

# JOURNAL OFFICIEL

## DE LA REPUBLIQUE DU CONGO

*paraissant le jeudi de chaque semaine à Brazzaville*

DESTINATIONS	ABONNEMENTS			NUMERO
	1 AN	6 MOIS	3 MOIS	
REPUBLIQUE DU CONGO .....	24.000	12.000	6.000	500 F CFA
	Voie aérienne exclusivement			
ETRANGER .....	38.400	19.200	9.600	800 F CFA

- Annonces judiciaires et légales et avis divers : 460 frs la ligne (il ne sera pas compté moins de 5.000 frs par annonce ou avis).  
Les annonces devront parvenir au plus tard le jeudi précédant la date de parution du "JO".  
□ Propriété foncière et minière : 8.400 frs le texte.      □ Déclaration d'association : 15.000 frs le texte.

DIRECTION : TEL./FAX : (+242) 281.52.42 - BOÎTE POSTALE 2.087 BRAZZAVILLE - Email : journal.officiel@sgg.cg  
Règlement : espèces, mandat postal, chèque visé et payable en République du Congo, libellé à l'ordre du **Journal officiel**  
et adressé à la direction du Journal officiel et de la documentation.

## SOMMAIRE

### Volume XVIII

**Arrêté n° 3037 du 20 août 2025** relatif aux télécommunications aéronautiques :

Partie I, Document C

**Arrêté n° 3037 du 20 août 2025** relatif aux télécommunications aéronautiques

La ministre des transports, de l'aviation civile  
et de la marine marchande,

et

Le ministre des postes, des télécommunications  
et de l'économie numérique,

Vu la Constitution ;

Vu la convention relative à l'aviation civile internationale signée à Chicago le 7 décembre 1944, en son annexe 11 ;

Vu le traité révisé instituant la Communauté Economique et Monétaire de l'Afrique Centrale du 25 juin 2008 ;

Vu le règlement 05/23-UEAC-066-CM-40 du 18 juin 2024 portant adoption au code de l'aviation civile de Etats membres de la CEMAC ;

Vu le règlement n° 07/23-UEAC-066-CM-40 du 18 juin 2024 fixant les règles communes en matière de la sécurité aérienne dans le domaine de l'aviation civile en zone CEMAC ;

Vu le décret n° 78-288 du 14 avril 1978 portant création et attributions de l'agence nationale de l'aviation civile ;

Vu le décret n° 2010-825 du 31 décembre 2010 portant réglementation de la sécurité aérienne ;

Vu le décret n° 2010-830 du 31 décembre 2010 portant réglementation de la navigation aérienne ;

Vu le décret n° 2012-328 du 12 avril 2012 portant réorganisation de l'agence nationale de l'aviation civile ;

Vu le décret n° 2017-411 du 10 octobre 2017 relatif aux attributions du ministre des postes, des télécommunications et de l'économie numérique ;

Vu le décret n° 2021-300 du 12 mai 2021 portant nomination du Premier ministre, chef du Gouvernement ;

Vu le décret n° 2021-335 du 6 juillet 2021 relatif aux attributions du ministre des transports, de l'aviation civile et de la marine marchande ;

Vu le décret n° 2025-1 du 10 janvier 2025 portant nomination des membres du Gouvernement,

Arrêtent :

Article premier : Le présent arrêté détermine les règles applicables aux services des télécommunications aéronautiques.

Article 2 : Les règles applicables aux services de télécommunications aéronautiques sont fixées dans l'annexe au présent arrêté.

Article 3 : Le directeur général de l'agence nationale de l'aviation civile et le directeur général de l'agence de régulation des postes et des communications électroniques sont chargés, chacun en ce qui le concerne, de l'application du présent arrêté.

Article 4 : Le présent arrêté qui abroge toutes dispositions antérieures contraires, notamment celles de l'arrêté n° 11196/MTACMM/CAB du 5 mai 2015 relatif aux télécommunications aéronautiques modifié par l'arrêté n° 11055/MTACMM/CAB du 13 juin 2019, sera enregistré et publié au Journal officiel de la République du Congo.

Fait à Brazzaville, le 20 août 2025

La ministre des transports, de l'aviation civile  
et de la marine marchande,

Ingrid Olga Ghislaine EBOUKA-BABACKAS

Le ministre des postes, des télécommunications  
et de l'économie numérique,

Léon Juste IBOMBO

## SUPPLEMENT A : DÉTERMINATION DES OBJECTIFS D'INTÉGRITÉ ET DE CONTINUITÉ DU SERVICE PAR LA MÉTHODE DE L'ARBORESCENCE DE RISQUES

1. La méthode de l'arborescence de risques permet d'exprimer graphiquement le rapport logique entre une défaillance particulière et les causes ou défaillances qui sont à son origine. C'est une application de l'analyse de l'arborescence de défaillances utilisée dans l'industrie aéronautique.

1.1 La méthode fait appel à un ensemble de symboles logiques qui montrent la relation entre les diverses causes de défaillance. Les symboles ci-après sont utilisés dans les éléments indicatifs qui suivent.



La porte « ET » symbolise l'opération logique selon laquelle la coexistence de tous les événements d'entrée est nécessaire à la production de l'événement de sortie.



La porte « OU » symbolise une situation où l'événement de sortie se produira si un ou plusieurs des événements d'entrée se produisent.



Le rectangle symbolise un événement qui résulte de la combinaison d'événements de défaillance par la porte logique d'entrée.



Le cercle symbolise un événement de défaillance primaire qui n'exige aucune autre intervention. La fréquence et le mode de défaillance des éléments ainsi identifiés sont extraits de données empiriques.

1.2 La méthode donne une représentation visuelle des séquences et combinaisons d'événements qui aboutissent à la défaillance dominante. Elle peut également servir à déterminer la probabilité de l'événement dominant, à condition que celle des événements individuels soit connue ou puisse être estimée. Dans le cas des arborescences de défaillances simples, on peut calculer les probabilités directement mais il faut faire preuve de prudence si les événements primaires ne sont pas indépendants, c'est-à-dire s'ils sont communs à plus d'un cheminement.

1.3 Dans les présentes dispositions, la probabilité acceptable de l'événement dominant est déterminée par la répartition du risque et l'arborescence de défaillances est utilisée pour subdiviser plus avant le risque en risques d'intégrité et de continuité du service. C'est pourquoi l'on utilise le terme « arborescence de risques » de préférence à « arborescence de défaillances ».

2. Une arborescence générique de risques pour les opérations d'atterrissage est présentée à la Figure A-1. On considère que l'événement dominant de cette arborescence est la perte de l'aéronef suite à une défaillance du système de guidage non embarqué. Les causes de cet événement sont soit une défaillance d'intégrité de l'équipement de guidage primaire non embarqué, soit une défaillance de continuité du service (COS) du système de guidage non embarqué (c'est-à-dire à la fois le système primaire et tout système secondaire utilisé à l'appui d'une approche interrompue). On considère que le système de guidage primaire non embarqué comporte plusieurs éléments, 1 à N, par exemple l'azimut, le site et le DME/P dans le cas du MLS. Le système de guidage secondaire peut être un système de rechange non embarqué ou, dans certains cas, un système de navigation embarqué comme un système de référence à inertie.

2.1 On peut définir les probabilités suivantes :

$P_a$  = Probabilité de perte d'aéronef causée par une défaillance du système de guidage non embarqué.

$P_b$  = Probabilité de perte d'aéronef due à une défaillance d'intégrité du guidage primaire.

$P_c$  = Probabilité de perte d'aéronef due à une défaillance de continuité du service (COS)

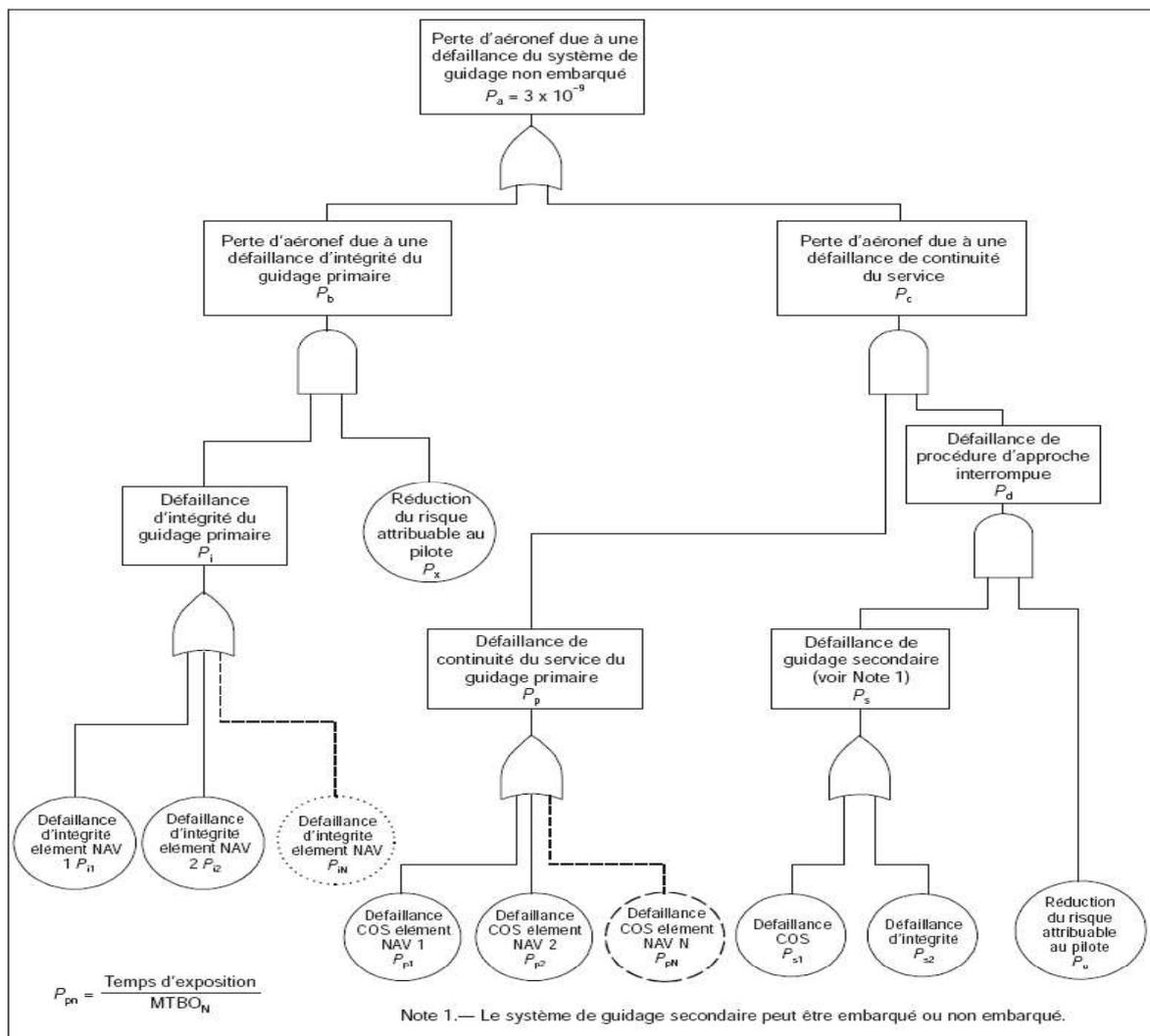


Figure A-1. Arbrescence de risques génériques

$P_x$  = Probabilité d'impossibilité pour le pilote de détecter une défaillance d'intégrité du guidage primaire et d'intervenir avec succès. Ce facteur de réduction du risque n'est pertinent que si une défaillance d'intégrité du système de guidage peut être détectée par le pilote, par exemple à la hauteur de décision au cours d'une approche ILS de catégorie I.

$P_p$  = Probabilité de défaillance COS du guidage primaire.

$P_d$  = Probabilité de perte d'aéronef au cours d'une procédure interrompue.

$P_i$  = Probabilité de défaillance d'intégrité du guidage primaire.

$P_{iN}$  = Probabilité de défaillance d'intégrité de l'élément Nav N.

$P_{pN}$  = Probabilité de défaillance COS de l'élément Nav N.

$P_s$  = Probabilité de perte d'aéronef au cours d'une procédure d'approche interrompue avec guidage secondaire.

$P_{s1}$  = Probabilité de défaillance COS du guidage secondaire.

$P_{s2}$  = Probabilité de défaillance d'intégrité du guidage secondaire.

$P_u$  = Probabilité d'impossibilité pour le pilote d'intervenir avec succès suite à une défaillance COS du guidage primaire lorsque aucun guidage secondaire n'est disponible.

où :

$$P_a = P_b + P_c$$

$$P_b = P_1 \times P_x$$

$$P_1 = P_{i1} + P_{i2} + \dots + P_{iN}$$

$$P_c = P_p \times P_d$$

$$P_p = P_{p1} + P_{p2} + \dots + P_{pN}$$

$$P_d = P_s \times P_u$$

$$P_s = P_{s1} + P_{s2}$$

2.2 La probabilité acceptable de l'événement dominant,  $P_a$ , peut être déterminée en répartissant le facteur global de risques pour l'approche et l'atterrissage entre les diverses classes d'accidents. Cette méthode permet d'établir une valeur acceptable pour  $P_a$  de  $3 \times 10^{-9}$ . Cette valeur est compatible avec la plus petite probabilité qui peut être assignée à chaque élément de navigation sol, à savoir  $1 \times 10^{-9}$  (normalement répartie également entre défaillances d'intégrité et COS).

2.3 L'analyse de risques ci-dessus ne suppose aucune erreur de conception d'équipement.

### 3. Exemple de l'utilisation de l'arborescence de risques — Opérations de base MLS de catégorie III

(Figure A-2)

3.1 Il n'y a dans ce cas que deux éléments de navigation (azimut et site). On suppose qu'aucun guidage secondaire n'est disponible advenant une défaillance COS du guidage primaire, la procédure normale consistant à maintenir le cap et à grimper.

$$P_{i1} = P_{i2} = 0,5 \times 10^{-9}$$

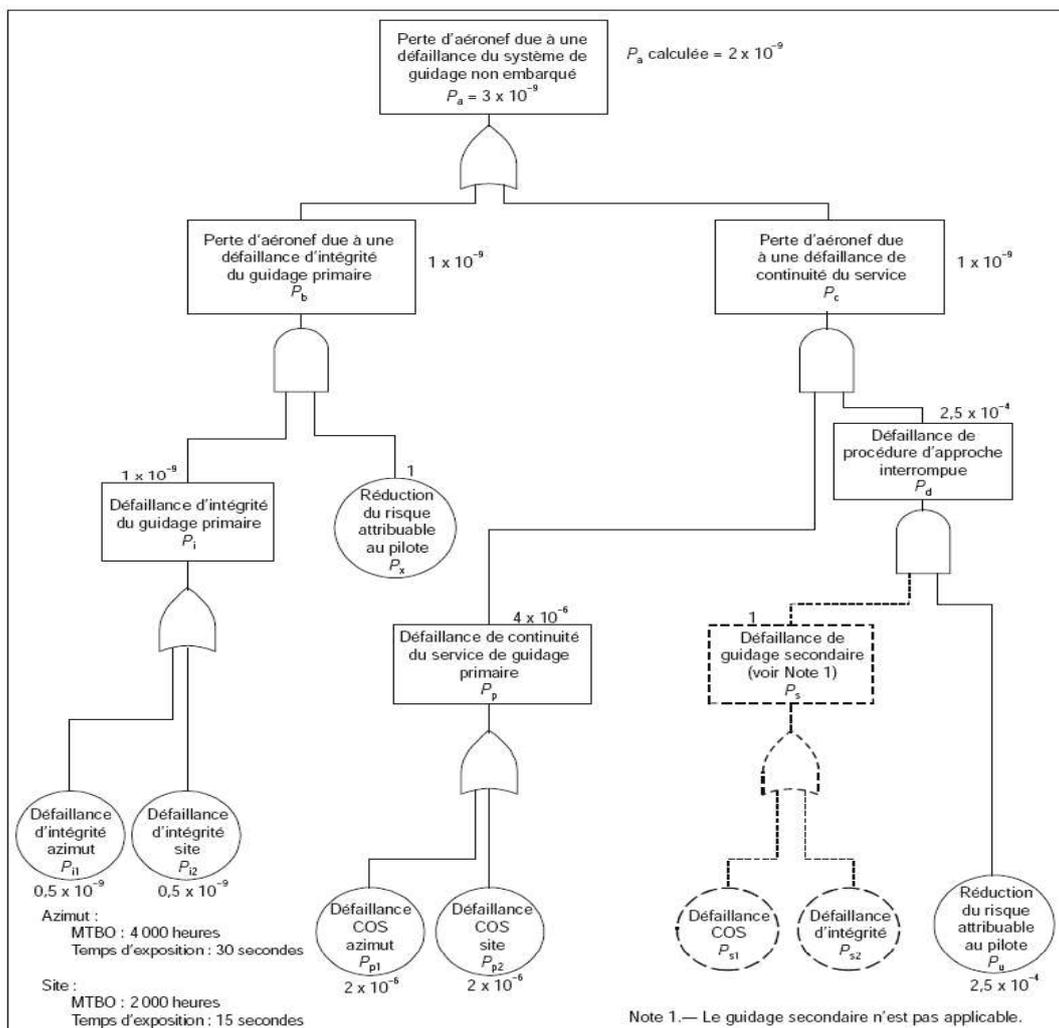


Figure A-2. Arborescence de risques, atterrissage de catégorie III

$$P_{p1} = P_{p2} = 2 \times 10^{-6}$$

— Ces chiffres sont extraits du Tableau G-15, Niveau 4, et reposent sur des temps d'exposition de 30 et 15 secondes ainsi que des MTBO de 4 000 et 2 000 heures pour les équipements d'azimut et de site, respectivement.

$$P_s = 1,0$$

— Comme il n'existe pas de procédure d'approche interrompue avec guidage secondaire, on considère que la probabilité d'accident durant la procédure est égale à 1.

$$P_x = 1,0$$

— Dans cet exemple, on suppose qu'en catégorie III, le pilote ne peut intervenir advenant une défaillance d'intégrité du système sol. Le facteur de réduction de risques est par conséquent égal à 1.

$$P_u = 2,5 \times 10^{-4}$$

— Le facteur de réduction du risque attribuable au pilote est évalué à 1 sur 4 000 sur la base d'une étude des accidents survenus à des aéronefs effectuant des s en vue de l'atterrissage à l'aide de systèmes de guidage au sol. Il s'agit du facteur de réduction du risque dont on suppose qu'il est attribuable à l'intervention du pilote à la suite d'une défaillance de continuité du service.

