operaciones de área terminal y de navegación de estado permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada a un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-85.

3.7.3.2 RECEPTORES GLONASS

3.7.3.2.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación mientras las señales interferentes de tipo ruido recibidas en la banda de frecuencias $f_i \pm Bw/2$, con niveles de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia definidos en la Tabla B-86 y con un nivel de señal deseada de -165,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— f_k es la frecuencia central de un canal GLONASS con $f_k = 1\,602\text{ MHz} + k \times 0,6525\text{ MHz}$ y $k = -7$ a $+13$, según se define en la Tabla B-16 y Bw , es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.2.2 Los receptores GLONASS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán sus objetivos de actuación con umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada por un valor inferior en 3 dB al especificado en la Tabla B-85. Para operaciones de área terminal y de navegación de estado permanente en ruta, y para la adquisición inicial de las señales del GLONASS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada, serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-86.

Nota.— En la fase de aproximación del vuelo se supone que el receptor funciona en modo de seguimiento y que no adquiere ningún nuevo satélite.

3.7.3.3 *Interferencia por impulsos.* Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, el receptor satisfará los objetivos de actuación, al recibir las señales de interferencia por impulsos con las características correspondientes a la Tabla B-87 estando el umbral de interferencia definido en el puerto de la antena.

3.7.3.4 Los receptores SBAS y GBAS no producirán información que induzca a error en presencia de interferencia, incluso de niveles de interferencia superiores a los especificados en 3.7.

Nota.— En el Adjunto D, 10.6, se proporciona orientación sobre este requisito.

3.8 Antena del receptor de satélite en la aeronave GNSS

3.8.1 *Cobertura de antena.* La antena GNSS satisfará los requisitos de actuación para la recepción de señales de satélite GNSS de 0 a 360° en azimut y de 0 a 90° en elevación relativa al plano horizontal de una aeronave en vuelo horizontal.

3.8.2 *Ganancia de antena.* La ganancia mínima de antena no será inferior a lo indicado en la Tabla B-88 para el ángulo de elevación especificado por encima del horizonte. La ganancia máxima de antena no excederá de +4 dBic para ángulos de elevación por encima de 5°.

3.8.3 *Polarización.* La polarización de la antena GNSS será circular dextrogiro (en sentido del reloj respecto a la dirección de propagación).

3.9 Verificación de redundancia cíclica

Se calculará cada CRC como el resto, $R(x)$, de la división en módulo 2 de dos polinomios binarios como sigue:

$$\left(\frac{[x^k M(x)]}{G(x)} \right)_{\text{mod } 2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}$$

siendo:

- k = número de bits en la CRC particular;
- $M(x)$ = campo de información que consta de los elementos de datos que han de protegerse por la CRC particular representada como polinomio;
- $G(x)$ = polinomio generador especificado para la CRC particular;
- $Q(x)$ = cociente de la división; y
- $R(x)$ = resto de la división, que incluye la CRC:

$$R(x) = \sum_{i=1}^k r_i x^{k-i} = r_1 x^{k-1} + r_2 x^{k-2} + \dots + r_k x^0$$

Tabla B-85. Umbrales de interferencia de tipo ruido de banda limitada como interferencia en los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones de precisión

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0 \text{ Hz} < Bw_i \leq 700 \text{ Hz}$	-150,5 dBW
$700 \text{ Hz} < Bw_i \leq 10 \text{ kHz}$	$-150,5 + 6 \log_{10}(Bw/700) \text{ dBW}$
$10 \text{ kHz} < Bw_i \leq 100 \text{ kHz}$	$-143,5 + 3 \log_{10}(Bw/10000) \text{ dBW}$
$100 \text{ kHz} < Bw_i \leq 1 \text{ MHz}$	-140,5 dBW
$1 \text{ MHz} < Bw_i \leq 20 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de -140,5 a -127,5 dBW*
$20 \text{ MHz} < Bw_i \leq 30 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de -127,5 a -121,1 dBW*
$30 \text{ MHz} < Bw_i \leq 40 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de -121,1 a -119,5 dBW*
$40 \text{ MHz} < Bw_i$	-119,5 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de 140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencia 1 575,42 ±10 MHz.

Tabla B-86. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores GLONASS utilizados para aproximaciones de precisión

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0 \text{ Hz} < Bw_i \leq 1 \text{ kHz}$	-149 dBW
$1 \text{ kHz} < Bw_i \leq 10 \text{ kHz}$	Aumentando linealmente de -149 a -143 dBW
$10 \text{ kHz} < Bw_i \leq 0,5 \text{ MHz}$	-143 dBW
$0,5 \text{ MHz} < Bw_i \leq 10 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de -143 a -130 dBW
$10 \text{ MHz} < Bw_i$	-130 dBW

Tabla B-87. Umbrales de interferencia por impulsos

	GPS y SBAS	GLONASS
Gama de frecuencias	1 575,42 MHz ± 10 MHz	1 592,9525 MHz a 1 609,36 MHz
Umbral de interferencia (potencia de cæsta del impulso)	-20 dBW	-20 dBW
Anchura de impulso	≤125 µs	≤250 µs
Ciclo de impulsos	≤1%	≤1%

Tabla B-88. Ganancia mínima de antena — GPS, GLONASS Y SBAS

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	-7
5	-5,5
10	-4
15 a 90	-2,5

Nota. — La ganancia de -5,5 dBic a un ángulo de elevación de 5° es apropiada para una antena L1. Podría requerirse una ganancia superior en el futuro para las señales GNSS en la banda L5/E5.

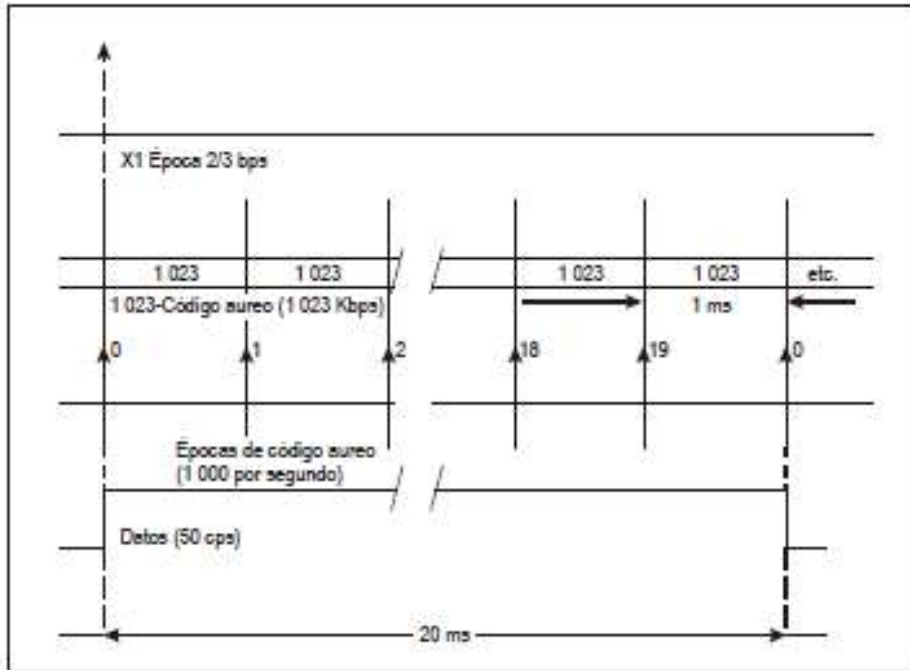


Figura B-1. Relaciones de temporización de códigos C/A

SUBTRAMA 1	TLM	HOW	Número de semana GPS, exactitud y funcionalidad SV
SUBTRAMA 2	TLM	HOW	Parámetros alométricos
SUBTRAMA 3	TLM	HOW	Parámetros alométricos
SUBTRAMA 4 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 25-32, mensajes especiales, configuración de satélites, banderas, datos ionosféricos y UTC
SUBTRAMA 5 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 1-24 y hora de referencia de almanaque y número de semana GPS

Figura B-2. Estructura de tramas

Preámbulo								Reservados																Paridad					
1	0	0	0	1	0	1	1	MSB																LSB					
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30

Figura B-3. Palabra TLM

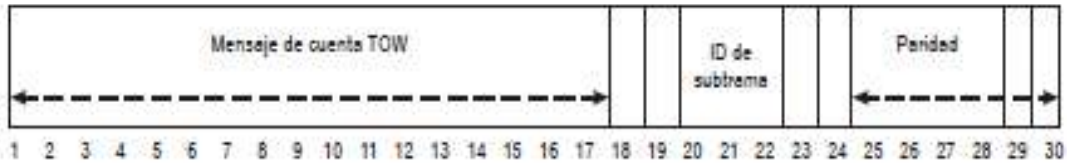


Figura B-4. Palabra HOW

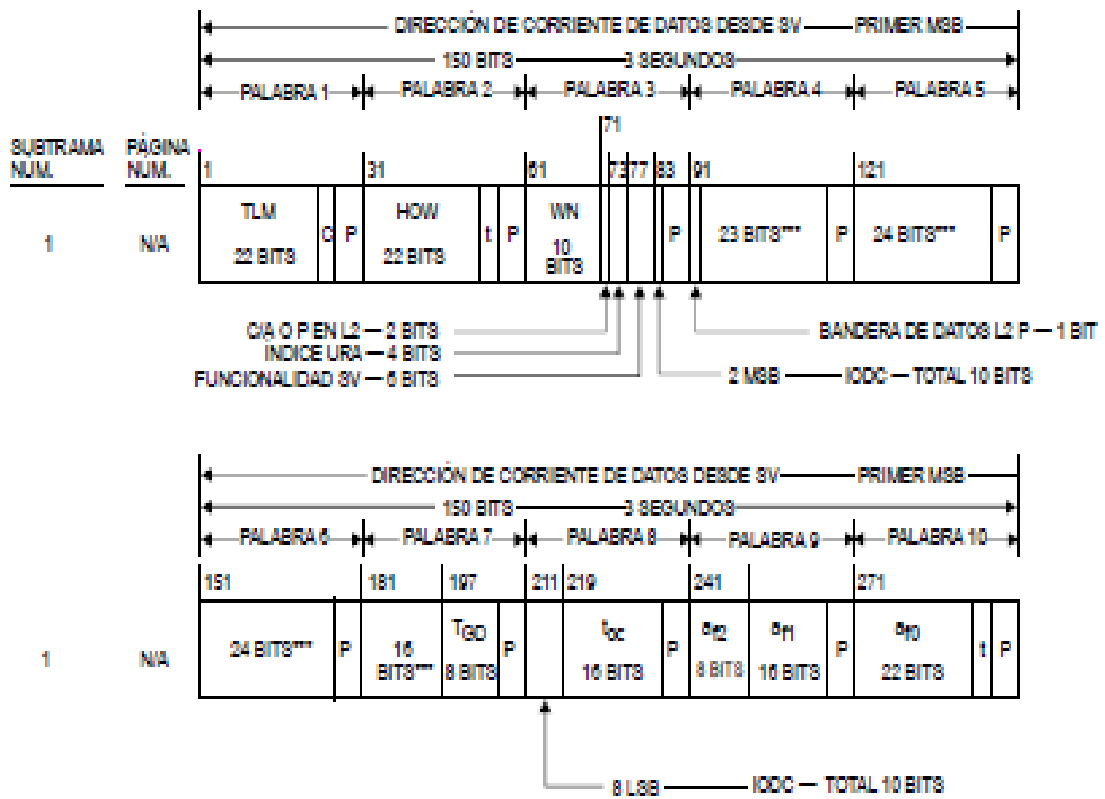


Figura B-5. Relaciones de línea de tiempo de la palabra HOW

Notes. —

1. Para ayudar a un examen rápido en tierra la HOW de cada subtrama incluirá una cuenta truncada TOW.
2. La HOW es la segunda palabra de cada subtrama.
3. La cuenta TOW del mensaje HOW consta de los 17 MSB de la cuenta actual TOW al inicio de la siguiente subtrama.
4. Para convertir de la cuenta TOW de mensaje HOW a la cuenta actual al principio de la siguiente subtrama, se multiplicará por cuatro.
5. La primera subtrama se inicia por sincronía con el finicio de cada época.

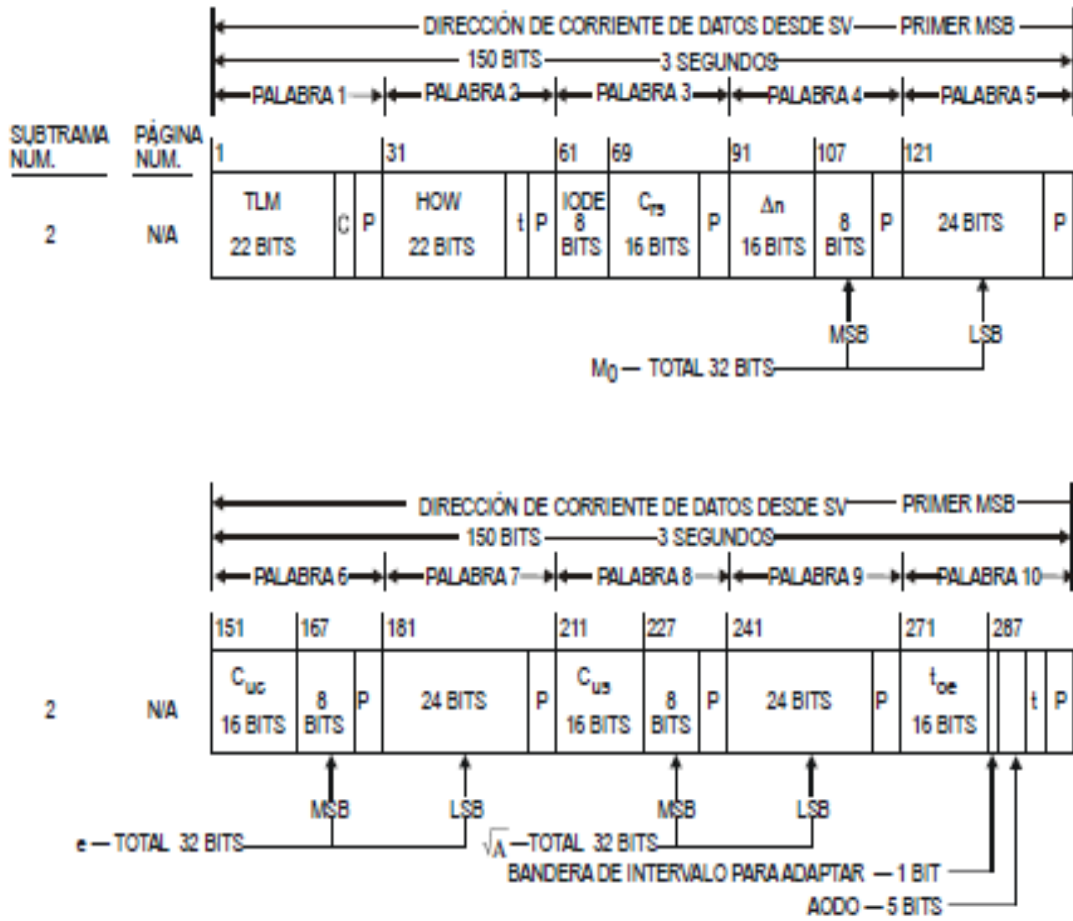
Intencionalmente en blanco



*** RESERVADOS
 P = 6 BITS DE PARIDAD
 t = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (1 de 11)

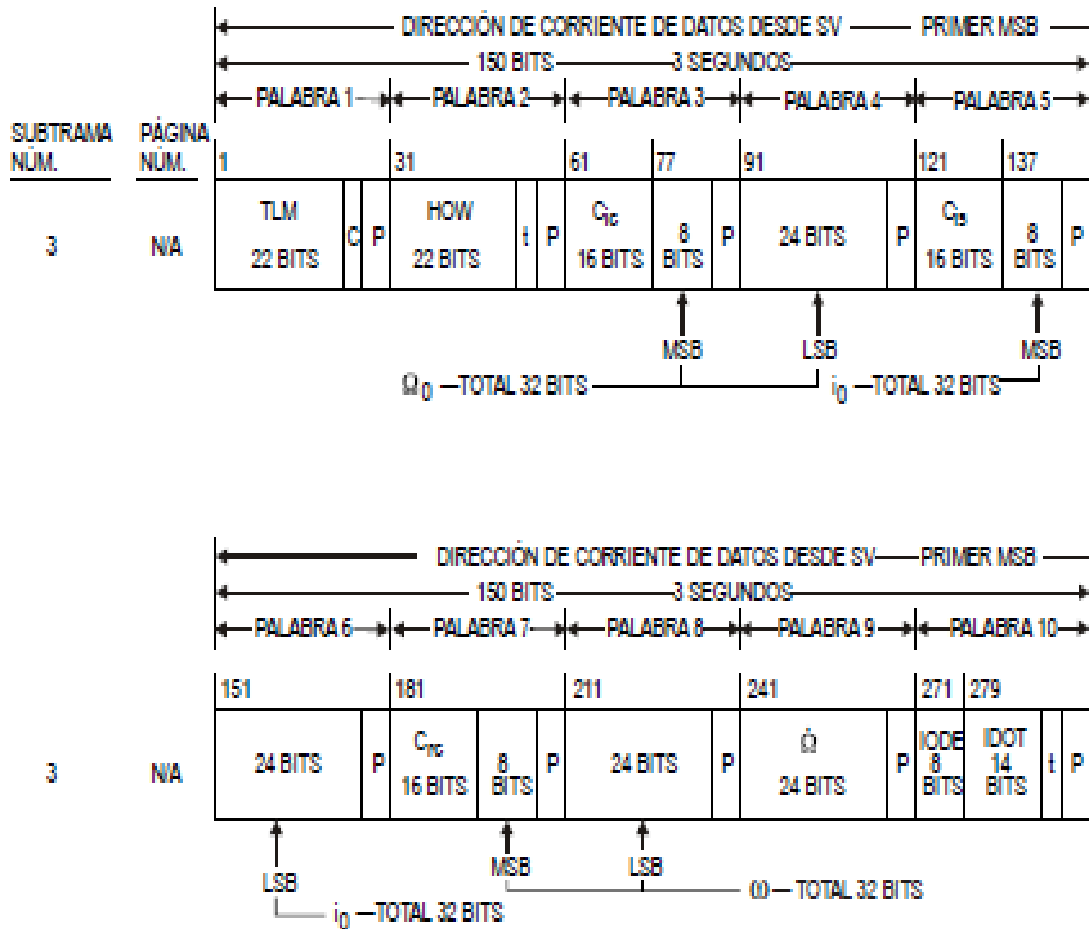
Intencionalmente en blanco



P = 6 BITS DE PARIDAD
 t = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (2 de 11)

Intencionalmente en blanco



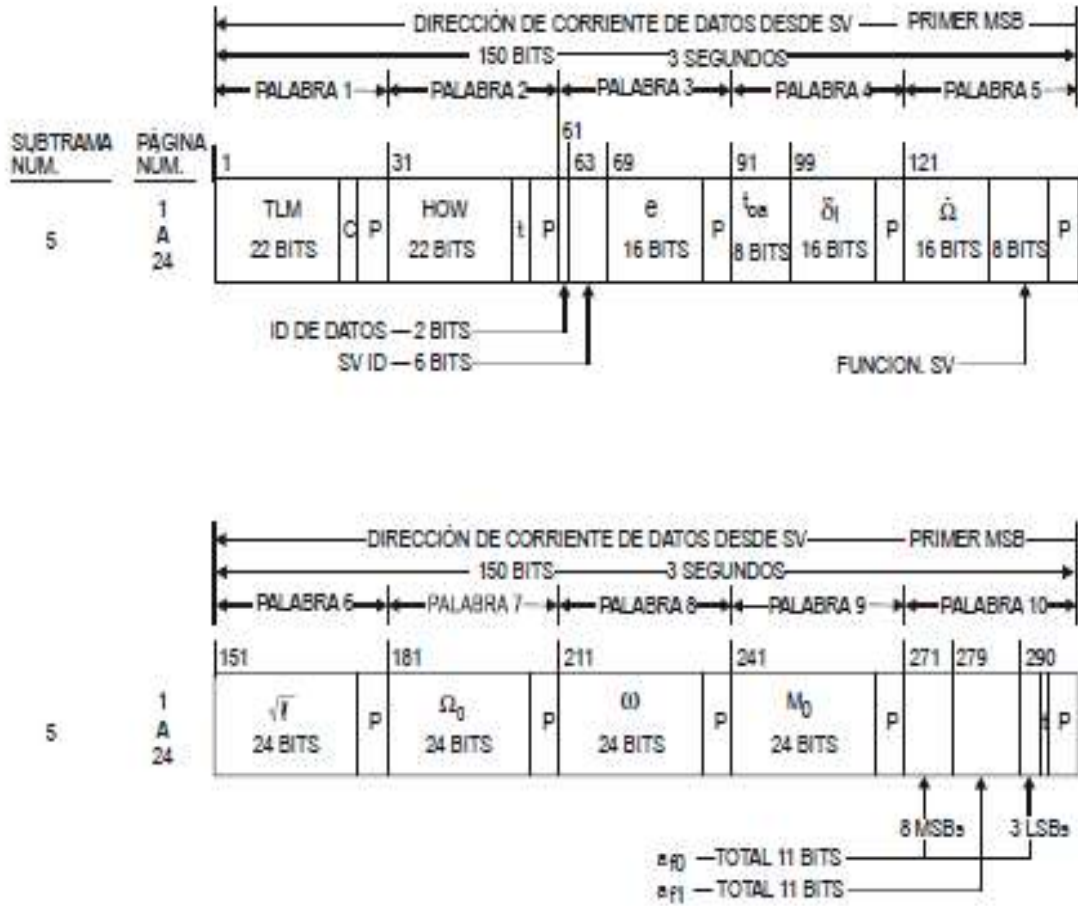
P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (3 de 11)

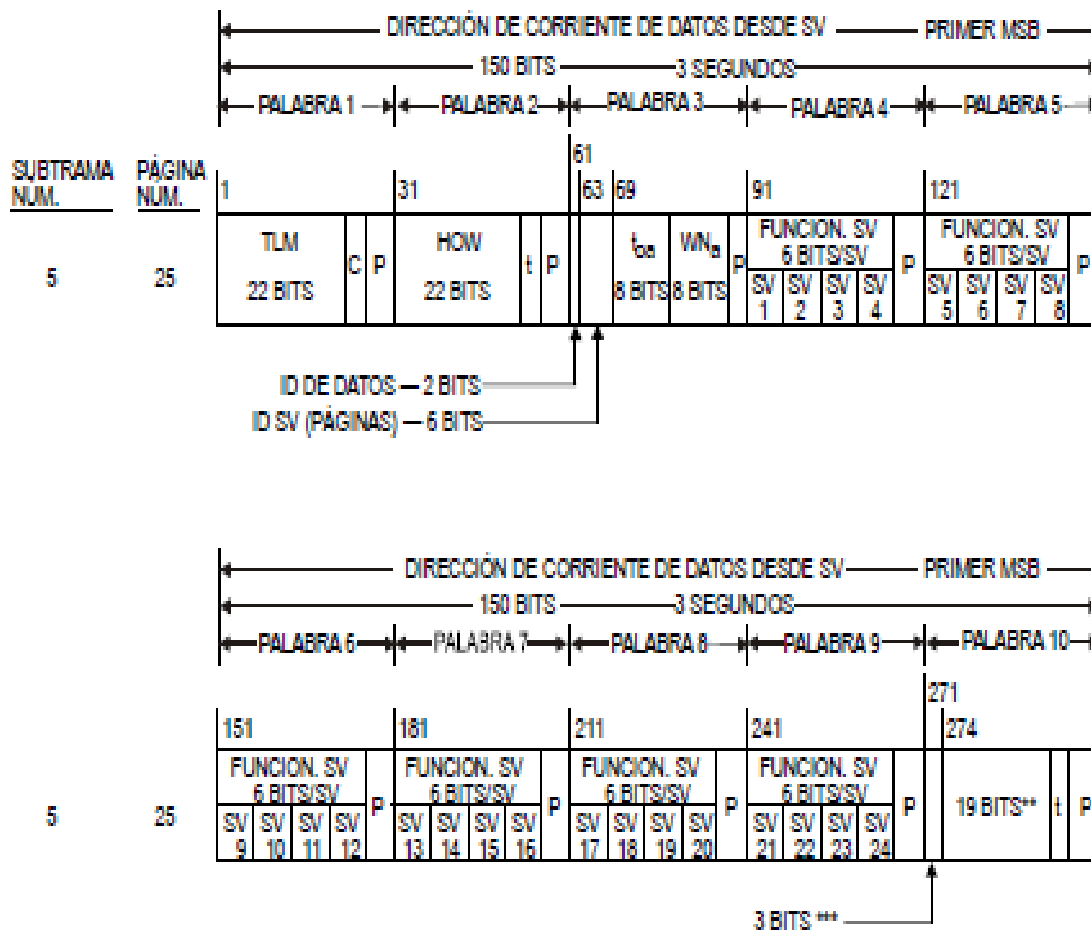
Intencionalmente en blanco



P = 6 BITS DE PARIDAD
 t = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS
 Nota.— Las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 tienen el mismo formato de las páginas 1 a 24 de la subtrama 5.

Figura B-6. Formato de datos (4 de 11)

Intencionalmente en blanco



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA

*** RESERVADO

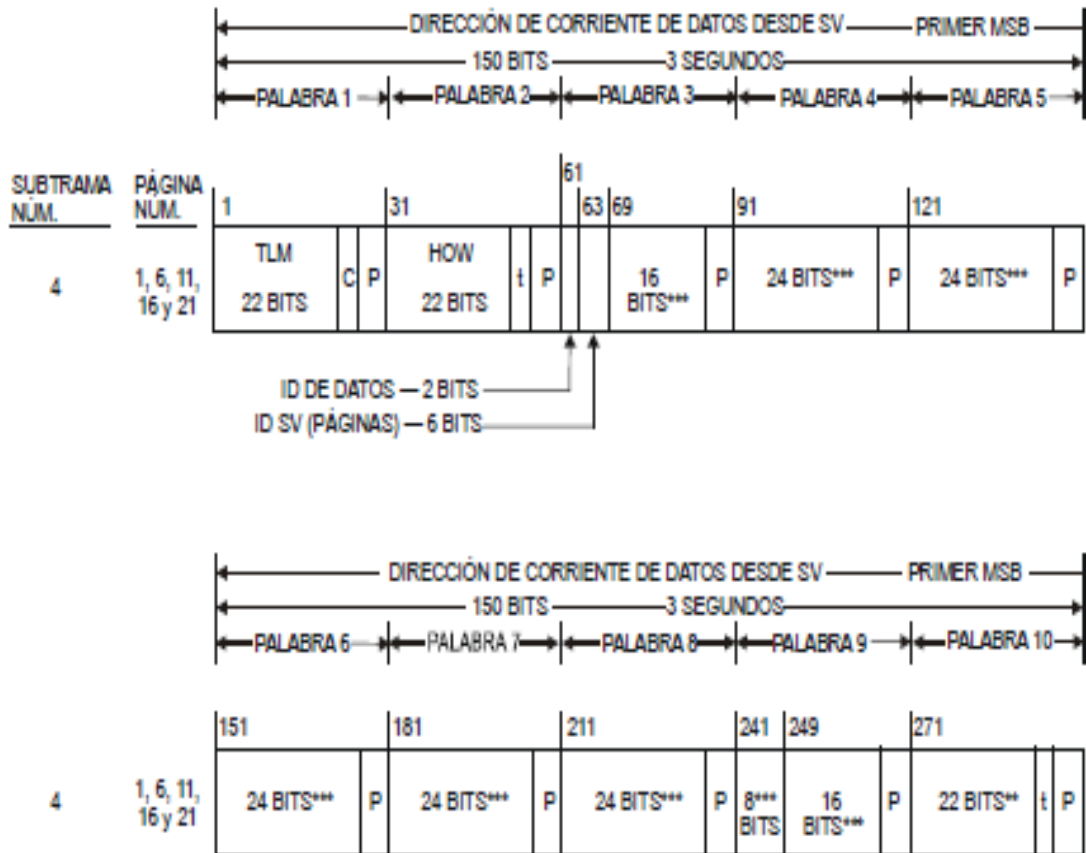
P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (5 de 11)

Intencionalmente en blanco



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA

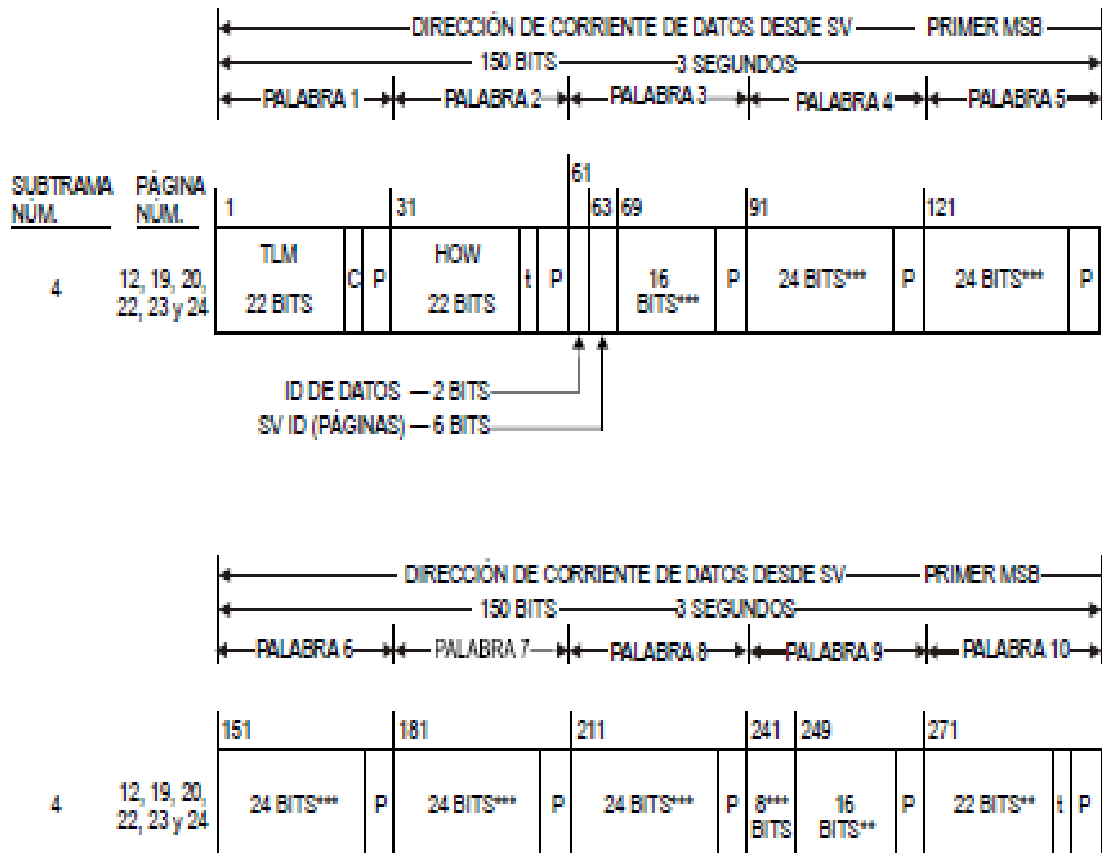
*** RESERVADO

P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (6 de 11)



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA

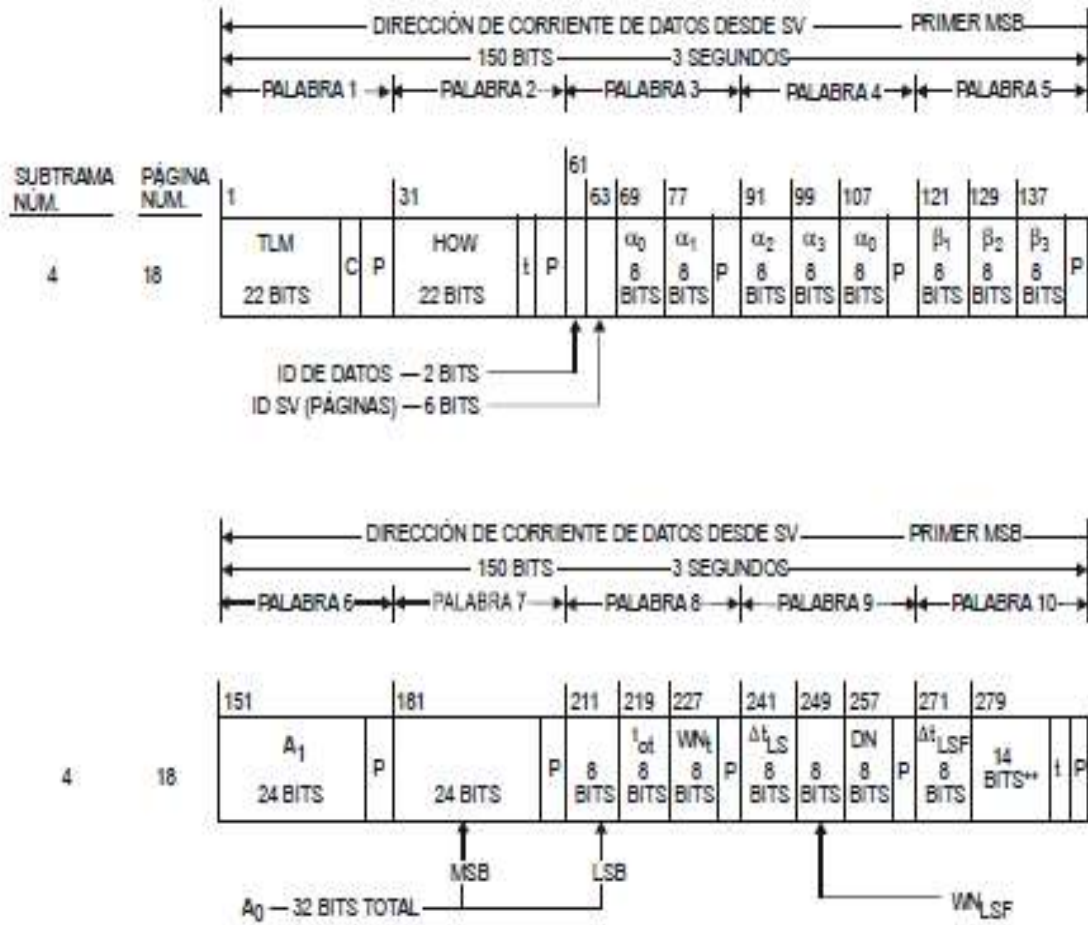
*** RESERVADO

P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

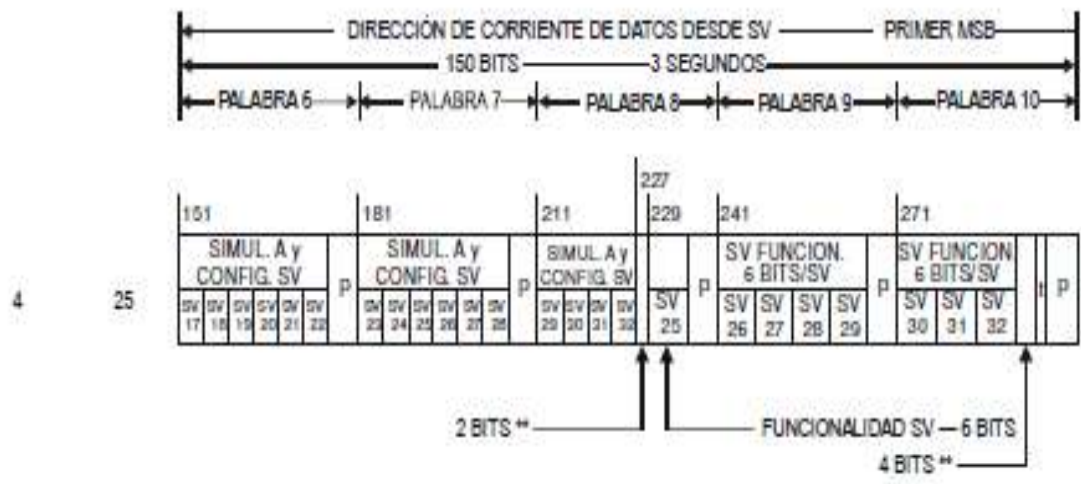
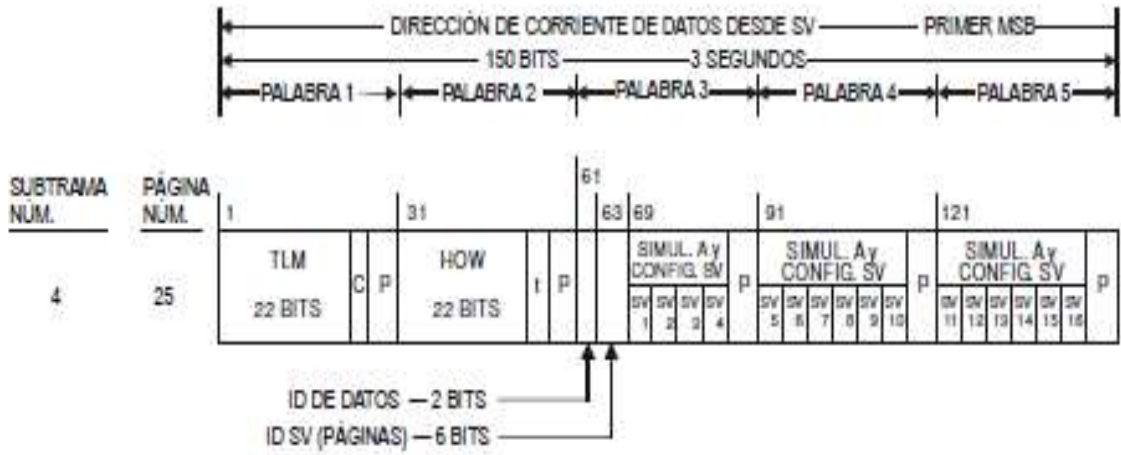
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (7 de 11)



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
 P = 6 BITS DE PARIDAD
 t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

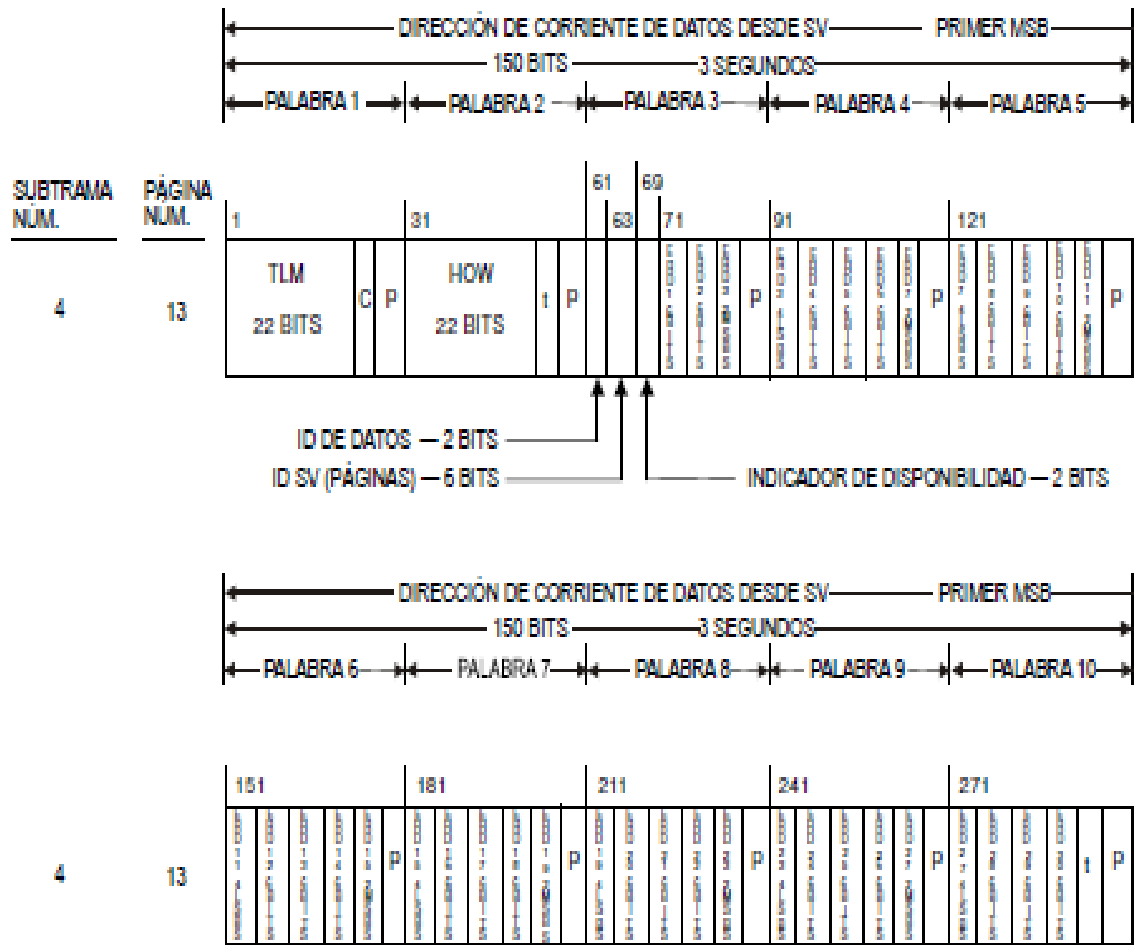
Figura B-6. Formato de datos (8 de 11)



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
 P = 6 BITS DE PARIDAD
 t = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (9 de 11)

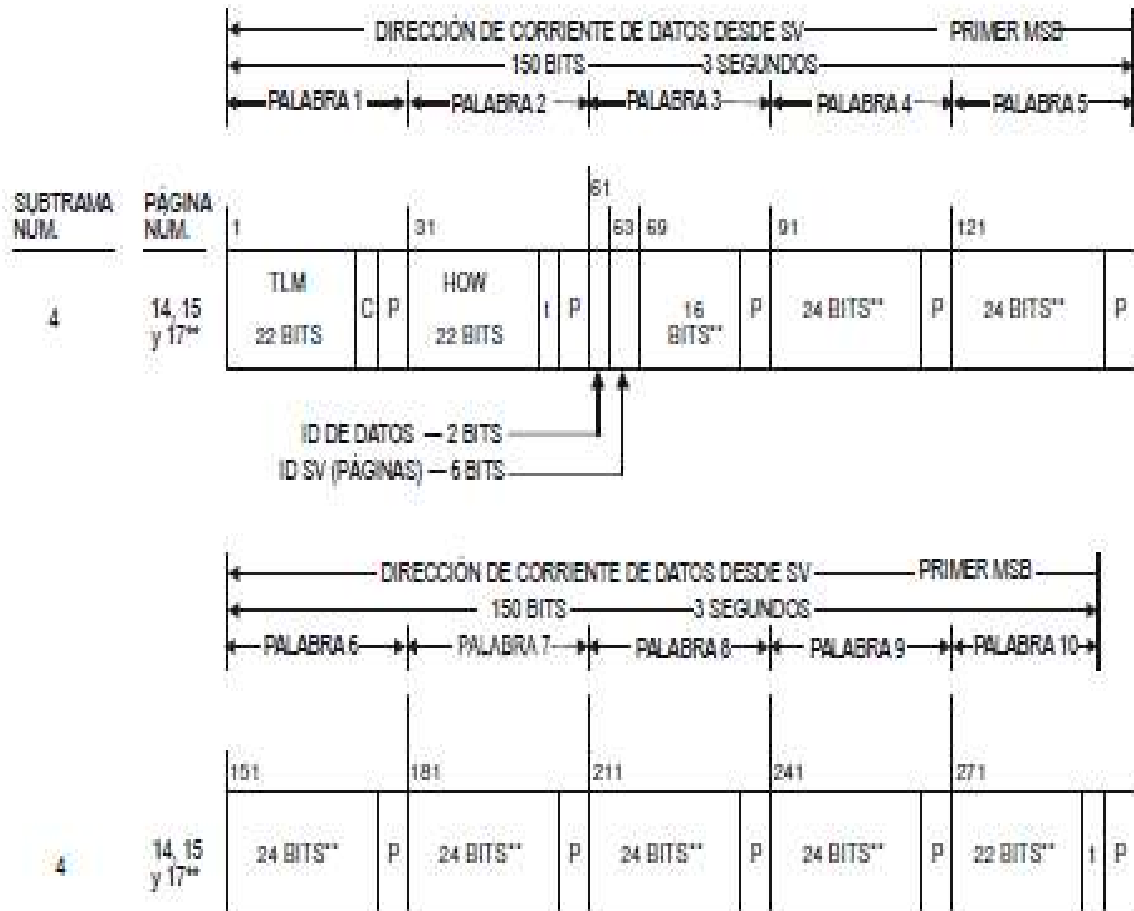
Intencionalmente en blanco



P = 6 BITS DE PARIDAD
 I = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD
 C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (10 de 11)

Intencionalmente en blanco



** LAS PARTES INDICADAS DE LAS PALABRAS 3 A 10 DE LAS PAGINAS 14 Y 15 ESTAN RESERVADAS PARA USO DEL SISTEMA, MIENTRAS QUE LAS INDICADAS EN LA PAGINA 17 ESTAN RESERVADAS PARA MENSAJES ESPECIALES

P = 6 BITS DE PARIDAD

i = 2 BITS DE MARCACION QUE NO SON DE INFORMACION UTILIZADOS PARA CALCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTAN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (11 de 11)

Intencionalmente en blanco

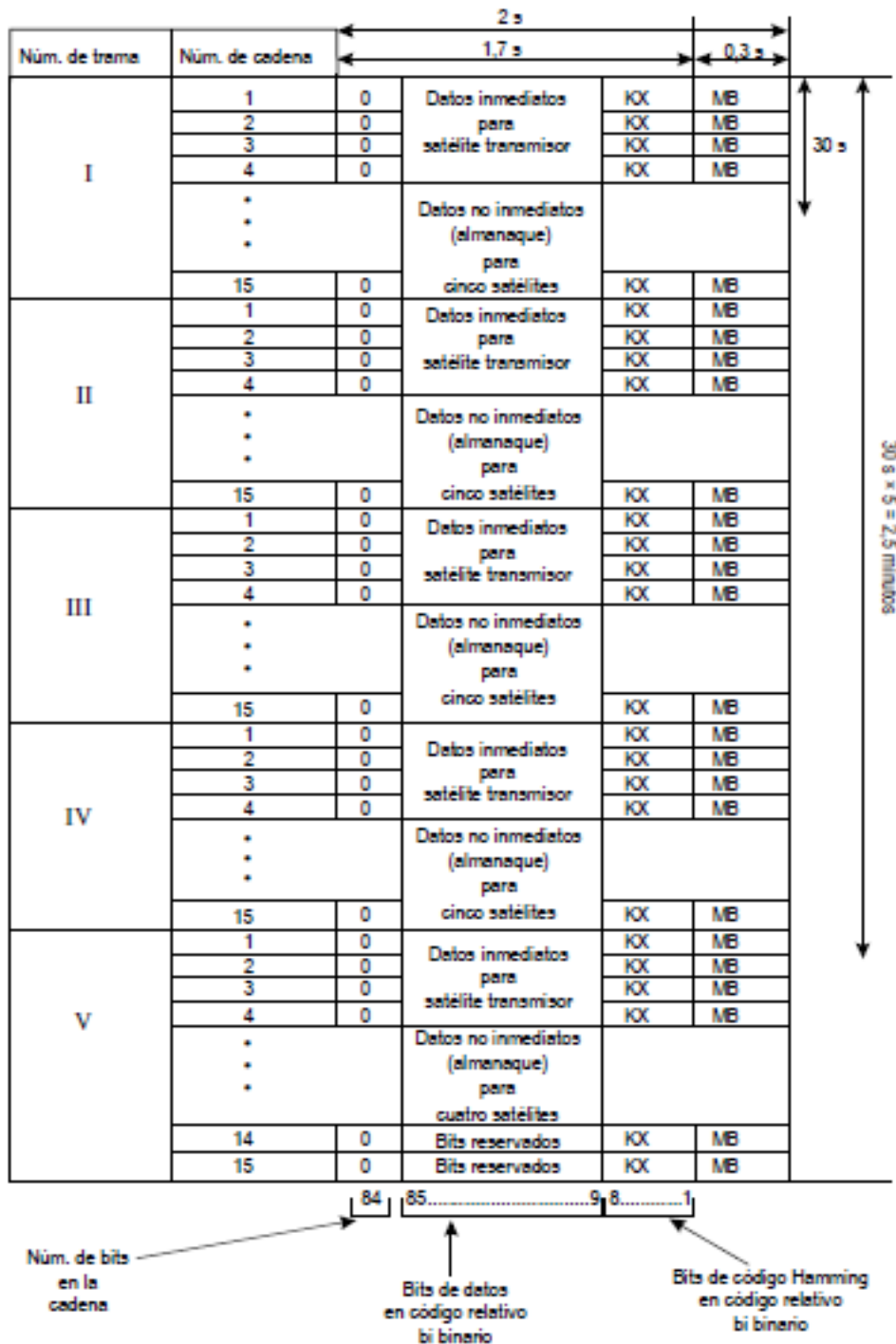


Figura B-7. Estructura de supertrama

1	m	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98	99	100	101	102	103	104	105	106	107	108	109	110	111	112	113	114	115	116	117	118	119	120	121	122	123	124	125	126	127	128	129	130	131	132	133	134	135	136	137	138	139	140	141	142	143	144	145	146	147	148	149	150	151	152	153	154	155	156	157	158	159	160	161	162	163	164	165	166	167	168	169	170	171	172	173	174	175	176	177	178	179	180	181	182	183	184	185	186	187	188	189	190	191	192	193	194	195	196	197	198	199	200	201	202	203	204	205	206	207	208	209	210	211	212	213	214	215	216	217	218	219	220	221	222	223	224	225	226	227	228	229	230	231	232	233	234	235	236	237	238	239	240	241	242	243	244	245	246	247	248	249	250	251	252	253	254	255	256	257	258	259	260	261	262	263	264	265	266	267	268	269	270	271	272	273	274	275	276	277	278	279	280	281	282	283	284	285	286	287	288	289	290	291	292	293	294	295	296	297	298	299	300	301	302	303	304	305	306	307	308	309	310	311	312	313	314	315	316	317	318	319	320	321	322	323	324	325	326	327	328	329	330	331	332	333	334	335	336	337	338	339	340	341	342	343	344	345	346	347	348	349	350	351	352	353	354	355	356	357	358	359	360	361	362	363	364	365	366	367	368	369	370	371	372	373	374	375	376	377	378	379	380	381	382	383	384	385	386	387	388	389	390	391	392	393	394	395	396	397	398	399	400	401	402	403	404	405	406	407	408	409	410	411	412	413	414	415	416	417	418	419	420	421	422	423	424	425	426	427	428	429	430	431	432	433	434	435	436	437	438	439	440	441	442	443	444	445	446	447	448	449	450	451	452	453	454	455	456	457	458	459	460	461	462	463	464	465	466	467	468	469	470	471	472	473	474	475	476	477	478	479	480	481	482	483	484	485	486	487	488	489	490	491	492	493	494	495	496	497	498	499	500	501	502	503	504	505	506	507	508	509	510	511	512	513	514	515	516	517	518	519	520	521	522	523	524	525	526	527	528	529	530	531	532	533	534	535	536	537	538	539	540	541	542	543	544	545	546	547	548	549	550	551	552	553	554	555	556	557	558	559	560	561	562	563	564	565	566	567	568	569	570	571	572	573	574	575	576	577	578	579	580	581	582	583	584	585	586	587	588	589	590	591	592	593	594	595	596	597	598	599	600	601	602	603	604	605	606	607	608	609	610	611	612	613	614	615	616	617	618	619	620	621	622	623	624	625	626	627	628	629	630	631	632	633	634	635	636	637	638	639	640	641	642	643	644	645	646	647	648	649	650	651	652	653	654	655	656	657	658	659	660	661	662	663	664	665	666	667	668	669	670	671	672	673	674	675	676	677	678	679	680	681	682	683	684	685	686	687	688	689	690	691	692	693	694	695	696	697	698	699	700	701	702	703	704	705	706	707	708	709	710	711	712	713	714	715	716	717	718	719	720	721	722	723	724	725	726	727	728	729	730	731	732	733	734	735	736	737	738	739	740	741	742	743	744	745	746	747	748	749	750	751	752	753	754	755	756	757	758	759	760	761	762	763	764	765	766	767	768	769	770	771	772	773	774	775	776	777	778	779	780	781	782	783	784	785	786	787	788	789	790	791	792	793	794	795	796	797	798	799	800	801	802	803	804	805	806	807	808	809	810	811	812	813	814	815	816	817	818	819	820	821	822	823	824	825	826	827	828	829	830	831	832	833	834	835	836	837	838	839	840	841	842	843	844	845	846	847	848	849	850	851	852	853	854	855	856	857	858	859	860	861	862	863	864	865	866	867	868	869	870	871	872	873	874	875	876	877	878	879	880	881	882	883	884	885	886	887	888	889	890	891	892	893	894	895	896	897	898	899	900	901	902	903	904	905	906	907	908	909	910	911	912	913	914	915	916	917	918	919	920	921	922	923	924	925	926	927	928	929	930	931	932	933	934	935	936	937	938	939	940	941	942	943	944	945	946	947	948	949	950	951	952	953	954	955	956	957	958	959	960	961	962	963	964	965	966	967	968	969	970	971	972	973	974	975	976	977	978	979	980	981	982	983	984	985	986	987	988	989	990	991	992	993	994	995	996	997	998	999	1000	1001	1002	1003	1004	1005	1006	1007	1008	1009	1010	1011	1012	1013	1014	1015	1016	1017	1018	1019	1020	1021	1022	1023	1024	1025	1026	1027	1028	1029	1030	1031	1032	1033	1034	1035	1036	1037	1038	1039	1040	1041	1042	1043	1044	1045	1046	1047	1048	1049	1050	1051	1052	1053	1054	1055	1056	1057	1058	1059	1060	1061	1062	1063	1064	1065	1066	1067	1068	1069	1070	1071	1072	1073	1074	1075	1076	1077	1078	1079	1080	1081	1082	1083	1084	1085	1086	1087	1088	1089	1090	1091	1092	1093	1094	1095	1096	1097	1098	1099	1100	1101	1102	1103	1104	1105	1106	1107	1108	1109	1110	1111	1112	1113	1114	1115	1116	1117	1118	1119	1120	1121	1122	1123	1124	1125	1126	1127	1128	1129	1130	1131	1132	1133	1134	1135	1136	1137	1138	1139	1140	1141	1142	1143	1144	1145	1146	1147	1148	1149	1150	1151	1152	1153	1154	1155	1156	1157	1158	1159	1160	1161	1162	1163	1164	1165	1166	1167	1168	1169	1170	1171	1172	1173	1174	1175	1176	1177	1178	1179	1180	1181	1182	1183	1184	1185	1186	1187	1188	1189	1190	1191	1192	1193	1194	1195	1196	1197	1198	1199	1200	1201	1202	1203	1204	1205	1206	1207	1208	1209	1210	1211	1212	1213	1214	1215	1216	1217	1218	1219	1220	1221	1222	1223	1224	1225	1226	1227	1228	1229	1230	1231	1232	1233	1234	1235	1236	1237	1238	1239	1240	1241	1242	1243	1244	1245	1246	1247	1248	1249	1250	1251	1252	1253	1254	1255	1256	1257	1258	1259	1260	1261	1262	1263	1264	1265	1266	1267	1268	1269	1270	1271	1272	1273	1274	1275	1276	1277	1278	1279	1280	1281	1282	1283	1284	1285	1286	1287	1288	1289	1290	1291	1292	1293	1294	1295	1296	1297	1298	1299	1300	1301	1302	1303	1304	1305	1306	1307	1308	1309	1310	1311	1312	1313	1314	1315	1316	1317	1318	1319	1320	1321	1322	1323	1324	1325	1326	1327	1328	1329</
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	--------

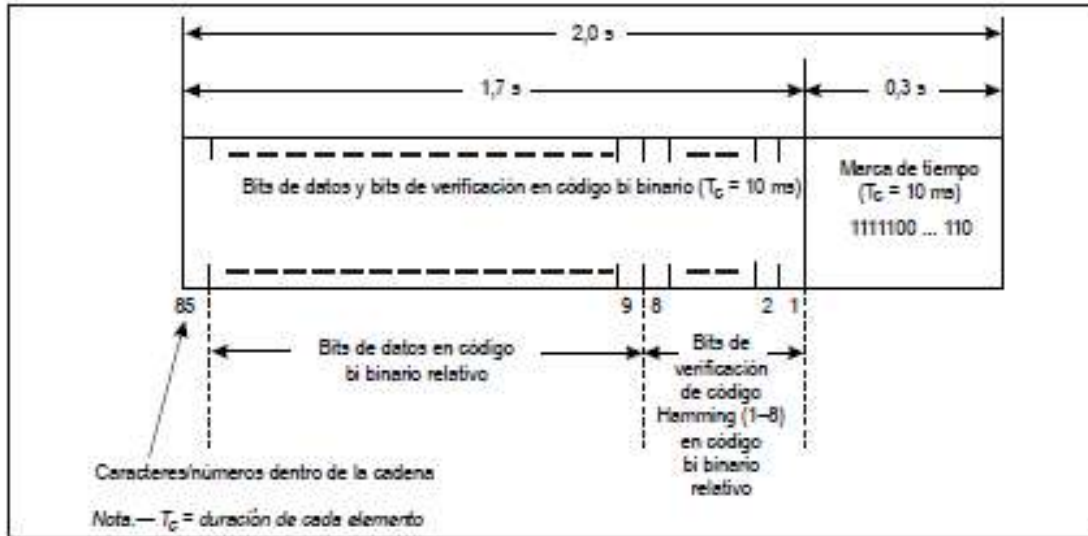


Figura B-10. Estructura de cadena de datos

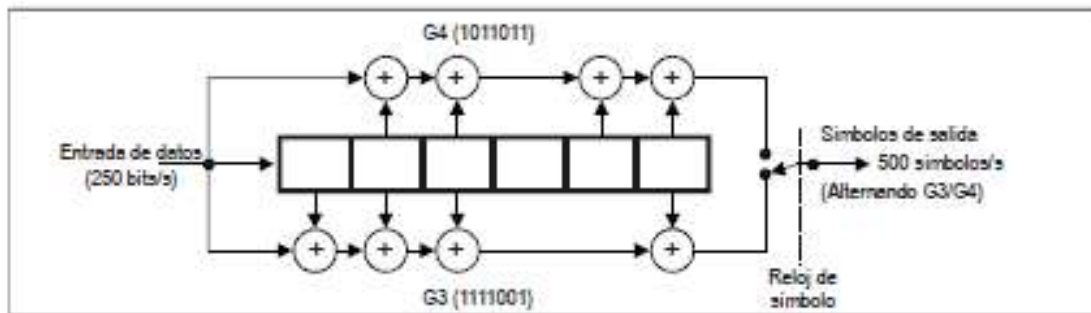


Figura B-11. Codificación convolucional



Figura B-12. Formato de bloque de datos

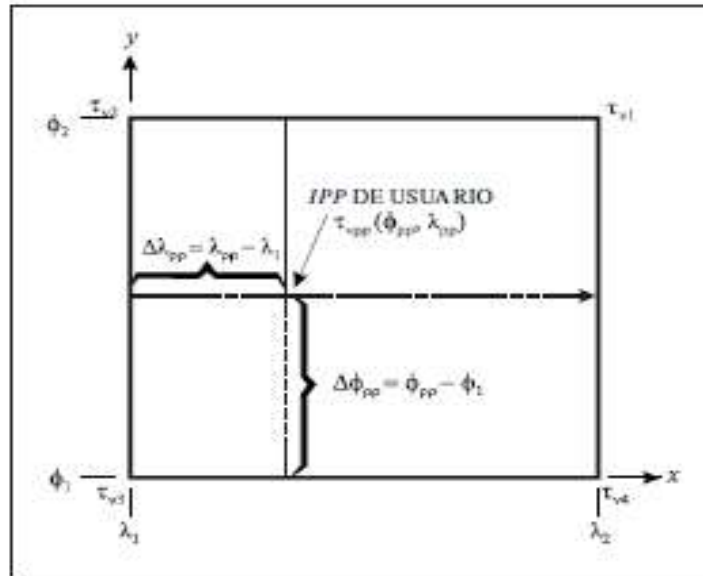


Figura B-13. Regla convencional para numeración IGP (cuatro IGP)

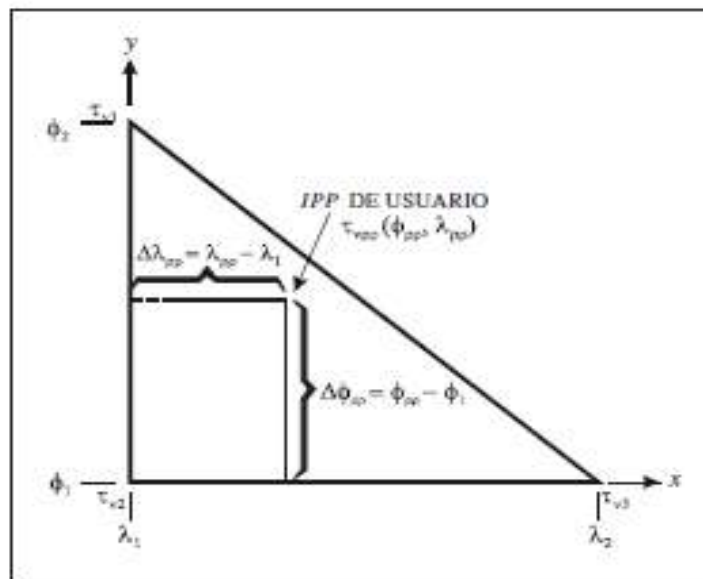


Figura B-14. Regla convencional para numeración IGP (tres IGP)

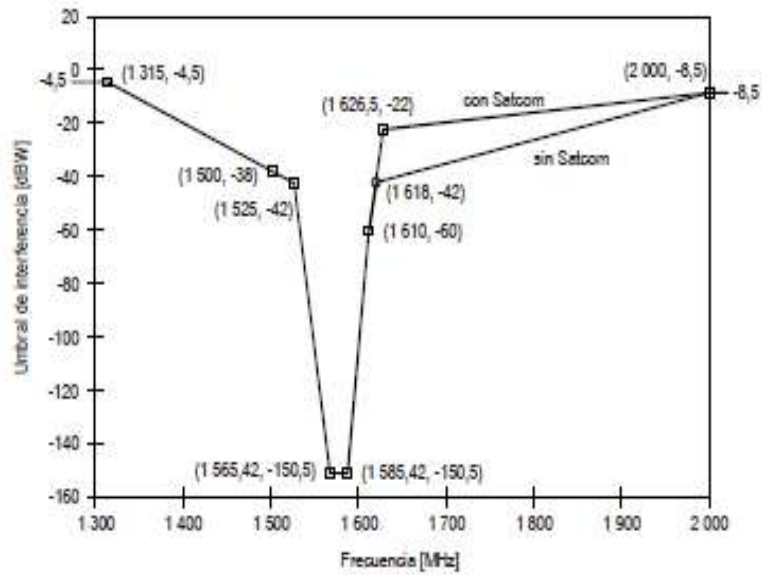


Figura B-15. Umbral de Interferencia CW para receptores GPS y SBAS utilizados en aproximaciones de precisión

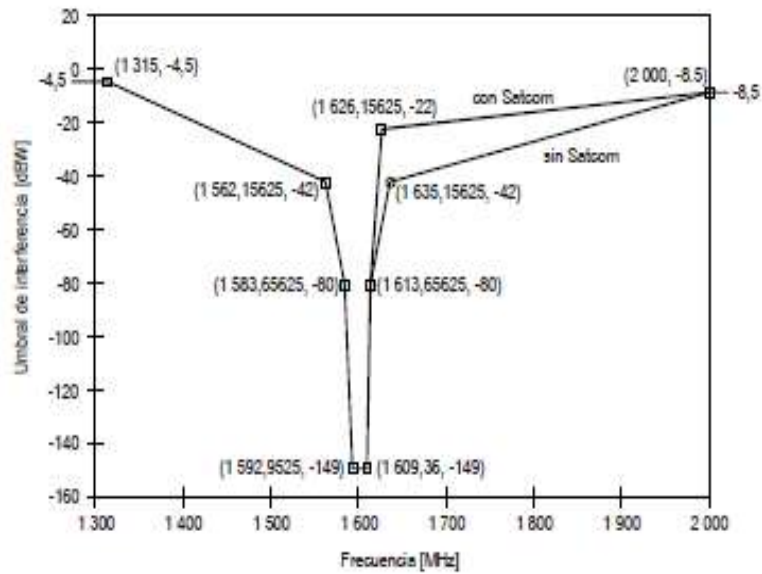


Figura B-16. Umbral de Interferencia CW para receptores GLONASS utilizados en aproximaciones de precisión

Intencionalmente en blanco

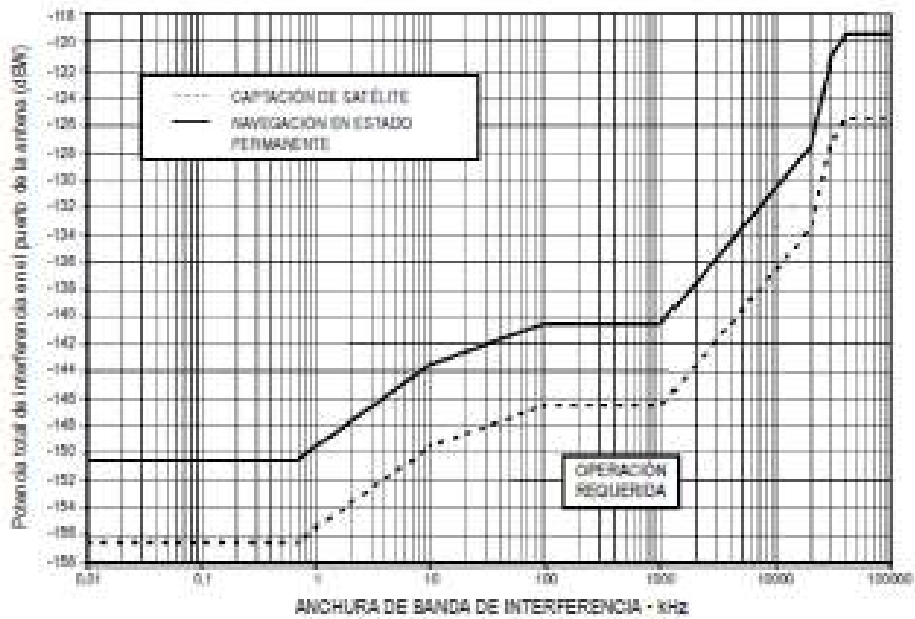


Figura B-17. Umbrales de interferencia en función de anchura de banda para receptores GPS y SBAS

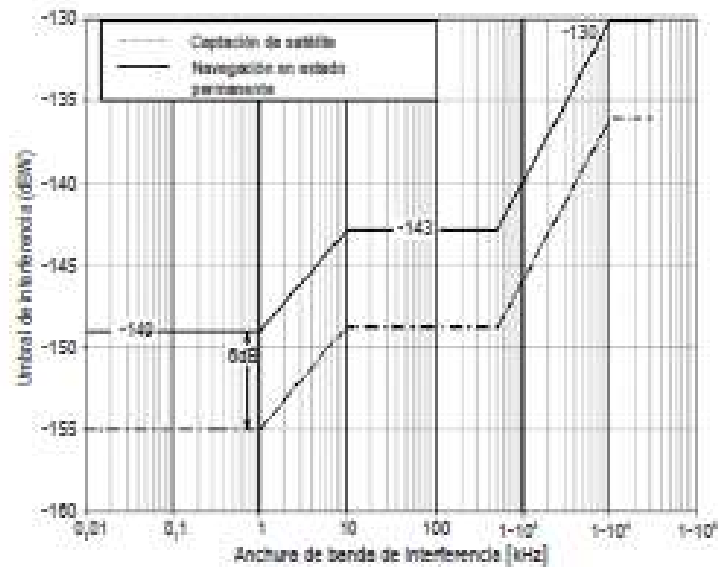


Figura B-18. Umbrales de interferencia en función de anchura

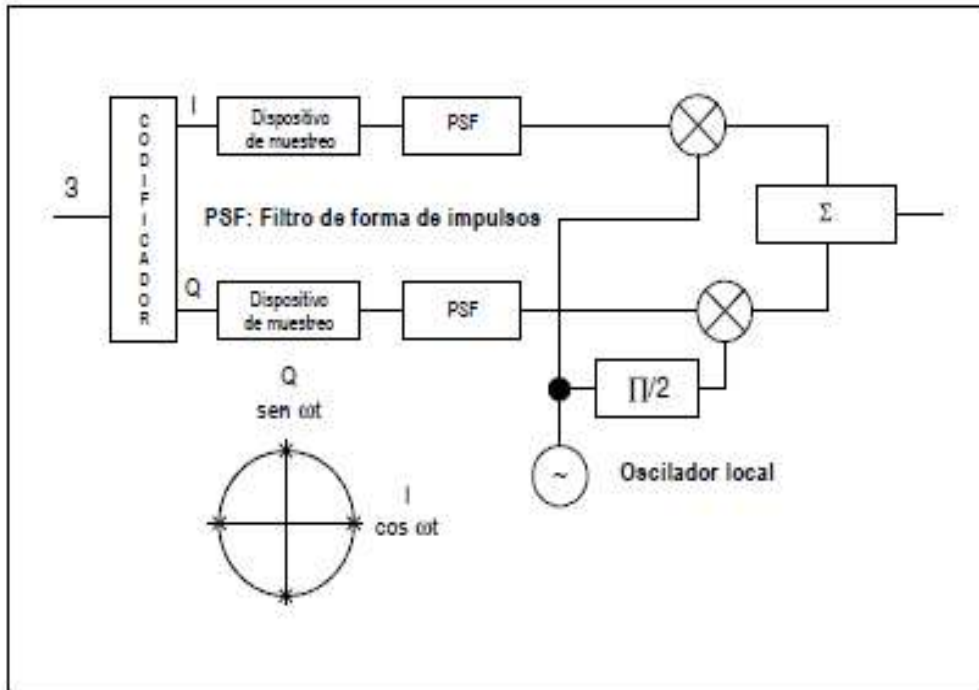


Figura B-19. Modulación de los datos de muestreo

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO A.
**DETERMINACIÓN DE LOS OBJETIVOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO
MEDIANTE EL MÉTODO DEL ÁRBOL DE RIESGOS**

1. El árbol de riesgos es un método gráfico de expresar la relación lógica que existe entre una situación particular de falla y las causas o fallas que la provocaron. Es una aplicación del análisis en árbol de averías que se utiliza en la industria aeroespacial.

1.1 El método emplea una serie de símbolos lógicos para indicar la relación que existe entre las diversas causas de falla. En el presente texto de orientación se utilizan los símbolos siguientes:



La compuerta "Y" representa la operación lógica en la que se necesita la coexistencia de todos los sucesos de entrada para producir el suceso de salida.



La compuerta "O" representa la situación en la que el suceso de salida tendrá lugar si existen uno o más sucesos de entrada.



El rectángulo representa un suceso ocasionado por la combinación de sucesos de avería o falta a través de la compuerta lógica de entrada.



El círculo representa un suceso de falla primaria final. La frecuencia y el modo de la falla relativos a cada caso representado de esta manera se deducen de datos empíricos.

1.2 Este método proporciona una representación visual de las secuencias y combinaciones de sucesos que llevan al suceso principal, es decir, la falla final. Puede utilizarse asimismo dicho método para determinar la probabilidad de que ocurra el suceso principal, a condición de que se conozcan o puedan valorarse las probabilidades de cada suceso. En el caso de los árboles de averías simples, pueden calcularse las probabilidades directamente, pero debe procederse con cautela si las fallas primarias no son independientes, o sea si son comunes a más de un camino lógico.

1.3 En el presente texto de orientación, la probabilidad aceptable de que ocurra el suceso principal se determina mediante la distribución de riesgos, utilizándose el árbol de averías para subdividir el riesgo general en riesgos de integridad y riesgos de continuidad de servicio. Por consiguiente, se utiliza el término "árbol de riesgos" en lugar de "árbol de averías".

2. En la Figura A-1 se reproduce un árbol de riesgos genérico para operaciones de aterrizaje de aeronaves. Se considera como suceso principal en dicho árbol la pérdida de la aeronave debido a una falla del sistema de guía ajeno a la aeronave. Las causas de dicho suceso son una falla de la integridad del sistema primario de guía ajeno a la aeronave o bien una falla de la continuidad de servicio (COS) del sistema de guía ajeno a la aeronave (es decir, tanto el sistema primario como todo sistema secundario utilizado en apoyo de una aproximación interrumpida/frustrada). Se considera que el sistema primario de guía ajeno a la aeronave tiene un cierto número de elementos, 1 hasta N, por ejemplo azimut, elevación y DME/P en el caso del MLS. El sistema secundario de guía puede ser otro sistema ajeno a la aeronave, o en algunos casos un sistema de navegación de aeronave como el sistema de referencia inercial.

2.1 Pueden definirse las probabilidades siguientes:

P_a = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a una falla en el sistema de guía ajeno a la aeronave.

P_b = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a la falla de la integridad de la guía primaria.

P_c = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a una falla de la continuidad de servicio (COS).

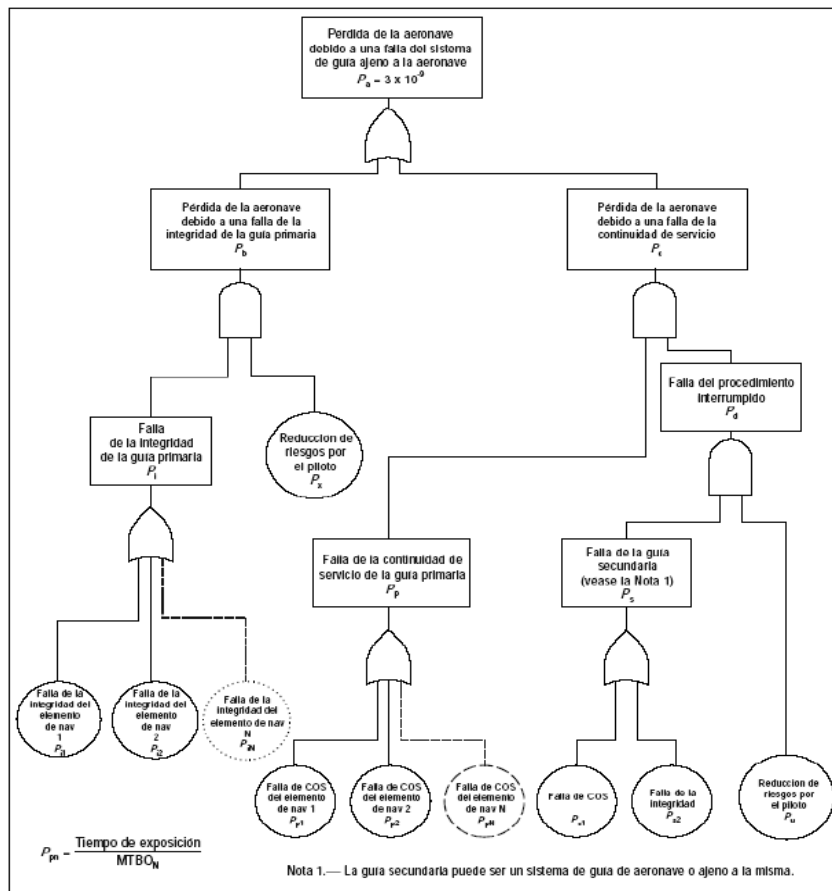


Figura A-1. Árbol de riesgos genérico

P_x = Probabilidad de que el piloto sea incapaz de detectar e intervenir con éxito en un caso de falla de integridad de la guía primaria. Este factor de reducción de riesgos sólo se aplica en los casos en que el piloto pueda detectar una falla de integridad del sistema de guía, por ejemplo, a la altura de decisión en una aproximación ILS de Categoría I.

P_p = Probabilidad de que ocurra una falla COS de la guía primaria.

P_d = Probabilidad de pérdida de la aeronave durante una aproximación interrumpida/frustrada.

P_i = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad de la guía primaria.

P_{iN} = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad en el elemento de Nav N.

P_{pN} = Probabilidad de que ocurra una falla COS en el elemento de Nav N.

P_s = Probabilidad de pérdida de la aeronave durante una aproximación interrumpida/frustrada con guía secundaria.

P_{s1} = Probabilidad de que ocurra una falla COS de la guía secundaria.

P_{s2} = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad de la guía secundaria.

P_u = Probabilidad de que ocurra que el piloto sea incapaz de intervenir con éxito en un caso de falla COS de la guía primaria, con ausencia de guía secundaria.

Donde:

$$P_a = P_b + P_c$$

$$P_b = P_i \times P_x$$

$$P_i = P_{i1} + P_{i2} + \dots P_{iN}$$

$$P_c = P_p \times P_d$$

$$P_p = P_{p1} + P_{p2} + \dots P_{pN}$$

$$P_d = P_s \times P_u$$

$$P_s = P_{s1} + P_{s2}$$

2.2 La probabilidad aceptable del suceso principal, P_a , puede determinarse repartiendo el factor de riesgo global para la operación de aproximación y aterrizaje entre las diversas clases de accidentes. Mediante este método se ha determinado el valor aceptable de P_a , a saber, 3×10^{-9} . Esto concuerda con la probabilidad más pequeña que pueda asignarse a cada elemento terrestre de navegación, a saber, 1×10^{-9} (normalmente dividida por igual entre fallas de integridad y de COS).

2.3 En el análisis de riesgos que precede se suponen errores de diseño de equipo.

3. Ejemplo del uso del árbol de riesgos — Operaciones básicas MLS de Categoría III (Figura A-2)

3.1 En este caso intervienen únicamente dos elementos de navegación: azimut y elevación. Se supone que no se dispone de guía secundaria a raíz de la falla COS de la guía primaria; así, el procedimiento normal consiste en mantener el rumbo y el ascenso.

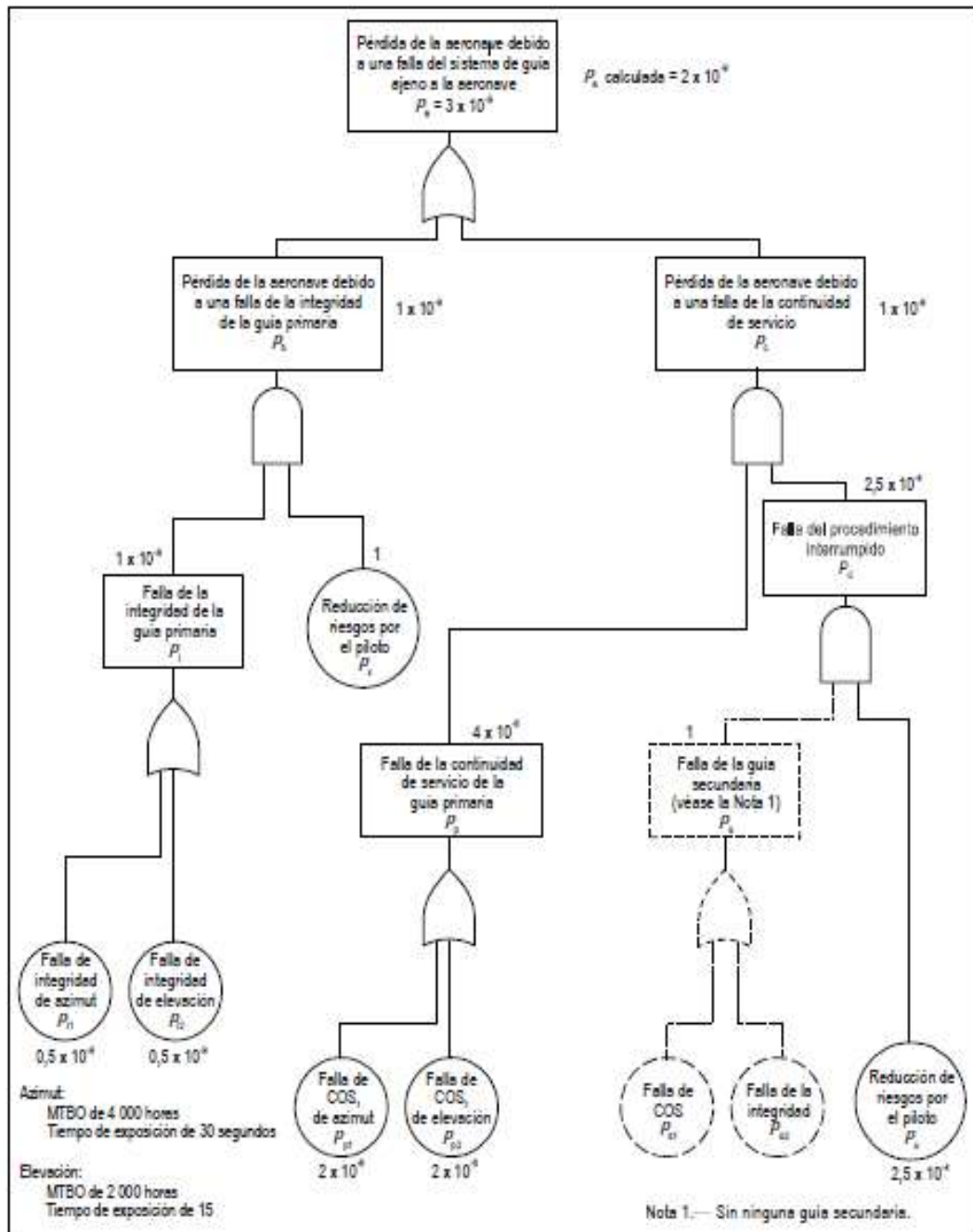


Figura A-2. Árbol de riesgos de aterrizaje MLS de Categoría III

$$P_{01} = P_{02} = 0,5 \times 10^{-3}$$

$$P_{21} = P_{22} = 2 \times 10^{-6}$$

Nota.— Estas cifras proceden de la Tabla G-15, nivel 4, suponiéndose tiempos de exposición de 30 y 15 segundos y MTBO de 4 000 y 2 000 horas para el equipo de azimut y de elevación respectivamente.

$$P_3 = 1,0$$

Nota.— Dado que no existe procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada con guía en el que se utilice una guía secundaria, se considera que la probabilidad de que ocurra un accidente durante el procedimiento sea de 1.

$$P_4 = 1,0$$

Nota.— Se supone en este ejemplo que en una operación de Categoría III el piloto es incapaz de intervenir en caso de una falla de integridad del sistema terrestre. Por consiguiente, el factor de reducción de riesgos equivale a 1.

$$P_5 = 2,5 \times 10^{-4}$$

Nota.— Se estima que el factor de reducción de riesgos por el piloto es de 1 en 4 000, basándose en un estudio de los accidentes de aeronaves que realizan aproximaciones para aterrizar utilizando sistemas terrestres de guía. Esto es el factor de reducción de riesgos que se supone debido a la intervención del piloto a raíz de una falla de la continuidad de servicio.

Por consiguiente:

$$P_1 = 1 \times 10^{-3}$$

$$P_2 = 4 \times 10^{-6}$$

$$P_3 = 2,5 \times 10^{-4}$$

$$P_4 = 4 \times 10^{-6} \times 2,5 \times 10^{-4} = 1 \times 10^{-9}$$

$$P_5 = 1 \times 10^{-3} \times 1$$

y:

$$\text{calculada } P_6 = 2 \times 10^{-3}.$$

3.2 Por lo tanto, existe un margen de 1×10^{-3} respecto al requisito genérico.

4. Aplicación del árbol de riesgos a una aproximación MLSRNAV en un entorno con múltiples obstáculos (Figura A-3)

4.1 En este caso existen tres elementos de navegación (azimut, elevación y DME/P) y se supone que todos satisfacen los requisitos en materia de integridad y COS para equipo azimut del nivel 4; o sea, integridad = $1 - 0,5 \times 10^{-9}$ y MTBO = 4 000 horas.

$$P_{01} = P_{02} = P_{03} = 0,5 \times 10^{-3}$$

$$P_4 = 1,0$$

Nota.— Se supone que el piloto es incapaz de intervenir en caso de una falla de la integridad en el sistema terrestre.