Par conséquent :

$$P_i = 1 \times 10^{-9}$$

$$P_p = 4 \times 10^{-6}$$

$$P_d = 2,5 \times 10^{-4}$$

$$P_c = 4 \times 10^{-6} \times 2,5 \times 10^{-4} = 1 \times 10^{-9}$$

$$P_b = 1 \times 10^{-9} \times 1$$

et

$$P_a \text{ calculée} = 2 \times 10^{-9}$$

3.2 Il existe par conséquent une marge de  $1 \times 10^{-9}$  pour l'exigence générique.

4. Application de l'arborescence de risques au cas d'une approche MLS/RNAV dans un environnement riche en obstacles (Figure A-3)

4.1 Il y a, dans ce cas, trois éléments de navigation (azimut, site et DME/P) et on suppose qu'ils satisfont tous aux exigences d'intégrité et COS pour l'équipement azimut de niveau 4. L'intégrité est donc égale à  $1 - 0,5 \times 10^{-9}$  et la moyenne des temps entre interruptions de service (MTBO) est égale à 4 000 heures.

$$P_{i1} = P_{i2} = P_{i3} = 0,5 \times 10^{-9}$$

$$P_x = 1,0$$

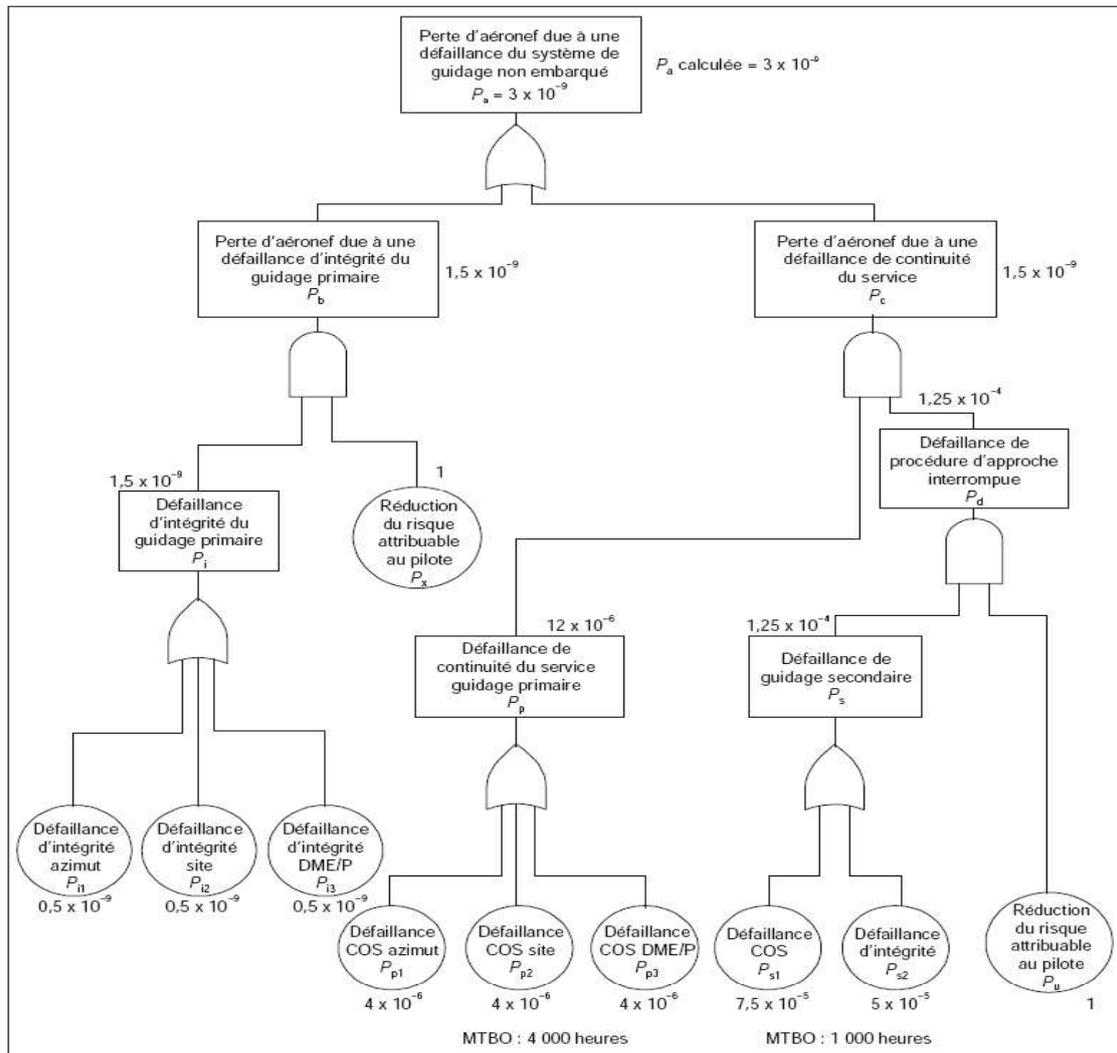


Figure A-3. Arborescence de risques MLS/RNAV — Environnements riches en obstacles

— On suppose que le pilote ne peut intervenir advenant une défaillance d'intégrité du système sol.  $P_{p1} = P_{p2} = P_{p3} = 4 \times 10^{-6}$

— Ceci suppose un temps d'exposition aux obstacles (OET) de 60 secondes et une MTBO de 4 000 heures pour tous les systèmes sol.

$P_u = 1,0$

— On suppose qu'une procédure d'approche interrompue sans guidage est inacceptable. On considère donc que la probabilité d'accident au cours d'une telle procédure est égale à 1.

4.2 Dans le cas d'une procédure MLS/RNAV dans un environnement riche en obstacles, on suppose que le guidage secondaire sera essentiel à l'exécution en toute sécurité d'une approche interrompue au cours de la période d'exposition aux obstacles.

$P_{s1} = 7,5 \times 10^{-5}$

— Il s'agit là de la probabilité de défaillance COS de l'équipement sol de guidage secondaire. On suppose ici que le système de guidage secondaire possède une MTBO de 1 000 heures et que le temps d'exposition est de 270 secondes. Le temps d'exposition à une défaillance du guidage secondaire est fonction du moment auquel, au cours de la procédure, la disponibilité du guidage secondaire est confirmée. Si l'on suppose que cette confirmation est donnée avant le début de la procédure MLS/RNAV et que le pilote n'est pas tenu de reconfirmer la disponibilité du guidage secondaire avant le début de la partie critique, riche en obstacles, de la procédure, le temps d'exposition pourrait être de plusieurs minutes.

$P_{s2} = 5 \times 10^{-5}$

— Telle est l'intégrité exigée par le système de guidage secondaire.

Par conséquent,

$$P_1 = 1,5 \times 10^{-9}$$

$$P_b = 1,5 \times 10^{-9}$$

$$P_p = 12 \times 10^{-6}$$

$$P_s = 7,5 \times 10^{-5} + 5 \times 10^{-5} = 1,25 \times 10^{-4}$$

$$P_d = 1,25 \times 10^{-4}$$

$$P_c = 12 \times 10^{-6} \times 1,25 \times 10^{-4} = 1,5 \times 10^{-9}$$

et

$$P_2 \text{ calculée} = 3 \times 10^{-9}, \text{ valeur exigée.}$$

— Si les temps d'exposition sont supérieurs à 60 secondes, il sera nécessaire d'accroître soit les MTBO du guidage primaire soit le facteur de réduction du risque attribuable au guidage secondaire. Par exemple, si le temps d'exposition est porté à 90 secondes, les MTBO du guidage primaire doivent passer à 6 000 heures ou la MTBO du guidage secondaire à 2 250 heures. On peut bien sûr faire des compromis entre la fiabilité du guidage primaire, le temps d'exposition ainsi que la fiabilité et l'intégrité du guidage secondaire. La méthode de l'arborescence de risques peut être utilisée pour étudier des procédures MLS/RNAV individuelles et pour déterminer les exigences pertinentes en fiabilité et intégrité pour le guidage primaire et secondaire.

## **SUPPLÉMENT B : STRATÉGIE POUR L'INTRODUCTION ET L'UTILISATION D'AIDES NON VISUELLES D'APPROCHE ET D'ATTERRISSAGE (Voir Chapitre 2, § 2.1)**

### **1. Introduction**

1.1 Plusieurs éléments influent sur la sécurité, l'efficacité et la souplesse de l'exploitation tous temps. Pour tirer pleinement parti des avantages qu'offrent les progrès technologiques, il faut aborder le concept de l'exploitation tous temps en adoptant une méthode souple. Pour obtenir la souplesse nécessaire, il existe une stratégie à laquelle on peut, grâce à l'énoncé de ses objectifs et des considérations sur lesquelles elle s'appuie, intégrer les progrès techniques ou les nouvelles idées. Cette stratégie ne suppose pas une transition rapide à un système unique établi mondialement ou une sélection de systèmes pour appuyer les opérations d'approche et d'atterrissage.

1.2 Cette stratégie porte sur l'application d'aides non visuelles d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical (APV) et approches et atterrissages de précision.

### **2. Objectifs de la stratégie**

La stratégie doit :

- a) maintenir au moins le niveau de sécurité réalisé actuellement en exploitation tous temps ;
- b) maintenir au moins le niveau de service existant ou le niveau de service amélioré prévu ;
- c) maintenir l'interopérabilité mondiale ;
- d) offrir la latitude nécessaire aux régions, grâce à une planification régionale coordonnée ;
- e) être valable au moins jusqu'à l'an 2020 ;
- f) tenir compte des facteurs économiques, opérationnels et techniques.

### **3. Considérations**

#### **3.1 Généralités**

Les considérations ci-après partent de l'hypothèse que le besoin opérationnel existe, que l'engagement nécessaire a été acquis et que l'effort voulu est déployé.

#### **3.2 Considérations relatives à l'ILS**

- a) On risque de ne pas pouvoir assurer avec sécurité les opérations ILS de catégorie II ou III à certains emplacements.

- b) L'Annexe 10, Volume I, Chapitre 3, § 3.1.4, contient les normes d'insensibilité au brouillage pour les récepteurs ILS.
- c) L'expansion de l'ILS est limitée par le nombre de canaux disponibles (quarante).
- d) Un grand nombre d'installations sol ILS vieillissantes devront être remplacées.
- e) Dans la plupart des régions du monde, l'ILS peut être maintenu dans l'avenir prévisible.

### 3.3 Considérations relatives au MLS

- a) Le MLS de catégorie I est opérationnel.
- b) Il existe de l'équipement sol homologué pour l'exécution d'opérations de catégorie II. La certification de l'équipement sol et embarqué pour la catégorie IIIB est en cours et devrait en principe se terminer en 2004-2005.
- c) Il est prévu de mettre en œuvre le MLS à certains endroits particuliers pour améliorer l'utilisation des pistes par faible visibilité.

### 3.4 Considérations relatives au GNSS

- a) Les normes et pratiques recommandées (SARP) relatives au GNSS renforcé pour permettre l'APV et l'approche de précision de catégorie I sont en place.
- b) Les SARP relatives au système d'augmentation régionale basé au sol (GRAS) pour l'exploitation avec APV sont en cours de formulation.
- c) Le GNSS avec système de renforcement satellitaire (SBAS) pour l'exploitation avec APV est opérationnel dans certaines régions du monde.
- d) Il est prévu que le GNSS utilisé avec le système de renforcement basé au sol (GBAS) pour l'approche de précision de catégorie I sera opérationnel d'ici 2006.
- e) On ne pense pas qu'un GNSS accepté à l'échelle internationale, renforcé selon les besoins, puisse être disponible pour les opérations de catégories II et III avant la période 2010-2015.
- f) Les questions techniques et opérationnelles concernant les opérations d'approche, d'atterrissage et de départ à l'aide du GNSS doivent être résolues en temps opportun.
- g) Les questions institutionnelles concernant les opérations d'approche, d'atterrissage et de départ à l'aide du GNSS doivent être résolues en temps opportun.

### 3.5 Considérations relatives au moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage

La réalisation de la stratégie exige l'utilisation d'un moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage et il est prévu que ce moyen sera disponible.

### 3.6 Considérations diverses

- a) La demande d'opérations de catégories II et III est en hausse.
- b) Le GNSS peut éventuellement offrir des avantages opérationnels incomparables pour les opérations par faible visibilité, notamment en ce qui concerne les procédures complexes, la souplesse d'implantation et le guidage à la surface des aéroports.
- c) On estime que les trois systèmes standard (ILS, MLS et GNSS avec renforcement au besoin) sont les seuls à jouer un rôle de premier plan dans la prise en charge des opérations tous temps. L'emploi de dispositifs de visualisation tête haute avec la visionique ou les systèmes de vision synthétique pourrait peut-être offrir des avantages opérationnels.
- d) Une des conséquences de la stratégie mondiale est que la transition de l'ILS aux nouveaux systèmes comme le GNSS ou le MLS ne se fera pas rapidement. Il est donc essentiel pour la mise en œuvre de la stratégie que les radiofréquences utilisées par tous ces systèmes soient adéquatement protégées.
- e) Il est préférable, dans la mesure du possible, de passer directement de l'ILS au GNSS. Cependant, il sera peut-être impossible dans certains États de réaliser cette transition sans perte du niveau actuel des opérations de catégories II ou III.
- f) Tant que certains utilisateurs continueront à avoir recours à l'ILS sur une piste donnée, les avantages opérationnels éventuels de l'introduction de nouveaux systèmes d'atterrissage seront limités par les contraintes qu'impose l'emploi de systèmes mixtes.
- g) Les opérations avec APV peuvent être menées avec le GNSS renforcé comme il est nécessaire ou avec le guidage vertical barométrique, et avec le GNSS renforcé par l'ABAS ou avec guidage latéral RNAV au DME/DME.
- h) Comparées avec les approches classiques, les opérations avec APV améliorent la sécurité et elles permettent généralement de réduire les minimums d'exploitation.

## 4. Stratégie

Compte tenu des considérations exposées ci-dessus et de la nécessité de consulter les exploitants d'aéronef et les organisations internationales, pour assurer la sécurité, l'efficacité et l'économie des solutions proposées, la stratégie mondiale consiste à :

- a) continuer d'utiliser l'ILS au plus haut niveau de service tant qu'il est acceptable pour l'exploitation et économiquement avantageux afin de garantir que l'accès aux aéroports n'est pas refusé aux aéronefs qui ne sont équipés que de l'ILS ;

- b) mettre le MLS en œuvre aux endroits où il est nécessaire pour l'exploitation et économiquement avantageux ;
- c) mettre en œuvre le GNSS avec le renforcement nécessaire (ABAS, SBAS, GBAS) pour les opérations avec APV et de catégorie I aux endroits où il est nécessaire pour l'exploitation et économiquement avantageux, tout en s'attachant à traiter et à résoudre les problèmes liés à la propagation ionosphérique dans les régions équatoriales ;
- d) promouvoir la mise au point et l'emploi d'un moyen multimode embarqué d'approche et d'atterrissage ;
- e) encourager les opérations APV, notamment celles qui utilisent le guidage vertical GNSS, pour améliorer la sécurité et l'accessibilité ;
- f) résoudre les questions opérationnelles et techniques pour que le GNSS renforcé par le GBAS prenne en charge les opérations des catégories II et III. Mettre le GNSS en œuvre pour ces opérations aux endroits où il est nécessaire pour l'exploitation et économiquement avantageux ;
- g) faire en sorte que chaque région mette sur pied une stratégie de mise en œuvre vers ces systèmes, qui soit harmonisée avec la stratégie mondiale.

## **SUPPLEMENT C : RENSEIGNEMENTS DESTINÉS À SERVIR DE GUIDE DANS LA MISE EN APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES POUR LES INSTALLATIONS SUIVANTES : ILS, VOR, PAR RADIOBORNES EN ROUTE ÉMETTANT SUR 75 MHZ, NDB ET DME**

### **1. Introduction**

Le présent supplément est destiné à guider et à éclairer le lecteur et ne doit pas être considéré comme faisant partie des exigences figurant dans le RANT 10 PART 1.

Les définitions ci-après ont pour but d'aider à la compréhension du texte du présent supplément et de faciliter les échanges de vue sur des concepts étroitement associés.

### **Définitions relatives au système d'atterrissage aux instruments (ILS)**

— Les termes définis ci-après sont utilisables dans la plupart des cas soit sans qualification, soit qualifiés par l'un des adjectifs « nominal » et « indiqué ».

*Le qualificatif « nominal » désigne les caractéristiques fixées par un élément ou un concept.*

*Le qualificatif « indiqué » désigne les caractéristiques effectivement réalisées d'un élément ou d'un concept, indiquées par un récepteur (c'est-à-dire comprenant les erreurs dues à l'installation réceptrice).*

*En l'absence de l'un et l'autre de ces qualificatifs, il s'agit des caractéristiques réalisées d'un élément ou d'un concept.*

Système de radioalignement de piste	Système de radioalignement de descente ILS
Système de radioalignement de piste	Système de radioalignement de descente ILS

*Alignement de piste indiqué.* Lieu des points, dans tout plan horizontal, où la déviation de l'indicateur du récepteur est nulle.

*Alignement de descente ILS indiqué.* Lieu des points, dans le plan vertical passant par l'axe de la piste, où la déviation de l'indicateur du récepteur est nulle.

**Secteur d'alignement de piste indiqué.** Secteur, Dans tout plan horizontal, contenant l'alignement de piste indiqué et dans lequel la déviation de l'indicateur du récepteur reste comprise entre les valeurs extrêmes.

*Secteur d'alignement de piste indiqué.* Secteur, dans tout plan horizontal, contenant l'alignement de piste indiqué et dans lequel la déviation de l'indicateur du récepteur reste comprise entre les valeurs extrêmes.

*Coude de l'alignement de piste.* Un coude de l'alignement de piste est un écart de l'alignement de piste par rapport à sa position nominale.

*Angle de l'alignement de descente ILS indiqué.* Angle d'inclinaison de l'alignement de descente ILS indiqué par rapport au plan horizontal.

*Secteur d'alignement de descente ILS indiqué.* Secteur contenant l'alignement de descente ILS indiqué et dans lequel la déviation de l'indicateur du récepteur reste comprise entre les valeurs extrêmes.

*Coude de l'alignement de descente ILS.* Un coude de l'alignement de descente ILS est un écart de l'alignement de descente ILS par rapport à sa position nominale.

## 2. Indications relatives aux installations ILS

### 2.1 Objectifs opérationnels, objectifs relatifs à la conception et à l'entretien, et définition de la structure des alignements pour les installations des différentes catégories de performances

2.1.1 Les catégories de performances définies au Chapitre 3, § 3.1.1, correspondent à des objectifs opérationnels fixés par la catégorie d'exploitation (I, II ou III). Les catégories d'exploitation sont définies dans l'Annexe 6.

2.1.2 Possibilités. Ces objectifs dépendent du type de l'aéronef et de son équipement de guidage. Ils supposent un aéronef moderne doté d'un équipement de conception appropriée. Dans la pratique toutefois, il se peut que les possibilités opérationnelles soient supérieures aux objectifs énoncés au § 2.1.1.

2.1.2.1 *Équipement pour objectifs supplémentaires.* On peut envisager des objectifs opérationnels qui ne coïncident pas avec ceux qui sont décrits au § 2.1.1 lorsqu'il existe en même temps des systèmes embarqués de guidage passifs après panne et opérationnels après panne et une installation ILS au sol qui assure un guidage adéquat avec un niveau approprié de continuité du service et d'intégrité.

2.1.2.2 *Opérations avancées.* Les exploitants encouragent l'utilisation régulière des systèmes d'approche et d'atterrissage automatiques, sur les aéronefs modernes qui sont équipés dans les circonstances où le déroulement de l'approche peut être contrôlé visuellement par l'équipage de conduite. Par exemple, ces systèmes peuvent être utilisés avec une installation ILS de catégorie de performances I lorsque la qualité et la couverture de son guidage sont supérieures aux spécifications de base indiquées au Chapitre 3, § 3.1.3.4.1, et ce jusqu'à la piste.

2.1.2.3 *Système de classement des ILS.* Pour exploiter pleinement les avantages éventuels des commandes automatiques de vol des aéronefs modernes, il faut un système qui décrit les installations ILS au sol d'une manière plus complète que ne le fait la simple mention de leur catégorie de performances. C'est ce que permet le système de classement des ILS à l'aide de trois caractères. Ceux-ci décrivent les aspects des performances qu'il faut connaître du point de vue opérationnel pour déterminer les applications opérationnelles rendues possibles par un ILS particulier.