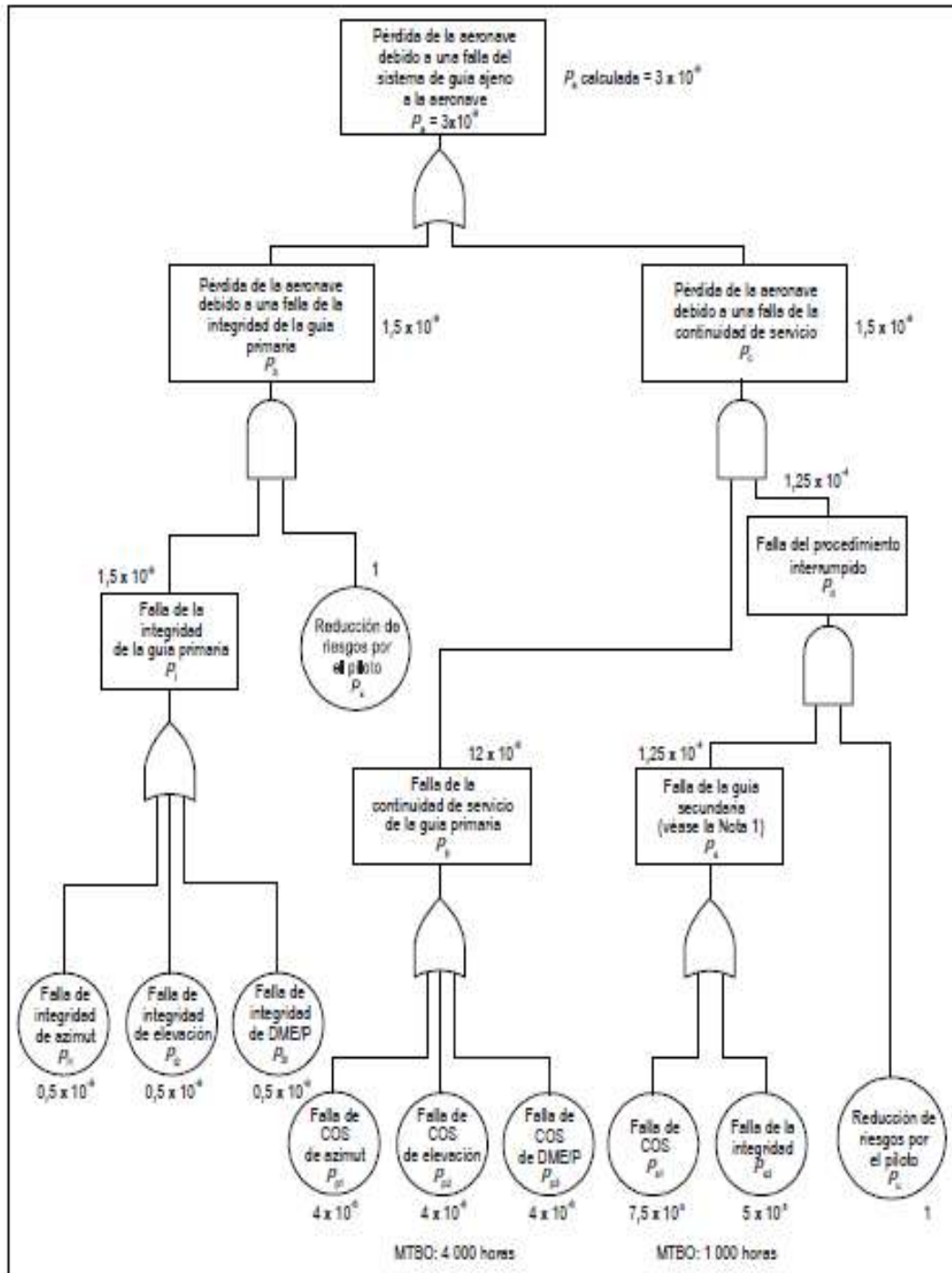


Figura A-3. Árbol de riesgos para MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos

$$P_{p1} = P_{p2} = P_{p3} = 4 \times 10^{-6}$$

Nota.— Se supone un tiempo de exposición a obstáculos (OET) de 60 segundos y un MTBO de 4 000 horas para todos los sistemas terrestres.

$$P_a = 1,0$$

Nota.— Se supone que un procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada sin guía es inaceptable. Por consiguiente, se considera que la probabilidad de un accidente durante semejante procedimiento es de 1.

4.2 En el caso de un procedimiento MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos, se supone que la guía secundaria será esencial para efectuar sin riesgo un procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada durante el periodo de exposición a obstáculos.

$$P_{s1} = 7,5 \times 10^{-5}$$

Nota.— Esta es la probabilidad de una falla COS del equipo terrestre de guía secundaria. Se supone aquí que el sistema de guía secundaria tiene un MTBO de 1 000 horas y que el tiempo de exposición es de 270 segundos. El tiempo de exposición a una falla de la guía secundaria depende del punto del procedimiento en el que se confirma la disponibilidad de la guía secundaria. Suponiendo que esto sería antes de iniciarse el procedimiento MLS/RNAV y que no se exigiera que el piloto confirmara de nuevo la disponibilidad de la guía secundaria antes de iniciar la parte crítica del procedimiento en el entorno abundante en obstáculos, el tiempo de exposición podría ser de varios minutos.

$$P_{s2} = 5 \times 10^{-5}$$

Nota.— Esta es la integridad requerida por el sistema de guía secundaria.

Por consiguiente:

$$P_1 = 1,5 \times 10^{-9}$$

$$P_2 = 1,5 \times 10^{-9}$$

$$P_3 = 12 \times 10^{-6}$$

$$P_4 = 7,5 \times 10^{-5} + 5 \times 10^{-5} = 1,25 \times 10^{-4}$$

$$P_5 = 1,25 \times 10^{-4}$$

$$P_6 = 12 \times 10^{-6} \times 1,25 \times 10^{-4} = 1,5 \times 10^{-9}$$

y:

calculada $P_a = 3 \times 10^{-9}$, según corresponda.

Nota.— En el caso de tiempos de exposición a obstáculos superiores a 60 segundos, será necesario aumentar los MTBO de la guía primaria o el factor de reducción de riesgos debido a la guía secundaria. Por ejemplo, si se aumenta el tiempo de exposición hasta 90 segundos, los MTBO de la guía primaria tendrán que aumentarse hasta 6 000 horas o aumentarse el MTBO de la guía secundaria a 2 250 horas. Es evidente que se establece un equilibrio entre la fiabilidad de la guía primaria, el tiempo de exposición y la fiabilidad e integridad de la guía secundaria. Puede utilizarse el método del árbol de riesgos para examinar cada procedimiento MLS/RNAV y determinar los requisitos apropiados en materia de fiabilidad e integridad para la guía primaria y la guía secundaria.

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO B
ESTRATEGIA PARA LA INTRODUCCIÓN Y APLICACIÓN DE AYUDAS NO VISUALES EN LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE (Véase el Capítulo 2, 2.1)

1. INTRODUCCIÓN

- 1.1** Diversos elementos influyen en las operaciones todo tiempo en términos de seguridad, eficacia y flexibilidad. La evolución de técnicas nuevas exige adoptar un enfoque flexible respecto al concepto de las operaciones todo tiempo a fin de obtener la totalidad de los beneficios del desarrollo técnico. Para permitir contar con esta flexibilidad, la estrategia deberá facilitar la incorporación de iniciativas o ideas técnicas innovadoras en dicha estrategia, por medio de la identificación de sus objetivos y de los conceptos que la fundamentan. La estrategia no presupone una transición rápida a un solo sistema ni a una selección de sistemas establecidos a escala mundial en apoyo de las operaciones de aproximación y aterrizaje.
- 1.2** La estrategia se refiere a la aplicación de ayudas no visuales para la aproximación y el aterrizaje con guía vertical (APV) y a las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión.

2. OBJETIVOS DE LA ESTRATEGIA

La estrategia debe:

- a) Mantener por lo menos el nivel de seguridad actual de las operaciones todo tiempo;
- b) conservar al menos el nivel existente de servicio, o el nivel superior planificado;
- c) mantener el interfuncionamiento a escala mundial;
- d) permitir flexibilidad regional en base a una planificación regional coordinada;
- e) ser aplicable al menos hasta el año 2,020; y
- f) tener en cuenta los aspectos económicos, operacionales y técnicos.

3. CONSIDERACIONES

3.1 Generalidades

Las siguientes consideraciones se basan en la hipótesis de que se dispone del requisito operacional y el compromiso necesarios y que se realizarán las gestiones oportunas.

3.2 Consideraciones relativas al ILS

- a) Existe el riesgo de que las operaciones ILS de Categorías II o III no puedan mantenerse en forma segura en determinados lugares;
- b) el Anexo 10, Volumen I, Capítulo 3, 3.1, contiene normas de inmunidad a la interferencia para receptores ILS;
- c) la expansión de los servicios ILS se ve limitada por la disponibilidad de canales (40 canales);
- d) muchas instalaciones terrestres ILS con muchos años de servicio deberán ser remplazadas; y
- e) en la mayor parte del mundo puede mantenerse el ILS durante el futuro previsible.

3.3 Consideraciones relativas al MLS

- a) El MLS de Categoría I se encuentra en servicio;
- b) el equipo terrestre con capacidad para las operaciones de Categoría II ya está certificado. La certificación del equipo terrestre y de a bordo para la Categoría IIIB está en curso y se prevé que se completará durante el período 2,004-2,005; y
- c) se prevé implantar el MLS en localidades específicas para mejorar la utilización de las pistas en condiciones de escasa visibilidad.

3.4 Consideraciones relativas al GNSS

- a) Existen normas y métodos recomendados (SARPS) para el GNSS con aumentación para APV y aproximaciones de precisión de la Categoría I;
- b) se están elaborando SARPS para el sistema de aumentación regional basado en tierra (GRAS) para operaciones APV;
- c) el GNSS con sistema de aumentación basado en satélites (SBAS) para operaciones de APV ya se encuentra en servicio en algunas regiones del mundo;
- d) se prevé que el GNSS con el sistema de aumentación basado en tierra (GBAS), para operaciones de aproximación de precisión de Categoría I entrará en servicio antes de 2,006;
- e) no se prevé que un GNSS aceptado internacionalmente con aumentación, según sea necesario, pueda estar disponible para las operaciones de Categorías II y III antes de 2,010-2,015;
- f) los problemas técnicos y operacionales relacionados con las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida mediante GNSS deben resolverse oportunamente; y

- g) los problemas institucionales relacionados con las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida mediante GNSS deben resolverse oportunamente.

3.5 Consideraciones sobre la capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje.

Para que pueda adoptarse esa estrategia, es necesaria una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje y se prevé que estará disponible.

3.6 Otras consideraciones

- a) Existe una demanda creciente para operaciones de Categorías II y III;
- b) el GNSS puede ofrecer beneficios operacionales únicos para operaciones con escasa visibilidad, incluyendo nuevos procedimientos, requisitos flexibles en materia de emplazamiento y suministro de guía en la superficie de los aeropuertos;
- c) se considera que solamente los tres sistemas normalizados (ILS, MLS y GNSS con aumentación cuando corresponda) desempeñan una función importante en apoyo de las operaciones todo tiempo. La utilización de colimadores de pilotaje conjuntamente con sistemas de visión ampliada o sintética puede proporcionar beneficios operacionales;
- d) una consecuencia de la estrategia mundial reside en que no habrá una transición rápida del ILS a los nuevos sistemas, tales como el GNSS o el MLS. En consecuencia, resulta esencial para la implantación de la estrategia que se proteja en forma adecuada el espectro de radiofrecuencias utilizado por todos estos sistemas;
- e) es preferible efectuar, en la medida de lo posible, una transición directamente del ILS al GNSS. No obstante, en algunos Estados, acaso no sea posible realizar esta transición sin perder el nivel actual de operaciones de Categorías II o III;
- f) en la medida en que algunos usuarios de una pista determinada continúen dependiendo del ILS, los posibles beneficios operacionales derivados de la introducción de nuevos sistemas de aterrizaje podrían verse limitados por las restricciones de las operaciones con sistemas mixtos; y
- g) algunas operaciones APV se pueden realizar utilizando el GNSS con aumentación si es necesario o guía vertical barométrica, y el GNSS con ABAS o guía lateral DME/DME RNAV; y
- h) las operaciones APV proporcionan mayor seguridad y, generalmente, mínimas operacionales inferiores en comparación con las aproximaciones que no son de precisión.

4. ESTRATEGIA

Basándose en las consideraciones anteriores, la necesidad de consultar a los explotadores de aeronaves y a las organizaciones internacionales, y de garantizar la seguridad, la eficiencia y la rentabilidad de las soluciones propuestas, la estrategia mundial es la siguiente:

- a) Continuar las operaciones ILS con el máximo nivel de servicio mientras sean aceptables desde el punto de vista operacional y económicamente ventajosas para asegurar que no se niegue el acceso a los aeropuertos a las aeronaves equipadas únicamente con ILS;
- b) implantar el MLS cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso;
- c) implantar el GNSS con aumentación (es decir, ABAS, SBAS, GBAS) para las operaciones APV y de Categoría I cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso, asegurando al mismo tiempo que se traten y resuelvan los problemas relacionados con la propagación ionosférica en las regiones ecuatoriales;
- d) promover el desarrollo y la utilización de una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje;
- e) promover las operaciones APV, en particular las que utilizan guía vertical GNSS, para fortalecer la seguridad y el acceso;
- f) identificar y resolver problemas respecto de la viabilidad operacional y técnica para el GNSS con sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) y dar soporte a las operaciones de Categorías II y III. Implantar el GNSS para las operaciones de Categorías II y III en los casos en que se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso; y
- g) permitir que cada región desarrolle una estrategia de implantación para estos sistemas acorde con la estrategia mundial.

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO C.

INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS PARA ILS, VOR, PAR, RADIOBALIZAS DE 75 MHz (EN RUTA), NDB Y DME

1. INTRODUCCIÓN

El contenido de este adjunto solamente tiene por objeto proporcionar aclaraciones y orientación y no debe considerarse como parte integrante de las especificaciones o de las normas o métodos recomendados que contiene el Volumen I.

Para que sea más comprensible el texto que sigue y para facilitar el rápido intercambio de ideas acerca de conceptos estrechamente relacionados, se incluyen las definiciones que se dan a continuación.

Definiciones referentes al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)

Las expresiones que se dan a continuación pueden usarse en la mayoría de casos ya sea sin calificación o calificándolas con los términos "nominal" e "indicado", con los siguientes significados:

Nominal: las características de proyecto de un elemento, o concepto.

Sin calificación: las características conseguidas de un elemento o concepto.

Indicado: las características conseguidas de un elemento o concepto, indicadas en un receptor (es decir, incluidos los errores de la instalación receptora).

Sistema localizador	Sistema de trayectoria de planeo ILS
<i>Eje de rumbo indicado.</i> Lugar geométrico de los puntos de cualquier plano horizontal en que la desviación del indicador del receptor es cero.	
<i>Sector de rumbo indicado.</i> Sector en cualquier plano horizontal que contenga el eje de rumbo indicado, en que la desviación del indicador del receptor es constante dentro de los límites comprendidos en toda la escala.	
<i>Codo del rumbo del localizador.</i> Un codo del rumbo es una desviación del eje de rumbo del localizador respecto a su posición nominal.	<i>Codo de la trayectoria de planeo ILS.</i> Un codo de la trayectoria de planeo ILS es una desviación de dicha trayectoria respecto a su posición nominal.

2. TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS

2.1 Objetivos de índole operacional, objetivos relativos a proyecto y mantenimiento, y definiciones de la estructura del rumbo para las diferentes categorías de actuación de las instalaciones

2.1.1 Las categorías de actuación de las instalaciones, definidas en el Capítulo 3, 3.1.1 tienen los objetivos operacionales siguientes:

Operación de Categoría I: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión no inferior a 60 m (200 ft) y con una visibilidad no inferior a 800 m o un alcance visual en la pista no inferior a 550 m.

Operación de Categoría II: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión inferior a 60 m (200 ft) pero no inferior a 30 m (100 ft), y un alcance visual en la pista no inferior a 300 m.

Operación de Categoría IIIA: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos:

- a) Hasta una altura de decisión inferior a 30 m (100 ft), o sin altura de decisión; y
- b) con un alcance visual en la pista no inferior a 175 m.

Operación de Categoría IIIB: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos:

- a) Hasta una altura de decisión inferior a 15 m (50 ft), o sin altura de decisión; y
- b) un alcance visual en la pista inferior a 175 m pero no inferior a 50 m.

Operación de Categoría IIIC: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos sin limitaciones de altura de decisión ni de alcance visual en la pista.

2.1.2 Capacidades. Para fijar estos objetivos es importante considerar los tipos de aeronaves que utilicen el ILS y las posibilidades de los sistemas de guía para el vuelo. En dichos objetivos se supone que se trata de modernas aeronaves dotadas de equipos especialmente diseñados. En la práctica, no obstante, las posibilidades operacionales pueden extenderse más allá de los objetivos concretos expuestos en 2.1.1.

2.1.2.1 Equipos para objetivos adicionales. La disponibilidad de sistemas de guía de vuelo con protección mínima y de sistemas operacionales en caso de falla, conjuntamente con un sistema terrestre del ILS que proporcione guía adecuada con un nivel apropiado de continuidad de servicio y de integridad para el caso de que se trate, puede permitir el logro de los objetivos operacionales que no coinciden con los que se describen en 2.1.1.

2.1.2.2 Operaciones avanzadas. Las empresas explotadoras de aeronaves están alentando a que el empleo de los sistemas automáticos de aproximación y aterrizaje de las aeronaves modernas dotadas de dichos sistemas constituya una práctica corriente cuando el proceso de la aproximación pueda ser supervisado visualmente por la tripulación de vuelo. Por ejemplo, estos tipos de operaciones pueden llevarse a cabo con instalaciones ILS de Categoría de actuación I cuando la calidad y la cobertura de la guía sobrepasan los requisitos básicos estipulados en el Capítulo 3, 3.1.3.4.1 y ésta se extiende hasta la pista.

2.1.2.3 Sistema de clasificación ILS. Para poder aprovechar plenamente las ventajas que ofrecen los sistemas automáticos de mando de vuelo de las modernas aeronaves, se plantea la necesidad correspondiente de un método que describa el ILS basado en tierra de un modo más completo que el que se puede lograr teniendo como única referencia la categoría de actuación de la instalación. Esto se logra utilizando el sistema de clasificación del ILS que emplea tres caracteres. Su finalidad es proporcionar una descripción de aquellos aspectos

de la actuación que deben conocerse desde el punto de vista de las operaciones para establecer las operaciones que un ILS determinado podría apoyar.

2.1.2.4 El plan de clasificación del ILS proporciona el medio para hacer conocer las posibilidades adicionales que puede ofrecer una determinada instalación terrestre del ILS por encima de las que corresponden a las instalaciones definidas en el Capítulo 3, 3.1.1. Estas posibilidades adicionales podrán utilizarse para permitir que su empleo operacional según 2.1.2.1 y 2.1.2.2 pueda aprobarse hasta y por debajo de los valores establecidos en los objetivos operacionales descritos en 2.1.

2.1.2.5 En 2.14.3 se presenta un ejemplo del sistema de clasificación.

El siguiente texto de orientación tiene por objeto proporcionar ayuda a los Estados cuando se evalúe la aceptabilidad de los rumbos del localizador ILS y de las trayectorias de planeo con codos. Aunque, por definición, los codos del rumbo y los codos de la trayectoria de planeo están relacionados con las posiciones nominales del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo, respectivamente, la evaluación de las aberraciones de alta frecuencia se basa en las desviaciones con respecto al rumbo o a la trayectoria medios. El texto que figura en 2.1.5 y la Figura C-2 respecto a la evaluación de los codos indican como se relacionan éstos con las posiciones medias del rumbo y de la trayectoria. Los registros de las aeronaves se harán, normalmente, de esta forma.

2.1.3 Codos del rumbo. Los codos del rumbo del localizador deberían evaluarse en función de la estructura del rumbo especificada en el Capítulo 3, 3.1.3.4. Por lo que toca al aterrizaje y al recorrido de despegue en condiciones de la Categoría III, esta estructura del rumbo responde al deseo de proporcionar guía adecuada para las operaciones manuales y/o automáticas a lo largo de la pista en condiciones de visibilidad reducida. Respecto a la actuación de Categoría de actuación I en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos del rumbo (probabilidad del 95%) a la altura de 30 m (100 ft), a un desplazamiento lateral de menos de 10 m (30 ft). Por lo que toca a las Categorías de actuación II y III en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos de rumbo (probabilidad del 95%) en la región comprendida entre el punto B del ILS y la referencia ILS (instalaciones de la Categoría II), o el punto D del ILS (instalaciones de la Categoría III), a un ángulo inferior a 2°, tanto en balanceo como en cabeceo, y a un desplazamiento lateral inferior a 5 m (15 ft).

Los codos del rumbo son inaceptables cuando, en condiciones normales, impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una actitud estable, y a un punto, dentro de límites de desplazamiento aceptables respecto al eje de rumbo, desde el cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al manual. Cuando la aeronave ha iniciado ya una aproximación, el manejar excesivamente los mandos puede ser causa de que no se lleve a buen término la aproximación o el aterrizaje. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático, puede existir el requisito operacional de que se continúe la aproximación por debajo de la altura de decisión. Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumple la especificación relativa a la estructura del rumbo que figura en el Capítulo 3, 3.1.3.4.

Los codos u otras irregularidades que no son aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo en las condiciones de aire estable que requieren las técnicas de comprobación de precisión.

- 2.1.4** Codos de la trayectoria de planeo ILS. Los codos de la trayectoria de planeo del ILS deberían evaluarse en función de la estructura de la trayectoria de planeo del ILS especificada en el Capítulo 3, 3.1.4.4. Para la Categoría de actuación I, la estructura de esta trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del 95%) a la altura de 30 m (100 ft) — a un desplazamiento vertical inferior a 3 m (10 ft). Por lo que toca a las Categorías de actuación II y III, esta estructura de la trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del 95%) a la altura de 15 m (50 ft) — a un ángulo inferior a 2°, tanto en cabeceo como en balanceo y a desplazamientos verticales de menos de 1.2 m (4 ft).

Los codos de la trayectoria son inaceptables cuando en condiciones normales impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una posición de vuelo estable, y a un punto comprendido dentro de límites aceptables de desplazamiento respecto a la trayectoria de planeo ILS, desde la cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al acoplamiento manual. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático puede hacer falta en la práctica proseguir la aproximación por debajo de la altura de decisión.

Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumplen las especificaciones relativas a la estructura de la trayectoria de planeo del ILS que figuran en el Capítulo 3, 3.1.4.4.

Los codos u otras irregularidades que no sean aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo precisas, completadas según sea necesario por mediciones especiales en el suelo.

- 2.1.5** Aplicación de la norma relativa a amplitud de los codos de trayectoria de planeo/rumbo de localizador. Al aplicar la especificación relativa a la estructura del rumbo del localizador (Capítulo 3, 3.1.3.4) y a la estructura de la trayectoria de planeo ILS (3.1.5.4), deberían seguirse los criterios siguientes:

- La Figura C-1 indica la relación entre las amplitudes máximas (probabilidad base, 95%) de los codos del localizador del rumbo/trayectoria de planeo, y las distancias desde el umbral que se han especificado para las Categorías de actuación II y III.
- Si la amplitud de los codos ha de evaluarse en cualquier región de la aproximación, los registros de vuelo, corregidos para tener en cuenta el error de posición angular de la aeronave, deberían analizarse para un intervalo de tiempo de ± 20 s respecto al punto medio de la región que haya de evaluarse. Lo anterior se basa en una velocidad de la aeronave respecto al suelo de 195 km/h (105 kt) \pm 9 km/h (5 kt).

La especificación de amplitud máxima del 95% es el porcentaje admisible del intervalo total de tiempo en que la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria debe ser menor que la magnitud especificada en la Figura C-1 respecto a la región que se está evaluando.

La Figura C-2 presenta un ejemplo típico del método que puede emplearse para evaluar la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria de una instalación determinada. Si la suma de los intervalos de tiempo t_1 , t_2 , t_3 , cuando se exceda la especificación dada, es igual o inferior al 5% del tiempo total T , la región que se está evaluando es aceptable. Por lo tanto:

$$100 \frac{T - [(t_1 + t_2 + \dots)]}{T} \geq 95\%$$

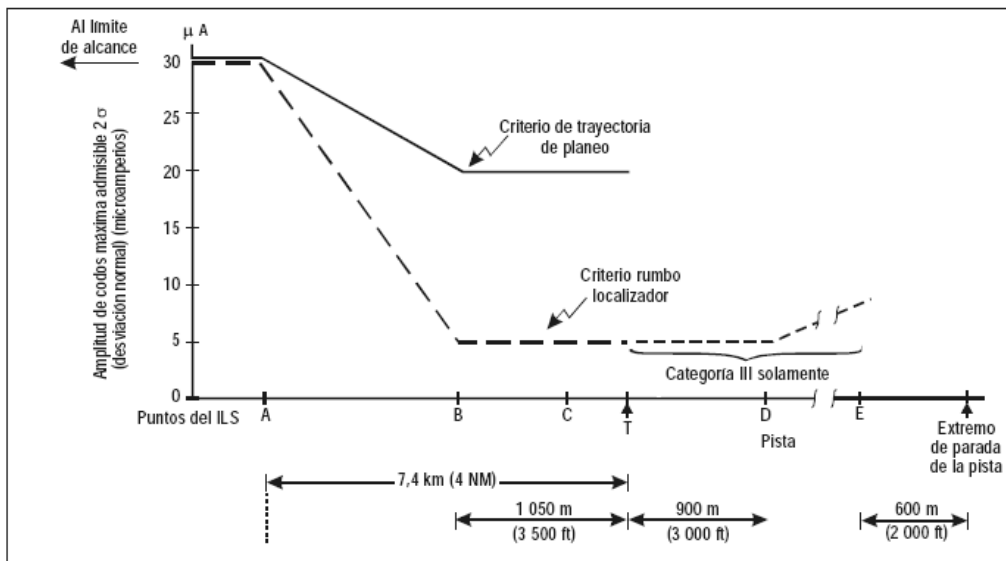


Figura C-1. Amplitud máxima de los codos del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo de las Categorías II y III

Intencionalmente en blanco

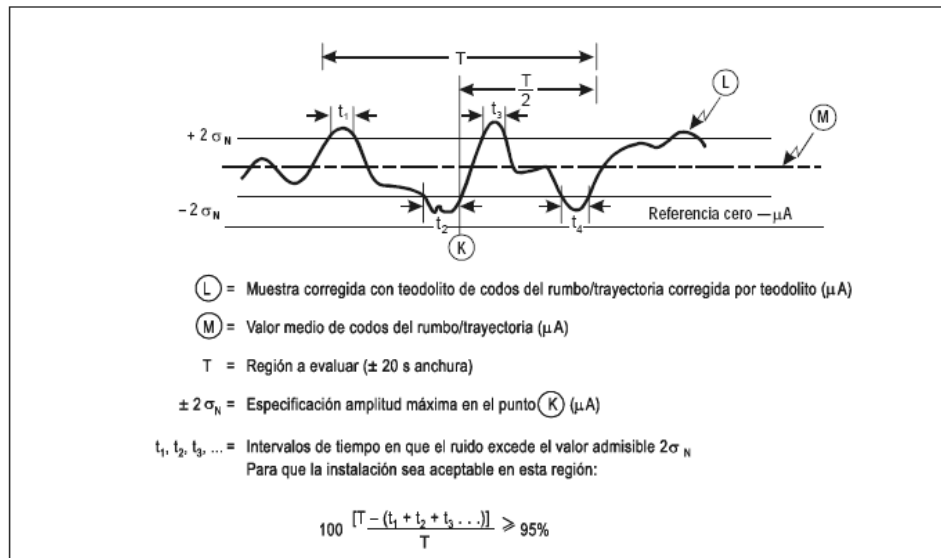


Figura C-2. Evaluación de la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria

Debería hacerse el análisis de los codos de la trayectoria de planeo utilizando como referencia la trayectoria media de planeo y no la prolongación rectilínea hacia abajo. La extensión de la curvatura se rige por el emplazamiento lateral del sistema de antenas de trayectoria de planeo del equipo terrestre, la distancia de este sistema de antena con respecto al umbral, y las alturas relativas del terreno a lo largo de la ruta de aproximación final y en el emplazamiento de la trayectoria de planeo (véase 2.4).

2.1.6 Filtro de mediciones. Dada la complejidad de los componentes de frecuencia presentes en las estructuras de los codos del haz del ILS, los valores medios de los codos del haz dependen de la respuesta de frecuencia del equipo receptor y registrador de abordó. Se pretende que se obtengan mediciones del codo de haz utilizado en frecuencias de vértice (en radianes por segundo) del filtro de bajo paso para los circuitos de salida de DDM del receptor y del equipo registrado correspondiente, de $92.6/V$, en que V es la velocidad en kilómetros por hora de la aeronave o del vehículo terrestre, según sea el caso.

2.1.7 Equipo monitor. Las pruebas de que se dispone indican que puede conseguirse fácilmente una estabilidad de actuación dentro de los límites que se definen en el Capítulo 3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6, es decir, dentro de los límites del monitor.

2.1.7.1 La elección de límites del monitor es una cuestión de criterio individual, basado en el conocimiento de las exigencias de seguridad de la categoría de operación de que se trate. Sin embargo, la especificación de tales límites no indica la magnitud de la variación normal de performance de un día a otro, que se debe a los errores de montaje y al retardo del equipo. Es necesario investigar y tomar medidas correctivas si la performance de un día a otro excede frecuentemente los límites especificados en el Capítulo 3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6. Las causas de dichas desviaciones deberían eliminarse:

- a) Para reducir considerablemente la posibilidad de que los parámetros críticos de la señal bordeen los límites especificados del monitor; y

b) para asegurar una elevada continuidad del servicio ILS.

2.1.7.2 A continuación se dan indicaciones generales para el diseño, funcionamiento y mantenimiento de los sistemas monitores que cumplan los requisitos del Capítulo 3, 3.1.3.11 y 3.1.5.7:

1. Debería hacerse lo posible para asegurarse de que los sistemas monitores responden a todas las variaciones de la instalación terrestre que perjudican el funcionamiento del sistema de a bordo durante la aproximación ILS.
2. Los sistemas monitores no deberían reaccionar ante las condiciones locales que no afecten a la información de navegación percibida por los sistemas de a bordo.
3. Las desviaciones del sistema monitor no deberían aumentar ni reducir apreciablemente los límites de control especificados.
4. Debe ponerse especial cuidado en el proyecto y funcionamiento del sistema monitor a fin de asegurar que se suprimirán las componentes de navegación o que se suspenderá la emisión en caso de que fallase el propio sistema monitor.
5. El funcionamiento de ciertos sistemas monitores se funda en dispositivos que efectúan el muestreo de la señal en las proximidades del sistema de antenas del transmisor. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo exigen una atención especial en los puntos siguientes:
 - a) Cuando se utilicen sistemas de antenas de gran abertura, no es posible frecuentemente colocar los sensores del monitor de tal forma que la relación de fase observada en el campo alejado del rumbo sea la misma que la del punto sensor. Sin embargo, el sistema monitor debería detectar igualmente las modificaciones de la antena y del correspondiente sistema alimentador que afecten significativamente el rumbo en el campo lejano;
 - b) los cambios del nivel real del suelo causados por nieve, inundaciones, etc., pueden afectar a los sistemas de control de la trayectoria de planeo y al rumbo real en el espacio de forma distinta especialmente cuando se depende del plano del suelo para formar el tipo de trayectoria de planeo deseada;
 - c) deben tenerse en cuenta otras causas que pueden perturbar la captación por el monitor de la señal emitida, tales como la formación de hielo y aves; y
 - d) en un sistema en que las señales del monitor se utilizan para un circuito retroactivo para corregir las variaciones del equipo correspondiente, debería ponerse especial cuidado en que influencias extrañas y cambios del propio sistema no provoquen variaciones del rumbo o de la trayectoria de planeo fuera de los límites especificados sin que lo advierta el sistema de control.
6. Una forma posible de sistema monitor está constituida por un monitor integral en el cual la contribución de cada elemento de la antena transmisora en la emisión de la señal de rumbo en campo lejano se mide en el sistema de antenas. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo, debidamente diseñados, pueden proporcionar una

estrecha correlación entre la indicación del monitor y la señal radiada en campo lejano. En ciertos casos, los monitores de este tipo pueden remediar la dificultad expuesta en los incisos 5), a), b) y c).

2.1.7.3 Se observará que la DDM medida en un punto determinado del espacio es una función del desplazamiento de la sensibilidad y de la posición del eje de rumbo o trayectoria de planeo. Se debería tener esto en cuenta al diseñar y manejar los sistemas monitores.

2.1.8 Radiación de los localizadores ILS no utilizados en las operaciones. Las aeronaves que realizan aproximaciones hacia bajos niveles en pistas equipadas con localizadores que sirven la dirección opuesta a la aproximación han experimentado grave interferencia con las señales del localizador ILS utilizado en las operaciones. En las aeronaves que sobrevuelan este sistema de antenas del localizador la interferencia es producida por la modulación cruzada debida a las señales emitidas por el localizador de la aproximación opuesta. Tratándose de operaciones a bajo nivel, dicha interferencia puede afectar gravemente a la aproximación o al aterrizaje y puede perjudicar la seguridad. En el Capítulo 3, 3.1.2.7, 3.1.2.7.1 y 3.1.2.7.2 se especifican las condiciones en que puede permitirse la radiación de los localizadores que no se utilicen para las operaciones.

2.1.9 Interferencia al ILS por trayectos múltiples

En este texto de orientación no se considera la forma en que las nuevas aeronaves de gran tamaño afectan a las magnitudes de las áreas críticas y sensibles. El texto se está actualizando para tener en cuenta el efecto de estas aeronaves en las áreas críticas y sensibles, y de los cambios considerables en los aeropuertos y el entorno operacional que han tenido lugar desde que se elaboró por primera vez. Se insta a los Estados a ejercer prudencia al aplicar los ejemplos descritos a continuación, ya que en ellos no se consideran algunos factores que repercuten en la calidad de la señal en el espacio.

2.1.9.1 La interferencia a las señales del ILS depende de todo el medio ambiente alrededor de las antenas ILS y de las características de estas antenas. Cualquier objeto de grandes dimensiones, incluso vehículos u objetos fijos tales como edificios que se encuentren en la cobertura de la señal radiada podrán ocasionar interferencia por trayectos múltiples a la estructura del rumbo y trayectoria ILS. El emplazamiento y tamaño de los objetos fijos reflectantes y de los edificios, junto con las características direccionales de las antenas, determinarán la calidad estática de la estructura del rumbo o de la trayectoria, sea por la Categoría I, II o III. Los objetos móviles pueden deteriorar esta estructura hasta tal punto que ésta resulte inaceptable. Es necesario definir y señalar las áreas en las que posiblemente las interferencias puedan causar tales deterioros. Para poder formular criterios de zonificación que sirvan para proteger ciertas áreas, éstas pueden subdividirse en las dos categorías de áreas críticas y áreas sensibles:

- a) el área crítica ILS es un área de dimensiones definidas que rodea a las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo en la cual se excluye la entrada y circulación de vehículos, incluso aeronaves, durante las operaciones ILS. Se protege el área crítica debido a que la presencia dentro de sus límites de vehículos y/o aeronaves ocasionaría perturbaciones inaceptables de la señal en el espacio ILS;
- b) el área sensible ILS es un área que se extiende más allá del área crítica en la cual se controla el establecimiento y/o movimiento de vehículos, incluso aeronaves, para evitar la posibilidad de que ocurra interferencia inaceptable a la

señal ILS durante las operaciones ILS. Se protege el área sensible para evitar la interferencia proveniente de grandes objetos en movimiento fuera del área crítica pero que normalmente estén dentro de los límites del aeródromo.

La finalidad de definir las áreas críticas y sensibles es proporcionar protección adecuada al ILS. En diversos Estados puede ser distinta la forma de aplicar esta terminología. En algunos Estados se utiliza la expresión "área crítica" para describir la misma área que aquí se denomina área sensible.

Se espera que en aquellos lugares en que el ILS y el MLS tengan emplazamiento común, el MLS podría estar emplazado dentro de las áreas críticas del ILS de conformidad con los textos de orientación del Adjunto G, Sección 4.1.

2.1.9.2 En las Figuras C-3A, C-3B, C-4A y C-4B se muestran ejemplos de áreas críticas y sensibles que sería necesario proteger. Para la protección del área crítica, es normalmente necesario prohibir la entrada de cualquier vehículo y la circulación o estacionamiento de aeronaves en el interior de esta área en el curso de todas las operaciones ILS. Debería designarse claramente el área crítica que haya sido establecida para cada localizador y trayectoria de planeo. Pudiera ser necesario proporcionar dispositivos de señalización apropiados en las calles de rodaje y vías de acceso que penetran en el área crítica a fin de restringir la entrada de vehículos y aeronaves. En lo que respecta a las áreas sensibles pudiera ser necesario excluir todo o parte del tránsito dependiendo de la posibilidad de interferencia y de la categoría de la operación. Sería aconsejable que las áreas sensibles estuvieran incluidas en los límites del aeródromo para poder controlar adecuadamente toda la circulación de tráfico y evitar así la interferencia inaceptable a las señales ILS. Si estas áreas se encontraran fuera de los límites del aeródromo, sería esencial la cooperación entre las autoridades competentes para garantizar que se tiene el control adecuado. Es necesario preparar procedimientos operacionales para la protección de las áreas sensibles.

2.1.9.3 Las dimensiones del área sensible dependen de cierto número de factores tales como el tipo de antena ILS, la topografía, y el tamaño y orientación de objetos no naturales, incluyendo aeronaves y vehículos de grandes dimensiones. Las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo de concepción moderna pueden reducir de modo muy eficaz los riesgos de perturbación y por consiguiente la extensión de las áreas sensibles. Dado que el riesgo más elevado de la perturbación de las señales ILS proviene de la circulación de aeronaves de gran tamaño, las áreas sensibles para estas aeronaves se extienden mucho más allá de los límites de las áreas críticas. El problema se agrava si aumenta la densidad de la circulación en el suelo.

2.1.9.3.1 En el caso del localizador, todos los grandes objetos iluminados por la radiación direccional principal de la antena deben considerarse como fuente posible de interferencia inaceptable a las señales. Entre éstos se incluirán las aeronaves que estén en la pista o en ciertas calles de rodaje. Las áreas sensibles necesarias para proteger operaciones de las Categorías I, II y III tendrán diversas dimensiones siendo las más extensas las correspondientes a las operaciones de Categoría III. Sólo puede tolerarse una perturbación mínima en operaciones de la Categoría III, pero un rumbo fuera de los límites de tolerancia a lo largo de la superficie de la pista no tendrá ningún influjo en las operaciones de las Categorías I o II. Si la estructura de rumbo ya es marginal debido a efectos estáticos de multitrayectos, una interferencia adicional de menor importancia provocaría señales inaceptables. En tales casos pudiera ser necesario establecer un área sensible de mayor extensión.

2.1.9.3.2 En el caso de la trayectoria de planeo, la experiencia ha demostrado que cualquier objeto que sobresalga de una determinada superficie por encima del plano de reflexión de la antena de trayectoria de planeo y que esté dentro de la cobertura en azimut de la antena debe ser considerado como fuente de interferencia a la señal. El ángulo de esta superficie por encima del plano horizontal de la antena depende de la configuración de antena de trayectoria de planeo que se utilice en tal ocasión. El estacionamiento o rodaje de aeronaves de muy grandes dimensiones a distancias inferiores a varios millares de pies de la antena de trayectoria de planeo, y directamente entre esta antena y la trayectoria de aproximación, causarían generalmente una importante perturbación a la señal de trayectoria de planeo. Por otro lado, se ha demostrado que es despreciable el influjo de aeronaves pequeñas situadas a más de unos cuantos cientos de pies de la antena de trayectoria de planeo.

2.1.9.3.3 La experiencia ha demostrado que las características más importantes que influyen en la reflexión y difracción de las señales ILS de forma que se produzca interferencia por multitrayectos son la altura y la orientación de las superficies verticales de aeronaves y vehículos. Debe establecerse la altura máxima de una superficie vertical que pueda interferir así como su orientación en el "peor de los casos". Esto se debe a que algunas orientaciones pueden provocar desviaciones de la trayectoria de planeo o del localizador más allá de los límites de tolerancia a distancias mayores que las correspondientes a las orientaciones paralela o perpendicular.

2.1.9.4 Se pueden utilizar computadoras o modelos para calcular el emplazamiento, magnitud y duración probables de las perturbaciones ILS provenientes de objetos, ya sean edificios o aeronaves, de diversos tamaños y orientaciones y en varios emplazamientos. Entre los temas relacionados con esas técnicas figuran los siguientes:

a) hay modelos matemáticos computadorizados de uso general que son utilizados por personal con una amplia variedad de niveles de experiencia. No obstante, para aplicar esos modelos en determinados entornos de trayectos múltiples, se requieren conocimientos y criterios técnicos sobre las hipótesis y limitaciones apropiadas. La información sobre performance ILS relacionada con este tema debería proporcionarla normalmente el fabricante de equipo ILS;

b) cuando se haya instalado un ILS y funcione satisfactoriamente, pueden utilizarse computadoras y procedimientos de simulación para calcular la probable magnitud de la perturbación del ILS que pudiera provenir de nuevas construcciones propuestas. Siempre que sea posible, deberían validarse los resultados de la simulación computadorizada comparándolos directamente con mediciones en vuelo reales de los resultados de una nueva construcción; y

c) teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de la señal debido a aeronaves en tierra, se pueden determinar los límites correspondientes del área sensible mínima. Se han utilizado modelos para determinar las áreas críticas y sensibles en las Figuras C-3A, C-3B, C-4A y C-4B, teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de las señales del ILS debido a aeronaves en tierra. Los factores que afectan al tamaño y forma de las áreas críticas y sensibles son entre otros: los tipos de aeronave que probablemente causarán interferencia, la abertura y el tipo de antena (dipolo de período logarítmico/dipolo, etc.), el tipo de señales de margen (frecuencia única/doble), la categoría de las operaciones propuestas, la longitud de la pista, y los codos estáticos ocasionados por las estructuras existentes. La utilización de los modelos debería incluir su validación, lo que supone efectuar una comparación puntual de los resultados calculados con los datos reales de pruebas realizadas sobre el terreno, de la interferencia producida por aeronaves estacionadas en la señal ILS.

2.1.9.5 El control de las áreas críticas y la designación de las áreas sensibles en el aeródromo propiamente dicho pueden no ser suficientes para proteger el ILS contra efectos de trayectos múltiples provenientes de estructuras fijas en tierra de grandes dimensiones. Esto es especialmente importante cuando se consideran las dimensiones de nuevos edificios que se construyen para acomodar los nuevos tipos de aeronaves de gran tamaño y para otros fines. Las estructuras situadas fuera de los límites del aeropuerto pueden también afectar la calidad del rumbo del ILS aun cuando satisfagan las limitaciones AGA en lo que se refiere a la altura de los obstáculos.

Intencionalmente en blanco

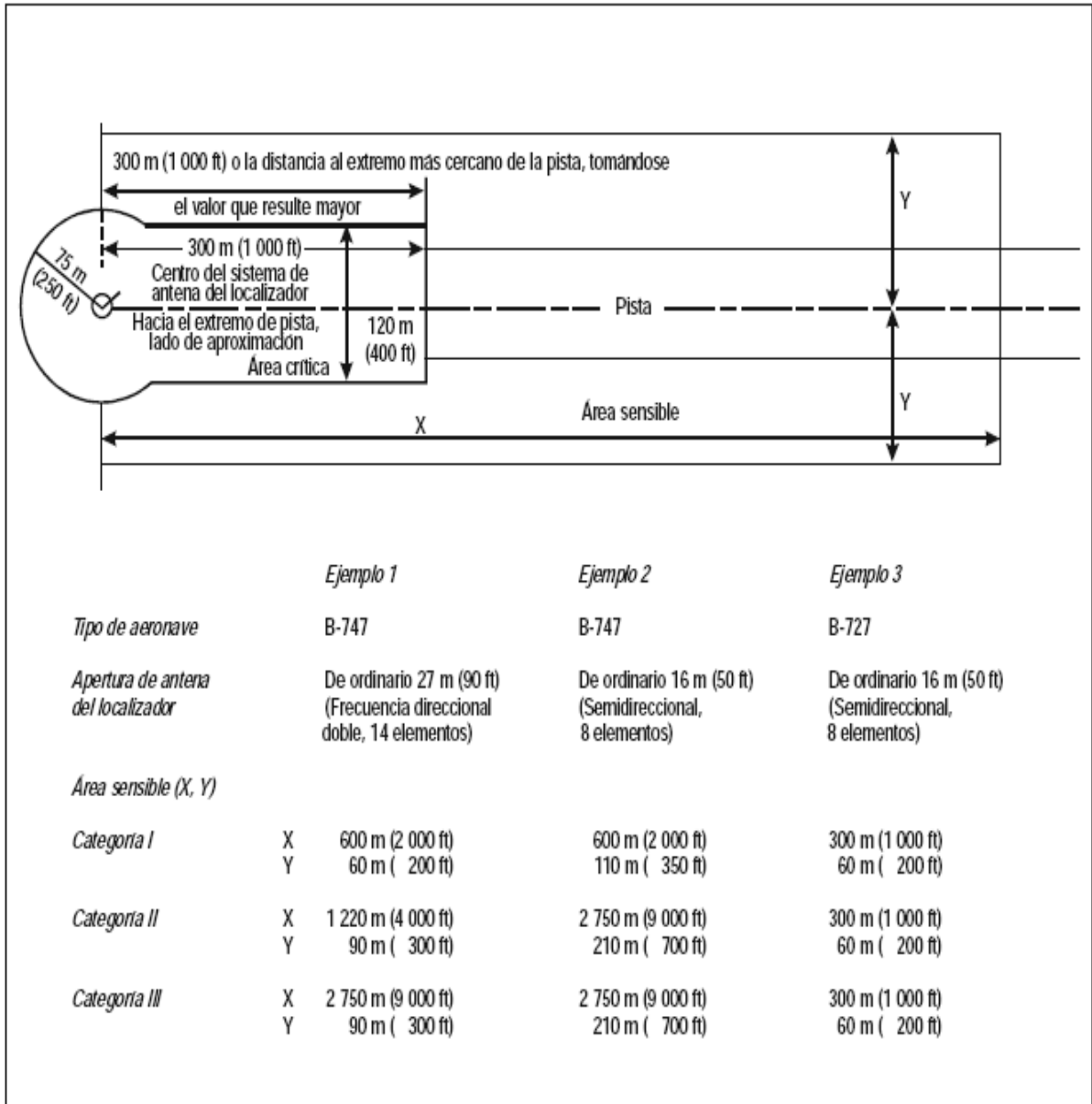


Figura C-3A. Variaciones de las dimensiones ordinarias de las áreas críticas y sensibles del localizador en una pista de 3 000 m (10 000 ft)

Intencionalmente en blanco

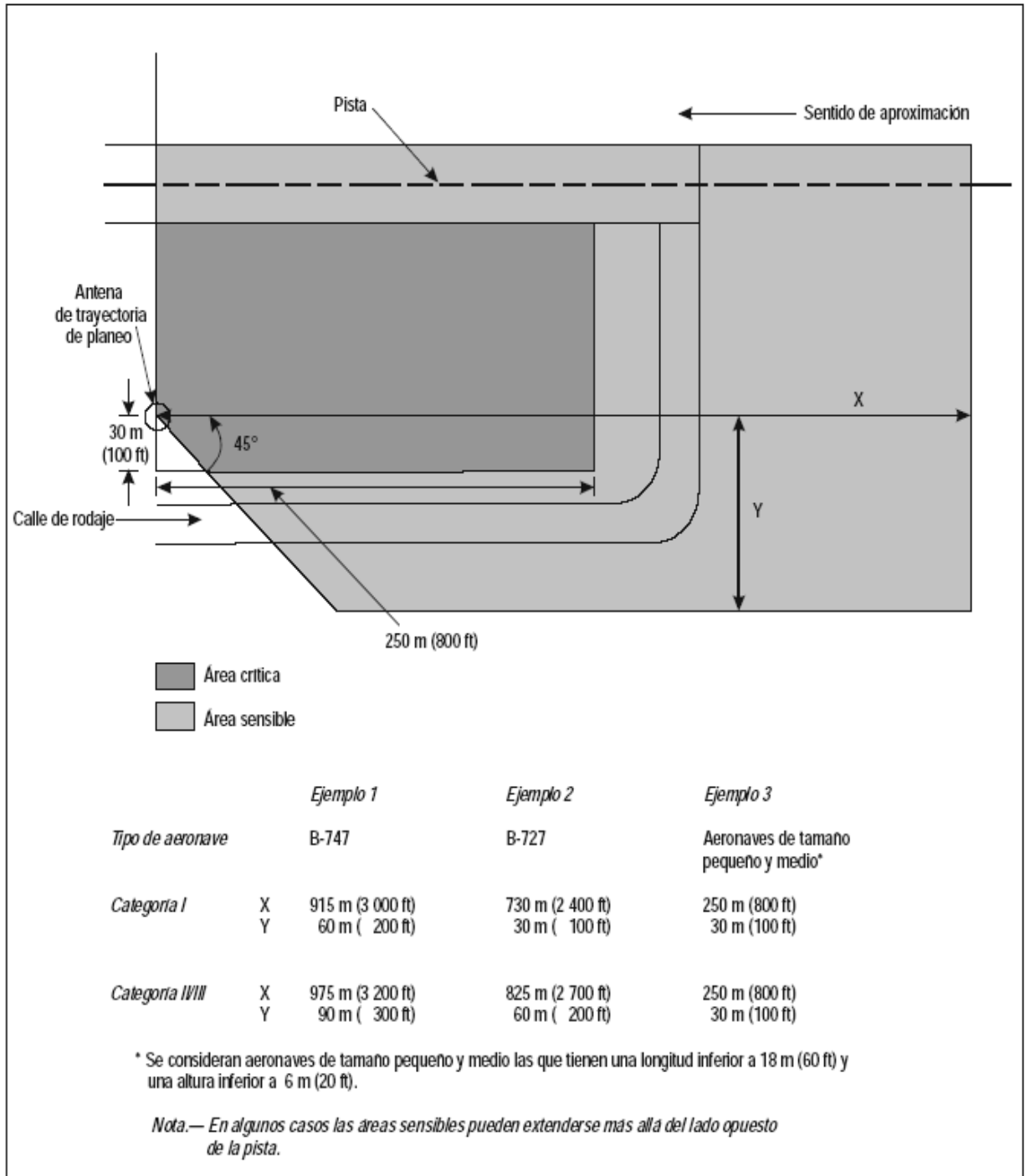


Figura C-3B. Variaciones de las dimensiones ordinarias de las áreas críticas y sensibles de trayectoria de planeo

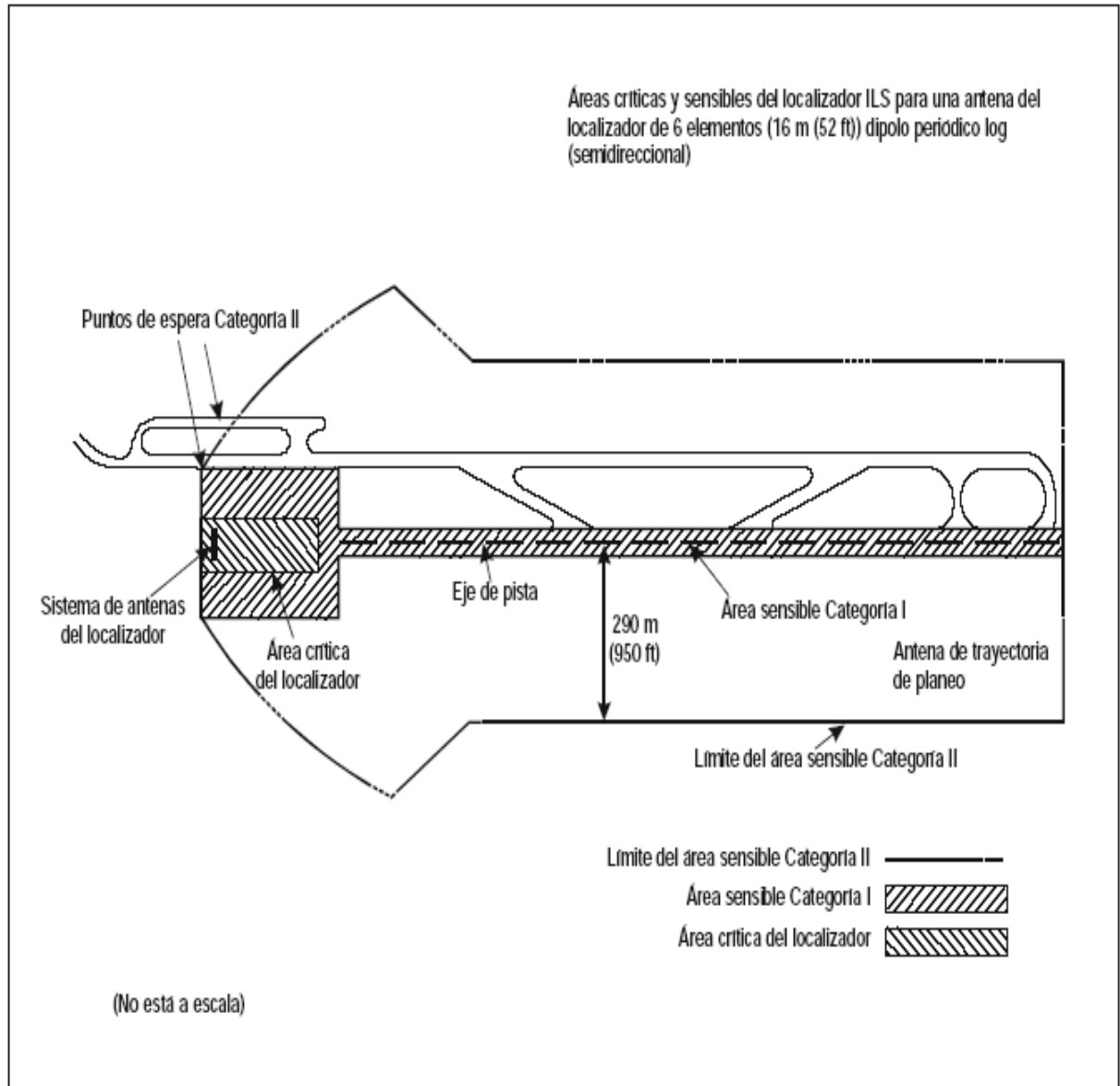


Figura C-4A. Ejemplo de la aplicación de las áreas críticas y sensibles a emplazamientos específicos con interferencia de la aeronave B-747

Intencionalmente en blanco

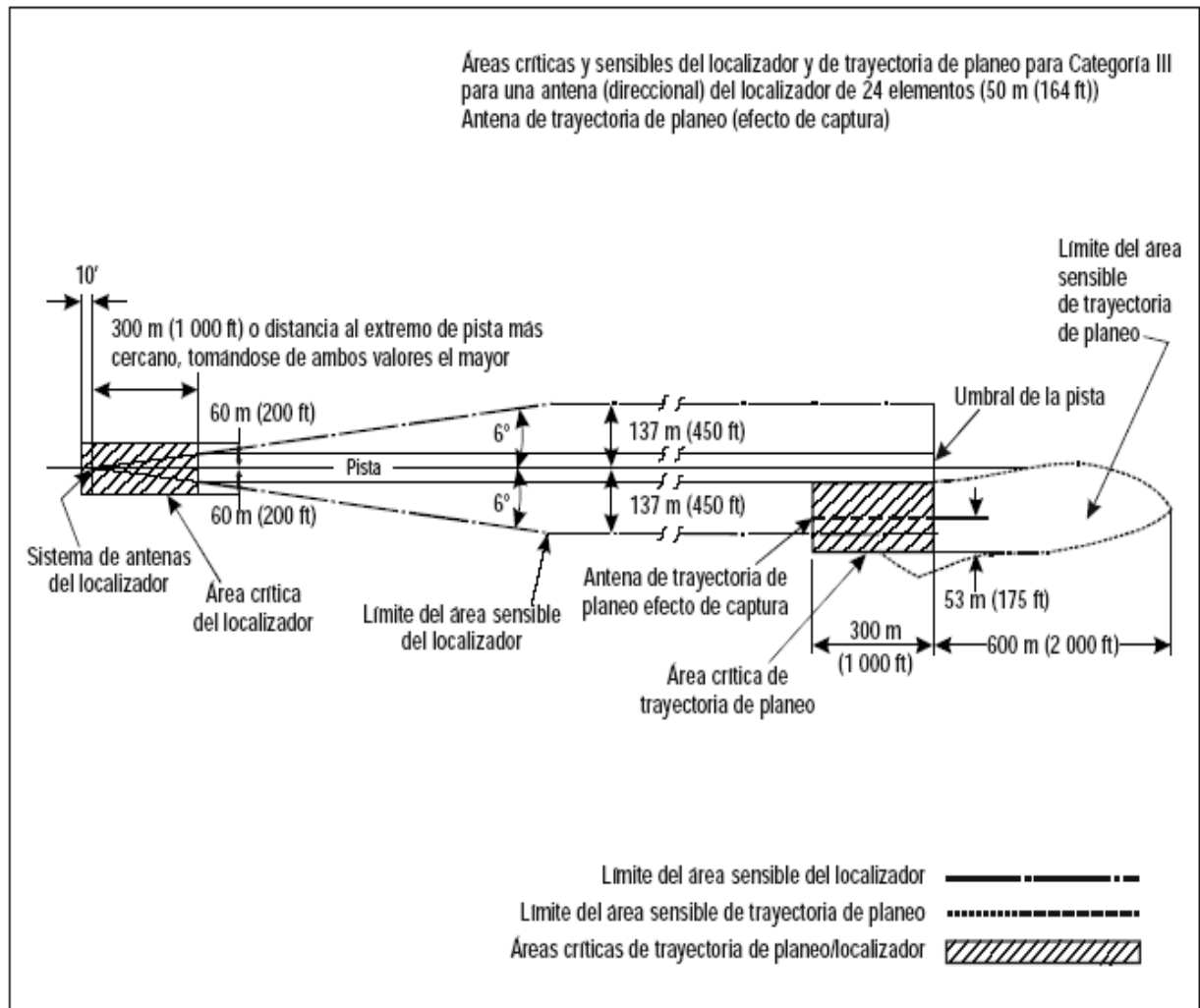


Figura C-4B. Ejemplo de la aplicación de las áreas críticas y sensibles a emplazamientos específicos con interferencia de la aeronave B-747

2.1.9.4 Se pueden utilizar computadoras o modelos para calcular el emplazamiento, magnitud y duración probables de las perturbaciones ILS provenientes de objetos, ya sean edificios o aeronaves, de diversos tamaños y orientaciones y en varios emplazamientos. Entre los temas relacionados con esas técnicas figuran los siguientes:

- Hay modelos matemáticos computadorizados de uso general que son utilizados por personal con una amplia variedad de niveles de experiencia. No obstante, para aplicar esos modelos en determinados entornos de trayectos múltiples, se requieren conocimientos y criterios técnicos sobre las hipótesis y limitaciones apropiadas. La información sobre performance ILS relacionada con este tema debería proporcionarla normalmente el fabricante de equipo ILS;
- cuando se haya instalado un ILS y funcione satisfactoriamente, pueden utilizarse computadoras y procedimientos de simulación para calcular la probable magnitud de la perturbación del ILS que pudiera provenir de nuevas

construcciones propuestas. Siempre que sea posible, deberían validarse los resultados de la simulación computarizada comparándolos directamente con mediciones en vuelo reales de los resultados de una nueva construcción; y

- c) teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de la señal debido a aeronaves en tierra, se pueden determinar los límites correspondientes del área sensible mínima. Se han utilizado modelos para determinar las áreas críticas y sensibles en las Figuras C-3A, C-3B, C-4A y C-4B, teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de las señales del ILS debido a aeronaves en tierra. Los factores que afectan al tamaño y forma de las áreas críticas y sensibles son entre otros: los tipos de aeronave que probablemente causarán interferencia, la abertura y el tipo de antena (dipolo de período logarítmico/dipolo, etc.), el tipo de señales de margen (frecuencia única/doble), la categoría de las operaciones propuestas, la longitud de la pista, y los codos estáticos ocasionados por las estructuras existentes. La utilización de los modelos debería incluir su validación, lo que supone efectuar una comparación puntual de los resultados calculados con los datos reales de pruebas realizadas sobre el terreno, de la interferencia producida por aeronaves estacionadas en la señal ILS.

2.1.9.5 El control de las áreas críticas y la designación de las áreas sensibles en el aeródromo propiamente dicho pueden no ser suficientes para proteger el ILS contra efectos de trayectos múltiples provenientes de estructuras fijas en tierra de grandes dimensiones. Esto es especialmente importante cuando se consideran las dimensiones de nuevos edificios que se construyen para acomodar los nuevos tipos de aeronaves de gran tamaño y para otros fines. Las estructuras situadas fuera de los límites del aeropuerto pueden también afectar la calidad del rumbo del ILS aun cuando satisfagan las limitaciones AGA en lo que se refiere a la altura de los obstáculos.

2.1.9.5.1 Si el medio ambiente de un aeropuerto en lo que se refiere a la existencia de objetos fijos de grandes dimensiones, tales como edificios elevados, provoca que la estructura del localizador o de la trayectoria de planeo se acerque a los límites de tolerancia para cierta categoría de operación, pudiera ser necesario establecer áreas sensibles de mucha mayor extensión. Esto se debe a que al efecto de los objetos móviles, que originaron la designación de áreas sensibles para proteger el ILS, debe añadirse el efecto de los codos de haz estáticos proveniente de objetos fijos. Sin embargo, no se considera apropiado añadir directamente las amplitudes máximas de codo pues se juzga que es más realista obtener la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados. Véanse los ejemplos siguientes:

- a) Codos de rumbo de localizador debidos a objetos estáticos: $\pm 1,5\mu A$. Límite $\pm 5\mu A$. Por consiguiente, para tener en cuenta los objetos móviles se define el área sensible del localizador como:

$$\sqrt{5^2 - 1.5^2} = 4.77\mu A$$

- b) codos de rumbo del localizador debidos a objetos estáticos: $\pm 4\mu A$. Límite $\pm 5\mu A$. Por consiguiente, para tener en cuenta objetos móviles se define el área sensible del localizador como:

$$\sqrt{5^2 - 4^2} = 3\mu A$$

En el caso b) el área sensible será mayor y se mantendrán a mayor distancia de la pista los objetos que provocan interferencia con una distorsión del haz del localizador de $3\mu A$ o inferior. Se aplica el mismo principio al área sensible de la trayectoria de planeo.

2.1.10 Reducción de codos y áreas del localizador con diferencia insuficiente en la profundidad de modulación (DDM)

2.1.10.1 Introducción. Debido a los efectos que en ciertos lugares produce el emplazamiento, en las instalaciones ILS normales simples, no siempre es posible obtener rumbos de localizador suficientemente libres de codos o de irregularidades molestas. Si este es el caso es altamente preferible emplear dos radiofrecuencias portadoras para obtener la cobertura y las características de la señal normales. En el párrafo 2.7 se proporciona más información sobre la cobertura de dos radiofrecuencias portadoras. Si aún no pueden cumplirse los requisitos normales de cobertura, puede aplicarse una reducción de la radiación en la dirección de los objetos y aceptarse un aumento de los límites de cobertura vertical inferiores, según lo prescrito en el Capítulo 3,3.1.3.3.

2.1.10.2 Reducción de la cobertura normal del localizador. Al utilizar la opción de reducción de la cobertura definida en el Capítulo 3, 3.1.3.3.1, es preciso asegurar que el volumen de cobertura reducida corresponda a las altitudes mínimas publicadas para el procedimiento de aproximación por instrumentos. Además, las operaciones con guía vectorial normales no deben terminarse y no debe emitirse una autorización para interceptar el localizador hasta que se esté dentro de la zona de cobertura promulgada. Algunas veces, se hace referencia a esto como volumen útil operacional.

2.1.10.2.1 Consideraciones operacionales desde la perspectiva de la gestión del tránsito aéreo. Los procedimientos de Aproximación por instrumentos deben diseñarse para tener en cuenta cualquier reducción en la cobertura del localizador que permítala norma del Capítulo 3, 3.1.3.3.1. Esto puede realizarse asegurándose de que el procedimiento permanezca dentro de la cobertura del localizador o proporcionando medios alternativos para navegar. Por consiguiente, una porción significativa [3,7 km (2 NM) mínimo] del tramo inicial debe estar dentro de la cobertura del localizador. Es necesario que la cobertura del localizador esté disponible suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para que los pilotos puedan verificar la identificación (IDENT) en código Morse.

2.1.10.2.2 Consideraciones operacionales desde la perspectiva del piloto/aeronave. Para las aeronaves equipadas con sistemas de mando automático de vuelo (AFCS), es necesario que la cobertura del localizador esté disponible antes de la activación del modo de interceptación del AFCS (vuelo manual o automático) y suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para permitir la verificación de la señal IDENT. Al volar manualmente o cuando se utiliza un AFCS, los pilotos normalmente verifican la IDENT de la instalación ILS y, seguidamente, esperan para activar el modo que permite iniciar el viraje para interceptar y capturar el localizador, hasta después de recibir la autorización de aproximación o interceptación. Idealmente, mediante ayudas adicionales (si están incluidas en el procedimiento de aproximación), el piloto debería poder determinar la relación entre la posición de la aeronave y el eje de rumbo frontal del localizador.

2.2 Equipo receptor ILS de a bordo

2.2.1 Para asegurarse de lograr los objetivos operacionales requeridos, es necesario que el equipo receptor de a bordo cumpla las normas de actuación definidas.

Las normas mínimas de actuación operacional pertinentes para el ILS se detallan en los documentos RTCA DO-195 (1986) y EUROCAE ED-46B (comprendidas las Enmiendas núms. 1 y 2) para el localizador, en RTCA DO-43 (1970) y EUROCAE 1/WG 7/70 para radiobalizas y en RTCA DO-192 (1986) y EUROCAE ED-47B (comprendida la Enmienda núm. 1) para los receptores de trayectoria de planeo.

2.2.2 Características de inmunidad de los sistemas receptores del localizador ILS contra la interferencia causada por señales de radiodifusión FM en VHF

2.2.2.1 En relación con la Nota 2 del Capítulo 3, 3.1.4.2, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de degradación de la actuación normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la aprobación consiguiente. Los ensayos han demostrado que la interferencia causada por las señales FM puede afectar tanto a la guía de rumbo como a la corriente de bandera y que su influjo varía en función de la DDM de la señal deseada que se aplique. Puede consultarse más información en la Recomendación UIT-R SM.1140 de la UIT, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-118 MHz.

La Recomendación UIT-R SM.1140 de la UIT puede encontrarse en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc. 8071), Volumen I.

2.2.2.2 Las siguientes fórmulas deberían utilizarse para evaluar las posibles incompatibilidades de los receptores que satisfacen los criterios generales de inmunidad a la interferencia especificados en el Capítulo 3, 3.1.4. Las fórmulas proporcionarán aclaraciones sobre las características de inmunidad a la interferencia de las emisiones no esenciales (tipo A1), interferencia del canal fuera de banda (tipo A2), interferencia de tercer orden de dos y tres señales (tipo B1) e interferencia por sobrecarga/de sensibilización (tipo B2). Puede consultarse más información en la Recomendación UIT-R SM.1009-1 de la UIT, Compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de aproximadamente 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-137 MHz.

La Recomendación UIT-R SM.1009-1 de la UIT puede encontrarse en el Doc 8071, Volumen I.

2.2.3 Polarización de la antena del localizador y de la trayectoria de planeo

2.2.3.1 Las señales de polarización vertical recibidas en las bandas de frecuencia del localizador y de la trayectoria de planeo, respectivamente, de procedencia frontal con respecto a las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo, deberían tener como mínimo 10 dB menos que las señales de polarización horizontal recibidas en la misma dirección.

2.3 Condiciones de alarma del equipo ILS de a bordo

2.3.1 De manera ideal, un sistema de alarma del receptor tal como un banderín mecánico visual debería advertir al piloto la existencia de cualquier condición inaceptable de funcionamiento erróneo que pueda presentarse ya sea en los equipos terrestres o de a bordo. A continuación se especifica hasta qué punto puede satisfacerse esa manera ideal.

2.3.2 El sistema de alarma es activado por la suma de dos profundidades de modulación y, por lo tanto, la extracción de los componentes de modulación del rumbo ILS de la portadora radiada debería traducirse en la activación de la alarma.

2.3.3 El sistema de alarma debería indicar al piloto o a cualquier otro sistema de a bordo, capaz de utilizar los datos del localizador y de la trayectoria de planeo, la presencia de cualquiera de las condiciones siguientes:

- a) La ausencia de cualquier señal RF así como también la falta de una modulación simultánea de 90 y de 150 Hz; y
- b) el porcentaje de modulación de la reducción de la señal de 90 o de 150 Hz hasta un valor cero mientras que la otra se mantiene en su modulación normal del 20 y del 40%, respectivamente, para el localizador y la trayectoria de planeo.

Se recomienda que la alarma del localizador funcione cuando ya sea la modulación de 90 o de 150 Hz se reduzca al 10% mientras que la otra se mantiene en su 20% normal. Se recomienda que la alarma de trayectoria de planeo funcione ya sea cuando la modulación de 90 o de 150 Hz se reduzca al 20% en tanto que la otra se mantiene en su 40% normal.

2.3.3.1 El indicador de alarma debería ser fácil de identificar y visible en todas las condiciones normales del puesto de pilotaje. En caso de utilizarse un banderín, su tamaño debería ser tan grande como sea posible en proporción con la presentación.

2.4 Guía para el emplazamiento, elevación, ajuste y cobertura del equipo de trayectoria de planeo

2.4.1 Colocación lateral. La colocación lateral del sistema de antena de la trayectoria de planeo con respecto al eje de la pista normalmente no es inferior a 120 m (400 ft). Al decidir el emplazamiento lateral de la antena de trayectoria de planeo, deberían tenerse en cuenta las disposiciones del Anexo 14 relativas a las superficies de franqueamiento de obstáculos y a los objetos en las franjas de las pistas.

2.4.2 Curvatura de la trayectoria de planeo ILS. En muchos casos, la trayectoria de planeo ILS está formada como una superficie cónica que se origina en el sistema de antenas de la trayectoria de planeo. Debido a la colocación lateral, a partir del eje de la pista, del origen de esta superficie cónica, el lugar geométrico de la trayectoria de planeo en el plano vertical, a lo largo del eje de la pista, es una hipérbola. La curvatura de la trayectoria de planeo ocurre en la región del umbral y aumenta paulatinamente hasta el momento de la toma de contacto. Para limitar el grado de curvatura, la antena de trayectoria de planeo no debería colocarse a una distancia lateral excesiva respecto del eje de la pista.

- 2.4.3 Diseño de procedimientos. En el Capítulo 3, 3.1.5.1, figuran las normas y métodos recomendados para el ángulo de trayectoria de planeo y la altura de la referencia ILS. Se establece la posición longitudinal de la antena de trayectoria de planeo respecto del umbral de la pista, a fin de proporcionar el ángulo de trayectoria de planeo seleccionado y la altura de la referencia ILS deseada para el procedimiento de aproximación de precisión diseñado para esa pista. El diseño de procedimientos de aproximación de precisión puede modificarse para satisfacer los requisitos de franqueamiento de obstáculos o para tener en cuenta las restricciones técnicas relativas al emplazamiento de la antena de trayectoria de planeo (por ejemplo, pistas o calles de rodaje que se cruzan). El diseñador de procedimientos tendrá en cuenta el ángulo de trayectoria de planeo aceptable, la altura de cruce del umbral y la longitud de la pista disponible para el tipo de aeronave que se espera utilizará el procedimiento de aproximación de precisión.
- 2.4.4 Colocación longitudinal. Suponiendo que la superficie reflectante en el área de formación del haz puede aproximarse a una superficie plana con pendientes lateral y longitudinal apropiadas, la posición longitudinal requerida de la antena de la trayectoria de planeo es, así, función de la referencia ILS por encima del umbral de la pista y de la proyección del plano de reflexión de la trayectoria de planeo a lo largo del eje de la pista. Esta situación se describe gráficamente en la Figura C-5. En esta figura, la línea OP se define mediante la intersección entre el plano de reflexión de la trayectoria de planeo y el plano vertical a lo largo del eje de la pista, y el punto O está a la misma distancia longitudinal respecto del umbral que la antena de trayectoria de planeo. Dependiendo de la altura y la orientación del plano de reflexión, el punto O puede encontrarse por encima o por debajo de la superficie de la pista.

Entonces, para una superficie reflectante plana, la posición longitudinal de la antena de la trayectoria de planeo se calcula como sigue:

$$p = \frac{H + Y}{\tan(\theta) + \tan(\alpha)}$$

donde:

D = distancia horizontal entre O y P (equivalente a la distancia longitudinal entre la antena de trayectoria de planeo y el umbral de la pista);

H = altura nominal de la referencia ILS por encima del umbral de la pista;

Intencionalmente en blanco

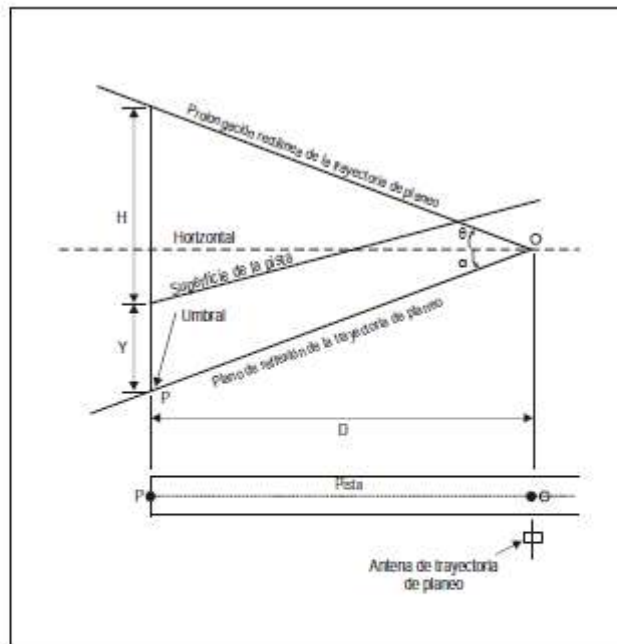


Figura C-5. Emplazamiento de la trayectoria de planeo para pista con pendiente

- Y - altura vertical del umbral de la pista por encima de P ;
- θ - ángulo nominal de la trayectoria de planeo;
- α - pendiente longitudinal descendente del plano de reflexión de la trayectoria de planeo.

En la fórmula anterior α debe tomarse como positiva en el caso de una pendiente descendente desde la antena hacia el umbral. "Y" se toma como positiva si el umbral está por encima de la línea de intersección del plano de reflexión.

- 2.4.5 El texto de orientación anterior se basa en la aproximación de la superficie reflectante a un plano orientado en forma apropiada. Las características reales del emplazamiento, como una pendiente lateral significativa o una superficie irregular en lugar de una superficie plana de reflexión, pueden exigir un enfoque más riguroso si se pretende lograr de forma más exacta el objetivo de diseño para la altura de la referencia ILS. En casos más exigentes, pueden ser apropiadas las predicciones de los modelos matemáticos de los efectos de las condiciones relativas al emplazamiento.
- 2.4.6 Comúnmente, la trayectoria de planeo tiene algunas irregularidades. El ángulo medio de la trayectoria de planeo ILS sólo se puede averiguar mediante ensayos en vuelo; la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos A y B del ILS, se representa como una recta; y el ángulo de la trayectoria de planeo ILS es el ángulo medido entre dicha recta y su proyección vertical en el plano horizontal.
- 2.4.7 Es importante reconocer que el efecto de las irregularidades de la trayectoria de planeo, si se promedian dentro de la región situada entre la radiobaliza intermedia y el umbral, tenderá probablemente a proyectar una referencia que es, en realidad, diferente de la referencia ILS. Esta referencia que se define aquí como la referencia ILS lograda, está considerada como de gran importancia operacional. La referencia ILS lograda sólo se

puede averiguar mediante ensayos en vuelo, por ejemplo, la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos típicos de 1 830 m (6 000 ft) y 300 m (1 000 ft) del umbral, se representa como una recta prolongada hasta el punto de toma de contacto. El punto en el cual esta línea recta prolongada toca la línea vertical trazada a través del umbral en el eje de la pista constituye la referencia ILS lograda.

En el Doc. 8071, se proporciona más orientación sobre la medida del ángulo de la trayectoria de planeo y de la referencia ILS lograda.

- 2.4.8 A fin de reducir la interferencia debida a trayectos múltiples en las trayectorias de planeo de Categoría III y para reducir los requisitos de emplazamiento y de áreas sensibles en esos lugares, es conveniente que las señales que forman el diagrama de radiación horizontal del sistema de antena de la trayectoria de planeo del ILS de Categoría III se reduzcan a un valor tan bajo como sea posible fuera de los límites de cobertura en azimut especificados en el Capítulo 3, 3.1.5.3. Otro método aceptable es la rotación en azimut de las antenas de trayectoria de planeo de modo que no estén orientadas hacia las fuentes de trayectos múltiples, reduciendo así la cantidad de señal radiada en determinados ángulos al mismo tiempo que se mantienen los límites de cobertura en azimut.
- 2.4.9 En el Capítulo 3, 3.1.5.3.1 se indica la cobertura de la trayectoria de planeo que se ha de suministrar para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo. Los procedimientos operativos promulgados para la instalación deben ser compatibles con el límite inferior de esta cobertura. Es usual que los descensos se efectúen hasta la altitud de interceptación y que la aproximación continúe a esta altitud hasta que se reciba una indicación "bajada". En ciertas circunstancias, puede que no se disponga en este punto de una doble verificación de la posición. El sistema automático de control de vuelo comenzará normalmente el descenso cuando la indicación "subida" haya disminuido hasta menos de unos 10 μ A.
- 2.4.10 Por lo tanto, el objetivo consiste en suministrar una indicación "subida" antes de la interceptación de la trayectoria de planeo. Aun cuando bajo condiciones normales, los procedimientos de aproximación se llevarán a cabo de manera que no se utilicen las señales de trayectoria de planeo por debajo de $0,45 \theta$, o más allá de 18,5 km (10 NM) a partir de la pista, es conveniente que no se radie en esta área información de guía que pueda provocar interpretaciones erróneas. Si los procedimientos permiten que la guía de trayectoria de planeo se utilice por debajo de $0,45 \theta$, deben tomarse precauciones adecuadas para protegerse contra la radiación de información de guía que pueda inducir a error por debajo de $0,45 \theta$, tanto en condiciones normales como durante un funcionamiento defectuoso, evitando de este modo que el descenso final se inicie en un punto incorrecto de la aproximación. Algunas precauciones que pueden tomarse para protegerse contra la radiación de guías que puedan inducir a error incluyen la radiación de una señal suplementaria de margen de trayectoria de planeo, tal como la que se da en el Capítulo 3, 3.1.4.2.1, el suministro de un monitor separado de ese margen y los procedimientos apropiados de inspección y ajuste en tierra.
- 2.4.11 Para lograr del monitor una protección satisfactoria contra las DDM fuera de tolerancia debajo de la trayectoria de planeo, dependiendo del sistema de antena que se utilice, el monitor de sensibilidad de desplazamiento que se requiere en el Capítulo 3, 3.1.4.7.1 e), puede no ser adecuado para servir también como monitor de margen. En algunos sistemas, por ejemplo los que utilizan antenas de varios elementos y no efectúan emisión suplementaria de margen, un ligero deterioro de ciertas señales de antena puede causar una grave degradación del margen, sin que

por ello se produzca cambio alguno, o sólo cambios insignificantes dentro del sector de la trayectoria de planeo, tal como se la ve desde el monitor de sensibilidad de desplazamiento. Es importante cerciorarse que se logra la alarma del monitor, en cualquiera de las posibles condiciones de antenas y señales radiadas deterioradas, que puedan provocar la reducción del margen en la cobertura debajo de la trayectoria de planeo, a 0,175 DDM o menos.

2.5 Diagramas (Las Figuras C-6 a C-12 ilustran algunas normas contenidas en el Capítulo 3)

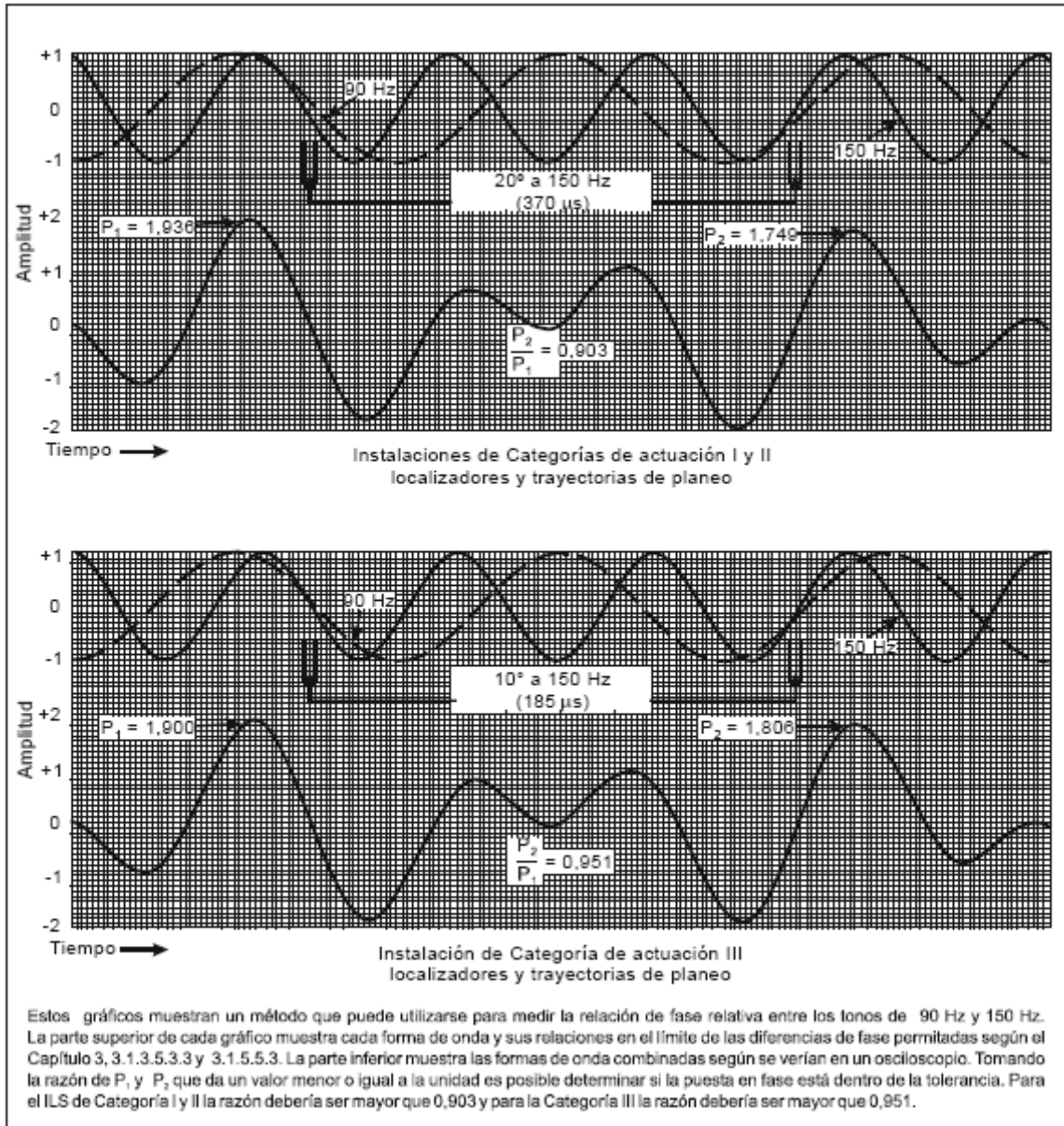


Figura C-6. Formas de onda del ILS que ilustran la relación de la fase de los tonos de 90 y 150 Hz

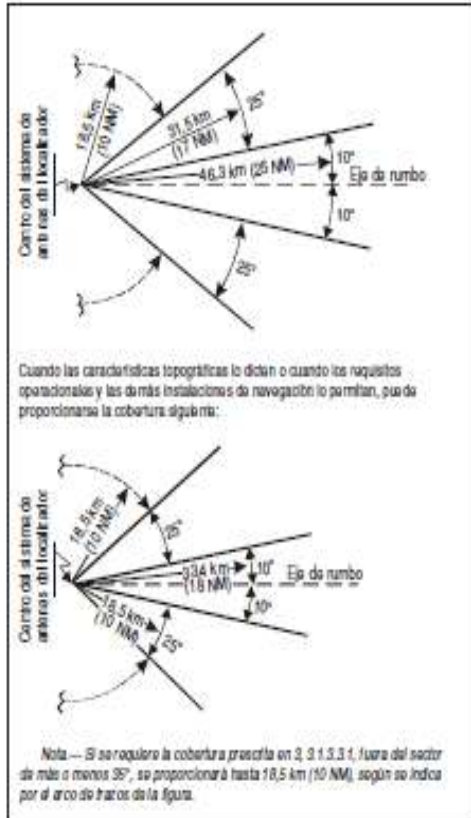


Figura C-7A. Cobertura del localizador en azimut

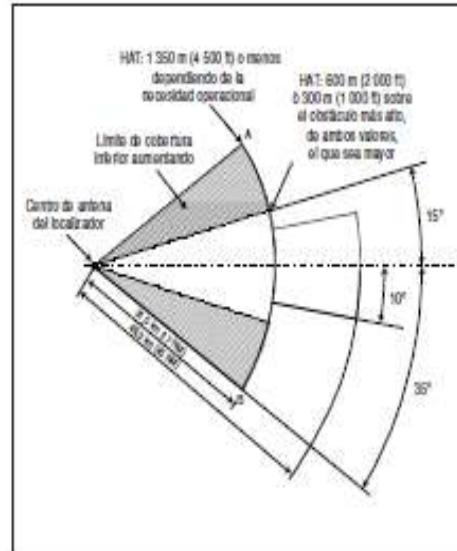


Figura C-7B. Cobertura reducida del localizador en azimut

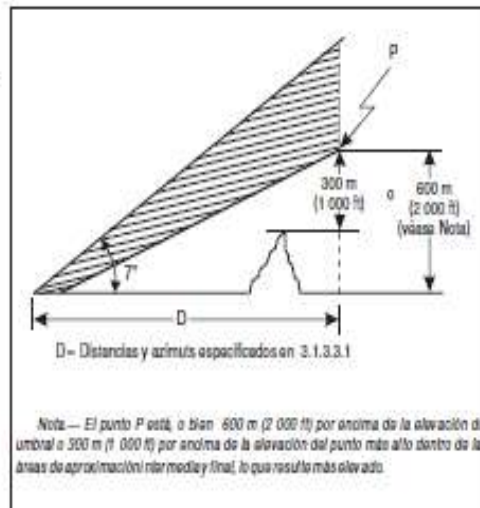


Figura C-8A. Cobertura del localizador con respecto a la elevación

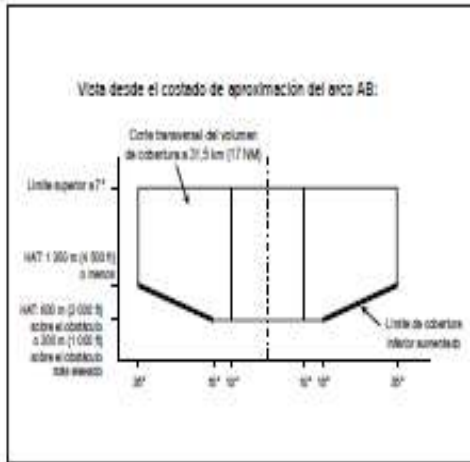


Figura C-8B. Cobertura reducida del localizador con respecto a la elevación

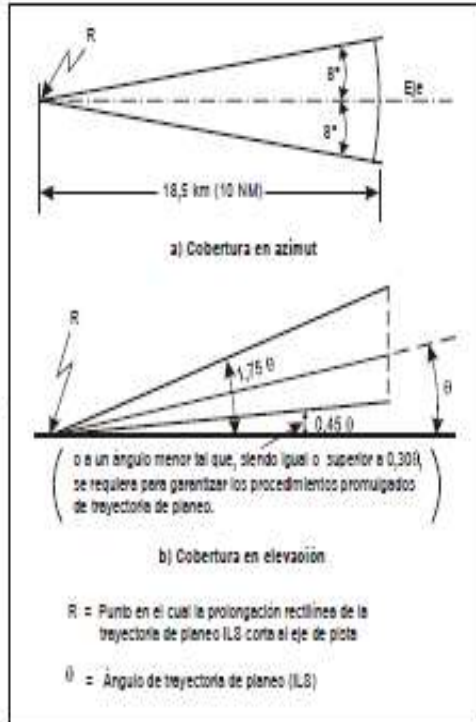


Figura C-10. Cobertura de trayectoria de planeo

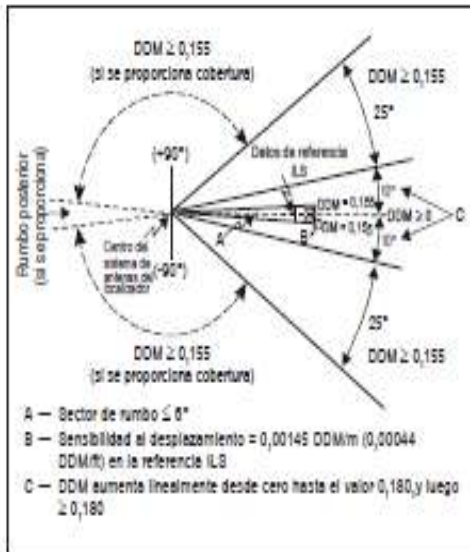


Figura C-9. Diferencia en profundidad de modulación y sensibilidad al desplazamiento

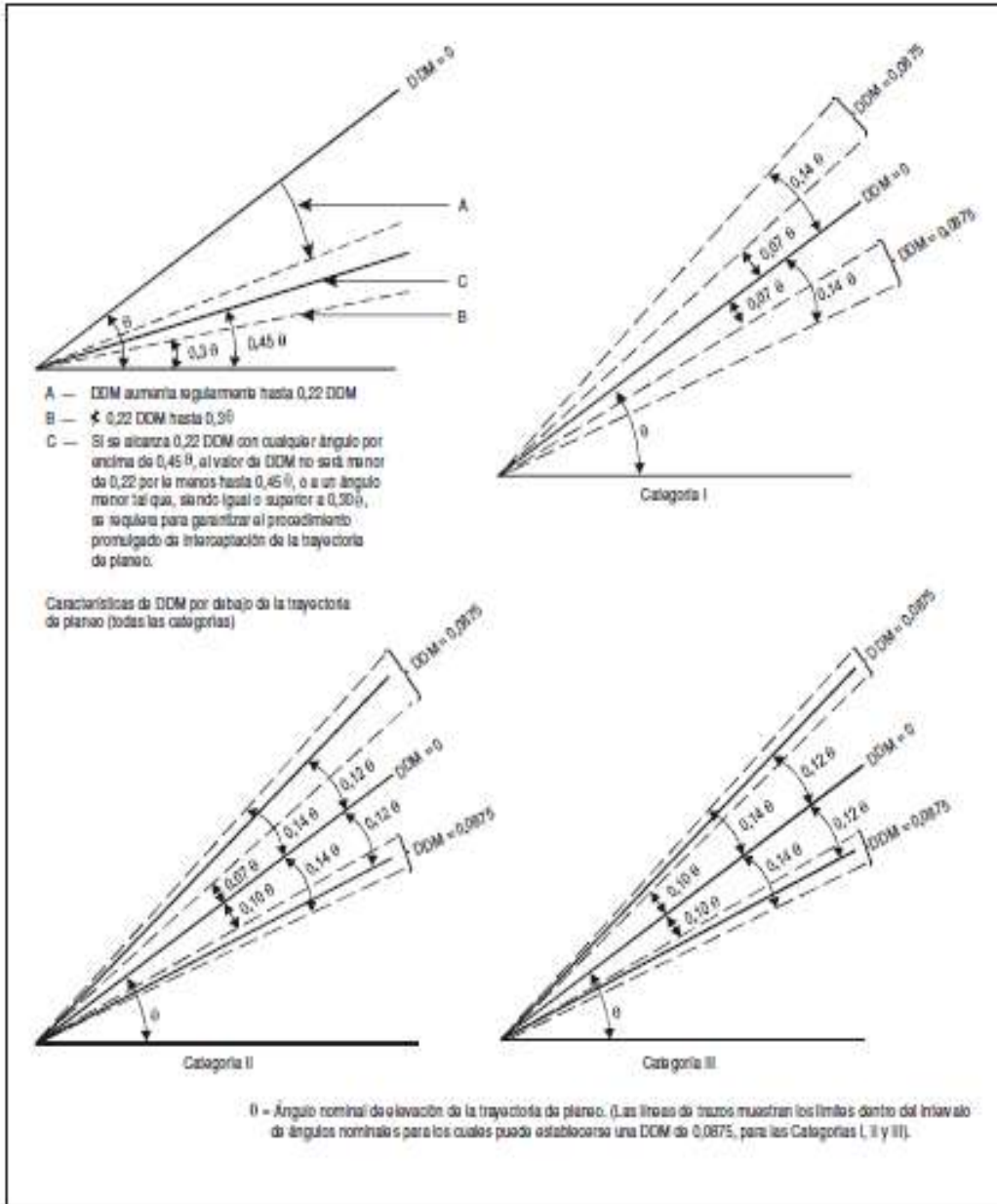


Figura C-11. Trayectoria de plano — Diferencia en profundidad de modulación

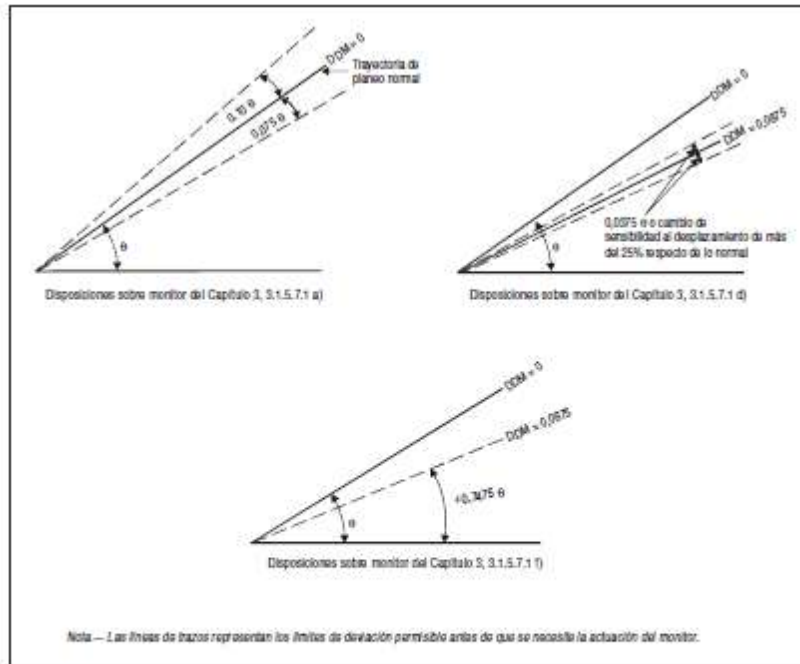


Figura C-12. Disposiciones sobre monitor de trayectoria de planeo

2.6 Distribución geográfica de frecuencias ILS

2.6.1 Al utilizar las cifras enumeradas en la Tabla C-1, conviene tomar nota de que están relacionadas de manera que se logre evitar la interferencia hasta un punto situado en la altura de protección y en el límite de distancia de servicio del ILS en la dirección del haz frontal. Si para las operaciones hubiera que utilizar el haz posterior, también se aplicarían los criterios respecto a un punto similar en la dirección del haz posterior. Por lo tanto, al hacer el planeamiento de frecuencias es necesario tener en cuenta la alineación azimutal del localizador. Ha de señalarse que los criterios deben aplicarse respecto a cada instalación de localizador, en el sentido de que si bien de dos localizadores, el primero puede no producir interferencia en el uso del segundo, el segundo puede causar interferencia en el uso del primero.

2.6.2 Las cifras enumeradas en la Tabla C-1 se basan en la existencia de un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar correctamente.

Tabla C-1. Tabla de separaciones de distancia requeridas

	Separación de frecuencias	Separación mínima entre la segunda instalación y el punto de protección de la primera instalación km (NM)		
		Lista A	Lista B	Lista C
Localizador	Canal común	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 kHz	—	37 (20)	9 (5)
	100 kHz	65 (35)	9 (5)	0
	150 kHz	—	0	0
	200 kHz	11 (6)	0	0
Trayectoria de planeo	Canal común	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 kHz	—	20 (11)	2 (1)
	300 kHz	46 (25)	2 (1)	0
	450 kHz	—	0	0
	600 kHz	9 (5)	0	0

La lista se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de canales de 200 kHz conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 600 kHz entre canales y solamente aplicables en regiones donde la densidad de instalaciones es baja.

La lista B se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 100 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 300 kHz entre canales.

La Lista C se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 50 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 150 kHz entre canales.

Nota 1.— Las cifras anteriores se basan en la suposición de que los puntos de protección para el localizador se hallan a 46 km (25 NM) de distancia y a 1 900 m (6 250 ft) de altura, y para la trayectoria de planeo ILS a 18,5 km (10 NM) de distancia y 760 m (2 500 ft) de altura.

Nota 2.— Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deberían reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones ILS y VOR de modo que se excluya la posibilidad de error en el receptor de a bordo, debido a sobrecarga por niveles elevados de señales no deseadas, cuando la aeronave se halle en las fases inicial y final de la aproximación.

Nota 3.— Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deberían reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones de la trayectoria de planeo ILS de modo que se excluya la posibilidad de indicaciones de trayectoria de planeo erróneas debido a la recepción de señales de canales adyacentes cuando la señal deseada cese de radiarse por cualquier razón mientras la aeronave se encuentre en la fase final de la aproximación.

2.6.2.1 Receptores de localizador

2.6.2.1.1A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 50 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

- La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- una señal no deseada separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 34 dB;
- una señal no deseada separada en 100 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB; y
- una señal no deseada, separada en 150 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.1.2A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 100 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

- a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada, separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 7 dB;
- c) una señal no deseada, separada en 100 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB; y
- d) una señal no deseada, separada en 150 kHz o más, de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.2 Receptores de trayectoria de planeo ILS

2.6.2.2.1A fin de proteger a los receptores calculados para una separación de 150 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

- a) Una señal deseada excede una señal deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 150 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 20 dB; y
- c) una señal no deseada de trayectoria de planeo separada en 300 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 40 dB.

2.6.2.2.2A fin de proteger a los receptores calculados para separaciones de 300 kHz, se escogen separaciones mínimas con el fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

- a) Una señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 150 kHz de la señal deseada, no excede esta última (relación de señal de 0 dB);
- c) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 300 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 20 dB; y
- d) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 450 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 40 dB.

2.6.3 Los cálculos se basan en la suposición de que la protección contra la interferencia que se da a la señal no deseada es de 20 dB. Esto corresponde a una perturbación que no excede de 15 μ A en el límite de distancia de servicio del ILS.

2.6.4 Siempre que las portadoras deseadas y no deseadas puedan producir una nota heterodina, la relación de protección garantiza que no afecte a los instrumentos. Sin embargo, en los

casos en que se use una instalación radiotelefónica, la nota heterodina puede interferir con esta instalación.

- 2.6.5** En general, cuando el uso internacional de los sistemas ILS se confina a los pares de frecuencia enumerados en el Capítulo 3, 3.1.6.1.1, los criterios son tales que, a condición de que se satisfagan en cuanto a los elementos del localizador, el elemento de la trayectoria de planeo está automáticamente incluido. En ciertos lugares en que existan problemas de congestión, donde es necesario hacer asignaciones tanto en los 10 primeros como en los 10 segundos pares de frecuencias, tal vez sea necesario escoger algunos pares de frecuencias sin seguir el orden consecutivo a fin de satisfacer la separación geográfica mínima a que se refiere 2.6.6.

Ejemplo: Con referencia a 3.1.6.1.1, cabe notar que en el número de orden 2 del ILS para la frecuencia del localizador de 109,9 MHz con la frecuencia de la trayectoria de planeo de 333,8 MHz. Sin embargo, aunque los números de orden 12 y 19 prevén una separación de frecuencia bastante amplia con respecto al número de orden 2 en el caso del localizador, asignan frecuencias de 334,1 y 333,5 MHz, respectivamente, a las trayectorias de planeo tratándose en ambos casos de canales adyacentes (300 kHz de espaciado) con respecto al canal correspondiente a la trayectoria de planeo del número 2. Si la selección de canales ILS se limita, ya sea a los primeros o a los segundos 10 pares, entonces la separación mínima de frecuencia de trayectoria de planeo será de 600 kHz.

2.6.6 Tabla de separaciones de distancia requerida [véase la tabla C-1]

- 2.6.7** El empleo de las cifras dadas en la Tabla C-1 será correcto únicamente dentro de las limitaciones establecidas por las hipótesis que incluyen la de que las instalaciones son fundamentalmente de carácter no direccional, que tienen potencias radiadas semejantes, que la intensidad del campo es aproximadamente proporcional al ángulo de elevación para ángulos hasta de 10° y que la antena de la aeronave es esencialmente de carácter omnidireccional. Si es necesaria una determinación más precisa de las distancias de separación en las áreas de aglomeración de las frecuencias, esto se puede determinar, para cada instalación, por las curvas de propagación apropiadas, teniendo en cuenta los aspectos particulares de directividad, las características de la potencia radiada y los requisitos operacionales respecto a la cobertura. En los casos en que se determinen distancias de separación reducidas al tomar en consideración la directividad, etc., deberían hacerse, siempre que sea posible, las mediciones relativas al vuelo en el punto de protección ILS y en todos los puntos que figuren en la trayectoria de aproximación, a fin de asegurarse de que se obtenga, en la práctica, una proporción de protección de por lo menos 20 dB.

2.7 Localizadores y trayectoria de planeo que obtienen cobertura con dos radiofrecuencias portadoras

- 2.7.1** La cobertura del localizador puede lograrse utilizando dos diagramas compuestos de campo de radiación en frecuencias portadoras diferentes, espaciadas dentro del canal de frecuencias del localizador. Un diagrama de campo proporciona indicaciones precisas del rumbo y desplazamiento dentro del sector de rumbo frontal; el otro suministra indicaciones ILS por fuera del sector del rumbo frontal, para satisfacer los requisitos de cobertura del Capítulo 3, 3.1.3.3 y 3.1.3.7. En los receptores de a bordo, la discriminación entre las señales se obtiene mediante la señal más fuerte que captura el receptor. La efectividad de

la captura depende del tipo de detector usado, pero, en general, si la relación de las dos señales es del orden de 10 dB o más, la señal más pequeña no causa errores demasiado importantes en la salida desmodulada. Para obtener una actuación óptima dentro del sector de rumbo frontal, se debería aplicar el siguiente texto de orientación en la operación del sistema localizador de dos frecuencias portadoras.

- 2.7.2** El localizador debería calcularse y mantenerse de manera que la relación de las dos señales en el espacio, radiadas dentro del sector de rumbo frontal, no descienda por debajo de 10 dB. Se debería prestar atención especial a la estructura del lóbulo vertical producida por los sistemas de dos antenas, que puedan ser diferentes en altura y estar separadas en distancia, dando así, como resultado, cambios en la relación de las intensidades de la señal durante la aproximación.
- 2.7.3** Debido a que se permiten 6 dB para la ondulación en el filtro de pasabanda del receptor, pueden registrarse variaciones en la respuesta del receptor del localizador porque la frecuencia de señal de margen está desplazada respecto a la frecuencia de rumbo. Para reducir este efecto, especialmente en las operaciones de Categoría III, se requiere aumentar la relación de señal de rumbo/margen de 10 dB a 16 dB.
- 2.7.4** Para reducir aún más al mínimo el riesgo de errores, si la relación de las dos señales radiadas cae por debajo de 10 dB, dentro del sector de rumbo frontal, la diferencia de alineación de las configuraciones de campo de radiación de las dos señales debería ser la mínima posible.
- 2.7.5** La trayectoria de planeo que emplean dos portadoras se usan para formar un diagrama compuesto de campo de radiación en el mismo canal de radiofrecuencia. Las configuraciones especiales de las antenas y la distribución de las corrientes y puesta en fase de las antenas pueden permitir el emplazamiento de las instalaciones de trayectoria de planeo en lugares con condiciones particulares del terreno que, de otra manera, pueden causar dificultades a un sistema de frecuencia única. En tales emplazamientos, se puede lograr una mejora reduciendo el bajo ángulo de radiación. La segunda portadora se emplea para proporcionar cobertura en la región situada debajo de la trayectoria de planeo.
- 2.7.6** Supervisión de sistema de dos frecuencias. En los requisitos de supervisión de frecuencias dobles del capítulo 3, 3.1.3.11.2e) y 3.1.5.7.1c) se especifica la acción del monitor para una potencia de salida del 80% de lo normal, salvo que pueden aceptarse reducciones del 50% de lo nominal si se satisfacen ciertos requisitos de actuación.
- 2.7.6.1** Supervisar los transmisores de rumbo y de margen para una reducción del 20% en la potencia (alrededor de -1 dB) puede requerir mucho trabajo si en el sitio existen efectos ambientales y de otra índole, como variaciones en la temperatura. Por ejemplo, las variaciones en la temperatura hacen que la potencia de salida nominal del transmisor varíe y que las pérdidas por inserción del cable coaxial cambien. Incluso, suponiendo que no se produzca falla en el sistema de transmisión, ocasionalmente puede sobrepasarse el límite de alarma y esto, a su vez, comprometería la continuidad.
- 2.7.6.2** La alternativa de supervisar reducciones en la potencia de hasta el 50% parece ser muy atractiva, pero puede aplicarse con cuidado. Supervisar en forma independiente cada transmisor a 50% de reducción puede dar margen a un gran cambio en la relación de potencia nominal entre los dos transmisores de ocurrir fallas sin correlación. Esto, a su vez, puede comprometer el efecto de captura del receptor, aumentando los errores de estructura o reduciendo las indicaciones de franqueamiento.

2.7.6.3 Una solución es usar un esquema de supervisión que limite la diferencia entre la potencia de salida de los transmisores a aproximadamente 1 dB (es decir, 80%), permitiendo a los dos, al mismo tiempo, disminuir hasta 3 dB (es decir, 50%) si cambian juntos. Este método proporciona una mayor tolerancia para efectos de modo común, como cambios en la pérdida por cable a causa de la temperatura, y, por lo tanto, aumenta la continuidad del servicio.

2.8 Integridad y continuidad de servicio — Equipo ILS terrestre

2.8.1 Introducción

2.8.1.1 El presente texto está dirigido a proporcionar aclaración con respecto a los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre ILS, localizador y trayectoria de planeo, así como a suministrar orientación con respecto al diseño de ingeniería y las características de sistema de dicho equipo. La integridad y la continuidad de servicio deben conocerse, necesariamente, desde el punto de vista operacional a los efectos de determinar las operaciones que podría apoyar el ILS.

2.8.1.2 Generalmente se acepta, independientemente del objetivo operacional en cuestión, que la probabilidad media de que ocurra un accidente fatal durante el aterrizaje, debido a fallas o deficiencias del sistema total, incluyendo el equipo terrestre, a la aeronave y al piloto, no debería exceder de 1×10^{-7} . Dicho criterio se conoce, normalmente, como factor de riesgo total.

2.8.1.3 En el caso de las operaciones de Categoría I, la responsabilidad de lograr que no se exceda del objetivo señalado anteriormente incumbe por completo, o casi por completo, al piloto. En las operaciones de la Categoría III, se exige el mismo objetivo pero, en este caso, debe ser inherente al sistema total. En este contexto resulta de fundamental importancia tratar de lograr el máximo nivel de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre.

2.8.1.4 Para que haya integridad de servicio, se requiere sistemas fiables que minimicen la probabilidad de que se produzcan fallas que puedan afectar a alguna de las características de la señal en el espacio total. Se sugiere lograr el mayor grado de fiabilidad que resulte razonable desde los puntos de vista técnico y económico. La fiabilidad del equipo se rige por una construcción básica y un entorno operacional. En el diseño del equipo deberían emplearse las técnicas de ingeniería, los materiales y los componentes más idóneos, y debería aplicarse una rigurosa inspección en la fabricación. El equipo debería operarse en condiciones ambientales que se ajusten a los criterios de diseño de los fabricantes.

2.8.2 Logro y conservación de los niveles de integridad del servicio.

2.8.2.1 Una falla de integridad puede ocurrir si la radiación de una señal, que se encuentra fuera de las tolerancias especificadas, no es reconocida por el equipo monitor o si los circuitos de control no logran eliminar dicha señal errónea. Una falla de este tipo puede constituir un peligro si de ella se sigue un error craso.

2.8.2.2 Obviamente, no todas las fallas de integridad son peligrosas en todas las fases de la aproximación. Por ejemplo, durante las etapas críticas de la aproximación las fallas no detectadas que producen errores burdos en la anchura del rumbo o en los cambios de eje

del rumbo tienen importancia especial, mientras que una reducción no detectada del margen lateral de la profundidad de modulación, o la pérdida del localizador y de la pendiente de planeo o de la identificación del localizador, no dan lugar, necesariamente, a una situación peligrosa. El criterio para estimar qué tipos de falla resultan de importancia debe incluir, no obstante, todas aquellas condiciones de falla que no son incuestionablemente obvias para el sistema automático de vuelo o para el piloto.

2.8.2.3 Es especialmente importante que se diseñe el equipo monitor de modo que garantice la operación con protección máxima con arreglo a las Normas del Capítulo 3, 3.1.3.11.4 y 3.1.5.7.4, lo que, a menudo, exige rigurosos análisis en materia de diseño. De otro modo, las fallas del monitor pueden permitir la radiación de señales erróneas. Algunas de las posibles condiciones que podrían constituir una situación peligrosa en las Categorías de actuación operacional II y III son las siguientes:

- a) Un desplazamiento no detectado del eje del rumbo, muy fuera de los límites de supervisión del localizador y de la trayectoria de planeo;
- b) una falla no detectada que cambie considerablemente el valor de sensibilidad de la anchura del rumbo y de la trayectoria de planeo; y
- c) una falla no detectada que provoque movimientos cíclicos lentos del rumbo, produciendo codos de rumbo aparentes, vistos desde la aeronave que se aproxima, y que excedan de modo considerable las cifras de amplitud especificadas en el Capítulo 3, 3.1.3.4.2 para el localizador y en 3.1.5.4.2 para la trayectoria de planeo entre los puntos "B" y "T" del ILS y la referencia ILS.

2.8.2.4 Se requiere el mayor grado de protección contra el riesgo de ocurrencia de fallas no detectadas en el sistema monitor y en el sistema de control asociado. Lo anterior podía lograrse mediante diseño cuidadoso a los efectos de reducir la probabilidad de tales ocurrencias a bajo nivel y mediante la realización de verificaciones de mantenimiento de la performance del sistema monitor a intervalos que se determinarán en el análisis de diseño. Dicho análisis puede utilizarse para calcular el nivel de integridad del sistema en todo aterrizaje. A continuación se presenta una fórmula aplicable a ciertos tipos de ILS, que proporciona un ejemplo de la determinación de la integridad, I , del sistema a partir del cálculo de la probabilidad, P , de transmisión de radiaciones erróneas no detectadas.

$$(1) \quad I = 1 - P$$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \text{ para } T_1 < T_2$$

Donde:

I = integridad

P = probabilidad de falla simultánea en los sistemas transmisor y monitor que pueda originar radiaciones erróneas no detectadas

M_1 = MTBF del transmisor

M_2 = MTBF del sistema monitor y del sistema de control asociado

$\frac{1}{\alpha_1}$ = relación entre el régimen de fallas de los transmisores que lleven a la radiación de señales erróneas y el régimen total de fallas de los transmisores

$\frac{1}{\alpha_2}$ = relación entre el régimen de fallas del sistema monitor y del sistema de control asociado que imposibiliten la detección de señales erróneas y el régimen total de fallas del sistema monitor y del sistema de control asociado

T_1 = período de tiempo (en horas) entre las verificaciones del transmisor

T_2 = período de tiempo (en horas) entre las verificaciones del sistema monitor y del sistema de control asociado

Si $T_1 \geq T_2$ la verificación del sistema de control puede considerarse, también como verificación del transmisor. Por consiguiente, en este caso $T_1 = T_2$ y la fórmula se transforma en la siguiente:

$$(2) \quad P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

2.8.2.5 Con respecto a la integridad, y dado que la probabilidad de ocurrencia de fallas peligrosas dentro del equipo monitor o de control es extremadamente remota, para establecer con un alto grado de confianza el nivel de integridad requerido habría que disponer de un período de evaluación varias veces más extenso que el necesario para establecer el MTBF del equipo. Dicho período prolongado resulta inaceptable y, por lo tanto, el nivel de integridad requerido sólo puede predecirse mediante un riguroso análisis de diseño del equipo.

2.8.2.6 También debe considerarse la protección de la integridad de las señales del espacio con respecto al deterioro que pueda originarse por radio interferencias extrañas en la banda de frecuencias del ILS o en nuevas radiaciones de señales ILS. En 2.1.9 se proporcionan, en términos generales, algunas medidas para evitar la ocurrencia de este último caso mediante el suministro de protección en las zonas críticas y sensibles. Con respecto a las interferencias puede ser necesario confirmar periódicamente que el nivel de dicha interferencia no constituye una situación de peligro.

2.8.2.7 En general, el diseño del equipo monitor se basa en el principio de supervisión continua de la señal en el espacio radiadas en puntos determinados dentro del volumen de cobertura, a los efectos de garantizar el cumplimiento de las normas especificadas en el capítulo 3,3.1.3.11 y 3.1.5.7. Aunque dicha supervisión proporciona, en cierta medida, una indicación de que la señal en el espacio en todos los demás puntos del espacio de cobertura se encuentran también dentro de los límites de tolerancia, dicha indicación constituye fundamentalmente una mera especulación. Por lo tanto, es esencial llevar a cabo rigurosas inspecciones en vuelo y tierra, a intervalos periódicos, a los efectos de garantizar la integridad de la señal en el espacio en todo el volumen de cobertura.

2.8.3 Logro y conservación de los niveles de continuidad de servicio.

2.8.3.1 Mediante un análisis de diseño debería calcularse el MTBF y la continuidad del servicio del equipo ILS. No obstante, antes de poder asignar un nivel de continuidad de servicio y de introducir servicio de categoría II o III, el tiempo medio entre interrupciones (MTBO) del ILS debería confirmarse mediante evaluaciones en un entorno operacional. En esta evaluación, interrupción se define como suspensión no prevista de la señal en el espacio. En la evaluación se tiene en cuenta la repercusión de los factores operacionales, es decir, el entorno del aeropuerto, las condiciones meteorológicas inclementes, la disponibilidad de energía, la calidad y frecuencia del mantenimiento. El MTBO y MTBF están relacionados pero no son equivalentes, ya que algunas fallas de equipo, como la falla de un transmisor que resulta en la transferencia inmediata al transmisor de reserva, no necesariamente producen una interrupción. Para los niveles 2, 3 ó 4 de continuidad de servicio, el periodo de evaluación debería ser suficientemente extenso como para poder determinar con un alto grado de confianza el logro de nivel requerido. El método de prueba secuencial es uno de los métodos que sirven para demostrar que se cumplen las normas de continuidad. Si se emplea este método secuencial, se aplican las siguientes consideraciones:

- a) el nivel mínimo de confianza aceptable es del 60%. Para obtener un nivel de confianza de 60%, el periodo de evaluación tiene que ser más prolongado que el de las horas MTBO requeridas, indicadas en la tabla C-2. Normalmente, estos periodos de evaluación mínimos para instalaciones nuevas y subsiguientes son, para el nivel 2, 1,600 horas de funcionamiento, para el nivel 3 3,200 horas y para el nivel 4 6,400 horas. Para evaluar la influencia según las estaciones que tiene el entorno, se requiere un período de evaluación mínimo de un año para un nuevo tipo de instalación en un entorno en particular. Es posible reducir este periodo cuando el entorno operacional está bien controlado o es similar al observado en otras instalaciones. Cuando varios sistemas idénticos están funcionando en condiciones similares, es posible basar la evaluación en las horas de funcionamiento acumuladas de todos los sistemas; esto dará como resultado un período de evaluación reducido. Una vez que se obtenga un nivel de confianza más elevado para un tipo de instalación. La instalación subsiguiente del mismo tipo de equipo en condiciones operacionales y ambientales similares puede hacerse en períodos de evaluación más reducidos; y
- b) durante el período de evaluación, habría que decidir respecto de cada interrupción si la causa es una falla de diseño o la falta de uno de los componentes debido a su índice normal de fallas. Las fallas de diseño se producen, por ejemplo, cuando los componentes funcionan por encima de sus especificaciones (condiciones de sobrecalentamiento, sobre corriente, sobre voltaje, etc). Estas fallas de diseño deberían resolverse haciendo que las condiciones de funcionamiento del componente vuelva a ser normal o reemplazando el componente con un repuesto adecuado para las condiciones de funcionamiento. Si la falla de diseño se resuelve de este modo, la evaluación puede proseguir y esa interrupción no se cuenta, siempre que exista una elevada probabilidad de que la falla de diseño no se produzca de nuevo. Esto mismo se aplica a las interrupciones por causas que pueden ser mitigadas mediante modificaciones permanentes en las condiciones de funcionamiento.

2.8.3.2 Un nivel asignado de continuidad del servicio no debería estar sujeto a cambios frecuentes. Un método adecuado para evaluar el comportamiento de una instalación en particular es mantener los registros y calcular el MTBO promedio durante las últimas cinco a ocho fallas del equipo. Con esto se considera que, para fines de continuidad de servicio, el MTBO es más pertinente para la siguiente aproximación, en lugar de calcular el MTBO durante toda la vida del equipo. Si la continuidad del servicio se deteriora, la designación debería reducirse hasta llevar a cabo mejoras en la actuación.

2.8.3.3 *Orientación adicional detallada.* Varios Estados han publicado políticas y procedimientos en materia de continuidad de servicio. Los siguientes documentos pueden consultarse para obtener orientación y detalles adicionales:

- a) *European Guidance Material on Continuity of Service Evaluation in Support of the Certification of ILS & MLS Ground Systems*, EUR DOC 012; y
- b) *Instrument Landing System Continuity of Service Requirements and Procedures*, Orden 6750.57, Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos.

2.8.4 La configuración siguiente constituye un ejemplo de equipo dispuesto en forma redundante, que podría satisfacer los objetivos en materia de niveles de integridad y continuidad de servicio de niveles 3 y 4. Las instalaciones del localizador y la trayectoria de planeo están integradas por dos transmisores de operación continua, uno de ellos conectado a la antena y el otro, de reserva, conectado a una carga ficticia. A estos transmisores se asocia un sistema monitor que lleva a cabo las funciones siguientes:

- a) confirmación de la operación adecuada dentro de los límites especificados del sistema principal de transmisor y antena utilizando los valores, que sean comunes a la mayoría de los monitores redundantes;
- b) confirmación de la operación del equipo de reserva.

2.8.4.1 Cuando el sistema monitor rechace a uno de los equipos, el nivel de continuidad de servicio de la instalación se reducirá debido a que aumentará la probabilidad de cese de la señal, originada por la falla eventual del otro equipo. Este cambio de actuación debe indicarse automáticamente en emplazamientos distantes.

2.8.4.2 Para la instalación de trayectoria de planeo se utiliza un sistema de supervisión similar a la del localizador.

2.8.4.3 A los efectos de reducir la interferencia mutua entre los transmisores principal y de reserva, toda radiación parásita de estos últimos tiene un valor inferior en por lo menos 50 dB al nivel de la portadora del transmisor principal, medido en el sistema de antenas.

2.8.4.4 En el ejemplo anterior, el equipo debería poder facilitar las verificaciones del sistema monitor a intervalos especificados por el fabricante, coherentes con el análisis de diseño, para asegurar el logro del nivel de integridad requerido. Dichas verificaciones, que pueden ser manuales o automáticas, proporcionan el medio de comprobar la operación correcta del sistema monitor, incluso los circuitos de control y el sistema de conmutación de transferencia. La ventaja de adoptar un "ensayo de integridad del monitor" automático consiste en que no es necesario interrumpir el servicio operacional del localizador o de la trayectoria de planeo. Al utilizar esta técnica es importante asegurar que la duración total del ciclo de verificación sea lo suficientemente breve como para no exceder el periodo total especificado en el Capítulo 3, 3.1.3.11.3 ó 3.1.5.7.3.

2.8.4.5 Se evita la interrupción de la operación de la instalación, debida a fallas en el sistema de alimentación principal, mediante fuentes energéticas de reserva adecuadas, tales como baterías o generadores a prueba de fallas. En estas condiciones, la instalación debería ser capaz de continuar operando durante el periodo en que la aeronave puede encontrarse en las etapas críticas de la aproximación. Por lo tanto, la fuente de alimentación de reserva debería tener capacidad adecuada para mantener el servicio durante 2 minutos, por lo menos.

2.8.4.6 Las advertencias de falla de partes críticas del sistema, tales como falla de la fuente de alimentación principal, deben proporcionarse en los puntos de control designados.

2.8.4.7 A los efectos de reducir las fallas del equipo que pueda estar funcionando en las cercanías de los límites de tolerancia de su monitor, es útil que el sistema monitor tenga la capacidad de generar una señal de advertencia anterior a la alarma concreta y enviarla al punto de control designado cuando los parámetros que están siendo supervisados llegan a un límite igual a un valor del orden del 75% del límite de alarma del equipo monitor.

2.8.4.8 Una disposición del equipo similar a la señalada en 2.8.4, pero sin redundancia de transmisores, podría satisfacer, normalmente, los objetivos de continuidad de servicio en el nivel 2.

2.8.5 Seguidamente se proporciona orientación relativa a monitores de campo lejano de localizador.

2.8.5.1 Se suministran monitores de campo lejano para vigilar la alineación del rumbo pero también pueden utilizarse para vigilar la sensibilidad del rumbo. Un monitor de campo lejano funciona independiente de los monitores integrales y de campo cercano. Su finalidad primordial es proteger contra el riesgo de reglaje erróneo del localizador, o las fallas de los monitores de campo cercano o integrales y algunos casos de interferencia de radio. Además, el sistema monitor de campo lejano realzará la habilidad del sistema monitor combinado para reaccionar ante los efectos de modificaciones físicas de los elementos radiantes o variaciones de las características de reflexión del terreno. Además, los efectos de trayectos múltiples y las perturbaciones en la zona de la pista no percibidos por los monitores de campo cercano e integrales, y algunos casos de interferencia de radio pueden vigilarse en gran parte, utilizando un sistema de vigilancia de campo lejano estructurado en torno a uno o varios receptores adecuados instalados debajo de la trayectoria de aproximación.

2.8.5.2 Se considera esencial un monitor de campo lejano, por lo general, para las operaciones de Categoría III, en tanto que para las de Categoría II se le suele considerar, generalmente, como conveniente. Asimismo, por lo que atañe a las instalaciones de Categoría I, el monitor de campo lejano ha demostrado ser un instrumento valioso como complemento del sistema monitor tradicional.

2.8.5.3 La señal recibida por el monitor de campo lejano sufrirá los efectos a corto plazo de la interferencia ocasionada por movimientos de las aeronaves sobre la pista o en la proximidad de la misma, y la experiencia ha demostrado que no es práctico utilizar el monitor de campo lejano como monitor directivo. Cuando se utiliza un monitor pasivo deben tomarse medidas para minimizar los efectos de interferencia temporal y reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones; algunos métodos de obtener este resultado se describen en 2.8.5.4. La respuesta del monitor de campo lejano a los efectos de la interferencia ofrece la posibilidad de indicar al punto de control del tránsito aéreo en qué momento se presenta una perturbación temporal de la señal del localizador. Sin embargo, la experiencia ha mostrado que pueden presentarse a lo largo de la pista perturbaciones debidas a los movimientos de aeronaves, inclusive en la zona de toma de contacto, que no siempre son observadas por el monitor de campo lejano. No puede suponerse, por consiguiente, que el monitor de campo lejano puede proporcionar una vigilancia general de los movimientos de las aeronaves sobre la pista.

2.8.5.3.1 Otras posibles aplicaciones del monitor de campo lejano son las siguientes:

- a) Puede constituir una ayuda de mantenimiento útil para verificar el rumbo y/o la sensibilidad a la desviación del rumbo en vez de utilizarse un monitor de campo lejano portátil; y
- b) puede utilizarse para proporcionar un registro continuo de la performance de la señal de campo lejano, indicando la calidad de la señal de campo lejano y el grado de perturbación de la señal.

2.8.5.4 Los posibles métodos de reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones son entre otros los siguientes:

- a) Incorporación de un tiempo de retardo dentro del sistema, ajustable de 30 a 140 s;
- b) utilización de una técnica de validación que asegure que se transmitan al sistema de control únicamente las indicaciones que no están afectadas por perturbaciones transitorias; y
- c) utilización del filtrado de paso bajo.

2.8.5.5 Un monitor típico de campo lejano comprende una antena, un receptor VHF y los elementos de control conexos que proporcionan indicaciones DDM, suma de modulación, y el nivel de señal RF. La antena receptora suele ser de tipo direccional para reducir al mínimo las interferencias no deseadas y debería hallarse a la mayor altura compatible con los límites de franqueamiento de obstáculos. Para el control del eje de rumbo, la antena se encuentra habitualmente emplazada a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Cuando también se desea vigilar la sensibilidad de desplazamiento, se instala un receptor y un monitor adicionales dotados de una antena adecuadamente colocada a un lado de la prolongación del eje de la pista. Algunos sistemas utilizan varias antenas especialmente separadas.

2.9 Sensibilidades de desplazamiento del localizador y de la trayectoria de planeo

2.9.1 Si bien se especifican ciertas sensibilidades de alineación y desplazamiento del localizador y de la trayectoria de planeo, en relación con la referencia ILS, no se trata de implicar que en dicha referencia deban hacerse mediciones de estos parámetros.

2.9.2 Los límites del sistema monitor del localizador y los límites de ajuste y mantenimiento que se dan en el Capítulo 3, 3.1.3.7 y 3.1.3.11 se indican como cambios de porcentaje de la sensibilidad de desplazamiento. Este concepto, que reemplaza especificaciones referentes a la anchura angular contenidas en ediciones anteriores, se ha introducido porque la respuesta de los sistemas de guía de aeronaves está relacionada directamente con la sensibilidad de desplazamiento. Se observará que la anchura angular es inversamente proporcional a la sensibilidad de desplazamiento.

2.10 Emplazamiento de radiobalizas ILS

2.10.1 Consideraciones de interferencia entre las radiobalizas interna e intermedia, y el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza interna e intermedia, limitarán la altura máxima señalada por la radiobaliza intermedia hasta una altura en la trayectoria de planeo del orden de 37 m (120 ft) sobre el umbral, para radiobalizas emplazadas dentro de las tolerancias actuales del Anexo 10. El estudio de cada emplazamiento determinará la altura máxima que puede señalarse, observando que con un reflector típico de radiobaliza de a bordo un período de separación de unos 3 s a una velocidad de aeronave de 140 kt entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza externa a intermedia es el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones.

2.10.2 En el caso de instalaciones ILS que sirven pistas paralelas poco espaciadas, por ejemplo, separadas 500 m (1 650 ft), se requieren medidas especiales para asegurar el funcionamiento satisfactorio de las radiobalizas. Algunos Estados han considerado práctico emplear una radiobaliza común para ambas instalaciones ILS. Sin embargo, se necesitan

disposiciones especiales, por ejemplo, diagramas de radiación modificados, en el caso de radiobalizas intermedias, si ha de evitarse la interferencia mutua, y especialmente en casos en que los umbrales están desplazados longitudinalmente entre sí.

2.11 Utilización del DME en sustitución de las radiobalizas del ILS.

2.11.1 Cuando se utilice el DME en sustitución de las radiobalizas del ILS, el DME debería emplazarse en el aeropuerto de manera que la indicación de distancia cero corresponda a un punto próximo a la pista. Si el DME correspondiente al ILS usa una distancia desplazada, esa instalación debe excluirse de las soluciones RNAV.

2.11.1.1 fin de reducir el error de triangulación, el DME debería emplazarse de manera que sea pequeño (es decir, inferior a 20°) el ángulo entre la trayectoria de aproximación y la dirección hacia el DME en los puntos en que la indicación de distancia se necesite.

2.11.1.2 La utilización del DME en sustitución de la radiobaliza intermedia supone que la precisión del sistema DME es por lo menos de 0,37 km (0,2 NM) y que la resolución de los instrumentos de a bordo permite obtener esta precisión.

2.11. 1.3 Aunque no se exige concretamente que la frecuencia del DME esté apareada con la del localizador cuando se utilice en sustitución de la radiobaliza exterior, el apareamiento de frecuencias es preferible siempre que el DME se utilice con el ILS a fin de simplificar la tarea del piloto y de permitir a las aeronaves equipadas con dos receptores ILS que utilicen ambos en el canal ILS.

2.11. 1.4 Cuando la frecuencia del DME esté apareada con la del localizador, la identificación del transpondedor del DME debería obtenerse mediante la señal "asociada", emitida por el localizador cuya frecuencia está apareada.

2.11.2 En algunos lugares, la autoridad competente puede autorizar la utilización de otros medios para proporcionar puntos de referencia, según se especifica en los *Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS)* (Doc. 8168), como NDB, VOR o GNSS. Esto puede resultar especialmente útil en emplazamientos donde el equipo de usuario de aeronave con DME es bajo o cuando el DME está fuera de servicio

2.12 Utilización de fuentes suplementarias de guía de orientación junto con el ILS

2.12.1 Las aeronaves que comiencen una aproximación ILS pueden ser ayudadas por la información de guía que facilite otras instalaciones de referencia a tierra, tales como el VOR, radar de vigilancia o, cuando estas instalaciones no puedan proporcionarse, por un radiofaro de localización.

2.12.2 Cuando la transición no quede asegurada por las instalaciones existentes en ruta o en el área terminal, un VOR convenientemente situado garantizará una transición eficiente hacia el ILS. Para este fin, el VOR puede emplazarse en el rumbo del localizador o en un punto situado a cierta distancia del rumbo del localizador, con tal que un radial corte el rumbo del localizador bajo un ángulo que permita una transición suave en caso de auto

acoplamiento. Habrá que tener en cuenta la distancia entre el emplazamiento del VOR y el punto de interceptación deseado cuando se determine la precisión de la interceptación y el espacio aéreo disponible para prever errores de alineación.

2.12.3 Cuando resulte prácticamente imposible proporcionar un VOR convenientemente emplazado, la transición hacia el ILS puede facilitarse mediante un radiofaro de localización o un radiofaro no direccional (NDB). Para asegurar la transición óptima, esta instalación debería montarse en el rumbo del localizador a una distancia conveniente del umbral.

2.13 La utilización de instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, para hacer automáticamente aproximaciones y aterrizajes en condiciones de visibilidad que permitan al piloto controlar visualmente la maniobra

2.13.1 Pueden utilizarse instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, de calidad apropiada, en combinación con sistemas de control de vuelo de a bordo y que no dependan exclusivamente de la información de guía derivada de los sensores ILS, para hacer automáticamente aproximaciones y aterrizajes en condiciones de visibilidad que permitan al piloto controlar visualmente la maniobra.

2.13.2 Para facilitar a las empresas explotadoras de aeronaves la evaluación inicial de la idoneidad de cada instalación ILS para realizar las citadas maniobras, se recomienda a los Estados proveedores que publiquen:

- a) Cualquier diferencia con respecto al Capítulo 3, 3.1;
- b) el grado de acatamiento de las disposiciones del Capítulo 3, 3.1.3.4 y 3.1.5.4, en lo relativo al localizador y a la estructura del haz de la trayectoria de planeo; y
- c) la altura de la referencia ILS sobre el umbral.

2.13.3 Para evitar interferencias que pudieran impedir la realización de una aproximación y aterrizaje automáticos, es necesario concertar arreglos locales para proteger, en lo posible, las áreas críticas y sensibles ILS.

2.14 Clasificación del ILS — Método suplementario de descripción del ILS para facilitar su utilización operacional

2.14.1 El sistema de clasificación que se presenta a continuación, junto con las actuales categorías de actuación de las instalaciones, tiene por objeto proporcionar un método más completo de describir un ILS.

2.14.2 La clasificación del ILS se define utilizando los tres caracteres siguientes:

- a) I, II o III: este carácter indica que el sistema se ajusta a la categoría de actuación de instalación señalada en el Capítulo 3, 3.1.3 y 3.1.5.
- b) A, B, C, T, D o E: este carácter define los puntos del ILS en los cuales el localizador se ajusta a los criterios de estructura de rumbo indicados en el Capítulo 3, 3.1.3.4.2, salvo que con la letra T se designa el umbral de la pista. Los puntos están definidos en el Capítulo 3, 3.1.1.

- c) 1, 2, 3 ó 4: este número indica el nivel de integridad y continuidad de servicio señalado en la Tabla C-2.

Con relación a las operaciones ILS específicas, se tiene la intención de que el nivel de integridad y continuidad de servicio corresponda, normalmente, a lo siguiente:

1. El nivel 2 es el objetivo de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar las operaciones en condiciones de poca visibilidad cuando la guía ILS con información de posición para la etapa de aterrizaje está completada por referencias visuales. Este nivel constituye el objetivo recomendado para los equipos que apoyan a las operaciones de la Categoría I.
2. El nivel 3 es el objetivo de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar las operaciones que exigen un alto grado de fiabilidad de la guía ILS desde el establecimiento de la posición hasta el momento de toma de contacto. Este nivel constituye el objetivo requerido para los equipos que apoyan a las operaciones de Categoría II y IIIA; y
3. El nivel 4 es el objetivo de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar operaciones que exigen un alto grado de fiabilidad de la guía ILS incluso durante la toma de contacto y el recorrido en tierra. Este nivel se relaciona, básicamente, con las necesidades de la gama completa de operaciones de la Categoría III.

Tabla C-2. Nivel de integridad y continuidad de servicio

Nivel	Localizador o trayectoria de planeo		
	Integridad	Continuidad de servicio	MTBO (horas)
1		No demostrada, o inferior a la requerida para el nivel 2	
2	$1 - 10^{-7}$ en todo aterrizaje	$1 - 4 \times 10^{-6}$ en todo período de 15 s	1 000
3	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 - 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 15 s	2 000
4	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 - 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 30 s (localizador) 15 s (trayectoria de planeo)	4 000 (localizador) 2 000 (trayectoria de planeo)

Nota.— Para los sistemas instalados en el caso de que no se disponga o no pueda calcularse rápidamente el valor de integridad de nivel 2, es necesario realizar, por lo menos, un análisis detallado de la integridad para asegurar un funcionamiento adecuado, a prueba de fallas, del monitor.

2.14.3 Por ejemplo, una instalación ILS de Categoría de actuación II, que satisfaga los criterios de estructura de rumbo del localizador correspondientes a una instalación ILS de Categoría de actuación III hasta el punto "D" del ILS y se ajusta a los objetivos del nivel 3 de integridad y continuidad de servicio, debería indicarse como clase II/D/3.

2.14.4 Las clases ILS son solamente adecuadas al elemento terrestre del ILS. La consideración de categorías operacionales debe incluir, además, factores complementarios tales como la

capacidad del explotador, la protección de las áreas críticas y sensibles, criterios de procedimiento y ayudas auxiliares tales como los transmisómetros, la iluminación, etc.

2.15 Modulación de frecuencia y de fase de la portadora ILS

2.15.1 Además de la modulación AM de 90 Hz y 150 Hz deseada de las portadoras RF ILS, puede existir modulación de frecuencia (FM) interferente y modulación de fase (PM) interferente. Esta modulación interferente puede ocasionar errores de centrado en los receptores ILS debido a la detección de la pendiente por la ondulación en la banda de paso de filtro de frecuencia intermedia (IF).

2.15.2 Para que esto ocurra, la frecuencia de la portadora RF traducida debe caer en una frecuencia IF en que la banda de paso tiene una pendiente elevada. La pendiente convierte los cambios de frecuencia de 90 Hz y 150 Hz interferentes a AM de las mismas frecuencias. Similarmente, cualquier diferencia en la desviación FM entre los componentes no deseados de 90 Hz y 150 Hz se convierte en DDM, lo que a su vez produce un desplazamiento en el receptor. El mecanismo es idéntico para PM y FM, ya que la PM produce un cambio de frecuencia igual al cambio de fase (radianes) multiplicado por la frecuencia moduladora.

2.15.3 El efecto de la FM o PM interferente se suma vectorialmente a la AM deseada. La FM detectada está en fase o bien en contrafase con la AM, conforme la pendiente de banda de paso en la IF de la portadora sea positiva o negativa. La PM detectada está en cuadratura con la AM, y también puede ser positiva o negativa dependiendo de la pendiente de banda de paso.

2.15.4 La FM o PM interferente procedente de frecuencias distintas de 90 Hz y 150 Hz, pero que pasa por los filtros de tono de 90 Hz y 150 Hz del receptor, también puede producir cambios en la modulación AM de 90 Hz y 150 Hz deseada de la portadora RF ILS, lo que se traduce en un error de desplazamiento DDM en el receptor. En consecuencia, al medir los niveles de FM y PM interferentes, es esencial utilizar filtros de banda de paso audio con una banda de paso de una anchura como mínimo igual a la de los filtros de tono de los receptores ILS. Normalmente estos filtros se insertan en el equipo comercial de ensayo de medición de modulación entre los circuitos de modulación y de medición, para garantizar la medición únicamente de los componentes espectrales de interés para las aplicaciones ILS. A fin de normalizar estas mediciones, se recomienda que el filtro tenga las características siguientes:

<i>Frecuencia (Hz)</i>	<i>Atenuación del filtro de banda de paso de 90 Hz, dB</i>	<i>Atenuación del filtro de banda de paso de 150 Hz, dB</i>
<i>≤45</i>	<i>-10</i>	<i>-16</i>
<i>85</i>	<i>-0.5</i>	<i>(sin especificación)</i>
<i>90</i>	<i>0</i>	<i>-14</i>
<i>95</i>	<i>-0.5</i>	<i>(sin especificación)</i>
<i>142</i>	<i>(sin especificación)</i>	<i>-0.5</i>
<i>150</i>	<i>-14</i>	<i>0</i>
<i>158</i>	<i>(sin especificación)</i>	<i>-0.5</i>
<i>≤300</i>	<i>-16</i>	<i>-10</i>

2.15.5 Los límites máximos preferidos, a continuación, se obtienen de los límites de error de centrado del receptor ILS que se especifican en los documentos ED-46B y ED-47B de EUROCAE, basándose en el peor caso observado hasta la fecha de correlación entre los niveles de modulación interferente y errores de centrado:

<i>Tipo de instalación</i>	<i>Desviación máxima de 90 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 1)</i>	<i>Desviación máxima de 150 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 2)</i>	<i>Diferencia de desviación, Hz (Nota 3)</i>
Localizador, Cat I	135/1,5	135/0,9	45
Localizador, Cat II	60/0,66	60/0,4	20
Localizador, Cat III	45/0,5	45/0,3	15
Trayectoria de planeo, Cat I	150/1,66	150/1,0	50
Trayectoria de planeo, Cat II o III	90/1,0	90/0,6	30

Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de 90 Hz prescrito en 2.15.4.

Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de 150 Hz prescrito en 2.15.4.

Esta columna se aplica a la diferencia en la desviación de frecuencia máxima entre mediciones separadas de la FM interferente de 90 Hz (o PM equivalente) y la FM de 150 Hz (o PM equivalente) que se obtiene con los filtros prescritos en la tabla de 2.15.4. La desviación equivalente para los valores PM medidos con 90 Hz y 150 Hz se calcula multiplicando cada medición de PM máxima en radianes por la frecuencia moduladora correspondiente en Hz.

3. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR

3.1 Orientación relativa a la potencia efectiva radiada (PIRE) y cobertura del VOR/DVOR

3.1.1 La intensidad de campo especificada en el Capítulo 3, 3.3.4.2 se basa en la siguiente consideración:

Sensibilidad del receptor de a bordo	-117 dBW
Pérdidas de la línea de transmisión, pérdidas por desacuerdo, variación de diagrama polar de la antena con respecto a una antena isotrópica	+7 dBW
Potencia requerida en la antena	-110 dBW

La potencia requerida de -100 dBW se obtiene, a 118 MHz, con una densidad de potencia de -107 dBW/m². El valor de -107 dBW/m² es equivalente a 90 µV/m, es decir a + 39 dB referidos a 1 µV/m.

La densidad de potencia en el caso de una antena isotrópica puede calcularse de la manera siguiente:

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

Donde:

P_d = densidad de potencia, en dBW/m²;

P_a = potencia en el punto de recepción, en dBW;

λ = longitud de onda en metros.

3.1.2 Los valores nominales del PIRE necesaria para obtener una intensidad de campo de 90 µV/m (-107 dBW/m²) aparecen en la Figura C-13. La intensidad de campo es directamente proporcional al diagrama de elevación de la antena. Los diagramas reales de radiación de las antenas dependen de varios factores, como la altura del centro de fase de la antena por encima del nivel del terreno (AGL), las irregularidades de la superficie, la forma del terreno y la conductividad del suelo y del contrapeso. Sin embargo, se ha dado un valor conservador para tener en cuenta un PIRE más bajas en las muescas que están entre los lóbulos de un diagrama de antenas de elevación real. En los casos en los que se dispone de datos del sistema más exacto, se permite un cálculo aproximado más preciso del alcance. En el manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la OACI (doc. 9718), puede encontrarse orientación adicional

Intencionalmente en blanco

3.2 Orientación referente al emplazamiento del VOR

3.2.1 El VOR es susceptible de interferencia por trayectos múltiples a causa del terreno, los edificios, los árboles y las líneas de transmisión de energía circundantes. Por consiguiente, debería tenerse en cuenta el efecto de esto al seleccionar el emplazamiento para una nueva instalación y cuando se examine si los desarrollos propuestos son aceptables en las inmediaciones de los emplazamientos establecidos. El VOR Doppler es más resistente a la interferencia por trayectos múltiples que el VOR convencional y puede usarse para ofrecer una actuación aceptable en emplazamientos con trayectos múltiples que planteen más desafíos.

Nota.— En los documentos EUROCAE ED-52 (comprendida la Enmienda ním. 1), la Orden 6820.10 de la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos y el EUR DOC 015 (primera edición), se proporciona orientación sobre el emplazamiento del VOR.

3.2.2 El impacto de los parques eólicos en el VOR es un problema creciente en muchos Estados debido a un aumento en el interés por fuentes alternativas de energía. Es difícil evaluar el impacto de los parques eólicos en el VOR por diferentes motivos, entre ellos:

- a) el efecto acumulativo de un grupo de turbinas puede ser inadmisibles, aun cuando el efecto de cada una de ellas pueda aceptarse por separado;
- b) los peores errores pueden experimentarse cuando los álabes de la turbina están en estado estacionario (debido a la alta o baja velocidad del viento). El error real es función de la orientación de la turbina y de la posición de sus álabes en estado estacionario;
- c) es posible que se tengan errores mayores en el límite de cobertura y a ángulos de baja elevación; y
- d) es improbable que los peores errores puedan confirmarse mediante una inspección de vuelo debido a los factores ya enumerados.

3.2.3 Pueden utilizarse simulaciones por computadora para evaluar el efecto que producen los parques eólicos en el VOR usando las hipótesis del peor de los casos descritas más arriba.

Intencionalmente en blanco

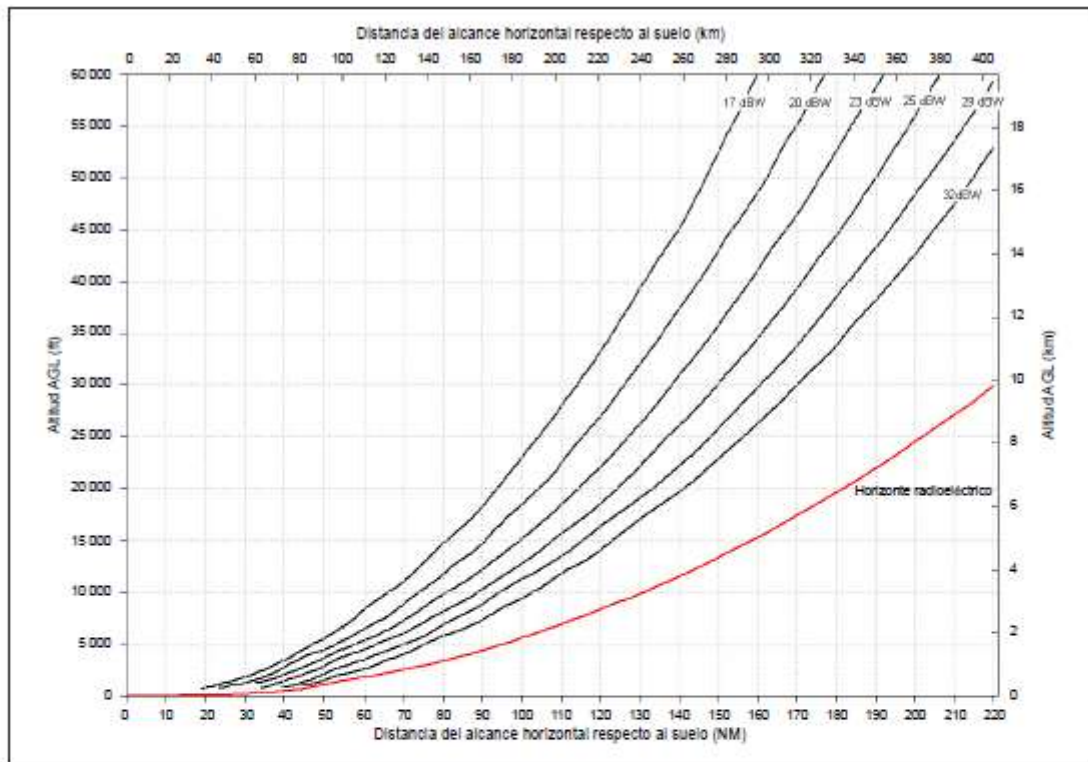


Figura C-13 PIRE necesaria para lograr una intensidad de campo de 90 microvoltios por metro (-107 dBW/m²) como función de la altura sobre el VOR/DVOR y de la distancia desde el VOR/DVOR.

Nota 1.— Las curvas se basan en el modelo de propagación IF-77 con un radio de 4/3 el radio de la Tierra, que se confirmó por medio de mediciones.

Nota 2.— En la orientación que se proporciona se supone que la altura del contrapeso VOR/DVOR por encima del nivel del terreno (AGL) que define el diagrama de antena está a 3 m (10 ft) AGL en un terreno plano. El apantallamiento del terreno reducirá el alcance que puede lograrse.

Nota 3.— La potencia transmitida que se requiere para lograr el valor PIRE indicado depende de la ganancia de la antena transmisora y las pérdidas de cable. Por ejemplo, una PIRE de 25 dBW puede obtenerse con un VOR con una potencia de salida de 100 W, una pérdida de cable de 1 dB y una ganancia de antena de 6 dBi.

3.3 [Reservado]

3.4 Criterios relativos a la separación geográfica de las instalaciones VOR.

3.4.1 Al utilizar las cifras enumeradas en la Tabla C-3, ha de observarse que éstas proceden de las fórmulas convenidas respecto a altitudes específicas. Al aplicar las cifras, las conferencias regionales sólo darían protección hasta la altitud y distancia requeridas operacionalmente; valiéndose de las fórmulas, pueden calcularse criterios respecto a cualquier distancia o altitud.

- 3.4.2** Las cifras enumeradas se han calculado en la hipótesis de que el rechazo eficaz de canal adyacente en el receptor de a bordo sea superior a 60 dB por debajo en el próximo canal asignable.
- 3.4.3** Los cálculos están basados en la hipótesis de que la protección contra interferencia que se da a la señal deseada contra la señal no deseada es de 20 dB, que corresponde a un error de marcación de menos de 1°, debido a la señal no deseada.
- 3.4.4** Se reconoce que en el caso de operación en canal adyacente hay una pequeña región en la proximidad de una instalación VOR en la cual puede producirse interferencia a una aeronave que utilice otra instalación VOR. Sin embargo, la extensión de esta región es tan pequeña que la duración de la interferencia sería despreciable, y en todo caso es probable que la aeronave deje de utilizar una instalación para emplear la otra.
- 3.4.5** Las fórmulas convenidas para calcular las separaciones geográficas son las siguientes (se podrán sustituir los kilómetros por millas marinas):

A — Separación geográfica mínima (canal común):

$$\text{ya sea } 2 D_1 + \frac{20-K}{S} \text{ Km}$$

$$\text{en que } D_1 > D_2 + K/S$$

$$\text{o } 2 D_2 + \frac{20+K}{S} \text{ Km}$$

$$\text{en que } D_1 < D_2 + K/S$$

B — Separación geográfica (canal adyacente):

Caso de emplazamiento común

$$< \frac{40 - K}{S}$$

Caso de emplazamiento no común

$$> 2 D_1 - \frac{40 + K}{S} \text{ Km}$$

$$\text{En que } D_1 > D_2 + K/S$$

o

$$2 D_2 - \frac{40 + K}{S} \text{ Km}$$

$$\text{En que } D_1 < D_2 + K/S$$

Tabla C-3. Valores de distancias de separación geográfica para la operación en canal común

Altitud m (ft)	S dB/km (NM)	Instalaciones VOR de igual potencia efectiva radiada		Instalaciones VOR cuya potencia efectiva radiada difiere en 6 dB				Instalaciones VOR cuya potencia efectiva radiada difiere en 12 dB			
		Separación geográfica mínima entre instalaciones		Separación geográfica mínima entre instalaciones				Separación geográfica mínima entre instalaciones			
		es $2D_1 + \frac{20}{S}$ si $D_1 > D_2$ o $2D_2 + \frac{20}{S}$ si $D_2 > D_1$		es $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ si $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ o $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ si $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				es $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ si $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ o $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ si $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$			
		K dB	$\frac{20}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1 200 (4 000)	0,32 (0,60)	0	61 (33)	6	19 (10)	43 (23)	80 (43)	12	37 (20)	24 (13)	98 (53)
3 000 (10 000)	0,23 (0,43)	0	87 (47)	6	26 (14)	61 (33)	113 (61)	12	52 (28)	35 (19)	137 (74)
4 500 (15 000)	0,18 (0,34)	0	109 (59)	6	33 (18)	76 (41)	143 (77)	12	67 (36)	44 (24)	174 (94)
6 000 (20 000)	0,15 (0,29)	0	128 (69)	6	39 (21)	89 (48)	167 (90)	12	78 (42)	52 (28)	206 (110)
7 500 (25 000)	0,13 (0,25)	0	148 (80)	6	44 (24)	104 (56)	193 (104)	12	89 (48)	59 (32)	237 (128)
9 000 (30 000)	0,12 (0,23)	0	161 (87)	6	48 (26)	113 (61)	209 (113)	12	96 (52)	65 (35)	258 (139)
12 000 (40 000)	0,10 (0,19)	0	195 (105)	6	59 (32)	135 (73)	254 (137)	12	119 (64)	78 (42)	311 (168)
18 000 (60 000)	0,09 (0,17)	0	219 (118)	6	65 (35)	154 (83)	284 (153)	12	130 (70)	87 (47)	348 (188)

Nota— S, K y el signo de K se definen en 3.4.5.

C — Separación geográfica (canal adyacente)

(receptores proyectados para la separación de 100 kHz entre canales en un medio ambiente de 50 kHz de separación entre canales).

Cuando se usen receptores que tengan un rechazo efectivo total de canal adyacente de no más de 26 dB (por ejemplo, cuando se use un receptor de 100 kHz en un ambiente de 50 kHz), la cifra de 40 se sustituirá por 6 en las fórmulas anteriores de canal adyacente. En ese caso, no debería usarse la fórmula de emplazamiento geográfico común ya que la protección dada puede ser marginal.

Esto conduce a la siguiente fórmula:

$$> 2 D_1 + \frac{6 + K}{S} Km$$

En que $D_1 > D_2 + K/S$

o

$$2 D_2 - \frac{6 - K}{S} Km$$

En que $D_1 < D_2 + K/S$

En las fórmulas anteriores:

D_1, D_2 = distancias efectivas requeridas de las dos instalaciones (km).

K = la relación (dB) por lo cual la potencia efectiva radiada de la instalación que proporciona cobertura D_1 excede a la instalación que proporciona cobertura D_2 .

Si la instalación que proporciona cobertura D_2 es la de mayor potencia efectiva radiada, " K " tendrá un valor negativo.

S = pendiente de la curva que indica la intensidad de campo en comparación con la distancia para una altitud constante (dB/km).

3.4.6 Las cifras enumeradas en la Tabla C-3 tienen el fin de proporcionar un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar correctamente.

3.4.6.1A fin de proteger los receptores VOR calculados para una separación entre canales de 50 kHz, se escogen separaciones mínimas para proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

- a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 34 dB;
- c) una señal no deseada separada en 100 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;
- d) una señal no deseada separada en 150 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

3.4.6.2 A fin de proteger los receptores VOR calculados para una separación entre canales de 100 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

- a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 7 dB;
- c) una señal no deseada separada en 100 kHz de la señal no deseada, excede la señal deseada hasta en 46 dB;
- d) una señal no deseada separada en 150 kHz de la señal deseada excede la señal deseada hasta en 50 dB.

3.4.7 El uso de las cifras dadas en 3.4.6 o de otras cifras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis hechas en esta sustitución de un método

aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Estas admiten que la variación de la intensidad de la señal en función de la distancia (Factor "S"), a las diversas altitudes de recepción, es válida únicamente dentro del horizonte radioeléctrico y de un ángulo máximo de elevación del VOR de unos 5°. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de gran congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.4.8 El despliegue de la separación de 50 kHz entre canales requiere la conformidad con el Capítulo 3, 3.3.2.2 y 3.3.5.7 y el Anexo10, Volumen V, Capítulo 3, 4.2.4. En aquellos casos en que, debido a circunstancias especiales, sea esencial durante el período inicial de conversión de la separación de 100 kHz entre canales a una separación de 50 kHz entre canales, tener en cuenta instalaciones VOR cercanas que no se ajustan al Capítulo 3, 3.3.2.2 y 3.3.5.7 y al Anexo10, Volumen V, Capítulo 4, 4.2.4 se requerirá una mayor separación geográfica entre éstas y las nuevas instalaciones que utilizan la separación de 50 kHz entre canales, para garantizar un error de marcación de menos de un grado, debido a la señal no deseada. En la suposición de que los niveles de banda lateral de la armónica de 9 960 Hz de la señal radiada de dichas instalaciones no excedan los niveles siguientes:

9 960 Hz	referencia 0 dB
2ª armónica	-20 dB
3ª armónica	-30 dB
4ª armónica y siguientes	-40 dB

Las fórmulas de separación en 3.4.5 deberían aplicarse como sigue:

- Quando sólo sea necesario proteger receptores proyectados para la separación de 50 kHz entre canales, el valor 40 debería remplazarse por el de 20 en la fórmula B — caso de emplazamiento no común;
- cuando sea necesario proteger receptores proyectados para la separación de 100 kHz entre canales, la fórmula A — caso de canal común — debería aplicarse para la gama de altitudes para las cuales se requiere protección.

3.4.9 Cuando las instalaciones DME/N y las instalaciones VOR funcionan combinadas entre sí, según se describe en el Capítulo 3, 3.5.3.3.5 y tienen un volumen de servicio común, las distancias de separación geográfica del canal común y del canal adyacente requeridas por el DME se satisfacen con las distancias de separación del VOR tal como se calculan en esta sección, a condición de que la distancia entre el VOR y el DME no exceda de 600 m (2 000 ft). Sin embargo, si se emplean instalaciones DME/W, la separación mínima del primer canal adyacente para las instalaciones DME/W debería ser igual a la separación de canal común especificada para el VOR. La separación mínima del segundo canal adyacente para instalaciones DME/W debería ser igual a la separación del primer canal adyacente especificada para el VOR. También existe la posibilidad de interferencia al poner en servicio canales "Y" del DME, ya que entre dos estaciones terrestres DME separadas a 63 MHz, podría ocurrir interferencia al transmitir y recibir en la misma frecuencia. (Por ejemplo, las transmisiones del canal 17 Y podrían interferir con la recepción en los canales 80 X y 80 Y). A fin de obviar cualquier insensibilización del receptor terrestre debido a esta interferencia, es necesaria una distancia mínima de separación terrestre de 18,5 km (10 NM) entre instalaciones.

3.5 Criterios respecto a separación geográfica de las instalaciones VOR/ILS

3.5.1 Al usar las cifras de 3.5.3.1 y 3.5.3.2, hay que tener en cuenta que se han hecho las hipótesis siguientes:

- a) Que la característica del receptor del localizador es la indicada en 2.6.2, y que la del receptor VOR es la que aparece en 3.4.2;
- b) que la relación de protección para el sistema ILS y el sistema VOR es de 20 dB según se indica en 2.6.3 y 3.4.3, respectivamente;
- c) que el punto de protección del ILS se halla a una distancia efectiva de 46,25 km (25 NM), medida a lo largo de la línea de utilización y a una altitud de 1 900 m (6 250 ft).

Con la introducción de redes de antenas de localizador ILS sumamente direccionales, el punto de protección más crítico no se encontrará a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Las antenas direccionales producen puntos de protección crítica a distancia máxima, ya sea de $\pm 10^\circ$ o de $\pm 35^\circ$ fuera del eje de la pista. Debería examinarse la protección de esos puntos durante el proceso de asignación de frecuencias.

3.5.2 Aunque las instalaciones VOR e ILS internacionales no aparezcan en la misma frecuencia, puede ocurrir que una instalación VOR internacional comparta provisionalmente la misma frecuencia y, de manera comparable, con una instalación ILS nacional. Por este motivo, se da orientación respecto a la separación geográfica requerida, no solamente para un VOR y una instalación ILS separadas 50 ó 100 kHz, sino también respecto a la utilización de un canal común.

3.5.3 Al observar que las características de utilización de los dos equipos difieren, los criterios relativos a la separación geográfica mínima de VOR/ILS, para evitar interferencia perjudicial se expresan separadamente para cada instalación cuando corresponde.

3.5.3.1 Caso de canal común:

- a) La protección del sistema ILS requiere que el VOR que tiene una ERP de 17 dBW (50 W) esté por lo menos a 80 NM del punto de protección del ILS.
- b) En el supuesto de un VOR que tenga una ERP de 17 dBW (50 W) tenga que protegerse para una distancia efectiva de 46,25 km (25 NM) y una altitud de 3 000 m (10 000 ft), la protección del sistema VOR requiere que el ILS se halle por lo menos a 148 km (80 NM) del VOR.
- c) Si se requiere protección del VOR hasta unos 92,5 km (50 NM) y a 6 000 m (20 000 ft), el ILS debe hallarse a 250 km (135 NM) del VOR, por lo menos.

3.5.3.2 Caso de canales adyacentes. La protección del sistema VOR se obtiene efectivamente sin separación geográfica de las instalaciones. Sin embargo, en el caso de:

- a) Un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de 100 kHz y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a 100 kHz, la protección del sistema ILS requiere que un VOR

que tenga una ERP de 17 dBW (50 W) esté por lo menos a 9,3 km (5 NM) del punto de protección ILS;

- b) un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de 100 kHz y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a 50 kHz, la protección del sistema ILS requiere que un VOR que tenga una ERP de 17 dBW (50 W) esté por lo menos a 79,6 km (43 NM) del punto de protección ILS.

3.5.4 El uso de las cifras dadas en 3.5.3 o de otras cifras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis básicas hechas en esta sustitución de un método aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.5.5 Es necesario proteger el sistema ILS contra la interferencia del VOR, cuando la instalación VOR está emplazada cerca de la trayectoria de aproximación ILS. En tales circunstancias, para evitar la perturbación de las señales de salida del receptor ILS debidas a posibles efectos de transmodulación, conviene utilizar una separación de frecuencias apropiadas entre los canales ILS y VOR. La separación de frecuencias dependerá de la relación entre las densidades de campo del VOR y del ILS, así como de las características de la instalación de a bordo.

3.6 Función receptora

3.6.1 Sensibilidad. Después de tener debidamente en cuenta la falta de adaptación de alimentación de la aeronave, la pérdida de atenuación y la variación del diagrama polar de la antena, la sensibilidad de la función receptora debería ser tal que proporcione en un gran porcentaje de ocasiones la precisión de la potencia de salida especificada en 3.6.2 con una señal que tenga una intensidad de campo de 90 V/m o de -107 dBW/m^2 .

3.6.2 Precisión. La contribución de error de la instalación de a bordo no excederá $\pm 3^\circ$ con una probabilidad del 95%.

La evaluación de la contribución de error del receptor tendrá que tomar en consideración:

- a) Las tolerancias de las componentes de modulación de la instalación VOR terrestre, como se define en el Capítulo 3, 3.3.5;
- b) a variación en el nivel de la señal y en la frecuencia de la portadora de la instalación VOR terrestre;
- c) los efectos de las señales VOR e ILS no deseadas.

La instalación VOR de a bordo no se considera que incluye ninguno de los elementos especiales que pueden ser prescritos para el proceso de la información VOR en la aeronave, y que a su vez puedan introducir errores [por ejemplo, el indicador radiomagnético (RMI)].

3.6.3 Funcionamiento de los banderines de alarma. Idealmente estos banderines deberían advertir al piloto de cualquier defecto inaceptable de funcionamiento que pudiera

producirse, ya sea en el equipo terrestre o en el de a bordo. A continuación se detalla hasta qué punto pudiera satisfacerse este ideal.

3.6.3.1 El movimiento del banderín se produce por la suma de dos corrientes que se derivan de los elementos de 30 Hz y 9 960 Hz de la señal componente de marcación VOR y, por lo tanto, al eliminarse de la portadora radiada estos elementos, aparecen los banderines. Toda vez que el equipo monitor terrestre VOR suprime las componentes de marcación cuando se presenta alguna condición inaceptable en tierra, habrá una indicación inmediata en la aeronave cuando el sistema no sea utilizable.

3.6.3.2 La corriente que actúa el banderín depende también de las características AGC del equipo de a bordo y de cualquier ganancia subsecuente al segundo detector del receptor. De este modo, si con un receptor de a bordo ajustado correctamente el banderín de alarma está justamente fuera de la vista cuando reciba una señal VOR que se ajuste a las características de modulación especificadas en el Capítulo 3, 3.3.5, el banderín aparecerá nuevamente cuando se produzca una disminución en la característica de ganancia del receptor.

Ciertos tipos de receptores utilizan indicaciones de advertencia que no son banderines mecánicos, para cumplir las funciones que aquí se describen.

3.6.4 Susceptibilidad del receptor VOR a señales VOR y de localizador

3.6.4.1 El cálculo del receptor debería permitir su funcionamiento correcto en el medio siguiente:

- a) La señal deseada sobrepasa la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
- b) una señal no deseada separada en 50 kHz de la señal deseada, excede a esta última hasta en 34 dB [durante el ensayo en banco del receptor, en el caso de este primer canal adyacente, la señal no deseada se varía sobre la gama de frecuencias de la tolerancia combinada de frecuencias de la estación terrestre (± 9 kHz) y del receptor];
- c) una señal no deseada separada en 100 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB; y
- d) una señal no deseada separada en 150 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

Se reconoce que no todos los receptores cumplen actualmente el requisito b); sin embargo, todos los equipos futuros deberían calcularse de modo que satisfagan dicho requisito.

En algunos Estados, se utiliza una tolerancia menor para la estación terrestre.

3.6.5 Características de inmunidad de los sistemas receptores VOR contra la interferencia causada por señales de radiodifusiones FM en VHF

3.6.5.1 En relación con la nota de 3.3.8, del Capítulo 3, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de supresión del

funcionamiento normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la aprobación consiguiente. Los ensayos han demostrado que la interferencia causada por las señales FM puede afectar tanto a la guía de rumbo como a la corriente de bandera y que su influjo varía en función de la DDM de la señal deseada que se aplique. Puede obtenerse más información en la Recomendación ITU-R IS.1140 de la UIT, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-118 MHz.

Los procedimientos de prueba del receptor también figuran en las MOPS (RTCA DO-196 y EUROCAE ED-22B).

- 3.6.5.2** Las siguientes fórmulas deberían utilizarse para evaluar las posibles incompatibilidades de los receptores que satisfacen los criterios generales de inmunidad a la interferencia especificados en el Capítulo 3, 3.3.8. Las fórmulas proporcionarán aclaraciones sobre las características de inmunidad a la interferencia de las emisiones no esenciales (tipo A1), interferencia del canal fuera de banda (tipo A2), interferencia de tercer orden de dos y tres señales (tipo B1) e interferencia por sobrecarga/desensibilización (tipo B2).

Puede consultarse más información en la Recomendación ITU-R IS.1009-1 de la UIT, Compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de aproximadamente 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-137 MHz.

3.7 Precisión del sistema VOR

El Anexo 11, Adjunto A, contiene también un texto de orientación sobre la determinación de los valores de performance de los sistemas VOR.

- 3.7.1** Finalidad. El texto de orientación que sigue trata de proporcionar ayuda en la utilización de los sistemas VOR. No pretende representar normas de separación lateral ni márgenes mínimos sobre los obstáculos, aunque, por supuesto, puede proporcionar un punto inicial para su determinación. El establecimiento de normas de separación o de márgenes mínimos sobre los obstáculos necesariamente habrá de tomar en consideración muchos factores no incluidos en este texto.
- 3.7.1.1** Existe sin embargo la necesidad de indicar una cifra de precisión en la utilización del sistema para orientación de los Estados en la planificación de sistemas VOR.
- 3.7.2** Explicación de términos. En el texto que sigue se usan términos y expresiones con el significado que a continuación se indica:
- a) Error de la señal del radial VOR. La diferencia entre el rumbo magnético nominal hasta un punto de medición respecto a la estación VOR terrestre y la marcación indicada por la señal VOR en el mismo punto. El error de la señal del radial VOR se compone de ciertos elementos estables (tales como un error sistemático de alineación de rumbo, y la mayoría de los errores por efecto del emplazamiento y el terreno) y ciertos errores variables de carácter aleatorio. El error de la señal del

radial VOR está relacionado únicamente con la estación terrestre y excluye otros factores de error, tales como, errores de equipo de a bordo y elemento de pilotaje;

- b) Error de variabilidad del radial VOR. La parte variable del error de la señal del radial VOR que puede esperarse que varíe alrededor del resto, esencialmente constante, del error de la señal del radial VOR. El error de variabilidad del radial es la suma de los errores variables;
- c) Error de desplazamiento del radial VOR. La parte del error de señal del radial VOR que es estable y que puede considerarse como fija durante largos períodos de tiempo;
- d) Error del equipo VOR de a bordo. El error atribuible a la incapacidad del equipo instalado en la aeronave para interpretar adecuadamente la información de marcación contenida en la señal del radial. Este error incluye la contribución del receptor de a bordo y de los instrumentos utilizados para presentar la información al piloto;
- e) Error VOR compuesto. La diferencia entre la marcación magnética verdadera hasta un punto de medición respecto a la estación VOR terrestre y la marcación indicada por un equipo VOR de a bordo, de precisión establecida. Más sencillamente, éste es el error en la información presentada al piloto, teniendo en cuenta, no solamente los errores de la estación terrestre y de la trayectoria de propagación, sino también el error proporcionado por el receptor VOR de a bordo y sus instrumentos. Se emplea el error completo de la señal del radial VOR, tanto fijo como variable;
- f) Elemento VOR de pilotaje. El error de la navegación VOR atribuible al hecho de que el piloto no puede mantener o no mantiene la aeronave precisamente en el centro del radial VOR o la marcación que indica el equipo ; y
- g) Error de utilización del sistema VOR. La raíz cuadrada de la suma de los cuadrados del error VOR compuesto y del elemento de pilotaje. Esta combinación puede usarse para determinar la probabilidad de que una aeronave permanezca dentro de límites específicos cuando utilice el VOR.

3.7.3 Cálculo de la precisión de utilización del sistema VOR

3.7.3.1 La precisión de utilización del sistema VOR se deduce por la consideración de los siguientes elementos de error:

- a) Error de la señal del radial VOR (E_g). Este elemento consta del error del desplazamiento del radial y del error de variabilidad del radial. Se determina por la consideración de factores tales como desplazamiento fijo del radial, supervisión (monitor), efectos de polarización, efectos del terreno y cambios en el medio;
- b) Error VOR del equipo de a bordo (E_a). Este elemento engloba todos los factores del sistema VOR de a bordo que introducen errores. (No están incluidos los errores resultantes del uso de la información de brújula en algunas presentaciones VOR);
y

- c) Elemento de pilotaje VOR (Ep). El valor tomado por este elemento es el utilizado en los PANS-OPS (Doc 8168) relativo a la tolerancia de pilotaje.

Existe también un error de medición, pero en una discusión generalizada de errores puede considerarse que queda absorbido por los otros valores de error.