2.1.2.4 Le système de classement des ILS fournit un moyen de faire connaître les possibilités d'une installation ILS au sol donnée qui s'ajoutent à celles des installations définies au Chapitre 3, § 3.1.1. Il est possible d'exploiter ces possibilités supplémentaires pour faire approuver une exploitation conforme aux § 2.1.2.1 et 2.1.2.2 avec des valeurs inférieures ou égales aux valeurs énoncées dans les objectifs opérationnels du § 2.1.1

2.1.2.5 On trouvera au § 2.14.3 un exemple d'application de ce système de classement.

— *Les indications ci-après ont pour objet d'aider les États à déterminer jusqu'à quel point des alignements de piste et des alignements de descente ILS qui présentent des coudes sont acceptables. Bien que par définition les coudes de l'alignement de piste et de l'alignement de descente soient rapportés à la position nominale de l'alignement correspondant, l'évaluation des anomalies à fréquence élevée est fondée sur les écarts par rapport, respectivement, à l'alignement de piste moyen et à l'alignement de descente moyen. Le § 2.1.6 et la Figure C-2 concernant l'évaluation des coudes montrent la relation qui existe entre les coudes et la position moyenne de l'alignement de piste et de l'alignement de descente. Les enregistrements réalisés en cours de vol se présenteront généralement sous cette forme.*

2.1.3 *Coudes de l'alignement de piste.* Les coudes de l'alignement de piste devraient être évalués en fonction de la structure d'alignement spécifiée au Chapitre 3, § 3.1.3.4. En ce qui concerne l'atterrissage et le roulement au décollage, cette structure d'alignement répond au désir d'assurer un guidage suffisant pour les évolutions manuelles et/ou automatiques le long de la piste dans des conditions de faible visibilité. En ce qui concerne de la catégorie de performances I dans la phase d'approche, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de piste (probabilité de 95 %) à un décalage latéral inférieur à 10 m (30 ft), à la hauteur de 30 m (100 ft). En ce qui concerne les performances de catégories de performances II et III dans la phase d'approche, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de piste (probabilité de

95 %) dans la région comprise entre le point B et le point de repère ILS (catégorie de performances II) ou le point D (catégorie de performances III), à moins de 2°, pour l'assiette de roulis et de tangage, et à moins de 5 m (15 ft), pour le décalage latéral.

1. — *Les coudes de l'alignement de piste sont inacceptables lorsqu'ils empêchent l'aéronef, dans les conditions normales, d'atteindre la hauteur de décision avec une assiette stable, en un point situé dans les limites acceptables d'écart par rapport à l'alignement de piste, à partir duquel il peut atterrir en sécurité. Les systèmes de couplage automatiques ou semi-automatiques subissent plus l'influence des coudes que les couplages manuels. Une trop*

grande activité de la part du contrôle, une fois que l'aéronef s'est établi sur l'approche, risque de l'empêcher de mener à bien les manœuvres d'approche et d'atterrissage. D'autre part, lorsqu'on utilise un couplage automatique, il peut être nécessaire, en pratique, de poursuivre l'approche au-dessous de la hauteur de décision. Les besoins en matière de guidage des aéronefs peuvent être satisfaits pour autant que soient observées les spécifications du Chapitre 3, § 3.1.3.4, concernant les coudes de l'alignement de piste.

2. — Les coudes ou autres irrégularités inacceptables sont normalement constatés par des vérifications en vol effectuées en air stable selon des techniques de précision.

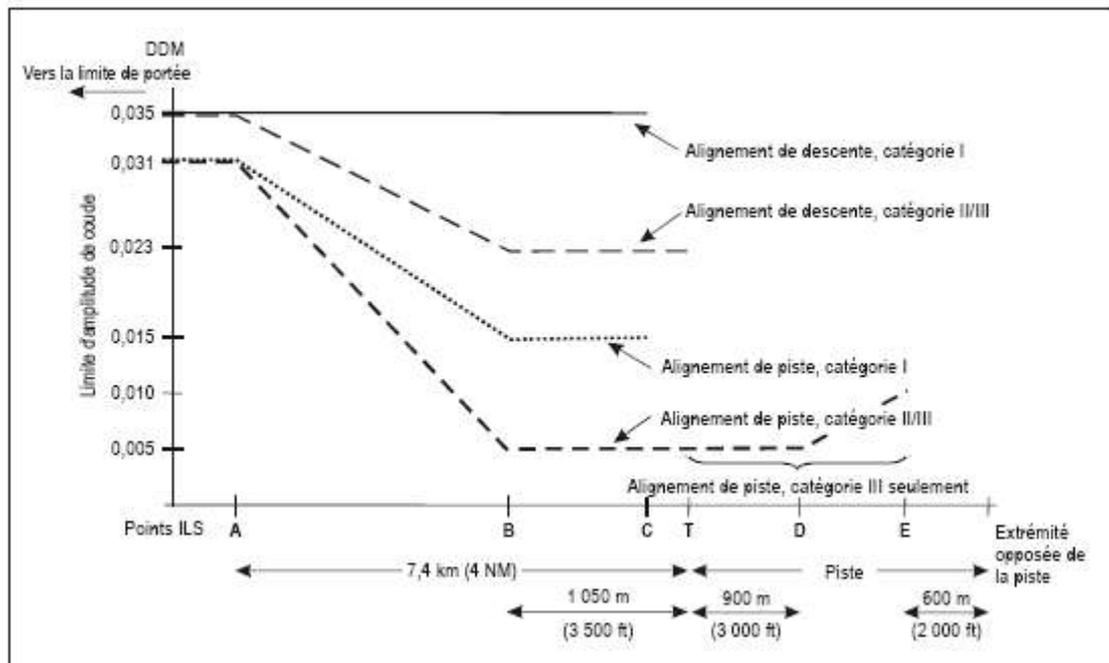
2.1.4 Coudes de l'alignement de descente. Les coudes de l'alignement de descente devraient être évalués en fonction de la structure d'alignement spécifiée au Chapitre 3, § 3.1.5.4. En ce qui concerne la catégorie de performances I, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de descente (probabilité de 95 %) à un décalage vertical inférieur à 3 m (10 ft), à la hauteur de 30 m (100 ft). En ce qui concerne les catégories de performances II et III, cette structure d'alignement répond au désir de restreindre les écarts des aéronefs dus aux coudes de l'alignement de descente (probabilité de 95 %), à la hauteur de 15 m (50 ft), à moins de 2° pour l'assiette de roulis et de tangage et à moins de 1,2 m (4 ft) pour le décalage vertical.

1. — Les coudes de l'alignement de descente sont inacceptables lorsqu'ils empêchent un aéronef, dans les conditions normales, d'atteindre la hauteur de décision avec une assiette stable, en un point situé dans des limites acceptables d'écart par rapport à l'alignement de descente ILS, à partir duquel il peut atterrir en sécurité. D'autre part, lorsqu'on utilise un couplage automatique, il peut être nécessaire, en pratique, de poursuivre l'approche au-dessous de la hauteur de décision. Les besoins en matière de guidage des aéronefs peuvent être satisfaits pour autant que soient observées les spécifications du Chapitre 3, § 3.1.4.4, concernant la structure de l'alignement de descente ILS.

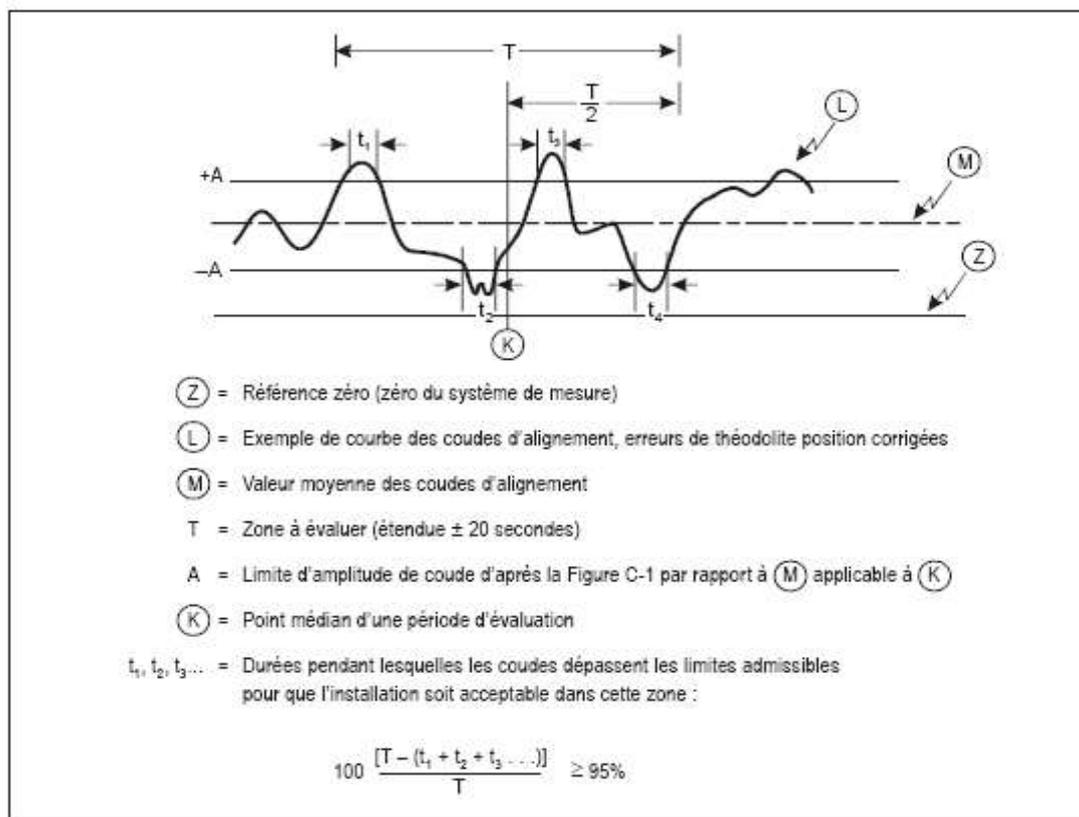
2. — Les coudes ou autres irrégularités inacceptables seront normalement constatés par des vérifications précises en vol complétées, s'il y a lieu, par des mesures spéciales au sol.

2.1.5 Application de la norme d'amplitude des coudes aux alignements de piste et de descente. Pour appliquer les spécifications de la structure de l'alignement de piste (voir Chapitre 3, § 3.1.3.4) et de l'alignement de descente ILS (voir Chapitre 3, § 3.1.5.4), il convient d'employer les critères suivants :

— La Figure C-1 montre le rapport entre les amplitudes maximales admissibles (probabilité de 95 %) des coudes d'alignement de piste et d'alignement de descente et les distances par rapport au seuil de piste spécifiées pour les ILS des catégories de performances I, II et III.



**Figure C-1.**  
**Limites d'amplitude des coudes de l'alignement de piste et de l'alignement de descente**



**Figure C-2. Évaluation de l'amplitude des coudes d'alignement**

— Si l'on désire évaluer l'amplitude des coudes dans une zone déterminée de l'approche, les enregistrements du vol, corrigés en fonction de l'erreur de position angulaire de l'aéronef, devraient être analysés pour un intervalle de temps de  $\pm 20$  s de part et d'autre du point central de la zone d'évaluation. Ces indications sont fondées sur une vitesse-sol de l'aéronef de  $195 \pm 9$  km/h ( $105 \pm 5$  kt).

La règle des 95 % associée à l'amplitude maximale admissible fixe le pourcentage acceptable de la durée totale pendant laquelle l'amplitude des coudes d'alignement doit être inférieure à la valeur spécifiée dans la Figure C-1 pour la zone d'évaluation. La Figure C-2 donne un exemple type de la méthode que l'on peut employer pour évaluer l'amplitude des coudes d'alignement pour une installation donnée. Si la somme des intervalles de temps  $t_1, t_2, t_3, \dots$ , pendant lesquels la valeur spécifiée est dépassée, est égale ou inférieure à 5 % de la durée totale  $T$ , la zone évaluée est acceptable. Autrement dit :

$$100 \frac{T - [(t_1 + t_2 + \dots)]}{T} \geq 95 \%$$

L'analyse des coudes du radioalignement de descente ILS devrait être effectuée en utilisant comme référence le radioalignement de descente moyen et non le prolongement en ligne droite vers le bas. L'importance de la courbure est fonction de l'écart latéral du système d'antenne de l'installation au sol, de la distance à laquelle se trouve ce système d'antenne par rapport au seuil, de la hauteur du relief du sol, le long de la trajectoire d'approche finale et à l'emplacement du radiophare d'alignement de descente (voir § 2.4).

**2.1.6 Filtre de mesures.** Étant donné la complexité du spectre de fréquences que présentent les structures des coudes du faisceau de l'ILS, les valeurs mesurées de ces coudes sont fonction de la réponse en fréquence des récepteurs et enregistreurs de bord. On obtiendra les mesures des coudes de faisceaux en utilisant, pour les circuits de sortie DDM du récepteur et les appareils enregistreurs correspondants une fréquence de coude du filtre passe-bas (radians par seconde)  $V/92,6$  où  $V$  est la vitesse en km/h de l'aéronef ou du véhicule au sol, selon le cas.

**2.1.7 Dispositifs de contrôle.** L'expérience acquise en la matière montre que l'on peut obtenir facilement une stabilité de performances se situant à l'intérieur des limites définies au Chapitre 3, § 3.1.3.6, 3.1.3.7 et 3.1.5.6, c'est-à-dire bien en dedans des limites de contrôle.

**2.1.7.1** Le choix des limites de contrôle est une question de jugement et fait appel à une connaissance suffisante des exigences de la sécurité pour la catégorie d'exploitation intéressée. Toutefois, les spécifications relatives

à ces limites de contrôle n'indiquent pas l'importance des variations normales qui se produisent d'un jour à l'autre et résultent d'erreurs de réglage et de la dérive de l'équipement. Il y a lieu de faire les recherches nécessaires et de prendre des mesures correctives si, au cours de son utilisation quotidienne, l'équipement dérive fréquemment au-delà des limites spécifiées au Chapitre 3, § 3.1.3.6, 3.1.3.7 et 3.1.5.6. Il convient, pour supprimer les causes de ces dérives :

a) de réduire considérablement la probabilité de fluctuation des paramètres critiques du signal aux environs des limites de contrôle spécifiées ;

b) d'assurer efficacement la continuité du service ILS.

Voici quelques directives générales pour faire en sorte que la conception, l'exploitation et l'entretien des dispositifs de contrôle répondent aux spécifications du Chapitre 3, § 3.1.3.11 et 3.1.5.7 :

1) Il convient de prendre un soin particulier pour que les dispositifs de contrôle répondent à toutes les variations de l'installation au sol qui agissent défavorablement sur le fonctionnement de l'installation de bord au cours d'une approche ILS.

2) Les dispositifs de contrôle ne devraient pas réagir aux conditions locales qui n'affectent pas les données de navigation enregistrées par les installations de bord.

3) Les dérives du dispositif de contrôle ne devraient pas diminuer ou augmenter de façon appréciable les limites de contrôle spécifiées.

4) Il y a lieu de prendre des précautions particulières dans la conception et l'utilisation du dispositif de contrôle pour que les éléments de navigation soient retirés ou que le rayonnement cesse en cas de panne du dispositif de contrôle proprement dit.

5) Le fonctionnement de certains détecteurs repose sur des appareils qui effectuent l'échantillonnage du signal au voisinage du système d'antenne de l'émetteur. L'expérience a montré que les dispositifs de contrôle de ce type exigent une attention particulière sur les points suivants :

a) Lorsqu'on utilise des systèmes d'antenne de grande envergure, il est rarement facile de placer les détecteurs du dispositif de contrôle dans une position telle que le rapport de phase observé loin du radioalignement existe au point de détection. Le dispositif de contrôle doit néanmoins détecter également les changements affectant l'antenne et ses circuits d'alimentation lorsque ces changements ont un effet important sur l'alignement à grande distance.

b) Les changements concernant le niveau effectif du sol, provoqués par la neige, les inondations, etc., peuvent influencer de manières différentes sur les dispositifs de contrôle des radioalignements de descente et dans l'espace sur ces radioalignements proprement dits, notamment lorsqu'on se fie à la surface du sol pour déterminer la trajectoire de descente désirée.

c) Il y a lieu de tenir compte d'autres causes qui risquent de perturber la détection par les dispositifs de contrôle du signal rayonné, comme par exemple le givrage et les oiseaux.

d) Dans le cas d'un système dans lequel les signaux de contrôle sont utilisés dans un asservissement pour corriger les variations de l'équipement correspondant, il y a lieu de veiller très attentivement à ce que des influences étrangères et des modifications à l'intérieur du dispositif de contrôle proprement dit ne provoquent pas, sur l'alignement de piste ou de descente ILS des variations sortant des limites spécifiées sans que ce dispositif ne réagisse.

6) Un détecteur peut se présenter sous la forme d'un détecteur intégral dans lequel la contribution de chaque élément d'antenne dans l'émission du signal d'alignement de piste en champ lointain est mesurée au système d'antenne. L'expérience a montré que les détecteurs de ce type, conçus de façon appropriée, peuvent fournir une corrélation étroite entre l'indication du détecteur et le signal rayonné en champ lointain. Dans certains cas, les détecteurs de ce type peuvent remédier au problème mentionné ci-dessus à l'alinéa 5) a), b) et c).

On remarquera que la DDM mesurée en un point quelconque de l'espace est fonction de la sensibilité d'écart et de la position du radioalignement de piste ou de descente ILS. Il y a lieu de tenir compte de ce fait dans la conception et l'utilisation des dispositifs de contrôle.

*2.1.8 Rayonnement par les radiophares d'alignement de piste ILS qui ne sont pas en utilisation opérationnelle.* Des brouillages intenses des signaux d'un radiophare d'alignement ILS en service se sont produits à bord d'aéronefs effectuant des approches à basse altitude sur des pistes équipées d'installations de radioalignement desservant

l'extrémité de la piste opposée à l'extrémité en service. Pour les aéronefs qui survolent un tel réseau d'antennes du radiophare d'alignement de piste, aérien, le brouillage est provoqué par la transmodulation provenant des signaux du radiophare d'alignement desservant l'extrémité de piste opposée. Dans le cas d'approches à basse altitude, un tel brouillage peut affecter gravement l'approche ou l'atterrissage et nuire à la sécurité. Les conditions dans lesquelles un rayonnement provenant d'un radiophare d'alignement qui n'est pas en utilisation opérationnelle peut être autorisé sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.1.2.7, et 3.1.2.7.1

2.1.8.1 Aux emplacements où une installation ILS et une installation GBAS desservent des directions d'approche opposées d'une même piste, il y a risque de brouillage de la réception des signaux VDB du GBAS dans la région où les aéronefs survolent le radiophare d'alignement de piste. Les signaux du radiophare d'alignement qui ne sont pas conformes aux spécifications énoncées dans l'Appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6, qui définissent les rapports entre le signal utile et le signal non désiré et la puissance maximale dans un canal adjacent que peut tolérer le récepteur VDB du GBAS, peuvent donner lieu à un nombre excessif de messages manqués et causer une perte de continuité du guidage GBAS. Le brouillage est susceptible d'être plus élevé lorsque le radiophare d'alignement est implanté à proximité du seuil de piste. Le Chapitre 3, § 3.1.2.8, précise les conditions dans lesquelles le rayonnement par des radiophares d'alignement qui ne sont pas en utilisation opérationnelle ne devrait pas être autorisé. Le Supplément D, § 7.2.3.3, contient des renseignements supplémentaires.