3.7.3.2 Como los errores de a), b) y c), cuando se consideran en la totalidad del sistema (no en un radial cualquiera), son variables aleatorias independientes, pueden combinarse a base de la raíz cuadrada de la suma de sus cuadrados, cuando se da a cada elemento el mismo grado de probabilidad. Para fines de este texto se considera que cada elemento tiene una probabilidad del 95%.

Por lo tanto, pueden describirse las siguientes fórmulas:

$$\text{Error VOR compuesto} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2}$$

$$\text{Error de utilización del sistema VOR} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}$$

3.7.3.3 Los ejemplos que siguen sólo se refieren al error de utilización del sistema VOR pero, si se desea, puede determinar asimismo el error VOR compuesto. Mediante estas fórmulas puede evaluarse el efecto sobre el sistema de la mejora o degradación de uno o más elementos del error.

Todas las cifras correspondientes al error de la señal del radial VOR se refieren a radiales respecto a los cuales no existe ninguna restricción.

3.7.3.4 Sujeto a las condiciones que se indican en 3.7.1, se considera que una precisión de la utilización del sistema VOR de $\pm 5^\circ$, con una probabilidad del 95%, constituye una cifra adecuada que podrán emplear los Estados al planificar la aplicación del sistema VOR (véase, no obstante, 3.7.3.5). Esta cifra corresponde a los siguientes errores de los componentes:

Error de la señal del radial VOR:

$\pm 3^\circ$ (probabilidad del 95%), valor que se alcanza fácilmente en la práctica.

Error del equipo de a bordo del VOR:

$\pm 3^\circ$ (probabilidad del 95%), valor relativo a las características de sistema (véase 3.6.2).

Elemento de pilotaje del VOR:

$\pm 2,5^\circ$ (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

3.7.3.5 Si bien la cifra de $\pm 5^\circ$, con una probabilidad del 95%, es una cifra útil que se basa en amplia experiencia y la usan muchos Estados, cabe señalar que sólo puede lograrse si los elementos de error que la integran permanecen dentro de ciertas tolerancias. Es evidente que, si los errores que pueden atribuirse a los elementos del sistema VOR son superiores a las cantidades indicadas, el error de utilización del sistema VOR resultante será también superior. Inversamente, en el caso de que algunos o todos los elementos de error del

sistema VOR sean inferiores a los que se utilizan en el cálculo anterior, el error de utilización del sistema VOR resultante será también inferior.

3.7.3.6 Los siguientes ejemplos, deducidos también de la práctica, proporcionan a los Estados una orientación suplementaria para fines de planificación:

A. — Error de la señal del radial VOR:

$\pm 3,5^\circ$ (probabilidad del 95%), utilizado por algunos Estados como error total del sistema terrestre.

Error del equipo de a bordo VOR:

$\pm 4,2^\circ$ (probabilidad del 95%), reconocida en algunos Estados como la cifra mínima de actuación para algunas clases de operaciones.

Elemento de pilotaje del VOR:

$\pm 2,5^\circ$ (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

Precisión calculada de la utilización del sistema VOR:

$\pm 6^\circ$ (probabilidad del 95%).

B.— Error de la señal del radial VOR:

$\pm 1,7^\circ$ (probabilidad del 95%), basado en amplias mediciones en vuelo realizadas por un Estado en numerosos VOR.

Error del equipo de a bordo VOR:

$\pm 2,7^\circ$ (probabilidad del 95%), alcanzado en muchas operaciones de las líneas aéreas.

Elemento de pilotaje del VOR:

$\pm 2,5^\circ$ (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

Precisión calculada de la utilización del sistema VOR:

$\pm 4^\circ$ (probabilidad del 95%).

3.7.3.7 Se puede obtener una aplicación más real del sistema VOR, evaluando los errores tal como de hecho existen en circunstancias particulares, en vez de utilizar generalizaciones que abarquen todo y que pueden dar resultados indebidamente optimistas o pesimistas. En aplicaciones individuales tal vez sea posible emplear un valor de precisión de utilización del sistema inferior a $\pm 5^\circ$ si uno o más de los elementos de error son más pequeños que los valores usados para calcular la cifra de $\pm 5^\circ$. Por el contrario, un valor de precisión de utilización del sistema mayor que $\pm 5^\circ$ será necesario cuando se sepa que los radiales son de mala calidad o existen errores de emplazamiento significativo, o debido a otras razones. No obstante, además de ese consejo, también es esencial hacer una advertencia respecto al empleo de valores inferiores de los elementos individuales del sistema (por

ejemplo, el error de la señal del radial), dando por sentado que mejorará globalmente la precisión del sistema. Existen pruebas abundantes de que esto quizá no suceda en algunas circunstancias y de que los valores inferiores de la precisión del sistema no deberían aplicarse sin más confirmación (por ejemplo, por observación radar) de que se está logrando la mejora de la performance global.

3.7.3.8 Es de notar que en los sistemas angulares tales como el VOR, el error del elemento de pilotaje, expresado como magnitud angular, será mayor a medida que la aeronave se aproxima al origen de la radiación. Así, mientras las contribuciones del error de los sistemas terrestre y de a bordo, expresadas como ángulos, son para todos los propósitos prácticos constantes en todos los alcances, al considerar el sistema global es necesario utilizar cifras precisas que tengan en cuenta la magnitud mayor del error del elemento de pilotaje que ocurre cuando la aeronave se aproxima al VOR. Sin embargo, estos más grandes errores del elemento de pilotaje no dan como resultado grandes desviaciones laterales respecto al rumbo cerca de las instalaciones.

3.8 Puntos de cambio de VOR

El Anexo 11, Adjunto A, contiene el texto de orientación relativo al establecimiento de los puntos de cambio en rutas ATS definidas por el VOR.

4. SISTEMA RADAR DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN [Reservado]

5. ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA)

5.1 Sistemas de antenas de radiobalizas

5.1.1 Generalidades. El texto siguiente describe los tipos de sistemas de antenas que se utilizan frecuentemente en la práctica actual. Estos tipos constituyen las formas más simples para satisfacer los requisitos normales; en casos especiales pueden ser necesarios sistemas que tengan mejor rendimiento. (Véase la Nota de 5.1.4).

5.1.2 Radiobalizas Z

- a) Sistema radiante. Consiste en dos bipolos horizontales, perpendiculares entre sí, cada uno de los cuales consta de dos elementos radiantes colineales de media onda, cuyos centros se encuentran espaciados a media longitud de onda aproximadamente, y montados a un cuarto de longitud de onda por encima del contrapeso. Se ajustan las corrientes en los bipolos y sus respectivos elementos de modo que:
1. La corriente en un grupo de bipolos respecto a la del otro grupo sea igual pero defiera 90° en fase;
 2. las corrientes en los elementos radiantes de una antena bipolo determinada sean iguales y estén en fase.

- b) **Contrapeso.** Contrapeso cuadrado, con dimensiones mínimas de 9 m x 9 m, generalmente a una altura de alrededor de 1,8 m (6 ft) por encima del terreno, y si es de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de 7,5 cm x 7,5 cm.

5.1.3 Radiobalizas de abanico para uso solamente a bajas altitudes (radiobalizas de abanico de poca potencia). Sistema radiante capaz de proporcionar la intensidad de campo indicada en el Capítulo 3, 3.1.7.3.2.

5.1.4 Radiobalizas de abanico para uso general (radiobalizas de abanico de gran potencia)

- a) Sistema radiante. Un sistema radiante consistente en cuatro elementos radiantes colineales horizontales de media onda (aproximada) montados aproximadamente a un cuarto de longitud de onda por encima del contrapeso. La corriente en cada uno de los elementos de la antena debería estar en fase y debería tener una relación de 1:3:3:1.

Pueden alterarse la distribución de corriente entre los elementos y la altura de éstos por encima del contrapeso, a fin de obtener diagramas que satisfagan requisitos especiales de operación. Pueden obtenerse diagramas verticales mejores para algunas exigencias de operaciones, ajustando la altura de los bipolos sobre el contrapeso a un valor igual a 1/4 de la longitud de onda, o mayor, pero menor de 1/2 longitud de onda.

- b) **Contrapeso.** Contrapeso rectangular, con dimensiones mínimas de 6 m x 12 m, generalmente a una altura de alrededor de 1,8 m (6 ft) por encima del terreno, y si es de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de 7,5 cm x 7,5 cm

5.2 Clave de identificación para Radiobalizas de abanico utilizadas con un radiofaro direccional de cuatro rumbos

5.2.1 Las radiobalizas de abanico situadas en los haces de un radiofaro direccional de cuatro rumbos no requieren normalmente una señal de identificación que se refiera a un lugar geográfico determinado, sino solamente una señal que indique el haz a que corresponden.

5.2.2 En el caso de un radiofaro direccional de cuatro rumbos que no tenga más que una baliza en cualquiera de los haces, es práctica común identificar la baliza por una raya simple, si se halla en el haz dirigido hacia el norte verdadero o próximo al norte en el sentido de las agujas del reloj (dirección este), e identificar la baliza de los otros haces por medio de dos, tres o cuatro rayas, según correspondan al segundo, tercero o cuarto haz, contados desde el norte en el sentido de las agujas del reloj. Cuando a un haz de radiofaro direccional de cuatro rumbos corresponda más de una radiobaliza de abanico, la baliza más próxima a la estación se identifica solamente por medio de rayas, la siguiente en proximidad por dos puntos que precedan a las rayas, la tercera por tres puntos que precedan a las rayas, y así sucesivamente.

En ciertas circunstancias especiales el sistema de clave mencionado puede conducir a ambigüedades cuando dos radiobalizas correspondientes a haces de radiofaros direccionales distintos, pero que se superponen, se encuentren geográficamente cerca uno de otro. En dichos casos es conveniente utilizar una clave de identificación característica respecto a una de las radiobalizas.

6. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB

6.1 Texto de orientación relativo a los requisitos de intensidad de campo del NDB en las latitudes comprendidas entre 30°N y 30°S

6.1.1 Con el fin de obtener un servicio satisfactorio dentro de la cobertura nominal de un NDB situado en latitudes comprendidas entre 30°N y 30°S, se requeriría un valor mínimo, de intensidad de campo de 120 $\mu\text{V}/\text{m}$, excepto cuando la experiencia práctica en la operación de los NDB a lo largo de varios años haya revelado que una intensidad mínima de campo de 70 $\mu\text{V}/\text{m}$, sería adecuada para satisfacer todas las necesidades de las operaciones. En algunas áreas determinadas se requerirían valores de intensidad de campo notablemente superior a 120 $\mu\text{V}/\text{m}$. Tales zonas son:

- a) Indonesia y Papua Nueva Guinea, Myanmar, Península Malaya, Tailandia, República Democrática Popular Lao, Kampuchea Democrática, Viet Nam y Australia septentrional;
- b) Región del Caribe y partes septentrionales de América del Sur; y
- c) África central y sudcentral.

6.1.2 La intensidad de campo de 120 $\mu\text{V}/\text{m}$ se basa en la experiencia práctica obtenida hasta la fecha y supone una transacción entre lo que es conveniente técnicamente y lo que es posible facilitar desde un punto de vista económico.

6.2 Texto de orientación respecto al significado y aplicación de la cobertura nominal y de la cobertura efectiva

6.2.1 Cobertura nominal

6.2.1.1 La cobertura nominal, tal como se define en el Capítulo 3, 3.4.1, es un modo de designar la actuación real del NDB, en forma mensurable, que depende de la frecuencia, de la potencia radiada y de la conductividad de la trayectoria entre el NDB y un punto en el límite en que se especifica el valor mínimo de intensidad de campo.

6.2.1.2 Se ha comprobado que la cobertura nominal es un medio útil de facilitar la planificación regional y que, en algunos casos, puede relacionarse con la cobertura efectiva.

6.2.1.3 La aplicación de la asignación de frecuencias se rige por los siguientes criterios:

6.2.1.3.1 Las frecuencias deberían distribuirse geográficamente teniendo en cuenta la cobertura nominal de los NDB en cuestión, para que la relación entre la intensidad de la señal de todo NDB en el límite de su cobertura nominal y la intensidad total de campo debida a las estaciones con canal común y de las estaciones con canales adyacentes (con el suficiente margen para las características de selectividad de un receptor típico de a bordo) no sea menor de 15 dB durante el día.

6.2.1.3.2 Las cifras estipuladas en el Adjunto B deberían aplicarse, según convenga, al determinar el margen que ha de concederse para la atenuación de las señales de canales adyacentes.

6.2.1.4 De la aplicación de la cobertura nominal al planeamiento de despliegue de frecuencias se desprende que, a menos que se especifique lo contrario, la protección contra interferencia perjudicial sólo puede lograrse dentro de la cobertura nominal de un NDB y además únicamente si la potencia radiada del NDB se ajusta para proporcionar, dentro de límites relativamente estrechos, la intensidad de campo que se necesita en el límite de la cobertura nominal. En las zonas en las que hay muchos NDB, todo NDB que suministre una señal cuya intensidad en el límite de su cobertura nominal exceda a la convenida en la región de que se trate, ocasionará en general interferencias perjudiciales dentro de las coberturas nominales de NDB de canal común o de canal adyacente del área interesada, y limitará el número de NDB que puedan instalarse en la región dentro del espectro disponible. Por lo tanto, es importante no aumentar la potencia radiada más de lo necesario, para suministrar la cobertura nominal, especialmente durante la noche, cuando la propagación ionosférica puede dar lugar a interferencia a través de grandes distancias, a menos que se haga en coordinación con las autoridades de las estaciones que probablemente resulten afectadas (véase el Capítulo 3, 3.4.3).

6.2.1.5 El planeamiento de frecuencias se facilita considerablemente si se utiliza un valor común de intensidad mínima de campo dentro de la cobertura deseada.

6.2.1.6 La gran experiencia adquirida ha demostrado que en las zonas que tienen un nivel de ruido relativamente bajo como Europa, la cifra de 70 $\mu\text{V}/\text{m}$ es satisfactoria.

6.2.1.6.1 La experiencia ha demostrado también que la cifra de 120 $\mu\text{V}/\text{m}$ es generalmente satisfactoria para las zonas de alto nivel de ruido, pero que es inadecuada en las zonas donde el nivel del ruido es muy alto. Respecto a tales zonas puede servir de orientación general la información que se da en 6.3.

6.2.2 Relación con la cobertura efectiva

6.2.2.1 La cobertura nominal puede tener una correlación muy estrecha con la cobertura efectiva en las siguientes circunstancias:

- a) Cuando la intensidad de campo mínima dentro de los límites de la cobertura nominal es tal que la mayoría del tiempo sobrepasa suficientemente la intensidad de campo correspondiente al ruido atmosférico y de otras clases, para asegurar que éste no deformará la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable; y
- b) cuando la relación de la intensidad de la señal deseada con la de las señales interferentes excede del valor mínimo requerido en todos los puntos dentro de la cobertura, con el fin de asegurar que las señales interferentes no deformen la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable.

6.2.2.2 Como normalmente la señal más baja dentro de la cobertura es la que tiene lugar en su límite, tales circunstancias indican que en el límite, la intensidad de campo debe ser tal que su relación con los niveles de ruido atmosférico aseguren la recepción de indicaciones utilizables en la aeronave la mayor parte del tiempo y que, respecto al valor límite, el planeamiento general debería asegurar que la relación de su valor con el de las señales interferentes excede la mayor parte del tiempo del valor requerido.

6.2.2.3 Aunque el valor de 70 $\mu\text{V}/\text{m}$ utilizado para el despliegue de frecuencias ha demostrado ser favorable en Europa (es decir, al norte de los 30° de latitud) al proporcionar valores de cobertura que se aproximan mucho a la cobertura efectiva la mayor parte del tiempo, no hay suficiente experiencia para demostrar la conveniencia del valor de 120 $\mu\text{V}/\text{m}$, para aplicación general en áreas de alto nivel de ruido. Se espera que las coberturas nominales donde hay alto nivel de ruido, basadas en un valor límite de 120 $\mu\text{V}/\text{m}$, sean, en muchas ocasiones, mucho mayores que la cobertura efectiva lograda. En dichas áreas, con objeto de asegurar una correlación más aproximada entre la cobertura nominal y el promedio de la cobertura efectiva lograda, tal vez sea conveniente elegir un valor límite que se base más estrechamente en la proporción del ruido en esas áreas con el ruido en áreas en las que se ha determinado satisfactoriamente un valor límite (por ejemplo, Europa), o determinar un valor apropiado, obtenido de un examen estadístico de coberturas efectivas logradas, respecto a un NDB del área cuyo rendimiento se conozca.

6.2.2.4 Sin embargo, es importante considerar que los valores mínimos de intensidad de campo que se basan en la simple comparación de niveles de ruido en distintas áreas tal vez sean insuficientes, porque factores tales como la frecuencia con que se produce el ruido, su carácter y efecto en el receptor de a bordo y la clase de operación aérea de que se trate pueden en conjunto modificar las relaciones determinadas en esta forma.

6.2.2.5 Los valores de ruido diurno y según la estación en distintas partes del mundo se han publicado en el Informe núm. 322 del antiguo CCIR de la UIT.

6.2.2.5.1 La correlación de esos valores con las condiciones locales reales y la derivación de las relaciones de señal/ruido requeridas para que la operación del equipo ADF sea efectiva, es un problema que requiere más estudio.

6.2.3 Cobertura efectiva

6.2.3.1 La cobertura efectiva, según se define en el Capítulo 3, 3.4.1 es la zona que rodea un NDB dentro de la cual puede obtenerse en un momento determinado información útil para la operación de que se trate. Por lo tanto, es la medida de la actuación de un NDB en las condiciones prevaletientes.

6.2.3.2 La cobertura efectiva está limitada por la relación de la intensidad de la señal constante (sin desvanecimiento) recibida del NDB al "ruido" total interceptado por el receptor ADF. Cuando esta relación es menor que el valor límite no se obtienen marcaciones útiles. También debería observarse que la cobertura efectiva de un NDB puede limitarse en algunos casos al alcance de la señal de identificación utilizable.

6.2.3.3 La intensidad de la señal recibida del NDB depende de:

- a) La potencia suministrada a la antena del NDB;
- b) la eficacia de radiación de la antena, que varía según la altura de la misma y otras características del sistema radiante;
- c) la conductividad de la trayectoria entre el NDB y el receptor, que puede variar considerablemente entre un sitio y otro, y cuya variación es siempre menor sobre tierra que sobre el mar; y

- d) la radiofrecuencia de trabajo.

6.2.3.4 El "ruido" admitido por el receptor depende de:

- a) El ancho de banda del receptor;
- b) el nivel del ruido atmosférico, que varía según la zona geográfica de que se trate, la hora del día y la estación del año y que puede llegar a niveles muy altos durante tormentas locales;
- c) el nivel de la interferencia producida por otras emisiones de radio en la misma frecuencia o en frecuencias adyacentes, que depende en gran parte de la cantidad de NDB en la zona de que se trate y de la eficacia del planeamiento regional; y
- d) el nivel de ruido debido al ruido eléctrico en la aeronave o al ruido industrial (originado por motores eléctricos, etc.), cuando la cobertura del NDB abarca áreas industriales.

6.2.3.4.1 Debe observarse que el efecto del ruido depende de las características del receptor ADF y del equipo relacionado con el mismo y también de la naturaleza del ruido (es decir: ruido continuo, ruido impulsivo).

6.2.3.5 Otro factor que limita la cobertura efectiva del NDB tiene lugar por la noche, cuando actúan en sentido opuesto las componentes de la señal que se propagan respectivamente en el plano horizontal (propagación de onda directa) o por reflexión en la ionosfera (propagación de onda ionosférica). Cuando hay esta acción mutua entre dichos componentes, que llegan al receptor ADF con una diferencia de fase, se producen errores de marcación (efecto nocturno).

6.2.3.6 Vemos, por consiguiente, que la "cobertura efectiva" del NDB depende de tantos factores, algunos de los cuales son variables, que es imposible especificar la cobertura efectiva de un NDB de una manera simple. De hecho, la cobertura efectiva de todo NDB varía según la hora del día y la estación del año.

6.2.3.6.1 Por consiguiente, todo intento de especificar una cobertura "efectiva" obtenible a cualquier hora del día o del año, da como resultado o bien una cifra de cobertura tan pequeña (ya que sería la cobertura obtenida en las peores condiciones de ruido atmosférico, etc.) que dará una idea errónea de la eficacia del NDB, o bien traerá consigo una instalación de potencia tan elevada y de sistemas de antena tan costosos (para suministrar la cobertura requerida en las peores condiciones) que la instalación de dicho NDB quedaría excluida generalmente al considerar los costos de instalación y operación. No puede darse una fórmula específica para determinar qué cobertura nominal sería equivalente a una cobertura efectiva deseada y la relación debe determinarse regionalmente.

6.2.3.7 Los que están interesados en los aspectos operacionales que tiene la cobertura del NDB, considerarán normalmente los requisitos en función de una "cobertura operacional conveniente" y en la planificación regional será generalmente necesario interpretar dichos requisitos en relación con una cobertura de la que puedan obtenerse las características esenciales del NDB requerido y que definirán también el área que ha de ser protegida contra interferencias perjudiciales. No puede darse ninguna fórmula específica para

determinar qué cobertura nominal sería equivalente a una cobertura conveniente para las operaciones y la relación debe determinarse regionalmente.

6.2.3.8 Algunos Estados han recopilado datos sobre NDB y su cobertura efectiva, y la recopilación de una información de ese tipo sería un medio práctico para determinar la cobertura efectiva en función de la cobertura nominal de las instalaciones de un área dada: dicha información sería también útil para la futura planificación regional. Con objeto de reducir el número de factores que hay que tener en cuenta al determinar la cobertura efectiva, sería conveniente fijar ciertos criterios para determinar el límite de la cobertura útil en relación con la reacción del indicador de marcación. Los datos a que se hace referencia más arriba, junto con la medición de la verdadera intensidad de campo dentro de la cobertura del NDB, permitirían también determinar la eficacia de las instalaciones existentes y proporcionarían una orientación para hacer las mejoras que sean necesarias para lograr la cobertura efectiva deseada.

6.3 Cobertura del NDB

6.3.1 Introducción

6.3.1.1 Los estudios siguientes se han basado en los datos más recientes de que dispone la UIT sobre propagación y ruido. Se incluyen en este adjunto como orientación general respecto al planeamiento NDB. Hay que señalar especialmente las hipótesis que se hicieron.

6.3.1.2 Al hacer uso de esta información, debería examinarse detenidamente la validez de la hipótesis respecto a las condiciones particulares que se estén considerando y debería tomarse nota, especialmente, de que las relaciones señal/ruido supuestas requieren mucho más estudio antes de que puedan aceptarse como representativas de las relaciones que limitan la recepción útil.

6.3.2 Hipótesis

1. Frecuencia de trabajo — 300 kHz.

Sin embargo, cuando se estima apropiado se mencionan frecuencias de 200 y 400 kHz.

2. a) Conductividad media del suelo:

$$(\sigma = 10^{-13} \text{ e.m.u.})$$

- b) Conductividad media, agua del mar:

$$(\sigma = 4,10^{-11} \text{ e.m.u.})$$

3. El nivel de ruido atmosférico (RMS) que es probable que predomine: 1) de día, 2) de noche, sobre masas de tierra, dentro de los márgenes de latitud mencionados. [Los valores de ruido previstos se han extraído de la Recomendación ITU-R P.372- 6 y se han tomado como ruido medio, de día y de noche, durante los períodos equinocciales, es decir, los valores que es probable que se excedan durante el 20 al 25% del año].

4. Potencias de entrada a la antena del NDB de:

- a) 5 kW
- b) 1 kW
- c) 500 W
- d) 100 W
- e) 50 W
- f) 10 W

5. Los siguientes valores medios de eficiencia de radiación de la antena, es decir:

$$\left[\frac{\text{Potencia Radiada}}{\text{Potencia de entrada a la antena}} \right]$$

	Potencia de entrada a la antena	Eficiencia de radiación de la antena
a	5 kW	20% (-7 dB)
b	5 kW	10% (-10 dB)
c	1 kW	8% (-11 dB)
d	500 W	5% (-13 dB)
e	100 W	3% (-15 dB)
f	50 W	2% (-17 dB)
g	10 W	1% (-20 dB)
h	10 W	0,3% (-25 dB)

i. La cifra correspondiente a a) se incluye porque es posible conseguir esa eficiencia mediante el uso de un sistema de antena más perfeccionado que el que corrientemente se emplea.

ii. La cifra correspondiente a h) se incluye porque muchos NDB de poca potencia utilizan antenas muy ineficientes.

6. Una banda de admisión del receptor ADF de 6 kHz.

7. Relaciones requeridas de señal (mediana) a ruido (RMS) de:

- a) 15 dB de día;
- b) 15 dB de noche.

6.3.3 Resultado de los estudios

A. — Intensidades mínimas de campo requeridas en el límite de la cobertura nominal:

Edición: 02	Página - 0380 -
Fecha : 31/12/2017	

<i>Latitud</i>	<i>Durante el día para una relación S/R de 15 dB</i>	<i>Durante la noche para una relación S/R de 15 dB</i>
5°N – 5°S	320 μ V/m (+50 dB)	900 μ V/m (+59 dB)
5° – 15°N y S	85 μ V/m (+39 dB)	700 μ V/m (+57 dB)
15° – 25°N y S	40 μ V/m (+32 dB)	320 μ V/m (+50 dB)
25° – 35°N y S	18★ μ V/m (+25 dB)	120 μ V/m (+42 dB)
>35°N y S	18★ μ V/m (+25 dB)	50 μ V/m (+35 dB)

El asterisco al lado de una cifra indica que puede ser necesario un valor mayor de intensidad de campo — probablemente 2 ó 3 veces los valores indicados (+6 a +10 dB) — en presencia de gran ruido de aeronaves o industrial, o ambos.

B. — Cobertura de NDB (expresada en función del radio de un círculo, en kilómetros, en cuyo centro se halla el NDB), que puede preverse de conformidad con las suposiciones hechas:

1. De día, sobre tierra y para una relación S/R de 15 dB en el límite de la cobertura:

<i>Latitud</i>	<i>Potencia de entrada a la antena</i>			
	<i>(a) 5 kW</i>	<i>(b) 5 kW</i>	<i>(c) 1 kW</i>	<i>(d) 500 W</i>
5°N – 5°S	320	300	170	120
5° – 15°N y S	510	470	320	250
15° – 25°N y S	>600	600	450	350
25° – 35°N y S	>600★	>600★	600★	500★
>35°N y S	>600★	>600★	>600★	500★

<i>Latitud</i>	<i>Potencia de entrada a la antena</i>			
	<i>(e) 100 W</i>	<i>(f) 50 W</i>	<i>(g) 10 W</i>	<i>(h) 10 W</i>
5°N – 5°S	50	30	10	<10
5° – 15°N y S	150	90	40	10
15° – 25°N y S	220	160	70	45
25° – 35°N y S	330★	250★	130★	80★
>35°N y S	330★	250★	130★	100★

2. tierra y para una relación S/R de 15 dB en el límite de la cobertura:

<i>Latitud</i>	<i>Potencia de entrada a la antena</i>			
	<i>(a) 5 kW</i>	<i>(b) 5 kW</i>	<i>(c) 1 kW</i>	<i>(d) 500 W</i>
5°N – 5°S	190	150	85	50
5° – 15°N y S	210	180	110	70
15° – 25°N y S	320	300	170	120
25° – 35°N y S	390	390	280	200
>35°N y S	390	390	390	310

<i>Latitud</i>	<i>Potencia de entrada a la antena</i>			
	<i>(e) 100 W</i>	<i>(f) 50 W</i>	<i>(g) 10 W</i>	<i>(h) 10 W</i>
5°N – 5°S	20	<10	<10	<10
5° – 15°N y S	25	15	<10	<10
15° – 25°N y S	50	30	10	<10
25° – 35°N y S	100	70	25	15
>35°N y S	180	120	50	30

6.3.3.1 En todas las tablas anteriores debe observarse que:

- a) Las distancias se indican en kilómetros, de conformidad con la práctica de la UIT;
- b) las cifras de las últimas columnas, con encabezamiento de 10 W, están calculadas sobre la hipótesis de que el NDB de baja potencia emplea una antena muy poco eficiente [véase 6.3.2, hipótesis 5 h)]; y
- c) un asterisco junto a una cifra indica que la cobertura puede reducirse por el ruido de las aeronaves y el industrial.

6.3.3.2 También ha de observarse que:

- a) Si se usase una frecuencia de 200 kHz en vez de la de 300 kHz esto no afectaría apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero aumentaría la cobertura de los radiofaros de mayor alcance y mayor potencia (por ejemplo, los que tienen un alcance de 150 km o más), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un 20%;
- b) si se utilizase una frecuencia de 400 kHz en vez de la de 300 kHz esto no afectaría apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero disminuiría la cobertura de los radiofaros de mayor potencia y alcance (por ejemplo, los que tienen un alcance de 150 km o más), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un 25%, aproximadamente;
- c) el uso de un receptor ADF con una banda más estrecha proporcionaría, siendo iguales las otras cosas, una cobertura más amplia para la misma potencia radiada del NDB, o para la misma cobertura, una relación efectiva señal/ruido mejorada.

Por ejemplo, si se empleara una banda de admisión de 1 kHz en lugar de 6 kHz la cobertura podría aumentarse hasta en un 30% para la misma potencia radiada, o alternativamente, la relación efectiva señal/ruido podría aumentarse hasta en 8 dB;

- d) si un sector de la cobertura de un NDB está sobre el mar, puede esperarse una mayor cobertura dentro de dicho sector, debido a:
 - 1. mejor propagación de la onda terrestre sobre el mar, que sobre tierra;
 - 2. el nivel de ruido, que es máximo sobre tierra, a menudo disminuye muy acentuadamente al aumentar la distancia desde tierra. Así pues, podría suponerse que las distancias que aparecen en las tablas podrían aumentarse en un 30% de día y en un 20% de noche cuando la trayectoria pase sobre el mar;
- e) sin embargo, si el radiofaro está emplazado en una isla alejada de masas de tierra (por ejemplo, en medio del Pacífico o del Atlántico, pero no en el Caribe), su cobertura es probable que sea mucho mayor, especialmente en latitudes tropicales, que la que se indica en las tablas; y en tales casos pueden suponerse para la cobertura cifras similares a las que aparecen para las latitudes superiores a los 35°N y S, para todas las latitudes, debido a que el nivel de ruido atmosférico que predomina en medio del océano es mucho más bajo si se compara con el que se experimenta sobre las masas de tierra o en las proximidades de las mismas.

6.3.4 Limitación de la cobertura de un radiofaro, durante la noche, debido al "efecto nocturno":

- a) Las distancias a que es probable que sean iguales las componentes de la onda terrestre y de la onda ionosférica, del campo recibido, durante la noche, son las siguientes:

<i>Frecuencias</i>	<i>Sobre tierra</i>	<i>Sobre mar</i>
200 kHz	500 km	550 km
300 kHz	390 km	520 km
400 kHz	310 km	500 km

- b) Las distancias a que es probable que la componente de la onda terrestre del campo recibido exceda de la componente de la onda ionosférica en 10 dB, durante la noche, son las siguientes:

<i>Frecuencias</i>	<i>Sobre tierra</i>	<i>Sobre mar</i>
200 kHz	300 km	320 km
300 kHz	230 km	300 km
400 kHz	200 km	280 km

- c) No es probable, por tanto, que puedan obtenerse marcaciones seguras, de noche, debido a la acción mutua de las dos componentes del campo recibido, a distancias mucho mayores que las indicadas en 6.3.4 b). Estas distancias son independientes de la potencia del NDB.
- d) Además, ha de observarse que si bien en las trayectorias de buena conductividad sobre tierra el efecto nocturno será importante solamente a distancias algo mayores que las indicadas, en cambio sobre trayectorias de mala conductividad el efecto nocturno tal vez sea más pronunciado a distancias mucho más cortas. Eso también dependerá en cierto grado de las características del sistema de radiación.

6.4 Consideraciones que afectan a la operación de los NDB

6.4.1 Profundidad de modulación

6.4.1.1 Al especificar que la profundidad de modulación debe mantenerse lo más cerca posible del 95%, debe observarse que en las frecuencias usadas para los NDB las pequeñas antenas generalmente utilizadas pueden afectar la profundidad de modulación efectiva del sistema NDB debido a la atenuación de las bandas laterales.

6.4.1.2 En este orden de frecuencia las antenas son normalmente sólo una pequeña fracción de una longitud de onda; por consiguiente son altamente reactivas y tienden a tener un Q elevado.

6.4.1.3 El efecto se ilustra en la Figura C-19 que se compiló a base de las mediciones hechas por un Estado. La frecuencia de modulación en esas mediciones fue de 1 020 Hz. Si se utilizase una frecuencia de modulación más baja el efecto sería menor.

- 6.4.1.4** Con objeto de reducir la atenuación, deberían hacerse tentativas para reducir el Q de la antena. Eso puede efectuarse de dos maneras, ya sea aumentando su capacidad o su resistencia.
- 6.4.1.5** La inserción de resistencia adicional en una antena desperdicia potencia, mientras que el aumento de capacidad no la desperdicia. Además, el efecto de aumentar la capacidad es reducir el voltaje a través del sistema y, por lo tanto, disminuir los problemas de aislamiento.
- 6.4.1.6** Por estas razones, se considera conveniente aumentar la capacidad de la antena mediante el uso de una carga terminal, por ejemplo, la llamada capacidad terminal tipo paraguas.

Intencionalmente en blanco

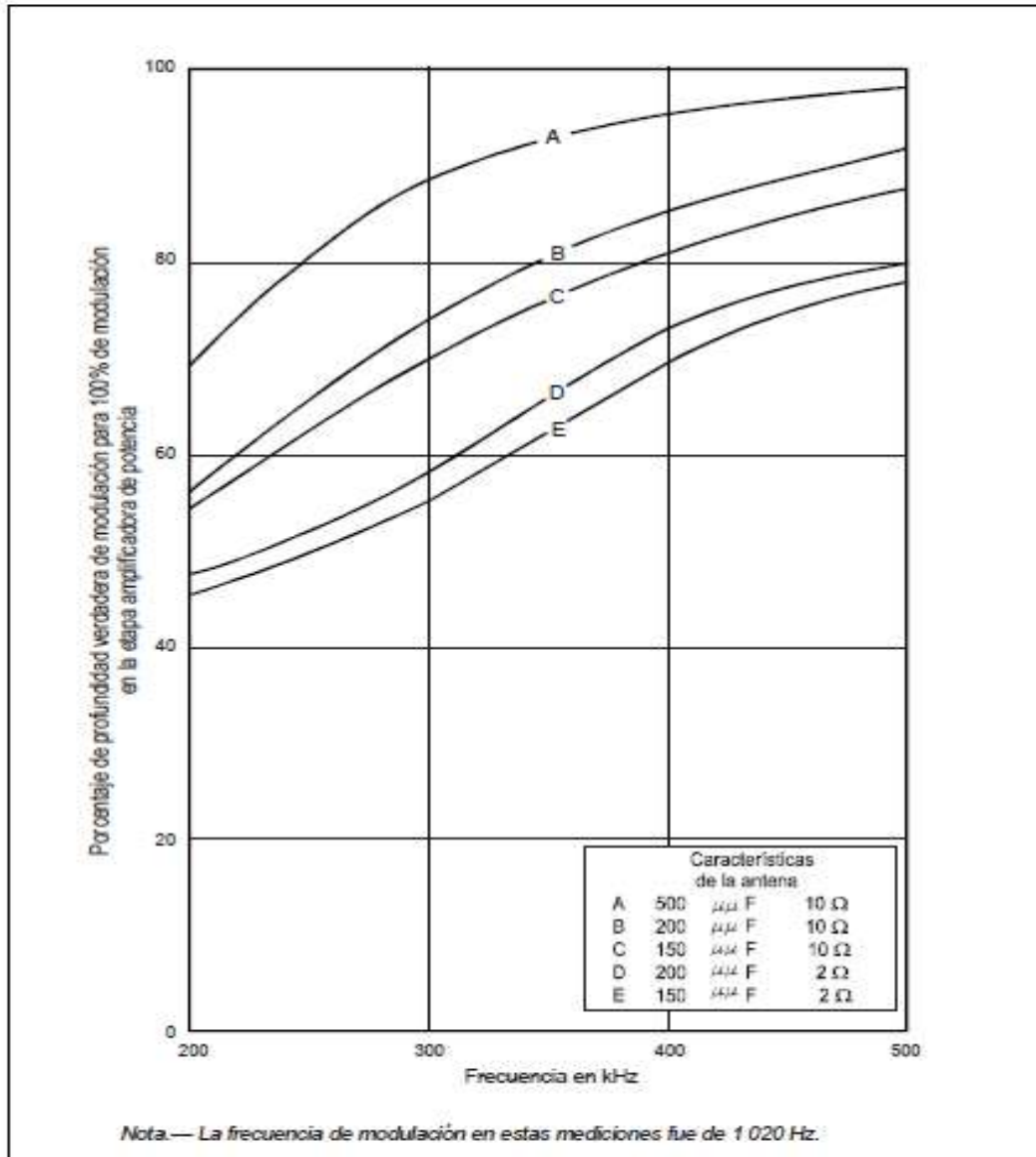


Figura C-19. El efecto del Q de la antena en la profundidad de modulación de la señal radiada

6.4.2 Sistemas de tierra

El planeamiento de frecuencias se hace partiendo de la hipótesis de que se mantendrá en el valor correcto la intensidad de campo.

Si la resistencia de tierra es alta (es decir, un sistema de tierra insuficiente) no sólo será baja la eficiencia de radiación, sino que la potencia radiada será sensible a los cambios que se produzcan en las condiciones climatológicas y otros factores que afecten a la pérdida de tierra. En todos los casos, el sistema de tierra ha de ser el mejor posible teniendo en cuenta las circunstancias locales.

6.5 Consideraciones que afectan la elección de frecuencias de modulación para los NDB NON/A2A

El reconocimiento del hecho de que los receptores modernos ADF de banda estrecha tienen características de selectividad mejoradas, requiere que se considere que, en la medida que la atenuación de las bandas laterales de audio de esos receptores da por resultado una reducción de la profundidad efectiva de modulación de la señal, se reduce consiguientemente la distancia a que se obtiene identificación satisfactoria. En tales circunstancias se considera que 400 Hz proporcionarían mejor servicio de identificación que 1 020 Hz. Sin embargo, hay pruebas de que en condiciones de alto ruido atmosférico la frecuencia más alta de 1020 Hz puede proporcionar una señal más fácilmente legible.

7. TEXTOS RELATIVOS AL DME

7.1 Texto de orientación relativo al DME/N y al DME/P

7.1.1 Eficacia del sistema

7.1.1.1 La eficacia del sistema depende conjuntamente de la distorsión de enlace descendente, del tiempo muerto del transpondedor de tierra, de la distorsión de enlace ascendente y de la eficacia del procesador de señales del interrogador. Dado que estos componentes de la eficacia son estadísticamente independientes, pueden calcularse por separado y combinarse, después, para obtener la eficacia total del sistema. El efecto de un solo componente se define como el porcentaje de las respuestas válidas procesadas por el interrogador en respuesta a sus propias interrogaciones, suponiendo que ninguno de los otros componentes está presente. La eficacia total del sistema es el producto de los factores correspondientes a cada componente.

7.1.1.2 Al calcular la eficacia del sistema, debería tenerse en cuenta el número de respuestas perdidas así como la precisión de la medición de distancia efectuada a base de las respuestas recibidas. La pérdida de respuestas puede provenir de la interferencia de la señal debida a distorsión o de que el transpondedor ha recibido interrogaciones durante tiempo muerto. Las respuestas que contienen errores importantes y que, por lo tanto, son rechazadas por el procesador de señales del interrogador, también deberían considerarse como respuestas perdidas cuando se calcule el componente de la eficacia.

7.1.1.3 El porcentaje de interferencias por distorsión depende del plan de asignación de canales, de la carga del tráfico, y de las anchuras de banda del transpondedor de tierra y del receptor del interrogador. Debido a que el modo FA tiene una anchura de banda de receptor mayor que el modo IA, es más susceptible a interferencias. Estos factores fueron tenidos en cuenta en la definición del sistema DME/P y normalmente no requieren consideración especial por parte de las autoridades encargadas de la operación.

7.1.2 Distorsión de enlace descendente

La distorsión de enlace descendente tiene lugar cuando las interrogaciones válidas en el transpondedor de tierra son interferidas por interrogaciones simultáneas procedentes de otras aeronaves, lo que da como resultado la pérdida de señal o errores en la medición del tiempo de llegada. Esta carga aire-a-tierra no deseada es función del número de aeronaves que interrogan en las cercanías del transpondedor que está prestando servicios y de la correspondiente distribución de frecuencias de interrogación y amplitudes de señal recibidas en el transpondedor.

La distorsión de transpondedor-a-transpondedor es objeto de control por parte de las autoridades encargadas de la asignación de canales.

7.1.3 Distorsión de enlace ascendente

La distorsión de enlace ascendente tiene lugar cuando las respuestas válidas en el interrogador son interferidas por otros transpondedores, lo que da como resultado la pérdida de señal o errores en la medición del tiempo de llegada de los impulsos. Esta distorsión puede deberse a interferencia de cualquier transpondedor cuya frecuencia se encuentre dentro de la anchura de banda del interrogador, incluso de aquéllos en la misma frecuencia, pero con una codificación de impulsos distinta. Esta carga tierra-a-aire no deseada es función del número de transpondedores en las cercanías del interrogador y de la correspondiente distribución de frecuencias de respuesta y amplitudes de señal recibidas en el interrogador.

7.1.4 Eficacia del procesador del interrogador

La eficacia del procesador de señales del interrogador es el cociente entre el número de respuestas procesadas por el interrogador y el número de interrogaciones libres de distorsión y de efectos de tiempo muerto del transpondedor. Esta eficacia depende del nivel de umbral de los impulsos de respuesta y del nivel de ruido del receptor.

7.1.5 Relación entre el número de aeronaves a las que se presta servicio y la velocidad de transmisión

7.1.5.1 La especificación de la velocidad máxima de transmisión del transpondedor establece el nivel máximo de potencia media del transmisor. En el Capítulo 3, 3.5.4.1.5.5 se recomienda que el transpondedor tenga una capacidad de velocidad de transmisión de 2 700 pares de impulsos por segundo, si se ha de prestar servicio a 100 aeronaves. Estos valores representan la carga normal del transpondedor impuesta por el servicio a 100 aeronaves. Para determinar la capacidad de velocidad de transmisión real que debería existir en una instalación determinada, durante condiciones de tránsito punta, es necesario calcular el número máximo de interrogadores. Para calcular la carga de interrogación impuesta al transpondedor, debería tenerse en cuenta lo siguiente:

- a) El número de aeronaves que constituye la carga de tránsito punta;
- b) el número de interrogadores que cada aeronave utiliza;

- c) la distribución de los modos de funcionamiento de los interrogadores utilizados (por ejemplo, búsqueda, aproximación inicial, aproximación final, ensayo desde el suelo); y
- d) la frecuencia adecuada de repetición de impulsos, según lo indicado en el Capítulo 3, 3.5.3.4.

7.1.5.2 Dada la carga de interrogación resultante del tránsito punta, así como la eficacia de respuesta del transpondedor en presencia de dicha carga, puede calcularse la velocidad de respuesta resultante estableciendo, por ese medio, la capacidad requerida del transmisor. Esta velocidad de respuesta es el nivel que, cuando se excede del mismo, da como resultado una reducción de la sensibilidad del receptor (según se especificó en el Capítulo 3, 3.5.4.2.4) a los efectos de mantener la velocidad de respuesta en este valor máximo o por debajo del mismo.

7.1.6 Emplazamiento del DME asociado con el ILS o el MLS

7.1.6.1 Cuando sea posible, el DME debería proporcionar al piloto una indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto para satisfacer las necesidades operacionales actuales.

7.1.6.2 El emplazamiento óptimo del transpondedor DME depende de varios factores técnicos y operacionales. El DME/N puede instalarse con el ILS o el MLS cuando los requisitos operacionales así lo permiten. El DME/P, que proporciona más precisión y cobertura en toda la región de la pista, se requiere para apoyar operaciones más flexibles y avanzadas tales como las que se llevan a cabo utilizando el MLS.

7.1.6.3 En el caso del DME/N, la indicación de distancia cero puede lograrse emplazando el transpondedor tan cerca como sea posible del punto en el cual se requiere dicha indicación. Alternativamente, el retardo del transpondedor puede ajustarse, a los efectos de permitir que los interrogadores de la aeronave indiquen la distancia cero a una distancia determinada de la antena del DME. Cuando la distancia cero del DME se indica con una referencia que no sea la antena del DME, debería considerarse la publicación de dicha información.

7.1.6.4 En el caso del DME/P y para satisfacer los requisitos de precisión y cobertura, particularmente en la región de la pista, se recomienda que dicho equipo se emplace en un punto tan cercano como fuere posible a la instalación MLS de azimut, en forma compatible con los criterios de franqueamiento de obstáculos. Para las aeronaves con plena capacidad MLS, la indicación de distancia cero deseada puede obtenerse utilizando los datos básicos MLS. Obsérvese que el retardo del transpondedor DME/P no debe ajustarse a esos efectos.

7.1.6.5 Es conveniente que todos los usuarios obtengan indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto, independientemente del equipo de a bordo que se utilice. Esto exigiría emplazar el DME/P en la transversal a la pista por el punto de toma de contacto. En este caso los requisitos de precisión del DME/P no se verían satisfechos sobre la pista. Debe señalarse que la palabra 3 de datos básicos MLS permite sólo la codificación de las coordenadas DME/P dentro de ciertos límites.

- 7.1.6.6** Si un MLS/DME/P y un ILS/DME/N sirvieran a la misma pista, una aeronave equipada con una capacidad MLS mínima puede obtener una indicación de distancia cero en el emplazamiento del azimut de aproximación MLS cuando realice operaciones con el MLS, y una indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto cuando realice operaciones con el ILS.

Dado que esta circunstancia es operacionalmente inaceptable, especialmente desde el punto de vista ATC, y si no es posible la agrupación de tres frecuencias ILS/MLS/DME, para no tener que modificar el emplazamiento del DME/N, ha de aplazarse la implantación del DME/P hasta que se retire el DME/N.

- 7.1.6.7** Debe publicarse el emplazamiento nominal de la indicación de distancia cero suministrada por el interrogador DME/N.

- 7.1.6.8** Al considerar los posibles emplazamientos del DME, también es necesario tener en cuenta factores técnicos tales como la longitud de la pista, perfil, terreno local y altura de la antena del transpondedor, para asegurar niveles de señal adecuados en las cercanías del umbral y a lo largo de la pista. También debe tenerse cuidado de que, cuando se requiera información de distancia en la región de la pista, el emplazamiento escogido no haga que el interrogador pierda seguimiento debido a un excesivo régimen de cambios de velocidad (es decir, el desplazamiento lateral de la antena DME debe escogerse con cuidado).

7.1.7 Criterios en materia de operación geográfica

Para poder tener en cuenta los diseños de antena, las características del equipo y los volúmenes de servicio reales, se proporcionan en 7.1.8, 7.1.9 y 7.1.10, las relaciones de señales necesarias para garantizar la operación libre de interferencias de las distintas instalaciones que operan en canales DME. Conocidas estas relaciones, la separación geográfica de las instalaciones puede evaluarse rápidamente teniendo en cuenta las pérdidas de potencia a lo largo de los trayectos de propagación.

7.1.8 Relaciones de señal deseada - señal no deseada (D/U) en el receptor de a bordo

- 7.1.8.1** En la Tabla C-4 se indican las relaciones de señales D/U necesarias para que la señal de respuesta deseada del transpondedor en el receptor de a bordo quede protegida de otras frecuencias compartidas/frecuencias adyacentes, con el mismo código/distinto código, y de otras combinaciones no deseadas de señales de respuesta del transpondedor que pudieran existir.

Para las asignaciones iniciales, deberían utilizarse las relaciones D/U necesarias para proteger el equipo de a bordo con rechazo de decodificador de 6 □s. Al efectuar una asignación, cada instalación debería tratarse como la fuente de señales deseadas mientras que la otra debería suponerse como fuente de señales no deseadas. Si ambas instalaciones satisfacen determinados requisitos en materia de D/U, entonces puede efectuarse la asignación de canales.

Intencionalmente en blanco

Tabla C-4. Relaciones de protección D/U (dB)

Tipo de asignación	A	B
Frecuencia compartida:		
Mismo código de impulso	8	8
Distinto código de impulso	8	-42
Primera frecuencia adyacente:		
Mismo código de impulso	$-(P_u-1)$	-42
Distinto código de impulso	$-(P_u+7)$	-75
Segunda frecuencia adyacente:		
Mismo código de impulso	$-(P_u+19)$	-75
Distinto código de impulso	$-(P_u+27)$	-75

Las relaciones D/U que aparecen en la columna A protegen a aquellos interrogadores DME/N que funcionen en los canales X o Y. La columna A se aplica al rechazo del decodificador de 6 □s.

Las relaciones D/U que aparecen en la columna B protegen a aquellos interrogadores DME/N o DME/P que utilicen discriminación con arreglo a 3.5.5.3.4.2 y 3.5.5.3.4.3 del Capítulo 3 y proporcionen rechazo de decodificador con arreglo a 3.5.5.3.5 del Capítulo 3.

P_u es la potencia de cresta radiada aparente de la señal no deseada, en dBW.

El requisito de protección de frecuencias depende de los diagramas de antena de la instalación deseada y no deseada y de la PRA de la instalación no deseada.

Al evaluar la protección del canal adyacente, el valor de la relación D/U de la columna A no debería ser superior al valor correspondiente de la columna B.

7.1.8.2 Por consiguiente, la asignación de canales DME depende de lo siguiente:

- Asignación de canales compartidos: Este caso se da cuando tanto las señales deseadas como las no deseadas funcionan en un canal (W, X, Y o Z) es decir, frecuencias compartidas, mismo código. La relación de señales D/U debe ser por lo menos de 8 dB en todo el volumen de servicio.
- Asignación de frecuencias compartidas, distinto código: Este caso se da cuando una instalación funciona en el canal X y otra en el canal W. Se aplica también a una combinación análoga del canal Y con el canal Z.
- Asignación de la primera frecuencia adyacente, mismo código: Este caso se da cuando tanto las instalaciones deseadas como las no deseadas son de los tipos W, X, Y o Z.
- Asignación de la primera frecuencia adyacente, distinto código: Este caso se da cuando una instalación funciona en el canal X y la otra en el canal W, pero con un desplazamiento de frecuencias de 1 MHz entre las frecuencias de respuesta del transpondedor. Se aplica también a una combinación análoga del canal Y con el canal Z.

- e) Asignación de la segunda frecuencia adyacente, mismo o distinto código: En general no es necesario proteger las frecuencias de las combinaciones de frecuencias segundas adyacentes. Sin embargo, debe prestarse especial atención a la Nota 4 de la Tabla C-4, particularmente si la instalación no deseada es un transpondedor DME/P.

7.1.9 Consideraciones especiales en materia de asignación de canales Y y Z del DME

La asignación del canales para el DME es tal que la frecuencia de respuesta del transpondedor para cada canal Y o X es la misma que la frecuencia de interrogación de otro canal del DME. Cuando la frecuencia de respuesta de un DME coincida con la frecuencia de interrogación de un segundo DME, los dos transpondedores deberían estar separados una distancia mayor que la distancia del horizonte radioeléctrico que los separa. La distancia del horizonte radioeléctrico se calcula teniendo en cuenta las elevaciones de las antenas de los transpondedores.

7.1.10 Consideraciones especiales para el DME/P asociado con el ILS

7.1.10.1 En las pistas en que se proyecta instalar el DME asociado con el ILS y donde se prevén las primeras operaciones MLS/RNAV, habrá de instalar un DME/P-

7.1.10.2 Cuando se prevé utilizar la información de distancia del DME/P en toda el área terminal, el transpondedor debe activarse con pares de impulsos de interrogación con la separación y la frecuencia nominales correctas, si la densidad de potencia de cresta en la antena del transpondedor es de 93 dBW/m² como mínimo. Este nivel de sensibilidad se basa en los valores del capítulo 3, 3.5.4.8.3.1 y se aplica el DME/P en modo IA, cuando se tenga la intención de que a este nivel el DME/P en modo IA cumpla con la eficacia de respuesta DME/N y como mínimo con la precisión de DME/N.

7.1.11 Consideraciones relativas al transceptor de acceso universal (UAT)

7.1.11.1. Los criterios de planificación de frecuencias para asegurar la compatibilidad entre el DME y el UTA figuran en la Parte II del manual del transceptor de acceso (UAT) (Doc 9861)*.

7.2 Texto de orientación relativo únicamente al DME/N

7.2.1 Cobertura del DME/N

7.2.1.1 Con la figura C-20 puede determinarse si una instalación en particular puede proporcionar el volumen de cobertura protegido para la frecuencia requerida. Se emplea el modelo de propagación IF-77 para la pérdida de propagación en trayectos sin obstrucciones.

7.2.1.2 Cuando un DME proporcione cobertura usando una antena DME direccional o una bidireccional, debe tenerse en cuenta el diagrama de antena en cuanto al azimut y elevación para obtener todo el beneficio que ofrecen los requisitos de separación reducida

fuera del lóbulo principal de las antenas. Los diagramas de radiación real de las antenas dependen de varios factores, incluida la altura del centro de fase de la antena, la altura del contrapeso del DME por encima del nivel del terreno (AGL), las irregularidades de la superficie, la forma del terreno, la elevación del emplazamiento por encima del nivel medio del mar (MSL) y la conductividad del suelo y del contrapeso. Para una cobertura en condiciones difíciles de terreno y emplazamiento, puede ser necesario aumentar adecuadamente la potencia isotrópica radiada equivalente (PIRE) En cambio, la experiencia práctica ha mostrado que, en condiciones favorables de emplazamiento y en aquellas condiciones menos pesimistas que a menudo se encuentran en el servicio real, se logra una operación satisfactoria del sistema con una PIRE menor. Sin embargo, para tener en cuenta una PIRE menor en las muescas que están entre los lóbulos de un diagrama de antena de elevación real, se recomiendan los valores de la figura C-20.

En el manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la OACI (Doc. 9718), puede encontrarse orientación adicional.

Intencionalmente en blanco

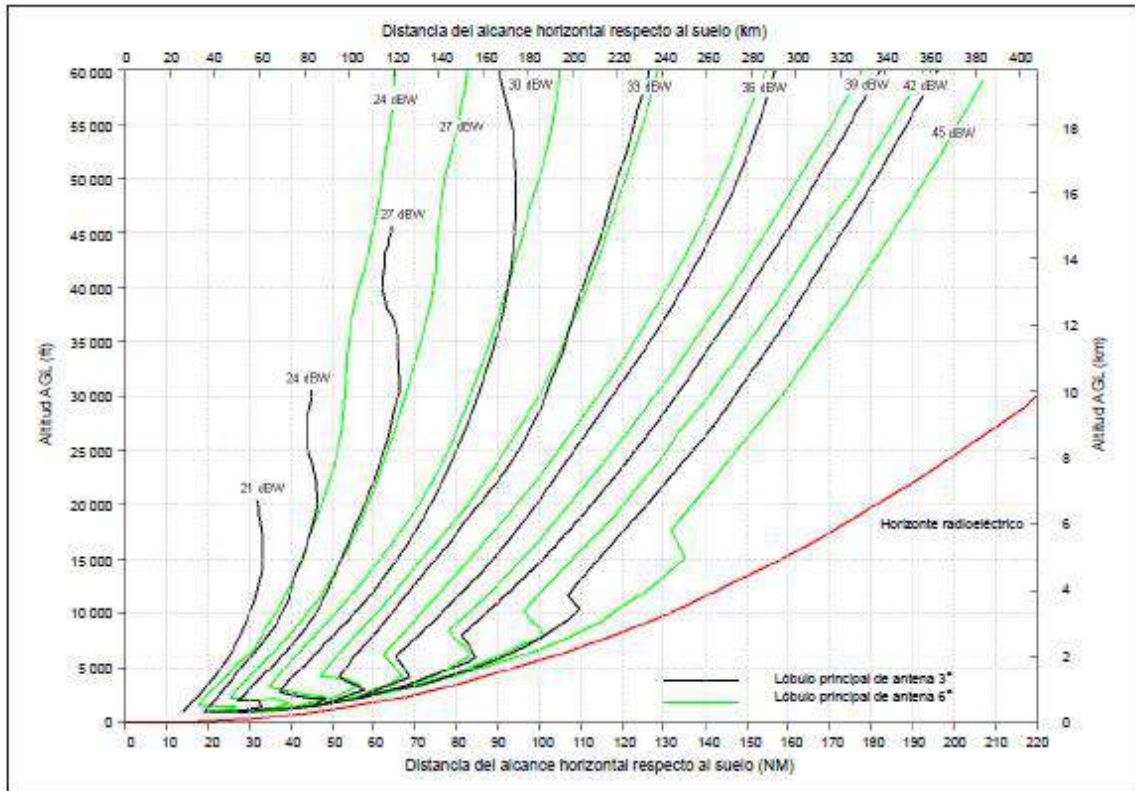


Figura C-20. PIRE necesaria para lograr una densidad de potencia de -89 dBW/m^2 como función de la altura sobre el DME y de la distancia desde el DME.

Nota 1.— Las curvas se basan en el modelo de propagación IF-77 con un radio de $4/3$ el de la Tierra, que se confirmó por medio de mediciones.

Nota 2.— El horizonte radioeléctrico de la Figura C-20 es para una antena DME localizada a 5 m (17 ft) AGL en terreno plano. El apantallamiento del terreno reducirá el alcance que puede lograrse.

Nota 3.— Si la antena se localiza a un altura significativamente mayor que la antena de referencia hipotética, el horizonte radioeléctrico y la densidad de potencia aumentarán.

7.2.2 PIRE de las instalaciones DME/N

7.2.2.1 La cifra de densidad de potencia prescrita en el capítulo 3, 3.5.4.1.5.2 se basa en lo siguiente:

Sensibilidad del receptor de a bordo	-120 dBW
Pérdidas de la línea de transmisión, pérdidas por desacuerdo, variación de diagrama polar de la antena con respecto a una antena isotrópica	+9 dB

Potencia requerida en la antena

-111 dBW

-111 dBW en la antena corresponde a -89 dBW/m² a la frecuencia central de la banda.

7.2.2.2 En la figura C-20 se dan los valores nominales de la PIRE necesaria para lograr una densidad de potencia de -89 dBW/m². Cuando se trate de cobertura en condiciones difíciles de terreno y emplazamientos, pudiera resultar necesario aumentar la PIRE de manera apropiada. Por ejemplo, en condiciones de emplazamientos favorables, puede lograrse la densidad de potencia específica con una PIRE inferior.

7.2.3 DME-DME RNAV

7.2.3.1 El DME se usa cada vez más para apoyar operaciones de navegación de área (RNAV). Aunque el uso del DME para apoyar dichas operaciones no impone ningún requisito técnico adicional en el sistema DME, sí plantea algunas cuestiones adicionales, en comparación con el uso tradicional del DME con el VOR para dar apoyo a operaciones convencionales. Dichas cuestiones se analizan en forma sucinta a continuación.

7.2.3.2 El posicionamiento DME/DME se basa en la posición de triangulación del sistema RNAV de la aeronave a partir de los alcances de varios DME desde los emplazamientos de las instalaciones DME que se registran en la base de datos de la aeronave. La precisión resultante de la solución de posición depende del alcance de los DME y de su geometría relativa. Por consiguiente, se necesitan algunas mediciones adicionales para garantizar que la infraestructura DME sea adecuada para apoyar la operación RNAV, es decir, que se disponga de suficiente DME y que sus emplazamientos proporcionen la geometría adecuada que satisfaga los requisitos de posición. Para procedimientos de aproximación y salida también es necesario confirmar que la intensidad de la señal sea adecuada y que no haya bloqueos o desbloqueos falsos debido a múltiples trayectos. Al asegurarse de que se cuente con DME suficientes, también es importante identificar cualquier DME crítico (es decir, los DME que deben funcionar para que se garantice la actuación necesaria).

7.2.3.3 Los errores en los emplazamientos de instalaciones DME publicados originarán errores en la posición RNAV. Por lo tanto, es importante que las posiciones de los DME se levanten correctamente y que se apliquen procedimientos adecuados para garantizar que los datos de los emplazamientos se publiquen en forma correcta. Para las instalaciones DME emplazadas en el mismo lugar que el VOR, la posición de los DME debería levantarse por separado y publicarse si la distancia de separación excede de 30 m (100 ft).

En el anexo 15, servicios de información aeronáutica, figuran las normas relativas a calidad de los datos y publicación de la información sobre emplazamientos del DME.

7.2.3.4 Al usar un DME para RNAV, los receptores de aeronave del DME de abordaje no verifican, por lo común, la identificación del DME. Por lo tanto, eliminar la identificación de un DME durante operaciones de prueba y mantenimiento no garantiza que las señales no se usarán para fines operacionales. Deben reducirse al mínimo las medidas de mantenimiento que puedan proporcionar información falsa.

En el Doc 8071 se proporciona orientación adicional sobre la inspección en vuelo de los procedimientos DME-DME RNAV.

En el Documento de EUROCONTROL-GUID-0114 (disponible en www.eurocontrol.int/eatm/public/standard_page/gr_lib.html) y en la página correspondiente a la

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0394 -

PBN del sitio web de la OACI <http://www.icao.int/pbn> figura orientación adicional sobre la evaluación de la infraestructura de navegación para apoyar los procedimientos RNAV.

7.3 Texto de orientación relativo únicamente al DME/P

7.3.1 Descripción del sistema DME/P

7.3.1.1 El DME/P es un elemento integrante del sistema de aterrizaje por microondas que se describe en el Capítulo 3, 3.11.

El formato de señal del DME/P define dos modos de funcionamiento: aproximación inicial (IA) y aproximación final (FA).

El modo IA es compatible y puede ser puesto en interfuncionamiento con el DME/N y está diseñado para proporcionar precisiones mejoradas durante las etapas iniciales de aproximación y aterrizaje. El modo FA proporciona una precisión considerablemente mejorada en la región de aproximación final. Ambos modos se combinan en una única instalación terrestre DME/P y las características del sistema están concebidas de modo que las funciones del DME/N y del DME/P pueden combinarse en un único interrogador. Los modos IA y FA se identifican mediante códigos de impulsos que se especifican en el Capítulo 3, 3.5.4.4. En el sector de aproximación MLS, la cobertura del DME/P alcanza, por lo menos, a 41 km (22 NM) a partir del transpondedor de tierra. Se tiene la intención de que el interrogador no funcione en el modo FA a distancias mayores de 13 km (7 NM) a partir del emplazamiento del transpondedor, aunque la transición desde el modo IA puede iniciarse a una distancia de 15 km (8 NM) del transpondedor.

Estas cifras fueron escogidas en la hipótesis de que el transpondedor se instale más allá del extremo de parada de la pista a una distancia de aproximadamente 3 600 m (2 NM) del umbral.

7.3.1.2 Una importante causa posible del deterioro de la precisión, que suele encontrarse en las fases finales de la operación de aproximación y aterrizaje, es la interferencia por trayectos múltiples (reflejo de señal). El modo FA del DME/P reduce al mínimo estos efectos utilizando un procesamiento de impulsos por la señal de banda ancha con bordes anteriores de rápido tiempo de aumento y midiendo el tiempo de llegada en un punto bajo del impulso recibido, donde éste no ha sido aún afectado en forma importante por los trayectos múltiples. Lo anterior contrasta con los impulsos de tiempo de aumento más lento y de umbral más alto, generalmente en el nivel de 50%, que se utilizan en el DME/N.

7.3.1.3 Debido a que el modo FA se utiliza a distancias inferiores a 13 km (7 NM) el transmisor puede proporcionar un nivel de señal adecuado para satisfacer la precisión requerida sin que el impulso de rápido tiempo de aumento transgreda los requisitos en materia de espectro del impulso del transpondedor. La utilización del umbral de 50% y de un receptor de banda estrecha en el modo IA permite lograr una performance adecuada pero menos exigente hasta los límites de cobertura. El transpondedor determina el modo de interrogación que utiliza el código de interrogación a los efectos de temporizar el retardo de respuesta a partir de la referencia de medición adecuada. El modo IA puede ponerse en funcionamiento con el DME/N permitiendo que se utilice un interrogador DME/N con un transpondedor DME/P para obtener, por lo menos, la precisión lograda con el transpondedor DME/N.

Análogamente, puede utilizarse un interrogador DME/P junto con un transpondedor DME/N.

7.3.2 Precisión del sistema DME/P

7.3.2.1 *Requisitos en materia de precisión del DME/P*

7.3.2.1.1 Cuando se considera el requisito en materia de precisión del DME/P, las operaciones que pueden llevarse a cabo en el volumen de servicio del modo de aproximación final tienden a dividirse en dos grupos. Lo anterior ha llevado a la definición de dos normas de precisión para el modo de aproximación final:

- a) *Norma de precisión 1:* Es la menos exigente y está concebida para la mayoría de las operaciones CTOL.
- b) *Norma de precisión 2:* Proporciona más precisión que puede resultar necesaria para las operaciones VTOL y STOL, las maniobras de enderezamiento CTOL con guía de elevación MLS y las salidas de pista CTOL a gran velocidad.

7.3.2.1.2 En la Tabla C-5 se muestran las aplicaciones del DME y los requisitos normales de precisión. Esta información será útil para seleccionar la norma de precisión apropiada a fin de satisfacer el requisito operacional correspondiente. Los cálculos se basaron en una distancia de 1 768 m (5 800 ft) entre la antena del DME y el umbral de la pista. Los párrafos siguientes se refieren a la Tabla C-5.

7.3.2.1.3 Se tiene la intención de que la precisión del DME/P corresponda aproximadamente al PFE de la función de azimut a una distancia de 37 km (20 NM) del punto de referencia MLS, tanto a lo largo de la prolongación del eje de la pista como a un ángulo de azimut de 40°. El CMN es el equivalente lineal del CMN de 0,1°, especificado para la función de ángulo de azimut.

7.3.2.1.4 El PFE corresponde a un error angular de azimut; el CMN es aproximadamente el equivalente lineal del CMN de $\pm 0,1^\circ$, especificado para el sistema de ángulo de azimut.

Intencionalmente en Blanco

Tabla C-5

Función	Distancia normal desde el umbral	PFE (Probabilidad 95%)	CMN (Probabilidad 95%)
Aproximación (7.3.2.1.3)			
— prolongación del eje de la pista	37 km (20 NM)	±250 m (±820 ft)	±68 m (±223 ft)
— a 40° de azimut	37 km (20 NM)	±375 m (±1 230 ft)	±68 m (±223 ft)
Aproximación (7.3.2.1.4)			
— prolongación del eje de la pista	9 km (5 NM)	±85 m (±279 ft)	±34 m (±111 ft)
— a 40° de azimut	9 km (5 NM)	±127 m (±417 ft)	±34 m (±111 ft)
Sustitución de radiobalizas			
— radiobaliza exterior	9 km (5 NM)	±800 m (±2 625 ft)	NA
— radiobaliza intermedia	1 060 m (0,57 NM)	±400 m (±1 312 ft)	NA
Determinación de la altura de decisión de 30 m (100 ft) (7.3.2.1.5)			
— trayectoria de planeo a 3° (CTOL)	556 m (0,3 NM)	±30 m (±100 ft)	NA
— trayectoria de planeo a 6° (STOL)	556 m (0,3 NM)	±15 m (±50 ft)	NA
Iniciación de enderezamiento sobre terreno desnivelado (7.3.2.1.6)			
— trayectoria de planeo a 3° (CTOL)	0	±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
— trayectoria de planeo a 6° (STOL)	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Modificaciones de la sensibilidad (7.3.2.1.7) (Programa de ganancia de piloto automático)	37 km (20 NM) a 0	±250 m (±820 ft)	NA
Maniobra de enderezamiento con elevación MLS (7.3.2.1.8)			
— CTOL	0	±30 m (±100 ft)	±12 m (±40 ft)
— STOL	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Alerta de enderezamiento prolongado (7.3.2.1.9)	Región de la pista	±30 m (±100 ft)	NA
Recorrido en tierra/salida de pista a gran velocidad CTOL (7.3.2.1.10)	Región de la pista	±12 m (±40 ft)	±30 m (±100 ft)
Ascenso a la salida y aproximación frustrada	de 0 a 9 km (5 NM)	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
Aproximaciones VTOL (7.3.2.1.11)	de 925 m (0,5 NM) a 0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Traslación de coordenadas (7.3.2.1.12)	—	de ±12 m a ±30 m (de ±40 ft a ±10 ft)	±12 m (±40 ft)

7.3.2.1.5 El PFE de ±30 m (100 ft) corresponde a un error vertical de ±1,5 m (5 ft) para un ángulo de evaluación de 3°.

7.3.2.1.6 La iniciación del enderezamiento comienza en las cercanías del punto de referencia de aproximación MLS; la elevación MLS y el DME/P proporcionan guía vertical para el aterrizaje automático cuando el terreno por delante del umbral de la pista está desnivelado.

7.3.2.1.7 Los requisitos en materia de modificación de sensibilidad o de planificación de la ganancia del piloto automático no dependen mayormente de la precisión.

7.3.2.1.8 Se tiene la intención de que esta especificación se aplique cuando la guía vertical y la velocidad de caída para el aterrizaje automático se obtengan a partir de la elevación de enderezamiento MLS y del DEM/P.

Nota.— Aunque ya se ha elaborado la norma para tener en cuenta la función de elevación de enderezamiento MLS, esta función no se ha implantado y no se prevé hacerlo en el futuro.

7.3.2.1.9 Indica al piloto si la aeronave aterrizará más allá de la zona de toma de contacto.

7.3.2.1.10 El requisito en materia de precisión para el recorrido en tierra refleja las posibilidades de crecimiento del sistema. En esta aplicación el PFE del recorrido en tierra estaría dictado por la posible necesidad de optimizar la deceleración del recorrido en tierra y la salida de pista, a los efectos de reducir el tiempo de utilización de la pista.

7.3.2.1.11 Está dirigida a asegurar al piloto que la aeronave se encuentra por encima de la pista de aterrizaje antes de descender.

7.3.2.1.12 Puede resultar conveniente trasladar las coordenadas MLS de un origen a otro cuando las antenas no estén instaladas con arreglo al Capítulo 3, 3.11.5.2.6 ó 3.11.5.3.5. Las cifras de la tabla son normales para aplicaciones VTOL y los valores reales dependerán de la geometría de la instalación.

7.3.3 Presupuesto de error del DME/P

En la Tabla C-6 se muestran algunos ejemplos de presupuesto de error correspondientes a las normas de precisión 1 y 2 del DME/P. Si, en la práctica, no se exceden separadamente los componentes de error especificados, puede esperarse que se logre la performance total del sistema, según se especifica en el Capítulo 3, 3.5.3.1.4. Puede calcularse el grado en que la distorsión contribuye al error del sistema extrayendo la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (RSS) de los errores obtenidos en el medio descendente y en el medio ascendente especificados y restando el error obtenido a base de la RSS, en un medio sin distorsiones.

Tabla C-6. Ejemplo de presupuestos de error del DME/P

Fuente de error	Componente de error	Modo FA Norma 1		Modo FA Norma 2		Modo IA	
		PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)
Instrumentos	Transpondedor	±10 (±33)	±8 (±26)	±5 (±16)	±5 (±16)	±15 (±50)	±10 (±33)
	Interrogador	±15 (±50)	±10 (±33)	±7 (±23)	±7 (±23)	±30 (±100)	±15 (±50)
Emplazamiento	Trayectos múltiples especulares del enlace descendente	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Trayectos múltiples especulares del enlace ascendente	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Trayectos múltiples no especulares (difusos)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)
	Confusión	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)

Nota 1.— Las cifras correspondientes a "trayectos múltiples no especulares" y "confusión" representan los totales de las componentes del enlace ascendente y del enlace descendente.

Nota 2.— El PFE contiene componentes que varían tanto con el sergo como con el tiempo. En la tabla anterior las componentes que varían con el tiempo y la mayoría de los errores vinculados con el emplazamiento se suponen esencialmente independientes desde el punto de vista estadístico. Las componentes de sergo pueden no conformarse a distribución estadística particular alguna.

Al examinar estos presupuestos de error, debe procederse con cautela cuando se combinan las componentes individuales en cualquier forma matemática particular.

Nota 3.— Se supone que la forma de la onda del transmisor tiene un tiempo de aumento de 1 200 ns.

7.3.4 *Implantación del sistema*

7.3.4.1 Si bien el DME/P puede implantarse de varias maneras, los errores instrumentales y de propagación supuestos son representativos de los que se obtendrían en diseños de equipos que proporcionen compensación interna de la deriva del retardo y que establezcan puntos de referencia de temporización colocando el umbral del borde anterior del primer impulso de un par de impulsos mediante la utilización de las siguientes técnicas:

- a) *Modo IA*. Una técnica convencional que establece el umbral en el punto de amplitud 50%;
- b) *Modo FA*. Una técnica de atenuación y comparación de retardos (DAC) que coloca el umbral entre los puntos de amplitud 5% y 30%.

7.3.4.2 La norma de precisión 1 puede lograrse utilizando un retardo de 100 ns y una atenuación de 5 a 6 dB. También es necesario que el punto de amplitud del umbral, tanto para el impulso en retardo como para el impulso atenuado, se establezca en la región de tiempo de aumento parcial.

7.3.4.3 El ejemplo anterior no excluye la aplicación de técnicas de medición de tiempo de llegada distintas de la DAC, pero es necesario, en todo caso, que las mediciones de umbral se lleven a cabo durante el tiempo de aumento parcial del impulso.

7.3.5 *Procesamiento de la señal del interrogador del DME/P*

7.3.5.1 *Durante la adquisición*

- a) El interrogador adquiere y valida la señal en los 2 s anteriores a la transición al modo de seguimiento, aun en presencia de pares de impulsos erráticos o aleatorios procedentes de canales adyacentes, lo que da como resultado una eficacia de sistema del 50%.
- b) Después de la pérdida de la señal adquirida, en modo IA o en modo FA, el interrogador proporciona una advertencia dentro del segundo siguiente, y la información de guía continúa presentándose en la pantalla durante ese lapso. Después de la pérdida de la señal, el interrogador regresa a la condición de búsqueda en el modo IA a los efectos de restablecer el seguimiento.

7.3.5.2 *Durante el seguimiento*

Cuando se ha establecido el seguimiento, el receptor proporcionará información de guía válida antes de cancelar la advertencia. El proceso de validación continúa funcionando mientras el interrogador se encuentre en seguimiento. El interrogador permanece en modo de seguimiento mientras la eficacia del sistema sea del 50% o mayor. Durante el seguimiento, el receptor proporcionará protección contra las señales erróneas de corta duración y gran amplitud.

7.3.5.3 *Filtro de datos de distancia*

Las especificaciones en materia de precisión del Capítulo 3, 3.5.3.1.4, así como los presupuestos de error que se analizaron en 7.3.3, suponen que las contribuciones al ruido de alta frecuencia se limitan mediante un filtro de paso bajo con una frecuencia de vértice de ω_c , según se indica en la Figura C-21. Dependiendo de la aplicación particular del usuario, puede utilizarse un filtrado complementario para la reducción del ruido siempre que el retardo de fase y la variación de amplitud inducidos no afecten negativamente a la respuesta dinámica del sistema de mando de vuelo de la aeronave. En las secciones que siguen se recomiendan algunas características adicionales que deberían incorporarse al filtro de datos.

7.3.5.4 Memoria de velocidad

Puede ser necesario que el filtro de datos cuente con una memoria de velocidad para lograr las precisiones especificadas en el Capítulo 3, 3.5.3.1.4 con una eficacia de sistema del orden del 50%. Cabe destacar que pueden darse bajos rendimientos del sistema en el modo IA durante las transmisiones de identificación.

7.3.5.5 Rechazo de valores que no son estadísticamente homogéneos

Las estimaciones de distancia que difieren considerablemente de otras estimaciones de distancia filtradas previamente, debido a que no pueden ser resultado del movimiento de la aeronave, deberían suponerse erróneas. Dichos datos deberían rechazarse a la entrada del filtro de datos.

7.3.6 Métodos de medición de errores en el DME/P

7.3.6.1 Errores sistemáticos

7.3.6.1.1 Las precisiones del sistema DME/P se especifican en el Capítulo 3, 3.5.4.1.4 en función del error a lo largo de la trayectoria (PFE) y ruido de mandos (CMN). Estos parámetros describen la interacción de la señal de guía del DME/P con la aeronave en términos que están directamente relacionados con los errores de posición de la aeronave y con el diseño del sistema de mando de vuelo.

7.3.6.1.2 A los efectos de determinar el cumplimiento de las normas de precisión, los componentes del PFE y CMN se evalúan en todos los intervalos de T s (siendo T = 40 s en el modo IA y T = 10 s en el modo FA) del registro de errores de vuelo tomado dentro de los límites de la cobertura del DME/P. El requisito que estipula una probabilidad del 95% se considera satisfactorio si los componentes de PFE y CMN no exceden de los límites de error especificados para un periodo total que resulte superior al 5% del intervalo de tiempo de evaluación y según se ilustra en la Figura C-21. Para evaluar los componentes PFE y CMN de los datos de guía del DME/P, la posición verdadera de la aeronave, determinada mediante una referencia de posición adecuada, se sustrae de los datos de guía para formar una señal de error. Posteriormente, esta señal de error se filtra por los filtros del PFE y CMN, cuyas salidas proporcionan estimaciones adecuadas de los componentes PFE y CMN, respectivamente. Estos filtros se definen en la Figura C-21.

7.3.6.1.3 Los filtros en cuestión pueden utilizarse para determinar los componentes de los errores instrumentales del transpondedor que se especifican en el Capítulo 3, 3.5.4.5.3 y 3.5.4.5.4. Análogamente, pueden determinarse los componentes del error instrumental del interrogador, especificados en el Capítulo 3, 3.5.5.4.

7.3.7 Efectos de los trayectos múltiples

7.3.7.1 En el marco de las condiciones probables de trayectos múltiples, las especificaciones de precisión del DME/P suponen que la actuación del sistema no se deteriora más allá de un cierto límite y que dicho deterioro se aplica igualmente al interrogador y al receptor del transpondedor.

7.3.7.2 Para asegurar que el equipo funciona de acuerdo con las especificaciones, debería aplicarse a la operación del sistema en modo FA lo siguiente:

- a) Si se aplica a los receptores una señal de potencia suficiente como para que resulten insignificantes las contribuciones de ruido térmico, una segunda señal con un retardo de entre 0 a 350 ns con respecto a la primera, con una amplitud de 3 dB o más por debajo de la primera y con una frecuencia de festones de entre 0,05 y 200 Hz, no debería producir en la salida del receptor errores superiores a ± 100 ns (15 m).
- b) Para los retardos de más de 350 ns, la contribución de error se reducirá considerablemente. Un valor normal será de ± 7 ns (1 m).

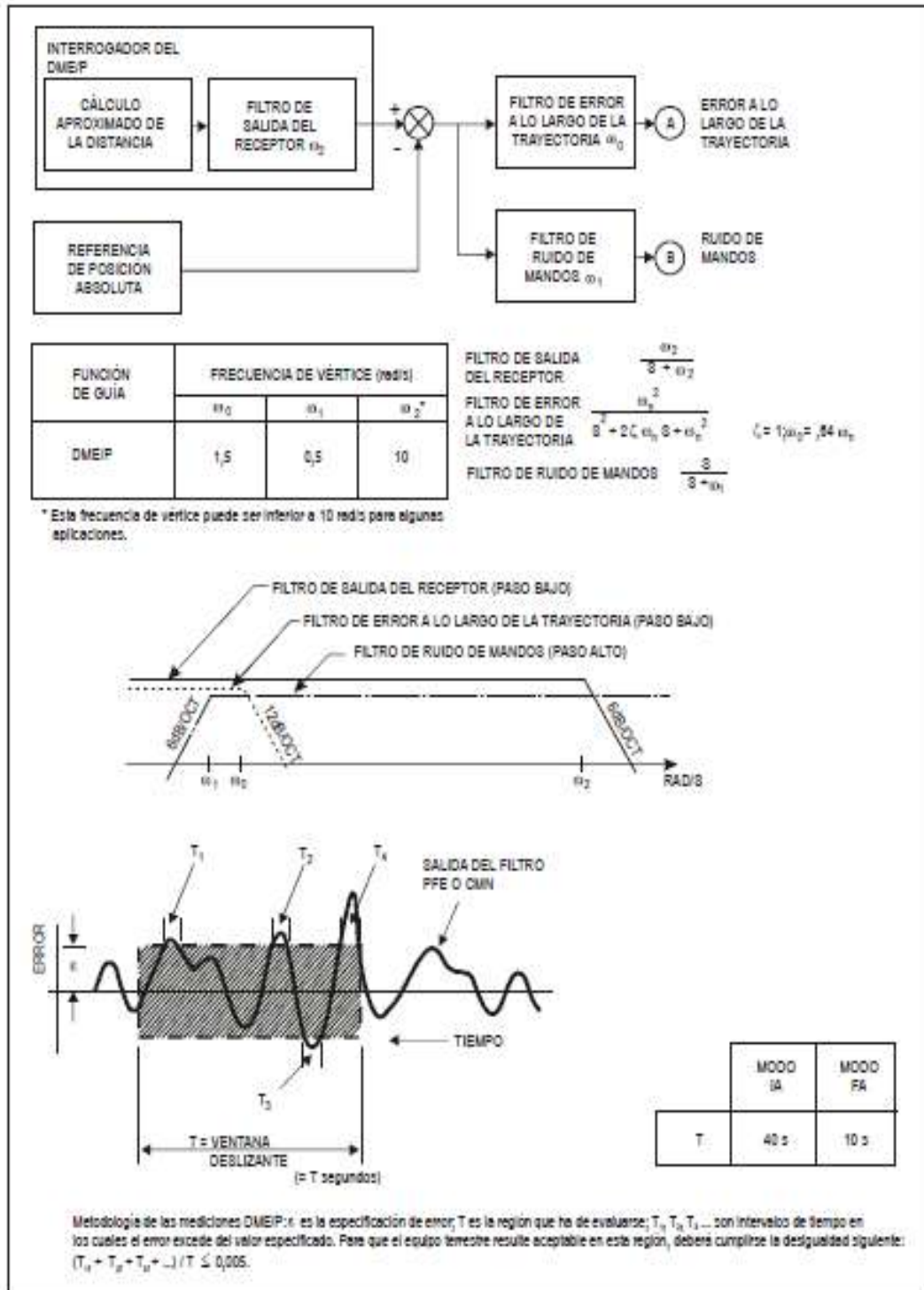


FIGURA C-21

7.3.7.3 La antena DME de a bordo debería estar situada de modo que impida la reducción de la ganancia de antena cuando la dirección es hacia adelante y la aeronave se halla en configuración de aterrizaje. Cualquier reducción de este tipo en la ganancia de la antena podría intensificar el componente de error de los trayectos múltiples cuando la aeronave se halla en las fases de aproximación y aterrizaje en las que se necesita la mayor precisión posible del DME.

7.3.8 Presupuesto de potencia del DME/P

7.3.8.1 En las Tablas C-7 y C-8 se muestran ejemplos de presupuestos de potencia de los enlaces aire-a-tierra y tierra-a-aire para aeronaves CTOL. El valor de PRA de cresta admisible se basa en una forma de impulso que satisface las limitaciones de espectro indicadas en el Capítulo 3, 3.5.3.1.3 e).

7.3.8.2 En los cálculos del presupuesto de potencia se supone que la antena de la aeronave no sufre efectos de pantalla debidos a la estructura de la aeronave, incluso cuando se despliega el tren de aterrizaje.

7.3.8.3 La relación señal-ruido de la potencia video está vinculada a la relación señal-ruido de la potencia de frecuencia intermedia (IF), con arreglo a la fórmula siguiente:

$$S/N \text{ (video)} = S/N \text{ (IF)} + 10 \log \frac{\text{Anchura de banda de ruido IF}}{\text{anchura de banda de ruido video}}$$

Nota 1.— Las distancias se miden a partir de la antena del transpondedor.

Nota 2.— Los parámetros que dependen de la frecuencia se calcularon para 1 088 MHz.

Tabla C-7. Presupuesto de potencia tierra-a-aire para aeronaves CTOL

Componentes del presupuesto de potencia	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Punto de referencia	Recorrido en tierra
Potencia radiada aparente de cresta, dBm	55	55	55	55
Pérdida por trayectos múltiples en tierra, dB	-5	-3	-4	-17
Pérdida de diagrama de antena, dB	-4	-2	-5	-5
Pérdida de trayecto, dB	-125	-115	-107	-103
Pérdida del monitor, dB	-1	-1	-1	-1
Pérdida por polarización y lluvia, dB	-1	-1	0	0
Señal recibida en la aeronave, dBm	-81	-67	-62	-71
Densidad de potencia en la aeronave, dBW/m ²	-89	-75	-70	-79
Ganancia de la antena de la aeronave, dB	0	0	0	0
Pérdida de cable de la aeronave, dB	-4	-4	-4	-4
Señal recibida en el interrogador, dBm	-85	-71	-66	-75
Ruido video en el receptor, dBm				
[Factor de ruido (NF) = 9 dB]				
Anchura de la banda de frecuencia intermedia: 3,5 MHz		-103	-103	-103
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 0,8 MHz	-109			
Relación señal-ruido (video), dB	24	32	37	28

Tabla C-8. Presupuesto de potencia aire-a-tierra para aeronaves CTOL

Componentes del presupuesto de potencia	41 km (22 NDM)	13 km (7 NDM)	Punto de referencia	Racondo en tierra
Potencia del transmisor del interrogador, dBm	57	57	57	57
Gainancia de la antena de la aeronave, dB	0	0	0	0
Pérdida de cable de la aeronave, dB	-4	-4	-4	-4
Potencia radiada aparente de cresta, dBm	53	53	53	53
Pérdida por trayectos múltiples en tierra, dB	-5	-3	-4	-17
Pérdida de trayecto, dB	-125	-115	-107	-103
Pérdida por polarización y lluvia, dB	-1	-1	0	0
Señal recibida en la antena del transpondedor, dBm	-78	-66	-58	-67
Gainancia de la antena de tierra, dB	8	8	8	8
Pérdida de diagrama, dB	-4	-2	-5	-5
Pérdida de cable, dB	-3	-3	-3	-3
Señal recibida en el transpondedor, dBm	-77	-63	-58	-67
Ruido video en el receptor, dBm				
[Factor de ruido (NF) = 9 dB]				
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 3,5 MHz		-106	-106	-106
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 0,8 MHz	-112			
Relacion señal-ruido (video), dB	35	43	48	39

7.3.9 Medición del retardo del equipo monitor DME/P

La medición del retardo requerido puede llevarse a cabo midiendo la salida de un filtro PFE y efectuando una decisión de control en el lapso de 1 s. No obstante, dado que el PFE del transpondedor constituye un componente de error de lenta variación, puede obtenerse una medición equivalente promediando las muestras de retardo no filtrado correspondiente a 1 s.

8. TEXTO REFERENTE A LOS TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA

8.1 Tiempos de conexión de la fuente de energía para las radioayudas utilizadas en las proximidades de los aeródromos

8.1.1 Los tiempos de conexión de la fuente secundaria de energía necesaria para las radioayudas para la navegación y para los elementos terrestres de los sistemas de comunicaciones, dependen del tipo de pista y de las operaciones de aeronave que en ella se ejecuten. La Tabla C-9 indica valores típicos, que pueden satisfacerse mediante sistemas de suministro de energía de que actualmente se dispone.

Intencionalmente en blanco

Tabla C-9. Tiempos de conexión de la fuente de energía para radioayudas basadas en tierra y utilizadas en las proximidades de los aeródromos

Tipo de pista	Ayudas que requieren energía	Tiempo máximo de conexión (segundos)
Aproximación por instrumentos	SRE	15
	VOR	15
	NDB	15
	Instalación D/F	15
Aproximación de precisión, Categoría I	ILS, localizador	10
	ILS, trayectoria de planeo	10
	ILS, baliza intermedia	10
	ILS, baliza exterior	10
	PAR	10
Aproximación de precisión, Categoría II	ILS, localizador	0
	ILS, trayectoria de planeo	0
	ILS, baliza interna	1
	ILS, baliza intermedia	1
	ILS, baliza exterior	10
Aproximación de precisión, Categoría III	(como para la Categoría II)	

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO D. INFORMACION Y TEXTOS DE ORIENTACION PARA LA APLICACIÓN DE NORMAS Y METODOS RECOMENDADOS DEL GNSS

1. Definiciones

Bi-binario. Bi-binario se conoce como "codificación Manchester". A veces se menciona como codificación "Manchester diferencial". Al utilizar este sistema es la transición del borde lo que determina el bit.

Código áureo. Una clase de códigos exclusivos utilizados por el GPS, que ostenta una correlación cruzada limitada y valores de autocorrelación fuera del máximo.

Disponibilidad selectiva (SA). Un conjunto de técnicas para denegar la exactitud completa y para seleccionar el nivel de Determinación de posición, la velocidad y la exactitud horaria del GPS de que disponen los usuarios de la señal normal del Servicio de determinación de la posición.

La SA del GPS se interrumpió a partir de la medianoche del 1 de mayo de 2000.

Elemento. Un solo bit digital de la salida de una secuencia de bits pseudoaleatorios.

2. Generalidades

En las normas y métodos recomendados del GNSS figuran las disposiciones correspondientes a los elementos indicados en el Capítulo 3, 3.7.2.2. En el Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) (Doc. 9849) figura orientación adicional sobre su aplicación.

Excepto cuando se especifique de otro modo, los textos de orientación sobre GBAS se aplican al GRAS.

3. Requisitos de actuación del sistema de navegación

3.1 Introducción

3.1.1 Los requisitos de actuación del sistema de navegación se definen en el Manual sobre la navegación basada en la *performance (PBN)* (Doc. 9613) de una sola aeronave y para el sistema total que incluye la señal en el espacio, el equipo de a bordo y la capacidad de la aeronave para volar a lo largo de la trayectoria deseada. Se utilizan estos requisitos del sistema total como punto de partida para obtener los requisitos de actuación de la señal en el espacio del GNSS. En el caso del GNSS, deben tenerse en cuenta configuraciones degradadas que pueden influir en múltiples aeronaves. Por consiguiente, determinados requisitos de actuación de la señal en el espacio son más rigurosos para tener en cuenta el uso del sistema con múltiples aeronaves.

3.1.2 Dos tipos de operaciones de aproximación y de aterrizaje con guía vertical (APV), AVP-I y APV-II, utilizan la guía vertical relativa a la trayectoria de planeo, aunque la instalación o el sistema de navegación podrían no satisfacer todos los requisitos correspondientes a las aproximaciones de precisión. Estas operaciones combinan la actuación lateral de igual manera que un localizador ILS de Categoría I con diferentes niveles de guía vertical. Tanto el APV-I como el APV-II proporcionan

beneficios de acceso relativos a una aproximación que no es de precisión, y los servicios proporcionados dependen de los requisitos operacionales y de la infraestructura SBAS. El APV-I y el APV-II exceden de los requisitos (lateral y vertical) para las actuales aproximaciones RNAV que utilizan altimetría barométrica; por consiguiente, el equipo de a bordo correspondiente será apropiado para llevar a cabo aproximaciones APV VNAV barométrica y RNAV que no son de precisión.

3.2 Exactitud

3.2.1 El error de posición GNSS es la diferencia entre la posición estimada y la posición real. Para una posición estimada en determinado lugar, la probabilidad del error de posición que esté dentro de los requisitos de exactitud debería ser por lo menos del 95%.

3.2.2 Los sistemas estacionarios de base terrestre tales como el VOR y el ILS tienen características relativamente repetitivas de error, de forma que la actuación puede medirse por un período breve de tiempo (p. ej., durante inspecciones en vuelo) y se supone que la exactitud del sistema no cambia después de la prueba. Sin embargo, los errores del GNSS cambian en el transcurso del tiempo. La órbita de los satélites y las características de error del GNSS llevan a errores de posición que pueden cambiar en el transcurso de varias horas. Además, la exactitud propiamente dicha, (el error limitado por el 95% de probabilidad) cambia debido a distintas geometrías de los satélites. Puesto que no es posible medir continuamente la exactitud del sistema, la implantación del GNSS exige confiar más en el análisis y en la caracterización de los errores. La evaluación que se base en mediciones de una ventana de tiempo deslizante no puede adaptarse al GNSS.

3.2.3 El error para muchas arquitecturas GNSS cambia lentamente a lo largo del tiempo, debido al filtraje en los sistemas de aumentación y en el receptor del usuario. Esto lleva a un número pequeño de muestras independientes en períodos de varios minutos. Este asunto es muy importante para aplicaciones de aproximación de precisión porque implica que existe un 5% de probabilidad de que el error de posición pueda exceder de la exactitud requerida para la totalidad de la aproximación. Sin embargo, debido a la modificación de la exactitud descrita en 3.2.2, esta probabilidad es habitualmente mucho más baja.

3.2.4 Se define el requisito de exactitud del 95% para asegurar la aceptación por parte del piloto, puesto que representa los errores que ordinariamente se encontrarán en la experiencia. Se satisface el requisito de exactitud del GNSS para la geometría del peor de los casos en virtud de la cual se declara que el sistema está disponible. El crédito estadístico o probabilístico no se toma para la probabilidad subyacente de una geometría particular de señales telemétricas.

3.2.5 Por consiguiente, se especifica la exactitud del GNSS como la probabilidad de cada una y de todas las muestras, en lugar de un porcentaje de muestras en un intervalo particular de medición. Para un conjunto grande de muestras independientes, por lo menos el 95% de las muestras deberían estar dentro de los requisitos de exactitud indicados en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1. La escala de los datos corresponde a la geometría del peor de los casos para eliminar la variabilidad en la exactitud del sistema causada por la geometría de los satélites en órbita.

3.2.6 Un ejemplo de la forma en que puede aplicarse ese concepto es la utilización del GPS en apoyo de la actuación requerida para aproximaciones que no son de precisión. Se supone que el sistema está destinado a prestar apoyo a aproximaciones que no son de precisión cuando la dilución horizontal de la precisión (HDOP) es inferior o igual a 6. Para demostrar esta actuación, deberían obtenerse muestras a lo largo de un período prolongado de tiempo (p. ej., 24 horas). El error de la posición g medido para cada muestra i se denota por g_i . Este error se hace corresponder

a escala con la geometría del peor de los casos en la forma de $6 \times \text{gij}/\text{HDOP}$. El 95% de los errores a escala debe ser inferior a 220 m para que el sistema cumpla con el requisito de exactitud para operaciones que no son de precisión, en condiciones de geometría del peor de los casos. El número total de muestras recopiladas debe ser suficiente para que el resultado sea estadísticamente representativo, teniendo en cuenta el tiempo en el que los errores no están correlacionados.

3.2.7 Se especifica una gama de valores de exactitud en sentido vertical para operaciones de aproximación de precisión de Categoría I que limita los diversos valores que pueden ser apoyados para una operación equivalente al ILS. Diversos grupos han obtenido una serie de valores, utilizando distintas interpretaciones de las normas ILS. Se adoptó el valor más bajo de estos cálculos como valor prudente para el GNSS; este es el valor mínimo dado para la gama de valores. Puesto que este valor es prudente, y porque las características de error del GNSS son distintas a las del ILS, quizás sea posible lograr operaciones de Categoría I utilizando valores superiores de exactitud dentro de esta gama de valores. Los valores superiores llevarían a una disponibilidad mayor para esta operación. El valor máximo en la gama ha sido propuesto como valor conveniente, a reserva de convalidación.

3.2.8 El error de posición del SPS del GPS (Capítulo 3, 3.7.3.1.1.1) solamente incluye la contribución a los errores de posición (errores del reloj de satélite y de efemérides) en el segmento espacial y de control; no se incluyen las contribuciones de los errores del modelo de retardo ionosférico y troposférico, ni aquéllas de los errores debidos a efectos de multitrayectos, ni las de los errores de ruido de medición del receptor (Adjunto D, 4.1.2). Estos errores se analizan en las normas del receptor. El error de determinación de la posición del usuario a la salida del equipo con capacidad ABAS depende principalmente del receptor GNSS utilizado.

3.2.8.1 Para los receptores GNSS básicos, las normas para calificar al receptor exigen demostrar que la exactitud en la determinación de la posición del usuario en presencia de interferencia y un modelo de disponibilidad selectiva (SA) es inferior a 100 m (95% del tiempo) en sentido horizontal e inferior a 156 m (95% del tiempo) en sentido vertical. Las normas sobre receptores no requieren que el receptor GNSS básico aplique la corrección ionosférica descrita en el Apéndice B, 3.1.2.4.

La expresión "receptor GNSS básico" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para receptores GPS descritos en el Anexo 10, Volumen I y las especificaciones de RTCA/DO-208, enmendadas por TSO-C129A de la Administración Federal de Aviación (FAA) de los Estados Unidos, o de EUROCAE ED-72A (o equivalentes).

3.2.8.2 Después de que cesara la disponibilidad SA, se ha estimado prudentemente que la exactitud de determinación de la posición de un usuario representativo del GPS es la indicada en la Tabla D-0. En los números proporcionados se supone que los dos satélites en peores condiciones de una constelación nominal de satélites GPS de 24 están fuera de servicio. Además, se supone un error el modelo de retardo ionosférico de 7 m (1 σ), un error de retardo troposférico residual de 0,25 m (1 σ), y un error de ruido del receptor de 0,80 m (1 σ). Después de cesar la disponibilidad SA (Adjunto D, 1.) el error predominante de pseudodistancia para usuarios del servicio normal de determinación de la posición GPS es el error ionosférico que continúa después de aplicarse las correcciones ionosféricas. Este error es extremadamente variable y depende de condiciones tales como la latitud geomagnética del usuario, el nivel de actividad solar (es decir, el punto del ciclo solar que se aplique), el nivel de actividad ionosférica (es decir, si hay una tormenta magnética o no), el ángulo de elevación de la medición de pseudodistancia, la estación del año y la hora del día. La hipótesis de error del modelo de retardo ionosférico a la que se atiende en la Tabla D-0 es en general prudente, aunque pueden ocurrir condiciones en virtud de las cuales sería inadecuado el error supuesto de 7 m (1 σ) durante el período de máxima actividad solar

Tabla D-0. Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS

	Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS el 95% del tiempo, promedio mundial
Error de posición horizontal	33 m (108 ft)
Error de posición vertical	73 m (240 ft)

3.2.9 Los receptores SBAS y GBAS serán más exactos, y su exactitud estará caracterizada en tiempo real mediante receptores que utilizan los modelos de error normal descritos en el Capítulo 3, 3.5, para SBAS y en el Capítulo 3, 3.6, para GBAS.

Nota 1.— La expresión "receptor SBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para un receptor SBAS descritos en el Anexo 10, Volumen I y las especificaciones de RTCA/DO-229C, enmendadas por TSO-C145/TSO-C146A de la FAA de los Estados Unidos (o equivalentes).

Nota 2.— La expresión "receptor GBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para un receptor GBAS descritos en el Anexo 10, Volumen I y las especificaciones de RTCA/DO-253A, enmendadas por TSO-C161 y TSO-C162 de la FAA de los Estados Unidos (o equivalentes).

(Ver CCA-10 I 3.2.9 Adjunto D)

3.3 Integridad

3.3.1 La integridad es una medición de la confianza que puede tenerse en que la información proporcionada por el sistema totales correcta. En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alerta) cuando el sistema no deba ser utilizado para la operación prevista (o para la fase del vuelo).

3.3.2 Para asegurar que el error de posición es aceptable, se define un límite de alerta que representa el error máximo de posición que permite una operación segura. El error de posición no puede exceder de este límite de alerta sin ser anunciado. Esto es análogo al ILS en cuanto que el sistema puede degradarse de forma que el error sea superior a percentila 95 pero dentro del límite de dispositivo monitor.

3.3.3 El requisito de integridad para el sistema de navegación de una sola aeronave en apoyo de operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, aproximación que no es de precisión y salida se supone ser de $1 \cdot 1 \times 10^{-5}$ por hora.

3.3.4 Para sistemas de navegación por satélite, la señal en el espacio en el entorno en ruta presta servicio simultáneamente a un número elevado de aeronaves en una amplia área, y el impacto de un fallo de la integridad del sistema en el sistema de gestión de tránsito aéreo será superior al de las ayudas tradicionales para la navegación. Por consiguiente, los requisitos de actuación en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1, son más exigentes.

3.3.5 Para operaciones de aproximación APV y de precisión, se seleccionaron los requisitos de integridad para la señal en el espacio del GNSS según lo indicado en los requisitos del Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1, que están en armonía con los requisitos ILS.

3.3.6 Los límites de alerta para las operaciones típicas figuran en la Nota 2 de la Tabla 3.7.2.4-1. Para las operaciones de aproximación de precisión, se especifica una gama de límites de alerta que refleja las diferencias potenciales en el diseño de sistemas que pueden afectar a la operación. En ILS, los umbrales del monitor para los parámetros de la señal clave están normalizados y los

monitores mismos tienen un ruido de medición muy bajo para el parámetro que se está controlando. Con el GNSS diferencial, algunos monitores del sistema presentan una incertidumbre de ruido de medición comparativamente elevada, cuya repercusión debe considerarse con respecto a la operación prevista. En todos los casos, el efecto del límite de alerta consiste en restringir la geometría del usuario de satélites a una en que la actuación del monitor (típicamente, en el dominio de pseudodistancia) sea aceptable al ser traducida al dominio de posición.

3.3.7 El valor mínimo del límite de alerta vertical (VAL) de aproximación de precisión [10 m (33 ft)] se obtuvo basándose en la actuación del monitor del ILS, en cuanto podía afectar a la pendiente de planeo a una altitud de decisión nominal de 60 m (200 ft) sobre el umbral de la pista. Al aplicar este límite de alerta, el error GNSS, en condiciones con falla, puede compararse directamente con un error ILS en condiciones con falla, de manera tal que los errores GNSS resulten inferiores o iguales a los errores ILS. Para las condiciones de falla GNSS en que el ruido de medición es comparablemente elevado, estos umbrales del monitor resultan más rigurosos que en el ILS.

3.3.8 El valor máximo [35 m (115 ft)] del límite de alerta vertical de aproximación de precisión se obtuvo para asegurar un margen de franqueamiento de obstáculos equivalente al del ILS para las condiciones de error que pueden presentarse como error sistemático en la aproximación final, teniendo en cuenta que la altitud de decisión de la aeronave se obtiene independientemente a partir de la presión barométrica. Una evaluación del efecto, en el peor de los casos, de un error sistemático latente igual al límite de alerta de 35 m (115 ft) demuestra que se obtiene protección adecuada del margen de franqueamiento de obstáculos en la aproximación y la aproximación frustrada (considerando que la altitud de decisión se alcanza tarde o temprano, mediante un altímetro barométrico independiente). Es importante reconocer que esta evaluación se aplica únicamente al franqueamiento de obstáculos y que se limita a las condiciones de error que pueden presentarse como errores sistemáticos. El análisis ha demostrado que pueden tolerarse errores sistemáticos de 35 m (115 ft), hacia arriba o hacia abajo, hasta los límites del ángulo de trayectoria de planeo definidos en los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS, Doc. 8168) para las categorías de velocidad de aproximación (categorías A a D) sin repercusiones en las superficies de franqueamiento de obstáculos del ILS.

3.3.9 Dado que el alcance del análisis del VAL de 35 m (115 ft) es limitado, debería completarse un análisis de seguridad operacional a nivel de sistemas antes de utilizar valores superiores a 10 m (33 ft) para un diseño específico del sistema. El análisis de seguridad operacional debería considerar criterios de franqueamiento de obstáculos y el riesgo de colisión debido a error de navegación, además del riesgo de aterrizaje poco seguro debido a error de navegación, dadas las características de diseño del sistema y el entorno operacional (como el tipo de aeronave que realiza la aproximación y la infraestructura aeroportuaria de apoyo). Con respecto al riesgo de colisión, es suficiente confirmar que los supuestos descritos en 3.3.8 son válidos para la utilización del VAL de 35 m (115 ft). Con respecto a aterrizaje poco seguro, la mejor manera de atenuar un error de navegación es la intervención del piloto durante el tramo visual. Pruebas operacionales limitadas, a las que se suma la experiencia operacional, han señalado que los errores de navegación inferiores a 15 m (50 ft) dan sistemáticamente como resultado una actuación aceptable en la toma de contacto. En el caso de errores de más de 15 m (50 ft), puede producirse un aumento importante en el volumen de trabajo de la tripulación de vuelo y, potencialmente, una reducción considerable en el margen de seguridad operacional, en particular cuando se trata de errores en que el punto donde la aeronave alcanza la altitud de decisión se desplaza para quedar más cerca del umbral de la pista, caso en que la tripulación de vuelo puede intentar el aterrizaje a una velocidad vertical de descenso excepcionalmente elevada. La gravedad del riesgo que representa este suceso es importante [véase el Manual de gestión de la seguridad operacional (Doc 9859)]. Un medio

aceptable para gestionar los riesgos en el tramo visual consiste en que el sistema cumpla con los criterios siguientes:

a) la exactitud sin fallas es equivalente a la del ILS. Esto incluye un error del sistema de navegación (NSE) vertical de 95% inferior a 4 m (13 ft) y un NSE vertical del sistema sin fallas superior a 10 m (33 ft) con una probabilidad de menos de 10^{-7} para cada emplazamiento en que ha de aprobarse la operación. Esta evaluación se lleva a cabo en todas las condiciones ambientales y operacionales en las cuales el servicio se declara disponible;

b) en condiciones con falla del sistema, el diseño del sistema es tal que la probabilidad de un error superior a 15 m (50 ft) es menor que 10^{-5} , de modo que la probabilidad de que se produzca un suceso es remota. Las condiciones de falla que deben tenerse en cuenta son las que afectan a las constelaciones principales o a la aumentación GNSS que se está considerando. Esta probabilidad debe entenderse como la combinación de la probabilidad de que ocurra una falla determinada con la probabilidad de detección de los monitores pertinentes. Típicamente, la probabilidad de que ocurra una sola falla es lo suficientemente importante como para que se requiera un monitor para cumplir esta condición.

3.3.10 Para el GBAS, se ha elaborado una disposición técnica para difundir el límite de alerta a la aeronave. Las normas GBAS requieren el límite de alerta de 10 m (33 ft). Para SBAS, se han elaborado disposiciones técnicas para especificar el límite de alerta mediante una base de datos que se puede actualizar (Véase el Adjunto C).

3.3.11 Los requisitos de integridad de la aproximación se aplican a cualquier aterrizaje y necesitan un diseño contra fallas. Si se sabe que el riesgo específico en una aproximación dada excede el especificado en este requisito, la operación no debe realizarse. Uno de los objetivos del proceso de diseño es identificar riesgos específicos que puedan dar origen a información errónea y reducir esos riesgos mediante redundancia o vigilancia para lograr un diseño contra fallas. Por ejemplo, el sistema terrestre puede requerir procesadores de corrección redundantes y ser capaz de apagarse automáticamente si no está disponible dicha redundancia debido a una falla en el procesador.

3.3.12 Un aspecto único del GNSS es que su eficiencia varía con el tiempo a causa de cambios en la geometría del satélite principal. Para tener en cuenta esta variación, se incluyen ecuaciones de nivel de protección en los protocolos SBAS y GBAS, lo que proporciona un medio de inhibir el uso del sistema si es demasiado alto el riesgo específico que amenaza su integridad.

3.3.13 La eficiencia del GNSS también puede variar respecto del volumen de servicio a causa de la geometría de satélites visibles de la constelación principal. Las variaciones espaciales en la eficiencia del sistema pueden acentuarse aún más cuando el sistema terrestre opera en un modo degradado luego de una falla de los componentes del sistema, como estaciones de vigilancia o enlaces de comunicaciones. El riesgo debido a variaciones espaciales en la eficiencia del sistema también debe reflejarse en las ecuaciones de nivel de protección, es decir, con las correcciones de radiodifusión.

3.3.14 Las aumentaciones GNSS también están sujetas a diversos efectos atmosféricos, en particular debido a la ionosfera. Las variaciones espaciales y temporales en la ionosfera pueden producir errores de demora ionosférica a escalas local y regional que no pueden corregirse con las arquitecturas SBAS o GBAS debido a la definición de los protocolos de mensajes. Dichos sucesos son raros y su probabilidad varía de una región a otra, pero no se espera que sean despreciables. Los errores resultantes pueden ser de suficiente magnitud como para producir información errónea y deben reducirse en el diseño del sistema al tener en cuenta sus efectos en los parámetros de radiodifusión (p. ej., σ_{iono_vert} en el GBAS) y vigilando las condiciones excesivas en las que dichos

parámetros no sean apropiados. Debe considerarse la probabilidad de que se produzcan esos sucesos al desarrollar cualquier monitor del sistema.

3.3.15 Otro efecto ambiental que debería tenerse en cuenta en el diseño del sistema terrestre es el de los errores debido al multitrayecto en los receptores terrestres de referencia, lo cual depende del ambiente físico de las antenas de la estación de vigilancia, así como de las elevaciones y los tiempos de rastreo de los satélites.

3.4 Continuidad de servicio

3.4.1 La continuidad de servicio del sistema es la capacidad de que el sistema realice su función sin interrupciones no programadas durante la operación prevista.

3.4.2 En ruta

3.4.2.1 Para operaciones en ruta, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de salida para la navegación con una precisión e integridad especificadas en toda la operación prevista, suponiéndose que se dispone del sistema al principio de la operación. La incidencia de alertas del sistema de navegación, ya sea debida a una actuación libre de fallas raras o de averías, constituye un fallo de la continuidad. Puesto que la duración de estas operaciones es variable, se especifica el requisito de continuidad como probabilidad por hora de vuelo.

3.4.2.2 El requisito de continuidad del sistema de navegación para una sola aeronave es de $1 - 1 \times 10^{-4}$ por hora. Sin embargo, para sistemas por satélite, la señal en el espacio puede prestar servicio a un número grande de aeronaves en un área extensa. Los requisitos de continuidad presentados en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1, representan los requisitos de fiabilidad de la señal en el espacio GNSS, es decir, llevan, para los elementos del GNSS, a requisitos de tiempo medio entre interrupciones (MTBO).

3.4.2.3 En el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1, se presenta una serie de valores para el requisito de continuidad de la señal en el espacio relativo a las operaciones en ruta. El valor inferior es la continuidad mínima según la cual se considera que el sistema puede aplicarse en la práctica. Es adecuado para zonas de escasa densidad de tránsito y de escasa complejidad del espacio aéreo. En tales zonas, el impacto de una falla del sistema de navegación se limita a un número pequeño de aeronaves y, por consiguiente, no es necesario aumentar significativamente el requisito de continuidad más allá del correspondiente a una sola aeronave ($1 - 1 \times 10^{-4}$ por hora). El valor máximo presentado (o sea $1 - 1 \times 10^{-8}$ por hora) se adapta a zonas de elevada densidad de tránsito y de elevada complejidad del espacio aéreo, en las que una falla influirá en un número grande de aeronaves. Este valor es adecuado para sistemas de navegación en los cuales se tiene un grado elevado de fiabilidad en el sistema para la navegación y posiblemente para la vigilancia dependiente. El valor es suficientemente elevado para la situación basada en una escasa probabilidad de falla del sistema durante la vida útil del mismo. Se considera que los valores intermedios de continuidad (p. ej., $1 - 1 \times 10^{-6}$ por hora) son apropiados para zonas de elevada densidad de tránsito y elevada complejidad en las que hay un elevado grado de confianza en el sistema de navegación, pero en los cuales es posible mitigar las fallas del sistema de navegación. Tal mitigación puede aplicarse utilizando medios de navegación de alternativa o la vigilancia o intervención del ATC para mantener las normas de separación. Los valores de actuación de la continuidad se determinan en virtud de las necesidades del espacio aéreo en apoyo de la

navegación cuando el GNSS haya sustituido a una infraestructura existente de ayudas para la navegación o cuando no hubiera existido previamente tal infraestructura.

3.4.3 Aproximación y aterrizaje

3.4.3.1 En operaciones de aproximación y aterrizaje, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de navegación con una precisión e integridad especificada durante la aproximación y el aterrizaje, dado que se disponía del sistema desde el principio de la operación. En particular, esto significa que los casos de pérdida de continuidad que pueden predecirse y para los cuales se han expedido NOTAM no tienen que considerarse al establecer si un determinado diseño de sistema cumple los requisitos de continuidad de los SARPS. La influencia de alertas del sistema de navegación ya sea debido a actuación libre de fallas raras o a averías, constituye un suceso de pérdida de la continuidad. En este caso, el requisito de continuidad se indica como probabilidad para un corto período de exposición.

3.4.3.2 Los requisitos de continuidad para las operaciones de aproximación y aterrizaje representan solamente la asignación del requisito entre el receptor de la aeronave y elementos del sistema ajenos a la aeronave. En este caso, ningún aumento del requisito se considera necesario para atender al uso del sistema con aeronaves múltiples. El valor de la continuidad está normalmente relacionado solamente con el riesgo correspondiente a una aproximación frustrada y cada aeronave puede ser considerada como independiente. Sin embargo, en algunos casos, podría ser necesario aumentar los valores de continuidad puesto que una falla del sistema debe estar correlacionada entre ambas pistas (p. ej., el uso de un sistema común para aproximaciones a pistas paralelas poco distantes entre sí).

3.4.3.3 Para el APV basado en GNSS y aproximaciones de Categoría I, una aproximación frustrada se considera una operación normal ya que sucede cuando una aeronave desciende a la altitud de decisión para realizar la aproximación y el piloto no puede continuar con la referencia visual. El requisito de continuidad para estas operaciones se aplica al riesgo promedio (respecto del tiempo) de la pérdida de servicio, normalizado a 15 segundos de tiempo de exposición. Por consiguiente, el riesgo específico de pérdida de continuidad en una aproximación dada podría exceder el promedio requerido sin necesariamente comprometer la seguridad operacional del servicio proporcionado o de la aproximación. Una evaluación de la seguridad efectuada para un sistema llevó a la conclusión de que, en las circunstancias enunciadas en la evaluación, era más operacionalmente seguro continuar proporcionando el servicio que interrumpirlo.

3.4.3.4 Para las áreas en las que el diseño del sistema no cumpla con el riesgo promedio de continuidad que se especifica en los SARPS, sigue siendo posible publicar los procedimientos. Sin embargo, deben aplicarse medidas específicas de mitigación operacional para hacer frente a una reducción prevista de la continuidad. Por ejemplo, puede no autorizarse la planificación del vuelo basándose en un medio de navegación GNSS que posea un alto riesgo que amenace la continuidad promedio.

3.5 Disponibilidad

3.5.1 La disponibilidad del GNSS se caracteriza por la parte del tiempo en que el sistema ha de utilizarse para la navegación mientras se presenta información fiable de navegación a la tripulación, al piloto automático u a otro sistema de gestión de vuelo de la aeronave.

3.5.2 Al establecer los requisitos de disponibilidad del GNSS, debe tenerse en cuenta el nivel deseado de servicios al que ha de prestarse apoyo. Si el objetivo del servicio de navegación por satélite es sustituir una infraestructura existente de ayudas para la navegación en ruta, la disponibilidad del GNSS debe ser comparable a la disponibilidad que proporciona la infraestructura existente. Debe realizarse una evaluación del impacto en las operaciones de una degradación del servicio.

3.5.3 Cuando la disponibilidad del GNSS es baja, todavía es posible utilizar el sistema de navegación por satélite restringiendo las horas de funcionamiento para la navegación a aquellos períodos en los que se prevé que esté disponible. Esto es posible en el caso del GNSS puesto que la falta de disponibilidad debida a una geometría de satélites insuficiente puede ser repetida. En tales restricciones, permanecería todavía el riesgo de continuidad correspondiente al fallo de los componentes necesarios del sistema entre el momento en que se hace la predicción y aquél en que se realiza la operación.

3.5.4 **En ruta**

3.5.4.1 Los requisitos específicos de disponibilidad en una zona o para una operación deben basarse en:

- a) densidad y complejidad del tránsito;
- b) ayudas para la navegación de alternativa;
- c) cobertura de vigilancia primaria/secundaria;
- d) procedimientos de tránsito aéreo y del piloto; y
- e) duración de las interrupciones.

3.5.4.2 Por este motivo, los SARPS del GNSS especifican una serie de valores para los requisitos de disponibilidad. Los requisitos prestan apoyo a operaciones con el GNSS como único medio en el espacio aéreo con diversos niveles de tránsito y de complejidad. El extremo inferior de la gama es solamente suficiente para proporcionar el sistema como medio único de navegación, en un espacio aéreo de escasa densidad de tránsito y sin complejidad.

3.5.4.3 Aunque las aumentaciones pueden hacer que disminuya la dependencia del GNSS de un elemento central particular, no proporcionan un servicio útil sin los elementos centrales. El requisito de disponibilidad de una aumentación particular en una zona debe considerarse teniendo en cuenta la posible degradación de los elementos centrales del GNSS [es decir, la constelación mínima de elementos centrales (número y diversidad de satélites) que se prevé]. Deben prepararse procedimientos operacionales para el caso en que ocurra tal configuración degradada.

3.5.5 **Aproximación**

3.5.5.1 Los requisitos específicos para una zona deben basarse en:

- a) densidad y complejidad de tránsito;
- b) procedimientos para presentar y realizar una aproximación a un aeropuerto de alternativa;
- c) sistema de navegación por utilizar en un aeropuerto de alternativa;
- d) procedimientos de tránsito aéreo y del piloto;
- e) duración de interrupciones; y
- f) extensión geográfica de las interrupciones.

3.5.5.2 Al prepararse los procedimientos operacionales para sistemas de aproximación GNSS, deben tenerse en cuenta la duración de una interrupción del servicio y su impacto en el aeropuerto de alternativa. Aunque pueden ocurrir interrupciones del GNSS que influyan en muchas aproximaciones, puede restaurarse el servicio de aproximación sin ningún mantenimiento, debido a la órbita de los satélites.

3.5.6 **Determinación de la disponibilidad del GNSS**

Se complica la disponibilidad del GNSS por el movimiento de los satélites respecto a determinada zona de cobertura y por la posibilidad de requerirse largo tiempo para restaurar un satélite en caso de falla. La medición precisa de la disponibilidad requeriría muchos años para permitir que el período de mediciones sea superior al MTBF y a los períodos necesarios para la reparación. Debe determinarse la disponibilidad del GNSS mediante diseño, análisis y modelos en lugar de depender de mediciones. En el modelo de disponibilidad deberían tenerse en cuenta los modelos de errores ionosférico, troposférico y del receptor utilizados por el receptor para verificar la integridad (p. ej., cálculos de HPL, LPL, VPL). La disponibilidad especificada en el Capítulo 3, 3.7.2.4, se aplica a la disponibilidad de diseño.

En el Adjunto F figura un texto de orientación adicional relativo a confiabilidad y disponibilidad de radiocomunicaciones y de radioayudas para la navegación.

4. Elementos del GNSS

4.1 GPS

Puede consultarse información adicional relativa al GPS en la publicación Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance, octubre de 2001, y Documento de control de interfaz (ICD)-GPS-200C.

4.1.1 La norma de performance se basa en la suposición de que se utiliza el receptor del servicio estándar de determinación de la posición (SPS). Un receptor normalizado tiene las siguientes características: su diseño es acorde con ICD-GPS-200C; emplea un ángulo de enmascaramiento de 5°; efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del Sistema geodésico mundial 1984 (WGS-84) según su sistema de coordenadas dextrógiro, geocéntrico y fijado en la tierra (ECEF); genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista, compensando los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica SPS y código C/A; excluye los satélites GPS averiados de la solución de posición; emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando al respecto; y pierde el rastro en caso de que un satélite GPS deje de transmitir el código C/A. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento. Un receptor de 12 canales cumplirá con la performance especificada en el Capítulo 3, 3.7.3.1.1.1 y 3.7.3.1.2. Si un receptor sólo tiene capacidad para seguir a cuatro satélites (Apéndice B, 3.1.3.1.2), no podrá obtener la exactitud y disponibilidad de performance plenas.

4.1.2 Exactitud. La exactitud se mide mediante un receptor normalizado y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio (SIS) y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o

trayectos múltiples. La exactitud se obtiene a partir de los datos proporcionados por la constelación de 24 satélites, de los cuales se eliminan los dos que ofrecen los datos más degradados, considerando además un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE (error telemétrico del usuario) de la constelación.

4.1.3 Exactitud del dominio de distancia. La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código C/A, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. Si se supera el límite del error telemétrico, eso constituye una falla de servicio importante tal como se describe en 4.1.6. El límite de error en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrica es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de 3 segundos en cualquier punto del área de cobertura. La media cuadrática de la exactitud del error telemétrico es el promedio de la media cuadrática del error telemétrico del usuario (URE) con respecto a todos los satélites en un intervalo cualquiera de 24 horas en un punto cualquiera del área de cobertura. En condiciones normales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera con respecto a todos los satélites un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuibles a los segmentos del espacio y de control.

4.1.4 Disponibilidad. La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 36 m horizontal al 95% y un umbral de 77 m vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor normalizado que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio se basa en la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de satélites, dos de ellos fuera de servicio.

4.1.4.1 Relación con la disponibilidad de aumentación. La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no está directamente relacionada con la disponibilidad GPS definida en el Capítulo 3, 3.7.3.1.2. Los Estados y explotadores deben evaluar la disponibilidad del sistema aumentado comparando la performance aumentada con los requisitos. El análisis de disponibilidad se basa en una constelación de satélites supuesta y la probabilidad de contar con un determinado número de satélites. Hay en órbita 24 satélites operacionales con probabilidad de 0,95 (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir, aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos 21 de los 24 satélites situados en posiciones nominales de plano/turno deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con 0,98 de probabilidad (promediada durante un año).

4.1.5 Fiabilidad. La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el URE SPS SIS instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites GPS funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en 18 horas, se concentrará en un punto en particular (3 fallas de 6 horas cada una).

4.1.6 Falla importante de servicio. Se define una falla importante de servicio como aquella situación durante un período de tiempo en el que el error de la señal telemétrica de un satélite GPS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede del límite del error telemétrico. Según se define en el Capítulo 3, 3.7.3.1.1.3 a), dicho límite es el valor mayor de los siguientes:

a) 30 m; o

b) 4,42 veces la URA, que no será superior a 150 m.

4.1.7 Cobertura. El SPS hace posible el área de cobertura terrenal, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 3 000 km.

4.2 GLONASS

Puede consultarse información adicional sobre el GLONASS en el Documento de control de interfaz GLONASS, publicado por el Centro de información científica de coordinación, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.

4.2.1 Hipótesis. La norma de eficiencia se basa en la hipótesis de que se utiliza un receptor de canal de exactitud normal (CSA) representativo. Un receptor representativo tiene las características siguientes: está diseñado de conformidad con el ICD del GLONASS; utiliza un ángulo de enmascaramiento de 5 grados; efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del PZ-90 y utiliza los parámetros de transformación PZ-90 – WGS-84 como se especifica en el Apéndice B, 3.2.5.2; genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista; compensa los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica CSA y en las de la señal de exactitud normal; excluye satélites GLONASS averiados de la solución de posición; emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando en su solución de posición; y pierde el rastro en caso de que un satélite GLONASS deje de transmitir el código de exactitud normal. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento.

4.2.2 Exactitud. La exactitud se mide mediante un receptor normalizado y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio (SIS) y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. La exactitud se obtiene a partir de los datos proporcionados por la constelación de 24 satélites, de los cuales se eliminan los dos que ofrecen los datos más degradados, considerando además un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE (error telemétrico del usuario) de la constelación.

4.2.3 Exactitud del dominio de distancia. La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código de exactitud normal, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. Superar el límite del error telemétrico constituye una falla de servicio importante, como se describe en 4.2.6. El límite de error telemétrico en el régimen de variación de

la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. La media cuadrática de la exactitud del error telemétrico es el promedio de la media cuadrática del error telemétrico del usuario (URE) con respecto a todos los satélites en un intervalo cualquiera de 24 horas en un punto cualquiera del área de cobertura. En condiciones normales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera con respecto a todos los satélites un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuibles a los segmentos del espacio y de control.

4.2.4 Disponibilidad. La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 12 m (40 ft) horizontal al 95% y un umbral de 25 m (80 ft) vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor normalizado que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio se basa en la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de satélites, dos de ellos fuera de servicio.

4.2.4.1 Relación con la disponibilidad de aumentación. La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no está directamente relacionada con la disponibilidad del GLONASS definida en el Capítulo 3, 3.7.3.2.2. El análisis de disponibilidad se basa en una constelación de satélites supuesta y la probabilidad de contar con un determinado número de satélites. Hay en órbita 24 satélites operacionales con probabilidad de 0,95 (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir, aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos 21 de los 24 satélites situados en posiciones nominales de plano/turno deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con 0,98 de probabilidad (promediada durante un año).

4.2.5 Fiabilidad. La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el CSA URE SIS instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites GLONASS funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en 18 horas, se concentrará en un punto en particular (3 fallas de 6 horas cada una).

4.2.6 Falla importante de servicio. Se define una falla importante de servicio como aquella situación, durante un período de tiempo, en la que el error de la señal telemétrica de un satélite GLONASS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede el límite de error telemétrico de 18 m (60 ft) [como se define en el Capítulo 3, 3.7.3.2.1.3 a)] y/o como fallas en las características de radiofrecuencia de la señal telemétrica CSA y en la estructura o contenido de los mensajes de navegación que deterioran las capacidades de recepción o procesamiento de la señal telemétrica del receptor CSA.

4.2.7 Cobertura. El CSA del GLONASS hace posible el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 2 000 km.

4.2.8 Hora GLONASS. Se genera la hora GLONASS basada en la hora del sincronizador central GLONASS. La inestabilidad diaria del reloj de hidrógeno del sincronizador central no es peor que 5×10^{-14} . La diferencia entre la hora GLONASS y la hora UTC (SU) es inferior a 1 milisegundo. El mensaje de navegación incluye los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS con UTC (SU) dentro de 0,7 microsegundos.

4.2.8.1 Transformación de la información de los datos actuales GLONASS a la forma común. El mensaje de navegación del satélite contiene la información de datos actuales en el parámetro NT. Puede transformarse a la forma común mediante el siguiente algoritmo:

a) El número J del año actual en el intervalo de cuatro años se calcula en la forma siguiente:

Si $1 \leq N_T \leq 366$;	J = 1;
Si $367 \leq N_T \leq 731$;	J = 2;
Si $732 \leq N_T \leq 1096$;	J = 3;
Si $1097 \leq N_T \leq 1461$;	J = 4.

b) El año actual en la forma común se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$Y = 1996 + 4(N_T - 1) + (J - 1).$$

c) El mes y el día actuales (dd/mm) se extraen de la tabla de referencia almacenada en la ROM del equipo del usuario. Esta tabla interrelaciona el parámetro N_T y las fechas de forma común.

4.2.9 Sistema de coordenadas GLONASS. El sistema de coordenadas GLONASS es PZ-90 según lo descrito en Parámetros de la Tierra, 1990 (PZ-90), publicado por el Servicio topográfico, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.

4.2.9.1 En los parámetros PZ-90 se incluyen las constantes geodésicas fundamentales, las dimensiones del elipsoide terrenal común, las características del campo gravitacional de la tierra y los elementos del elipsoide Krasovsky (sistema de coordenadas de 1942) con orientación relativa al elipsoide terrenal común.

4.2.9.2 Por definición, el sistema de coordenadas PZ-90 es un sistema espacial cartesiano geocéntrico cuyo origen está situado en el centro de la tierra. El eje Z está dirigido hacia el Polo terrenal convencional según lo recomendado por el Servicio internacional de rotación de la tierra. El eje X está dirigido hacia el punto de intersección del plano ecuatorial de la tierra y el meridiano cero establecido por la BIH (Junta internacional de la hora). El eje Y completa el sistema de coordenadas dextrógiro.

4.2.9.3 Los sistemas de referencia geodésicos WGS 84 y PZ 90 siguen ajustándose al Marco de referencia terrestre internacional (ITRF). Aunque en el Apéndice B, 3.2.5.2, figuran los parámetros de conversión actuales de PZ90 a WGS 84, la aplicación de versiones anteriores de estos parámetros también es adecuada en tanto se cumplan los requisitos de actuación del Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1 para una operación prevista.

4.3 Dilución de la precisión

Los factores de dilución de la precisión (DOP) expresan la forma en que se establece la escala de exactitud telemétrica mediante un efecto geométrico para producir la exactitud de la posición. La geometría óptima (es decir, los valores más bajos de DOP) para los cuatro satélites se logra cuando tres de los satélites están igualmente espaciados en el horizonte, a un ángulo mínimo de elevación y cuando un satélite está directamente en la vertical. Puede decirse que la geometría "diluye" la exactitud del dominio telemétrico por el factor DOP.

4.4 Antena y Receptor GNSS

4.4.1 Las especificaciones para antenas y R que figuran en el Apéndice B, 3.8, no controlan la relación axial de una antena salvo en la línea de mira. Debería suponerse una polarización lineal para la antena de a bordo para señales GEO recibidas a ángulos de baja elevación. Por ejemplo, si el ángulo mínimo de elevación para el cual se necesita proporcionar una señal GEO susceptible de rastreo es de 5°, debería suponerse que la antena está polarizada linealmente con una ganancia de -2,5 dBil (-5,5 dBic) al recibir esta señal. Debería tenerse en cuenta esto en el balance de enlace GEO a fin de garantizar que la señal RF mínima recibida en el puerto de la antena satisfaga los requisitos del Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3.2.

4.4.2 Los fallos causados por el receptor pueden tener dos consecuencias en la actuación del sistema de navegación, ya sea la interrupción de la información proporcionada al usuario, ya sea datos de salida con información errónea. Ninguno de estos sucesos se tiene en cuenta en el requisito de la señal en el espacio.

4.4.3 El error nominal del elemento GNSS de aeronave está determinado por el ruido del receptor, la interferencia, multirayectos y errores residuales del modelo troposférico. Los requisitos específicos relativos al ruido de receptor tanto para el receptor de a bordo SBAS como para el receptor de a bordo GBAS incluyen el efecto de cualquier interferencia por debajo de la máscara de protección especificada en el Apéndice B, 3.7. Se ha demostrado que se obtiene la actuación requerida en receptores en que se aplica un espaciado estrecho de correlator o técnicas de adaptación de código.

5. Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS)

5.1 El ABAS aumenta o integra la información obtenida de elementos GNSS con la información disponible a bordo de la aeronave, para garantizar que la operación se ajuste a los valores especificados en el Capítulo 3, 3.7.2.4.

5.2 **El ABAS incluye planes de procesamiento que proporcionan:**

a) vigilancia de la integridad para la solución de la posición utilizando información redundante (p. ej., mediciones múltiples de distancia). El plan de vigilancia consiste en general en dos funciones: detección de fallas y exclusión de fallas. El objetivo de la detección de fallas es detectar la presencia de una falla al determinar la posición. Al detectar una falla la exclusión adecuada de la misma determina y excluye la fuente de la falla (sin que necesariamente se identifique la fuente concreta que causa el problema), por lo que se permite que la navegación GNSS continúe sin interrupción. Hay dos clases generales de vigilancia de la integridad: vigilancia autónoma de la integridad en el receptor (RAIM) que utiliza exclusivamente información del GNSS y vigilancia autónoma de la integridad en la aeronave (AAIM) que utiliza información de sensores adicionales a bordo [p. ej., altímetro barométrico, reloj y sistema de navegación inercial (INS)];

b) ayudas continuas para la solución de posición empleándose información de otras fuentes, como INS, altimetría barométrica y relojes externos;

c) disponibilidad de ayudas para la solución de la posición (análogo a las ayudas de continuidad);

y

d) ayudas de exactitud mediante la estimación de los errores remanentes al determinar las distancias.

5.3 La información ajena al GNSS puede integrarse al GNSS de dos modos:

- a) integrada al algoritmo de solución del GNSS (un ejemplo es el modelo de datos de altimetría como una medición adicional por satélite); y
- b) externa al cálculo básico de posición GNSS (un ejemplo es comparar los datos de altimetría con la solución GNSS en el plano vertical izándose una bandera siempre que falla la comparación).

5.4 Cada plan tiene ventajas e inconvenientes específicos y no es posible presentar una descripción de todas las opciones posibles de integración con determinados valores numéricos de la actuación lograda. Lo mismo tiene aplicación a la situación por la que se combinan varios elementos GNSS (p. ej., GPS y GLONASS).

6. Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS)

6.1 Un SBAS está constituido por tres elementos distintivos:

- a) la infraestructura de tierra;
- b) los satélites SBAS; y
- c) el receptor SBAS de a bordo.

6.1.1 En la infraestructura de tierra se incluyen las estaciones de supervisión y de procesamiento que reciben los datos de los satélites de navegación y calculan la integridad, las correcciones y los datos telemétricos que constituyen la señal en el espacio SBAS. Los satélites SBAS retransmiten los datos retransmitidos desde la infraestructura de tierra a los receptores SBAS de a bordo los cuales determinan la información de posición y de hora utilizando constelaciones principales de satélites y satélites SBAS. Los receptores SBAS de a bordo adquieren los datos telemétricos y de corrección y los aplican a determinar la integridad y a mejorar la exactitud de la posición obtenida.

6.1.2 La red de tierra SBAS mide la seudodistancia entre la fuente telemétrica y un receptor SBAS en lugares conocidos y proporciona correcciones independientes para los errores de efemérides de la fuente telemétrica, los errores de reloj y los errores ionosféricos. El usuario aplica un modelo de retardo troposférico.

6.1.3 El error de efemérides de la fuente telemétrica y el error de reloj que se mueve lentamente son las bases primarias para la corrección a largo plazo. Se ajusta el reloj de la fuente telemétrica para la corrección a largo plazo y para el error troposférico, y ello constituye la base primaria para la corrección rápida. Se combinan los errores ionosféricos entre muchas fuentes telemétricas para formar los errores ionosféricos en sentido vertical en puntos predeterminados de la red de la ionosfera. Estos errores constituyen las bases primarias para las correcciones ionosféricas.

6.2 Área de cobertura y áreas de servicio del SBAS

6.2.1 Es importante distinguir entre el área de cobertura y las áreas de servicio de un SBAS. Un área de cobertura comprenderá una o más áreas de servicio, cada una capaz de prestar apoyo en base a algunas o a todas las funciones del SBAS definidas en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2. Estas funciones pueden relacionarse con las operaciones a las que se presta apoyo de la forma siguiente:

- a) *Telemetría*: el SBAS proporciona una fuente telemétrica para uso con otra aumentación (ABAS, GBAS u otro SBAS).
- b) *Estado del satélite y correcciones diferenciales básicas*: el SBAS proporciona el servicio en ruta, de terminal y de aproximaciones que no son de precisión. Puede prestarse apoyo a distintas operaciones (p. ej., operaciones de la navegación basada en la performance) en distintas áreas de servicio;
- c) *Correcciones diferenciales precisas*: el SBAS proporciona APV y servicio de aproximación de precisión (es decir, puede prestarse apoyo a APV-I y APV-II aproximaciones de precisión en distintas áreas de servicio)

6.2.2 Los servicios de aumentación basados en satélites son proporcionados por el Sistema de aumentación de área ampliada (WAAS) (Norteamérica), el Servicio europeo de complemento geostacionario de navegación (EGNOS) (Europa y África) y el Sistema de aumentación basado en satélites (MSAS) de los satélites de transporte multifuncionales (MTSAT) (Japón). Para proporcionar estos servicios, también se están desarrollando la navegación asistida por GPS aumentada por satélites en órbita geostacionaria (GEO) (GAGAN) (India) y el Sistema de corrección diferencial y vigilancia (SDCM) (Rusia).

6.2.3 Fuera de las áreas de servicio definidas, un SBAS puede proporcionar servicio exacto y fiable. Las funciones telemétricas, de estado del satélite y de correcciones diferenciales básicas son utilizables en toda el área de cobertura. La actuación de estas funciones puede ser técnicamente adecuada para prestar apoyo a operaciones en ruta, de terminal y aproximaciones que no sean de precisión, proporcionando datos de supervisión y de integridad para constelaciones núcleo de satélites o satélites SBAS. La única posibilidad de que se ponga en peligro la integridad es que haya un error de efemérides del satélite que no pueda ser observado por la red de tierra SBAS, mientras

origina un error inaceptable fuera del área de servicio. En el caso de límites de alerta de 0,3 NM especificados para aproximaciones que no son de precisión y superiores, esto es muy improbable.

6.2.4 Cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de determinar las áreas de servicio SBAS y de conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS dentro de su espacio aéreo. En algunos casos, los Estados establecerán la infraestructura de tierra para el SBAS enlazada a un SBAS ya existente. Esto sería necesario para lograr una actuación APV o para aproximaciones de precisión. En otros casos, los Estados pueden sencillamente dar aprobación a áreas de servicio y a operaciones basadas en SBAS utilizando señales SBAS disponibles. En uno u otro de estos casos, cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de asegurarse de que el SBAS satisface los requisitos indicados en el Capítulo 3. 3.7.2.4, dentro de su espacio aéreo, y de que se proporcionan para su espacio aéreo la notificación adecuada de condición de las operaciones y los NOTAM.

6.2.5 Antes de conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS, el Estado debe determinar que se da un apoyo adecuado a las operaciones propuestas por uno o más SBAS. Esta determinación debe concentrarse en la posibilidad práctica de utilizar las señales del SBAS, teniendo en cuenta el emplazamiento relativo de la red de tierra para SBAS. Esto podría implicar colaborar con Estados u organizaciones responsables del funcionamiento del SBAS. Para un espacio aéreo situado a una distancia relativamente alejada de una red de tierra SBAS, sería reducido el número de satélites visibles para los cuales el SBAS proporciona el estado y las correcciones básicas. Puesto que los receptores SBAS tienen la capacidad de utilizar los datos desde dos SBAS simultáneamente, y de utilizar la detección autónoma de fallas y la exclusión de ser necesaria, es posible que la disponibilidad resulte todavía suficiente para la aprobación de operaciones.

6.2.6 Antes de publicar procedimientos basados en señales SBAS, se confía en que el Estado proporcione una supervisión del estado de los satélites y un sistema NOTAM. Para determinar el efecto de una falla de un elemento del sistema en el servicio, se utilizará un modelo matemático de volumen de servicio. El Estado puede obtener el modelo ya sea del SBAS o preparar su propio modelo. Utilizando los datos del estado actual y pronosticado de los elementos básicos del sistema y los lugares en los que el Estado ha aprobado las operaciones, en el modelo se identificaría el espacio aéreo y los aeropuertos en los que se prevé que haya interrupciones de servicio y pudiera ser utilizado para producir NOTAM. Los datos de la condición de los elementos del sistema (actuales y pronosticados) requeridos para el modelo podrían obtenerse mediante arreglos bilaterales con el proveedor del servicio SBAS o mediante una conexión de "radiodifusión" en tiempo real de los datos, si el proveedor del servicio SBAS opta por proporcionar de este modo los datos.

6.2.7 Los Estados o regiones que participen se coordinarán por mediación de la OACI para asegurar que el SBAS proporciona una cobertura mundial sin interrupciones, teniendo en cuenta que las aeronaves equipadas para utilizar la señal podrían sufrir restricciones operacionales en el caso de que un Estado o región no apruebe la utilización de una o más de las señales SBAS en su espacio aéreo. En tales casos el piloto tendría que excluir por completo la selección del GNSS puesto que el equipo de aeronave podría no permitir excluir la selección de todos los SBAS o de uno en particular.

6.2.8 Puesto que las coberturas del SBAS (proyección) de satélites GEO se superponen, surgirán asuntos de interfaz entre los SBAS. Como mínimo, los receptores SBAS de a bordo deben ser capaces de funcionar dentro de la cobertura de cualquier SBAS. Es posible que un proveedor de servicios SBAS supervise y envíe datos de integridad y de corrección para el satélite de órbita geostacionaria que pertenece a otro proveedor de SBAS. Esto mejora la disponibilidad añadiendo fuentes telemétricas. Esta mejora no exige ninguna interconexión entre los sistemas SBAS y deberían proporcionarla todos los proveedores del servicio SBAS.

6.2.9. Pueden aplicarse otros niveles de integración mediante una conexión única entre las redes SBAS (p. ej., comunicación independiente por satélite). En este caso, los SBAS pueden intercambiar mediciones de satélites en bruto de una o más estaciones de referencia o procesar los datos (correcciones o datos de integridad) desde sus estaciones principales. Esta información puede utilizarse para mejorar la firmeza del sistema y su exactitud mediante el promedio de los datos o su integridad mediante un mecanismo de verificación cruzada. Mejorará también la disponibilidad dentro de las áreas de servicio y la actuación técnica satisfará los SARPS GNSS en toda el área de cobertura (es decir, se mejorará la supervisión de las efemérides de satélite). Por último, los datos de control y estado del SBAS podrían intercambiarse para mejorar el mantenimiento del sistema.

6.3 Integridad

6.3.1. Las disposiciones relativas a integridad son complejas puesto que algunas características están determinadas dentro de la red de tierra SBAS y transmitidas en la señal en el espacio, mientras otras están determinadas por el equipo SBAS de la aeronave. En cuanto a las funciones de estado de los satélites y correcciones básicas, una incertidumbre sobre el error para las correcciones de efemérides y de reloj está determinada por la red de tierra SBAS. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico diferencial del usuario (UDRE) para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones rápida y a largo plazo y de la exclusión de efectos atmosféricos y de errores del receptor.

6.3.2. En la función diferencial precisa, se determina una incertidumbre de error para la corrección ionosférica. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico ionosférico residual del usuario (UIRE) L1 para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones ionosféricas. Esta varianza está determinada por el modelo ionosférico mediante el error en sentido vertical ionosférico de una red de radiodifusión (GIVE).

6.3.3. Hay una probabilidad determinada de que un receptor SBAS no reciba un mensaje SBAS. Para continuar con la navegación en tal caso, el SBAS radiodifunde en la señal en el espacio, parámetros de degradación. Se utilizan estos parámetros en una serie de modelos matemáticos que caracterizan el error residual adicional de las correcciones diferenciales, tanto básicas como precisas, inducidos utilizando datos antiguos pero activos. Se utilizan estos modelos para modificar la varianza UDRE y la varianza UIRE, según corresponda.

6.3.4. Se utilizan las incertidumbres de cada error particular descritas anteriormente en el receptor para calcular un modelo de error de la solución de navegación. Esto se hace proyectando los modelos de error deseudodistancia al dominio de la posición. El nivel de protección horizontal (HPL) proporciona un límite del error de posición horizontal con una probabilidad obtenida a partir del requisito de integridad. De modo análogo, el nivel de protección vertical (VPL) proporciona un límite respecto a la posición en sentido vertical. Si el HPL calculado excede del límite de alerta horizontal (HAL) respecto a una operación particular, la integridad del SBAS no es adecuada para prestar apoyo a tal operación. Lo mismo puede decirse para la aproximación de precisión y las operaciones APV si el VPL excede del límite de alerta vertical (VAL).

6.3.5. Una de las tareas más desafiantes para un proveedor SBAS es determinar las varianzas UDRE y GIVE de modo que satisfagan los requisitos de integridad del nivel de protección sin repercutir en la disponibilidad. La actuación de cada uno de los SBAS depende de la configuración de la red, de la amplitud y de la densidad geográficas, del tipo y calidad de las mediciones utilizadas y de los algoritmos aplicados al procesamiento de los datos. En la Sección 14 se describen los métodos generales para determinar la varianza del modelo.

6.3.6. *Error residual de reloj y de efemérides (σ_{UDRE})*. El error residual de reloj está bien caracterizado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a este error. El error residual de efemérides depende del emplazamiento del usuario. Para la función diferencial precisa, el proveedor de SBAS se asegurará de que el error residual para todos los usuarios está dentro de un área de servicio determinada según lo indicado en el σ_{UDRE} . Para la función diferencial básica, debería evaluarse el error residual de efemérides y podría determinarse que este es despreciable.

6.3.7. *Error ionosférico vertical (σ_{GIVE})*. El error residual ionosférico está bien representado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a la estimación ionosférica. Los errores provienen del ruido de medición, del modelo ionosférico y de la descorrelación espacial de la ionosfera. Se mitiga el error de posición proveniente del error ionosférico mediante la correlación positiva de la ionosfera misma. Además, la distribución de error residual ionosférico tiene colas truncadas, o sea, que la ionosfera no puede crear un retardo negativo y tiene un retardo máximo.

6.3.8 Errores de elementos de aeronave. La contribución combinada de multitrayectos y del receptor está limitada, según lo descrito en la Sección 14. Este error puede subdividirse en la contribución de multitrayectos y la del receptor según lo definido en el Apéndice B, 3.6.5.5.1, y puede utilizarse el modelo estándar para multitrayectos. Puede tomarse la contribución del receptor a partir del requisito de exactitud (Apéndice B, 3.5.8.2 y 3.5.8.4.1) y extrapolarse a condiciones de señal ordinarias. Concretamente, puede suponerse que la aeronave tiene $\sigma_{air}^2 = \sigma_{receptor}^2 + \sigma_{multitrayecto}^2$, en la que se supone que $\sigma_{receptor}$ está definido por el RMSpr_{air} especificado para el Equipo designador de exactitud a bordo A, del GBAS, y $\sigma_{multitrayecto}$ está definido en el

Apéndice B, 3.6.5.5.1. En la contribución de la aeronave a multitrayectos se incluyen los efectos de las reflexiones producidas por la aeronave misma. No se incluyen los errores por multitrayectos resultantes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia indica que estos errores no son despreciables, deben tenerse en cuenta para las operaciones.

6.3.9 Error troposférico. En el receptor debe utilizarse un modelo para corregir los efectos troposféricos. El error residual del modelo está limitado por el error sistemático máximo y por la varianza definidos en el Apéndice B, 3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3. Los efectos de este promedio deben tenerse en cuenta en el sistema terrestre. El usuario de a bordo aplica un modelo especificado al error troposférico residual (\cdot tropo).

6.4 Características RF

6.4.1 Nivel mínimo de potencia de la señal GEO. Se requiere equipo mínimo de aeronave (p. ej., RTCA/DO-229D) para operar con una intensidad mínima de señal de -164 dBW en puerto de la antena en presencia de interferencia ajena al RNSS (Apéndice B, 3.7) y una densidad de ruido RNSS total de -173 dBm/Hz. En presencia de interferencia, es posible que la eficiencia de rastreo de los receptores no sea fiable para una intensidad de señal el puerto de la antena inferior a -164 dBW (p. ej., con satélites GEO puestos en órbita antes de 2014). Un GEO que tiene una potencia de señal inferior a -164 dBW la antena receptora a 5° de elevación en el suelo puede utilizarse para garantizar el rastreo de señal en un área de servicio contenida en un área de cobertura que se define por un ángulo mínimo de elevación que supera los 5° (p. ej., 10°). En este caso, se aprovecha la ganancia característica de la antena normal para llegar a un compromiso entre la potencia de la señal GEO y la extensión del área de servicio en la cual debe garantizarse una señal susceptible de rastreo. Al planificar la introducción de operaciones nuevas basadas en el SBAS, se espera que los Estados lleven a cabo una evaluación del nivel de potencia de la señal en comparación con la interferencia de nivel de fuentes RNSS o ajenas al RNSS. Si el resultado de este análisis indica que el nivel de interferencia es adecuado para operar, pueden autorizarse las operaciones.

6.4.2 **Hora de red SBAS.** La hora de red SBAS es una referencia de tiempo mantenida por el SBAS para fines de definir las correcciones. Al aplicar las correcciones, la solución del usuario en cuanto a la hora se relaciona con la hora de la red SBAS más bien que la hora del sistema de la constelación principal de satélites. Si no se aplica ninguna corrección, entonces la solución para la posición se relacionará con una hora compuesta de constelación principal de satélites/red SBAS, dependiendo de los satélites utilizados y la exactitud resultante estará influenciada por las diferencias entre ellos.

6.4.3 **Codificación convolucional SBAS.** En el documento RTCA/DO-229G, D con el cambio 1 Apéndice A, puede consultarse información sobre la codificación y decodificación convolucional de los mensajes en el puerto de SBAS.

6.4.4 **Temporización de mensajes.** Los decodificadores convolucionales de los usuarios introducirán un retardo fijo que depende de sus respectivos algoritmos (habitualmente 5 longitudes de limitación o 35 bits), los cuales deben compensarse para determinar el SNT del SBAS de la señal recibida.

6.4.5 **Características de la señal del SBAS.** Las diferencias entre la fase relativa y las características del retardo de grupo de las señales del SBAS, en comparación con las del GPS, puede crear un error de sesgo del intervalo relativo de los algoritmos de rastreo del receptor. Se espera que el proveedor de servicios SBAS tenga en cuenta este error, puesto que afecta a los receptores con características de rastreo dentro de las restricciones de rastreo que figuran en el

Adjunto D, 8.11. En el caso de los GEO para los cuales han sido publicadas en el RTCA/DO-229D, con el cambio 1, Apéndice T, las características del filtro de RF a bordo, es de esperar que los proveedores de servicios SBAS garanticen que los UDRE limiten los errores residuales, incluidos los errores de sesgo del intervalo máximo que se especifica en el RTCA/DO-229D. con el cambio 1. Para otros GEO, se espera que los proveedores de servicios SBAS trabajen con los fabricantes de equipo a fin de determinar, a través de un análisis, los errores de sesgo del intervalo máximo que puedan preverse en los receptores existentes al procesar estos GEO específicos. Este efecto puede reducirse al mínimo al garantizar que los GEO tengan un anchura de banda amplia y un retardo de grupo pequeño a través de la banda de paso.

6.4.6 **Códigos de ruido pseudoaleatorio** (PRN) del SBAS. En el RTCA/DO-229D con el cambio 1, Apéndice A, se ofrecen dos métodos para la generación de códigos PRN del SBAS.

6.5 Características de datos SBAS

6.5.1 Mensajes SBAS. Debido a la anchura de banda limitada, se codifican los datos SBAS en mensajes que están diseñados para minimizar el caudal requerido de datos. En el documento RTCA/DO-229D con el cambio, Apéndice A, se proporcionan las especificaciones detalladas para mensajes SBAS.

6.5.2 Intervalos de radiodifusión de datos. En el Apéndice B, Tabla B-54 se especifican los intervalos máximos entre radiodifusiones. Estos intervalos son tales que un usuario que entre en el área de radiodifusión de servicio SBAS sea capaz de obtener datos de salida para una posición corregida junto con información de integridad proporcionada por el SBAS en un plazo razonable. Para las operaciones en ruta, de terminal y NPA, se recibirán todos los datos necesarios en un plazo de dos minutos, mientras que para operaciones de aproximación de precisión será necesario un máximo de cinco minutos. Los intervalos máximos entre radiodifusiones no justifican un nivel particular de actuación en cuanto a exactitud según lo definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1. Para garantizar determinada actuación de exactitud, cada proveedor del servicio adoptará un conjunto de intervalos de radiodifusión teniendo en cuenta los distintos parámetros tales como el tipo de constelaciones (p. ej., GPS con SA, GPS sin SA), o la actividad ionosférica.

6.5.3 Tiempo hasta alerta. En la Figura D-2 se proporcionan textos explicativos para la asignación del tiempo total hasta alerta definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1. Los requisitos de tiempo hasta alerta del Apéndice B, 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 y 3.5.7.5.1 (que corresponden respectivamente a la condición de los satélites GNSS, a las funciones de corrección diferencial básica y a las de corrección diferencial precisa) comprenden las asignaciones de tierra y del espacio indicadas en la Figura D-2.

6.5.4 Función troposférica. Puesto que la refracción troposférica es un fenómeno local, todos los usuarios calcularán sus propias correcciones de retardo troposférico. Una estimación del retardo troposférico para la aproximación de precisión se describe en el documento RTCA/DO-229CD con el cambio 1, igualmente pueden utilizarse otros modelos.

6.5.5 Consideraciones de multitrayectos. Los multitrayectos son uno de los aspectos que más causan errores de determinación de la posición del SBAS que influyen en los elementos de tierra y de a bordo. Respecto a los elementos de tierra SBAS, debe hacerse principalmente hincapié en reducir o mitigar los efectos de multitrayectos tanto cuanto sea posible, de forma que sean pequeñas las incertidumbres SIS. Se han estudiado muchas técnicas de mitigación tanto desde la perspectiva teórica como desde la perspectiva experimental. El mejor enfoque para poner en práctica las estaciones de referencia SBAS con errores mínimos de multitrayecto es el siguiente:

- a) asegurar que se selecciona una antena con características de reducción de multirrayectos;
- b) considerar el uso de técnicas de plano de tierra;
- c) asegurar que la antena está colocada en un lugar con escasos efectos de multirrayectos; y
- d) utilizar equipo y técnicas de procesamiento del receptor a fin de reducir los multirrayectos.

6.5.6 Expedición de datos GLONASS. Como el actual diseño GLONASS no proporciona un identificador definido para los conjuntos de datos de efemérides y de reloj, el SBAS utilizará un mecanismo específico para evitar ambigüedad en las aplicaciones de las correcciones de radiodifusión. Este mecanismo se explica en la Figura D-3. Las definiciones de tiempo de latencia y de intervalo de validez con los requisitos de codificación conexos figuran en el Apéndice B, 3.5.4. El usuario puede aplicar las correcciones a largo plazo recibidas únicamente si el conjunto de datos de efemérides y de reloj GLONASS utilizado a bordo se ha recibido dentro del intervalo de validez.

6.6 Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) del SBAS

6.6.1 El bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) del SBAS con respecto a un procedimiento de aproximación en particular aparece en la Tabla D-1. Este bloque es el mismo que el bloque de datos FAS del GBAS definido en el Apéndice B, 3.6.4.5, con la excepción de que el bloque de datos FAS del SBAS también contiene los datos HAL y VAL empleados para el procedimiento de aproximación descrito en 6.3.4.

6.6.2 Los bloques de datos FAS para aproximaciones con SBAS y algunas con GBAS se mantienen dentro de una base de datos de a bordo común que presta apoyo tanto a SBAS como a GBAS. Dentro de esta base de datos, las asignaciones de canal deben ser exclusivas para cada aproximación y estar coordinadas con las autoridades civiles. Los Estados son responsables de proporcionar los datos FAS que hayan de incorporarse a la base de datos.

6.6.3 El bloque FAS para un procedimiento de aproximación particular se describe en el Apéndice B, 3.6.4.5.1 y en la Tabla B-66.

Intencionalmente en blanco

Tabla D-1. Ejemplo de un bloque de datos FAS SBAS

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITOS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	REGLAS DE CODIFICACION (Nota 1)	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICION BINARIA	REPRESENTACION BINARIA (Nota 1)	REPRESENTACION HEXADECIMAL
Tipo de operacion	4	[0..15]	1	0: Procedimiento de aproximacion directa 1..15: Libre	Directo	0	m ₁ ..m ₄	0000	08
ID de proveedor de servicio SBAS	4	[0..15]	1	0: WAAS 1: SBAS 2: MSAS 3: GAGAN 4: SDCM 5..13: Libre 14: SBAS solamente 15: Todo proveedor SBAS	ESNCS	1	m ₁ ..m ₄	0001	
ID de aeropuerto	32	0..0..0..0	-	d ₁ , d ₂ , d ₃ = [0..9, A..Z] d ₄ = [-resolcion, 0..9, A..Z] D _{data} = valor ASCII 5, 3F	LFBO	LFBO	m ₁ ..m ₃₂	1' 00 001100 1' 00 000110 1' 00 000010 1' 00 001111 (Nota 2)	F0 40 80 30
Numero de pista	5	[01..36]	1	-	14	14	m ₁ ..m ₅	001110	72
Letra de pista	2	[0..3]	1	0: Ninguna letra 1: Derecha (R) 2: Centro (C) 3: Izquierda (L)	R	1	m ₁ ..m ₂	01	
Designador de performance de aproximacion	3	[0..7]	1	No utilizado para SBAS	0 (valor preestablecido)	0	m ₁ ..m ₃	000	0E
Indicador de ruta	5	0	-	d = [-resolcion, A..Z] d ≠ [y o ≠ 0]	Z	Z	m ₁ ..m ₅	11010	
Selector de datos de trayectoria de referencia	8	[0..4E]	-	No utilizado para SBAS	0 (valor preestablecido)	0	m ₁ ..m ₈	00000000	00
Identificador de trayectoria de referencia	32	0..0..0..0	-	d ₁ = [E, M, W] d ₂ , d ₃ = [0..9] d ₄ = [-resolcion, A, B, D, K, M, O, S, Z] D _{data} = valor ASCII 5, 3F	E14A	E14A	m ₁ ..m ₃₂	2' 00 000101 1' 00 100011 1' 00 110100 1' 00 000001 (Nota 2)	80 20 80 A0
Latitud LTRPTP	32	[90,0°, 90,0°]	0,0005 segseg	D _{lat} = D _{lat} → metodo de redondeo (Nota 3) D _{lat} = D _{lat} → decimal (seg) D _{lat} = D _{lat} x 2000 N: D _{lat} S: Complemento de dos (D _{lat})	D _{lat} = 43°38'36,8103" N	D _{lat} = 43°38'36,8103" N D _{lat} = 157'18,6105 seg D _{lat} = 314 237 621	m ₁ ..m ₃₂	00100101 10110101 11000010 10110101	A0 47 50 48

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITOS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	REGLAS DE CODIFICACION (Nota 1)	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICION BINARIA	REPRESENTACION BINARIA (Nota 1)	REPRESENTACION HEXADECIMAL
Longitud LTRPTP	32	[180,0°, 180,0°]	0,0005 segseg	D _{long} = D _{long} → metodo de redondeo (Nota 3) D _{long} = D _{long} → decimal (seg) D _{long} = D _{long} x 2000 E: D _{long} W: Complemento de dos (D _{long})	D _{long} = 001°20'45,3591" E	D _{long} = 001°20'45,3591" E D _{long} = 4845,359 seg D _{long} = 9 690 718	m ₁ ..m ₃₂	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 90
Altura LTRPTP	16	[512, 8041,5]	0,1m	D _{alt} = redondeo (D _{alt} resolución) D _{alt} = (D _{alt} - 512) x 10	D _{alt} = 148,74m	D _{alt} = 148,7 D _{alt} = 9 807	m ₁ ..m ₁₆	00110011 11001111	F2 08
Latitud ΔFPAP	24	[-1,0°, -1,0°]	0,0005 segseg	D _{lat} = D _{lat} → metodo de redondeo (Nota 3) D _{lat} = D _{lat} → decimal (seg) D _{lat} = D _{lat} x 2000 + : D _{lat} - : Complemento de dos (D _{lat})	D _{lat} = -0°01'37,8672"	D _{lat} = -00°01'37,8672" D _{lat} = -27,8672" D _{lat} = Complemento de dos (195795) D _{lat} = 1 658 1421	m ₁ ..m ₂₄	11111101 00000111 00101101	84 C0 BF
Longitud ΔFPAP	24	[-1,0°, -1,0°]	0,0005 segseg	D _{long} = D _{long} → metodo de redondeo (Nota 3) D _{long} = D _{long} → decimal (seg) D _{long} = D _{long} x 2000 + : D _{long} - : Complemento de dos (D _{long})	D _{long} = 0°01'41,9329"	D _{long} = 0°01'41,9329" D _{long} = 101,9329" D _{long} = 203 886	m ₁ ..m ₂₄	00000111 00011100 01011010	5A 38 C0
Aproximacion TCH	15	[0, 183,35m] [0, 3276,74]	0,05m 0,1ft	D _{tch} = redondeo (D _{tch} resolución) m: D _{tch} = D _{tch} x 20 ft: D _{tch} = D _{tch} x 10	D _{tch} = 15,00m	D _{tch} = 15,00m D _{tch} = 300	m ₁ ..m ₁₅	00000001 00101100	34 81
Selector de unidades TCH de aproximacion	1	[0, 1]	-	0: pies 1: metros	m	1	m ₁	1	
Angulo de trayectoria de plano (GPA)	16	[0, 90,00°]	0,01°	D _{gpa} = redondeo (D _{gpa} resolución) D _{gpa} = D _{gpa} x 100	D _{gpa} = 3,00°	D _{gpa} = 3,00° D _{gpa} = 300	m ₁ ..m ₁₆	00000001 00101100	34 80
Anchura de curso	8	[80,00m, 143,75m]	0,25m	D _{cur} = redondeo (D _{cur} resolución) D _{cur} = (D _{cur} - 80) x 4	D _{cur} = 105,00m	D _{cur} = 105,00m D _{cur} = 100	m ₁ ..m ₈	01100100	28
Desplazamiento de longitud Δ	8	[0, 2032m]	8m	D _{dis} = round (D _{dis} resolución) D _{dis} = (division de numero entero de D _{dis} por 8) + 1 D _{dis} = 255 - valor no proporcionado	D _{dis} = 284,89m	D _{dis} = 288m D _{dis} = 36	m ₁ ..m ₈	00100100	24

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITOS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	REGLAS DE CODIFICACION (Nota 5)	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICION BINARIA	REPRESENTACION BINARIA (Nota 1)	REPRESENTACION HEXADECIMAL
Límite de alarma horizontal (HAL)	8	[L, 50,8m]	0,2m	D_{DBW} = redondeo (D_{DB} , resolución) D_{DBR} = D_{DB} * 5	D_{DB} = 40,0m	D_{DBW} = 40,0m D_{DBR} = 200	R_{DBW} - R_{DBR}	11001000	13
Límite de alarma vertical (VAL)	8	[L, 50,8m]	0,2m	D_{DBW} = redondeo (D_{DB} , resolución) D_{DBR} = Valor * 5 D_{DBR} = 0 : no pueden utilizarse desviaciones verticales	D_{DB} = 50,0m	D_{DBW} = 50,0m D_{DBR} = 250	R_{DBW} - R_{DBR}	11111010	3F
CRC de tramo de aproximación final	32	[L, 2 ³² - 1]		D_{DBR} = resto (R(x) / Q(x))	-	-	R_{DB} - R_{DB} R_{DB} - R_{DB} R_{DB} - R_{DB} R_{DB} - R_{DB}	10101110 11000111 01100100 10011111	75 C3 26 F1 (Nota 4)

Notas:
1. El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y el primer bit que se transmite a la calculadora de CRC.
2. Los dos bits más significativos de cada byte se ponen a 0 (véanse los caracteres en negrita).
3. El método de redondeo figura en los PANS-OPS (Doc 8168) Volumen II.
4. El valor de la CRC de FAS se indica en el orden r_{31} - r_{20} - r_{19} - r_{18} - r_{17} - r_{16} - r_{15} - r_{14} , siendo r_i el i^o coeficiente del resto R(x) según lo definido en el Apéndice B, 3.9.
5. D_{DB} : valor de datos decimales, D_{DBW} : valor de datos codificados según las reglas de codificación, D_{DBR} : valor de datos codificados.

Intencionalmente en blanco

7. Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) Y sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS)

En esta sección, excepto cuando se especifique de otro modo, la referencia a la aproximación con guía vertical (APV) significa tanto APV-I como APV-II.

7.1 Descripción del sistema

7.1.1 El GBAS consta de elementos de tierra y de elementos de aeronave. Los subsistemas de tierra GBAS incluyen ordinariamente un solo transmisor VDB activo y una antena de radiodifusión, denominados estación de radiodifusión, y múltiples receptores de referencia. Los subsistemas de tierra GBAS pueden incluir múltiples transmisores y antenas VDB que comparten una sola identificación GBAS común (ID GBAS) y datos idénticos de frecuencia como de radiodifusión. El subsistema de tierra GBAS puede prestar apoyo a todos los subsistemas de aeronave dentro de su cobertura, proporcionando a la aeronave datos de aproximación, de correcciones e información de integridad para los satélites GNSS que estén a la vista. Todas las aeronaves internacionales que presten apoyo a APV deberían mantener datos de aproximación en una base de datos a bordo de la aeronave. El mensaje de tipo 4 debe radiodifundirse cuando el subsistema de tierra presta apoyo a aproximaciones de precisión de Categoría I. El mensaje de tipo 4 también debe radiodifundirse cuando el subsistema de tierra presta apoyo a aproximaciones APV si el Estado no exige que se mantengan en la base de datos de la aeronave los datos de aproximación.

Puede consultarse en el documento RTCA/DO-245, Normas mínimas de actuación del sistema de aviación para el sistema mundial de determinación de la posición/sistema de aumentación de área local (GPS/LAAS) la asignación de requisitos de actuación entre los subsistemas GBAS y la metodología para tal asignación. Las normas mínimas para la actuación operacional del equipo de a bordo GRAS están en preparación a cargo de RTCA.

7.1.2 Los subsistemas de tierra GBAS proporcionan dos servicios: el servicio de aproximación y el servicio de determinación de la posición GBAS. El servicio de aproximación suministra guía de desviación para FAS en la aproximación de precisión de Categoría I, APV, y NPA dentro del área de cobertura operacional. El servicio de determinación de la posición GBAS suministra información de la posición horizontal para prestar apoyo a las operaciones RNAV dentro del área de servicio. Los dos servicios se distinguen también por los distintos requisitos de actuación asociados a operaciones particulares a las que se presta apoyo (véase la Tabla 3.7.2.4-1), incluidos los distintos requisitos de integridad, que se examinan en 7.5.1.

7.1.3 Una característica distintiva fundamental de las configuraciones del subsistema de tierra GBAS es la presencia o ausencia de radiodifusión de parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales. Esta característica se requiere para los servicios de determinación de la posición, pero es facultativa para los servicios de aproximación. Si no se radiodifunden parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales, al subsistema de tierra le corresponde asegurar la integridad de los datos de efemérides de la fuente telemétrica sin depender de la aeronave para el cálculo y aplicación del límite de efemérides, como figura en 7.5.9.

7.1.4 GBAS. Hay múltiples configuraciones posibles para los subsistemas de tierra GBAS que se ajustan a las normas GNSS, tales como:

a) configuración que da apoyo a las aproximaciones de precisión de Categoría I solamente;

- b) configuración que da apoyo a las aproximaciones de precisión de Categoría I y APV, y además radiodifunde parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales;
- c) Configuración que presta apoyo a las aproximaciones de precisión de Categoría I, APV y al servicio de determinación de la posición GBAS, radiodifundiendo al mismo tiempo los parámetros de límite de la posición del error de efemérides mencionados en b); y
- d) una configuración que presta apoyo a APV y al servicio de determinación de la posición GBAS y se utiliza dentro del GRAS.

7.1.5 Configuraciones GRAS. Desde la perspectiva de los usuarios, un subsistema de tierra GRAS consta de uno o más subsistemas de tierra GBAS (según lo descrito en 7.1.1 a 7.1.4), cada uno con una identificación GBAS exclusiva, que proporcionan el servicio de determinación de la posición y APV siempre que sea necesario. Al utilizar múltiples estaciones de radiodifusión GBAS y radiodifundir el mensaje de tipo 101, el GRAS tiene la capacidad de prestar apoyo a operaciones en ruta mediante el servicio de determinación de la posición GBAS, al mismo tiempo que presta apoyo a operaciones de terminal, salida y APV en una región de cobertura mayor que a la que ordinariamente presta apoyo el GBAS. En algunas aplicaciones GRAS, las correcciones radiodifundidas en el mensaje de tipo 101 pueden calcularse utilizando los datos obtenidos de una red de receptores de referencia distribuidos en la región de cobertura. Esto permite detectar y atenuar errores de medición y fallas del receptor.

7.1.6 Diversidad de la trayectoria de transmisión de la VDB. Todas las estaciones de radiodifusión de un subsistema de tierra GBAS radiodifunden datos idénticos con la misma identificación GBAS por una frecuencia común. El receptor de a bordo no necesita y no puede distinguir entre mensajes recibidos de distintas estaciones de radiodifusión del mismo subsistema de tierra GBAS. Cuando el receptor está dentro de la cobertura de dos de estas estaciones de radiodifusión, recibirá y procesará ejemplares por duplicado de los mensajes en distintos intervalos de tiempo de acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA).

7.1.7 En el Apéndice B, 3.6.8.1 se analiza el interfuncionamiento de los elementos de tierra y de aeronave GBAS compatibles con RTCA/DO-253A. Los receptores GBAS que cumplen con RTCA/DO-253A no serán compatibles con los subsistemas de tierra GRAS que radiodifunden mensajes de tipo 101. Sin embargo, los receptores GRAS y GBAS que cumplen con las MOPS RTCA GRAS, serán compatibles con los subsistemas de tierra GBAS. Es posible que los SARPS para los receptores GBAS que cumplen con las normas no estén en condiciones de decodificar correctamente los datos FAS para APV transmitidos desde subsistemas de tierra GBAS. Estos receptores aplicarán FASLAL y FASVAL como si estuvieran realizando una aproximación de precisión de Categoría I. Para garantizar la seguridad de las operaciones tienen que aplicarse las restricciones operacionales pertinentes.

7.1.8 La VDB del GBAS transmite con polarización horizontal o elíptica (GBAS/H o GBAS/E). Esto permite que el proveedor del servicio adapte la radiodifusión a sus requisitos operacionales y a la comunidad de usuarios.