#### 2.1.9 Perturbation des signaux de l'ILS par des multitrajets

1.— *Les présents éléments indicatifs prennent en compte l'incidence que les nouveaux avions très gros porteurs (NLA) peuvent avoir sur le dimensionnement de la zone critique et de la zone sensible ménagées autour d'un ILS. Ils font également le point sur les méthodes établies pour le dimensionnement de ces zones, ils évoquent les compromis opérationnels impliqués, et ils présentent des exemples indicatifs des dimensions résultantes. En pratique, toutefois, les dimensions à donner aux zones critique et sensible d'un aérodrome pourraient devoir être déterminées par des études particulières.*

2.— *Les présents éléments indicatifs n'appellent pas à reconsidérer le dimensionnement de zones critiques et de zones sensibles établies dont il a été démontré qu'elles étaient convenables à un aérodrome donné, à moins d'une évolution notable de l'environnement opérationnel (p. ex., accueil de NLA ou nouvelles constructions sur l'aérodrome) ou d'une modification de l'installation ILS.*

2.1.9.1 Effets de l'environnement sur l'ILS. La réflexion par de grands objets fixes ou mobiles, y compris les aéronefs, présents dans le volume que couvre l'ILS peut dégrader le signal rayonné en le bloquant ou en créant des multitrajets, avec risque de dépassement des tolérances définies au Chapitre 3, § 3.1. L'importance de la dégradation dépendra de l'emplacement, de la taille et de l'orientation des surfaces réfléchissantes, ainsi que des caractéristiques des antennes de l'ILS. L'établissement des zones critique et sensible (voir § 2.1.9.2) et de leurs procédures de gestion a pour objet d'empêcher une telle dégradation et de faire que les aéronefs utilisant l'ILS puissent se fier au signal rayonné en sachant qu'il répond aux prescriptions du Chapitre 3, § 3.1.

2.1.9.2 Zones critique et sensible des ILS. Les États définissent diversement les zones de protection des ILS. Ils gèrent différemment aussi les interdictions de circulation à l'intérieur. Une méthode consiste à désigner comme critique et sensible les zones qui répondent aux définitions suivantes : a) La zone critique ILS est une zone de dimensions définies qui entoure les antennes des radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente et dans laquelle l'accès des véhicules et notamment des aéronefs est interdit durant toutes les opérations ILS. La zone critique est protégée parce que la présence de véhicules et/ou d'aéronefs à l'intérieur de ses limites perturberait de façon inacceptable le signal électromagnétique ILS.

b) La zone sensible ILS est une zone dans laquelle le stationnement et/ou le mouvement des véhicules, et notamment des aéronefs, est contrôlé de façon à écarter la possibilité de perturbations inacceptables du signal ILS durant les opérations ILS. La zone sensible est protégée pour éviter les perturbations causées par des objets mobiles de grandes dimensions qui se trouvent à l'extérieur de la zone critique mais normalement encore à l'intérieur de l'enceinte aéroportuaire.

1. — *Dans certains États, la zone critique englobe la zone appelée sensible dans le présent texte. Lorsque la zone critique déborde sur des aires opérationnelles, des procédures de 76 gestion opérationnelle particulières sont nécessaires pour assurer la protection des aéronefs qui se guident sur l'ILS pour faire leur approche finale.*

2. — *Il est prévu qu'aux emplacements où l'ILS et le MLS doivent être coimplantés, le MLS pourrait être implanté dans les zones critiques de l'ILS, conformément aux éléments indicatifs figurant dans le Supplément G, section 4.1.*

2.1.9.3 Logique technique et opérationnelle ayant trait aux zones critique et sensible. Idéalement, la zone critique est active durant toutes les opérations ILS et procure une protection au moins jusqu'à l'altitude de décision de catégorie I. Une perturbation survenant dans cette zone touchera normalement tous les aéronefs qui utilisent à ce moment le signal ILS (à tous les stades de l'approche). Normalement, la zone critique sera préservée contre les intrusions par un marquage de délimitation, ou par des mesures de réglementation si elle chevauche des aires opérationnelles. Du point de vue opérationnel, la zone sensible devrait idéalement protéger les opérations aériennes au moins à partir de la hauteur de décision de catégorie

I jusqu'au toucher de la piste, et elle ne devrait être activée qu'en conditions de faible visibilité (en catégories II et III). Une perturbation en zone sensible sera normalement brève et de faible étendue dans l'espace, et un aéronef seulement en sera affecté. Toutefois, cette situation idéale sera souvent inaccessible, et des mesures techniques et opérationnelles palliatives seront alors nécessaires.

— *L'EUR DOC 013 de l'OACI intitulé European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes fournit des éléments indicatifs sur les procédures opérationnelles de protection des zones critique et sensible.*

2.1.9.4 Dimensionnement des zones critique et sensible. Les dimensions des zones critique et sensible se calculent normalement au stade de la planification, avant installation de l'ILS, par simulation sur ordinateur. Le processus est le même lorsque des modifications interviennent dans l'installation ou dans son voisinage. La simulation sur ordinateur nécessite d'affecter la protection de chacun des segments de l'approche à l'une ou l'autre zone. Il sera judicieux de vérifier qu'ensemble les zones critique et sensible protègent intégralement l'approche, ce qui n'est pas toujours possible. Il arrive aussi que la logique décrite au § 2.1.9.3 conduise à des dimensions prohibitives des zones critique et sensible. Certains États ont trouvé un compromis raisonnable dans une logique autre qui fait protéger par la zone critique le segment allant de la limite de couverture jusqu'à 2 NM du seuil de piste, et par la zone sensible, le dernier segment de 2 NM allant jusqu'à la piste. La zone sensible sera dans ce cas pour les opérations de catégorie I, ce qui pourra nécessiter une réglementation opérationnelle. Cette nécessité dépendra de l'environnement opérationnel (entre autres de l'intervalle de succession des décollages et des approches à l'atterrissage). Il n'y aura pas forcément de lien direct entre la gestion opérationnelle des zones critique et sensible et le découpage de l'approche ayant servi à déterminer ces zones dans les simulations. C'est à l'État de définir les zones de la manière qui convient. Si l'État adopte d'autres critères de tolérabilité d'une perturbation ou qu'il découpe l'approche différemment, il devra valider ses choix par une analyse de sécurité prenant en compte tous les facteurs en présence, notamment la configuration de l'aérodrome, la densité du trafic et les problèmes opérationnels ou restrictions de capacité pouvant être engendrés.

2.1.9.5 Facteurs de dimensionnement des zones critique et sensible. Les antennes des radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente à diagramme de rayonnement optimisé, notamment lorsqu'elles sont couplées à des émetteurs à deux fréquences, peuvent très nettement réduire le risque de perturbation du signal et les dimensions à donner aux zones critique et sensible. Le dimensionnement des zones dépend aussi d'autres facteurs qui sont la catégorie des approches et atterrissages à radioguider, l'importance des perturbations statiques, la position, la taille et l'orientation des aéronefs et véhicules (en particulier celles de leurs surfaces verticales), la disposition des pistes et voies de circulation, et l'emplacement des antennes. Il importera particulièrement de savoir quelle sera la plus grande hauteur de dérive des avions susceptibles de se présenter, ainsi que toutes les orientations que les dérives pourront prendre en un point donné, outre les orientations parallèle et perpendiculaire à la piste. Bien que l'évaluation des zones critique et sensible se fasse en deux dimensions (dans le plan horizontal), la protection devrait en réalité être étendue à des volumes, vu que les aéronefs (avions et hélicoptères) qui décollent et qui manœuvrent peuvent eux aussi perturber les signaux de l'ILS. Le profil vertical des volumes de protection dépend du diagramme vertical de rayonnement des antennes émettrices.

2.1.9.6 Part des multitrajets dans le bilan d'erreur. Il est commode de considérer les perturbations dues aux objets mobiles tels que les aéronefs et autres véhicules séparément des perturbations statiques dues aux objets fixes tels que les constructions et le terrain. Du moment que la part attribuable aux multitrajets statiques est connue, la part restante peut être

attribuée aux perturbations dynamiques. Si les mesures montrent que les multitrajets statiques sont en réalité assez différents de ce que laissaient supposer les simulations, la part leur revenant pourra devoir être modifiée. Dans la majorité des cas, la somme quadratique des perturbations dues aux objets fixes et mobiles donne de la perturbation totale une représentation plus valide statistiquement qu'une somme algébrique. À titre d'exemple, une limite de plus ou moins  $5\mu A$  fixée pour la structure de l'alignement de piste sera respectée avec une perturbation de plus ou moins  $3\mu A$  due aux objets statiques, et une part de plus ou moins  $4\mu A$  revenant aux objets dynamiques :

$$\sqrt{(3\mu A)^2 + (4\mu A)^2} = 5\mu A$$

2.1.9.7 Étude sur site et simulations sur ordinateur. Normalement, chaque installation fera l'objet d'une étude sur l'aéroport. Cette étude considérera différentes hypothèses pour l'environnement multitrajets, la topographie de l'aéroport, les types et les hauteurs effectives des antennes ILS, les orientations autres que parallèle et perpendiculaire des aéronefs lors des manœuvres (traversées de piste et demi-tours au seuil de piste) ou lors des attentes. Des modèles de simulation permettront de calculer la situation, l'ampleur et la durée probables des perturbations qu'apporteront à l'ILS les constructions et les aéronefs dans leurs diverses

dimensions, orientations et situations. Les fournisseurs de services de navigation aérienne (ANSP) auront lieu de s'assurer que les modèles de simulation utilisés ont été validés par comparaison directe avec des mesures au sol et en vol effectuées dans une diversité de situations et d'environnements, et que le personnel appliquant ces modèles possède les connaissances techniques et la capacité de jugement qu'il faut pour savoir de quelles hypothèses et limitations tenir compte dans l'application de ces modèles à des environnements multitrajets déterminés.

2.1.9.8 Modifications dans l'environnement aéroportuaire. Dans le cas où des modifications importantes de l'environnement aéroportuaire augmenteront les perturbations statiques du radioalignement de piste et/ou de descente, les zones critique et sensible pourront devoir être redimensionnées, avec comme conséquence de peut-être réduire l'efficacité ou la capacité de l'aéroport. Cet aspect sera particulièrement important lorsqu'il s'agira d'étudier l'emplacement, la taille et l'orientation de nouveaux bâtiments à construire à l'intérieur ou en dehors de l'enceinte aéroportuaire. Il est recommandé que des critères de sauvegarde soient employés pour protéger les opérations ILS.

— Des exemples indicatifs figurent dans le Doc EUR 015 European Guidance Material on Managing Building Restricted Areas.

2.1.9.9 Exemples types de zones critique et sensible. Les Figures C-3 et C-4 (avec les Tableaux C-1, C-2-A et C-2-B correspondants) montrent des exemples de zones critique et sensible pour les différentes catégories d'exploitation et différentes classes de hauteur de véhicules ou d'aéronefs et pour plusieurs types d'antennes de radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente. Le calcul de ces exemples a été réalisé à l'aide d'un modèle de simulation utilisant une méthode exacte de résolution des équations de propagation des signaux ILS appliquée à un modèle 3D des aéronefs correspondants. Les dimensions des zones ont été déterminées en prenant comme hypothèses un terrain plat, un angle de l'alignement de descente de 3,0°, une répartition des tolérances admises établie à 60 % pour les multitrajets statiques et à 80 % pour les multitrajets dynamiques, une vitesse d'approche des aéronefs de 105 nœuds, un filtre passe-bas à pulsation de coupure de 2,1 rad/s, et un diagramme omnidirectionnel de l'antenne de réception. Les exemples considèrent les orientations types des surfaces réfléchissantes des aéronefs et gros véhicules en circulation, en attente ou en manœuvre au sol. Les hauteurs d'empennage des petits aéronefs/hauteurs des véhicules, et les hauteurs d'empennage des moyens, gros et très gros aéronefs correspondent respectivement aux lettres du code de référence d'aérodrome A, B/C, D/E et F de l'Annexe 14, comme il est indiqué dans la circulaire consultative FAA 150/5300-13. En cas d'incertitude quant à la catégorie à laquelle un aéronef appartient aux fins de l'évaluation des zones critique et sensible, la hauteur d'empennage est le critère déterminant.

2.1.9.9.1 Objet des exemples types et utilisation à en faire. Comme il est rare qu'une installation réelle colle exactement aux hypothèses d'établissement des exemples, une adaptation aux conditions locales sera nécessaire. Les exemples servent à donner une première idée de ce que seront les dimensions des zones critique et sensible selon que les conditions locales seront plus ou moins voisines des hypothèses utilisées. Ces hypothèses, indiquées dans les tableaux d'exemples, permettront également d'évaluer les outils ayant servi à monter les simulations. Sur bien des aéroports où les zones critique et sensible établies diffèrent de ce qu'indiquent les exemples, elles sont tout à la fois le fruit d'optimisations techniques a posteriori, de mesures palliatives opérationnelles, de l'expérience acquise, et d'évaluations de sécurité adaptées aux particularités de l'environnement opérationnel. Dans le cas de projets d'aéroports à construire où les zones proposées ici en exemples ne conviendraient pas à la nature de l'exploitation envisagée, un complément d'étude sera nécessaire et pourra conduire à adopter des systèmes d'antennes ILS techniquement avancés, par exemple des antennes d'alignement de piste à large, voire à très large ouverture. Les exemples types fournis ici ne prennent pas en compte des systèmes à ce points optimisés. Les tableaux pour le radioalignement de piste et pour l'alignement de descente diffèrent légèrement sous l'aspect de la présentation des orientations des aéronefs. Ces points de détail sont expliqués dans les notes qui font suite aux Tableaux C-1 (Note 9), C-2A et C-2B (Note 8). Conformément à ces notes, dans certains cas d'alignement de descente, il faut ajouter la demi-envergure de l'aéronef pour assurer qu'aucune des parties de l'aéronef n'entre dans la zone critique ou dans la zone sensible.

2.1.9.9.2 Limites des hypothèses de multitrajets utilisées dans les simulations fournies en exemples. La répartition à 60 % pour les multitrajets statiques et 80 % pour les multitrajets dynamiques citée au § 2.1.9.6 correspond à une approche prudente qui convient dans les cas où les deux types de multitrajets coïncident. Une répartition différente peut être appropriée pour l'alignement de descente, surtout si le terrain est plat, car alors les multitrajets statiques seront très faibles. Si les particularités de configuration de l'aéroport font que les multitrajets statiques et dynamiques ne coïncident pas, la tolérance peut être entièrement absorbée par les multitrajets dynamiques. Un outil de simulation capable de modéliser l'environnement (sources de réflexion statiques et dynamiques) et de calculer leur effet conjugué pourra dispenser du calcul approché par la somme quadratique. Le dimensionnement de la zone critique et/ou de la zone sensible pourra s'en trouver optimisé.

2.1.9.9.3 Protection des segments de vol dans les simulations fournies en exemples. Dans l'exemple de la Figure C-3 pour l'antenne d'alignement de piste, le point de transition est situé à 2 NM, comme l'explique le § 2.1.9.4. Dans l'exemple de la Figure C-4 qui concerne l'alignement de descente, le point de transition se trouve à 0,6 NM (hauteur de décision pour les opérations de catégorie I). En fonction des opérations locales, le point de transition pourra être placé à une distance mieux appropriée.

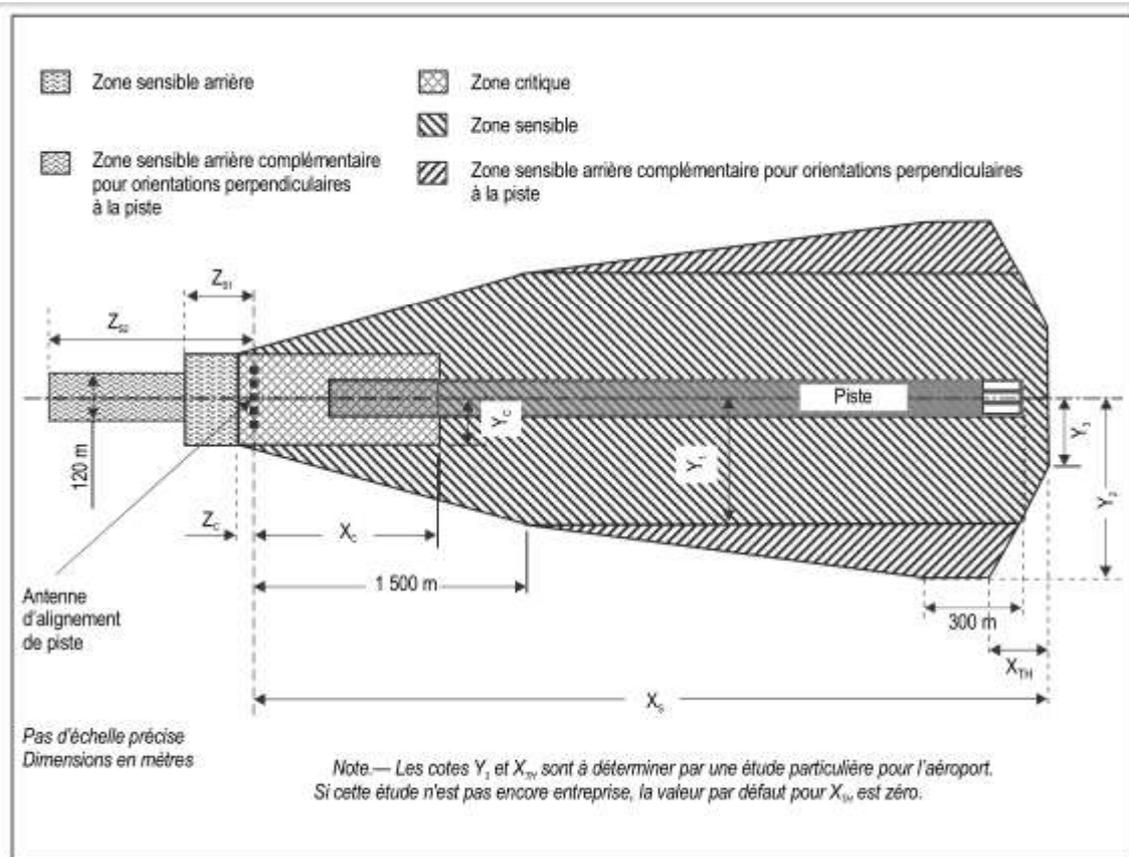


Figure C-3. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de piste (dimensions chiffrées dans le Tableau C-1 qui suit)

Tableau C-1. Dimensions types de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de piste

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres $H \leq 6$ m (voir Note 1)			Aéronefs moyens porteurs $6 \text{ m} < H \leq 14$ m			Aéronefs gros porteurs $14 \text{ m} < H \leq 20$ m		Aéronefs très gros porteurs $20 \text{ m} < H \leq 25$ m		
	Faible	Moyenne	Grande	Faible	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	
Ouverture de l'antenne (voir Note 3)											
Zone critique CAT I $X_C$	180 m	65 m	45 m	360 m	200 m	150 m	500 m	410 m	660 m	580 m	
$Z_C$	10 m	10 m	10 m	35 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m	
(voir Note 10) $Y_C$	50 m	15 m	20 m	110 m	25 m	25 m	50 m	30 m	55 m	40 m	
Zone sensible CAT I $X_S$	200 m	Pas de zone sensible		500 m	Pas de zone sensible		Pas de zone sensible		1 300 m	1 100 m	
$Y_1$	40 m			90 m					90 m	50 m	
$Y_2$	40 m			90 m					90 m	50 m	
$Z_{S1}$	15 m			35 m					35 m	60 m	60 m
(voir Note 7) $Z_{S2}$	15 m			35 m					35 m	60 m	60 m

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres H ≤ 6 m (voir Note 1)		Aéronefs moyens porteurs 6 m < H ≤ 14 m		Aéronefs gros porteurs 14 m < H ≤ 20 m		Aéronefs très gros porteurs 20 m < H ≤ 25 m	
	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande
Zone critique CAT II X <sub>C</sub>	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Z <sub>C</sub>	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(voir Note 10) Y <sub>C</sub>	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Zone sensible CAT II X <sub>S</sub>	75 m	Pas de zone sensible	500 m	Pas de zone sensible	2 100 m	1 400 m	Distance du radiophare d'alignement au seuil	Distance du radiophare d'alignement au seuil
Y <sub>1</sub>	15 m		50 m		125 m × K	60 m × K	180 m × K	100 m × K
Y <sub>2</sub>	15 m		50 m		125 m × K	60 m × K	180 m × K	125 m × K
Z <sub>S1</sub>	15 m		15 m		35 m	35 m	60 m	60 m
(voir Note 7) Z <sub>S2</sub>	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres H ≤ 6 m (voir Note 1)		Aéronefs moyens porteurs 6 m < H ≤ 14 m		Aéronefs gros porteurs 14 m < H ≤ 20 m		Aéronefs très gros porteurs 20 m < H ≤ 25 m	
	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande	Moyenne	Grande
Zone critique CAT III X <sub>C</sub>	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Z <sub>C</sub>	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(voir Note 10) Y <sub>C</sub>	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Zone sensible CAT III X <sub>S</sub>	100 m	Pas de zone sensible	900 m	Pas de zone sensible	3 100 m	3 100 m	Distance du radiophare d'alignement au seuil	Distance du radiophare d'alignement au seuil
Y <sub>1</sub>	15 m		50 m		140 m × K	120 m × K	180 m × K	150 m × K
Y <sub>2</sub>	15 m		50 m		160 m × K	120 m × K	260 m × K	180 m × K
Z <sub>S1</sub>	15 m		15 m		35 m	35 m	60 m	60 m
(voir Note 7) Z <sub>S2</sub>	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

## NOTES.—

1. Pour les véhicules de moins de 2,5 m de hauteur,  $Z_C = 3$  m, en supposant un rapport avant/arrière de l'antenne émettrice de 23 dB, tant pour le signal d'alignement de piste que pour le signal de marge.