7.1.9 La mayoría de las aeronaves estarán equipadas con una antena receptora VDB de polarización horizontal, que puede ser utilizada para recibir la VDB del equipo GBAS/H y GBAS/E. Un subconjunto de aeronaves estará equipado de una antena de polarización vertical debido a limitaciones de instalación o consideraciones económicas. Estas aeronaves no son compatibles con el equipo GBAS/H y, por consiguiente, están limitadas a realizar operaciones basadas en GBAS a las que se presta apoyo mediante GBAS/E.

7.1.10 Los proveedores de servicios GBAS deben publicar la polarización de la señal (GBAS/H o GBAS/E) para cada instalación GBAS en la publicación de información aeronáutica (AIP). Los

explotadores de aeronaves que utilicen antenas receptoras de polarización vertical tendrán que tener en cuenta esta información cuando administran las operaciones de vuelo, incluida la planificación de los vuelos y los procedimientos de contingencia.

7.2 Características RF

7.2.1 Coordinación de frecuencias

7.2.1.1 Factores de actuación

7.2.1.1.1 Para la separación geográfica entre una estación GBAS posible, una estación VOR posible y las instalaciones actuales VOR o GBAS deben considerarse los siguientes factores:

a) el volumen de cobertura, la intensidad mínima de campo y la potencia efectiva radiada (PER) del GBAS posible, comprendido el servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona. Los requisitos mínimos para la cobertura e intensidad de campo se presentan en el Capítulo 3, 3.7.3.5.3 y 3.7.3.5.4.4, respectivamente. La PER está determinada a partir de estos requisitos;

b) el volumen de cobertura, la intensidad mínima de campo y la PER de las estaciones VOR y GBAS circundantes, comprendido el servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona. Las especificaciones de la cobertura y de la intensidad de campo del VOR figuran en el Capítulo 3, 3.3, y el texto de orientación correspondiente, en el Adjunto C;

c) la actuación de los receptores VDB, incluidos el rechazo cocanal y de canal adyacente y la inmunidad frente a desensibilización y a productos de intermodulación procedentes de señales de radiodifusión FM. Estos requisitos se Presentan en apéndice B, 3.6.8.2.2;

Tabla D-2. Relaciones [DU]_{supuestas} para proteger el VOR de las transmisiones VDB del GBAS

Desplazamiento de frecuencia	Relación [DU] _{supuesta} para proteger receptores VOR (dB)
Cocanal	26
$ f_{\text{VOR}} - f_{\text{VDB}} = 25 \text{ kHz}$	0
$ f_{\text{VOR}} - f_{\text{VDB}} = 50 \text{ kHz}$	-34
$ f_{\text{VOR}} - f_{\text{VDB}} = 75 \text{ kHz}$	-46
$ f_{\text{VOR}} - f_{\text{VDB}} = 100 \text{ kHz}$	-65

d) la actuación de los receptores VOR, incluidos el rechazo cocanal y de canal adyacente de las señales VDB. Puesto que los receptores VOR existentes no han sido específicamente diseñados para rechazar transmisiones VDB, las relaciones de señal deseada a señal no deseada (D/U) para rechazo cocanal y de canal adyacente se determinaron empíricamente. En la Tabla D-2 se resumen las relaciones de señal supuestas en base a la actuación empírica de numerosos receptores VOR diseñados para una separación entre canales de 50 kHz;

e) en zonas/regiones de congestión de frecuencias, puede requerirse una determinación precisa de la separación utilizándose criterios apropiados;

f) que entre los RPDS y los RSDS de las instalaciones GBAS se asignan sólo una vez números en una frecuencia determinada dentro del alcance de radio de un subsistema de tierra GBAS particular. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.4.3.1;

g) que entre las instalaciones GBAS dentro del alcance de radio de un subsistema de tierra GBAS particular la asignación del identificador de la trayectoria de referencia debe ser única. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.4.5.1; y

h) la identificación del GBAS de 4 caracteres para distinguir entre subsistemas de tierra GBAS. La ID GBAS es normalmente idéntica al indicador de ubicación en el aeródromo más próximo. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.3.4.1.

7.2.1.1.2 En la Tabla D-3 se muestran los balances nominales de enlace para VDB. En el primer ejemplo de la Tabla D-3 se supone un receptor del usuario a 3 000 m (10 000 ft) de altura MSL y una antena transmisora diseñada para suprimir iluminación de tierra a fin de limitar las pérdidas por desvanecimiento a un máximo de 10 dB en el borde de la cobertura. En el caso de equipo GBAS/E, se incluyen también en los 10 dB los efectos de la pérdida de señal por interferencia entre los componentes horizontal y vertical. El segundo ejemplo de la Tabla D-3 ofrece un balance de enlace para un servicio de determinación de la posición de mayor alcance. Éste es para una altura del receptor usuario suficiente como para mantener el alcance óptico de radio con una antena transmisora limitadora por trayectos múltiples. No se da margen para el desvanecimiento, ya que usualmente se supone que el receptor se encuentra a bajos ángulos de elevación de radiación y que generalmente carece de nulos significativos para las distancias que figuran en la tabla (mayores que 50 NM).

7.2.1.2 Inmunidad FM

7.2.1.2.1 Una vez identificada una frecuencia posible en la que se satisfacen los criterios de separación del GBAS y del VOR, debe determinarse la compatibilidad con las transmisiones FM. Esto debe realizarse mediante la metodología aplicada a determinar la compatibilidad del FM con el VOR. Si la radiodifusión FM infringe este criterio, debe considerarse una posible frecuencia alternativa.

7.2.1.2.2 La desensibilización no se aplica a portadoras de FM por encima de 107,7 MHz ni a canales VDB a 108,050 MHz puesto que el componente de fuera de canal de tales emisiones de alto nivel de estaciones FM por encima de 107,7 MHz interferirá con las operaciones VDB GBAS a 108,025 y 108,050 MHz, por lo que se impedirán tales asignaciones, salvo respecto a asignaciones especiales en áreas geográficas en las que el número de estaciones de radiodifusión FM en servicio es reducido y no es probable que generen interferencias en el receptor VDB.

7.2.1.2.3 Los requisitos de inmunidad de intermodulación FM no se aplican a un canal VDB que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, se impedirán las asignaciones bajo 108,1 MHz salvo respecto a asignaciones especiales en áreas geográficas en las cuales el número de estaciones de radiodifusión FM en servicio es reducido y es improbable que generen productos de intermodulación en el receptor VDB.

7.2.1.3 Metodologías para separación geográfica

7.2.1.3.1 Las metodologías indicadas en lo que sigue pueden ser utilizadas para determinar la separación geográfica requerida de GBAS a GBAS y de GBAS a VOR. Éstas dependen del mantenimiento de la relación mínima entre señal deseada a indeseada. [D/U] requerida, se define como la relación de señal destinada a proteger la señal deseada de interferencia cocanal o interferencia de canal adyacente procedente de una transmisión no deseada. Los valores de [D/U]

requerida requeridos para la protección de un receptor GBAS contra las señales indeseadas GBAS o VOR se definen en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.5 y 3.6.8.2.2.6. Los valores [D/U] requerida destinados a proteger un receptor VOR de las transmisiones VDB GBAS, como se indican en la Tabla D-2, no se definen en los SARPS y representan los valores asumidos basándose en los resultados de los ensayos.

7.2.1.3.2 La separación geográfica está limitada a preservar [D/U] requerida en el borde de la cobertura de la señal deseada cuando la potencia de la señal deseada es derivada del requisito de intensidad mínima de campo en el Capítulo 3. Este nivel de señal deseada convertida a dBm se designa como PD,min. La potencia permitida de la señal no deseada (PU, permitida) es:

$$P_{1,permitida}(dBm) = (P_{1,lim}(dBm) - [D/U]_{requerida}(dB))$$

La potencia de la señal no deseada $P_{1,}$ convertida a dBm es:

$$P_{1,}(dBm) = (Tx_{1,}(dBm) - L)(dB)$$

siendo:

$Tx_{1,}$ la potencia radiada aparente del transmisor no deseado; y

L la pérdida por transmisión del transmisor no deseado, incluida la pérdida por trayecto en el espacio libre, efectos atmosféricos y de suelo. Esta pérdida depende de la distancia entre el transmisor no deseado y el borde de la cobertura de la señal deseada.

Para garantizar que se cumple $[D/U]_{requerida}$, $P_{1,} \leq D_{1,permitida}$. En consecuencia, el límite para asignación de canal, es:

$$L(dB) \leq ([D/U]_{requerida}(dB) + Tx_{1,}(dBm) - P_{1,lim}(dBm))$$

7.2.1.3.3 Puede obtenerse la pérdida por transmisión a partir de modelos estándar de propagación publicados en la Recomendación P.528-2 de la UIT o a partir de la atenuación en espacio libre hasta el horizonte de radio y seguidamente aplicando un factor constante de atenuación de 0,5 dB/NM. Estas dos metodologías llevan a una separación geográfica ligeramente distinta para cocanal y primer canal adyacente, y una separación idéntica tan pronto como se tiene en cuenta el segundo canal adyacente. La aproximación a propagación en espacio libre se aplica en este texto de orientación.

7.2.1.4 Ejemplo de criterios de separación geográfica GBAS/GBAS

7.2.1.4.1 Para transmisiones cocanal VDB GBAS asignadas al mismo intervalo de tiempo, los parámetros de polarización horizontal son:

$[D/U] = 26$ dB (Apéndice B, 3.6.8.2.2.5.1);

$P_{1,lim} = -72$ dBm (Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4, equivalente a 215 microvolts por metro); y

$Tx_{1,} = 47$ dBm (ejemplo de balance de enlace en la Tabla D-3);

de forma que

$$L \geq (47 + 26 - (-72)) = 145 \text{ dB.}$$

7.2.1.4.2 La separación geográfica para cocanal, en asignaciones VDB GBAS al mismo intervalo se obtiene determinando la distancia a la que la pérdida de transmisión es igual a 145 dB a una altitud de receptor de 3 000 m (10 000 ft) por encima de la antena del transmisor VDB GBAS. Esta distancia es de 318 km (172 NM) si se utiliza la aproximación de atenuación en espacio libre y suponiendo una altura de antena de transmisor despreciable. La separación mínima geográfica requerida puede entonces determinarse añadiendo esta distancia a la distancia nominal entre el borde de cobertura y el transmisor GBAS, 43 km (23 NM). Esto lleva en una situación cocanal, a una distancia de reutilización en intervalo común de 361 km (195 NM).

7.2.1.5 **Orientación sobre criterios de separación geográfica GBAS/GBAS.** Aplicando la metodología descrita en lo que precede, pueden definirse los criterios ordinarios de separación geográfica para GBAS a GBAS y GBAS a VOR. En la Tabla D-4 se resumen los criterios de separación geográfica mínima requerida GBAS a GBAS resultantes.

Los criterios de separación geográfica entre los transmisores GBAS que proporcionan el servicio de determinación de la posición GBAS se encuentran en elaboración. Un valor prudente que corresponde al horizonte de radio puede utilizarse como un valor provisional para la separación entre los transmisores con frecuencias comunes a intervalos de tiempo adyacentes, para asegurar que los intervalos no se superponen.

7.2.1.6 Orientación sobre criterios de separación geográfica GBAS/VOR. En la Tabla D-5 se resumen los criterios de separación geográfica mínima GBAS/VOR basados en la misma metodología y en los volúmenes de cobertura nominal del VOR que figuran en el Adjunto C.

Al determinar la separación geográfica entre VOR y GBAS, siendo la señal del VOR la deseada se tiene generalmente el caso limitador de una altitud mayor protegida de la región de cobertura VOR.

Pueden obtenerse los requisitos de separación geográfica reducida utilizando los modelos estándar de propagación definidos en la Recomendación P.528-2 de la UIT-R.

7.2.2 Están en preparación los criterios de separación geográfica para comunicaciones GBAS/ILS y GBAS/VHF.

7.2.3 **Compatibilidad con el ILS.** Hasta que se elaboren nuevos criterios de compatibilidad para VDB GBAS e ILS, la VDB no debe ser asignada a canales por debajo de 112,025 MHz. Si hay un ILS con una frecuencia alta asignada en el mismo aeropuerto en el que una VDB tenga una frecuencia cerca de 112 MHz, es necesario considerar la compatibilidad entre ILS y VDB. Entre los aspectos por considerar para la asignación de canales VDB se incluye la separación de frecuencias entre el ILS y VDB, la distancia de separación entre el área de cobertura ILS y VDB, las intensidades de campo de VDB e ILS y la sensibilidad de VDB e ILS. En el caso de equipo GBAS con potencia de transmisión hasta de 150 W (GBAS/E), 100 W para componente horizontal y 50 W para componente vertical o 100 W (GBAS/H) el canal 16° (y más allá) estará por debajo de -106 dBm a una distancia de 200 m del transmisor VDB, incluido un margen para una reflexión positiva de +5 dB. Esta cifra de -106 dBm supone una señal de localizador de -86 dBm a la entrada del receptor ILS y una relación señal/ruido mínima de 20 dB.

7.2.4 Compatibilidad con comunicaciones VHF. En el caso de asignaciones VDB GBAS por encima de 116,400 MHz, es necesario considerar la compatibilidad entre comunicaciones VHF y VDB GBAS. Entre los aspectos por considerar para la asignación de estos canales VDB se incluye la separación de frecuencia entre la comunicación VHF y VDB, la distancia de separación entre los transmisores y las áreas de cobertura, las intensidades de campo, la polarización de la señal VDB y la sensibilidad de VDB y VHF. Deben considerarse tanto el equipo de aeronave como el equipo de comunicaciones VHF de tierra. Para equipo GBAS/E con una potencia máxima de transmisor de hasta 150 W (100 W para componente horizontal y 50 W para componente vertical), el canal 64° (y más allá) estará por debajo de -120 dBm a una distancia de 200 m del transmisor VDB incluido un margen para una reflexión positiva de +5 dB. En el caso de equipo GBAS/H con una potencia máxima de transmisor de 100 W, el canal 32° (y más allá) estará por debajo de -120 dBm a una distancia de 200 m del transmisor VDB incluido un margen para una reflexión positiva de +5 dB y un aislamiento de polarización de 10 dB. Debe observarse que por las diferencias en las máscaras de transmisor VDB y VDL, debe realizarse un análisis por separado para asegurarse de que VDL no interfiere con VDB.

Tabla D-3. Balance nominal de enlace VDB

Elementos de enlace VDB		Componente vertical		Componente horizontal	
Para servicios de aproximación		en el borde de la cobertura		en el borde de la cobertura	
Sensibilidad requerida del receptor (dBm)		-87		-87	
Pérdida máxima de implantación de aeronave (dB)		11		15	
Nivel de potencia después de la antena de aeronave (dBm)		-76		-72	
Margen operativo (dB)		3		3	
Margen de desvanecimiento (dB)		10		10	
Pérdida por trayecto libre en el espacio (dB) a 43 km (23 NM)		106		106	
Potencia efectiva radiada nominal (ERP) (dBm)		43		47	
Para un alcance mayor y un ángulo de radiación bajo asociado al servicio de determinación de la posición		Componente vertical		Componente horizontal	
Sensibilidad requerida del receptor (dBm)		-87		-87	
Pérdida máxima de implantación de aeronave (dB)		11		15	
Nivel de potencia después de la antena de aeronave (dBm)		-76		-72	
Margen operativo (dB)		3		3	
Margen de desvanecimiento (dB)		0		0	
Potencia efectiva radiada nominal (ERP) (dBm)					
Alcance (km (NM))	Pérdida por trayecto libre en el espacio (dB)	ERP (dBm)	ERP (W)	ERP (dBm)	ERP (W)
93 (50)	113	39,9	10	43,9	2,5
185 (100)	119	45,9	39	49,9	9,8
278 (150)	122	49,4	87	53,4	21,9
390 (200)	125	51,9	155	55,9	38,9

Notas:—

1. En esta tabla, se hace referencia a la ERP en relación con un modelo de antena isotrópica.
2. Con una antena transmisora VDB Omnidireccional por trayectos múltiples colocada en forma apropiada con una ERP suficiente que cumpla los requisitos de intensidad de campo para el servicio de aproximación y teniendo en cuenta las limitaciones topográficas locales, también es posible cubrir los requisitos de intensidad de campo de forma que se tenga el servicio de determinación de la posición con los alcances de esta tabla.
3. La pérdida real de implantación de aeronave (incluida la ganancia de antena, la pérdida por desvanecimiento, la pérdida de cable, etc.) y la sensibilidad efectiva del receptor pueden equilibrarse para lograr el balance de enlace esperado. Por ejemplo, si la pérdida de implantación de aeronave para la componente horizontal es 19 dB, la sensibilidad del receptor debe superar el requisito mínimo y alcanzar -97 dBm para cubrir el balance nominal de enlace.

Tabla D-4. Criterios de asignación ordinaria de frecuencias GBAS/GBAS

Canal de VDB no deseada en los mismos intervalos de tiempo	Pérdida de trayectoria (dB)	Separación mínima geográfica requerida para $T_x = -47$ dBm y $P_{\text{Deseada}} = -72$ dBm en km (NM)
Cocanal	145	361 (195)
1 ^{er} canal adyacente (± 25 kHz)	101	67 (36)
2 ^{er} canal adyacente (± 50 kHz)	76	44 (24)
3 ^{er} canal adyacente (± 75 kHz)	73	Sin restricción
4 ^{er} canal adyacente (± 100 kHz)	73	Sin restricción

Nota.— No se prevé ninguna restricción geográfica a los transmisores con frecuencias contiguas, a intervalos de tiempo adyacentes, a condición de que la antena transmisora de VDB no deseada está situada por lo menos a 200 metros de las directas en las que la señal deseada tiene una intensidad de campo máxima.

Tabla D-5. Mínima separación geográfica requerida para una de cobertura VOR [nivel de 12 000 m (40 000 ft)]

Canal de VDB GBAS no deseada	Pérdida de trayectoria (dB)	Radio de cobertura VOR		
		342 km (185 NM)	300 km (162 NM)	167 km (90 NM)
Cocanal	152	892 km (481 NM)	830 km (458 NM)	717 km (386 NM)
$ f_{\text{Canal}} - f_{\text{Señal}} = 25$ kHz	126	774 km (418 NM)	732 km (395 NM)	599 km (323 NM)
$ f_{\text{Canal}} - f_{\text{Señal}} = 50$ kHz	92	351 km (189 NM)	309 km (166 NM)	176 km (94 NM)
$ f_{\text{Canal}} - f_{\text{Señal}} = 75$ kHz	80	344 km (186 NM)	302 km (163 NM)	169 km (91 NM)
$ f_{\text{Canal}} - f_{\text{Señal}} = 100$ kHz	61	Sin restricción	Sin restricción	Sin restricción

Nota.— Los cálculos se basan en la frecuencia de referencia de 112 MHz y suponen $GBAS T_x = -47$ dBm y VOR $P_{\text{Deseada}} = -79$ dBm.

7.2.5 En el caso de un subsistema de tierra GBAS que solamente transmite una señal horizontalmente polarizada, el requisito de lograr la potencia asociada a la sensibilidad mínima se satisface directamente mediante el requisito de intensidad de campo. En el caso de un subsistema de tierra GBAS que transmite un componente elípticamente polarizado, el desplazamiento ideal de fase entre los componentes HPCOL y VPCOL es de 90°. Para asegurar que se mantiene en todo el volumen de cobertura GBAS una potencia recibida adecuada, durante maniobras normales de la aeronave, debe diseñarse el equipo transmisor para radiar los componentes de señal HPCOL y VPCOL con un desplazamiento de fase RF de 90°. Este desplazamiento de fase debe ser uniforme en el tiempo y en consonancia con las condiciones ambientales. Deben tenerse en cuenta las desviaciones de los 90° nominales en el diseño del sistema y en el balance de enlace de forma que cualquier desvanecimiento debido a pérdida de polarización no ponga en peligro la sensibilidad mínima del receptor. En los procedimientos para calificación del sistema y de inspección en vuelo se tendrá en cuenta una variación admisible de desplazamiento de fase en consonancia con mantener el nivel apropiado de la señal en todo el volumen de cobertura GBAS. Un método para asegurar la intensidad de campo tanto horizontal como vertical es emplear una sola antena VDB que transmite una señal elípticamente polarizada e inspeccionar en vuelo la intensidad efectiva de campo de las señales vertical y horizontal en el volumen de cobertura.

7.3 Cobertura

7.3.1 La cobertura GBAS para prestar apoyo a los servicios de aproximación se ilustra en la Figura D-4. Cuando se radiodifunden parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales, las correcciones diferenciales pueden utilizarse únicamente dentro de la distancia de uso máxima (D_{max}) definida en el mensaje de tipo 2. De ser posible, es ventajoso para las operaciones proporcionar guía válida a lo largo del trazo visual de una aproximación.

7.3.2 La cobertura requerida para prestar apoyo al servicio de determinación de la posición GBAS depende de las operaciones concretas que se prevén. Para este servicio, se prevé que la cobertura óptima sea omnidireccional para servir de apoyo a las operaciones en que usa el servicio de determinación de la posición GBAS y que se realizan fuera del volumen de cobertura de la

aproximación de precisión. Cada Estado es responsable de determinar un área de servicio para el servicio de determinación de la posición GBAS y de asegurar que se satisfacen los requisitos del Capítulo 3, 3.7.2.4. Cuando se efectúa esa determinación, deberían considerarse las características del receptor GNSS libre de fallas, incluida la reversión a la integridad basada en ABAS en el caso de pérdida del servicio de determinación de la posición GBAS.

7.3.3 El límite para la utilización de la información del servicio de determinación de la posición GBAS se obtiene mediante la distancia de uso máxima ($D_{m\acute{a}x}$) que define la gama dentro de la cual la integridad requerida está asegurada y las correcciones diferenciales pueden utilizarse tanto para el servicio de determinación de la posición como para las aproximaciones de precisión. No obstante, $D_{m\acute{a}x}$ no delinea el área de cobertura en que se cumplen los requisitos de intensidad de campo que figuran en el Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4, ni coincide con esta área. En consecuencia, las operaciones basadas en el servicio de determinación de la posición GBAS pueden fundarse únicamente en las áreas de cobertura (en que se satisfacen los requisitos de intensidad de campo) dentro de la gama de la $D_{m\acute{a}x}$.

7.3.4 Puesto que el área deseada de cobertura de un servicio de determinación de la posición GBAS puede ser mayor que la que puede proporcionar una sola estación de radiodifusión GBAS, es posible utilizar una red de estaciones de radiodifusión GBAS para proporcionar la cobertura. Estas estaciones pueden radiodifundir por una sola frecuencia y utilizar distintos intervalos de tiempo (8 disponibles) en estaciones vecinas para evitar interferencia o bien pueden radiodifundir por distintas frecuencias. En la Figura D-4A se expone en detalle la forma en que el uso de distintos intervalos de tiempo permite que se utilice una sola frecuencia sin interferencia, siempre que se cumplan las condiciones de tiempo de guarda indicadas en el Apéndice B, Tabla B-59. Para una red basada en distintas frecuencias VHF, deben considerarse los textos de orientación que figuran en 7.17.

7.4 Estructura de datos

En la Figura D-5 se muestra un codificador/decodificador secreto de bits.

En el documento RTCA/DO-246B, Sistema de aumentación de área local (LAAS) — Documento de control de interfaz de la señal en el espacio (ICD) para aproximaciones de precisión basadas en el GNSS figura información adicional sobre la estructura de datos de la radiodifusión VHF de datos.

7.5 Integridad

7.5.1 Para las operaciones de aproximación de precisión y las operaciones basadas en el servicio de determinación de la posición GBAS se especifican niveles de integridad diferentes. El riesgo de integridad de la señal en el espacio para la Categoría I es 2×10^{-7} por aproximación. Los subsistemas de tierra GBAS que también están destinados a prestar apoyo a otras operaciones usando el servicio de determinación de la posición GBAS también tienen que satisfacer el requisito de riesgo de integridad de la señal en el espacio especificado para las operaciones de área terminal, que es de 1×10^{-7} /hora (Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1). Por lo tanto se necesitan mediciones adicionales para cumplir con estos requisitos más rigurosos del servicio de determinación de la posición. Se asigna al riesgo de integridad de la señal en el espacio un valor entre el riesgo de la integridad del subsistema de tierra y el riesgo de la integridad del nivel de protección. La asignación de riesgo de integridad del subsistema de tierra cubre las fallas del subsistema de tierra y las fallas de la constelación principal y del SBAS, tales como las fallas de calidad de la señal y las fallas de efemérides. La asignación de riesgo de integridad de nivel de protección cubre los riesgos raros de actuación sin fallas y el caso de fallas en una de las mediciones del receptor de referencia. En ambos casos las ecuaciones para nivel de protección aseguran que se tienen en cuenta los efectos

de la geometría de los satélites utilizados por el receptor de aeronave. Esto se describe con más detalles en los párrafos siguientes.

7.5.2 El subsistema de tierra GBAS define una incertidumbre de error de pseudodistancia corregido respecto al error relativo al punto de referencia GBAS ($\cdot pr_{gnd}$) y a los errores consiguientes a la descorrelación espacial en sentido vertical ($\cdot tropo$) y horizontal ($\cdot iono$). El modelo de estas incertidumbres sigue las varianzas de distribuciones normales de promedio cero que describen estos errores para cada fuente telemétrica.

7.5.3 Cada una de las incertidumbres de error descritas anteriormente son utilizadas por el receptor para calcular un modelo de error en la solución de navegación. Esto se efectúa proyectando los modelos de error de pseudodistancia al dominio de la posición. Los métodos generales para determinar que la varianza modelo es adecuada para garantizar el riesgo de integridad del nivel de protección se describen en la Sección 14. El nivel de protección lateral (LPL) proporciona un límite del error de posición lateral con una probabilidad obtenida a partir del requisito de integridad. De modo análogo, el nivel de protección vertical (VPL) proporciona un límite a la posición vertical. Para aproximaciones de precisión de Categoría I y APV, si el LPL calculado excede del límite de alerta lateral (LAL) o el VPL excede del límite de alerta vertical (VAL), la integridad no es adecuada para prestar apoyo a la operación. Para el servicio de determinación de la posición, los límites de alerta no se definen en las normas y sólo se requiere calcular y aplicar el nivel de protección horizontal y los límites de posición del error de efemérides. Los límites de alerta se determinarán basándose en la Operación que se realiza. La aeronave aplicará el nivel de protección horizontal y los límites de la posición del error de efemérides calculados verificando que sean inferiores a los límites de alerta. Se definen dos niveles de protección, uno para atender a la condición de que todos los receptores de referencia estén libres de falla (H0 — Condiciones de medición normales), y uno para atender a la condición de que uno de los receptores de referencia incluya mediciones que han fallado (H1 — Condiciones de medición con falla). Adicionalmente, el límite de la posición del error de efemérides proporciona un límite respecto del error de la posición debido a fallas en la efemérides de la fuente telemétrica. Para las aproximaciones de precisión de Categoría I y APV, se definen un límite de error lateral (LEB) y un límite de error vertical (VEB). Para el servicio de determinación de la posición, se define un límite de error de efemérides horizontal (HEB).

7.5.4 Contribución del sistema de tierra al error de pseudodistancia corregido ($\cdot pr_{gnd}$). Entre las fuentes de error que contribuyen a este error se incluyen el ruido del receptor, multitrayectos, y errores de calibración del centro de fase de la antena. El ruido del receptor tiene un error de distribución normal de promedio cero, mientras que los multitrayectos y la calibración del centro de fase de la antena pueden llevar a un menor error medio.

7.5.5 Errores troposféricos residuales. Los parámetros troposféricos se radiodifunden en mensajes de tipo 2 para modelar los efectos de la troposfera cuando la aeronave está a una altura distinta del punto de referencia GBAS. Este error puede ser bien caracterizado por una distribución normal de promedio cero.

7.5.6 Errores ionosféricos residuales. Un parámetro ionosférico se radiodifunde en mensajes de tipo 2 para modelar los efectos de la ionosfera entre el punto de referencia GBAS y la aeronave. Este error puede estar bien caracterizado mediante una distribución normal de promedio cero.

7.5.7 Contribución del receptor de aeronave al error de pseudodistancia corregido. La contribución del receptor está limitada según lo descrito en la Sección 14. La contribución máxima utilizada para

el análisis por el proveedor de GBAS, puede tomarse del requisito de exactitud por el que se supone que σ_{receptor} es igual a RMSpr_air para el equipo A de designador de exactitud a bordo del GBAS.

7.5.8 Error de multitrayectos causado por la célula. En el Apéndice B, 3.6.5.5.1 se define la contribución del error por multitrayectos de la célula. No se incluyen los errores por multitrayectos provenientes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia demuestra que estos errores no son despreciables, entonces deben tenerse en cuenta en las operaciones, o mediante la inflación de la radiodifusión de parámetros por tierra (p. ej., $\sigma_{\text{pr_gnd}}$).

7.5.9 Incertidumbre de error de efemérides. Los errores de pseudodistancia que resultan de errores de efemérides (definidos como una discrepancia entre la posición de satélite verdadera y la posición de satélite determinada a partir de los datos de radiodifusión) están espacialmente descorrelacionados y, en consecuencia, serán diferentes para receptores emplazados en distintos lugares. Cuando los usuarios están relativamente cerca del punto de referencia GBAS, el error diferencial residual debido a los errores de efemérides será pequeño y tanto las correcciones como los parámetros de incertidumbre spr_gnd enviados por el subsistema terrestre serán válidos para corregir mediciones en bruto y calcular los niveles de protección. Para los usuarios que están más lejos del punto de referencia GBAS, la protección contra fallas de efemérides puede asegurarse de dos maneras diferentes:

- a) el subsistema de tierra no transmite parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales. En este caso, el subsistema de tierra es responsable de asegurar la integridad en caso de fallas de efemérides de satélite sin depender del cálculo ni de la aplicación del límite de efemérides por la aeronave. Esto puede imponer una restricción respecto de la distancia entre el punto de referencia GBAS y la altitud/altura de decisión dependiendo de los medios del subsistema de tierra para detectar las fallas de efemérides de la fuente telemétrica. Uno de los medios de detección consiste en utilizar la radiodifusión de información de integridad de satélite mediante el SBAS; y
- b) el subsistema de tierra transmite los parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales que permiten al receptor de a bordo calcular un límite de error de efemérides. Estos parámetros son: los coeficientes que se emplean en las ecuaciones del límite de la posición del error de efemérides ($K_{\text{md_e}}()$, en que el subíndice $()$ significa "GPS", "GLONASS", "POS", "GPS" o "POS", "GLONASS"), la distancia de uso máxima para las correcciones diferenciales ($D_{\text{máx}}$) y los parámetros de descorrelación de efemérides (P). El parámetro de descorrelación de efemérides (P) en el mensaje de tipo 1 o de tipo 101 caracteriza el error residual como una función de distancia entre el punto de referencia GBAS y la aeronave. El valor de P se expresa en m/m. El subsistema de tierra determina los valores de P para cada satélite. Uno de los principales factores que influye en los valores P es el diseño del monitor del subsistema de tierra. La calidad del monitor de tierra estará definida por el error de efemérides más pequeño [o error mínimo detectable (MDE)] que puede detectar. La relación entre el parámetro P y el MDE para un satélite en particular puede aproximarse aplicando $P_i = \text{MDE}_i / R_i$, siendo R_i la más pequeña de las gamas previstas desde las antenas del receptor de referencia del subsistema de tierra para el período de validez de P_i . Como dependen de la geometría del satélite, los valores de los parámetros P varían lentamente. No obstante, no es necesario que el subsistema de tierra haga que P varíe dinámicamente. Pueden enviarse parámetros P estáticos si aseguran adecuadamente la integridad. En este caso, la disponibilidad se degradaría levemente. En general, a medida que el MDE se reduce, la disponibilidad general del GBAS aumenta.

7.5.10 Vigilancia del error/falla de efemérides. Hay varios tipos de vigilancia para detectar los errores/fallas de efemérides. Entre ellos están los siguientes:

- a) Base larga. Este tipo de vigilancia requiere que el subsistema de tierra use receptores separados por grandes distancias para detectar errores de efemérides que no son observables con un sólo receptor. Con bases más largas mejora la actuación en términos de MDE;
- b) SBAS. Como la aumentación SBAS vigila la actuación de los satélites, comprendidos los datos de efemérides, la radiodifusión de información de integridad por el SBAS puede utilizarse como indicación de la validez de efemérides. El SBAS usa los receptores del subsistema de tierra instalados en bases muy largas; en consecuencia, se obtiene la actuación óptima para la vigilancia de efemérides y, por ende, los MDE son pequeños; y
- c) Vigilancia de datos de efemérides. Este enfoque requiere comparar las efemérides de radiodifusión durante órbitas de satélite consecutivas. Se supone que la única amenaza de falla se debe a una falla en la carga de efemérides desde la red de control de tierra de la constelación. Las fallas debidas a maniobras de satélite que no han sido ordenadas deben ser suficientemente improbables como para asegurar que este método proporciona la integridad requerida.

7.5.10.1 El diseño del monitor (por ejemplo, el MDE que se logra) debe basarse en los requisitos de riesgo de integridad y el modelo de falla contra el cual dicho monitor, según lo previsto, protege. Un límite en el régimen de falla de efemérides GPS puede determinarse conforme a los requisitos de fiabilidad definidos en el Capítulo 3, 3.7.3.1.3, ya que este tipo de error de efemérides podría traducirse en una falla de servicio importante.

7.5.10.2 El segmento de control GLONASS vigila los parámetros de efemérides y de hora y, ante una situación anormal, inicia la entrada del nuevo mensaje de navegación correcto. Las fallas de los parámetros de efemérides y de hora no sobrepasan 70 metros de errores de telemetría. El régimen de falla de satélite GLONASS, incluyendo las fallas de parámetro de efemérides y de hora, no excede de 4×10^{-5} por satélite por hora.

7.5.11 Los subsistemas de tierra GBAS ordinarios procesan mediciones desde 2 hasta 4 receptores de referencia instalados en la vecindad inmediata del punto de referencia. El receptor de aeronave está protegido contra una condición de error o falla grande en un solo receptor de referencia mediante el cálculo y la aplicación de los parámetros B de los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 para comparar los datos procedentes de diversos receptores de referencia. Por otro lado, las arquitecturas del sistema con redundancia suficientemente elevada en las mediciones del receptor de referencia pueden emplear algoritmos de procesamiento capaces de identificar un error o falla grande en uno de los receptores. Esto puede aplicarse a una red GRAS con receptores distribuidos en un área amplia y con suficiente densidad de puntos de penetración ionosférica para distinguir los errores del receptor de los efectos ionosféricos. Entonces la integridad puede alcanzarse utilizando solamente los niveles de protección para condiciones de medición normales (VPLH0 y LPLH0), con valores apropiados para K_{ffmd} y $\cdot pr_gnd$. Esto puede lograrse utilizando el mensaje de tipo 101 con exclusión de los parámetros B.

7.6 Continuidad de servicio

7.6.1 **Designador de continuidad e integridad de tierra.** El designador de continuidad e integridad de tierra (GCID) proporciona una clasificación de los subsistemas de tierra GBAS. El subsistema de tierra satisface los requisitos para aproximaciones de precisión de Categoría I o APV cuando el GCID se pone a 1. Los valores 2, 3 y 4 GCID están previstos en apoyo de operaciones

del futuro con requisitos que sean más estrictos que para operaciones de Categoría I. El objetivo del GCID es dar una indicación de la condición del subsistema de tierra por utilizar cuando una aeronave selecciona una aproximación. No se tiene el objetivo de substituir o suplir una indicación instantánea de integridad comunicada en un mensaje de tipo 1 o de tipo 101. El GCID no proporciona ninguna indicación acerca de la capacidad del subsistema de tierra para prestar apoyo al servicio de determinación de la posición.

7.6.2 Continuidad de servicio del subsistema de tierra. Los subsistemas de tierra GBAS deben satisfacer la continuidad prescrita en el Apéndice B del Capítulo 3, 3.6.7.1.3, para prestar apoyo a las aproximaciones de precisión de Categoría I y APV. Los subsistemas de tierra GBAS destinados a prestar apoyo también a otras operaciones mediante el servicio de determinación de la posición GBAS deberían satisfacer la continuidad mínima requerida para las operaciones de área terminal, que es $1 \cdot 10^{-4}$ /hora (Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1). Cuando la continuidad requerida de aproximación de precisión de Categoría I o APV ($1 \cdot 8 \times 10^{-6}/15$ segundos) se convierte en un valor por hora, no cumple con el requisito de continuidad mínima de $1 \cdot 10^{-4}$ /hora. En consecuencia, se necesitan medidas adicionales para satisfacer la continuidad requerida para otras operaciones. Una manera de mostrar conformidad con este requisito consiste en suponer una aplicación a bordo que usa tanto el GBAS como el ABAS para proporcionar redundancia y, que el ABAS ofrece precisión suficiente para la operación prevista.

7.7 Selección de canal GBAS

7.7.1 Se utilizan los números de canal en GBAS para facilitar una interfaz entre el equipo de aeronave y la señal en el espacio que esté en armonía con interfaces para el ILS y el MLS. La integración del puesto de pilotaje y de la interfaz de la tripulación para el GBAS puede o no basarse en la entrada del número de canal de cinco dígitos. También es posible una interfaz basada en la selección de la aproximación mediante una función de gestión de vuelo similar a lo que actualmente se practica con el ILS. El número de canal GBAS puede almacenarse en una base de datos de navegación de a bordo como parte de una aproximación con nombre. Puede seleccionarse la aproximación por su nombre y el número de canal puede proporcionarse automáticamente al equipo que debe seleccionar los datos de aproximación GBAS adecuados a partir de los datos de radiodifusión. De manera similar, el uso del servicio de determinación de la posición GBAS puede basarse en la selección de un número de canal de 5 dígitos. Esto facilita la realización de operaciones que no sean las aproximaciones definidas por los datos FAS. Para facilitar la sintonización de frecuencia, pueden proporcionarse en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 los números de canal GBAS para subsistemas de tierra GBAS vecinos que presten apoyo al servicio de determinación de la posición.

7.7.2 Se asigna un número de canal en la gama de 20 001 a 39 999 cuando se radiodifunden datos FAS en el mensaje de tipo 4. Se asigna un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999 cuando los datos FAS asociados a una APV se obtienen a partir de la base de datos de a bordo.

7.8 Selector de datos de trayectoria de referencia y selector de datos de estación de referencia

Un plan de correspondencia proporciona una asignación exclusiva de un número de canal a cada aproximación GBAS. El número de canal consta de cinco caracteres numéricos en la gama de 20 001 a 39 999. El número de canal permite que el subsistema de a bordo GBAS sintonice la frecuencia correcta y seleccione el bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) que define la aproximación deseada. Se selecciona el bloque de datos FAS correcto mediante el selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) que está incluido como parte de los datos de definición de FAS en el mensaje de tipo 4. En la Tabla D-6 se muestran ejemplos de la relación entre el número de canal, frecuencia y RPDS. El mismo plan de correspondencia se aplica a la selección del servicio de determinación de la posición mediante el selector de datos de estación de referencia

(RSDS). El RSDS se radiodifunde en el mensaje de tipo 2 y permite la selección de un subsistema de tierra GBAS específico que proporciona el servicio de determinación de la posición. Para los subsistemas de tierra GBAS que no ofrecen el servicio de determinación de la posición y radiodifunden los datos de efemérides adicionales, el RSDS se codifica con un valor de 255. Toda radiodifusión de RPDS y RSDS efectuada por el subsistema de tierra tiene que ser exclusiva en la frecuencia de radiodifusión dentro del alcance de radio de la señal. El valor RSDS no debe ser igual a ninguno de los valores RPSD de radiodifusión.

7.9 Asignación de RPDS y RSDS por el proveedor de servicio

Las asignaciones de RPDS y RSDS deben ser controladas para evitar la utilización doble de números de canal dentro de la región de protección para la frecuencia de radiodifusión de datos. Por consiguiente, el proveedor de servicio GBAS debe asegurarse de que se asigna solamente una vez el RPDS y el RSDS a determinada frecuencia dentro del alcance de radio de un subsistema particular de tierra GBAS. Deben administrarse las asignaciones de RPDS y RSDS junto con las asignaciones de frecuencias, así como los intervalos de tiempo para la radiodifusión de datos VHF.

7.10 Identificación de GBAS

Se utiliza la identificación (ID) del GBAS para identificar inequívocamente un subsistema de tierra GBAS que radiodifunde por una determinada frecuencia dentro de la región de cobertura del GBAS. La aeronave navegará utilizando la radiodifusión de datos de una o más estaciones de radiodifusión GBAS de un solo subsistema de tierra GBAS (según lo identificado por una identificación GBAS común).

7.11 Trayectoria del tramo de aproximación final (FAS)

7.11.1 La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de cruce del umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). Se determinan estos parámetros a partir de los datos proporcionados en un bloque de datos FAS dentro de un mensaje de tipo 4 o en la base de datos de a bordo. En la Figura D-6 se ilustra la relación entre estos parámetros y la trayectoria FAS.

7.11.1.1 Los bloques de datos FAS para aproximaciones SBAS y algunas GBAS se mantienen dentro de una base de datos de a bordo común que presta apoyo tanto a SBAS como a GBAS. Los Estados son responsables de proporcionar los datos FAS en apoyo de procedimientos APV cuando no se radiodifunde el mensaje de tipo 4. Estos datos comprenden los parámetros que figuran en el bloque FAS, el RSDS, y la frecuencia de radiodifusión asociada. En el Apéndice B, 3.6.4.5.1 y en la Tabla B-66 se describe el bloque FAS para un procedimiento de aproximación particular.

Tabla D-6. Ejemplos de asignación de canal

Número de canal (N)	Frecuencia en MHz (F)	Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) o Selector de datos de la estación de referencia (RSDS)
20 001	108,025	0
20 002	108,05	0
20 003	108,075	0
....
20 397	117,925	0
20 398	117,95	0
20 412 (Nota)	108,025	1
20 413	108,05	1
....

Nota.— No pueden asignarse los canales 20 398 y 20 412 porque los algoritmos de canal les hacen corresponder a frecuencias fuera de la gama de 108,025 MHz y 117,950 MHz. Ocurre una "laguna" similar en las asignaciones de canal de cada transición RPDS.

7.11.2 Definición de trayectoria FAS

7.11.2.1 Orientación lateral. El LTP/FTP está ordinariamente en el umbral de la pista o cerca del umbral. Sin embargo, para satisfacer las necesidades operacionales o las limitaciones materiales, el LTP/FTP puede no estar en el umbral. Se utiliza el FPAP conjuntamente con el LTP/FTP para definir el plano de referencia lateral en la aproximación. Para una aproximación en línea recta alineada con la pista, el FPAP estará en el extremo de parada de la pista o más allá. El FPAP no se sitúa antes del extremo de parada de la pista.

7.11.2.2 Desplazamiento de longitud. El desplazamiento de longitud define la distancia desde el extremo de la pista al FPAP. Se proporciona este parámetro para que el equipo de aeronave pueda calcular la distancia al extremo de la pista. Si no se regula el desplazamiento de longitud a un valor apropiado para indicar el extremo de la pista relativo al FPAP, el proveedor de servicio debería asegurarse de que el parámetro está codificado como "no se proporciona".

7.11.2.3 Orientación vertical. Se define la vertical local para la aproximación como la normal a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP y puede diferir significativamente del vector de gravedad local. El plano horizontal local para la aproximación se define como un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir tangente a la elipsoide en el LTP/FTP). El punto de cruce de referencia (DCP) es un punto a una altura determinada por la TCH por encima del LTP/FTP. Se define la trayectoria FAS como una línea con un ángulo (definido por el GPA) relativo al plano horizontal local que pasa por el DCP. El GPIIP es el punto en que la trayectoria de aproximación final intercepta el plano horizontal local. El GPIIP puede en realidad estar por encima o por debajo de la superficie de la pista dependiendo de la curvatura de la pista.

7.11.3 Cálculos de desviación "similares a ILS". Para fines de compatibilidad con los diseños actuales de aeronave, es de desear que el equipo de aeronave produzca datos de salida de información de guía en forma de desviaciones relativas a una trayectoria de vuelo deseada definida por la trayectoria FAS. En el mensaje de tipo 4 se incluyen parámetros que prestan apoyo al cálculo de desviaciones que estén en consonancia con las instalaciones ILS típicas.

7.11.3.1 Definición de desviación lateral. También se ilustra en la Figura D-6 la relación entre el FPAP y el origen de las desviaciones angulares laterales. El parámetro de anchura de rumbo y el FPAP se utilizan para definir el origen y la sensibilidad de las desviaciones laterales. Ajustando el emplazamiento del FPAP y del valor de la anchura de rumbo, la anchura de rumbo y la sensibilidad de un GBAS pueden ponerse a los valores deseados. Pueden ponerse para que coincidan con la anchura de rumbo y con la sensibilidad de un ILS o MLS existente. Esto puede ser necesario, por ejemplo, para la compatibilidad con las actuales ayudas visuales de aterrizaje.

7.11.3.1.1 Referencia de desviación lateral. El plano de referencia para desviación lateral es el plano en el que se incluyen el LTP/FTP, el FPAP y un vector normal a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. La desviación lateral rectilínea es la distancia de la posición calculada de la aeronave a partir del plano de referencia de desviación lateral. La desviación lateral angular es un desplazamiento angular correspondiente por referencia al punto de referencia de azimut GBAS (GARP). Se define el GARP como un punto más allá del FPAP a lo largo del eje reglamentario a un valor de distancia de separación fija de 305 m (1 000 ft).

7.11.3.1.2 Sensibilidad de desplazamiento lateral. El equipo de aeronave determina la sensibilidad de desplazamiento lateral a partir de la anchura de rumbo proporcionada en el bloque de datos FAS. El proveedor de servicio es responsable de reglar el parámetro de anchura de rumbo a un valor que lleve al ángulo apropiado para la deflexión completa de escala (es decir 0,155 DDM o 150 μ A) teniendo en cuenta todas las limitaciones de las operaciones.

7.11.3.2 Desviaciones verticales. El equipo de aeronave calcula las desviaciones verticales respecto al punto de referencia de elevación GBAS (GERP). El GERP puede estar en el GPIIP o desplazado lateralmente de GPIIP por un valor fijo de desplazamiento GERP de 150 m. El uso del GERP desplazado permite desviaciones de trayectoria de planeo para producir los mismos efectos hiperbólicos que son características normales del ILS y MLS (por debajo de los 200 ft). El equipo de aeronave toma la decisión de desplazar o no el GERP de conformidad con los requisitos en virtud de la compatibilidad con los sistemas de aeronave existentes. Los proveedores de servicio deben ser conscientes de que los usuarios pueden calcular las desviaciones verticales utilizando un GERP que esté situado en uno u otro lugar. Se establece automáticamente la sensibilidad de las desviaciones verticales en el equipo de aeronave en función del GPA. La relación especificada entre el GPA y la deflexión de escala completa (FSD) de la sensibilidad de desviación vertical es: $FSD=0,25 \cdot GPA$. El valor 0,25 es el mismo que para el MLS (Adjunto G, 7.4.1.2) y difiere ligeramente del valor nominal de 0,24 recomendado para el ILS (Capítulo 3, sección 3.1.5.6.2). Sin embargo, el valor especificado está perfectamente dentro de las tolerancias recomendadas para el ILS (0,2 a 0,28). Por consiguiente, la sensibilidad resultante es equivalente a la sensibilidad de desplazamiento de la trayectoria de planeo proporcionada por el un ILS típico.

7.11.4 Aproximaciones no alineadas con la pista. Algunas operaciones pueden exigir la definición de una trayectoria FAS que no esté alineada con el eje de la pista según lo ilustrado en la Figura D-7. Para aproximaciones no alineadas con la pista, el LTP/ FTP puede estar o no en la prolongación del eje de la pista. Para este tipo de aproximación el desplazamiento de longitud no tiene sentido y debería indicarse "no se proporciona".

7.11.5 Proveedor de servicio SBAS. Se utiliza un formato común para bloques de datos FAS que han de utilizarse por el GBAS y el SBAS. En el campo ID de proveedor de servicio SBAS se identifican cuáles son los sistemas SBAS que puede utilizar una aeronave que esté aplicando los datos FAS durante una aproximación. El proveedor de servicios GBAS puede impedir el uso de los datos FAS junto con cualquier servicio SBAS. Para aproximaciones de precisión basadas en GBAS este campo no se utiliza y el equipo GBAS de aeronave puede hacer caso omiso del mismo.

7.11.6 Identificador de aproximación. El proveedor de servicio es responsable de asignar el identificador correspondiente a cada aproximación. La identificación de aproximación debe ser exclusiva en una amplia zona geográfica. En un determinado aeródromo deben seleccionarse las identificaciones de aproximación para pistas múltiples a fin de reducir la posibilidad de confusión y de identificación errónea. La identificación de aproximación debe figurar en las cartas publicadas que describen la aproximación. La primera letra del identificador de aproximación se usa en los protocolos de autenticación para el GBAS. Las estaciones terrestres que admiten los protocolos de autenticación deben codificar el primero de los caracteres del identificador para todas las aproximaciones admitidas a partir del conjunto de letras {A X Z J C V P T}, como se describe en el Apéndice B, sección 3.6.7.4.1.4. Esto permite al equipo de a bordo (que admite protocolos de autenticación) determinar qué intervalos se asignan a la estación terrestre y, por lo tanto, ignorar después la recepción de datos radiodifundidos en intervalos no asignados a la estación terrestre seleccionada. Para las estaciones terrestres que no admiten protocolos de autenticación, al primero de los caracteres del identificador de aproximación puede asignársele cualquier carácter, a excepción de los que figuran en el conjunto {A X Z J C V P T}.

7.12 Consideraciones en cuanto a emplazamiento de aeropuerto

7.12.1 La instalación de un subsistema de tierra GBAS implica especiales consideraciones en la selección de posibles emplazamientos de las antenas del receptor de referencia y de las antenas VDB. En los planes de emplazamiento de antenas, deben satisfacerse los requisitos de limitación de obstáculos del Anexo 14.

7.12.2 Lugar de las antenas de receptor de referencia. Debe seleccionarse el emplazamiento en una zona libre de obstáculos de forma que puedan recibirse las señales de satélite a ángulos de elevación lo más bajo posibles. En general, todo lo que enmascare a los satélites GNSS a ángulos de elevación superiores a 5° degradará la disponibilidad del sistema.

7.12.2.1 Deben diseñarse y emplazarse las antenas de los receptores de referencia a fin de limitar las señales de multitrayectos que interfieran con la señal deseada. Montando las antenas cerca de un plano de tierra se disminuyen los multitrayectos de largo retardo que resultan de reflexiones por debajo de la antena. La altura de montaje debe ser suficiente para impedir que la antena sea cubierta por nieve o sea objeto de interferencias por parte del personal de mantenimiento o del tráfico de tierra. La antena debe emplazarse de forma que cualquier estructura metálica tal como salidas de ventilación, tuberías, y otras antenas, estén fuera de los efectos de campo cercano de la antena.

7.12.2.2 Además de considerarse la magnitud del error por multitrayectos en cada emplazamiento de antena de receptor de referencia, debe también tenerse en cuenta el grado de correlación. Las antenas de receptor de referencia deben estar emplazadas en lugares que proporcionen entornos independientes de multitrayectos.

7.12.2.3 La instalación de cada antena debe incluir un montaje que no se doble con el viento y bajo cargas de hielo. Deben emplazarse las antenas del receptor de referencia en una zona de acceso controlado. El tráfico puede contribuir al error por multitrayectos y obstaculizar la vista de los satélites desde las antenas.

7.12.3 Emplazamiento de la antena VDB. La antena VDB debe estar situada de forma que exista una línea de alcance óptico sin obstáculos desde la antena hasta cualquier punto dentro del volumen de cobertura de cada FAS al que se preste apoyo. Debe prestarse atención también a asegurar la separación mínima entre transmisor y receptor de forma que no exceda de la intensidad

máxima de campo. Para proporcionar la cobertura requerida de múltiples FAS en un determinado aeropuerto, y para que haya flexibilidad en el emplazamiento de la antena VDB, podría ser necesario que el volumen actual de cobertura en torno a la antena del transmisor sea de dimensiones considerablemente superiores a las requeridas para un solo FAS. La capacidad de proporcionar esta cobertura depende del emplazamiento de la antena VDB respecto a la pista y de la altura de la antena VDB. En general, una mayor altura de la antena puede ser necesaria para proporcionar una intensidad adecuada de la señal a los usuarios a bajas altitudes, pero también puede llevar a unos nullos por multitrayectos inaceptables dentro del volumen deseado de cobertura. Debe llegarse a un compromiso con respecto a la altura conveniente de la antena, basándose en los análisis para asegurar que se satisfacen dentro del volumen de cobertura, los requisitos de intensidad de la señal. Debe también prestarse atención al efecto de las características del terreno y de los edificios en el entorno de multitrayectos.

7.12.4 Uso de antenas de transmisión múltiples para mejorar la cobertura VDB. En algunas instalaciones GBAS, las limitaciones relacionadas con el emplazamiento de la antena, la topografía local u obstáculos pueden llevar a multitrayectos de tierra o a bloqueo de la señal que dificulta el suministro de la intensidad de campo especificada en todos los puntos dentro del área de cobertura. En algunas instalaciones de tierra GBAS puede utilizarse uno o más sistemas adicionales de antenas, emplazados para proporcionar diversidad de trayecto de la señal de forma tal que colectivamente satisfagan los requisitos de cobertura.

7.12.4.1 Siempre que se utilicen sistemas de antenas múltiples, debe disponerse la secuencia de las antenas y la programación de los mensajes a fin de proporcionar radiodifusiones en todos los puntos dentro del área de cobertura que se adhieran a los regímenes de radiodifusión de datos y a las intensidades de campo mínimos y máximos especificados, sin que se exceda de la capacidad del receptor de adaptarse a variaciones de la intensidad de la señal en un determinado intervalo desde transmisión hasta transmisión. Para evitar asuntos de procesamiento del receptor relativos a la pérdida o duplicación de mensajes, todas las transmisiones de los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 o de un par enlazado de mensajes de tipo 1 o de tipo 101 para un determinado tipo de medición dentro de una sola trama, proporcionarán un contenido de datos idéntico.

7.12.4.2 Un ejemplo del uso de antenas múltiples es una instalación con dos antenas instaladas en el mismo emplazamiento pero a alturas distintas por encima del plano del terreno. Se seleccionan las alturas de las antenas de forma que la configuración de una antena llena los nullos de la configuración de la otra antena que son consecuencia de reflexiones del plano del terreno. El subsistema de tierra GBAS alterna las radiodifusiones entre las dos antenas utilizando uno o dos intervalos asignados de cada trama para cada antena. Los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 se radiodifunden una vez por trama por antena. Esto permite la recepción de uno o dos mensajes de tipo 1 o de tipo 101 por trama dependiendo de que el usuario esté emplazado dentro del nullo de una de las configuraciones de antena. Los mensajes de tipo 2 y de tipo 4 se radiodifunden desde la primera antena en una trama seguidamente desde la segunda antena en la siguiente trama. Esto permite la recepción de cada uno de los mensajes de tipos 2 y 4 por una o dos tramas, dependiendo del emplazamiento del usuario.

7.13 Definición de límites de alerta lateral y vertical

7.13.1 Los límites de alerta lateral y vertical para la aproximación de precisión de Categoría I se calculan según lo definido en el Apéndice B, Tablas B-68 y B-69. En esos cálculos los parámetros D y H tienen el significado indicado en la Figura D-8.

7.13.2 El límite de alerta vertical para aproximación de precisión de Categoría I se indica a escala desde una altura de 60 m (200 ft) por encima del LTP/FTP. Para un procedimiento diseñado

con una altura de decisión superior a 60 m (200 ft), el VAL a esa altura de decisión será mayor que el FASVAL de radiodifusión.

7.13.3 Los límites de alerta lateral y vertical para procedimientos APV asociados a los números de canal 40 001 a 99 999 se calculan del mismo modo que para los procedimientos APV que utilizan SBAS según lo indicado en el Adjunto D, 3.2.8

7.14 Medidas de supervisión y de mantenimiento

7.14.1 Determinados requisitos del dispositivo monitor o comprobador incorporado pueden ser necesarios y así ha de determinarlo cada uno de los Estados. Puesto que la señal VDB es crítica para el funcionamiento de la estación de radiodifusión GBAS, cualquier falla de la VDB para transmitir con éxito una señal útil dentro de los intervalos asignados y en toda el área de cobertura debería corregirse lo antes posible. Por consiguiente, se recomienda utilizar como guía para implantar un dispositivo monitor VDB las siguientes condiciones:

- a) Potencia. Debe detectarse en un plazo de 3 segundos cualquier caída significativa de potencia.
- b) Pérdida de tipo de mensaje. El fallo en transmitir cualquier tipo de mensaje programado. Esto podría basarse en el fallo en cuanto a transmitir un tipo exclusivo de mensajes sucesivamente o una combinación de distintos tipos de mensajes.
- c) Pérdida de todos los tipos de mensajes. Será detectado el fallo en transmitir cualquier tipo de mensaje por un período igual o superior a 3 segundos.

7.14.2 Una vez detectada una falla y no existiendo ningún transmisor de reserva, debe considerarse dar por terminado el servicio VDB si la señal no puede utilizarse con confianza dentro del área de cobertura, en la medida en que ello repercute de modo significativo en las operaciones de las aeronaves. Deben considerarse medidas apropiadas en los procedimientos operacionales para mitigar la posibilidad de que la señal se retire del servicio. Entre estas medidas se incluiría el envío de especialistas de mantenimiento para prestar servicio a la VDB GBAS o procedimientos ATC especiales. Además, deben adoptarse medidas de mantenimiento siempre que sea posible respecto a todas las fallas de comprobador incorporado a fin de impedir la pérdida del servicio GBAS.

7.15 Ejemplos de mensajes VDB

7.15.1 En las Tablas D-7 a D-10 se presentan ejemplos de codificación de mensajes VDB. En los ejemplos se ilustra la codificación de los diversos parámetros de aplicación, incluidos los parámetros de verificación por redundancia cíclica (CRC) y corrección de errores sin canal de retorno (FEC) y los resultados de la codificación secreta de bits y de la codificación de símbolos D8PSK. Los valores técnicos de los parámetros de los mensajes en estas tablas ilustran el proceso de codificación de los mensajes pero no son necesariamente representativos de valores realistas.

7.15.2 En la Tabla D-7 se proporciona un ejemplo de mensaje VDB de tipo 1. Se codifica el campo de bandera adicional de mensaje para indicar que este es el primero de dos mensajes de tipo 1 por radiodifundir dentro de la misma trama. Esto se hace para fines de ilustración. Ordinariamente no se requiere un segundo mensaje de tipo 1 excepto para permitir la radiodifusión de más correcciones de la fuente telemétrica que puedan ser incluidas en un solo mensaje.

7.15.3 En la Tabla D-7A se proporciona un ejemplo de un mensaje VDB de tipo 101. El campo adicional de bandera de mensaje se codifica para indicar que este es el primero entre dos mensajes de tipo 101 por radiodifundir dentro de la misma trama. Esto se hace para fines de ilustración.

Generalmente no se requiere un segundo mensaje de tipo 101, salvo para facilitar la radiodifusión de más correcciones de fuente telemétrica a las que pueda darse cabida en un solo mensaje.

7.15.4 En la Tabla D-8 se proporcionan ejemplos de un mensaje en VDB de tipo 1 y de un mensaje VDB de tipo 2 codificados dentro de una sola ráfaga (es decir, dos mensajes por radiodifundir dentro de un solo intervalo de transmisión). Se codifica el campo de bandera adicional del mensaje de tipo 1 para indicar que es el segundo de los dos mensajes de tipo 1 por radiodifundir dentro de la misma trama. El mensaje de tipo 2 incluye el bloque de datos adicional 1. En la Tabla D-8A se proporciona un ejemplo de mensajes de tipo 1 y de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1 y 2.

7.15.4.1 En la Tabla D-8B se proporcionan ejemplos de un mensaje de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1 y 4 codificados dentro de una sola ráfaga con un mensaje de tipo 3 que se usa para rellenar el resto del intervalo de tiempo.

7.15.5 En la Tabla D-9 se proporciona un ejemplo de mensaje de tipo 4 que incluye dos bloques de datos FAS.

7.15.6 En la Tabla D-10 se proporciona un ejemplo de mensaje de tipo 5. En este ejemplo se proporcionan para dos fuentes telemétricas, las duraciones de disponibilidad de la fuente comunes a todas las aproximaciones. Además, se proporcionan las duraciones de disponibilidad de la fuente para dos aproximaciones particulares: la primera aproximación tiene dos fuentes telemétricas afectadas y la segunda, una fuente telemétrica afectada. El mensaje de tipo 2 incluye el bloque de datos adicional 1.

7.16 Precisión del levantamiento topográfico GBAS

Las normas relativas a la precisión del levantamiento topográfico para las ayudas para la navegación aérea figuran en el Anexo 14 — Aeródromos. Además, en el Manual del sistema geodésico mundial (WGS-84) (Doc. 9674) se proporciona orientación acerca de la creación de una red de estaciones de control de levantamiento topográfico en cada aeródromo y de la forma de usar la red para establecer las coordenadas WGS-84. Los requisitos de precisión del levantamiento topográfico que figuran en el Anexo 14 para las ayudas para la navegación aérea emplazadas en el aeródromo se aplicarán al GBAS hasta que se elaboren requisitos específicos para el mismo. La recomendación contenida en el Apéndice B del Capítulo 3, 3.6.7.2.3.4, relativa a la precisión del levantamiento topográfico del punto de referencia GBAS tiene por objeto reducir aún más el error en la posición WGS-84 calculada a bordo por un usuario del servicio de determinación de la posición GBAS, a un valor inferior a aquel establecido por los requisitos del Capítulo 3, 3.6.7.2.4.1 y 3.6.7.2.4.2, de las normas GBAS y aumentar la precisión del levantamiento topográfico con respecto a lo prescrito en el Anexo 14. La integridad de todos los datos aeronáuticos utilizados por el GBAS debe concordar con los requisitos de integridad del Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1.

7.17 Bloques de datos adicionales de mensaje de tipo 2

7.17.1 El mensaje de tipo 2 contiene datos relacionados con la instalación GBAS como el emplazamiento del punto de referencia del GBAS, la continuidad GBAS/designador de integridad (GCID) y otra información pertinente sobre la configuración. Se concibió un método para agregar nuevos datos al mensaje de tipo 2 con la finalidad de que el GBAS evolucione hasta poder prestar tipos de servicios adicionales. El método consiste en la definición de nuevos bloques de datos adicionales que se añaden al mensaje de tipo 2. En el futuro, podrán definirse más bloques de

datos adicionales. Los bloques de datos del 2 al 255 son de longitud variable y pueden agregarse en cualquier orden al mensaje después del bloque de datos adicional 1.

7.17.2 El bloque de datos adicional 1 del mensaje de tipo 2 contiene información relacionada con la descorrelación espacial de errores e información que es necesaria para seleccionar el servicio de determinación de la posición GBAS (cuando lo proporciona una estación terrestre determinada).

7.17.3 Los datos del bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 pueden utilizarse en el GRAS para que el subsistema de a bordo GRAS conmute entre estaciones de radiodifusión GBAS, particularmente si en la estación de radiodifusión GBAS se utilizan frecuencias diferentes. El bloque de datos adicional 2 identifica los números de canal y los emplazamientos de la estación de radiodifusión GBAS de la que actualmente se está recibiendo y de otras estaciones de radiodifusión GBAS adyacentes o cercanas.

7.17.4 El bloque de datos adicional 3 del mensaje de tipo 2 está reservado para uso futuro.

7.17.5 El bloque de datos adicional 4 del mensaje de tipo 2 contiene información necesaria para una estación terrestre que admite protocolos de autenticación. Incluye un solo parámetro que indica qué intervalos están asignados a la estación terrestre para transmisiones VDB. El equipo de a bordo que admite protocolos de autenticación no empleará datos a menos que se transmitan en los intervalos indicados por el campo de definición de grupos de intervalos en el bloque de datos adicional 4 del mensaje de tipo 2 (MT 2 ADB 4).

Tabla D-7. Ejemplo de mensaje VDB de tipo 1

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (S-BID)	3	—	—	E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 804 bits	1 bit	536	000 0000 1000 0110 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 1
DATOS DE APLICACION BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 1)					
Enoabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 202 bytes	1 byte	61	0011 1101
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	1* del par	01
Número de mediciones	5	0 a 16	1	4	0 0100
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A, L1	000
Parámetro de descomulación de efemérides (P)	8	0 a $1,275 \times 10^6 \text{m}$	$5 \times 10^6 \text{m}$	1×10^4	0001 0100
CRC de efemérides	16	—	—	—	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No proporcionado	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	2	0000 0010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	255	1111 1111
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	$\pm 327,67 \text{ m}$	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	$\pm 32,767 \text{ m}$	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{PRC}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,08 m	0011 0001
B_1	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B_4	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 2					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	126	0111 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	$\pm 327,67 \text{ m}$	0,01 m	-1,0 m	1111 1111 1001 1100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	$\pm 32,767 \text{ m}$	0,001 m/s	+0,2 m/s	0000 0000 1100 1000
σ_{PRC}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,34 m	0001 0001
B_1	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B_2	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B_3	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B_4	8	$\pm 0,35 \text{ m}$	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 3					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	222	1101 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	$\pm 327,67 \text{ m}$	0,01 m	+1,11 m	0000 0000 0110 1111

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITs UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
<i>civ_gnd</i>	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,02 m	0011 0011
B ₁	8	±0,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B ₂	8	±0,35 m	0,05 m	+0,25 m	0000 0101
B ₃	8	±0,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B ₄	8	±0,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 4					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	23	0001 0111
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	80	0101 0000
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-2,41 m	1111 1111 0000 1111
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,98 m/s	1111 1100 0100 0000
<i>civ_gnd</i>	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,16 m	0000 1000
B ₁	8	±0,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B ₂	8	±0,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B ₃	8	±0,35 m	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B ₄	8	±0,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
CRC de bloque de mensaje	32	—	—	—	1101 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
FEC DE APLICACION	48	—	—	—	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 46 10 10 55 30 CA 10 80 BC 17 C2 20 28 00 00 FF 40 FF 26 00 1C FF 8C 40 C0 DF 01 20 7E 30 FF 13 00 88 20 80 6F 01 30 7B F0 00 1C FF CC 40 A0 DF 01 E8 0A F0 FF 02 3F 10 20 60 6F 01 53 D0 CF 43 AE 04 B7 07 97 C6				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 60 27 98 1F 2F D2 3B 5F 26 C2 1B 12 F4 46 D0 09 81 B6 25 1C 18 D0 7C 2A 7F B9 55 A8 B0 27 17 3A 60 EB 5F 1B 3B A5 FE 0A E1 43 D7 FA D7 B3 7A 65 D8 4E D7 79 D2 E1 AD 95 E6 6D 67 12 B3 EA 4F 1A 51 B6 1C 81 F2 31				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	0	
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Simbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650100 12707716 71645504 74035772 26234621 45311123 22460075 52232477 16617052 04750422 07724363 40733535 05120746 45741125 22545252 73171513 51047466 13171745 10622642 17157064 67345046 36541025 07135576 55745512 222				
<p>Notas.—</p> <ol style="list-style-type: none"> El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno. Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo. 					

Intencionalmente en blanco

Tabla D-7A. Ejemplo de un mensaje VDB de tipo 101

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RAFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSIC)	3			E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	416	0000000110100000
FEC de secuencia de entrenamiento	5				11011
BLOQUE DE MENSAJE DE DATOS DE APLICACION					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 101)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8,101	1	101	0110 0101
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	46	0010 1110
Mensaje (ejemplo de tipo 101)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	1° del par	01
Número de mediciones	5	0 a 18	1	4	0 0100
Tipo de medición	3	0 a 7	1	CIA L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a 1,275×10 ⁻³ m/m	5×10 ⁻⁶ m/m	0,115×10 ⁻³ m/m	0001 0111
CRC de efemérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No proporcionados	1111 1111
Número de parámetros B	1	0 a 1	1	0	0
Exite	7			0	000 0000
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	2	0000 0010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	255	1111 1111
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+3,56 m	0000 0001 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,011 m/s	1111 1111 1111 0101
σ_{PRC}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	9,8 m	0011 0001
Bloque de medición 2					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	126	0111 1110
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-1,0 m	1111 1111 1001 1100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	+0,002 m/s	0000 0000 0000 0010
σ_{PRC}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	3,4 m	0001 0001
Bloque de medición 3					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	222	1101 1110
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+4,11 m	0000 0001 1001 1011
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,029 m/s	1111 1111 1110 0011

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
<i>dir_gnd</i>	8	0 a 50,8 m	0,2 m	10,2 m	0011 0011
Bloque de medición 4					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	23	0001 0111
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	80	0101 0000
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-2,41 m	1111 1111 0000 1111
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,098 m/s	1111 1111 1010 0000
<i>dir_gnd</i>	8	0 a 50,8 m	0,2 m	1,6 m	0000 1000
CRC de bloque de mensaje	32				1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
FEC DE APLICACION	48				1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 41 60 1B 55 73 A4 A8 A8 74 17 C2 20 E8 00 00 FF 00 40 FF 26 80 AF FF BC 20 7E 39 FF 40 00 88 30 7B D9 80 C7 FF CC EB 0A F0 FF 05 FF 10 20 1E F9 11 46 0B 73 6F 67 33				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 67 57 93 1F 8C BC 83 79 EE C2 1B 12 34 46 D0 09 C1 09 FC 3A 64 80 0F E6 9F 18 6D 77 8E 1E 60 19 1B BA FF BC AB 66 26 7B E7 BC CE FA 0B D3 C4 43 C8 E0 B6 FA 42 84 A1				
Bits de relleno	0 a 2			0	
Descenso de potencia	0				000 000 000
Simbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204548 31650105 06345463 57026113 51374861 15123376 12066670 44776307 04225000 02735027 73373152 13230100 04706272 74137202 47724524 12715704 15442724 01101677 44571303 66447212 222				
<p>Notas:—</p> <ol style="list-style-type: none"> El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno. Este campo representa la fase, en unidades de $\pi/4$ (p. ej., un valor de 5 representa una fase de $5\pi/4$ radianes), relativo a la fase del primer símbolo. 					

Intencionalmente en blanco

Tabla D-8. Ejemplo de mensaje VDB de tipo 1 y de tipo 2 en una sola ráfaga

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RAFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	E	10 0
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit		000 0000 1000 1000 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 0
DATOS DE APLICACION					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 1)					
Enoabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	2* del per	11
Número de mediciones	5	0 a 18	1	1	0 0001
Tipo de medición	3	0 a 7	1	CIA L1	000
Parámetro de descomelación de efemérides (P)	8	0 a 1,275×10 ⁻³ m/m	5×10 ⁻³ m/m	0 (GBAS)	0000 0000
CRC de efemérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Dirección de disponibilidad de fuente	8	0 a 2540 s	10 s	No proporcionados	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	122	0111 1010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
cpv_ave	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,00 m	0110 0010
B ₁	8	±0,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B ₂	8	±0,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B ₃	8	±0,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B ₄	8	±0,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
CRC de bloque de mensaje 1	32	—	—	—	1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
Bloque de mensaje 2 (mensaje de tipo 2)					
Enoabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bits	1 bit	34	0010 0010
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	3	01
Letra de designador de exactitud de tiempo	2	—	—	B	01
Exts	1	—	—	0	0

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	1	001
Declinación magnética local	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000
Extra	5	—	—	0	0000 0
Período de ajuste	8	0 a 25,5×10 ⁻⁶ m/m	0,1×10 ⁻⁶ m/m	0	0000 0000
Índice de refracción	8	16 a 781	3	379	1111 1001
Altura de la escala	8	0 a 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertidumbre de refracción	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcsec	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcsec	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso máxima (D _{max})	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
K _{INTL} _POLIGRS	8	0 a 12,75	0,05	8	0111 1000
K _{INTL} _LGRS	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
K _{INTL} _POLIGRANS	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
K _{INTL} _LGRANS	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
CRC de bloque de mensaje 2	32	—	—	—	0101 1101 0111 0110 0010 0011 0001 1110
FEC de aplicación	48				1110 1000 0100 0101 0011 1011 0011 1011 0100 0001 0101 0010
Entrada de codificación secreta bits (Nota 2)	1 41 10 00 55 30 CA 10 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 26 00 1C FF 48 40 C0 DF 01 4A 3D 0B AD 55 30 CA 10 40 44 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 78 C4 8E BA 4A 82 DC DC A2 17				
Salida de codificación secreta bits (Nota 3)	0 87 27 88 1F 2F D2 3B 5F A2 C2 1A B2 DC 48 D0 09 9F 09 25 1C 18 D0 B8 2A 7F B9 55 C2 F3 15 45 7C 50 A9 8F 3B 10 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 42 44 37 45 68 29 5A B9 55 85				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	1	0
Descenso de potencia	9	—	—		000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204548 31850105 67443352 35201180 30501338 62023576 12068870 74007853 30010255 31031274 26172772 78236442 41117201 35131033 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316813 48567433 68547730 34732201 40807508 014444				
<p>Notas:—</p> <ol style="list-style-type: none"> El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno. Este campo representa la fase, en unidades de m⁴ (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5m⁴ radianes), relativo a la fase del primer símbolo. 					

Intencionalmente en blanco

Tabla D-8A. Ejemplos de mensajes VDB de tipo 1 y de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1 y 2

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3			E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	592	0000001001010000
FEC de secuencia de enrutamiento	5				10110
DATOS DE APLICACION					
Bloque de mensaje 1 (mensaje de tipo 1)					
Enoabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	2° del par	11
Número de mediciones	5	0 a 18	1	1	0 0001
Tipo de medición	3	0 a 7	1	CIA L1	000
Parámetro de descomposición de efemérides (P)	8	0 a 1,275 × 10 ⁻³ m/m	5 × 10 ⁻³ m/m	0 (GBAS)	0000 0000
CRC de efemérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No se proporciona	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	122	0111 1010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Corrección de pseudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+2,09 m	0000 0000 1101 0001
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
$\sigma_{x,y,z}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,08 m	0110 0010
B_x	8	±0,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_y	8	±0,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_z	8	±0,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B_x	8	±0,35 m	0,05 m	No se utiliza	1000 0000
CRC de bloque de mensaje 1	32				00110010 10100100 11001011 00110000
Bloque de mensaje 2 (mensaje de tipo 2)					
Enoabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	40	0010 1000
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	3	01

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Letra de designador de exactitud de tiempo	2			B	01
Exite	1			0	0
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	1	001
Variecion magnetica local	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000
Exite	5			0	0000 0
$\sigma_{\text{RAC}_{\text{LMS}}_{\text{grales}}}$	8	0 a 25,5 × 10 ⁻³ m/m	0,1 × 10 ⁻³ m/m	0	0000 0000
Indice de refraccion	8	16 a 781	3	379	1111 1001
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m	100 m	000 0001
Incertidumbre de refraccion	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcsec	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcsec	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	±83 888,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estacion de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso maxima (Dmáx)	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{\text{RAC}_{\text{LMS}}_{\text{POLARS}}}$	8	0 a 12,75	0,05	8	0111 1000
$K_{\text{RAC}_{\text{LMS}}_{\text{GPS}}}$	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{\text{RAC}_{\text{LMS}}_{\text{POLARONAS}}}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{\text{RAC}_{\text{LMS}}_{\text{ALONAS}}}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloques de datos adicionales					
Longitud del bloque de datos adicional	8	2 a 255	1	8	0000 0110
Número del bloque de datos adicional	8	2 a 255	1	2	0000 0010
Bloque de datos adicional 2					
Número de canal	16	20001 a 39999	1	25001	0110 0001 1010 1001
ΔLatitud	8	±25,4°	0,2°	5,2	0001 1010
ΔLongitud	8	±25,4°	0,2°	-3,4	1110 1111
CRC de bloque de mensaje 2	32				11100000 01110010 00011101 00100100
FEC DE APLICACION	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
Entrada a codificacion secreta de bits (Nota 2)	0 42 90 0D 55 73 A4 A8 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 8B 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 0C D3 25 4C 55 73 A4 A8 40 14 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 80 40 95 88 58 F7 24 88 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47				
Salida de codificacion secreta de bits (Nota 3)	0 84 A7 85 1F 6C 8C 83 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 88 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 84 1D 3B A4 7C 13 C7 D7 3B 40 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 5A C0 C0 79 7A 5C A2 DD B9 75 B6 95 64 52 78 3F				
Bits de relleno	0 a 2			1	0
Descenso de potencia	9				000 000 000
Simbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650107 58336574 60137224 74145772 26467132 56422234 30443700 05565722 06500741 73647332 27242654 63345227 31575333 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 62077121 37275607 55315167 17135031 34423411 274444				
Notas.—					
1. El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.					
2. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.					
3. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.					
4. Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.					

Tabla D-8B. Ejemplo de mensaje de tipo 2 que contiene bloques de datos 1 y 4

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RAFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15	-	-	-	000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48	-	-	-	0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación	3	-	-	E	100
Longitud de transmisión	17	0 a 1824 bits	1 bit	1704	0 0000 0110 1010 1000
FEC de secuencia de entrenamiento	5	-	-	-	01000
DATOS DE APLICACION					
Bloque de mensaje 1 (mensaje de tipo 2)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	-	-	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	-	-	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 101	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	37	0010 0101
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	3	01
Letra de designador de exactitud de tierra	2	-	-	B	01
Exts	1	-	-	-	0
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	2	010
Variación magnética local	11	± 180°	0,25°	E58,0°	000 1110 1000
Exts	5	-	-	-	0000 0
$\rho_{\text{vel, local, pdr, exts}}$	8	0 a 25,5 x 10 ⁶ m/m	0,1 x 10 ⁶ m/m	4x10 ⁶	0010 1000
Índice de refracción	8	18 a 781	3	379	1111 1001
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertidumbre de refracción	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	± 90,0°	0,0005 arcsec	N45° 40' 32" (+184432")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitud	32	± 180,0°	0,0005 arcsec	W03° 25' 13" (-338313")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	± 83 888,07 m	0,01 m	892.55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso máxima (D _{max})	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{\text{REL}_x, \text{POS}_x, \text{POS}}$	8	0 a 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{\text{REL}_y, \text{POS}}$	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{\text{REL}_x, \text{POS}_x, \text{DGNSS}}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{\text{REL}_y, \text{DGNSS}}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloque de datos adicional 4					
Longitud del bloque de datos adicional	8	3	1 byte	3	0000 0011
Número del bloque de datos adicional	8	4	1	4	0000 0100
Definición de grupo de intervalos	8	-	-	E	0011 0000
CRC de bloque de mensaje 1	32	-	-	-	1100 0101 1110 0000 0010 0110 1100 1011

Tabla D-9. Ejemplo de mensaje de tipo 4

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RAFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				010 0011 1110 1111 1100 0110 0011 1011 0000 0011 1100 1000 0
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	784	000 0000 1100 0100 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 0
DATOS DE APLICACION BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 4)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	4	0000 0100
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 bytes	92	0101 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 4)					
Conjunto de datos FAB 1					
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte	41	0010 1001
Bloque de datos FAB 1					
Tipo de operación	4	0 a 15	1	0	0000
Proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1	15	1111
ID de aeropuerto	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Número de pista	6	1 a 36	1	15	00 1111
Letra de pista	2	—	—	R	01
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1	CAT 1	001
Indicador de ruta	5	—	—	C	0001 1
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPOB)	8	0 a 48	1	3	0000 0011
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—	GTBS	0000 0111 0001 0100 0000 0010 0001 0011
Latitud LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 arcsec	43,8441075°N	0001 0010 1011 1010 1110 0010 1000 0110
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 arcsec	1,345940°E	0000 0000 1001 0011 1101 1110 1001 0000
Altura LTP/FTP	16	-512,0 a 6 041,5 m	0,1 m	197,3	0001 1011 1011 0101
Latitud Δ FPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	-0,025145°	1111 1101 0011 1100 1100 1100
Longitud Δ FPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	0,026175°	0000 0010 1110 0000 0010 1100
Altura de cruce sobre umbral de aproximación (TCH)	15	0 a 1 638,35 m (0 a 3 275,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	17,05 m	000 0001 0101 0101
Selector de unidades TCH de aproximación	1	0 = ft; 1 = m	—	metros	1
Angulo de trayectoria de plano (GPA)	16	0 a 90°	0,01°	3°	0000 0001 0010 1100
Anchura de rumbo	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
Desplazamiento de longitud Δ	8	0 a 2 032 m	8 m	0	0000 0000
FAB CRC de bloque de datos 1	32	—	—	—	1010 0010 1010 0101 1010 1000 0100 1101
FASVAL/estado de aproximación	8	0 a 25,4	0,1 m	10	0110 0100
FASLAL/estado de aproximación	8	0 a 50,8	0,2 m	40	1100 1000

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
FAS conjunto de datos 2					
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte	41	0010 1001
Bloque de datos FAS 2					
Tipo de operacion	4	0 a 15	1	0	0000
Proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1	01	0001
ID de aeropuerto	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Numero de pista	6	1 a 36	1	33	10 0001
Letra de pista	2	—	—	R	01
Designador de actuacion de aproximacion	3	0 a 7	1	CAT 1	001
Indicador de ruta	5	—	—	A	0000 1
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPOS)	8	0 a 48	1	21	0001 0101
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—	GTN	0000 0111 0001 0100 0000 1110 0010 0000
Latitud LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 arcsec	43,8158350°N	0001 0010 1011 0111 1100 0001 1011 1100
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 arcsec	1,3802350°E	0000 0000 1001 0111 1010 0011 0001 1100
Altura LTP/FTP	16	-512,0 a 6 041,5 m	0,1 m	200,2 m	0001 1011 1101 0010
Latitud ΔFPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	0,02172375°	0000 0010 0110 0010 1111 1011
Longitud ΔFPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	-0,0228050°	1111 1101 1000 0100 0011 1100
Altura de cruce sobre umbral de aproximacion (TCH)	15	0 a 1 038,35 m (0 a 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	15,25 m	000 0001 0011 0001
Selector de unidades TCH de aproximacion	1	0 = ft; 1 = m	—	metros	1
Angulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	0 a 90°	0,01°	3,01°	0000 0001 0010 1101
Anchura de rumbo	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
Desplazamiento de longitud Δ	8	0 a 2 032 m	8 m	0	0000 0000
FAS CRC de bloque de datos 2	32	—	—	—	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
FASVALEstado de aproximacion	8	0 a 25,4	0,1 m	10	0110 0100
FASLALEstado de aproximacion	8	0 a 50,8	0,2 m	40	1100 1000
CRC bloque de mensaje	32	—	—	—	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
FEC DE APLICACION	48	—	—	—	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
Entrada a codificacion secreta de bit (Nota 2)	1 82 30 00 55 05 4B 30 20 3A 94 0F F0 40 80 30 F2 98 C0 C8 40 28 E0 61 47 5D 48 09 78 C9 00 AD D8 33 3C BF 34 07 40 AA 81 34 80 26 00 B2 15 A5 45 26 13 94 08 F0 40 80 30 88 90 A8 04 70 28 E0 3D 83 ED 48 38 C5 E9 00 4B D8 DF 46 40 3C 21 BF 8C 81 B4 80 26 00 EB 05 B2 F5 26 13 D9 7F C0 EA A1 A4 3D 54 89 D8				
Salida de codificacion secreta de bit (Nota 3)	1 A4 07 88 1F 1A 53 1B FF A0 41 D8 C2 9C 26 E0 04 59 89 CB 5C 2C CF 91 2D E2 2E 5D F3 07 1E 45 F1 53 5F C0 4F 53 E4 64 F0 23 C3 ED 05 A9 E8 7F FF FF B5 49 81 DD A3 F2 B5 40 9D A0 17 9D 12 80 64 7C CF E3 BE A0 1E 72 FF 01 0E E4 02 44 D9 1E D2 FD 63 D1 12 C3 5A 00 0E F8 89 FE 4C 12 0C 78 4F 9D 55 08 18 F8				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	1	0
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Simbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650432 23007716 82170713 05255867 31767243 45377776 15776346 16615705 43615214 57640513 34016775 21423130 44430613 01150266 77434175 50032762 41630527 53654001 52470514 20322575 33346255 54377076 05652760 63144462 43163101 35372225 01207604 07526435 10345771 40777704 15665273 80012232 40074020 31443362 754444				
<p>Notas:—</p> <ol style="list-style-type: none"> El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno. Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo. 					

Tabla D-10. Ejemplo de mensaje de tipo 5

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	272	000 0000 0100 0100 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0001 1
DATOS DE APLICACIÓN BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 6)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	5	0000 0101
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 6)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Extra	2	—	—	—	00
Número de fuentes afectadas (N)	8	0 a 31	1	2	0000 0010
Primera fuente afectada					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Dirección de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	50 s	0000 101
Segunda fuente afectada					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	3	0000 0011
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Empezará	1
Dirección de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	200 s	0010 100
Número de aproximaciones con obstáculos (A)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Primera aproximación con obstáculos					
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS)	8	0 a 48	1	21	0001 0101
Número de fuentes afectadas para la primera aproximación con obstáculos (N ₁)	8	1 a 31	1	2	0000 0010
Primera fuente telemétrica afectada de la primera aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Dirección de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	250 s	0011 001
Segunda fuente telemétrica afectada de la primera aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	14	0000 1110
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Dirección de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	1 000 s	1100 100

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCION	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Segunda aproximación con obstáculos					
Selector de datos de trayectoria de referencia (RFDG)	8	0 a 48	1	14	0000 1110
Número de fuentes afectadas para la segunda aproximación con obstáculos (N _a)	8	1 a 31	1	1	0000 0001
Primera fuente telemétrica afectada de la segunda aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	0 o 255	0
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	220 s	0010 110
CRC de bloque de mensaje	32	—	—	—	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
FEC DE APLICACION	48	—	—	—	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
Entrada a la codificación secreta de bit (Nota 2)	1 82 20 18 55 05 48 30 A0 38 17 C0 40 20 50 C0 94 40 A8 40 30 4C 70 13 70 80 30 34 90 48 F4 DB DA D3 6A 78 5D 7C				
Salida de la codificación secreta de bit	1 A4 17 90 1F 1A 53 1B 7F A2 C2 19 72 FC 18 10 62 81 E1 43 2C 48 5F E3 1A 3F 58 80 18 88 EA 33 F3 83 09 07 26 28				
Bit de relleno	0 a 2	—	—	0	
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 3)	00000035 11204548 31650432 20566805 51067602 41812447 73634632 20700103 22400665 13321241 66231163 64377711 01731157 43023234 45146644 444				
Notas:— 1. El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla. 2. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado. 3. Los símbolos están representados por su fase diferencial respecto al primer símbolo del mensaje en unidades de m ⁴ (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5m ⁴ radianes), relativo a la fase del primer símbolo.					

7.18 Mensaje de tipo 101

El mensaje de tipo 101 es una alternativa del mensaje de tipo 1 preparado para satisfacer las necesidades específicas de los sistemas GRAS. La diferencia primaria en el contenido de aplicación de estos dos tipos de mensajes es doble: a) el mensaje de tipo 101 tiene disponible una gama de valores $\cdot pr_gnd$ más amplia y b) el tiempo hasta alerta del subsistema de tierra es más prolongado para un sistema que radiodifunde mensajes de tipo 101. La primera condición ocurriría ordinariamente en un sistema cuando una estación de radiodifusión cubre un área grande tal que los errores de descorrelación aumentan el límite superior de los errores de corrección de pseudodistancia. La segunda condición puede ser ordinaria para los sistemas en los que una estación principal central procesa datos de múltiples receptores dispersos en un área extensa.

8 Diseño del dispositivo monitor de calidad de la señal (SQM)

8.1 El objetivo del dispositivo monitor de calidad de la señal (SQM) es detectar anomalías en las señales de los satélites para impedir que los receptores de aeronave utilicen información engañosa (MI). MI es un error diferencial no detectado de pseudodistancia de la aeronave, superior al error máximo (MERR) admisible. Estos grandes errores de pseudodistancia se deben a una distorsión del máximo de correlación de código C/A causado por fallas de la carga de pago de los satélites. Si el receptor de referencia utilizado para crear las correcciones diferenciales y el receptor de aeronave tienen distintas mecanizaciones para la medición (o sea, anchura de banda del receptor y espaciado de correlator de bucle de seguimiento), la distorsión de la señal influye de modo distinto en ambos. El SQM debe proteger al receptor de aeronave en casos en los que las mecanizaciones no son similares. La actuación del SQM está definida más a fondo mediante la probabilidad de detectar una falla del satélite y la probabilidad de anunciar incorrectamente una falla del satélite.

8.2 Los efectos de la señal que hacen que el GBAS o el SBAS presente información pueden clasificarse en tres distintos efectos en la función de correlación del modo siguiente:

- a) Zonas muertas: si la función de correlación pierde su cresta, entonces en la función de discriminador del receptor se incluirá un punto plano o una zona muerta. Si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se estabilizan en partes distintas de esta zona muerta, puede obtenerse una MI.
- b) Crestas falsas: si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se enganchan a distintas crestas puede ocurrir una MI.
- c) Distorsiones: si el máximo de correlación tiene una forma errónea, una aeronave que utilice un espaciado de correlator distinto al utilizado por los receptores de referencia puede muy bien ser objeto de MI.

8.3 El modelo de amenaza propuesto para uso en la evaluación del SQM tiene tres partes que pueden crear las tres patologías de cresta de correlación enumeradas anteriormente.

8.4 El modelo de amenaza A consta de la señal de código C/A normal salvo que todos los elementos positivos tienen un borde de caída que está por delante o por detrás respecto al tiempo correcto de fin para tal elemento. Este modelo de amenaza está asociado a una falla de la unidad de datos de navegación, la distribución digital de un satélite GPS o GLONASS.

8.4.1 El modelo de amenaza A para GPS tiene un solo parámetro Δ , que es el adelanto ($\Delta < 0$) o el retardo ($\Delta > 0$) expresado en fracciones de un elemento. La gama de valores de este parámetro es $-0,12 \leq \Delta \leq 0,12$. El modelo de amenaza A para GLONASS tiene un solo parámetro Δ , que es el adelanto ($\Delta < 0$) o el retardo ($\Delta > 0$) expresado en fracciones de un elemento. La gama de valores de este parámetro es $-0,11 \leq \Delta \leq 0,11$.

8.4.2 Dentro de esta gama de valores, el modelo de amenaza A genera las zonas muertas descritas anteriormente. (Las formas de onda con adelanto no es necesario someterlas a ensayo puesto que sus funciones de correlación son sencillamente adelantos de las funciones de correlación para el retardo; por lo tanto la amenaza MI es idéntica.)

8.5 El modelo de amenaza B introduce la modulación de amplitud y modela las degradaciones de la sección analógica del satélite GPS o GLONASS. Más en concreto, consta de la salida de un sistema de segundo orden cuando la señal de banda de base nominal de código C/A es la entrada. En el modelo de amenaza B se supone que el subsistema de satélite degradado puede ser descrito como un sistema lineal dominado por un par de polos conjugados complejos. Estos polos están situados en $\sigma \pm j2\pi fd$, siendo σ el factor de amortiguamiento en 106 nepers/segundo y fd es la frecuencia resonante en unidades de 106 ciclos/segundo.

8.5.1 La respuesta de etapa unitaria de un sistema de segundo orden es:

$$e(t) = \begin{cases} 0 & t \leq 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t) \left[\cos \omega_d t + \frac{\sigma}{\omega_d} \sin \omega_d t \right] & t \geq 0 \end{cases}$$

donde $\omega_d = 2\pi f_d$

8.5.2 En el modelo de amenaza B para GPS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros Δ , f_d y σ :

$$\Delta = 0; 4 \leq f_d \leq 17; \text{ y } 0,8 \leq \sigma \leq 8,8.$$

En el modelo de amenaza B para GLONASS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros definidos anteriormente:

$$\Delta = 0; 10 \leq f_d \leq 20; \text{ y } 2 \leq \sigma \leq 8.$$

8.5.3 Dentro de estas gamas de valores de los parámetros, el modelo de amenaza B genera distorsiones de la cresta de correlación así como a crestas falsas.

8.6 En el modelo C se introduce tanto un adelanto/retraso como una modulación de la amplitud. Concretamente consta de datos de salida de un sistema de segundo orden en el que la señal de código C/A a la entrada está sometida a un adelanto o retraso. Esta forma de onda es una combinación de los dos efectos anteriormente descritos.

8.6.1 En el modelo de amenaza C para GPS se incluyen los parámetros Δ , f_d y σ en las siguientes gamas de valores:

$$-0,12 \leq \Delta \leq 0,12; 7,3 \leq f_d \leq 13; \text{ y } 0,8 \leq \sigma \leq 8,8.$$

En el modelo de amenaza C para GLONASS se incluyen los parámetros Δ , f_d y σ en las siguientes gamas de valores:

$$-0,11 \leq \Delta \leq 0,11; 10 \leq f_d \leq 20; \text{ y } 2 \leq \sigma \leq 8.$$

8.6.2 Dentro de estas gamas de valores de parámetros, el modelo de amenaza C genera zonas muertas, distorsiones de la cresta de correlación y crestas falsas.

8.7 A diferencia del GPS y del GLONASS, la señal del SBAS se pone en servicio y se controla a cargo del proveedor del servicio. El proveedor del servicio supervisa también la calidad de la señal procedente del SBAS. Para este fin, se especificará y publicará por el proveedor de servicio el modelo de amenaza respecto a cada satélite SBAS. Se diseñará el SQM de SBAS para proteger todo el equipo de aviónica que cumpla con lo indicado en la Tabla D-12. Se requiere para estos casos que se publique el modelo de amenaza siempre que el proveedor del servicio opte por permitir que se utilice la señal telemétrica SBAS de un proveedor de servicio vecino para aproximaciones de precisión por SBAS o GBAS. En estos casos, el proveedor de servicio supervisará la señal telemétrica SBAS procedente de satélites vecinos.

8.8 Para analizar la actuación de un diseño particular de dispositivo monitor, debe definirse el límite de este dispositivo y reglarse para proteger el error particular de pseudodistancia del satélite respecto al nivel de protección con un margen para el riesgo de integridad del subsistema de tierra. El error máximo admisible (denotado como MERR) para cada fuente telemétrica i puede ser definido en el GBAS como:

$$MERR = K_{int} \sigma_{p, \text{int}, i} \text{ y}$$

$$MERR = K_{\text{int}} \sqrt{\sigma_{\text{int}, \text{total}}^2 + \min\{\sigma_{\text{int}, \text{total}}^2\}}$$

Para SBAS APV y para aproximaciones de precisión cuando min es el valor mínimo posible para cualquier usuario. Se evalúa MERR a la salida de un receptor de usuario libre de fallas y varía con el ángulo de elevación del satélite y con la actuación del subsistema de tierra.

8.9 El SQM ha sido diseñado para limitar el UDRE a valores por debajo de MERR en el caso de una SQM del satélite. Ordinariamente, SQM mide diversos valores de cresta de correlación y genera el espaciado y la métrica de relación que caracteriza la distorsión de cresta de correlación. En la Figura D-9 se ilustran los puntos ordinarios en la parte superior de una cresta de correlación sin fallas y no filtrada.

8.9.1 Se utiliza un par de correladores para el seguimiento. Se miden todos los demás valores de correlacionador respecto a este par de seguimiento.

8.9.2 Se forman dos tipos de métrica de ensayo: métrica de pronto menos tarde (D), que son indicadores de los errores de seguimiento causados por la distorsión de cresta y métrica de relación de amplitudes (R) que mide la pendiente indicadora de una cresta plana o de crestas múltiples al acercarse.

8.9.3 Es necesario que el receptor SQM tenga una anchura de banda precorrelación que sea suficientemente ancha para medir la métrica de espaciado estrecho a fin de no causar por sí mismo una distorsión significativa de la cresta y para no enmascarar las anomalías causadas por un fallo de satélites. Ordinariamente, el receptor SQM debe tener una anchura de banda de precorrelación por lo menos de 16 MHz para el GPS y de por lo menos 15 MHz para el GLONASS.

8.9.4 La métrica de ensayos está suavizada mediante filtros digitales de paso de banda bajo. La constante de tiempo de estos filtros ha de ser más corta que las constantes utilizadas conjuntamente (y normalizadas a 100 segundos) por los receptores de referencia para deducir las correcciones diferenciales y por el receptor de aeronave para suavizar las mediciones de pseudodistancia (aplicando la suavización de transportadora). La métrica de suavización se compara seguidamente con los umbrales. Si se excede cualquiera de los umbrales, se genera una alarma respecto a tal satélite.

8.9.5 Los umbrales utilizados para deducir la actuación se definen como errores mínimos detectables (MDE) y relaciones mínimas detectables (MDR). La probabilidad de detección falsa sin fallas y la probabilidad de detección frustrada se utiliza para deducir los MDE y MDR. El ruido en las métricas (D) y (R) denotado por $\sigma_{D,test}$ y $\sigma_{R,test}$ en lo que sigue, está dominado por los errores por multitrayectos. Obsérvese que la prueba de métrica tiene también un valor medio (μ_{test}) causado por la distorsión del filtro receptor de SQM. En los ensayos de umbral deben tenerse en cuenta los valores medios.

8.9.6 Los valores de MDE y MDR utilizados en las simulaciones de actuación SQM se calculan en base a las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} \text{MDE} &= (K_{fa} + K_{md}) \sigma_{D,test} \\ \text{MDR} &= (K_{fa} + K_{md}) \sigma_{R,test} \end{aligned}$$

donde

$K_{fa} = 5,26$ es un multiplicador ordinario de detección sin fallas que representa la probabilidad de una detección falsa de $1,5 \times 10^{-7}$ por ensayo;

$K_{\text{mf}} = 3,09$ es un valor ordinario de multiplicador de detección frustrada que representa una probabilidad de detección frustrada de $\times 10^{-3}$ por ensayo;

$\sigma_{D,\text{test}}$ es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de diferencia D; y

$\sigma_{R,\text{test}}$ es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de relación R.

8.9.7 Si se utilizan receptores múltiples SQM independientes para detectar las fallas, los valores sigma pueden reducirse por la media cuadrática del número de dispositivos monitores independientes.

8.9.8 Se declara una falla si

$$|D_{\text{test}} - \mu_{D,\text{test}}| \geq \text{MDE} \text{ o}$$

$$|R_{\text{test}} - \mu_{R,\text{test}}| \geq \text{MDR}$$

Para cada uno de los ensayos realizados, siendo $\mu_{X,\text{test}}$ el valor medio del ensayo X en el que se tiene en cuenta la distorsión del filtro del receptor SQM sin falla, así como la distorsión de la cresta de correlación peculiar del PRN de código C/A específico. (No todas las crestas de correlación de código C/A tienen la misma pendiente. Sin embargo, en un entorno de simulación puede hacerse caso omiso de esta distorsión PRN y puede utilizarse una cresta de correlación perfecta salvo para la distorsión simulada del filtro.)

8.10 Las desviaciones normales en la estadística de los ensayos, $\sigma_{D,\text{test}}$ y $\sigma_{R,\text{test}}$ pueden ser determinadas mediante una recopilación de datos respecto a un receptor multicorrelacionador en el entorno de operaciones previsto. En el receptor de recopilación de datos se utiliza un solo par de correlacionadores de seguimiento y puntos adicionales de medición de la función de correlación que se hacen esclavos de este par de seguimiento según lo ilustrado en la Figura D-9. Se recopilan y suavizan los datos para todos los puntos de medición disponibles a fin de calcular la métrica. La desviación normal de estas métricas determina el $\sigma_{D,\text{test}}$. También es posible calcular estas estadísticas de ensayo de un sigma si se dispone de un modelo de multitrayectos en el entorno de la instalación.

8.10.1 El valor es $\sigma_{D,\text{test}}$ resultante depende en gran manera del entorno de multitrayectos en el que se recopilan los datos. La desviación debida a multitrayectos puede ser de un orden de magnitud superior a la que se obtendría a partir del ruido, incluso al nivel mínimo portadora/ruido. Este aspecto ilustra la importancia del diseño de las antenas y de los criterios de emplazamiento que son los factores primarios para determinar el nivel de multitrayectos que entrará en el receptor. Reduciendo los multitrayectos disminuirán significativamente los MDE resultantes y por lo tanto mejorarán las funciones SQM.

8.10.2 Por otro lado, los valores medios $\mu_{D,\text{test}}$ y $\mu_{R,\text{test}}$, están determinados en un entorno relativamente libre de errores, tales como los que utilizan simulador de señales GPS y GLONASS como datos de entrada. Estos valores promedios sirven de modelo para la distorsión nominal del filtro del receptor SQM de la cresta de autocorrelación, incluidos los efectos de distorsión debidos a crestas menores de autocorrelación adyacentes. Los valores promedio pueden diferir de los diversos PRN en base a estas propiedades.

8.10.3 La presencia de sesgos nominales de deformación de la señal puede ocasionar que la distribución de los detectores del equipo monitor tenga una media distinta de cero. Estos sesgos pueden observarse al promediar las mediciones hechas a partir de una recopilación de datos en el mundo real. Advértase que los sesgos nominales pueden depender de la elevación y usualmente cambian lentamente con el tiempo.

8.11 Para que el dispositivo monitor de tierra proteja a los usuarios frente a modelos distintos de amenaza descritos anteriormente es necesario suponer que los receptores de aeronave tienen características específicas. Si no se suponen tales limitaciones, la complejidad del dispositivo

monitor de tierra sería innecesariamente elevada. La evolución futura de la tecnología puede llevar a una capacidad mejorada de detección en el receptor de aeronave y pueden mitigar las limitaciones actuales.

8.11.1 Para correlacionadores de doble delta, los receptores de aeronave siguen la pista a los máximos de correlación más fuertes en toda la secuencia completa de códigos respecto a cada fuente telemétrica utilizada en la solución de navegación.

8.11.2 En el caso de correlacionadores de doble delta, el filtro precorrelación se atenúa progresivamente por lo menos 30 dB por octava en la banda de transición. Para los receptores GBAS, se requiere que la atenuación resultante en la banda atenuada sea mayor o igual que 50 dB (relativa a la ganancia pico de la banda de paso).

8.11.3 Se utilizan los siguientes parámetros para describir la actuación de seguimiento propia de cada tipo de satélite:

- a) el espaciado de correlacionadores instantáneo está definido como el espaciado entre un conjunto particular de muestras pronto y tarde de la función de correlación;
- b) el espaciado promedio de correlacionadores está definido como un promedio en un segundo del espaciado instantáneo de correlacionadores. Se aplica el promedio a cualquier trama en un tiempo de un segundo;
- c) el discriminador se basa en un promedio de muestras pronto menos tarde con espaciados dentro de la gama especificada, o es del tipo $\tau = 2 \cdot d1 \dots 2d1$, con ambos $d1$ y $2d1$ en la gama de valores especificada. Se utiliza un discriminador ya sea coherente o no coherente; y
- d) el retardo de grupo diferencial se aplica a todo el sistema instalado en la aeronave antes del correlacionador, incluida la antena. Se define el retardo de grupo diferencial como:

$$\left| \frac{d\phi}{d\omega}(f) - \frac{d\phi}{d\omega}(f) \right|$$

siendo:

f_c la frecuencia de centro de filtro de pasa banda antes de la correlación;

f cualquier frecuencia dentro de la anchura de banda de 3 dB del filtro precorrelación;

ϕ la respuesta de fase combinada del filtro de paso de banda de precorrelación y de la antena; y

ω igual a $2\pi f$.

8.11.4 Para receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores pronto tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de banda precorrelación de la instalación, el espaciado

de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, a excepción de lo expresado anteriormente.

8.11.4.1 Para el equipo de a bordo GBAS en el que se utilicen correlacionadores pronto tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de banda pre correlación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial (incluida la contribución de la antena) están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, salvo que la anchura mínima de banda en la región 1 aumentará a 4 MHz y el espaciado de correlacionadores se reducirá a un promedio de 0,21 elementos o instantáneos de 0,235 elementos.

8.11.4.2 Para equipo de a bordo SBAS en el que se utilicen correlacionadores pronto-tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de banda pre correlación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial (incluida la contribución de la antena) están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11 para las tres primeras regiones.

8.11.5 Para receptores de aeronave en los que se utilizan correlacionadores pronto tarde y satélites de seguimiento de GLONASS, la anchura de banda pre correlación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-12.

8.11.6 En el caso de receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores de doble delta y satélites de seguimiento GPS, la anchura de banda pre correlación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tablas D-13A y D13B.

8.11.7 En el caso de receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores pronto tarde o de doble delta y satélites de seguimiento SBAS, la anchura de banda pre correlación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de las gamas de valores definidas en la Tabla D-14.

9. Supervisión de la condición y de los NOTAM

9.1 Condición del sistema

9.1.1 La degradación del GBAS tiene habitualmente efectos locales y principalmente influye en las operaciones de aproximación. Debe distribuirse como información relacionada con la aproximación lo relativo a la degradación del sistema GBAS.

9.1.2 La degradación de las constelaciones principales de satélites no tiene habitualmente efectos locales, pero se observan consecuencias adicionales en un área más amplia y pueden directamente influir en las operaciones en ruta. Debe distribuirse como información relacionada

con el área lo relativo a la degradación de estos elementos del sistema. Un ejemplo sería la falla de satélites.

9.1.3 La degradación de GRAS puede tener efectos locales y efectos de área amplia. Por consiguiente, si la degradación solamente tiene efectos locales, la información sobre degradación del sistema GRAS ha de distribuirse de conformidad con 9.1.1. Si la degradación tiene efectos de área amplia, la información sobre degradación del sistema GRAS ha de distribuirse de conformidad con 9.1.2.

9.1.4 Debe distribuirse la información para indicar que el GNSS no es capaz de prestar apoyo a una determinada operación. Por ejemplo, el GPS/SBAS podría no prestar apoyo a operaciones de aproximación de precisión de carácter particular. Esta información puede ser generada automáticamente o manualmente en base a modelos de actuación del sistema.

Tabla D-11. Limitaciones de seguimiento GPS para correlacionadores pronto tarde

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	$7 < BW \leq 16$ MHz	0,045 – 0,21	0,04 – 0,235	≤ 150 ns
3	$16 < BW \leq 20$ MHz	0,045 – 0,12	0,04 – 0,15	≤ 150 ns
4	$20 < BW \leq 24$ MHz	0,08 – 0,12	0,07 – 0,13	≤ 150 ns

Tabla D-12. Limitaciones de seguimiento GLONASS para correlacionadores pronto tarde

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$7 < BW \leq 9$ MHz	0,05 – 1,0	0,045 – 1,1	≤ 100 ns
2	$9 < BW \leq 15$ MHz	0,05 – 0,2	0,045 – 0,22	≤ 100 ns
3	$15 < BW \leq 18$ MHz	0,05 – 0,1	0,045 – 0,11	≤ 100 ns

Intencionalmente en blanco

Tabla D-13A. Limitaciones de seguimiento GPS para receptores de a bordo GRAS y SBAS con correlacionadores doble delta

Región	Anchura de banda precorrección de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (X) (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7 \text{ MHz}$	0,1 – 0,2	0,09 – 0,22	$\leq 600 \text{ ns}$
	$2 < BW \leq 7 \text{ MHz}$	0,2 – 0,6	0,18 – 0,65	
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (40 \times X) + 11,2 \text{ MHz}$	0,045 – 0,07	0,04 – 0,077	$\leq 150 \text{ ns}$
	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14 \text{ MHz}$	0,07 – 0,1	0,062 – 0,11	
	$7 < BW \leq 14 \text{ MHz}$	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq 16 \text{ MHz}$	0,07 – 0,24	0,04 – 0,26	$\leq 150 \text{ ns}$

Tabla D-13B. Limitaciones de seguimiento GPS para receptores de a bordo GBAS con correlacionadores doble delta

Región	Anchura de banda precorrección de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (X) (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7 \text{ MHz}$	0,1 – 0,2	0,09 – 0,22	$\leq 600 \text{ ns}$
	$2 < BW \leq 7 \text{ MHz}$	0,2 – 0,6	0,18 – 0,65	
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667 \text{ MHz}$	0,07 – 0,085	0,063 – 0,094	$\leq 150 \text{ ns}$
	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14 \text{ MHz}$	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	
	$7 < BW \leq 14 \text{ MHz}$	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq 16 \text{ MHz}$	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	$\leq 150 \text{ ns}$
	$(133,33 \times X) + 2,667 < BW \leq 16 \text{ MHz}$	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	

Tabla D-14. Limitaciones de seguimiento de la función telemétrica SBAS

Región	Anchura de banda precorrección de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$2 < BW \leq 7 \text{ MHz}$	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 600 \text{ ns}$
2	$7 < BW \leq 20 \text{ MHz}$	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 150 \text{ ns}$

9.2 Información sobre el tipo de degradación

Debe distribuirse la siguiente información:

- a) no disponibilidad del servicio;
- b) deterioro del servicio, de ser aplicable; y
- c) hora y duración prevista de la degradación.

9.3 Plazo de notificación

Para sucesos programados, la notificación debería presentarse a la autoridad NOTAM por lo menos 72 horas antes del suceso. En caso de sucesos no programados, la notificación a la autoridad NOTAM debería tener lugar en un plazo de 15 minutos. Debería presentarse la notificación respecto a sucesos de una duración de 15 minutos o más.

10. Interferencia

10.1 Posibilidad de interferencia

Los sistemas de radionavegación por satélite, GPS y GLONASS tienen características de potencia de señal recibida relativamente débil, lo cual significa que una señal de interferencia podría llevar a la pérdida del servicio. Para mantener el servicio, será necesario asegurarse de que no se excede de los niveles máximos de interferencia especificados en los SARPS.

10.2 Fuentes de interferencia en la banda

Una fuente posible de interferencia perjudicial en la banda es el funcionamiento del servicio fijo en algunos Estados. Existe una atribución primaria al servicio fijo para enlaces por microondas punto a punto en algunos Estados en la banda de frecuencias utilizada por el GPS y por el GLONASS.

10.3 Fuentes de interferencia fuera de banda

Entre las fuentes posibles de interferencia fuera de banda se incluyen emisiones armónicas y no deseadas de los transmisores aeronáuticos en VHF y UHF. El ruido fuera de banda, los productos discretos no esenciales y los productos de intermodulación causados por radiodifusiones de radio y televisión pueden también ocasionar problemas de interferencia.

10.4 Fuentes generadas por aeronaves

10.4.1 La posibilidad de interferencia perjudicial en el GPS y el GLONASS en una aeronave depende del tipo de aeronave, de su tamaño y del equipo transmisor instalado. En el emplazamiento de la antena GNSS debe tenerse en cuenta la posibilidad de interferencia a bordo (principalmente en SATCOM).

10.4.2 Los receptores GNSS que se utilizan a bordo de las aeronaves con equipos SATCOM deben tener un umbral superior de interferencia en la gama de frecuencias entre 1 610 MHz y 1 626,5 MHz que los receptores a bordo de aeronaves sin equipo SATCOM. Por consiguiente, deben distinguirse ambos casos en las especificaciones relativas al umbral de interferencia.

En el RAC 10, Volumen III, Parte I, Capítulo 4, 4.2.3.5 se presentan los límites para las estaciones terrenas de aeronave que radian a SATCOM.

10.4.3 Las principales técnicas de mitigación para interferencias a bordo comprenden el apantallamiento, el filtrado, las técnicas de diseño del receptor y particularmente en aeronaves de mayor dimensión, la separación física de antenas, transmisores y cables. Entre las técnicas del receptor se incluyen el uso de filtros adaptables y las técnicas de cancelación de interferencias que mitigan los efectos de interferencia en banda estrecha. Entre las técnicas de diseño de antenas se incluyen las antenas de direccionamiento nulo adaptables que reducen la ganancia de antena en la dirección de las fuentes de interferencia sin reducir la potencia de la señal procedente de los satélites.

10.5 Integridad en presencia de interferencia

El requisito de que los receptores SBAS y GBAS no produzcan información que induzca a error en presencia de interferencia tiene por finalidad evitar que se produzca información que induzca a error en las situaciones de interferencia involuntaria que pudieran surgir. Su fin no es ocuparse específicamente de la interferencia involuntaria. Aunque es imposible verificar completamente este requisito mediante pruebas, las normas de performance mínima operacional apropiadas del receptor, publicadas por RTCA y EUROCAE, ofrecen un medio aceptable de cumplirlo.

11. Grabación de parámetros GNSS

11.1 Para poder realizar las investigaciones después de incidentes y accidentes (Capítulo 2, 2.4.3), es necesario grabar la información GNSS tanto para el sistema de aumentación como para la constelación apropiada del sistema principal GNSS utilizada en la operación. Los parámetros que deben grabarse dependen del tipo de operación, el sistema de aumentación y los elementos principales empleados. Todos los parámetros a disposición de los usuarios dentro de un área de servicio en particular deberían grabarse en emplazamientos representativos dentro del área de servicio.

11.2 El objetivo no es garantizar de manera independiente que el GNSS está funcionando correctamente, ni tampoco proporcionar otro nivel de supervisión del sistema con el fin de detectar anomalías en el funcionamiento o en los datos de entrada para un proceso NOTAM. No es necesario que el sistema de grabación sea independiente del servicio GNSS, y puede delegarse a otros Estados u organismos. Para hacer posible la reconstrucción futura de las indicaciones de posición, velocidad y tiempo que proporcionan las configuraciones GNSS específicas, se recomienda registrar los datos continuamente, en general a cada 1 Hz.

11.3 En el caso de los sistemas GNSS principales, deberían grabarse para todos los satélites los siguientes elementos que son objeto de supervisión:

- a) portadora del satélite observado a densidad de ruido (C/N_0);
- b) código de pseudodistancia en bruto del satélite observado y mediciones de fase de la portadora;
- c) mensajes de navegación de satélites de radiodifusión, para todos los satélites a la vista; y
- d) información acerca de la condición del receptor de grabación pertinente.

11.4 En el caso del SBAS, deberían grabarse los siguientes elementos supervisados, para todos los satélites geoestacionarios a la vista además de los elementos supervisados del sistema principal GNSS que se enumeran a continuación:

- a) portadora del satélite geoestacionario observado a densidad de ruido (C/N0);
- b) código de pseudodistancia en bruto del satélite geoestacionario observado y mediciones de fase de la portadora;
- c) mensajes de datos SBAS de radiodifusión; y
- d) información acerca de la condición del receptor pertinente.

11.5 En el caso del GBAS, deberían grabarse los elementos supervisados siguientes, además de los elementos que se supervisan del sistema principal GNSS y del GBAS ya mencionados (si corresponde):

- a) nivel de potencia de la VDB;
- b) información acerca de la condición de la VDB; y
- c) mensajes de datos GBAS de radiodifusión.

12. Evaluación de la actuación GNSS

La información de la Sección 11 se puede utilizar también para prestar apoyo a la confirmación periódica de la actuación GNSS en el área de servicio.

13. GNSS y base de datos

En el Anexo 11, Capítulo 2, y en el Anexo 15, Capítulo 3 figuran disposiciones relativas a los datos aeronáuticos.

13.1 La base de datos debe estar actualizado respecto al ciclo AIRAC de efectividad que generalmente significa que se cargue la base de datos vigente al sistema aproximadamente cada 28 días. Debe evitarse el funcionar con bases de datos de navegación fuera de fecha.

13.2 Sin embargo, en algunas situaciones, las operaciones sin riesgo con una base de datos que haya expirado pueden realizarse implantando un proceso o utilizando procedimientos para asegurarse que los datos requeridos son correctos. Es necesario obtener previamente la aprobación del Estado respecto a estos procesos o procedimientos.

13.2.1 Estos procedimientos deben basarse en uno de los siguientes métodos:

a) exigir que la tripulación verifique, antes de las operaciones, la información crítica de la base de datos comparándola con la información actualmente publicada. (Este método aumenta la carga de trabajo y no sería práctico en todas las aplicaciones.); o

b) renunciar al requisito de una base de datos actualizada y a verificaciones frecuentes de la tripulación acerca de la información en la base de datos. Esta renuncia puede solamente aplicarse en casos muy concretos cuando la aeronave realiza operaciones en un área geográfica estrictamente limitada y cuando tal área está controlada por un solo organismo normativo o por múltiples organismos que coordinan este proceso; o

c) utilizar otro método aprobado que asegure un nivel equivalente de seguridad.

14. Modelo de errores residuales

14.1 La aplicación de los requisitos de integridad para el SBAS y GBAS exige que se utilice una distribución modelo para caracterizar las características de error de pseudodistancia. Se construyen los modelos HPL/LPL y VPL (véase 7.5.3) basándose en modelos de los componentes de error particulares (en el dominio de pseudodistancia) que son independientes, distribuciones normales de promedio cero. Debe definirse la relación entre este modelo y la distribución de error verdadero.

14.2 Un método de asegurar que se satisfacen los requisitos de riesgo de nivel de protección es definir la varianza modelo (σ^2), tal que la distribución de error acumulado satisface las condiciones:

$$\int_y^{\infty} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

siendo

$f(x)$ = función de densidad de probabilidad del error residual de pseudodistancia de aeronave, y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

14.3 Este método puede aplicarse directamente cuando los componentes del error tienen un promedio cero, son simétricos y tienen funciones de densidad de probabilidad unimodal. Este es el caso para la contribución del receptor al error de pseudodistancia corregida, puesto que el elemento de aeronave no está sometido a errores residuales de multirrayectos de baja frecuencia.

14.4 Este método puede ampliarse para atender a los errores residuales que no son promedio cero, inflando la varianza modelo para compensar el efecto posible del promedio en el dominio de posición.

14.5 Deben tenerse en cuenta varios factores al verificar los modelos de error de pseudodistancia comprendido lo siguiente:

- a) la índole de los componentes del error;
- b) el tamaño de la muestra requerido para tener confianza en la recopilación de datos y la estimación de cada distribución;
- c) el tiempo de correlación de los errores; y
- d) la sensibilidad de cada distribución respecto al lugar geográfico y a la hora.

Figura D-1. Reservada

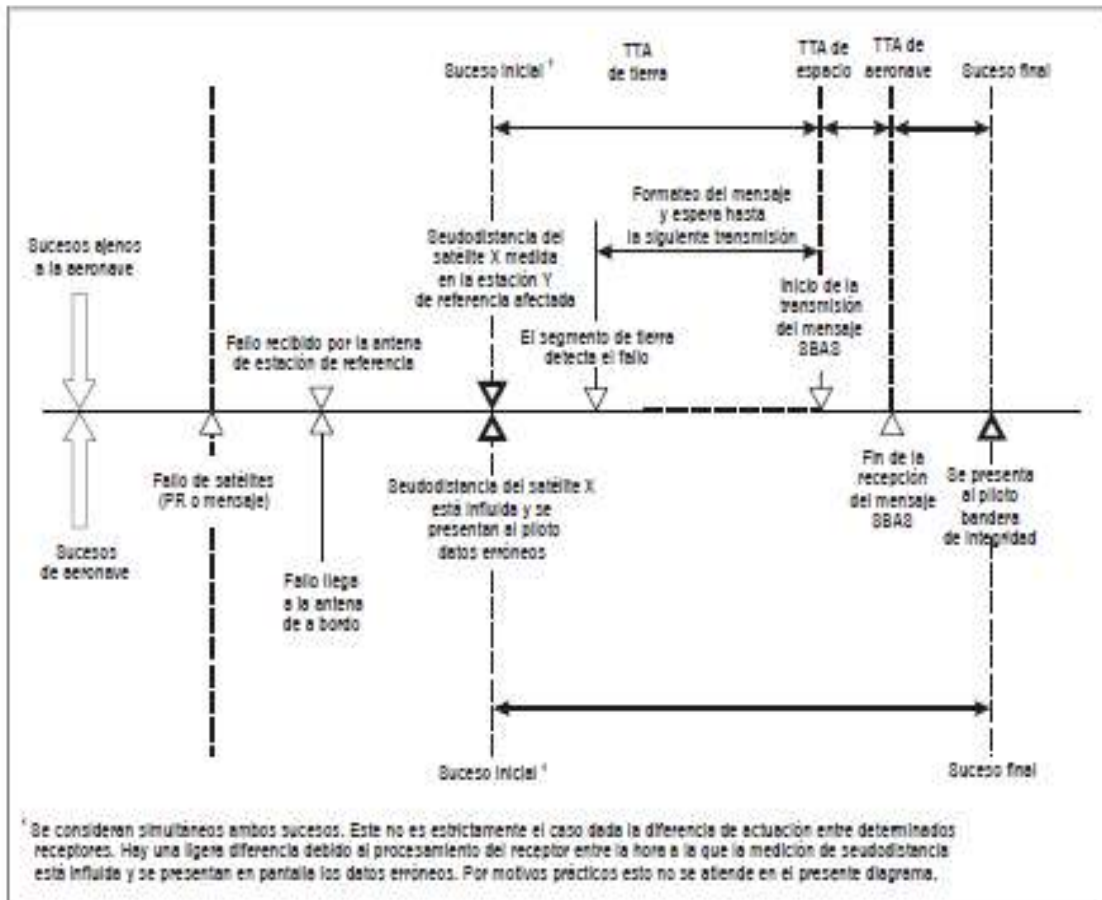


Figura D-2. Tiempo a alerta SBAS

Intencionalmente en blanco

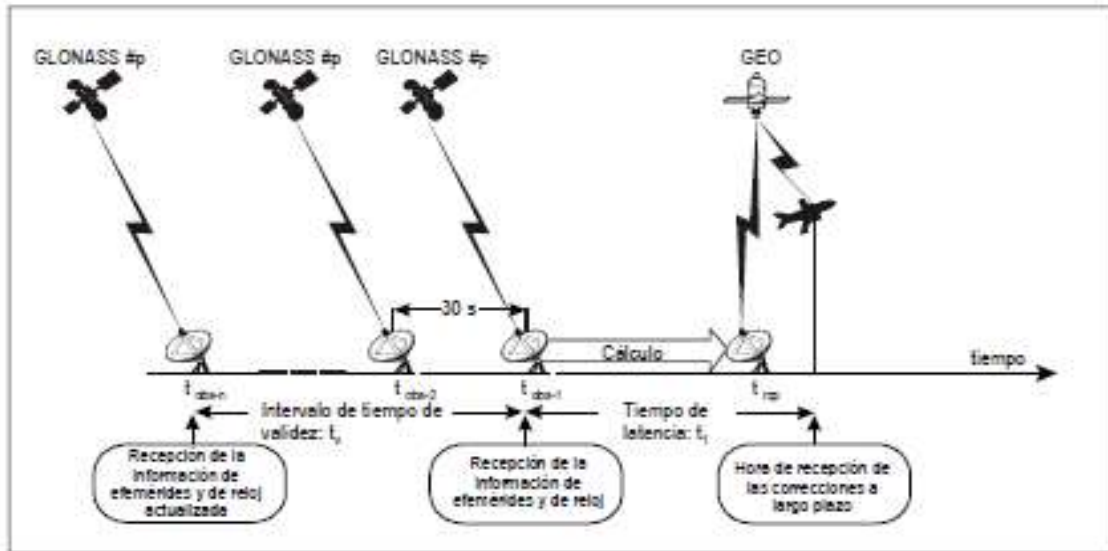
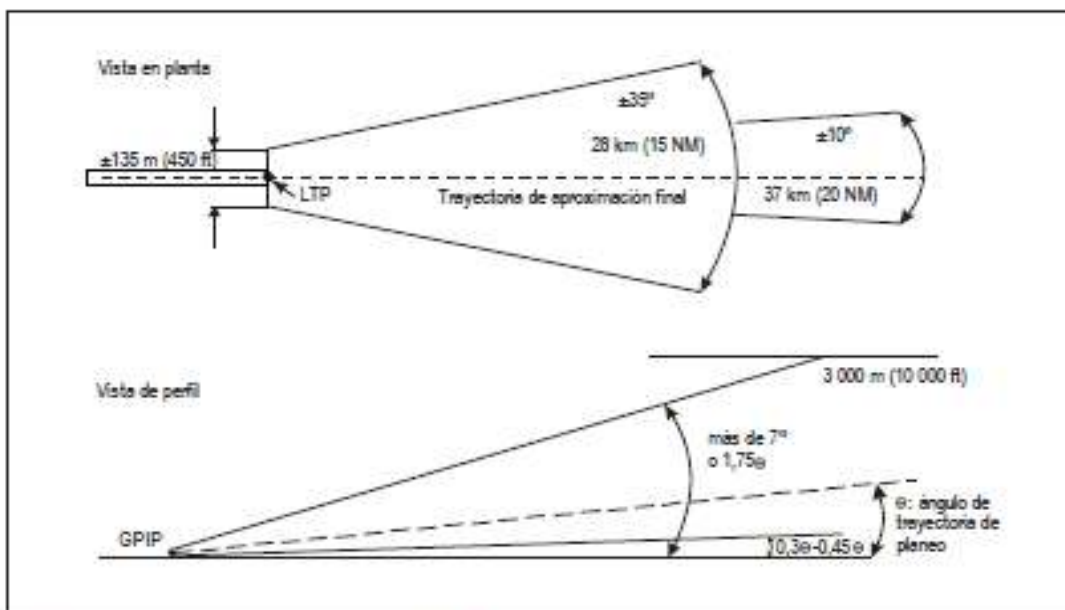


Figura D-3. Hora GLONASS



GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje

Figura D-4. Cobertura GBAS mínima

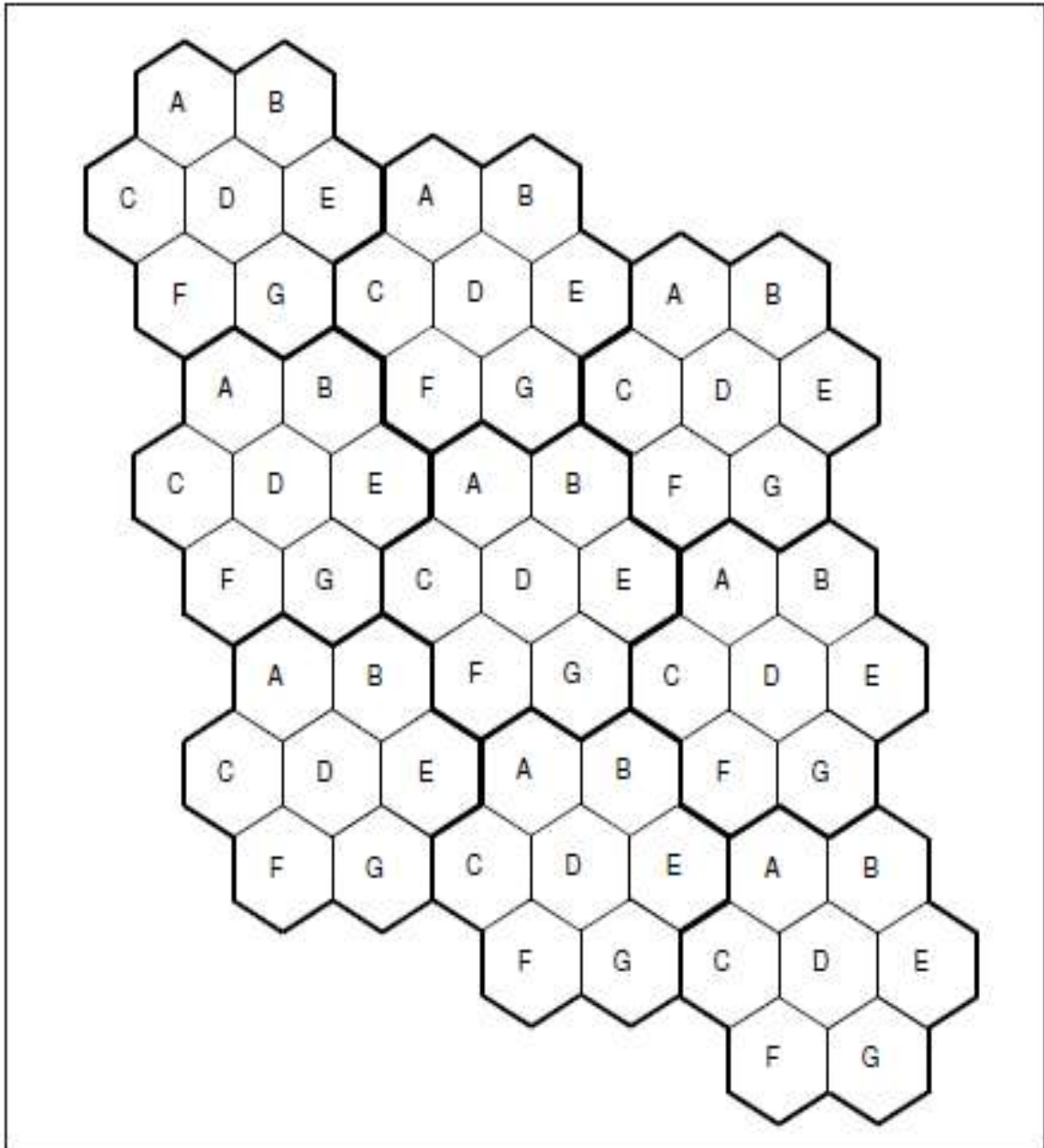


Figura D-4A. Red VHF GBAS de una sola frecuencia con intervalos de tiempo múltiples

Intencionalmente en blanco

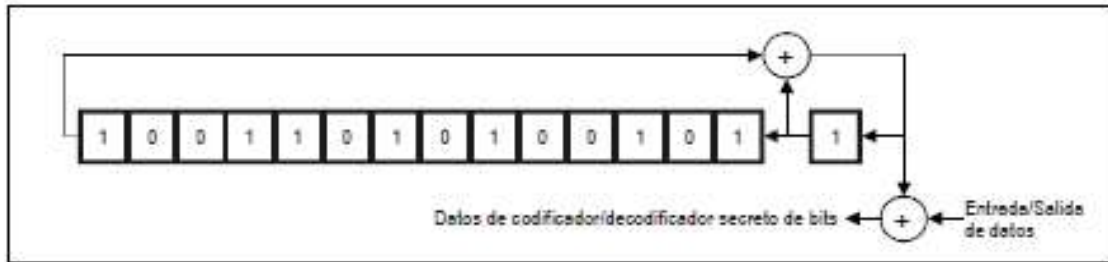
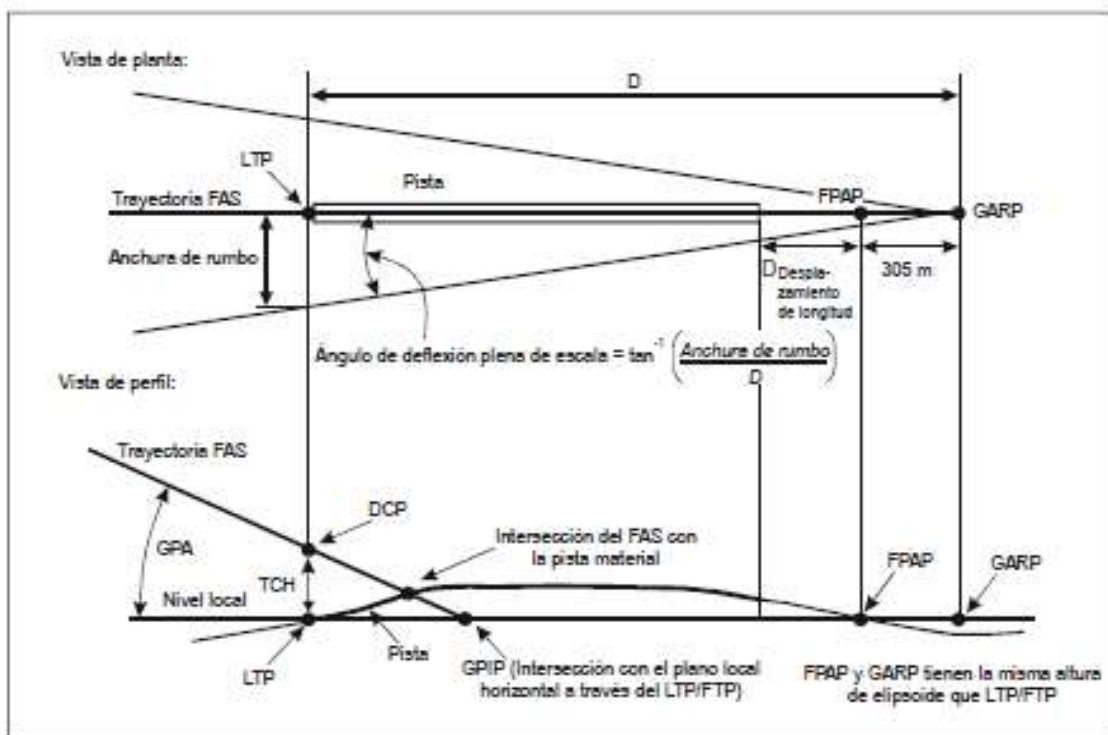
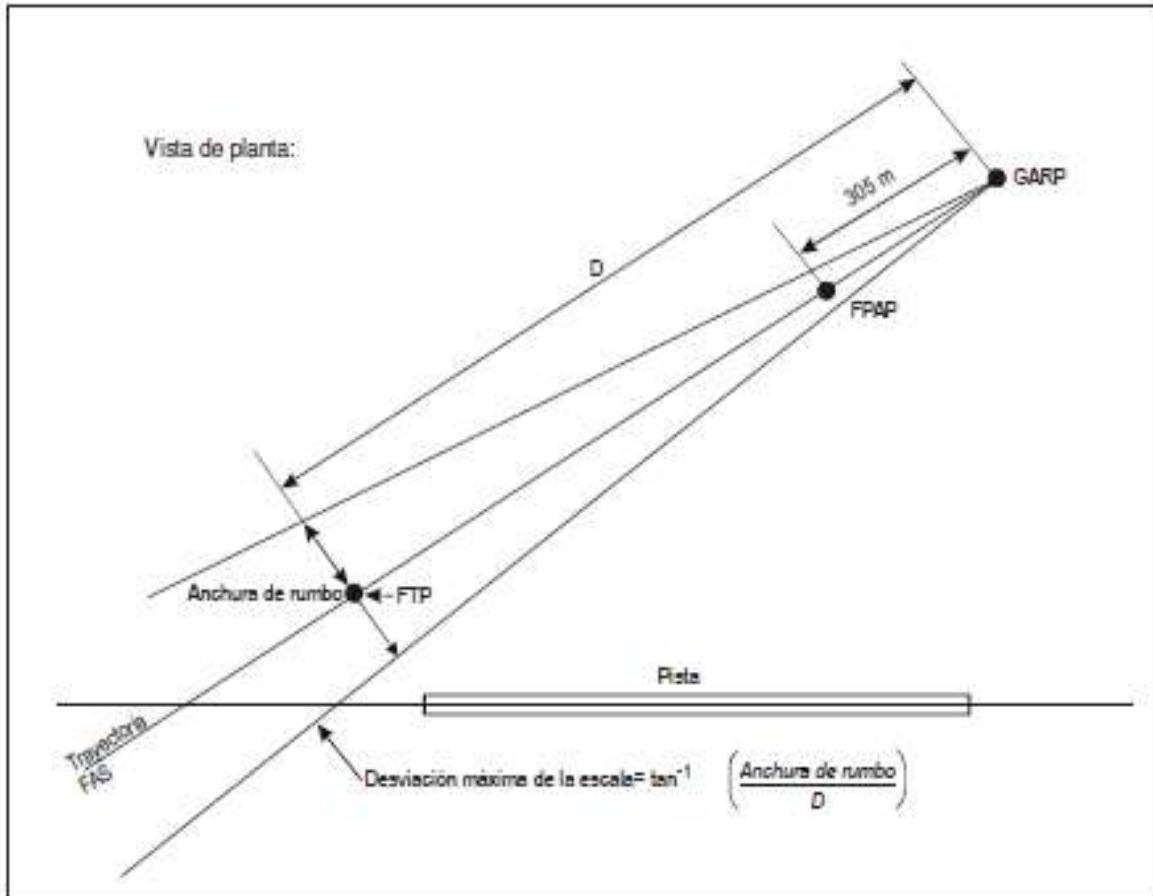


Figura D-5. Codificador/decodificador secreto de bits



- DCP — punto de cruce de referencia
- FAS — tramo de aproximación final
- FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
- FTP — punto de umbral ficticio (véase la Figura D-7)
- GARP — punto de referencia de azimut GBAS
- GPA — ángulo de trayectoria de planeo promulgado
- GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
- LTP — punto del umbral de aterrizaje
- TCH — altura de franqueamiento del umbral

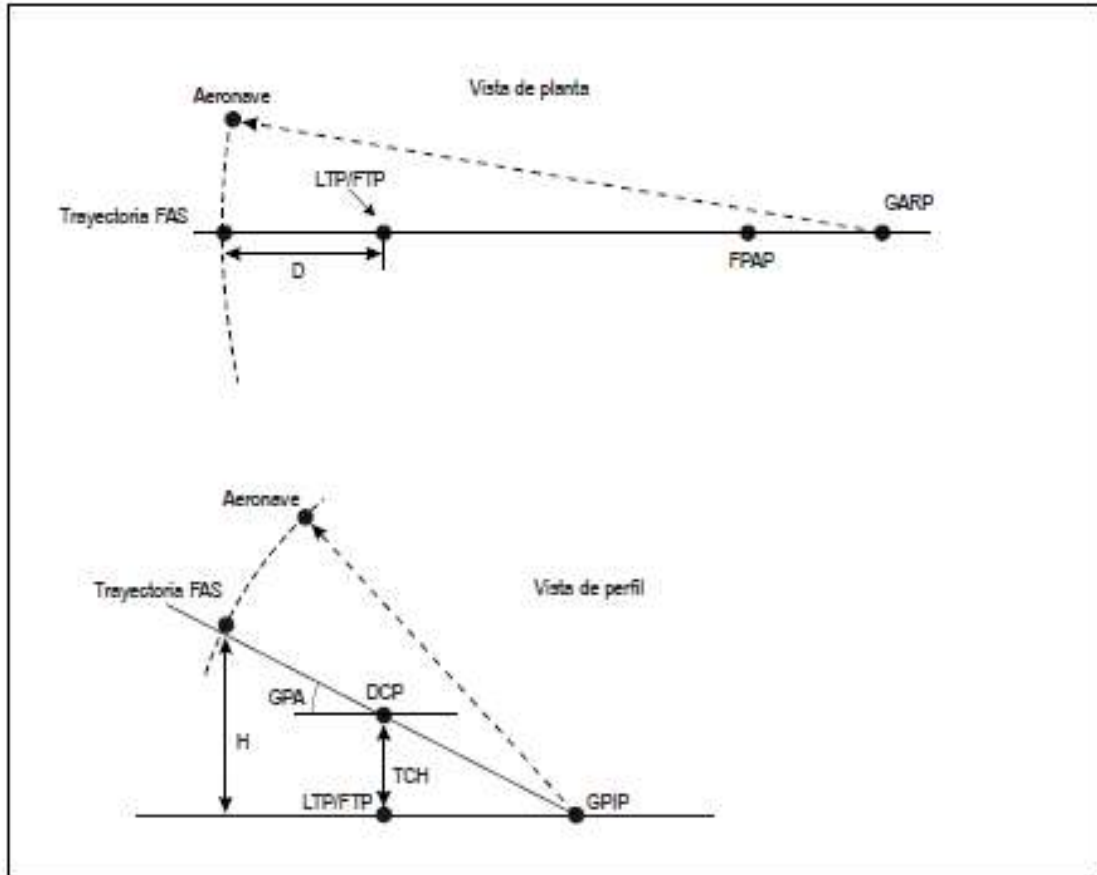
Figura D-6. Definición de trayectoria de tramo de aproximación final (FAS)



- FAS — tramo de aproximación final
- FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
- FTP — punto de umbral ficticio
- GARP — punto de referencia de azimut GBAS

Figura D-7. Definición de trayectoria FAS para aproximaciones no alineadas con la pista

Intencionalmente en blanco



- DCP — punto de cruce de referencia
- FAS — tramo de aproximación final
- FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
- FTP — punto de umbral ficticio (véase la Figura D-7)
- GARP — punto de referencia de azimut GBAS
- GPA — ángulo de trayectoria de planeo promulgado
- GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
- LTP — punto del umbral de aterrizaje
- TCH — altura de franqueamiento del umbral

Figura D-8. Definición de los parámetros D y H en el cálculo del límite de alerta

Intencionalmente en blanco

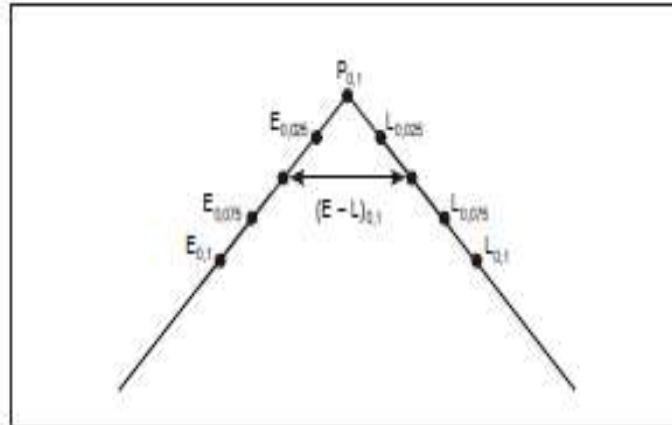


Figura D-9. Cresta de correlación y valores medidos de correlacionador "al acercarse"

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO E

TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA VERIFICACIÓN PREVIA AL VUELO DEL EQUIPO VOR DE A BORDO

1. ESPECIFICACIÓN RELATIVA A LA INSTALACIÓN PARA PRUEBAS DEL EQUIPO VOR DE A BORDO (VOT)

1.1 Introducción

Con el fin de orientar a los Estados que deseen facilitar una señal de prueba para la verificación previa al vuelo del equipo VOR de a bordo, se indican a continuación algunas características de una instalación de pruebas del equipo VOR de a bordo (VOT).

1.2 Generalidades

- 1.2.1 El VOT debe estar diseñado de forma que emita señales que permitan el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica VOR de aeronave en aquellas áreas del aeródromo en las que la verificación previa al vuelo es conveniente y deseable.
- 1.2.2 El VOT debe construirse y ajustarse de tal forma que el indicador de marcaciones del VOR de la aeronave indique cero grados "FROM" ("DE") cuando no haya variado la calibración del receptor. Dicha indicación permanece constante independientemente de la posición angular de la aeronave con respecto al VOT, dentro de la cobertura prevista.
- 1.2.3 En vista de la forma en que se hace uso del VOT no existe ninguna necesidad fundamental de duplicarlo en ningún emplazamiento.
- 1.2.4 El VOT debe radiar una radiofrecuencia portadora a la que se aplican dos modulaciones separadas de 30 Hz. Las características de estas modulaciones deberían ser idénticas a las señales de fase de referencia y de fase variable del VOR. Las fases de dichas modulaciones deberían ser independientes del azimut y deberían coincidir entre sí en todo momento.

1.3 Radiofrecuencia

El VOT debería funcionar en la banda de 108-117,975 MHz en un canal VOR apropiado, elegido de modo que no interfiera con ningún servicio de comunicación o de navegación VHF. La frecuencia más alta asignable es de 117,975 MHz. La tolerancia de frecuencias de la radiofrecuencia portadora será de $\pm 0,005\%$, excepto por lo dispuesto en el Capítulo 3, 3.3.2.2 y 3.3.2.3.

1.4 Polarización y precisión

- 1.4.1 La emisión del VOT debería estar polarizada horizontalmente.
- 1.4.2 La precisión de la información de "marcación" transmitida por la radiación del VOT será de $\pm 1^\circ$.

Como las dos modulaciones de la radiofrecuencia portadora coinciden en fase en todo momento, la energía residual polarizada verticalmente no afectará a la precisión de la instalación.

1.5 Cobertura

1.5.1 Los requisitos respecto a cobertura y, por lo tanto, la potencia que debe radiarse dependerán necesariamente, en gran medida, de las circunstancias locales. Para ciertas instalaciones será suficiente una pequeña fracción de un vatio, mientras que en otros casos, especialmente si dos o más aeródromos muy cercanos han de servirse de una sola instalación de pruebas, quizás necesite emitirse una energía de radiofrecuencia de varios vatios.

1.5.2 Cuando no haya necesidad de proteger canales comunes de los VOR, VOT y localizadores ILS contra interferencia del VOT, la emisión se limitará a la necesaria para conseguir un funcionamiento satisfactorio y lograr que no se produzcan interferencias a otras asignaciones de canal común.

1.6 Modulación

1.6.1 La radiofrecuencia portadora observada en cualquier punto del espacio estará modulada en amplitud por dos señales en la forma siguiente:

- a) Una subportadora de 9 960 Hz de amplitud constante modulada en frecuencia a 30 Hz con una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17); y
- b) 30 Hz.

1.6.2 La profundidad de modulación debida a las señales de 9 960 Hz y de 30 Hz estará comprendida dentro de los límites del 28 al 32% para cada componente.

1.6.3 La señal que modula en frecuencia la subportadora de 9 960 Hz y la señal que modula en amplitud la radiofrecuencia portadora deberían mantenerse ambas a 30 Hz dentro de $\pm 1\%$.

1.6.4 La frecuencia de la subportadora de 9 960 Hz se mantendrá dentro de $\pm 1\%$.

1.6.5 El porcentaje de modulación en amplitud de la subportadora de 9 960 Hz existente en la salida del transmisor no debería exceder del 5%.

1.7 Identificación

1.7.1 El VOT debería transmitir una señal de identificación de 1 020 Hz. La clave de identificación de una instalación VOT debería seleccionarse por la autoridad competente para que sea inequívocamente distintiva de la función de prueba y, de ser necesario, del emplazamiento.

En un Estado, cuando la cobertura del VOT se limita a un solo aeródromo, la identificación consiste en una serie continua de puntos.

- 1.7.2** La profundidad a que la radiofrecuencia portadora se modula por la señal de identificación debería ser aproximadamente del 10%.

1.8 Control

- 1.8.1** Básicamente, no es necesario el control automático continuo del VOT, siempre que la fase relativa de los componentes AM y FM de 30 Mz esté acoplada mecánicamente y que existan medios para hacer la inspección periódica y la supervisión remota del estado del VOT.

- 1.8.2** La provisión de control automático puede doblar el costo de una instalación VOT y, en consecuencia, muchas autoridades competentes quizás empleen únicamente la supervisión remota desde un punto de control. Sin embargo, cuando de acuerdo con el uso que ha de hacerse del VOT, un Estado decida proveer control automático, éste debería tener las siguientes características.

El equipo de control debería transmitir un aviso a un punto de control y suspender la transmisión cuando se produzcan cualquiera de las desviaciones siguientes respecto a las condiciones establecidas:

- a) Un cambio de más de 1°, en el emplazamiento del equipo de control de la información de "marcación" transmitida por el VOT;
- b) una disminución del 50% en el nivel de la señal, de las señales de 9 960 ó 30 Hz recibida en el equipo de control. La falla del equipo de control debería suspender automáticamente la transmisión.

2. SELECCIÓN Y EMPLEO DE LOS PUNTOS DE VERIFICACIÓN DEL VOR EN EL AERÓDROMO

2.1 Generalidades

- 2.1.1** Cuando un VOR está convenientemente emplazado respecto a un aeródromo, la verificación previa al vuelo de la instalación VOR de la aeronave se facilita mediante el establecimiento de puntos de verificación adecuadamente calibrados y señalados en partes convenientes del aeródromo.

- 2.1.2** En vista de la amplia variedad de circunstancias que puedan encontrarse, no es conveniente determinar ningún requisito ni método uniforme para seleccionar los puntos de verificación del VOR en el aeródromo. Sin embargo, los Estados que deseen dar este servicio pueden guiarse por las siguientes consideraciones para seleccionar los puntos que han de usarse.

2.2 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación

- 2.2.1** La intensidad de la señal del VOR cercano tiene que ser suficiente para lograr el funcionamiento satisfactorio de una instalación VOR típica de aeronave. Especialmente, debe asegurarse la completa actuación del banderín (que no se vea el banderín).

- 2.2.2** Los puntos de verificación, dentro de los límites convenientes para las operaciones, deberían estar situados donde no haya edificios ni otros objetos reflectores (fijos o móviles) que puedan disminuir la precisión o la estabilidad de la señal del VOR.
- 2.2.3** La marcación del VOR observada en cualquier punto seleccionado, teóricamente debería estar comprendida dentro de $\pm 1,5^\circ$ de la marcación determinada con toda precisión topográfica o cartográficamente.
- 2.2.4** La información VOR en un punto seleccionado debería utilizarse operativamente sólo si se comprueba repetidamente que está comprendida dentro de $\pm 2^\circ$ de la marcación publicada. La estabilidad de la información VOR en un punto seleccionado debería comprobarse periódicamente con un receptor calibrado a fin de conseguir que se cumpla la tolerancia de $\pm 2^\circ$ independientemente de la orientación de la antena receptora del VOR.
- 2.2.5** Los puntos de verificación que satisfagan los requisitos anteriores deberían seleccionarse en consulta con los explotadores interesados. Generalmente es conveniente disponer de puntos de verificación en las plataformas de espera en los extremos de las pistas y en las áreas de mantenimiento y de carga.

2.3 Señalamiento de los puntos de verificación del VOR

Todo punto de verificación del VOR debe señalarse claramente. Esta indicación debe incluir la marcación del VOR que un piloto observará en el instrumento de la aeronave si la instalación VOR funciona correctamente.

2.4 Empleo de los puntos de verificación del VOR

La precisión con que un piloto debe situar la aeronave respecto a un punto de verificación dependerá de la distancia desde la estación VOR. En los casos en que el VOR esté relativamente cerca de un punto de verificación, debe tenerse sumo cuidado para que la antena del receptor VOR de la aeronave quede directamente sobre el punto de verificación.

Intencionalmente en blanco

ADJUNTO F
TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO A CONFIABILIDAD Y DISPONIBILIDAD DE
RADIOCOMUNICACIONES Y DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

1. INTRODUCCIÓN Y CONCEPTOS FUNDAMENTALES

Este adjunto trata de suministrar texto de orientación que los Estados miembros puedan encontrar útil, a fin de proporcionar el grado de integridad, confiabilidad y disponibilidad de la instalación, compatibles con sus exigencias operativas.

El texto contenido en este adjunto tiene por objeto facilitar orientación y aclaración, y no ha de considerarse como parte de las normas y métodos recomendados contenidos en esta RAC.

1.1 Definiciones

Confiabilidad de la instalación. La probabilidad de que la instalación terrestre funcione dentro de las tolerancias especificadas.

Confiabilidad de la señal. La probabilidad de que la aeronave disponga de una señal en el espacio de características especificadas.

Esta definición se refiere a la probabilidad de que la señal esté presente durante un período de tiempo especificado.

Disponibilidad de la instalación. La relación entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento especificado.

Falla de la instalación. Cualquier acontecimiento inesperado que pueda dar lugar a un período operacionalmente importante, durante el cual una instalación no facilite servicio dentro de las tolerancias especificadas.

Tiempo medio entre fallas (MTBF). El tiempo real de funcionamiento de la instalación dividido por el número total de fallas de la instalación ocurridas durante ese período de tiempo.

1.2 Confiabilidad de la instalación

1.2.1 La confiabilidad se consigue mediante una combinación de factores. Estos factores son variables y se pueden ajustar individualmente para lograr una solución integral que sea óptima y compatible con las necesidades y las condiciones de un determinado medio. Por ejemplo, se puede compensar en cierto grado una baja confiabilidad suministrando más personal de mantenimiento y/o aumentando la redundancia del equipo. De la misma manera, los bajos niveles de pericia del personal de mantenimiento pueden contrarrestarse proporcionando equipo de elevada confiabilidad.

1.2.2 La siguiente fórmula expresa la confiabilidad de la instalación, en porcentaje:

$$R = 100 e^{-t/m}$$

en la que:

R = Confiabilidad (probabilidad de que la instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas durante un tiempo t , también denominada probabilidad de persistencia, P_s);

E = base de los logaritmos naturales;

T = período de tiempo de interés;

m = tiempo medio entre fallas de la instalación (MTBF).

Se puede ver que la confiabilidad aumente conforme aumenta el tiempo medio entre fallas. Para un alto grado de confiabilidad y para un valor de t importante desde el punto de vista operacional, debemos tener un MTBF grande; así, es otra manera más conveniente de expresar la confiabilidad.

1.2.3 Los resultados experimentales indican que la fórmula anterior es correcta para la mayoría de los equipos electrónicos cuando las fallas siguen una distribución de Poisson. No será aplicable al ponerse inicialmente en servicio un equipo cuando hay un número relativamente grande de fallas prematuras de los componentes; tampoco será aplicable cuando el equipo se esté aproximando al final de su vida de servicio.

1.2.4 En muchos tipos de instalación que utilizan equipo convencional (con válvulas termoiónicas), se han conseguido de manera estable valores de MTBF de 1 000 h o más. Para indicar el significado de un MTBF de 1 000 h, la correspondiente confiabilidad de 24 h es aproximadamente de 97,5% (es decir, la probabilidad de una falla de la instalación durante un período de 24 h viene de 2,5%).

1.2.5 La Figura F-1 muestra la probabilidad de persistencia de la instalación P_s después de un período de tiempo t , para varios valores MTBF.

Es importante observar que la probabilidad de persistencia durante un período de tiempo igual al MTBF es de sólo 0,37 (37%); de esta manera, no debería caerse en la tentación de dar por supuesto que el período MTBF está exento de fallas.

1.2.6 Se puede ver que los ajustes de MTBF producirán el grado deseado de confiabilidad. Los factores que afectan al MTBF y por tanto a la confiabilidad de la instalación son:

- a) Confiabilidad inherente del equipo;
- b) grado y tipo de la redundancia;
- c) confiabilidad de los servicios públicos tales como las líneas de distribución de energía eléctrica, de teléfonos o de control;
- d) grado y calidad del mantenimiento; y
- e) factores del medio ambiente, tales como temperatura y humedad.

1.3 Disponibilidad de la instalación

1.3.1 La disponibilidad en tanto por ciento, puede expresarse como el cociente entre el tiempo real de funcionamiento dividido por el tiempo de funcionamiento especificado, considerando un período prolongado. Simbólicamente,

$$A = \frac{\text{Tiempo de funcionamiento (100)}}{\text{Tiempo de funcionamiento especificado}}$$

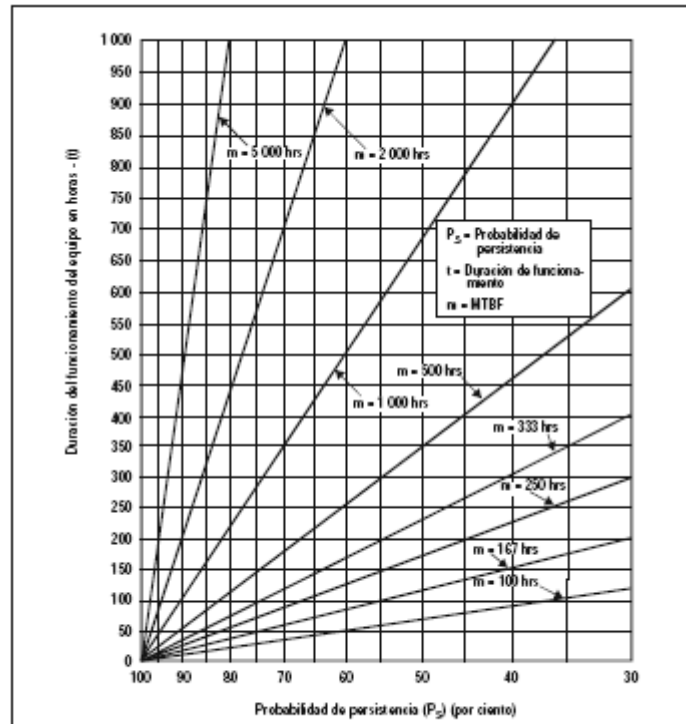


Figura F-1. Gráfico de $P_s = 100 e^{-t/m}$

Por ejemplo, si una instalación hubiese estado funcionando normalmente durante un total de 700 h en el transcurso de un mes de 720 h, la disponibilidad correspondiente a dicho mes sería de un 97,2%.

1.3.2 Los siguientes factores son importantes si se quiere que la instalación posea un alto grado de disponibilidad:

- Confiabilidad de la instalación;
- actuación rápida del personal de mantenimiento en caso de avería;
- adiestramiento adecuado del personal de mantenimiento;
- equipo concebido de forma que ofrezca buenas posibilidades de acceso y mantenimiento;
- apoyo logístico eficiente;

- f) suministro de un equipo de ensayo adecuado; y
- g) equipo y/o servicios de reserva.

2. ASPECTOS PRÁCTICOS DE LA CONFIABILIDAD Y LA DISPONIBILIDAD

2.1 Medición de la confiabilidad y la disponibilidad

- 2.1.1** Confiabilidad. El valor que se obtiene en la práctica en cuanto al MTBF debe necesariamente ser una estimación, ya que habrá de medirse durante un período finito de tiempo. Si se mide el MTBF durante períodos de tiempo dados, las administraciones podrán determinar las variaciones de confiabilidad de sus respectivas instalaciones.
- 2.1.2** Disponibilidad. Este aspecto también es importante porque proporciona una indicación del grado en que está a disposición de los usuarios una instalación (o un grupo de instalaciones). La disponibilidad está en relación directa con la eficiencia obtenida cuando se restablece el servicio normal de las instalaciones.
- 2.1.3** Las cantidades básicas y la manera de medirlas se indican en la Figura F-2. Dicha figura no pretende representar una situación típica que, normalmente, entrañaría un mayor número de períodos de inactividad durante el tiempo de funcionamiento especificado. Debería también tenerse presente que si se quieren obtener los valores más representativos en lo que respecta a confiabilidad y a disponibilidad, el tiempo de funcionamiento especificado, respecto al cual se esté midiendo, debe ser lo más prolongado posible.

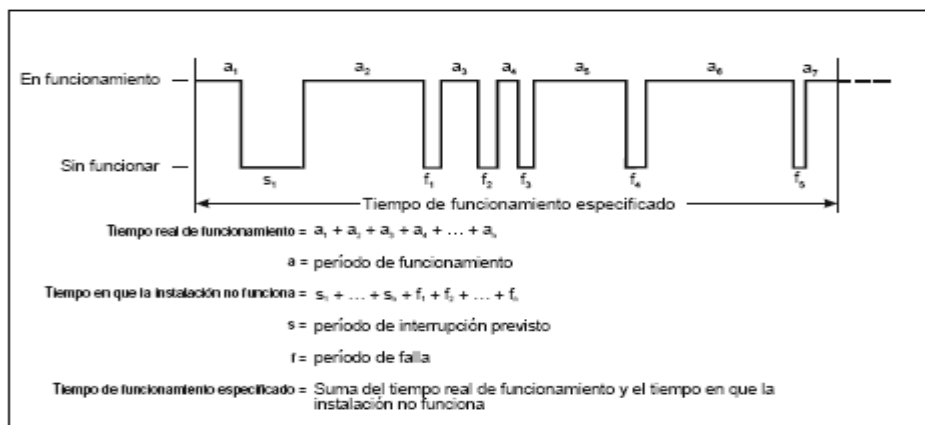


Figura F-2. Evaluación de la disponibilidad y confiabilidad de la instalación

- 2.1.4** Si se emplean las cantidades que aparecen en la Figura F-2, que incluye un período de interrupción previsto y cinco períodos de falla, se puede calcular el tiempo medio entre fallas (MTBF) y la disponibilidad (A) de la manera siguiente:

Suponiendo que:

$a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + a_5 + a_6 + a_7 =$	5 540 horas
$s_1 =$	20 horas
$f_1 =$	2½ horas
$f_2 =$	6¼ horas
$f_3 =$	3¾ horas
$f_4 =$	5 horas
$f_5 =$	2½ horas
Tiempo de funcionamiento especificado =	5580 horas

Tiempo real de funcionamiento

$$MTBF = \frac{\textit{Tiempo real de funcionamiento}}{\textit{Numero de fallas}}$$

$$= \sum_{i=1}^7 a_i / 5$$

$$= 5540/5 = 1108 \text{ horas}$$

$$A = \frac{\textit{Tiempo real de funcionamiento} \times 100}{\textit{Tiempo de funcionamiento especificado}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^7 a_i \times 100}{\sum_{i=1}^7 a_i + s_1 + \sum_{i=1}^5 f_i}$$

$$= (5540/5580) \times 100 = 99.3\%$$

Intencionalmente en blanco

**ADJUNTO G.
INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y
MÉTODOS RECOMENDADOS RELATIVOS AL MLS.**

Reservado

ADJUNTO H

ESTRATEGIA PARA LA RACIONALIZACIÓN DE LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN CONVENCIONALES Y EVOLUCIÓN EN APOYO DE LA NAVEGACIÓN BASADA EN LA PERFORMANCE

(Véase el Capítulo 2, 2.1)

1. Introducción

- 1.1 La transición desde la navegación con referencia a instalaciones hacia la navegación basada en coordenadas que permite la navegación basada en la performance (PBN) aporta beneficios significativos, en particular porque se logra la flexibilidad que se requiere para diseñar el espacio aéreo y las rutas y procedimientos conexos, según las necesidades operacionales. La infraestructura de navegación más adecuada para apoyar la PBN es el GNSS. En consecuencia, la función de las ayudas para la navegación convencionales está ahora evolucionando hacia una infraestructura terrenal de reversión capaz de mantener la seguridad operacional y un nivel adecuado de operaciones en caso de que el GNSS no esté disponible (por ejemplo, debido a interrupción del servicio). Durante esta evolución, con las ayudas terrenales también pueden realizarse operaciones PBN, en el caso de los usuarios que todavía no tienen equipo GNSS.
- 1.2 El propósito de la estrategia establecida en este Adjunto es proporcionar orientación a los Estados en la racionalización de las ayudas para la navegación y en la evolución coordinada hacia la provisión de una infraestructura terrenal de reversión. Esta estrategia debería considerarse en particular al decidir acerca de las inversiones en nuevas instalaciones o en la renovación de instalaciones. El contexto de esta evolución de la infraestructura de navegación se describe en el Plan mundial de navegación aérea (Doc. 9750).
- 1.3 La estrategia se refiere a la aplicación de las radioayudas tanto para la navegación convencional como para la basada en la performance en el espacio aéreo en ruta y terminal, y a su utilización como ayudas para aproximaciones que no son de precisión. El Manual de navegación basada en la performance (PBN) (Doc. 9613) contiene orientación detallada acerca de los requisitos de infraestructura de la navegación PBN.

En el Adjunto B figura la estrategia relativa a las operaciones de aproximación y aterrizaje con guía vertical (APV) y de aproximación y aterrizaje de precisión.

2. Objetivos de la estrategia

La estrategia debe:

- a) mantener por lo menos el nivel de seguridad actual de las operaciones de navegación de área en ruta y terminal;
- b) facilitar la implantación de la navegación basada en la performance (PBN);
- c) mantener el interfuncionamiento a escala mundial;

- d) permitir flexibilidad regional en base a una planificación regional coordinada;
- e) alentar a los usuarios del espacio aéreo a instalar equipo de aviónica PBN adecuado; y
- f) tener en cuenta los aspectos económicos, operacionales y técnicos.

3. Consideraciones

3.1 Consideraciones operacionales

3.1.1 Las consideraciones siguientes se basan en el supuesto de que los requisitos operacionales están definidos, los recursos requeridos están asignados, y se pone el esfuerzo necesario. En particular, los cambios en el suministro de instalaciones de radionavegación exigen que se realice el esfuerzo correspondiente en la planificación del espacio aéreo, el diseño de procedimientos, la consideración de aspectos normativos y una amplia consulta con los usuarios del espacio aéreo a quienes afectan.

3.2 Consideraciones relativas a NDB

3.2.1 Los NDB no tienen ninguna función en el funcionamiento de la PBN, excepto cuando se trata de verificación de la posición y toma de conciencia de la situación en general. Estas funciones menores no justifican el requisito de mantener las instalaciones NDB.

3.2.2 Salvo cuando no hay otra alternativa disponible debido a limitaciones en la flota del usuario, o a restricciones financieras, del terreno o de seguridad operacional:

- a) el uso de NDB como ayuda para la navegación en ruta o baliza de área terminal está en general obsoleto;
- b) los NDB utilizados en apoyo de SID/STAR deberían reemplazarse por puntos de recorrido RNAV;
- c) los NDB utilizados como radiofaro de localización para ayudar en las operaciones de interceptación ILS deberían reemplazarse por puntos de recorrido RNAV;
- d) debería desalentarse el uso de NDB para apoyar operaciones de aproximación frustrada, salvo en casos en que por seguridad operacional local se requiere capacidad de aproximación frustrada que no sea GNSS; y
- e) los NDB que se utilicen como ayuda en aproximaciones que no son de precisión deberían retirarse aprovechando la oportunidad que ofrece la aplicación de la Resolución 37-11 de la Asamblea.

3.3 Consideraciones relativas a VOR

3.3.1 La única especificación de navegación PBN para la que se requiere VOR, siempre que se cuente con DME en el mismo emplazamiento, es la RNAV 5. El suministro de RNAV 5 con VOR/DME presenta limitaciones significativas, ya que en la navegación con sensores múltiples integrados se utiliza muy poco el equipo VOR/DME, lo que en algunos casos limita el intervalo de utilización a 25NM. Además, sólo muy pocos explotadores de aeronaves tienen una capacidad RNAV 5 certificada que se base únicamente en VOR/DME. Por consiguiente, el uso de VOR/DME para proporcionar servicios PBN se desalienta. La única excepción a este respecto podría ser dar apoyo a rutas RNAV 5 en la parte inferior del espacio aéreo en ruta o cerca de ella [sobre la altitud mínima de sector (MSA)] donde obtener cobertura DME/DME plantea un desafío.

3.3.2 En principio, para lograr economías, las instalaciones VOR deberían retirarse en el contexto de un plan PBN general. No debería implantarse ninguna instalación VOR autónoma nueva (p. ej., en emplazamientos nuevos). Sin embargo, pueden conservarse los VOR para los fines operacionales restantes que se señalan a continuación:

- a) como capacidad de navegación de reversión (por ejemplo, en operaciones de la aviación general, para ayudar a evitar violaciones del espacio aéreo);
- b) para la navegación, verificación y toma de conciencia de la situación, especialmente en operaciones de área terminal (conciencia de la MSA por el piloto, evitación de activación prematura del sistema automático de control de vuelo para interceptación ILS, procedimientos de contingencia operacional de las aeronaves, como falla de motor en el despegue, aproximaciones frustradas si se requiere en casos de seguridad operacional locales), en particular en áreas donde la cobertura DME/DME a poca altitud es limitada;
- c) para actualización VOR/DME inercial donde no se dispone de actualización DME/DME;
- d) para las aproximaciones que no son de precisión, mientras los usuarios no estén equipados para aproximaciones RNP y si no se cuenta con otros medios adecuados de aproximación de precisión;
- e) para SID/STAR convencionales a fin de prestar servicio a aeronaves sin capacidad PBN;
- f) según se requiera, para apoyo de las operaciones de aeronaves estatales; y
- g) en apoyo de la separación por procedimientos (como se detalla en el Doc. 4444).

3.3.3 Para ofrecer capacidad RNAV basada en DME, estos emplazamientos que se conservan para VOR deberían estar normalmente equipados también con DME en el mismo lugar.

3.3.4 Se prevé que el cumplimiento de los principios anteriores debería permitir una reducción del 50% o más en el número actual de instalaciones en áreas con alta densidad de tránsito. Para lograr estos resultados, los Estados deberían elaborar un plan de racionalización, teniendo

en cuenta los años en servicio, y todas las aplicaciones y funciones operacionales de sus instalaciones. Generalmente, esto requiere estrecha coordinación con los usuarios del espacio aéreo. El plan de racionalización debería ser parte integrante del plan de implantación de la PBN. La experiencia ha demostrado que el esfuerzo necesario para el proyecto resulta menos costoso que la sustitución y el reacondicionamiento de una sola instalación VOR. La planificación de la racionalización con respecto a los VOR constituye además un aporte importante en la planificación de la evolución en relación con DME.

3.4 Consideraciones relativas a DME

3.4.1 DME/DME da pleno apoyo a las operaciones PBN basadas en las especificaciones de navegación RNAV 1, RNAV 2 y RNAV 5. En consecuencia, DME/DME (para aeronaves equipadas) es la capacidad PBN terrena actual más adecuada. DME/DME proporciona una capacidad de redundancia plena para el GNSS en las aplicaciones RNAV y una capacidad de reversión adecuada para las aplicaciones RNP que requieren una precisión de $\pm 1\text{NM}$ (95%) lateralmente, cuando cuenta con el apoyo de una infraestructura DME adecuada.