2. Systèmes à moniteurs en champ proche : l'entrée de véhicules doit être interdite entre les moniteurs et les antennes émettrices.

3. Faible ouverture : 11 éléments ou moins. Ouverture moyenne : 12 à 15 éléments. Grande ouverture : 16 éléments ou plus. Les simulations ont été effectuées avec les systèmes communément installés comptant 12 éléments s'ils sont à moyenne ouverture et 20 éléments s'ils sont à grande ouverture. Les pistes dotées d'un radiophare d'alignement de piste à faible ouverture sont supposées non accessibles aux opérations de catégories II et III et aux avions de la taille du 747.

4. Si les antennes du radiophare d'alignement de piste sont de très faible hauteur, une zone critique complémentaire sera nécessaire en raison de l'atténuation accentuée du signal direct aux faibles angles verticaux.

5. Pour un aéroport donné, une étude prenant en compte les orientations réalistes, les multitrajets statiques, la topographie et le type des antennes ILS qui le caractérisent pourra conduire à un dimensionnement différent de la zone critique.

$$K = \sqrt{\frac{\text{distance radiophare-seuil}}{3\,300 \text{ m}}}$$

6.

7. La partie arrière de la zone sensible pourra être dimensionnée différemment au vu des résultats d'une étude considérant les caractéristiques du rayonnement relevées sur le terrain. L'hypothèse considérée est celle d'un réseau d'antennes directives présentant un rapport avant/arrière de 23 dB, tant pour le signal d'alignement de piste que pour le signal de marge.

8. Un avion tout seul en circulation au sol ou en attente parallèlement à la piste n'engendre pas de signaux hors tolérances.

9. Les limites de la zone critique ou des zones sensibles arrière s'appliquent à toute la longueur (fuselage et queue comprise) de l'aéronef perturbateur. Les limites de la zone sensible s'appliquent uniquement à la queue de l'aéronef perturbateur.

10. Depuis les antennes d'alignement de piste jusqu'à l'extrémité de la piste, la demi-largeur de la zone critique ( $Y_c$ ) devrait mesurer des deux côtés au moins 10 m de plus que la dimension réelle du réseau d'antennes.

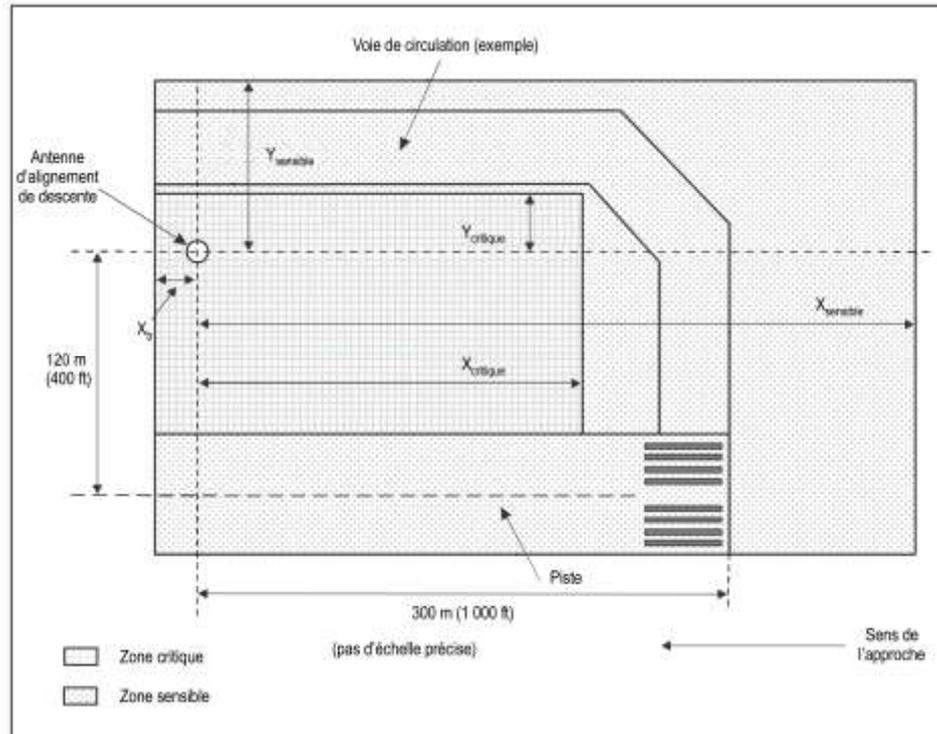


Figure C-4. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente (dimensions chiffrées dans le Tableau C-2A qui suit)

Tableau C-2A. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente pour les orientations parallèle et perpendiculaire

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres		Aéronefs moyens porteurs		Aéronefs gros porteurs		Aéronefs très gros porteurs	
	$H \leq 6$ m		$6 \text{ m} < H \leq 14$ m		$14 \text{ m} < H \leq 20$ m		$20 \text{ m} < H \leq 25$ m	
Type de radiophare d'alignement de descente	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle
<b>Zone critique CAT I</b>								
X	299 m	191 m	329 m	829 m	467 m	1 117 m	610 m	1 360 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
<b>Zone sensible CAT I</b>								
X	299 m	399 m	279 m	529 m	417 m	717 m	510 m	760 m
Y	29 m	15 m	20 m	20 m	22 m	16 m	15 m	15 m
<b>Zone critique CAT II/III</b>								
X	299 m	449 m	329 m	829 m	567 m	1 267 m	660 m	1 410 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
<b>Zone sensible CAT II/III</b>								
X	299 m	449 m	429 m	629 m	517 m	767 m	560 m	1 010 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m

Tableau C-2B. Exemple de dimensionnement de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente pour les orientations autres

Hauteur aéronefs/véhicules	Véhicules terrestres		Aéronefs moyens porteurs		Aéronefs gros porteurs		Aéronefs très gros porteurs	
	H ≤ 6 m		6 m < H ≤ 14 m		14 m < H ≤ 20 m		20 m < H ≤ 25 m	
Type de radiophare alignement de descente	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle	Réseau M	Réf. nulle
Zone critique CAT I								
X	298 m	191 m	297 m	829 m	444 m	<b>1 167 m</b>	591 m	1 360 m
Y	24 m	15 m	<b>39 m</b>	<b>39 m</b>	<b>35 m</b>	<b>55 m</b>	<b>34 m</b>	<b>55 m</b>
Zone sensible CAT I								
X	298 m	394 m	<b>297 m</b>	<b>537 m</b>	<b>444 m</b>	717 m	<b>541 m</b>	710 m
Y	24 m	<b>24 m</b>	<b>39 m</b>	<b>39 m</b>	<b>25 m</b>	<b>18 m</b>	<b>24 m</b>	<b>24 m</b>
Zone critique CAT II/III								
X	298 m	443 m	<b>347 m</b>	829 m	544 m	1 267 m	<b>672 m</b>	1 410 m
Y	24 m	25 m	<b>39 m</b>	<b>39 m</b>	<b>35 m</b>	<b>55 m</b>	<b>34 m</b>	<b>55 m</b>
Zone sensible CAT II/III								
X	298 m	445 m	297 m	<b>829 m</b>	<b>528 m</b>	<b>817 m</b>	<b>610 m</b>	1 010 m
Y	24 m	24 m	<b>39 m</b>	<b>39 m</b>	<b>25 m</b>	<b>25 m</b>	<b>24 m</b>	<b>24 m</b>

NOTES.—

1.  $X b = 50$  m et vaut à la fois pour la zone critique et la zone sensible dans le cas des aéronefs très gros porteurs. Pour les autres aéronefs,  $X b = 0$  m.

2. La catégorie des véhicules terrestres englobe les aéronefs de petite taille. Dans les simulations, la représentation de ces aéronefs et des gros véhicules terrestres est un parallépipède rectangle de 4 m de haut -× 12 m de long -× 3 m de large. En fonction des conditions locales, il est possible que les dimensions de la zone critique de catégorie I en particulier puissent être réduites de façon à autoriser les avions au sol et les véhicules à passer directement devant l'antenne d'alignement de descente.

3. Des tableaux distincts, C-2A pour les orientations parallèle et perpendiculaire, C-2B pour les autres orientations, ont été établis afin de ne pas pénaliser les circulations sur les voies parallèles à la piste. Pour dériver les dimensions les plus défavorables des zones, on utilisera le plus élevé des chiffres donnés dans les deux tableaux. Les valeurs du Tableau C-2B (orientations autres) qui dépassent les valeurs correspondantes dans le Tableau C-2A (orientations parallèle et perpendiculaire) sont en caractères gras. L'orientation perpendiculaire considérée dans le Tableau C-2A est seulement celle où le nez de l'aéronef pointe vers la piste. L'orientation perpendiculaire où c'est la queue de l'aéronef qui pointe vers la piste relève du Tableau C-2B. Pour ce qui est du virage que font les aéronefs pour se mettre dans l'axe de la piste, le Tableau C-2B considère les angles de 15, 30, 45, 60 et 75 degrés. Les orientations responsables des plus grandes zones d'interdiction (autrement dit les orientations des aéronefs les plus défavorables parmi celles qui font sortir les signaux des limites de tolérance) ont été dérivées de l'étude du cas d'un A380 avec un réseau d'antennes M. Vu le nombre prohibitif de simulations que demanderait la couverture de toutes les orientations possibles pour toutes les catégories de véhicules sur une grande superficie, l'incidence des orientations les plus défavorables sur les dimensions des zones critique et sensible pourra devoir être vérifiée en fonction de la disposition particulière des voies de circulation.

4. La référence adoptée dans les simulations est le pylône de l'antenne d'alignement de descente, considéré implanté à une distance perpendiculaire type de 120 m de l'axe de la piste et à une distance parallèle nominale de 300 m du seuil. Des déports différents de l'antenne par rapport à la piste nécessiteront de décaler en conséquence les zones critique et sensible.

5. Le bord de piste le plus proche de l'antenne d'alignement de descente définit la limite intérieure de la zone critique. Le bord éloigné définit la limite intérieure de la zone sensible. Lorsque l'antenne utilisée est du type à référence nulle, cette limite de la zone sensible est à repousser de 50 m du côté opposé de la piste (à partir de l'axe médian de celle-ci) pour les aéronefs gros et très gros porteurs.

6. Les choix effectués dans les simulations (position du point de transition) peuvent faire que la zone critique soit plus grande que la zone sensible et que leurs procédures de gestion soient touchées.

7. Dans la logique opérationnelle décrite en 2.1.9.4 (pas d'obligation de protéger l'alignement de descente de catégorie I au-dessous de la hauteur de décision) et en observation du fait que, dans les Tableaux C-1, C-2A et

*C-2B, la zone critique de catégorie I est normalement de même étendue ou plus grande que la zone sensible, une protection de la zone sensible de catégorie 1 peut ne pas être nécessaire.*

*8. Les limites définies pour les zones critique et sensible s'appliquent à l'ensemble de l'aéronef (fuselage et voilure).*

2.1.10 Réduction des coudes et des zones du radiophare d'alignement de piste ayant une différence de taux de modulation (DDM) insuffisante

2.1.10.1 *Introduction.* En raison d'effets dus à la topographie, il n'est pas toujours possible d'obtenir, au moyen de simples installations ILS normalisées, des alignements de piste suffisamment exempts de courbes ou autres irrégularités gênantes. Dans ces cas, il est de loin préférable d'utiliser deux porteuses radioélectriques pour obtenir la couverture standard et les caractéristiques de signal requises. Le § 2.7 donne d'autres éléments indicatifs sur la couverture assurée au moyen de deux porteuses. Si ce moyen ne permet toujours pas d'assurer la couverture standard prescrite, il est possible de réduire le rayonnement dans la direction des objets et d'accepter une augmentation des limites inférieures de couverture verticale comme l'autorise le Chapitre 3, § 3.1.3.3.1.

2.1.10.2 *Réduction de la couverture standard du radiophare d'alignement de piste.* Lorsque la couverture est réduite conformément à l'option définie au Chapitre 3, § 3.1.3.3.1, il faut veiller à ce que le volume de couverture réduit respecte les altitudes minimales publiées dans la procédure d'approche aux instruments. En outre, les opérations normales de guidage ne devraient pas être interrompues et aucune autorisation d'interception ne devrait être donnée jusqu'à ce que l'aéronef soit dans la zone de couverture publiée. C'est ce qui est parfois appelé le volume de service opérationnel.

2.1.10.2.1 *Considérations opérationnelles — gestion de la circulation aérienne.* Les procédures d'approche aux instruments doivent être conçues de manière à tenir compte de toute réduction de la couverture du radiophare d'alignement de piste autorisée par la norme du Chapitre 3, § 3.1.3.3.1, ce qui peut se faire en veillant à ce que la procédure reste dans la zone de couverture du radiophare d'alignement de piste ou en fournissant un autre moyen de navigation. Une bonne partie (au moins 3,7 km [2 NM]) du segment initial doit donc se trouver à l'intérieur de la zone de couverture du radiophare d'alignement de piste. La couverture du radiophare d'alignement de piste doit être disponible suffisamment avant le début de la zone où les contrôleurs donnent habituellement l'autorisation d'approche ou d'interception pour permettre aux pilotes de vérifier l'identification (IDENT) transmise en code morse.

2.1.10.2.2 *Considérations opérationnelles — pilote/aéronef.* Dans le cas des aéronefs équipés de commandes automatiques de vol (AFCS), la couverture du radiophare d'alignement de piste doit être disponible avant le moment où est activé le mode interception AFCS (vol manuel ou automatique) et suffisamment avant le début de la zone où les contrôleurs donnent habituellement l'autorisation d'approche ou d'interception pour permettre la vérification du signal IDENT. Qu'ils utilisent le mode manuel ou l'AFCS, les pilotes vérifient normalement le signal IDENT de l'installation ILS et attendent de recevoir l'autorisation d'approche ou d'interception avant d'armer le mode de mise en virage pour intercepter et capturer le radiophare d'alignement de piste. Le mieux serait que des aides supplémentaires (si elles sont comprises dans la procédure d'approche) permettent au pilote de déterminer la relation entre la position de l'aéronef et l'alignement de piste avant.

## **2.2 Équipement de réception ILS de bord**

2.2.1 Afin d'atteindre les objectifs opérationnels requis, il est nécessaire que les récepteurs de bord respectent les normes de performance définies.

— *Les normes de performances opérationnelles minimales applicables aux récepteurs ILS figurent dans les documents DO-195 (1986) de la RTCA et ED-46B (Amendements nos 1 et 2 compris) de l'Eurocae pour le radiophare d'alignement de piste, dans les documents DO-143 (1970) de la RTCA et 1/WG 7/70 de l'Eurocae pour la radioborne, et dans les documents DO-192 (1986) de la RTCA et ED-47B (Amendement no 1 compris) de l'Eurocae pour les récepteurs d'alignement de descente.*

2.2.2 *Caractéristiques d'insensibilité des systèmes récepteurs de radiophare d'alignement de piste ILS au brouillage causé par des signaux de radiodiffusion FM VHF*

2.2.2.1 En ce qui concerne le Chapitre 3, § 3.1.4.2, Note 2, les caractéristiques d'insensibilité qui sont définies doivent être mesurées en regard d'une mesure convenue de dégradation des caractéristiques normales du récepteur et dans des conditions normalisées pour le signal utile d'entrée. Cela est nécessaire pour garantir que les essais sur banc du matériel de réception puissent être effectués par rapport à une série de conditions et de résultats qui peuvent être répétés, et pour faciliter l'approbation ultérieure de ceux-ci. Des essais ont montré que les signaux de brouillage FM peuvent modifier à la fois le guidage d'alignement de piste et le courant du drapeau avertisseur, et que leurs effets varient en fonction de la DDM appliquée pour le signal utile. On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation SM.1140, *Procédures d'essai pour la mesure des*

caractéristiques des récepteurs du service de radionavigation aéronautique servant à déterminer la compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande des 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande des 108–118 MHz, de l'UIT-R.

— La Recommandation UIT-R SM.1140 de l'UIT figure dans le Manuel sur la vérification des aides radio à la navigation (Doc 8071), Volume I.

2.2.2.2 Une méthode et des formules adoptées d'un commun accord devraient être utilisées pour évaluer les incompatibilités potentielles entre récepteurs répondant aux critères généraux d'insensibilité au brouillage, spécifiés au Chapitre 3, § 3.1.4. Ces formules fournissent des éclaircissements sur les caractéristiques d'insensibilité des divers récepteurs contre le brouillage du rayonnement non essentiel (type A1), le brouillage hors bande (type A2), le brouillage de troisième ordre entre deux et trois signaux (type B1) et le brouillage dû à l'encombrement/désensibilisation (type B2). On trouve de plus amples renseignements à ce sujet dans la Recommandation SM 1009-1, *Compatibilité entre le service de radiodiffusion sonore dans la bande d'environ 87–108 MHz et les services aéronautiques dans la bande 108–137 MHz*, de l'UIT-R.

— La Recommandation UIT-R SM.1009-1 de l'UIT figure dans le Doc 8071, Volume I.