3.4.2 Se alienta a los Estados a planificar la evolución de su infraestructura DME considerando lo siguiente:

- a) donde se requiera capacidad de reversión de navegación terrenal, debería proporcionarse, de ser posible, una red DME capaz de dar apoyo a la navegación DME/DME;
- b) el diseño de la red DME debería considerar las oportunidades de realizar economías siempre que sea posible, tales como el retiro de un emplazamiento si se retira el VOR conexo, o la posibilidad de establecer eficientemente nuevos emplazamientos DME autónomos donde se encuentran otros equipos CNS de ANSP;
- c) el diseño de la red DME debería tratar de llenar cualquier laguna y proporcionar cobertura hasta las altitudes más bajas que sean operacionalmente útiles sin tener que invertir excesivamente en nuevas instalaciones;
- d) si no es posible lograr una cobertura DME/DME satisfactoria, los Estados pueden considerar que se requiera equipo INS a los usuarios del espacio aéreo para llenar las lagunas en la cobertura;
- e) los ANSP deberían aprovechar al máximo las instalaciones transfronterizas y militares (TACAN), siempre que se puedan concertar los arreglos necesarios; y
- f) la asignación de frecuencias de las nuevas estaciones DME debería evitar la banda GNSS L5/E5 band (1 164 – 1 215 MHz) en las áreas de alta densidad de estaciones DME, de ser posible.

3.4.3 Si se cumplen los principios anteriores, se prevé que la densidad de estaciones DME en un área determinada debería llegar a ser más uniforme. En otras palabras, el número de

instalaciones en áreas de alta densidad de estaciones se reducirá, en tanto que podría ser necesario aumentarlo en áreas de baja densidad de estaciones.

3.4.4 Se reconoce que en algunas áreas, la provisión de navegación DME/DME no es posible o no resulta práctica, por ejemplo, a altitudes muy bajas, en entornos con limitaciones de terreno, o en islas y áreas pequeñas sobre agua. Cabría notar además que algunos FMS excluyen el uso de DME asociados a ILS. En consecuencia, no es posible garantizar un servicio DME/DME uniforme a todos los usuarios con equipo DME/DME basado en DME asociados a ILS y, por ende, esas instalaciones no pueden utilizarse para prestar el servicio (sin importar si se publican o no en la sección en ruta de las AIP).

3.5 Consideraciones relativas a la capacidad de navegación de a bordo con sensores múltiples

Se reconoce que:

- a) hasta que todos los usuarios del espacio aéreo estén equipados con capacidades PBN basadas en el GNSS y aprobados para utilizarlas, las ayudas para la navegación terrenales deben proporcionarse para apoyar procedimientos convencionales o en apoyo de las capacidades PBN basadas en DME/DME;
- b) hasta que todos los usuarios del espacio aéreo estén equipados con capacidades PBN basadas en el GNSS y aprobados para utilizarlas, la ayudas para la navegación terrenales pueden necesitarse para mitigar los riesgos relacionados con interrupciones en el servicio GNSS;
- c) puede que no resulte práctico o rentable para algunos usuarios del espacio aéreo equiparse con capacidades PBN basadas en DME/DME y/o basadas en INS; y
- d) el examen de las presentaciones del plan de vuelo puede ser una herramienta eficaz para analizar la situación del equipo de la flota del usuario; sin embargo, puede requerirse la confirmación del explotador de aeronaves para la situación real con respecto al equipo y la aprobación.

3.6 Otras consideraciones

3.6.1 La evolución de la infraestructura terrenal de navegación debe tener lugar conjuntamente con el desarrollo de los escenarios de reversión operacional correspondientes. Los requisitos operacionales deben estar en equilibrio con lo que es posible a un costo razonable, garantizando al mismo tiempo la seguridad operacional. En particular, los requisitos de cobertura a poca altitud pueden representar un costo significativo por instalaciones. El aprovechamiento de las capacidades de los usuarios del espacio aéreo, como el INS, y otras capacidades CNS (cobertura del servicio de vigilancia y comunicaciones y capacidades ATC conexas) debe considerarse en la mayor medida posible, incluyendo la fallas en modo común. En algunos espacios aéreos, tal vez no sea

posible prestar servicio a todos los niveles de equipo de los usuarios y, en consecuencia, puede ser que a algunos se apliquen restricciones operacionales.

3.6.2 Algunos Estados con alta densidad de tránsito han especificado que DME/DME es su capacidad de reversión PBN principal (con un nivel de actuación plenamente redundante o uno degradado). Estos Estados prevén ofrecer además una red de infraestructura VOR o VOR/DME residual para prestar servicio a los usuarios que tienen una capacidad PBN exclusivamente habilitada por el GNSS o a los que no tienen una capacidad PBN adecuada. Los procedimientos relacionados con el uso de estas capacidades de reversión están en desarrollo.

3.6.3 Cabe notar que el empleo del término "red" en esta estrategia se refiere únicamente a las instalaciones de navegación evaluadas a escala regional y no a una red de rutas o a un diseño de espacio aéreo en particular. En espacio aéreo de alta densidad, se considera poco práctico proporcionar una red de rutas de reserva convencional como alternativa, una vez que se ha efectuado la transición a una red de rutas completamente basada en la PBN.

3.6.4 En unos pocos casos, tal vez no sea posible ofrecer el mismo nivel de beneficios mediante la aplicación de la PBN que se puede ofrecer al utilizar las capacidades de navegación convencionales, debido a limitaciones en el diseño de procedimientos u otros aspectos como, por ejemplo, entornos con limitaciones del terreno. Se invita a los Estados a señalar estos casos a la atención de la OACI.

4. Estrategia

Atendiendo a las consideraciones anteriores, la necesidad de consultar a los explotadores de aeronaves y organizaciones internacionales, y de garantizar la seguridad operacional, la eficacia y la rentabilidad de las soluciones propuestas, la estrategia propuesta debe:

- a) racionalizar los NDB y VOR y los procedimientos conexos;
- b) armonizar la planificación de la racionalización con los ciclos de vida del equipo y la planificación de la implantación de la PBN;
- c) reemplazar las aproximaciones sin guía vertical por aproximaciones con guía vertical;
- d) donde se requiera capacidad de reversión de navegación terrenal, pasar de la infraestructura DME existente a una infraestructura PBN complementaria del GNSS;
- e) proporcionar capacidad residual basada en VOR (o VOR/DME, de ser posible) para prestar servicio a los usuarios del espacio aéreo que no tienen equipo de aviónica DME/DME adecuado, donde se requiera; y
- f) permitir que cada región desarrolle una estrategia para la implantación de estos sistemas en concordancia con la estrategia mundial.

SECCION 02

CCA

(Circulares Conjuntas de Asesoramiento)

1) CIRCULARES CONJUNTAS DE ASESORAMIENTO (CCA)

1. GENERAL

1.1. Si un párrafo específico no tiene una CCA, se considera que dicho párrafo no requiere de ellas.

a) 2. PRESENTACIÓN

2.1 Las numeraciones precedidas por las abreviaciones CCA, indican el número del párrafo de la RAC-10 Vol. I, a la cual se refieren.

2.2 Las abreviaciones se definen como sigue:

Circulares Conjuntas de Asesoramiento (CCA) ilustran los medios o las alternativas, pero no necesariamente los únicos medios posibles, para cumplir con un párrafo específico del RAC-10 Vol. I.

Notas explicativas que aparecen en las RAC y que no son parte de las CCA, aparecen en letras más pequeñas.

Intencionalmente en blanco

CCA-10 I 1.1 Definiciones

(Ver RAC-10 I 1.1 Definiciones)

Todas las referencias al "Reglamento de Radiocomunicaciones" se refieren al Reglamento de Radiocomunicaciones publicado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones. El Reglamento de Radiocomunicaciones se enmienda de tiempo en tiempo en el marco de las decisiones adoptadas en las actas finales de las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones celebradas normalmente cada dos a tres años. También se dispone de más información sobre los procesos seguidos por la UIT en el uso de las frecuencias para los sistemas radioeléctricos aeronáuticos en el Manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la OACI (Doc. 9718).

ESPECIFICACIÓN PARA LA NAVEGACIÓN.

El Manual sobre la navegación basada en la performance (PBN) (Doc 9613), Volumen II, contiene directrices detalladas sobre las especificaciones para la navegación.

El término RNP, definido anteriormente como "declaración de la performance de navegación necesaria para operar dentro de un espacio aéreo definido", se ha retirado del Anexo 10 puesto que el concepto de RNP ha sido remplazado por el concepto de PBN. En el Anexo 10, el término RNP sólo se utiliza ahora en el contexto de especificaciones de navegación que requieren vigilancia de la performance y alerta, P. ej., RNP 4 se refiere a la aeronave y los requisitos operacionales, comprendida una performance lateral de 4 NM, con la vigilancia de performance y alerta a bordo que se describen en el Doc 9613.

NAVEGACIÓN BASADA EN LA PERFORMANCE (PBN)

Los requisitos de performance se expresan en las especificaciones para la navegación (especificación RNAV, especificación RNP) en función de la precisión, integridad, continuidad, disponibilidad y funcionalidad necesarias para la operación propuesta en el contexto de un concepto para un espacio aéreo particular.

NAVEGACIÓN DE ÁREA (RNAV)

La navegación de área incluye la navegación basada en la performance así como otras operaciones no incluidas en la definición de navegación basada en la performance.

POTENCIA MEDIA (DE UN TRANSMISOR RADIOELÉCTRICO)

Normalmente se tomará un tiempo de 1/10 de segundo durante el cual la potencia media alcance el valor más elevado.

PUNTO DE TOMA DE CONTACTO

El "punto de toma de contacto", tal como queda definido, es sólo un punto de referencia y no tiene necesariamente que coincidir con el punto en que la aeronave entrará verdaderamente en contacto con la pista.

CCA-10 I C) 2.1.1 Radioayudas para la Navegación Normalizada.

(Ver RAC-10 I C) 2.1.1 Radioayudas para la Navegación Normalizada)

Como es indispensable la referencia visual en las fases finales de la aproximación y el aterrizaje, la instalación de una radioayuda para la navegación no excluye la necesidad de emplear ayudas visuales para la aproximación y aterrizaje en condiciones de poca visibilidad.

Se tiene la intención de que la introducción y aplicación de radioayudas para la navegación, a fin de apoyar operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión, se efectúe de conformidad con la estrategia que se reproduce en el Adjunto B. Se tiene la

intención de que la racionalización de las radioayudas para la navegación convencionales y la evolución para apoyar la navegación basada en la performance se efectúen de conformidad con la estrategia que se reproduce en el Adjunto H.

Las categorías de las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión se clasifican en el Anexo 6, Parte I, Capítulo 1.

En el Adjunto C, 2.1 y 2.14, se da información sobre los objetivos operacionales relacionados con las categorías de actuación de las instalaciones ILS.

En el Adjunto G, 11, se proporciona información sobre los objetivos operacionales relacionados con la actuación de las instalaciones MLS.

CCA-10 I C) 2.1.3 Radioayudas para la Navegación Normalizada.

(Ver RAC-10 I 2.1.3 Radioayudas para la Navegación Normalizada)

Esta disposición está destinada a formular un requisito para promulgar información relevante y no para autorizar las instalaciones en cuestión.

CCA-10 I C) 2.1.3 Radioayudas para la Navegación Normalizada.

(Ver RAC-10 I 2.1.3 Radioayudas para la Navegación Normalizada)

El objetivo primario de la grabación de estos datos es el de poder utilizarlos en la investigación de accidentes e incidentes. También pueden utilizarse para confirmar que la exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad de estos datos se mantienen dentro de los límites requeridos en las operaciones aprobadas.

El texto de orientación acerca de la grabación de los parámetros del GNSS figura en el Adjunto D, 11.

CCA-10 I C) 2.1.1 Ensayos en Tierra y en Vuelo.

(Ver RAC-10 I 2.1.1 Ensayos en Tierra y en Vuelo)

En el Adjunto C y en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc 8071), se da orientación sobre los ensayos en tierra y en vuelo de instalaciones normalizadas por la OACI, así como sobre la periodicidad de dichos ensayos.

CCA-10 I C) 2.4.1 Fuentes de Energía para las Radioayudas para la Navegación Aérea.

(Ver RAC-10 I 2.4.1 Fuentes de Energía para las Radioayudas para la Navegación Aérea)

El Adjunto C, 8, contiene textos de orientación sobre los tiempos de conexión de la fuente de energía.

CCA-10 I C) 2.5.1 Consideración Sobre Factores Humanos.

(Ver RAC-10 I 2.5.1 Consideración Sobre Factores Humanos)

Los textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos pueden encontrarse en el Manual de instrucción sobre factores humanos (Doc. 9683) y en la Circular 249 (Compendio sobre factores humanos núm. 11 — Los factores humanos en los sistemas CNS/ATM.)]

CCA-10 I D) Capítulo 3 Especificaciones Relativas a las Radioayudas para la Navegación.

(Ver RAC-10 I Capítulo 3 Especificaciones Relativas a las Radioayudas para la Navegación)

En el Anexo 14, Capítulo 8, se indican las especificaciones relativas a la construcción y el emplazamiento de las instalaciones terrestres, a fin de reducir al mínimo el peligro para las aeronaves.

CCA-10 I D) 3.1 Especificaciones para el ILS.

(Ver RAC-10 I 3.1 Especificaciones para el ILS)

INSTALACIÓN ILS DE CATEGORÍA DE ACTUACIÓN I

Esta definición no tiene por finalidad impedir la utilización del ILS para la Categoría de actuación I por debajo de la altura de 60 m (200 ft) con referencia visual, cuando la calidad de la orientación facilitada lo permita y cuando se hayan establecido procedimientos operativos satisfactorios.

Punto "E" del ILS

Véase el Adjunto C, Figura C-1.

Sector de trayectoria de planeo ILS.

El sector de trayectoria de planeo ILS está situado en el plano vertical que contiene el eje de la pista y está dividido por la trayectoria de planeo radiada en dos partes denominadas sector superior y sector inferior, que son, respectivamente, los sectores que quedan por encima y por debajo de la trayectoria de planeo.

CCA-10 I D) 3.1.2.1.c Requisitos Básicos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2.1.c Requisitos Básicos)

El Adjunto C, 2.11, contiene el texto de orientación sobre el uso de DME como alternativa al componente de radiobalizas del ILS.

CCA-10 I D) 3.1.2.1.3 b Requisitos Básicos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2.1.3 b Requisitos Básicos)

Las indicaciones que exige esta norma tienen la intención de servir de herramienta para apoyar las funciones de gestión del tránsito aéreo y, por lo tanto, se satisfacen los requisitos de suministro oportuno aplicables (de conformidad con 2.8.1). Los requisitos de suministro oportuno que se aplican a las funciones de vigilancia de la integridad de los ILS que protegen a las aeronaves de un mal funcionamiento de los ILS se especifican en 3.1.3.11.3.1 y 3.1.5.7.3.1.

Es probable que el sistema de tránsito aéreo requiera disposiciones adicionales que pueden considerarse esenciales para lograr plena capacidad de Categoría III, por ejemplo, para proporcionar guía lateral y longitudinal adicional durante el recorrido de aterrizaje y el rodaje y para garantizar mejor integridad y fiabilidad del sistema.

CCA-10 I 3.1.2.6 Requisitos Básicos.

Ver RAC-10 I 3.1.2.6 Requisitos Básicos)

Las especificaciones relativas a instalaciones ILS de las Categorías de actuación II y III tienen por objeto lograr el más elevado grado de integridad, confiabilidad y estabilidad de funcionamiento del sistema, en las condiciones ambientales más adversas que se encuentren. En 2.8 del Adjunto C figura texto de orientación de este objetivo en las operaciones de las Categorías II y III.

CCA-10 I 3.1.2.7.1 Requisitos Básicos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2.7.1 Requisitos Básicos)

Si ambos localizadores están radiando, existe la posibilidad de interferencia con las señales del localizador en la región del umbral. En el Adjunto C, 2.1.9 y 2.13, figura un texto de orientación complementario.

CCA-10 I 3.1.2.7.2 Requisitos Básicos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2.7.2 Requisitos Básicos)

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0502 -

El texto adicional de orientación sobre la operación de localizadores en el mismo canal de frecuencias se halla contenido en 2.1.9 del Adjunto C y en el Volumen V, Capítulo 4.

CCA-10 I 3.1.3.3 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3 Cobertura)

En 2.1.10 y en las Figuras C-7A, C-7B, C-8A y C-8B del Adjunto C se proporciona orientación respecto de la cobertura del localizador.

CCA-10 I 1.3.1.3.3.1 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3.1 Cobertura)

Se tiene la intención de que cuando los obstáculos existentes penetren en la superficie inferior no sea necesario proporcionar la guía a menos de las alturas dentro del alcance óptico.

CCA-10 I 3.1.3.3.2 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3.2 Cobertura)

Esta intensidad mínima de campo es necesaria para permitir una utilización operacional satisfactoria de las instalaciones de localizador del ILS.

CCA-10 I 3.1.3.3.2.3 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3.2.3 Cobertura)

Las intensidades de campo indicadas en 3.1.3.3.2.2, y 3.1.3.3.2.3, son necesarias para asegurar la relación señal/ruido exigida para obtener una mejor integridad.

CCA-10 I 3.1.3.3.3 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3.3 Cobertura)

Los requisitos de 3.1.3.3.1, 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3 se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.

En el Adjunto C, 2.2.2 y 2.2.4, se da orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo pertinentes a los localizadores.

CCA-10 I 3.1.3.3.4 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.3.4 Cobertura)

En la Nota que sigue a 3.1.3.11.2 y en 2.7 del Adjunto C figuran sendos textos de orientación sobre localizadores que consiguen cobertura con dos portadoras.

CCA-10 I 3.1.3.5.3.3 Estructura del Rumbo.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.5.3.3 Estructura del Rumbo)

Las amplitudes indicadas en 3.1.3.4.1 y 3.1.3.4.2, son las DDM debidas a los codos, observadas en el eje de rumbo nominal cuando éste está debidamente ajustado.

En el Adjunto C, 2.1.4, 2.1.6 y 2.1.7, figuran textos de orientación sobre la estructura del rumbo localizador.

CCA-10 I 3.1.3.5.3.3 b Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.5.3.3 b Modulación de la Portadora)

La definición de relación de fase de esta manera no pretende implicar la necesidad de medir la fase dentro del semisector de rumbo. En la Figura C-6 del Adjunto C se hallarán ciertos elementos de orientación.

CCA-10 I 3.1.3.5.3.5 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.5.3.5.1 Modulación de la Portadora)

Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo en la región fuera del eje de rumbo, donde las intensidades de la señal de las dos portadoras son aproximadamente iguales.

CCA-10 I 3.1.3.5.3.6.1 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.5.3.6.1 Modulación de la Portadora)

Si la suma de las profundidades de modulación es superior al 60% para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I, la sensibilidad de desplazamiento nominal puede ajustarse, del modo previsto en 3.1.3.7.1, para alcanzar el límite de modulación mencionado anteriormente.

Respecto a sistemas de doble frecuencia, no se aplica la norma para la suma máxima de profundidades de modulación en, o cerca de, los azimuts en los que los niveles de la señal portadora de rumbo y autorización son iguales en amplitud (es decir, a azimuts en los que ambos sistemas transmisores realizan una contribución significativa a la profundidad de modulación total).

La norma para la suma mínima de profundidades de modulación se basa en que se fije el nivel de alarma de desperfecto hasta en un 30%, como se indica en el Adjunto C, 2.3.3.

CCA-10 I 3.1.3.5.4 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.5.4 Modulación de la Portadora)

En el Adjunto C, 2.15, se ofrece el texto de orientación pertinente.

CCA-10 I 3.1.3.6.2 Precisión de la Alineación de Rumbo.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.6.2 Precisión de la Alineación de Rumbo)

Se tiene la intención de que las instalaciones de las Categorías de actuación II y III se ajusten y se mantengan de forma que se alcancen en ocasiones muy raras los límites indicados en 3.1.3.6.1 y 3.1.3.6.2; el proyecto y el funcionamiento del sistema terrestre ILS total debe ser de una integridad suficiente para satisfacer este objetivo.

Se pretende que las nuevas instalaciones de Categoría II satisfagan las exigencias de 3.1.3.6.2.

El Adjunto C, 2.1.4, contiene texto de orientación sobre la medición de la alineación del rumbo del localizador.

CCA-10 I 3.1.3.7.1 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.7.1 Sensibilidad de Desplazamiento)

En el Anexo 14 se definen los números de clave 1 y 2 de pista.

CCA-10 I 3.1.3.7.3 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.7.3 Sensibilidad de Desplazamiento)

Las cifras que se dan en 3.1.3.7.1, 3.1.3.7.2 y 3.1.3.7.3 anteriores están basadas en una anchura nominal de sector de 210 m (700 ft) en el punto apropiado, es decir, el punto "B" del ILS en las pistas con números de clave 1 y 2, y el de referencia ILS en otras pistas.

En el Adjunto C, 2.7, figura un texto de orientación sobre la alineación y la sensibilidad de desplazamiento de localizadores que utilizan dos portadoras.

En el Adjunto C, 2.9, figura un texto de orientación sobre la medición de la sensibilidad de desplazamiento de localizadores.

CCA-10 I 3.1.3.7.4 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.7.4 Sensibilidad de Desplazamiento)

La linealidad del cambio de DDM respecto al desplazamiento angular es especialmente importante en las cercanías del eje de rumbo.

La DDM anterior en el sector 10-35°, se ha de considerar un requisito mínimo para la utilización del ILS como ayuda al aterrizaje. Cuando sea posible, una DDM mayor, por ejemplo, 0.180, es ventajosa porque contribuye a que los aviones de gran velocidad ejecuten interceptaciones de ángulo amplio a distancias convenientes desde el punto de vista operativo, siempre que se cumplan los límites sobre porcentaje de modulación señalados en 3.1.3.5.3.6.

Siempre que sea posible el nivel de captura del localizador de los sistemas de mando automáticos de vuelo ha de fijarse a una DDM de 0.175 o inferior, a fin de impedir que se produzcan capturas falsas del localizador.

CCA-10 I 3.1.3.11.2 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.11.2 Equipo Monitor)

Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en 3.1.3.2.1, puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de Categorías II y III. Puede resolverse este problema, de ser necesario, por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.

CCA-10 I 3.1.3.11.3.1 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.11.3.1 Equipo Monitor)

Al seleccionar la cifra de reducción de potencia que ha de emplearse en la supervisión a que se hace referencia en 3.1.3.11.2 e), particular atención debe prestarse a la estructura de los lóbulos vertical y horizontal (los lóbulos verticales debidos a diferentes alturas de antena) de los sistemas combinados de radiación cuando se emplean dos portadoras. Grandes cambios en la relación de potencia entre portadoras pueden resultar en bajas áreas de información lateral y rumbos falsos en las áreas fuera del sector hasta los límites de los requisitos de cobertura vertical especificados en 3.1.3.3.1.

CCA-10 I 3.1.3.11.4

(Ver RAC-10 I 3.1.3.11.4 Equipo Monitor)

Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía del localizador fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias, sino también todo período o períodos de radiación fuera de las tolerancias, incluyendo el período o períodos de radiación nula que pudieran producirse al tomar medidas para restablecer el servicio, por ejemplo, en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo localizador o de sus elementos.

Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados, y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos 20 s.

CCA-10 I 3.1.3.11.4 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.11.4 Equipo Monitor)

En el Adjunto C, 2.1.8, figura texto de orientación sobre proyecto y funcionamiento de los sistemas monitores.

CCA-10 I 3.1.3.12.4 Requisitos de Integridad y continuidad de Servicio.

(Ver RAC-10 I 3.1.3.12.4 Requisitos de Integridad y Continuidad de Servicio)

En el Adjunto C, 2.8, figura el texto de orientación sobre integridad y continuidad de servicio.

CCA-10 I 3.1.4.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores del Localizador.

(Ver RAC-10 I 3.1.4.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores del Localizador)

Esta relación es lineal entre los puntos adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.

En el Adjunto C, 2.2.9, figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en 3.1.4.1 y 3.1.4.2.

CCA-10 I 3.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente.

(Ver RAC-10 I 3.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente)

Θ se usa en este párrafo para indicar el ángulo de la trayectoria nominal de planeo.

CCA-10 I 3.1.5.1.2.1 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.1.2.1 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente)

En el Adjunto C, 2.4, se proporciona el texto de orientación relativo al ajuste y mantenimiento de los ángulos de trayectoria de planeo.

En el Adjunto C, 2.4 y Figura C-5, figura un texto de orientación sobre curvatura, alineación y emplazamiento de la trayectoria de planeo ILS, en lo que respecta a la selección de la altura de la referencia del ILS.

CCA-10 I 3.1.5.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.1.5 Equipo de Trayectoria de Planeo UHF y Monitor Correspondiente)

Para obtener los valores anteriores de la altura de la referencia ILS se supuso una distancia vertical máxima de 5.8 m (19 ft) entre la trayectoria seguida por la antena de trayectoria de planeo de la aeronave y la trayectoria de la parte inferior de las ruedas en el umbral. En el caso de aeronaves que excedan este criterio, tal vez podría ser necesario tomar las medidas apropiadas, bien sea para mantener el margen vertical adecuado sobre el umbral o para ajustar las mínimas de operación permitidas.

En el Adjunto C, 2.4, figura texto de orientación apropiado.

CCA-10 I 3.1.5.3.2 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.3.2 Cobertura)

Los requisitos del párrafo anterior se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.

El Adjunto C, 2.2., contiene texto de orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo.

El Adjunto C, 2.4, contiene texto de orientación referente a la reducción de la cobertura fuera de los 8° a cada lado del eje de la trayectoria de planeo ILS.

CCA-10 I 3.1.5.4.2 Estructura de la Trayectoria de Planeo ILS.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.4.2 Estructura de la Trayectoria de Planeo ILS)

Las amplitudes mencionadas en 3.1.5.4.1 y 3.1.5.4.2 son las DDM debidas a los codos, obtenidas en la trayectoria media de planeo cuando esté correctamente ajustada.

En las zonas de la aproximación en que sea importante la curvatura de la trayectoria de planeo, la amplitud de los codos se calcula partiendo de la trayectoria curva media, y no de la prolongación rectilínea hacia abajo.

En 2.1. Del Adjunto C figura texto de orientación referente a la estructura del rumbo de la trayectoria de planeo.

CCA-10 I 3.1.5.5.3 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.5.3 Modulación de la Portadora)

Esta manera de definir la relación de fase no tiene por objeto implicar el requisito de medición de la fase dentro del semisector de la trayectoria de planeo ILS.

En la Figura C-6 del Adjunto C aparece texto de orientación referente a tales medidas.

CCA-10 I 1.22.7 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 1.22.7 Modulación de la Portadora)

Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo dentro del sector de trayectoria de planeo, cuando la intensidad de las señales de las dos portadoras es aproximadamente igual.

CCA-10 I 3.1.5.5.3.2 Modulación de la Portadora.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.5.3.2 Modulación de la Portadora)

En el Adjunto C, 2.15, se ofrece el texto de orientación pertinente.

CCA-10 I 3.1.5.6.1 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.6.1 Sensibilidad de Desplazamiento)

Lo anterior no tiene por objeto excluir los sistemas de trayectoria de planeo que tengan inherentemente sectores superior e inferior asimétricos.

CCA-10 I 3.1.5.6.4 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.6.4 Sensibilidad de Desplazamiento)

Los límites de ajuste del equipo de trayectoria de planeo se representan gráficamente en la Figura C-11 del Adjunto C.

CCA-10 I 3.1.5.6.8 Sensibilidad de Desplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.6.8 Sensibilidad de Desplazamiento)

En el Adjunto C, 2.1.5, figura un texto de orientación sobre los valores de ajuste y mantenimiento de las trayectorias de planeo ILS.

CCA-10 I 3.1.5.7.1 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.7.1 Equipo Monitor)

Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en 3.1.5.2.1 puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de Categorías II y III. Puede resolverse este problema, de ser necesario, por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.

CCA-10 I 3.1.5.7.3.1 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.7.3.1 Equipo Monitor)

El valor de 0.7475Θ respecto a la horizontal, tiene por objeto asegurar un margen vertical adecuado sobre los obstáculos. Este valor se ha derivado de otros parámetros referentes a las especificaciones de la trayectoria de planeo y del monitor. Como no se trata de obtener en la medición una precisión de cuatro cifras decimales, se puede utilizar el valor de 0.75Θ como límite del monitor para este fin. En los PANS-OPS (Doc. 8168) figuran indicaciones sobre los criterios de franqueamiento de obstáculos.

Con los incisos f) y g) no se trata de establecer un requisito referente a un monitor separado para proteger contra desviaciones del límite inferior del semisector por debajo de 0.7475Θ respecto a la horizontal.

En las instalaciones de trayectoria de planeo en que la sensibilidad nominal de desplazamiento angular elegida corresponda a un ángulo por debajo de la trayectoria de planeo ILS que esté próximo a los límites especificados en 3.1.5.6, o en los propios límites, puede ser que resulte necesario ajustar los límites de funcionamiento del monitor como protección contra desviaciones de semisector por debajo de 0.7475Θ respecto a la horizontal.

El texto de orientación relativo a la condición descrita en g), aparece en el Adjunto C, 2.4.12.

CCA-10 I 3.1.5.7.4 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.7.4 Equipo Monitor)

Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía de trayectoria de planeo ILS fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias sino también todo período o períodos de radiación fuera de los límites de tolerancia, incluyendo los períodos de radiación nula, que pueden ocurrir cuando se están tomando medidas para restablecer el servicio, por ejemplo en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo o equipos localizadores o de sus elementos.

Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos 20 s.

CCA-10 I 3.1.5.7.4 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.7.4 Equipo Monitor)

El Adjunto C, 2.1.7, contiene texto de orientación sobre el proyecto y funcionamiento de sistemas monitores.

CCA-10 I 3.1.5.8.4 Requisitos de Integridad y Continuidad de Servicio.

(Ver RAC-10 I 3.1.5.8.4 Requisitos de Integridad y Continuidad de Servicio)

En el Adjunto C, 2.8, figura el texto de orientación sobre integridad y continuidad de servicio.

CCA-10 I 3.1.7.3.2 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.1.7.3.2 Cobertura)

Al diseñar la antena terrestre, es conveniente garantizar que se proporciona un grado suficiente de variación de intensidad de campo en los bordes de la cobertura. Conviene también asegurar que las aeronaves que se encuentren dentro de los límites del sector de rumbo del localizador recibirán una indicación visual.

Se obtendrá un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de los receptores de radiobalizas de a bordo, si la sensibilidad se regula de manera que se obtenga una indicación visual cuando la intensidad de campo sea de 1.5 mV/m (82 dBW/m²).

CCA-10 I 3.1.7.6.1.1 Emplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.7.6.1.1 Emplazamiento)

Se trata de que el diagrama de radiación de la radiobaliza interna corte la prolongación rectilínea hacia debajo de la trayectoria nominal de planeo a la altura de decisión más baja aplicable en operaciones de la Categoría II.

Al emplazar la radiobaliza interna debe tenerse cuidado a fin de evitar interferencia entre las radiobalizas interna e intermedia. Detalles respecto a la ubicación de radiobalizas internas figuran en el Adjunto C, 2.10.

CCA-10 I 3.1.7.6.2.1 Emplazamiento.

(Ver RAC-10 I 3.1.7.6.2.1 Emplazamiento)

Véase el Adjunto C, 2.10, que trata del emplazamiento de las radiobalizas interna e intermedia.

CA-10 I 3.3.1.3 Especificación para el Radiofaro Omnidireccional VHF (VOR).

(Ver RAC-10 I 3.3.1.3 Especificación para el Radiofaro Omnidireccional VHF (VOR))

Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable están en fase cuando el valor máximo de la suma de la radiofrecuencia portadora y de la energía de la banda lateral, debida a la modulación de fase variable, ocurra al mismo tiempo que la frecuencia instantánea más alta de la modulación de fase de referencia.

CCA-10 I 3.3.3.1 Polarización y Precisión del Diagrama.

(Ver RAC-10 I 3.3.3.1 Polarización y Precisión del Diagrama)

No es posible por ahora establecer cuantitativamente la magnitud máxima permisible de la componente polarizada verticalmente de la radiación del VOR. En el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc. 8071) se da información sobre las comprobaciones que pueden hacerse en vuelo para determinar los efectos de la polarización vertical en la exactitud de la marcación.

CCA-10 I 3.3.4.1 Cobertura.

(Ver RAC.10 I 3.3.4.1 Cobertura)

Los valores típicos de la potencia efectiva radiada (ERP) para lograr alcances especificados figuran en el Adjunto C, 3.1.

CCA-10 I 3.3.5.3 Modulación de las Señales de Navegación.

(Ver RAC-10 I 3.3.5.3 Modulación de las Señales de Navegación)

Cuando la modulación se mida durante la prueba en vuelo bajo condiciones de trayectos múltiples dinámicos considerables, se esperan variaciones en los porcentajes de modulación recibidos. Pueden resultar aceptables variaciones de corto plazo más allá de estos valores. El Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc 8071) contiene información adicional sobre la aplicación de tolerancias de modulación en vuelo.

CCA-10 I 3.3.6.5.1 Radiotelefonía e Identificación.

(Ver RAC-10 I 3.3.6.5.1 Radiotelefonía e Identificación)

En el caso de que el VOR y el DME estén asociados de acuerdo con 3.5.2.5, las disposiciones respecto a identificación de 3.5.3.6.4 influyen en la identificación VOR.

CCA-10 I 3.3.7.2 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.3.7.2 Equipo Monitor)

En el Adjunto C, Sección 3, figura texto de orientación sobre el VOR.

CCA-10 I 3.3.8.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores VOR.

(Ver RAC-10 I 3.3.8.2 Características de Inmunidad a la Interferencia de los Sistemas Receptores VOR)

Esta relación es lineal entre punto adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.

En el Adjunto C, 3.6.5, figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en 3.3.8.1 y 3.3.8.2.

CCA-10 I 3.1 Especificación para el Radiofaro No Direccional (NDB).

(Ver RAC-10 3.1 Especificación para el Radiofaro No Direccional (NDB))

En el Adjunto C se da orientación sobre el significado y aplicación de cobertura nominal y cobertura efectiva y cobertura de los NDB.

Esta definición tiene por objeto establecer un método para clasificar los radiofaros a base de la cobertura normal prevista cuando no haya transmisión ionosférica, o propagación anómala desde el radiofaro en cuestión, ni interferencia ocasionada por otras instalaciones LF/MF, teniendo en cuenta, sin embargo, el ruido atmosférico existente en la zona geográfica en cuestión.

El radiofaro de localización tiene normalmente una zona de servicio clasificada con un radio de 18.5 y 46.3 km (10 y 25 NM).

CCA-10 I 3.1.2.1 El ILS constara de los Elementos esenciales siguientes.

(Ver RAC-10 3.1.2.1 El ILS constara de los elementos esenciales siguientes)

Los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc 8168) contienen orientación sobre la realización de la verificación de la trayectoria de planeo.

CCA-10 I 3.1.2.1.2 El ILS Constara de los Elementos esenciales siguientes.

(Ver RAC10 I 3.1.2.1.2 El ILS constara de los Elementos esenciales siguientes)

El Adjunto C, 2.11, contiene el texto de orientación sobre el uso de DME y/u otras radioayudas para la navegación normalizadas como alternativa de radiobalizas.

CCA-10 I 3.1.7 Radiobalizas VHF

(Ver RAC-10 3.1.7 Radiobalizas VHF)

Los requisitos relativos a las radiobalizas se aplican solo cuando estan instaladas una o mas radiobalizas.

CCA-10 I 3.4.2.1 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.4.2.1 Cobertura)

En el Adjunto C, 6.1, y en las disposiciones pertinentes de la UIT, estipuladas en el Capítulo VIII, Artículo 35, Sección IV, Parte B del Reglamento de Radiocomunicaciones, se da orientación a las intensidades de campo requeridas especialmente en las latitudes comprendidas entre 30°N y 30°S.

La selección de lugares y horas para medir la intensidad de campo es importante a fin de evitar resultados anormales respecto a la localidad en cuestión; son de suma importancia para las operaciones los puntos de las rutas aéreas que se encuentren dentro de la zona que rodea al radiofaro

CCA-10 I 3.4.2.2 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.4.2.2 Cobertura)

Al clasificar los radiofaros situados en zonas en que puedan producirse variaciones diurnas y de temporada en las zonas de servicio clasificadas, deberían tenerse en cuenta dichas variaciones.

Los radiofaros que tengan un radio medio de zona de servicio clasificada, comprendido entre 46.3 y 278 km (25 y 150 NM) pueden designarse por el múltiplo de 46.3 km (25 NM) más próximo al radio medio de su zona de servicio clasificada, y los radiofaros con una zona de servicio clasificada superior a 278 km (150 NM), por el múltiplo de 92.7 km (50 NM) más próximo.

CCA-10 I 3.4.2.3 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.4.2.3 Cobertura)

El radio medio de un sector dado de la cobertura nominal es igual al radio del correspondiente sector de círculo de la misma zona.
Ejemplo:

<i>150/210° -30°</i>
<i>100/30° -210°.</i>

CCA-10 I 3.4.4.4 Radiofrecuencias.

(Ver RAC-10 I 3.4.4.4 Radiofrecuencias)

En el Volumen V, Capítulo 3, 3.2.2 se amplía la orientación acerca del funcionamiento de los radiofaros de localización en canales de frecuencia común.

CCA-10 I 3.4.5.2 CONVERSIÓN ENTRE PZ-90 Y WGS-84

(Ver RAC-10 I 3.4.5.2 CONVERSIÓN ENTRE PZ-90 Y WGS-84)

X, Y y Z se expresan en metros. La diferencia entre las versiones WGS-84 (G1674) y PZ-90 (PZ-90.11) no es significativa con respecto a los requisitos operacionales.

El Adjunto D, sección 4.2.9.3 contiene texto de orientación sobre la conversión entre PZ-90 y WGS-84.

CCA-10 I 3.4.5.3 Sistema de aumentación basado en satélite (SBAS).

(Ver RAC-10 I 3.4.5.3 Sistema de aumentación basado en satélite (SBAS))

Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 9.

CCA-10 I 3.4.5.4 Identificación.

(Ver RAC-10 I 3.4.5.4 Identificación)

La determinación de las cifras que han de usarse se haría regionalmente teniendo en cuenta las consideraciones contenidas en el Adjunto C, 6.5.

RAC-10 I 3.5.5.6.3.1 Correcciones ionosfericas transmitidas.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.6.3.1 Correcciones ionosfericas transmitidas)

Para los satélites GLONASS, los parámetros σ_{GIVE} y σ_{IONO} deben multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS ($f_{GLONASS}/f_{GPS}$)².

CCA-10 I 3.5.7.7.2.6 El SBAS

(Ver RAC-10 I 3.5.7.7.2.6 El SBAS)

La supervisión se aplica a todas las condiciones de falla, incluidas las fallas en las constelaciones principales de satélites o en los satélites del SBAS. En esta supervisión se supone que el elemento de aeronave cumple con los requisitos de RTCA/DO-229E, excepto D con el Cambio I cuando están suplantados por 3.5.8 y el Adjunto D, 8.11.

CCA-10 I 3.5.8.2.4 Aproximación de precisión y operaciones APV.

(Ver RAC-10 I 3.5.8.4.2.4 Aproximación de precisión)

Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el Adjunto D, 6.5.4.

CCA-10 I 3.4.6 Características de las Emisiones.

(Ver RAC-10 I 3.4.6 Características de las Emisiones)

Las especificaciones siguientes no tienen por objeto excluir el empleo de modulaciones o tipos de modulación que se puedan utilizar en los NDB además de las especificadas para la identificación simultánea y la modulación por la voz, siempre que estas modulaciones adicionales no afecten materialmente el rendimiento obtenido de los NDB con los radiogoniómetros de a bordo que se usan corrientemente y siempre que su uso no produzca interferencia perjudicial a otros servicios NDB.

CCA-10 I 3.4.6.1.1 Características de las Emisiones.

(Ver RAC-10 I 3.4.6.1.1 Características de las Emisiones)

Al seleccionar los tipos de emisión, tendrá que tenerse presente la posibilidad de confusión resultante de que una aeronave pase de la sintonía de una instalación NON/A2A a la de otra instalación NON/A1A, sin cambiar el radiocompás de "MCW" a "CW" ("onda continua modulada" a "onda continua").

CCA-10 I 3.4.6.3 Características de las Emisiones.

(Ver RAC-10 I 3.4.6.3 Características de las Emisiones)

Los requisitos anteriores exigirán el porcentaje de modulación más elevado posible, así como el mantenimiento de una potencia adecuada de la portadora radiada durante la identificación.

Con un paso de banda del radiogoniómetro de ± 3 kHz respecto a la portadora, una relación de señal ruido de 6 dB en el límite de la zona de servicio clasificada, satisfará, en general, el requisito anterior.

En el Adjunto C, 6.4, figuran algunas consideraciones respecto a la profundidad de modulación.

CCA-10 I 3.4.6.5 Características de las Emisiones.

(Ver RAC-10 I 3.4.6.5 Características de las Emisiones)

Se podrá menoscabar seriamente el funcionamiento satisfactorio del equipo radiogoniométrico automático (ADF) si la emisión del radiofaro contiene modulación por una audiofrecuencia igual o muy próxima a la frecuencia de conmutación del cuadro o a su segunda armónica. Las frecuencias de conmutación del cuadro en el equipo utilizado corrientemente, están comprendidas entre 30 y 120 Hz.

CCA-10 I 3.4.6.6 Características de las Emisiones.

(Ver RAC-10 I 3.4.6.6 Características de las Emisiones)

El Artículo S.3 del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT contiene disposiciones generales sobre las características técnicas de los equipos y de las emisiones. El Reglamento de Radiocomunicaciones contiene disposiciones generales relativas a la anchura de banda permitida, la tolerancia de frecuencias y las emisiones no esenciales (véanse los Apéndices APS1, APS2, y APS3).

CCA-10 I 3.4.8.4 Equipo Monitor.

(Ver RAC-10 I 3.4.8.4 Equipo Monitor)

En el Adjunto C, 6.6, figura texto de orientación sobre la comprobación del NDB.

CCA-10 I 3.7.1 Objetivos de Actuación.

(Ver RAC-10 I 3.7.1 Objetivos de Actuación)

Han de satisfacerse los requisitos de actuación en los entornos de interferencia definidos seguidamente. Este entorno de interferencia definido se atenúa durante la adquisición inicial de señales GNSS cuando el receptor no puede aprovechar una solución de navegación de estado permanente para facilitar la adquisición de la señal.

CCA-10 I 3.7.3.2.1.1 Receptores GLONASS

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.1.1 Receptores GLONASS)

f_k es la frecuencia central de un canal GLONASS con $f_k = 1\ 602\ \text{MHz} + k \times 0,5625\ \text{MHz}$ y $k = -7a + 6$, según se define en la Tabla B-16, y Bw_i es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

CCA-10 I 3.7.3.2.5.4 Canal de Exactitud normal (CSA) (LI) del GLONASS.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.5.4 Canal de Exactitud normal (CSA) (LI) del GLONASS)

Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código telemétrico en L2 con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los que se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5° o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no sea inferior a -167 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

CCA-10 I 3.8.3.1 Polarización.

(Ver RAC-10 I 3.8.3.1 Polarización)

La señal interferente es ruido gaussiano blanco aditivo que se centra en torno a la frecuencia portadora con las características de anchura de banda e impulso que se especifican en la tabla.

Interferencia dentro de la banda, próxima a la banda y fuera de banda se refiere a la frecuencia central de la señal interferente.

CCA-10 I 3.2.9 Adjunto D.

(Ver RAC-10 I 3.2.9 Adjunto D)

La expresión "receptor SBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para un receptor SBAS descritos en el RAC 10, Volumen I y las especificaciones de D con el cambio RTCA/DO-229—(o equivalentes).

CCA-10 I 3.5 Capítulo 4

(Ver RAC-10 I 3.5. Capítulo 4)

En la sección siguiente se han previsto dos tipos de instalaciones DME: DME/N para las aplicaciones señaladas en el Capítulo 2, 2.2.2, y DME/P según se indica en 3.11.3.

CCA-10 I 3.5.1 Definiciones, Tiempo Muerto.

(Ver RAC-10 I 3.5.1 Definiciones, Tiempo Muerto)

El objetivo del tiempo muerto es evitar la respuesta del transpondedor a ecos que sean efecto de trayectos múltiples.

CCA-10 I 3.5.2.6.2 Asociación del DME con el ILS.

(Ver RAC-10 I 3.5.2.6.2 Asociación del DME con el ILS)

En el Adjunto C, 2.11, se proporciona orientación sobre la asociación del DME con el ILS.

CCA-10 I 3.5.2.6.3.1 Asociación del DME con el MLS.

(Ver RAC-10 I 3.5.2.6.3.1 Asociación del DME con el MLS)

En el Adjunto G, 5, y en el Adjunto C, 7.1.6, se proporciona orientación sobre el emplazamiento del DME con el MLS

En estos textos de orientación se indican en particular las medidas apropiadas que han de adoptarse para impedir que, respecto a la misma pista, se den distintas indicaciones de distancia cero cuando el DME/P esté asociado con el MLS y cuando el DME/N esté asociado con el ILS.

CCA-10 I 3.5.1.2.3 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.5.1.2.3 Cobertura)

No se trata de determinar hasta qué distancia puede usarse el sistema en las operaciones ni la cobertura; el espaciado entre las instalaciones de que actualmente se dispone puede limitar el alcance en cierta áreas.

CCA-10 I 3.5.3.1.4 Precisión del DME/P.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.1.4 Precisión del DME/P)

En los párrafos siguientes, se establecen dos normas de precisión del DME/P, 1 y 2, para tener en cuenta varias aplicaciones.

En el Adjunto C, 7.3.2, se proporciona orientación con respecto a las normas de precisión.

CCA-10 I 3.5.3.1.4.1 Precisión del DME/P.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.1.4.1 Precisión del DME/P)

Los límites de error especificados en un punto se aplicarán a lo largo de una trayectoria de vuelo que incluya a ese punto. La información sobre la interpretación de los errores del DME/P y la medida de dichos errores a lo largo de un intervalo adecuado a la inspección en vuelo, se proporcionan en el Adjunto C, 7.3.6.1.

CCA-10 I 3.5.3.3.4 Canales.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.3.4 Canales)

Puede haber casos en los que un canal DME forme un par tanto con la frecuencia ILS como con un canal MLS (véase el Volumen V, Capítulo 4, 4.3).

CCA-10 I 3.5.3.4.5 Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.4 Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación)

Si en el lapso de un segundo el interrogador opera en más de un canal, se aplicarán a la suma de las interrogaciones siguientes.

CCA-10 I 3.5.3.5.2. Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.5.2 Frecuencia de Repetición de los Impulsos de Interrogación)

Puede excederse la frecuencia de repetición de impulsos (PRF) de 5 pares por segundo, para una aeronave en tierra, si la aeronave necesita información precisa de distancia.

Lo que se persigue es que todos los cambios de PRF se efectúen por medios automáticos.

CCA-10 I 3.5.3.5.2 Numero de Aeronaves que pueda atender el Sistema.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.5.2 Número de Aeronaves que pueda atender el Sistema)

En el Adjunto C, 7.1.5, se proporciona texto de orientación sobre el número de aeronaves que pueden atenderse.

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0515 -

CCA-10 I 3.5.3.6.1 Identificación del Transpondedor.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.6.1 Identificación del Transpondedor)

Una instalación de guía angular MLS proporciona su identificación como una palabra digital transmitida en el canal de datos a las regiones de cobertura de azimut de aproximación y posterior, como se indica en 3.11.4.6.2.1.

CCA-10 I 3.5.3.6.1 Identificación del Transpondedor.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.6.1 Identificación del Transpondedor)

El tono de la señal de identificación se transmite a un ritmo de repetición de 1,350 pares de impulsos por segundo. Esta frecuencia puede utilizarse directamente en el equipo de a bordo como salida audible para el piloto, o pueden generarse otras frecuencias o opción del constructor del interrogador (véase 3.5.3.6.2).

CCA-10 I 3.5.3.7 Transición de Modo del DME/P.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.7 Transición de Modo del DME/P)

Lo estipulado en 3.5.3.7.1 no se aplica si el transpondedor es un DME/N o si el modo FA del transpondedor DME/P no funciona.

CCA-10 I 3.5.4.1.3.e Transmisor.

(Ver RAC-10 I 3.5.1.3.e Transmisor)

En el Adjunto C, Sección 7.1.11, figuran textos de orientación relativos a la medición del espectro de los impulsos.

CCA-10 I 3.5.4.3 f Transmisor.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.3 f Transmisor)

El tiempo "durante el impulso" comprende el intervalo total desde el comienzo de la transmisión del impulso hasta su finalización. Por razones prácticas, este intervalo puede medirse entre los puntos de 5% en los frentes anterior y posterior de la envolvente del impulso.

La potencia contenida en las bandas de frecuencia especificadas en 3.5.4.1.3 e) y f) es la potencia media durante el impulso. La potencia media de una banda de frecuencia determinada es el cociente entre la energía contenida en esta banda de frecuencia y el tiempo de transmisión del impulso, con arreglo a la Nota 1.

CCA-10 I 3.5.4.1.5.2 Potencia Máxima de Salida.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.1.5.2 Potencia Máxima de Salida)

Si bien la norma de 3.5.4.1.5.2 implica contar con sensibilidad mejorada en el receptor del interrogador, se tiene la intención de que la densidad de potencia especificada en 3.5.4.1.5.1 esté disponible en el máximo alcance y en el máximo nivel de servicio especificado.

CCA-10 I 3.5.4.1.5.3 d Potencia Máxima de Salida.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.1.5.3 d Potencia Máxima de Salida)

En el Adjunto C, 7.2.1 y 7.3.8, figuran textos de orientación relativos a la PIRE.

CCA-10 I 3.5.4.1.5.6 Potencia Máxima de Salida.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.1.5.6 Potencia Máxima de Salida)

En el Adjunto C, 7.1.5, figura texto de orientación sobre la relación entre el número de aeronaves y la velocidad de transmisión.

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0516 -

CCA-10 I 4.19.7 Potencia Máxima de Salida.

(Ver RAC-10 I 4.19.7 Potencia Máxima de Salida)

Operar los transpondedores DME con velocidades de transmisión estables cercanas a 700 pares de pulsos por segundo reducirá al mínimo los efectos de interferencia de pulso, particularmente en otros servicios de aviación como el GNSS.

CCA-10 I 3.5.4.2.9 Supresión de CW y de Ecos.

(Ver RAC10 I 3.5.4.2.9 Supresión de CW y de Ecos)

A este respecto, se entiende por ecos las señales no deseadas originadas por la transmisión por diferentes vías (reflexiones, etc.).

CCA-10 I 3.5.4.4.1 Retardo de Tiempo.

(Ver RAC-10 I 4.26.1 Retardo de Tiempo)

W y X se multiplexan a la misma frecuencia.

Z e Y se multiplexan a la misma frecuencia.

CCA-10 I 3.5.4.4.3 Retardo de Tiempo.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.4.3 Retardo de Tiempo)

Aquellos modos que no permitan disponer del margen completo de 15 μ s de ajuste del retardo del transpondedor pueden ajustarse solamente hasta los límites fijados por el retardo del circuito de transpondedor y por el tiempo de restablecimiento.

CCA-10 I 3.5.4.4.4 Retardo de Tiempo.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.4.4 Retardo de Tiempo)

Es conveniente que el radio de esfera en la superficie de la cual se da la indicación cero sea lo más pequeño posible a fin de mantener al mínimo la zona de ambigüedad.

En 7.1.6 del Adjunto C, y 5 del Adjunto G, se proporciona un texto de orientación sobre el emplazamiento común del DME y del MLS. En estos textos de orientación se indican en particular las medidas apropiadas que han de adoptarse para impedir que, respecto a la misma pista, se den distintas indicaciones de distancia cero cuando el DME/P esté asociado con el MLS y cuando el DME/N esté asociado con el ILS.

CCA-10 I 3.5.4.5.1.2 Precision

(Ver RAC-10 I 4.27.2 Precision)

Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.

CCA-10 I 3.5.4.5.1.2 Precision.

(Ver RAC-10 I 3.5.4.5.1.2 Precision)

Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.

CCA-10 I 3.5.4.6.1 Rendimiento.
(Ver RAC-10 I 3.5.4.6.1 Rendimiento)

Cuando se considere el valor de eficacia de respuesta del transpondedor, ha de tenerse en cuenta el tiempo muerto del DME y la carga correspondiente a la función monitora.

CCA-10 I 3.5.5 Características Técnicas del Interrogador.
(Ver RAC-10 I 3.5.5 Características Técnicas del Interrogador)

Los incisos siguientes especifican únicamente los parámetros del interrogador que se deben definir para lograr que éste:

CCA-10 I 3.5.5.1.1 Transmisor.
(Ver RAC-10 I 3.5.5.1.1 Transmisor)

Esta especificación no excluye el uso de interrogadores de a bordo que tengan menos del número total de canales de operación.

CCA-10 I 3.5.5.1.3.e Transmisor.
(Ver RAC-10 I 3.5.5.1.3.e Transmisor)

El límite inferior del tiempo de aumento del impulso [véase 3.5.5.1.3 a)] y del tiempo de disminución [véase 3.5.5.1.3 c)], se rigen por los requisitos de espectro en 3.5.5.1.3 e).

Aun cuando el inciso e) de 3.5.5.1.3 requiera un espectro prácticamente obtenible, es conveniente hacer lo posible por conseguir las siguientes características de control del espectro: el espectro de la señal modulada por impulso es tal que la potencia contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en frecuencias superiores en 0.8 MHz e inferiores en 0.8 MHz respecto a la frecuencia nominal del canal es en cada caso por lo menos de 23 dB por debajo de la potencia contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal. La potencia contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en frecuencias de 2 MHz más o 2 MHz menos que la frecuencia nominal del canal, es en cada caso por lo menos de 38 dB por debajo de la potencia contenida en una banda de 0.5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal. Todo lóbulo adicional del espectro es de menor amplitud que el lóbulo adyacente más cercano a la frecuencia nominal del canal.

CCA-10 I 3.5.5.1.5.3 Frecuencia de Repetición de los Impulsos.
(Ver RAC-10 I 3.5.5.1.5.3 Frecuencia de Repetición de los Impulsos)

En el Adjunto C, 7.3.7, se da orientación sobre los efectos de los trayectos múltiples del DME/P.

CCA-10 I 3.5.5.1.6 Frecuencia de Repetición de Impulsos.
(Ver RAC-10 I 3.5.5.1.6 Frecuencia de Repetición de Impulsos)

Aunque la radiación espuria CW entre impulsos se limita a los niveles que no exceden de -47 dBW, se advierte a los Estados que donde se emplean interrogadores DME y transpondedores de radar secundario de vigilancia en la misma aeronave, puede ser necesario proveer protección al SSR de a bordo en la banda de 1,015 a 1,045 MHz. Esta protección puede proporcionarse limitando la CW conducida y radiada a un nivel del orden de -77 dBW. Cuando este nivel no se pueda lograr, el grado requerido de protección puede suministrarse al proyectar el emplazamiento relativo de las antenas del SSR y DME de la aeronave. Cabe anotar que solamente unas pocas de estas frecuencias se utilizan en la planificación de pares de frecuencias VHF y DME.

CCA-10 I 3.5.5.1.7 Frecuencia de Repetición de los Impulsos.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.1.7 Frecuencia de Repetición de los Impulsos)

Referencia 3.5.5.1.6 y 3.5.5.1.7 — si bien se recomienda la limitación de la radiación espuria CW entre impulsos a niveles que no excedan de 80 dB por debajo de la potencia de cresta recibida del impulso, los Estados deben tener cuidado cuando los usuarios empleen transpondedores radar secundarios de vigilancia en la misma aeronave, de que quizá sea necesario limitar la CW directa y radiada a no más de 0.02 μ W en la banda de frecuencia de 1,015 a 1,045 MHz. Debe notarse que sólo pocas de estas frecuencias se utilizan en el plan de pares VHF/DME.

CCA-10 I 3.5.5.3.2.1 Sensibilidad del Receptor.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.3.2.1 Sensibilidad del Receptor)

Si bien la norma de 3.5.5.3.2.1 se refiere a los interrogadores DME/N, la sensibilidad del receptor es mejor de la necesaria para operar con la densidad de potencia de los transpondedores DME/N indicada en 3.5.4.1.5.1, a fin de garantizar el interfuncionamiento con el modo IA de los transpondedores DME/P.

CCA-RAC 10 I 3.5.5.3.4.1 Rechazo de Interferencia.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.3.4.1 Rechazo de Interferencia)

La expresión "canal común" se refiere a aquellas señales de respuesta que utilizan la misma frecuencia y la misma separación entre pares de impulsos.

CCA-10 I 3.5.5.4.3.2 DME/P- Modo FA.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.4.3.2 DME/P-Modo FA)

En el Adjunto C, 7.3.4, se proporciona texto de orientación relativo a los filtros que contribuyen a lograr la precisión señalada anteriormente.

CCA-10 I 3.5.5.4.4 DME/P-Modo FA.

(Ver RAC-10 I 3.5.5.4.4 DME/P-Modo FA)

En el Adjunto C, 7.1.1, se proporciona texto de orientación relativo a la eficacia del sistema.

CCA-10 I 3.6.1.2.5 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación.

(Ver RAC-10 I 3.6.1.2.5 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación)

La zona de servicio y el diagrama de radiación de las radiobalizas se establecerán generalmente por los Estados contratantes, a base de los requisitos de operación teniendo en cuenta las recomendaciones de las conferencias regionales.

CCA-10 I 6.3.1.2.7 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación.

(Ver RAC-10 I 6.3.1.2.7 Zona de Servicio y Diagrama de Radiación)

Las dificultades de emplazamiento de ciertas radiobalizas pueden obligar a aceptar ejes polares que no sean verticales.

CCA-10 I 3.7.2.1.1 El GNSS Proporcionará a la Aeronave datos sobre Posición y Hora.

(Ver RAC-10 I 3.7.2.1.1 El GNSS proporcionara a la aeronave datos sobre posición y hora)

Estos datos se obtienen a partir de mediciones de pseudodistancias entre una aeronave equipada con un receptor GNSS y diversas fuentes de señales a bordo de satélites o en tierra.

CCA-10 I 3.7.2.3.1 Referencia de espacio y horaria.

(Ver RAC-10 I 3.7.2.3.1 Referencia de Espacio y Horaria)

Los SARPS relativos al WGS-84 figuran en el Anexo 4, Capítulo 2; el Anexo 11, Capítulo 2; el Anexo 14, Volúmenes I y II, Capítulo 2; y el Anexo 15, Capítulo 3.

Si se emplean elementos del GNSS que no utilizan coordenadas WGS-84, habrán de aplicarse parámetros adecuados de conversión.

CCA-10 I 3.7.2.4.1 Referencia de Espacio y Horaria.

(Ver RAC-10 I 3.7.2.4.1 Referencia de Espacio y Horaria)

El concepto de receptor de usuario sin falla se aplica solamente como medio para determinar la actuación de combinaciones de diversos elementos del GNSS. Se supone que el receptor sin falla tiene la exactitud y actuación de tiempo hasta alerta nominales. Se supone que tal receptor no tiene fallas que influyen en la actuación en materia de integridad, disponibilidad y continuidad.

CCA-10 I 3.7.3.1.1 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.1.1 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control)

En las normas de exactitud que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describen en el Adjunto D, 4.1.2.

CCA-10 I 3.7.3.1.6 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.1.6 Exactitud de los Segmentos Espacial y de Control)

En el Adjunto D, 4.1, figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad y cobertura del GPS.

CCA-10 I 3.7.3.1.7 Características de las Radiofrecuencias (RF).

(Ver RAC-10 I 3.7.3.1.7 Características de las Radiofrecuencias (RF))

En el Apéndice B, 3.1.1.1 se especifican las características RF detalladas.

CCA-10 I 3.7.3.1.7.1 Características de las Radiofrecuencias (RF).

(Ver RAC-10 I 3.7.3.1.7.1 Características de las Radiofrecuencias (RF))

Se añadirá una nueva frecuencia civil a los satélites GPS y será ofrecida por los Estados Unidos para aplicaciones críticas relativas a la seguridad de la vida. Los SARPS relativos a dicha señal pudieran prepararse en fecha posterior.

CCA-10 I 3.7.3.1.10 Sistema de Coordenadas, el Sistema de Coordenadas GPS será el WGS 84.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.1.10 Sistema de Coordenadas, el Sistema de Coordenadas GPS será el WGS 84)

La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.1.1.2 y 3.1.1.3, respectivamente.

CCA-10 I 3.7.3.2.4 Exactitud de los Segmentos Especial y de Control.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.4 Exactitud de los Segmentos Especial y de Control)

En el Adjunto D, 4.2, figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad y cobertura del GLONASS.

CCA-10 I 3.7.3.2.5 Características RF.

(Ver RAC-10 3.7.3.2.5 Características RF)

En la Apéndice B, 3.2.1.1 se especifican las características RF detalladas.

CCA-10 I 3.7.3.2.5.1 Características RF.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.5.1 Características RF)

Los satélites GLONASS pueden tener la misma frecuencia portadora pero en tal caso están situados en intervalos de polos opuestos del mismo plano orbital.

Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código de distancia adicional a las frecuencias portadoras en la banda de frecuencias L2 (1.2 GHz) utilizando el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).

CCA-10 I 3.7.3.2.5.4 Características RF.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.5.4 Características RF)

El límite de potencia de 155.2 dBW se basa en las características predeterminadas de una antena de usuario, pérdidas atmosféricas de 0.5 dB y un error de posición angular del satélite que no exceda de 1° (en la dirección que lleva a un aumento del nivel de la señal).

Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código telemétrico en L2 con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los que se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5° o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena de polarización lineal de 3 dBi no sea inferior a -167 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

CCA-10 I 3.7.3.2.7 Modulación.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.2.7 Modulación)

La conversión del sistema de coordenadas PZ-90 utilizado por el GLONASS a coordenadas WGS-84 se define en el Apéndice B, 3.2.5.2.

CCA-10 I 3.7.3.2.8 Modulación.

(Ver RAC 10 I 3.7.3.2.8 Modulación)

La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.2.1.2 y 3.2.1.3, respectivamente.

CCA-10 I 3.7.3.4.1 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS).

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.1 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS))

El SBAS complementa las constelaciones principales de satélites aumentando la exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad para la navegación, suministradas dentro de un área de servicio que ordinariamente abarca múltiples aeródromos

CCA-10 I 3.7.3.4.2 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS).

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.2 Sistema de Aumentación Basado en Satélites (SBAS))

Si se proporcionan todas las funciones, el SBAS en combinación con las constelaciones principales de satélites puede prestar apoyo a operaciones de salida, en ruta, de terminal y de aproximación, incluidas las aproximaciones de precisión de Categoría I. El nivel de

actuación que pueda lograrse depende de la infraestructura incorporada al SBAS y de las condiciones ionosféricas en el área geográfica de interés.

CCA-10 I 3.7.3.4.3 Telemetría.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.3 Telemetría)

El área de cobertura es aquella dentro de la cual puedan recibirse las radiodifusiones del SBAS (p. ej., las proyecciones de satélites geoestacionarios).

En el Adjunto D, 6.2, se describen las áreas de cobertura y de servicio del SBAS.

CCA-10 I 3.7.3.4.4 Características de RF.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.4 Características de RF)

En el Apéndice B, 3.5.2, se especifican las características RF detalladas.

CCA-10 I 3.7.3.4.4.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.4.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.)

Después de 2,005, cuando queden libres las frecuencias superiores del GLONASS, podrá introducirse otro tipo de SBAS utilizando algunas de estas frecuencias.

CCA-10 I 3.7.3.4.4.6 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.4.4.6 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.)

La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.5.3 y 3.5.4, respectivamente

CCA-10 I 3.7.3.5 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.)

Excepto cuando se especifique de otro modo, las normas y métodos recomendados para el GBAS se aplican tanto al GBAS como al GRAS.

Excepto cuando se especifique de otro modo, la referencia a la aproximación con guía vertical (APV) significa tanto APV-I como APV-II.

CCA-10 I 3.7.3.5.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1,575.42 MHz.)

Se prevé que el GBAS preste apoyo a toda clase de operaciones de aproximación, aterrizaje, salida y en la superficie y puede prestar apoyo a operaciones en ruta y de terminal. Se prevé que el GRAS preste apoyo a operaciones en ruta, de terminal, aproximaciones que no sean de precisión, salidas y aproximaciones con guía vertical. Se han elaborado los siguientes SARPS en apoyo de aproximación de precisión de Categoría I, aproximación con guía vertical y servicio de determinación de la posición GBAS. Para lograr la interfuncionalidad y permitir la utilización eficiente del espectro, se tiene el objetivo de que la radiodifusión de datos sea la misma para todas las operaciones.

CCA-10 I 3.7.3.5.3.1 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 6.21.1 Cobertura)

En el Apéndice B, 3.6.4.5.1, se definen en el LTP/ FTP y GPIIP.

CCA-10 I 3.7.3.5.3.1.2 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.3.1.2 Cobertura)

En el Adjunto D, 7.3, se presentan textos de orientación relativos a la cobertura para las aproximaciones de precisión de Categoría I y APV.

CCA-10 I 3.5.3.5.4 Cobertura.

(Ver RAC-10 I 3.5.3.5.4 Cobertura)

En el Adjunto D, 7.3, figuran textos de orientación relativos a la cobertura del servicio de determinación de la posición.

CCA-10 I 3.7.3.5.4 Características de la Radiodifusión de Datos.

VER RAC-10 I 3.7.3.5.4 Características de la Radiodifusión de Datos)

En el Apéndice B, 3.6.2, se especifican las características RF.

CCA-10 I 3.7.3.5.4.1 Características de la Radiodifusión de Datos.

VER RAC-10 I 3.7.3.5.4.1 Características de la Radiodifusión de Datos)

En el Adjunto D, 7.2.1, se presentan textos de orientación sobre asignaciones de frecuencias VOR/GBAS y criterios de separación geográfica.

Están en preparación los criterios de separación geográfica para ILS/GBAS, así como para servicios de comunicaciones que funcionan en la banda 118-137 MHz. Hasta que se definan estos criterios y se incluyan en los SARPS, se prevé que se utilicen frecuencias en la banda 112.050-117.900 MHz.

CCA-10 I 3.7.3.5.4.2 Características de la Radiodifusión de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.4.2 Características de la Radiodifusión de Datos)

Dos intervalos es la asignación nominal. En algunas instalaciones GBAS en las que se utilizan antenas múltiples de transmisión para radiodifusión de datos VHF (VDB), la mejora de la cobertura VDB puede requerir asignar más de dos intervalos de tiempo. En el Adjunto D, 7.12.4, se presenta orientación sobre el uso de antenas múltiples. Es posible que algunas estaciones de radiodifusión GBAS en un sistema GRAS utilicen un solo intervalo de tiempo.

CCA-10 I 3.7.3.5.4.4 Características de la Radiodifusión de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.4.4 Características de la Radiodifusión de Datos)

El GBAS puede proporcionar una radiodifusión de datos VHF con polarización horizontal (GBAS/H) o elíptica (GBAS/E) que utiliza componentes de polarización horizontal (HPOL) y vertical (VPOL). Las aeronaves que utilizan un componente VPOL no pueden realizar operaciones con equipo GBAS/H. En el Adjunto D, 7.1, se proporciona un texto de orientación al respecto.

CCA-10 I 3.7.3.5.4.4.2.2 GBAS-E.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.4.4.2.2 GBAS-E)

Las intensidades de campo mínima y máxima en 3.7.3.5.4.4.1.2 y 3.7.3.5.4.4.2.2 están en consonancia con una sensibilidad mínima de receptor de -87 dBm y una distancia mínima de 200 m (660 ft) de la antena del transmisor con un alcance de cobertura de 43 km (23 NM).

CCA-10 I 3.7.3.5.5 GBAS-E.

(Ver RAC-10 I 3.7.3.5.5 GBAS-E)

La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.6.3.

CCA-10 I 3.7.4.1 Resistencia a Interferencias.

(Ver RAC-10 I 3.7.4.1 Resistencias a Interferencias)

El GPS y el GLONASS que funcionan en la banda de frecuencias de 1,559-1,610 MHz están clasificados por la UIT como suministros de un servicio de radionavegación por satélite (RNSS) y un servicio de radionavegación aeronáutica (ARNS) y se les otorga la condición especial de protección del espectro correspondiente al RNSS. Para lograr los objetivos de actuación para la guía de aproximación de precisión que haya de ser apoyada por el GNSS y sus aumentaciones, se prevé que el RNSS/ARNS continúe siendo la única atribución mundial en la banda 1,559-1,610 MHz y que las emisiones de sistemas en esta banda de frecuencias y las adyacentes estén estrictamente controladas por la reglamentación nacional o internacional.

CCA-10 I 3.7.5 Base de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.7.5 Base de Datos)

En los Anexos 4, 11, 14 y 15 se proporcionan los SARPS aplicables a los datos aeronáuticos.

CCA-10 I 3.7.5.1 Base de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.7.5.1 Base de Datos)

En el Adjunto D, 11, figura un texto de orientación sobre la necesidad de una base de datos de navegación actualizada en el equipo GNSS de aeronave.

CCA-10 I Tabla 3.7.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio.

(Ver RAC-10 I Tabla 3.7.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio.)

Los valores de percentila 95 para errores de posición GNSS son los requeridos en las operaciones previstas a la altura mínima por encima del umbral (HAT), de ser aplicable. Se especifican los requisitos detallados en el Apéndice B y se proporcionan textos de orientación en el Adjunto D, 3.2.

En la definición de requisitos de integridad se incluye un límite de alerta respecto al cual pueda evaluarse el requisito. Estos límites de alerta son los siguientes:

CCA-10 I 3.9.1.1 Precisión de la Indicación de Marcación.

(Ver RAC-10 I 3.9.1.1 Precisión de la Indicación de Marcación)

El error de marcación anterior excluye el error de la brújula magnética de la aeronave.

CCA-10 I 3.1.1.3.1.3 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.1.3.1.3 Contenido de Datos)

En la URA no se incluye la estimación de errores debidos a imprecisiones del modelo de retardo ionosférico de una sola frecuencia.

La URA es un indicador estadístico de la contribución de las exactitudes aparentes de predicción de reloj y de efemérides a las exactitudes telemétricas que se obtienen con determinado satélite basándose en datos antecedentes.

CCA-10 I 3.1.1.3.1.4 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.1.3.1.4 Contenido de Datos)

Los datos proporcionados en la subtrama 1 pueden ser distintos de los indicados en las subtramas 4 ó 5 de otros satélites puesto que los últimos pueden haber sido actualizados a una hora distinta.

CCA-10 I 3.1.1.3.3.2 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.1.3.3.2 Contenido de Datos)

La relación entre la IODC y la expedición de datos, efemérides (IODE) se define en 3.1.1.3.2.2. 3.1.1.3.1.5 Diferencia de retardo de grupo estimada. Los bits 17 a 24 de la palabra 7 incluirán el término de corrección TGD, para tener en cuenta el efecto de la diferencia de retardo de grupo del satélite.

TGD no incluye ningún código C/A a P(Y) relativo a error de retardo de grupo.

CCA-10 I 3.1.1.3.3.6 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.1.3.3.6 Contenido de Datos)

Los términos IODE/IODC proporcionan al receptor medios para detectar cualquier modificación en los parámetros de representación de efemérides/reloj.

El primer conjunto de datos puede cambiar (3.1.1.2.2) en cualquier momento durante la hora y por consiguiente, puede ser transmitido por el satélite para menos de 1 hora.

CCA-10 I 1.4.14 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 1.4.14 Contenido de Datos)

Estas páginas pueden ser diseñadas para otras funciones. Se define el formato y el contenido de cada página mediante la ID de satélite de dicha página.

CCA-10 I 1.4.17 b Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 1.4.17 b Contenido de Datos)

Las ID específicas se reservan para cada página de las subtramas 4 y 5; sin embargo, la ID de satélite de las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 pueden modificarse para cada página a fin de atender al contenido alternado de dicha página.

No se han asignado las ID restantes (33 a 50).

CCA-10 I 1.4.24 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 1.4.24 Contenido de Datos)

Este significado especial se aplica a las páginas 25ª de las subtramas 4 y 5 solamente. Puede ser que no haya datos relativos a otros satélites en la página de almanaque a que se hace referencia anteriormente según lo definido en 3.1.1.3.3.3.

CCA-10 I 1.4.25 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 1.4.25 Contenido de Datos)

Los datos de funcionalidad transmitidos puede que no correspondan a la funcionalidad actual del satélite transmisor o a otros satélites de la constelación.

Los datos indicados en las subtramas 1, 4 y 5 de los otros satélites pueden ser distintos de los indicados en la subtrama 4 ó 5 puesto que estos últimos pueden estar actualizados a una hora distinta.

CCA-10 I 1.4.27 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 1.4.27 Contenido de Datos)

Se espera que el usuario tenga en cuenta la truncada de este parámetro así como WN, WN, y W_{LFS} que están truncadas debido ala transferencia al número completo de semana (3.1.1.2.6.2).

CCA-10 I 3.1.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos)

En esta sección se definen las relaciones mutuas de los parámetros de mensaje para radiodifusión de datos. Se Proporcionan las definiciones de los parámetros no transmitidos, pero utilizados por elementos y que no son de aeronave, que son de aeronave o en ambos casos y que definen términos aplicados a determinar la solución de navegación y su integridad.

CCA-10 I 3.1.2.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.1.2.2 Definiciones de Protocolos para Aplicación de Datos)

El valor de t tiene por objeto responder por los cruces al principio y al final de la semana. Es decir si la cantidad $t-t_{oc}$ es mayor que 302 400 s, hay que restar 604 800 s de t. Si la cantidad $t-t_{oc}$ es menor que -302 400 s, hay que sumar 604 800 s a t

CCA-10 I 3.2 Canal de exactitud normal (CSA) del sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) (L1)

(Ver RAC-10 I 3.2 Canal de exactitud normal (CSA) del sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) (L1)

En esta sección el término GLONASS se refiere a todos los satélites en la constelación. Las normas relacionadas exclusivamente con los satélites GLONASS-M se califican en la forma correspondiente.

CCA-10 I 3.2.1.1.4 Elementos Ajenos a la Aeronave.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.1.4 Elementos Ajenos a la Aeronave)

Los valores nominales de las frecuencias portadoras para números de portadora k se presentan en la Tabla B-16.

Para los satélites de GLONASS-M las señales de navegación del canal de exactitud normal (CSA) L2 ocupara la anchura de banda 1 242,9375-1251,6875 MHz \pm 0.511 MHz según lo definido mediante la expresión siguiente:

CCA-10 I 3.2.1.1.5 Elementos Ajenos a la Aeronave.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.1.5 Elementos Ajenos a la Aeronave)

Los satélites del GLONASS, lanzados durante el período de 1998 a 2005, utilizan filtros que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación ITU-R RA. 769 para la banda de 1660-1670 MHz.

Los satélites del GLONASS, lanzados después de 2005, utilizan filtros, que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación ITU-R RA 769 para las bandas de 1 610,6 – 1 613,8 MHz y 1 660 – 1 670 MHz.

CCA-10 I 3.2.1.2.2 Elementos Ajenos a la Aeronave.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.2.2 Elementos Ajenos a la Aeronave)

La pérdida de potencia de la señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 1,022 MHz y la potencia de señal recuperada por un receptor por un receptor libre de ruidos y sin pérdidas con un espacio de correlador de 1 elemento y una anchura de 1,022 MHz.

CCA-10 I 3.2.1.2.2 Estructura de Datos.

(Ver RAC-10 3.2.1.2.2 Estructura de Datos)

La estructura de supertrama con indicación de los números de trama en la supertrama y los números de cadena en las tramas se proporciona en la figura B-7.

CCA-10 I 3.2.1.2.3 Estructura de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.2.3 Estructura de Datos)

En la figura B-8 y B-9 se indican las estructuras de las tramas.

CCA-10 I 3.2.1.2.4.2 Estructura de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.2.4.2 Estructura de Datos)

En la Figura B-10 se presenta la estructura de cadenas.

CCA-10 I 3.2.1.4 Contenido y Estructura de los Datos Adicionales Transmitidos por los Satélites Glonass-M.

(Ver RAC-10 I 3.2.1.4 Contenido y Estructura de los Datos Adicionales Transmitidos por los Satélites Glonass-M.)

La corrección de la escala de tiempo del sistema GLONASS se realiza habitualmente una vez al año, a medianoche con 00 horas 00 minutos 00 segundos, de acuerdo con la notificación temprana de la Oficina internacional de la hora (BIH/BIPM) al final de un trimestre: del 31 de diciembre al 1 de enero — primer trimestre, del 31 de marzo al 1 de abril — segundo trimestre, del 30 de junio al 1 de julio — tercer trimestre, del 30 de septiembre al 1 de octubre — cuarto trimestre.

Un ejemplo de la transformación NT a la forma común de la información actual de datos (dd/mm/yy) se presenta en el Adjunto D, 4.2.7.1.

La información actualizada sobre efemérides o frecuencia/tiempo se transmite solamente al fin del actual intervalo tb. La parte de número entero ΔT se determina del mensaje de navegación GPS por el receptor del usuario.

CCA-10 I 3.2.2 Definición de los Protocolos para Aplicación de Datos.

(Ver RAC-10 I 3.2.2 Definición de los Protocolos para Aplicación de Datos)

En esta sección se definen las relaciones mutuas de los parámetros de mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan las definiciones de los parámetros que no son transmitidos; sin embargo, se utilizan por elementos ajenos a la aeronave, por elementos de aeronave o por ambos y se definen los términos aplicados a determinar la solución de navegación y su integridad.

CCA-10 I 3.2.4.5 Hora.

(Ver RAC- 3.2.4.5 Hora)

Las escalas de tiempo de los satélites GLONASS se comparan periódicamente con la hora central de sincronizador. Las correcciones de escalas de tiempo de los satélites GLONASS relativas a la hora GLONASS y a la hora UTC (SU) se calculan en el complejo de control de base terrestre del GLONASS y se cargan a los satélites dos veces al día.

No hay ninguna diferencia de segundo entero entre la hora GLONASS y UTC. Se corrige periódicamente la escala de tiempo GLONASS a un número entero de segundos simultáneamente con correcciones UTC que se ejecutan de conformidad con la corrección del Bureau International del' Heure (corrección de segundo de salto). Se ejecutan estas correcciones a las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC en la media noche al final de un trimestre. Después de la corrección de segundos de salto GLONASS la marcación de tiempo dentro del mensaje de navegación modifica su posición (en una escala de tiempo continua), para estar sincronizada con épocas de 2 segundos de la escala de tiempo UTC corregido. Se notifican a los usuarios GLONASS por adelantado estas correcciones previstas. Para los satélites GLONASS-M, la notificación de estas correcciones se proporciona a los usuarios mediante el parámetro del mensaje de navegación KP.

Las exactitudes GPS (30ns) se determina por referencia a la señal de adquisición aproximativa GPSSPS y puede perfeccionarse después de que se completen los ensayos del sistema GLONASS utilizando satélites GLONASS-M.

CCA-10 I 3.3.1 Uso Combinado del GPS y Glonass.

(Ver RAC-10 I 3.3.1 Uso Combinado del GPS y Glonass)

Las características de actuación de las antenas del receptor GNSS se definen en 3.8.

CCA-10 I 3.5.7.1.2 Generalidades.

(Ver RAC-10 I 3.5.7.1.2 Generalidades)

Esto se aplica a la salida de la antena de transmisión del satélite y no incluye la divergencia entre código y portadora debido a la refracción ionosférica en el trayecto de propagación descendente.

CCA-10 I 7.1.6 Generalidades.

(Ver RAC-10 I 7.1.6 Generalidades)

La pérdida de potencia de la señales la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 2046 MHz y la potencia de la señal recuperada mediante un receptor libre de ruidos, libre de pérdidas con un espaciado de correlador de 1 elemento y una anchura de banda de 2 046MHz.

CCA-10 I 7.3.1 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 7.3.1 Contenido de Datos)

El primer bit transmitido de la máscara PRN corresponde al número de código PRN uno(1).

Edición: 02

Fecha : 31/12/2017

Página - 0528 -

El número de máscara PRN es "1" para el número PRN de satélite mínimo respecto al cual el valor de máscara PRN es "1".

CCA-10 I 7.3.5 Contenido de Datos.

(Ver RAC-10 I 7.3.1 Contenido de Datos)

Para el GPS, IODi coincidirá con IODE y los 8 LSB de IODC (véanse 3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2).

Para el GLONASS, IODi indicará el período en que los datos GLONASS deben utilizarse con datos SBAS. Consta de dos campos, según figura en la Tabla B-28.

CCA-10 I 3.5.7.1.1 Generalidades.

(Ver RAC-10 3.5.7.1.1 Generalidades)

El SBAS puede radiodifundir mensajes nulos (mensajes de tipo 63) en cada intervalo de tiempo respecto al cual no se radiodifunden otros datos.

CCA-10 I D) 3.6.7.1.3.2 Integridad.

(Ver RAC-10 I D 3.6.7.1.3.2 Integridad)

Para los subsistemas GBAS de tierra que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, podrá haber requisitos de continuidad adicionales dependiendo de las operaciones previstas.

CCA-10 I 10.3.3 Requisitos Funcionales.

(Ver RAC-10 I 10.3.3 Requisitos Funcionales)

En el Adjunto D, 7.18 figuran textos de orientación relativos a la utilización del mensaje de tipo 101.

CCA-10 I 10.3.5 Requisitos Funcionales.

(Ver RAC-10 I 10.3.5 Requisitos Funcionales)

Los bloques FAS para procedimientos APV pueden mantenerse en una base de datos a bordo de la aeronave. La radiodifusión del bloque de datos adicional 1 permite que el receptor de a bordo seleccione el subsistema de tierra GBAS que presta apoyo a los procedimientos de aproximación en la base de datos de a bordo. También pueden radiodifundirse bloques FAS para prestar apoyo a operaciones de la aeronave sin ninguna base de datos de a bordo. En estos procedimientos se utilizan diferentes números de canal según lo descrito en el Adjunto D, 7.7.

CCA-10 I 10.3.6 Requisitos Funcionales.

(Ver RAC-10 I 10.3.6 Requisitos Funcionales)

Cuando la máscara normal de 5° no sea adecuada para describir la visibilidad del satélite ya sea en las antenas del subsistema de tierra, ya sea en una aeronave durante una aproximación determinada, puede utilizarse el mensaje de tipo 5 para radiodifundir información adicional a la aeronave.

CCA-10 I 10.3.7 Requisitos Funcionales.

(Ver RAC-10 I 10.3.7 Requisitos Funcionales)

En el Adjunto D, 7.12.4 figuran textos de orientación relativos al uso de sistemas de antenas múltiples.

CCA-10 I 2.2.3 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación

(Ver RAC-10 I 2.2.3 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación)

La cifra de $\pm 1,5^\circ$ no tiene una importancia directa en las operaciones puesto que la marcación observada es la marcación publicada; sin embargo, cuando se observe una diferencia mayor, lo más probable es que haya mala estabilidad.

CCA-10 I 2.2.4 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación

(Ver RAC-10 I 2.2.4 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación)

La tolerancia de $\pm 2^\circ$ se refiere a la estabilidad de la información en el punto elegido y comprende una pequeña tolerancia para la precisión del receptor VOR calibrado que se utiliza para comprobar el punto. La cifra de 2° no tiene relación alguna con las cifras para la aceptación o rechazo de una instalación VOR de aeronave; esta cuestión ha de determinarse por las administraciones y los usuarios teniendo en cuenta la clase de operaciones que hayan de realizarse.

CCA-10 I 1.1 Tiempo medio entre fallas (MTBF). Definiciones.

(Ver RAC-10 I 1.1 Tiempo medio entre fallas (MTBF) Definiciones).

En general el tiempo de funcionamiento debería escogerse de manera que incluya por lo menos cinco fallas de la instalación, o preferiblemente más, con objeto de ofrecer una medida razonable de confianza en la cifra deducida.

CCA-10 I 1.2.5 Confiabilidad de la Instalación.

(Ver RAC-10 I 1.2.5 Confiabilidad de la Instalación)

Es importante observar que la probabilidad de persistencia durante un período de tiempo igual al MTBF es de sólo 0,37 (37%); de esta manera, no debería caerse en la tentación de dar por supuesto que el período MTBF está exento de fallas.

CCA-10 I 3.4.1 DME/DME

(Ver RAC-10 I 3.4.1 DME/DME)

Aunque hay aeronaves certificadas para proporcionar RNP basada en DME/DME, la capacidad del DME de proporcionar RNP en general se está investigando actualmente.

CCA-10 I 3.2.9 Adjunto D

(Ver RAC-10 I 3.2.9 Adjunto D)

La expresión "receptor SBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para D con el cambio I un receptor SBAS descritos en el RAC 10, Volumen I y las especificaciones de RTCA/DO-229 (o equivalentes).