### 2.2.3 Polarisation des antennes d'alignement de piste et d'alignement de descente

2.2.3.1 Dans les bandes de fréquences de l'alignement de piste et de l'alignement de descente, respectivement, le niveau des signaux à polarisation verticale qui sont captés devant les antennes d'alignement de piste et de descente devrait être inférieur d'au moins 10 dB à celui des signaux à polarisation horizontale qui sont captés dans la même position.

### 2.3 Situation d'alarme de l'équipement ILS de bord

2.3.1 Dans les conditions idéales, un système d'alarme de récepteur, par exemple un drapeau avertisseur, devrait avertir le pilote lorsqu'il se produit un défaut de fonctionnement inacceptable dans les équipements sol ou embarqués. La mesure dans laquelle cet idéal peut être atteint est indiquée ci-dessous.

2.3.2 C'est la somme des pourcentages des deux modulations qui fait fonctionner le système d'alarme ; par conséquent, la suppression des modulations de l'alignement ILS de la porteuse rayonnée devrait déclencher l'alarme.

2.3.3 Le système d'alarme devrait alerter le pilote et tout autre dispositif embarqué qui utilise les données d'alignement de piste et d'alignement de descente, lorsque l'une des conditions ci-après se présente :

- a) absence de tout signal radiofréquence, et absence simultanée de modulation par les fréquences 90 Hz et 150 Hz ;
- b) annulation du taux de modulation par la fréquence 90 Hz ou la fréquence 150 Hz, la modulation par l'autre fréquence étant maintenue à son taux normal de 20 % pour l'alignement de piste et de 40 % pour l'alignement de descente.

— Il est prévu que l'alarme d'alignement de piste se déclenche lorsque la modulation par la fréquence 90 Hz ou par la fréquence 150 Hz est réduite à 10 % alors que l'autre est maintenue à son niveau normal de 20 %. Il est prévu que l'alarme d'alignement de descente se déclenche lorsque la modulation par la fréquence 90 Hz ou par la fréquence 150 Hz est réduite à 20 % alors que l'autre est maintenue à son niveau normal de 40 %.

2.3.3.1 L'indication donnée par le système d'alarme devrait être facilement reconnaissable et visible dans toutes les conditions normales du poste de pilotage. Si un drapeau est utilisé, il doit être aussi grand que possible compte tenu des dimensions de l'affichage.

## 2.4 Éléments indicatifs sur l'implantation, l'angle de site, le réglage et la couverture de l'installation d'alignement de descente

2.4.1 *Écartement latéral.* L'écartement latéral du système d'antenne du radiophare d'alignement de descente par rapport à l'axe de la piste n'est pas normalement inférieur à 120 m (400 ft). En choisissant l'emplacement latéral de l'antenne du radiophare d'alignement de descente, il convient de tenir compte des dispositions pertinentes du RAM 7 Partie 1 relatives aux surfaces de franchissement d'obstacles et aux objets situés sur les bandes des pistes.

2.4.2 *Courbure de l'alignement de descente ILS.* Dans bien des cas, l'alignement de descente ILS est enfermé dans une surface conique ayant pour origine le système d'antenne du radiophare d'alignement de descente. Du fait que l'origine de cette surface conique est située sur le côté de l'axe de la piste, le lieu des points constituant

l'alignement de descente dans le plan vertical le long de l'axe de la piste est une hyperbole. Une courbure de l'alignement de descente se produit dans la région du seuil de piste et augmente progressivement jusqu'au point de contact. Pour limiter le degré de courbure, l'antenne d'alignement de descente ne doit pas être située à une trop grande distance latérale de l'axe de la piste.

2.4.3 *Conception des procédures.* Le Chapitre 3, § 3.1.5.1, contient des normes et pratiques recommandées sur l'angle de l'alignement de descente et la hauteur du point de repère ILS. La position longitudinale de l'antenne du radiophare d'alignement de descente par rapport au seuil de piste est établie de manière à obtenir l'angle d'alignement de descente et la hauteur de point de repère ILS choisis pour la procédure d'approche de précision conçue pour cette piste. La procédure d'approche de précision peut être modifiée pour satisfaire aux exigences de franchissement des obstacles ou pour tenir compte des contraintes techniques d'implantation de l'antenne d'alignement de descente (par exemple, pistes ou voies de circulation sécantes). Le concepteur de procédures tiendra compte de l'angle d'alignement de descente acceptable, de la hauteur de franchissement du seuil et de la longueur de piste disponible pour le type d'aéronef qui doit utiliser la procédure d'approche de précision.

2.4.4 *Position longitudinale.* En supposant que la surface réfléchissante dans la zone de formation du faisceau se rapproche d'une surface plane avec des pentes latérales et longitudinales appropriées, la position longitudinale requise de l'antenne du radiophare d'alignement de descente est alors fonction du point de repère ILS au-dessus du seuil de piste et de la projection du plan de réflexion de l'alignement de descente le long de l'axe de la piste. Cette situation est décrite graphiquement à la Figure C-5. Dans cette figure, la ligne OP est définie par l'intersection entre le plan de réflexion de l'alignement de descente et le plan vertical le long de l'axe de la piste, et le point O est à la même distance longitudinale du seuil que l'antenne d'alignement de descente. Selon la hauteur et l'orientation du plan de réflexion, le point O peut se trouver au-dessus ou au-dessous de la surface de la piste.

Dans le cas d'une surface de réflexion plane, la position longitudinale de l'antenne du radiophare d'alignement de descente est alors calculée comme suit :

$$D = \frac{H + Y}{\text{tg}(\theta) + \text{tg}(\alpha)}$$

où

$D$  = distance horizontale OP ; (équivalant à la distance longitudinale entre l'antenne d'alignement de descente et le seuil de la piste)

$H$  = hauteur nominale du point de repère ILS au-dessus du seuil de la piste ;

$Y$  = hauteur verticale du seuil de la piste au-dessus de P' ;

$\theta$  = angle nominal de l'alignement de descente ;

$\alpha$  = pente longitudinale négative du plan de réflexion de l'alignement de descente.

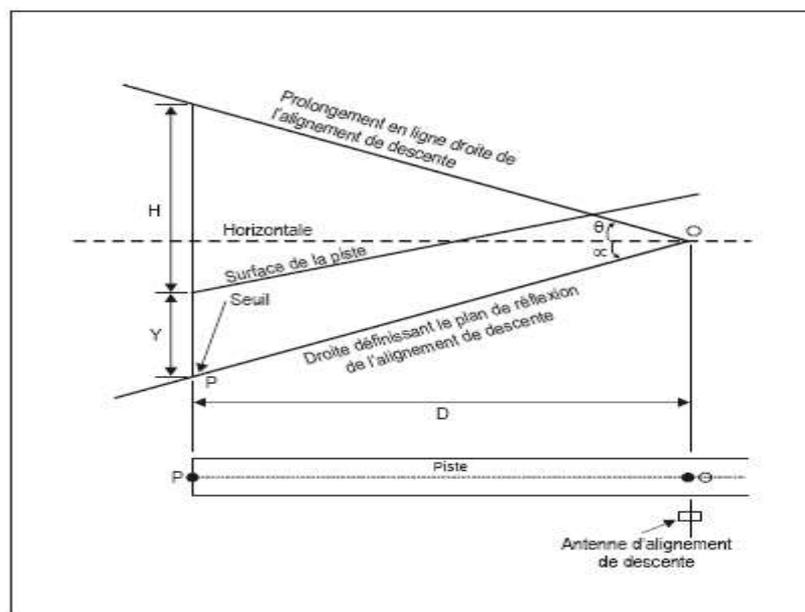


Figure C-5. Implantation du radiophare d'alignement de descente dans le cas d'une piste en pente

— Dans la formule ci-dessus, il faut donner à  $\alpha$  une valeur positive dans le cas d'une pente négative de l'antenne vers le seuil.  $\alpha$  est positif si le seuil est au-dessus de la ligne d'intersection du plan de réflexion.

2.4.5 Les éléments indicatifs qui précèdent, sur une approximation de la surface réfléchissante par un plan convenablement orienté. Il faudra peut-être tenir plus rigoureusement compte des caractéristiques d'implantation réelles, telles qu'une pente latérale importante ou une surface de réflexion irrégulière plutôt que plane, pour se rapprocher de l'objectif de calcul de la hauteur du point de repère ILS. Dans les cas difficiles, les prédictions fondées sur des modèles mathématiques des effets des conditions d'implantation peuvent être utiles

2.4.6 En général l'alignement de descente présente des irrégularités. L'angle moyen de l'alignement de descente ILS ne peut être déterminé que par des essais en vol, la position moyenne observée de la partie de l'alignement de descente comprise entre les points A et B de l'ILS étant représentée par une droite et l'angle de l'alignement de descente ILS étant l'angle mesuré entre cette droite et sa projection verticale sur le plan horizontal.

2.4.7 Il importe de noter qu'en faisant la moyenne des irrégularités de l'alignement de descente dans la zone comprise entre la radioborne intermédiaire et le seuil on obtiendra probablement par extrapolation un point de repère effectivement différent du point de repère ILS. Ce point de repère différent que nous appellerons « point de repère ILS obtenu » est de la plus haute importance pour l'exploitation. Le point de repère ILS obtenu ne peut être déterminé que par vérification en vol ; la position moyenne observée de la partie de l'alignement de descente comprise, dans le cas type, entre les points situés à 1 830 m (6 000 ft) et 300 m (1 000 ft) du seuil étant représentée par une ligne droite et celle-ci étant prolongée jusqu'au point d'atterrissage, le point où cette ligne droite prolongée rencontre la verticale du point du seuil situé sur l'axe de la piste est le point de repère ILS obtenu.

— D'autres indications sont données dans le Doc 8071, sur la mesure de l'angle de site de l'alignement de descente et sur le point de repère ILS obtenu.

2.4.8 Afin de réduire le brouillage par multitrajets des alignements de descente des installations de catégorie de performances III et d'assouplir les exigences en matière d'implantation et de zones sensibles, il est souhaitable de réduire à une valeur aussi faible que possible, en dehors des limites de couverture en azimut spécifiées au Chapitre 3, § 3.1.5.3, les signaux constituant le diagramme de rayonnement horizontal provenant du dispositif d'antenne des radiophares correspondants. Une autre méthode acceptable consiste à faire pivoter en azimut les antennes d'alignement de descente pour les écarter des sources de multitrajets, ce qui réduit le signal rayonné à des angles précis tout en maintenant les limites de couverture en azimut.

2.4.9 Le § 3.1.5.3.1 du Chapitre 3 indique la zone que devrait couvrir l'alignement de descente pour permettre l'exploitation satisfaisante d'une installation de bord type. Les procédures d'exploitation promulguées pour l'installation doivent être compatibles avec la limite inférieure de cette couverture. Il est courant d'exécuter une descente jusqu'à l'altitude d'interception et de continuer l'approche à cette altitude jusqu'à ce qu'un signal « descendez » soit reçu. Dans certaines circonstances, il peut ne pas être possible d'obtenir à ce point une contre-vérification de la position. L'équipement automatique de commande de vol amorce normalement la descente dès qu'un signal « montez » s'est affaibli jusqu'à moins de 10  $\mu$ A environ.

2.4.10 Le but visé est donc de fournir un signal « montez » avant l'interception de l'alignement de descente. Même si, dans des circonstances ordinaires, les procédures d'approche sont exécutées de façon que les signaux d'alignement de descente ne soient pas utilisés en dessous de  $0,45 \theta$  ou au-delà de 18,5 km (10 NM) de la piste, il est souhaitable de ne pas diffuser dans cette zone des données de guidage erronées. Lorsque les procédures sont telles que le guidage d'alignement de descente peut être utilisé en dessous de  $0,45 \theta$ , les précautions nécessaires doivent être prises pour se protéger contre l'émission d'éléments de guidage erronés en dessous de  $0,45 \theta$  tant dans les conditions normales qu'en cas de mauvais fonctionnement, afin d'éviter que la descente finale ne soit amorcée en un point incorrect de l'approche. Certaines précautions pourraient être prises pour se protéger contre l'émission d'éléments de guidage erronés ; on pourrait notamment émettre un signal supplémentaire de marge, ainsi qu'il est prévu au Chapitre 3, § 3.1.5.2.1, assurer un contrôle de marge distinct et adopter des procédures appropriées d'inspection au sol, d'inspection en vol et de réglage.

2.4.11 Pour réaliser un contrôle efficace destiné à éviter que, sous la trajectoire, la DDM dépasse la tolérance permise, le contrôle de la variation de la sensibilité d'écart angulaire, qui est prévu au Chapitre 3, § 3.1.5.7.1, alinéa e), peut, suivant le système d'antenne utilisé, ne pas être suffisant pour servir aussi à contrôler la marge. Dans certains systèmes, comme, par exemple, ceux qui utilisent des réseaux d'antennes à éléments multiples sans marge supplémentaire, la moindre dégradation de certains signaux d'antenne peut entraîner une modification importante de la marge, avec une dégradation nulle ou insignifiante dans le secteur de l'alignement de descente, comme on peut le voir par le contrôle de la sensibilité d'écart angulaire. Il importe de garantir qu'une alarme de contrôle existe pour toutes les conditions possibles de dégradation des signaux d'antenne et d'émission, qui réduisent la marge jusqu'à une DDM inférieure ou égale à 0,175 dans les limites de la couverture spécifiée au-dessous du secteur d'alignement de descente.

2.5 Schémas  
(Figures C-6 à C-12 illustrant quelques-unes des normes du Chapitre 3)

*Note rédactionnelle.* — La dernière phrase du paragraphe de la Figure C-6 est modifiée comme suit :

Pour les installations ILS de catégories de performances I et II, ce rapport devrait être supérieur à 0,903 et, pour les installations de catégorie de performances III, il devrait être supérieur à 0,951.

2.5 Schémas  
(Figures C-6 à C-12 illustrant quelques-unes des normes du Chapitre 3)

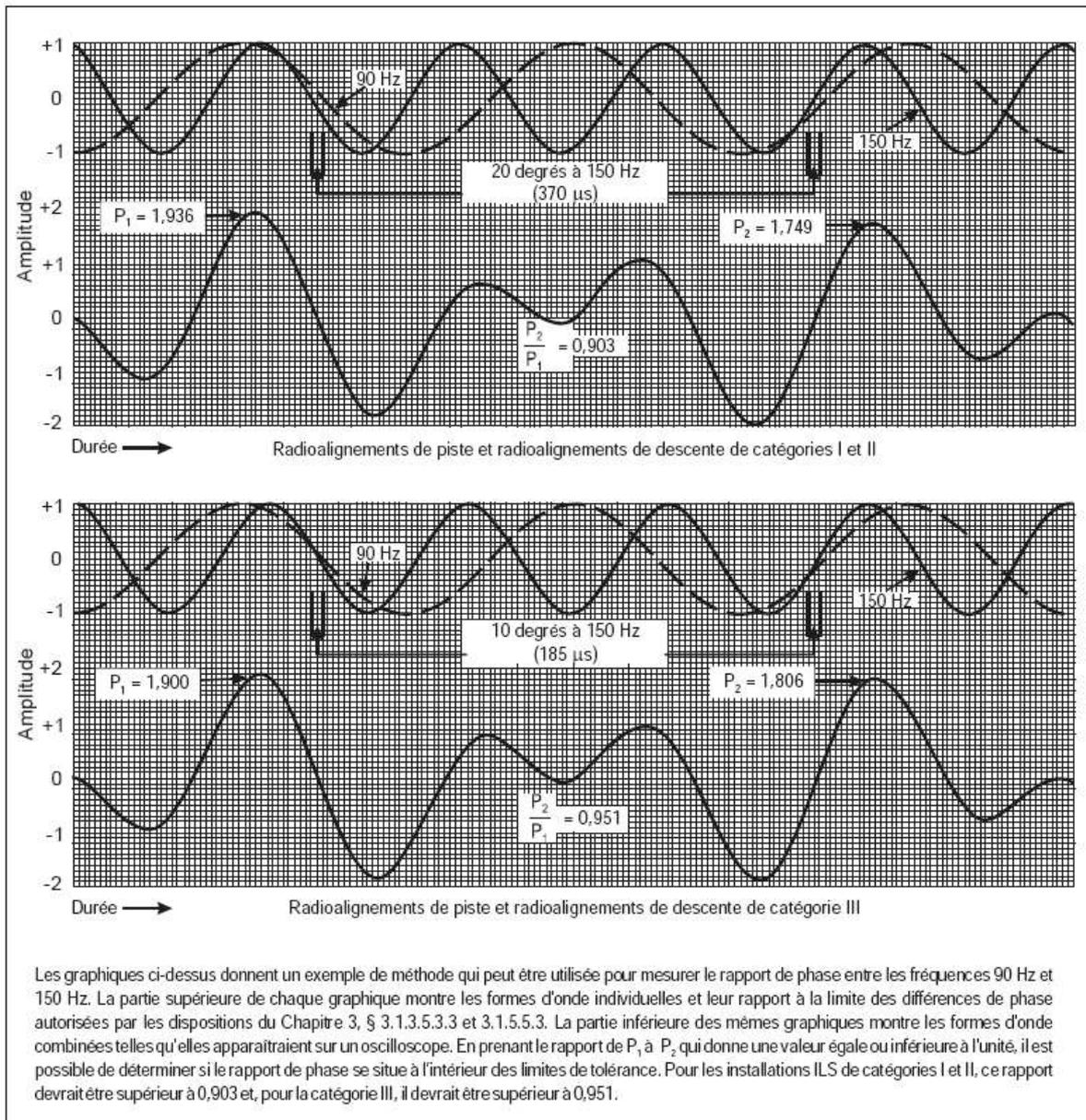


Figure C-6. Illustration du rapport de phase des fréquences de modulation de 90 Hz et 150 Hz

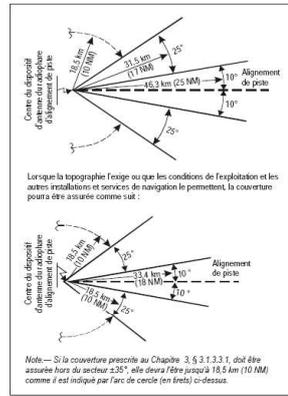


Figure C-7. Couverture en azimut du radiophare d'alignement de piste

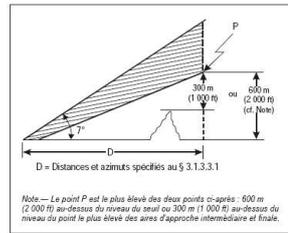


Figure C-8. Couverture en site du radiophare d'alignement de piste

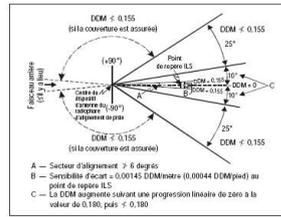


Figure C-9. Différence de modulation (DDM) et sensibilité d'écart

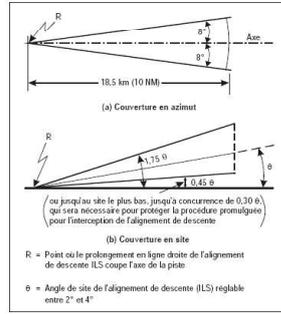


Figure C-10. Couverture du radiophare d'alignement de descente

**Figure C7A Couverture en azimut du radiophare d'alignement de piste**

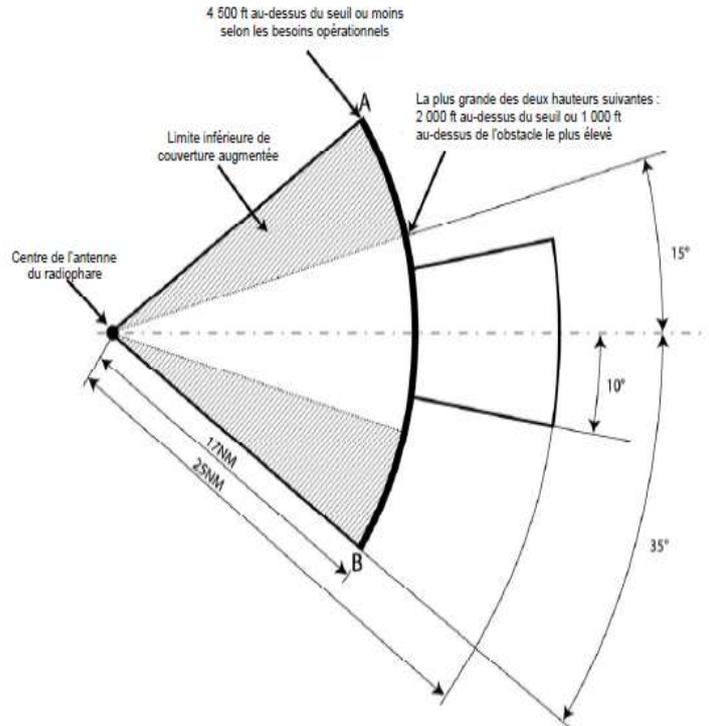
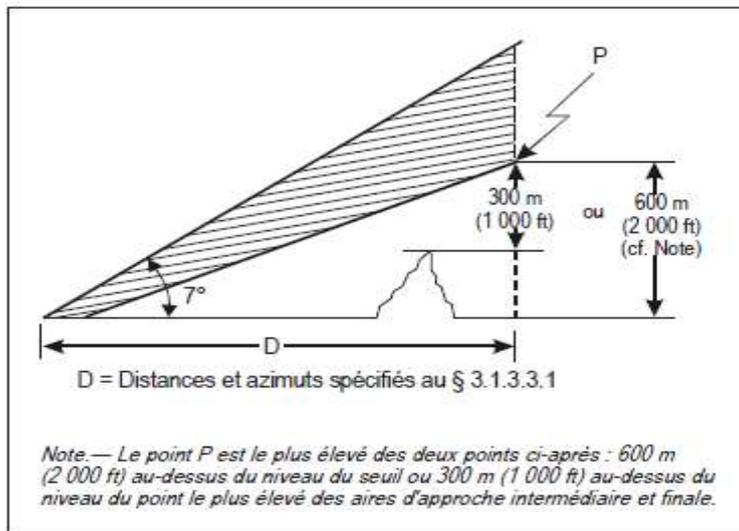
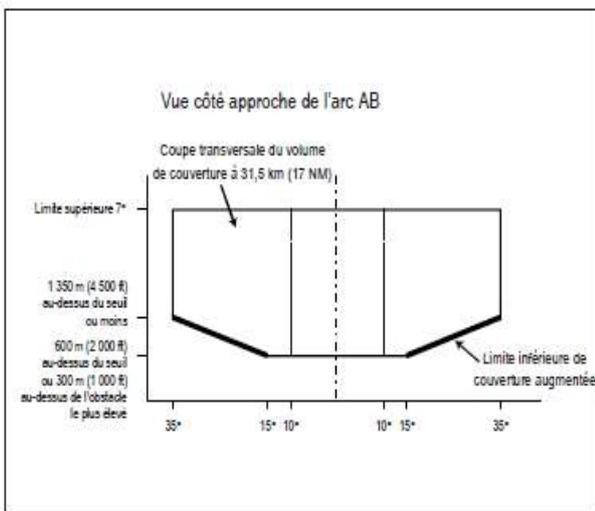


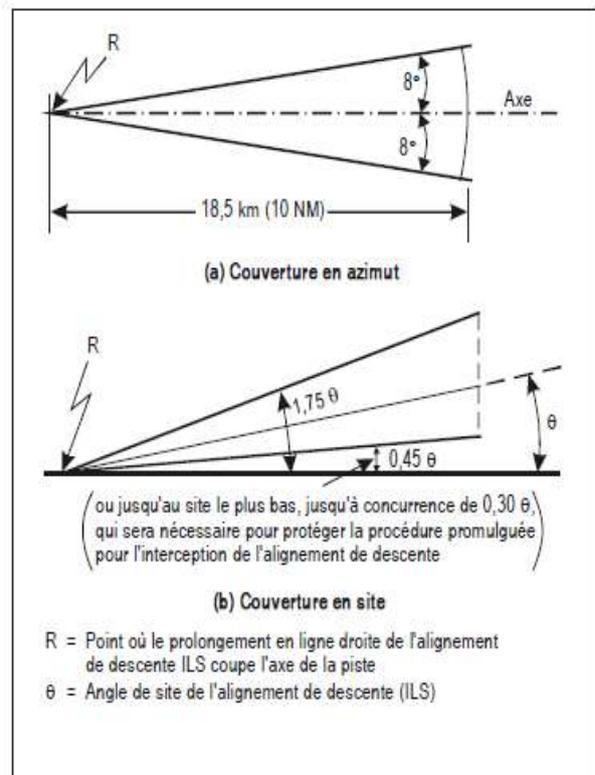
Figure C-7B. Couverture en azimut réduite du radiophare d'alignement de piste



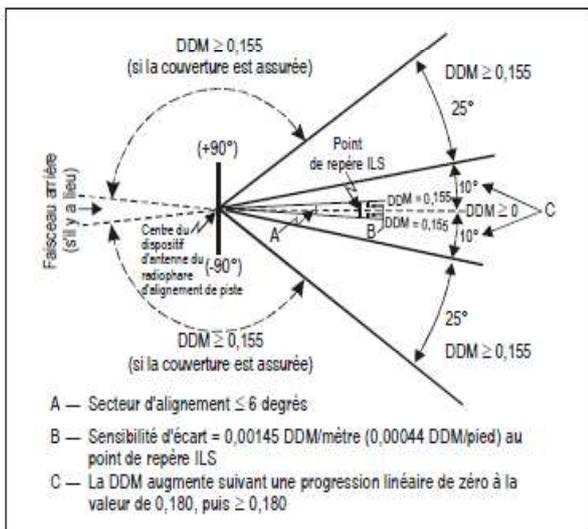
**Figure C-8A. Couverture en site du radiophare d'alignement de piste**



**Figure C-8B. Couverture en site réduite du radiophare d'alignement de piste**



**Figure C-10. Couverture du radiophare d'alignement de descente**



**Figure C-9. Différence de modulation (DDM) et sensibilité d'écart**

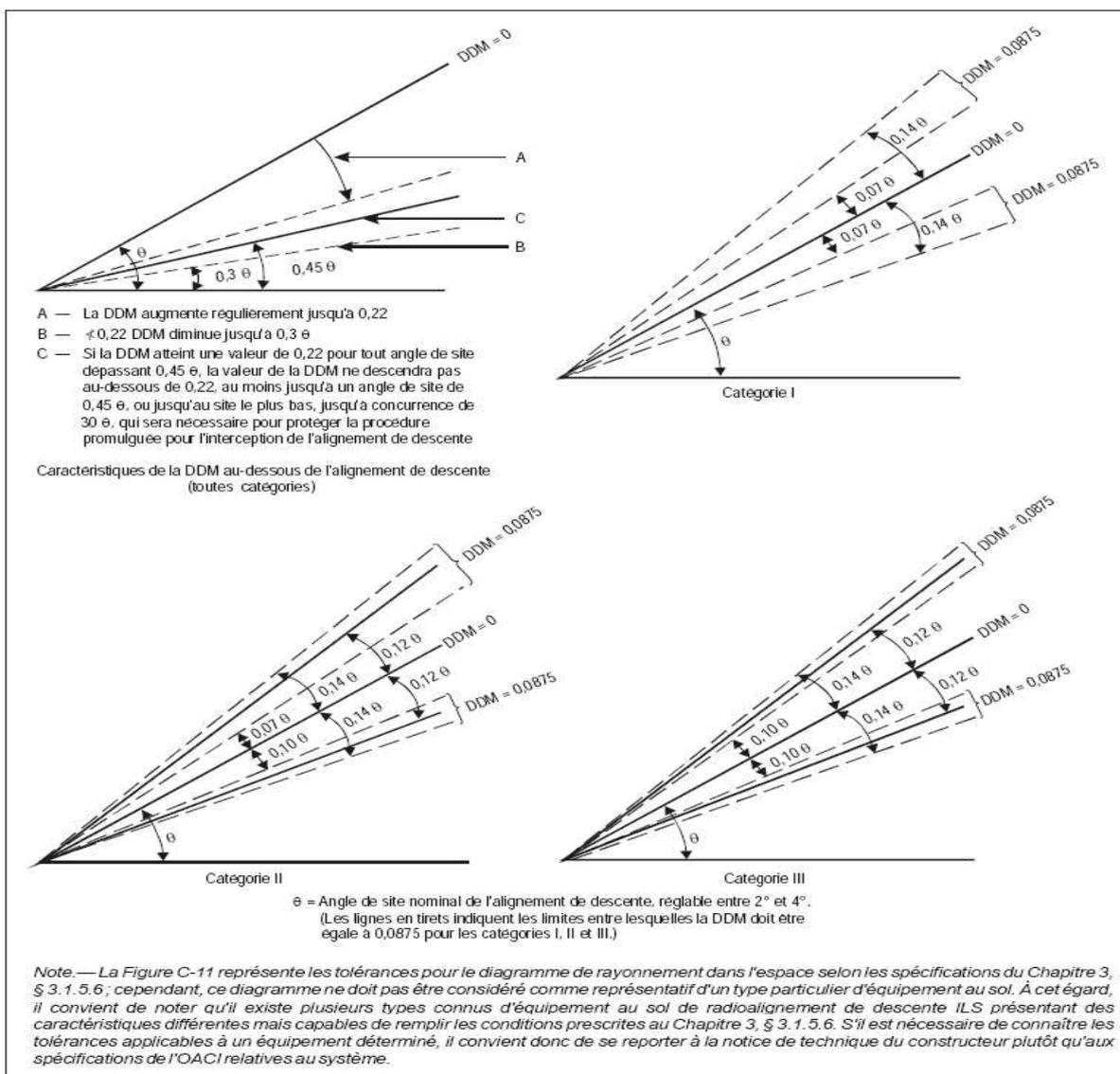


Figure C-11. Alignement de descente — Différence de modulation (DDM)

$\theta$  = Angle de site nominal de l'alignement de descente,

(Les lignes en tirets indiquent les limites d'une gamme d'angles nominaux entre lesquelles la DDM peut être établie pour les catégories I, II et III.)

Figure C-11. Alignement de descente — Différence de modulation (DDM)

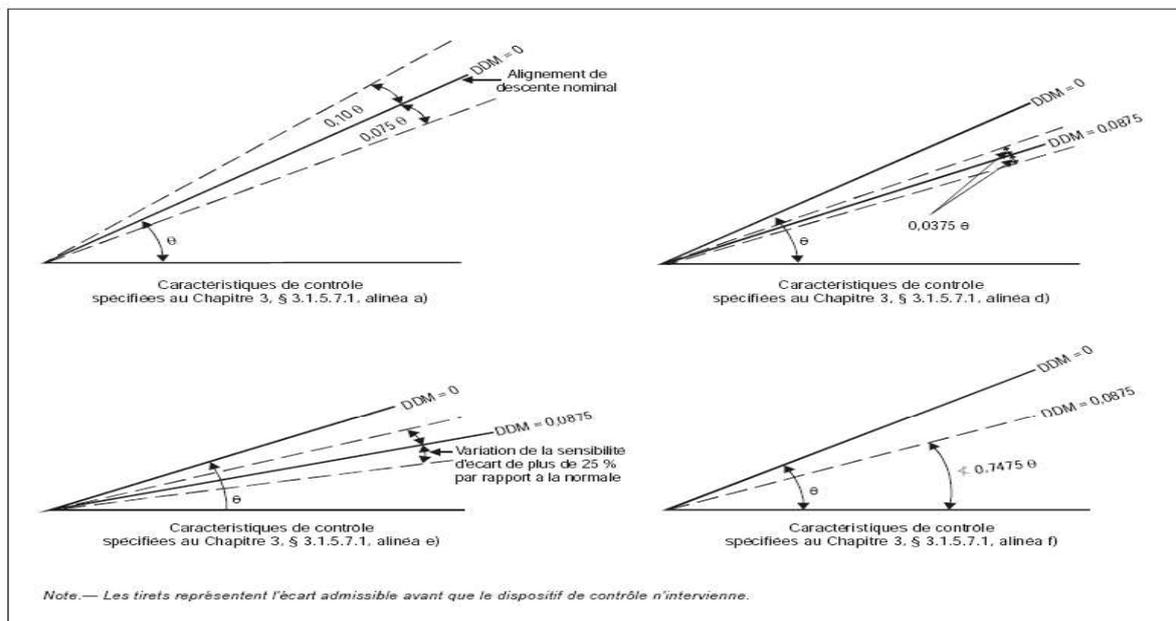
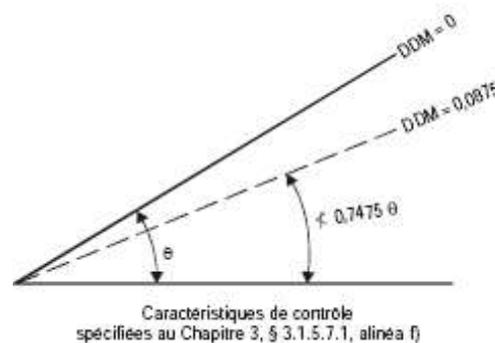


Figure C-12. Caractéristiques du contrôle de l'alignement de descente

(note après  $0,0375 \theta$ ) ou « variation de la sensibilité d'écart de plus de 25 % par rapport à la valeur nominale »



— Les tirets représentent l'écart admissible avant que le dispositif de contrôle n'intervienne.

Figure C-12. Caractéristiques du contrôle de l'alignement de descente

## 2.6 Déploiement des fréquences ILS

— Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 3, contient des éléments indicatifs sur le déploiement des fréquences ILS.

## 2.7 Radiophares d'alignement de piste et de descente assurant une couverture au moyen de deux fréquences porteuses

2.7.1 Les radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente peuvent répondre aux spécifications de couverture les concernant en utilisant deux diagrammes de champ de rayonnement appelés communément diagrammes « d'alignement » et « de marge », qui sont transmis au moyen de fréquences porteuses distinctes espacées à l'intérieur du canal VHF. Le diagramme de champ d'alignement donne des indications précises d'alignement et d'écart et le diagramme de champ de marge des indications d'écart à des angles au-delà des limites du diagramme d'alignement. La discrimination entre les signaux est assurée, dans les récepteurs de bord, par la capture du signal le plus puissant. L'efficacité de cette capture dépend du type de détecteur utilisé ; toutefois, si le rapport des deux signaux est de l'ordre de 10 dB ou davantage, le signal le plus faible ne cause généralement pas d'erreurs importantes à la sortie, après démodulation. Lorsqu'on utilise des radiophares d'alignement de piste à deux fréquences porteuses, il convient de tenir compte, si l'on veut obtenir les meilleurs résultats à l'intérieur du secteur d'alignement avant, des éléments indicatifs ci-après.

2.7.2 Le radiophare d'alignement de piste devrait être conçu et contrôlé de telle sorte que le rapport des deux signaux émis dans l'espace à l'intérieur du secteur d'alignement avant ne tombe pas au-dessous de 10 dB. Il convient d'accorder une attention particulière à la structure des lobes verticaux produits par les deux systèmes d'antenne et qui peuvent avoir des hauteurs différentes et être séparés l'un de l'autre par une certaine distance, ce qui se traduit par des variations dans le rapport des intensités de signal au cours de l'approche.

2.7.3 En raison de la marge de 6 dB prévue pour l'ondulation du filtre de la bande passante du récepteur, il peut se produire des variations dans la réponse du récepteur du radiophare d'alignement de piste étant donné que la fréquence de couverture est décalée par rapport à la fréquence du rayonnement d'alignement. Afin de réduire cet effet au minimum, en particulier dans le cas des opérations de catégorie III, le rapport signal du rayonnement d'alignement — signal de couverture, doit être porté de 10 à 16 dB.

2.7.4 Afin de réduire encore davantage le risque d'erreurs, si le rapport des deux signaux émis tombe au-dessous de 10 dB à l'intérieur du secteur d'alignement avant, la différence d'alignement des diagrammes du champ de rayonnement des deux signaux devrait être maintenue à une valeur aussi faible que possible.

2.7.5 Les radioalignements de descente à deux fréquences porteuses sont utilisés pour former un diagramme composite de champs de rayonnement sur le même canal de fréquences radio. La forme spéciale des antennes et le schéma des courants d'antenne et de la mise en phase peuvent permettre d'implanter des installations de radioalignement de descente à des emplacements où certaines conditions topographiques pourraient rendre difficile l'utilisation d'un système à fréquence unique. À ces emplacements, on peut obtenir une amélioration en réduisant le rayonnement à faible incidence. La deuxième fréquence porteuse est utilisée pour assurer la couverture dans la zone au-dessous du radioalignement de descente.

2.7.6 *Contrôle des systèmes à deux fréquences.* Les spécifications du Chapitre 3, § 3.1.3.11.2, alinéa e), et § 3.1.5.7.1, alinéa c), relatives au contrôle des systèmes à deux fréquences précisent que le contrôle est déclenché lorsque la puissance émise est inférieure à 80 % de la normale, mais des baisses allant jusqu'à 50 % de la normale peuvent être admises si certaines spécifications de performance sont respectées.

2.7.6.1 Il peut être difficile de contrôler les émetteurs d'alignement et de marge pour une baisse de puissance de 20 % (environ -1 dB) si le site subit des effets de l'environnement ou d'autres effets tels que des variations de la température ambiante. Les variations de température, par exemple, font varier la puissance de sortie normale de l'émetteur et modifient la perte d'insertion du câble coaxial. Même s'il n'y a pas de défaillance du système d'émission, la limite d'alarme peut parfois être dépassée, ce qui peut compromettre la continuité.

2.7.6.2 La possibilité d'effectuer un contrôle à des baisses de puissance allant jusqu'à 50 % est certes intéressante, mais elle doit être utilisée avec prudence. Contrôler chaque émetteur indépendamment à une baisse de 50 % peut permettre un écart important par rapport au rapport de puissance nominal entre les deux émetteurs si des défaillances non corrélées se produisent, ce qui peut en fait compromettre l'effet de capture dans le récepteur, augmentant les erreurs de structure ou réduisant les indications de guidage complémentaire.

2.7.6.3 Une solution consiste à utiliser un mode de contrôle qui limite la différence entre la puissance de sortie des émetteurs à environ 1 dB (80 %), tout en permettant une baisse allant jusqu'à 3 dB (50 %) s'ils changent ensemble. Cette méthode offre une plus grande tolérance aux effets de mode commun tels que les changements d'affaiblissement en câble dus à la température et, par conséquent, augmente la continuité du service.

## **2.8 Intégrité et continuité de service — Équipement ILS au sol**

### *2.8.1 Introduction*

2.8.1.1 Les éléments ci-après ont pour but de donner des précisions sur les objectifs en matière d'intégrité et de continuité de service de l'équipement sol d'alignement de piste et d'alignement de descente ILS et de fournir des indications sur la conception technique et les caractéristiques de cet équipement. L'intégrité est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef reçoive un guidage erroné au cours de l'approche ; la continuité de service est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef soit privé de signal de guidage pendant les dernières phases de l'approche. L'intégrité et la continuité du service sont l'une et l'autre d'importants facteurs de sécurité pour la phase critique d'approche et d'atterrissage. Du point de vue opérationnel, il faut connaître l'intégrité et la continuité de service pour déterminer l'application opérationnelle qu'un ILS rendrait possible.

2.8.1.2 Il est généralement admis qu'indépendamment de l'objectif opérationnel le taux moyen d'accidents mortels causés pendant l'atterrissage par des pannes ou des défauts du système global (équipement sol, aéronef et pilote) ne devrait pas dépasser  $1 \times 10^{-7}$ . Ce critère est fréquemment appelé « facteur de risque global ».

2.8.1.3 Dans le cas de l'exploitation de catégorie I, c'est au pilote qu'il incombe, pour ainsi dire totalement, de ne pas outre passer l'objectif ci-dessus. En exploitation de catégorie III, le même objectif doit être respecté mais il doit être inhérent au système tout entier. Dans ce contexte, il est de la plus haute importance de chercher à obtenir le plus haut degré d'intégrité et de continuité de service de l'équipement au sol

2.8.1.4 À. Les spécifications d'intégrité et de continuité du service imposent d'utiliser des systèmes très fiables afin de tenir au minimum toute probabilité de défaillance susceptible d'influer sur l'une quelconque des

caractéristiques du signal électromagnétique total. Il est suggéré que les États s'efforcent d'atteindre la fiabilité nécessaire avec une marge aussi grande que le permettront les considérations techniques et économiques. La fiabilité de l'équipement est fonction des conditions fondamentales de construction et d'utilisation. Il convient, dans la construction de l'équipement, de faire appel aux techniques, matériaux et éléments les plus appropriés et la fabrication devrait faire l'objet d'un contrôle rigoureux. L'équipement devrait être utilisé dans des conditions ambiantes correspondant aux critères adoptés par les fabricants

### 2.8.2 Moyens d'obtenir et de maintenir les niveaux fixés d'intégrité et de continuité de service

2.8.2.1 Il peut y avoir manque d'intégrité si le rayonnement d'un signal dépassant les limites de tolérances spécifiées n'est pas reconnu par l'équipement de contrôle ou si les circuits de commande ne suppriment pas ce signal imparfait. Ce manque d'intégrité peut représenter un danger s'il entraîne une grave erreur.

2.8.2.2 Il est clair que les pannes cachées ne sont pas toutes également dangereuses pour chaque phase de l'approche. Par exemple, dans les phases critiques de l'approche, une panne qui entraîne de graves erreurs sur la largeur ou sur la position de l'alignement de piste et qui n'est pas détectée revêt une gravité particulière, alors que la situation ne deviendrait pas forcément dangereuse si une variation du taux de modulation ou une perte de marge d'alignement de piste ou de descente et d'identification de radiophare d'alignement de piste passait inaperçue. Quoi qu'il en soit, on s'assurera, lors de l'étude des modes de défaillances, que l'on a bien considéré le cas de toutes les anomalies qui ne peuvent être détectées à coup sûr ni par le système de pilotage automatique, ni par le pilote lui-même.

2.8.2.3 Il importe d'assurer la meilleure protection possible contre les risques de défaillances non détectées du système de contrôle et du système de commande associé. On peut réaliser cette protection grâce à une conception soignée qui ramène à une faible valeur la probabilité de ces défaillances et qui permet des opérations à sécurité intégrée conformes aux normes du Chapitre 3, § 3.1.3.11.4 et 3.1.5.7.4, et grâce à une vérification des performances du moniteur, effectuée par la maintenance à des intervalles qui sont déterminés par une analyse de la conception.

2.8.2.4 Une analyse de la conception peut servir à calculer le niveau d'intégrité du système lors d'un atterrissage donné. La formule ci-après s'applique à certains types d'ILS et constitue un exemple de la détermination de l'intégrité du système ( $I$ ) à partir du calcul de la probabilité d'émission d'un rayonnement erroné non détecté ( $P$ )

$$(1) I = 1 - P$$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \text{ lorsque } T_1 < T_2$$

2.8.2.4 Une analyse de la conception peut servir à calculer le niveau d'intégrité du système lors d'un atterrissage donné. La formule ci-après s'applique à certains types d'ILS et constitue un exemple de la détermination de l'intégrité du système ( $I$ ) à partir du calcul de la probabilité d'émission d'un rayonnement erroné non détecté ( $P$ ).

$$(1) I = 1 - P$$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \text{ lorsque } T_1 < T_2$$

où  $I$  = intégrité

$P$  = probabilité de défaillance simultanée de l'émetteur et du moniteur entraînant un rayonnement erroné non détecté

$M_1$  = moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) de l'émetteur

$M_2$  = MTBF du système de contrôle et du système de commande associé

$\frac{T_1}{\alpha_1}$  = rapport du taux de défaillances du système de contrôle et du système de commande associé entraînant l'incapacité de détecter un signal erroné au taux global de défaillances de ces systèmes  $T_1$  = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives de l'émetteur

$T_2$  = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives du système de contrôle et du système de commande associé.

Lorsque  $T_1 \geq T_2$ , la vérification du système de contrôle peut aussi être considérée comme une vérification de l'émetteur. Dans ce cas, on a donc :  $T_1 = T_2$  et la formule devient :

$$(2) P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

2.8.2.5 Étant donné qu'il est très peu probable qu'une défaillance dangereuse se produise à l'intérieur du système de contrôle ou du système de commande, pour déterminer avec un degré élevé de confiance que le niveau d'intégrité exigé est effectivement obtenu, il faudrait une évaluation dont la durée soit plusieurs fois supérieure à celle que demande la détermination de la MTBF de l'équipement. Une période aussi longue étant inacceptable, le niveau d'intégrité exigé ne peut être prédit que par une analyse de conception rigoureuse de l'équipement.

2.8.2.6 Il faut aussi envisager de protéger l'intégrité du signal électromagnétique contre les détériorations pouvant résulter d'un brouillage radioélectrique d'origine externe dans la bande de fréquences ILS ou contre un re-rayonnement des signaux ILS. Les mesures de protection contre ce re-rayonnement au moyen de zones critiques et de zones sensibles sont indiquées d'une façon générale au § 2.1.10. En ce qui concerne le brouillage radioélectrique, il peut être nécessaire de vérifier périodiquement que le niveau de brouillage ne présente pas de danger.

2.8.2.7 En général, la conception de l'équipement de contrôle repose sur le principe d'un contrôle continu des signaux électromagnétiques rayonnés à des points spécifiques à l'intérieur du volume de couverture, ce contrôle devant permettre de s'assurer qu'ils sont conformes aux normes énoncées aux § 3.1.3.11 et 3.1.5.7 du Chapitre 3. Bien que ce contrôle indique dans une certaine mesure que le signal électromagnétique partout ailleurs dans le volume de couverture se situe également dans les limites de tolérance, cette constatation est largement induite. Il est donc indispensable de procéder périodiquement à des vérifications minutieuses en vol et au sol afin d'assurer l'intégrité du signal électromagnétique dans tout le volume de couverture.

### 2.8.3 Réalisation et maintien des niveaux de continuité du service

2.8.3.1 On devrait utiliser une analyse de conception pour prévoir la MTBF et la continuité du service de l'équipement ILS. Avant l'attribution d'un niveau de continuité du service et la mise en service, il faudrait confirmer la moyenne des temps entre interruptions du service (MTBO) de l'ILS de niveau 2, 3 ou 4 au moyen d'une évaluation en milieu opérationnel, dans laquelle une interruption est définie comme un arrêt imprévu, quel qu'il soit, du signal électromagnétique. Cette évaluation tient compte de l'incidence des facteurs opérationnels : environnement de l'aéroport, conditions météorologiques défavorables, alimentation électrique disponible, qualité et fréquence des interventions de maintenance, etc. La MTBO est liée à la MTBF, mais elle ne lui est pas équivalente car certaines défaillances de l'équipement, telles que la défaillance d'un émetteur entraînant le passage immédiat à un émetteur de secours, ne se traduisent pas nécessairement par une interruption de service. Pour les niveaux 2, 3 ou 4 d'intégrité et de continuité du service, la durée d'évaluation devrait être telle qu'elle permette de déterminer le niveau exigé avec un degré élevé de confiance. La méthode d'essai séquentielle permet de démontrer que les normes de continuité sont respectées. Si on utilise cette méthode, les considérations ci-après s'appliquent :

a) le niveau minimal admissible de confiance est de 60 %. Pour atteindre ce niveau, la période d'évaluation doit être plus longue que le nombre d'heures MTBO requis indiqué dans le Tableau C-2. En général, les périodes minimales d'évaluation pour les installations nouvelles et ultérieures sont de 1 600, 3 200 et 6 400 heures de fonctionnement pour les niveaux 2, 3 et 4, respectivement. Pour évaluer l'influence saisonnière d'un environnement, il faut en général une période d'évaluation d'un an au minimum pour un nouveau type d'installation dans cet environnement. Il est peut-être possible de réduire cette période dans les cas où l'environnement d'exploitation est bien contrôlé et similaire à celui d'autres installations éprouvées. Lorsque plusieurs systèmes identiques sont exploités dans des conditions similaires, il est peut-être possible de fonder l'évaluation sur les heures de fonctionnement cumulatives de l'ensemble des systèmes, ce qui donne lieu à une période d'évaluation réduite. Lorsqu'on obtient un niveau de confiance supérieur pour un type d'installation, l'installation ultérieure du même type d'équipement dans des conditions d'exploitation et d'environnement analogues peut faire l'objet de périodes d'évaluation plus courtes.

b) pendant la période d'évaluation, il faudrait décider pour chaque panne si elle est causée par une défaillance de conception ou par une défaillance d'un composant en raison de son taux normal de défaillance. Les défaillances de conception sont, par exemple, l'utilisation de composants au-delà de leurs spécifications (surchauffe, surcharge électrique, survoltage, etc.). Ces défaillances de conception devraient être traitées de telle façon que la condition d'exploitation soit ramenée à la condition d'exploitation normale du composant ou que ce composant soit remplacé par une pièce se prêtant aux conditions d'exploitation. Si la défaillance de conception est traitée de cette façon, l'évaluation peut se poursuivre et cette panne n'est pas comptée, en supposant qu'il

y a une probabilité élevée que cette défaillance de conception ne se reproduira pas. Cela s'applique également aux pannes dues à quelque cause que ce soit que l'on peut atténuer au moyen d'une modification permanente des conditions de fonctionnement.

2.8.3.2 Le niveau de continuité de service attribué à une station donnée ne devrait pas être modifié fréquemment. Une méthode apte à évaluer le comportement d'une installation particulière consiste à faire un relevé et à calculer la MTBO moyenne sur les cinq à huit dernières défaillances de l'équipement. Cela rend la MTBO pour la continuité du service plus appropriée pour l'approche suivante que le calcul de la MTBO sur la durée de vie de l'équipement. Si la continuité de service se détériore, la désignation attribuée doit être abaissée jusqu'à ce qu'il soit possible d'améliorer les performances.

2.8.3.3 Éléments indicatifs détaillés supplémentaires. Plusieurs États ont publié des politiques et des procédures relatives à la continuité du service. Les documents suivants contiennent des indications et des renseignements supplémentaires :

2.8.3.3 *Éléments indicatifs détaillés supplémentaires*. Plusieurs États ont publié des politiques et des procédures relatives à la continuité du service. Les documents suivants contiennent des indications et des renseignements supplémentaires :

- a) *European Guidance Material on Continuity of Service Evaluation in Support of the Certification of ILS & MLS Ground Systems*, Doc 012 EUR, décembre 2002 ;
- b) *Instrument Landing System Continuity of Service Requirements and Procedures*, Order 6750.57A, Federal Aviation Administration des États-Unis

2.8.4 La configuration décrite ci-dessous est un exemple d'architecture redondante susceptible de satisfaire les objectifs d'intégrité et de continuité du service des niveaux 3 ou 4. Chaque installation d'alignement de piste et d'alignement de descente est composée de deux émetteurs en fonctionnement continu, dont l'un alimente l'antenne et l'autre — l'émetteur de secours — une charge fictive. Un système de contrôle associé à ces émetteurs remplit les fonctions ci-après :

a) confirmation du bon fonctionnement dans les limites indiquées de l'émetteur principal et de l'aérien par vote majoritaire des moniteurs redondants ;

b) confirmation du fonctionnement de l'équipement de secours.

2.8.4.1 Lorsque le système de contrôle rejette l'un des équipements, le niveau de continuité du service est abaissé, car la probabilité de cessation du rayonnement du signal par suite d'une défaillance de l'autre équipement s'accroît. Cette variation des performances doit être indiquée automatiquement à distance.

2.8.4.2 Des dispositions identiques sont prises pour contrôler le radiophare d'alignement de descente.

2.8.4.3 Pour réduire le brouillage mutuel entre l'émetteur principal et l'émetteur de secours, le niveau de rayonnement parasite de ce dernier se situe à 50 dB au minimum au-dessous du niveau de la fréquence porteuse de l'émetteur principal mesuré sur l'aérien.

2.8.4.4 Dans l'exemple ci-dessus, l'équipement serait conçu de manière que les vérifications du système de contrôle puissent être faites aux intervalles indiqués par le fabricant après analyse au stade de la conception, afin que l'on puisse s'assurer que le niveau d'intégrité est respecté. Ces vérifications, qui peuvent être manuelles ou automatiques, permettent de vérifier le bon fonctionnement du système de contrôle et notamment celui des circuits de commande et du système de commutation. La mise en œuvre d'un dispositif vérifiant automatiquement l'intégrité du moniteur présente l'avantage de ne pas interrompre le service opérationnel assuré par le radiophare d'alignement de piste ou le radiophare d'alignement de descente. Lorsque cette technique est employée, il importe de veiller à ce que la durée totale du cycle de vérification soit suffisamment courte pour ne pas dépasser la durée totale indiquée au Chapitre 3, § 3.1.3.11.3 ou 3.1.5.7.3.

2.8.4.5 Pour éviter les interruptions du fonctionnement de l'installation dues à des pannes de la source d'alimentation principale, il faut prévoir des sources d'alimentation de secours telles que des accumulateurs ou des groupes générateurs à fonctionnement continu. Dans ces conditions, l'installation devrait pouvoir continuer à fonctionner pendant la période où un aéronef peut se trouver aux phases critiques de l'approche. La source d'alimentation de secours devrait donc avoir une capacité suffisante pour maintenir l'installation en service pendant au moins deux minutes.

2.8.4.6 Toute défaillance des éléments critiques du système et notamment de la source d'alimentation principale doit déclencher un signal d'avertissement aux points de commande désignés.

2.8.4.7 Afin de réduire la fréquence des défaillances d'un équipement qui fonctionne dans des conditions proches des limites de tolérance, il est utile de concevoir le système de contrôle de manière à déclencher une « pré-alarme » au point de commande désigné lorsque les paramètres contrôlés atteignent une limite égale à une valeur de l'ordre de 75 % de la limite d'alarme par le moniteur.

2.8.4.8 Un dispositif analogue à celui qui est décrit au § 2.8.4, mais sans émetteur redondant<sup>4</sup> devrait normalement assurer une continuité du service de niveau 2.

2.8.4.9 La configuration décrite ci-dessous est un exemple de redondance qui convient aux vols de catégorie III. Le radiophare d'alignement de piste est composé de deux émetteurs en fonctionnement continu, dont l'un est relié à une charge d'antenne. Un dispositif de contrôle est associé à ces émetteurs et remplit les fonctions suivantes :

a) contrôle de fonctionnement dans les limites spécifiées de l'émetteur principal et du système d'antennes principal, au moyen d'un « vote majoritaire » des dispositifs de contrôle qui assurent la redondance ;

b) contrôle de l'équipement de secours.

2.8.4.9.1 Lorsque le dispositif de contrôle rejette l'un des équipements, l'installation cesse d'appartenir à la catégorie III parce que la probabilité d'une interruption du signal à la suite d'une défaillance du reste de l'équipement devient trop élevée. Ce passage à une catégorie inférieure est automatiquement indiqué aux autres emplacements.

2.8.4.9.2 Un dispositif de contrôle identique est utilisé pour le radiophare d'alignement de descente.

2.8.4.9.3 Pour réduire le brouillage mutuel entre l'émetteur principal et l'émetteur de secours, le niveau de rayonnement parasite de ce dernier devra se situer à 50 dB au moins au-dessous du niveau de la fréquence porteuse de l'émetteur principal mesuré au système d'antenne.

2.8.4.10 Il importe d'assurer la plus forte protection possible contre les conséquences de tout défaut de fonctionnement non détecté du dispositif de contrôle. Cette protection devrait être assurée par une conception propre à réduire à un niveau faible la probabilité de telles défaillances, et grâce à l'exécution de vérifications des performances du dispositif de contrôle à des intervalles déterminés d'après l'analyse de leur conception.

2.8.4.11. La fiabilité de l'équipement est fonction des conditions fondamentales de construction et d'utilisation. Il convient, dans la construction de l'équipement, de faire appel aux techniques, matériaux et éléments de construction les plus appropriés et la fabrication devrait faire l'objet d'un contrôle rigoureux. L'équipement devrait être utilisé dans des conditions ambiantes correspondant aux critères adoptés par les fabricants. Il est prévu de déterminer par évaluation la fiabilité de l'équipement avant sa mise en service dans les conditions d'exploitation des catégories II et III. Les fabricants devraient être invités à fournir une analyse détaillée indiquant les performances prévues de l'équipement.

2.8.5 Les éléments indicatifs sur les moniteurs d'alignement de piste en champ lointain figurent ci-dessous.

2.8.5.1 Le moniteur en champ lointain est destiné à contrôler l'alignement du faisceau, mais il peut servir également à vérifier la sensibilité de l'alignement de piste. Un moniteur en champ lointain fonctionne indépendamment du moniteur incorporé et du moniteur en champ proche. Son rôle principal est d'assurer une protection contre les risques de réglage erroné de l'alignement de piste ou contre des défauts éventuels du moniteur en champ proche ou du moniteur incorporé. En outre, le système de contrôle en champ lointain renforce l'aptitude du système de contrôle combiné à réagir aux effets d'une modification matérielle des éléments rayonnants ou des variations des caractéristiques de réflexion du sol. D'autre part, les effets des multitrajets et les perturbations dans la zone de piste qui échappent au moniteur en champ proche et au moniteur incorporé, et certains cas de brouillage radio, peuvent être en grande partie contrôlés à l'aide d'un système de contrôle en champ lointain installé autour d'un ou plusieurs récepteurs appropriés disposés sous la trajectoire d'approche.

2.8.5.2 Le moniteur en champ lointain est généralement jugé indispensable pour l'exploitation de catégorie III alors que, pour l'exploitation de catégorie II, il est généralement jugé souhaitable. Dans le cas des installations de catégorie I, aussi, un moniteur en champ lointain a été reconnu utile comme complément du système de contrôle classique.

2.8.5.3 Le signal capté par le moniteur en champ lointain subira de brefs effets de brouillage causés par les mouvements d'aéronefs sur la piste ou à proximité de celle-ci et l'expérience a montré qu'il n'est pas pratique d'utiliser le moniteur en champ lointain comme moniteur actif. Lorsqu'il est utilisé comme moniteur passif, il faut adopter des moyens pour réduire au minimum ces effets temporaires de brouillage et réduire l'apparition d'indications de détérioration nuisible ; le § 2.8.5.4 présente certaines méthodes à cet effet. La réaction du

moniteur en champ lointain aux effets de brouillage offre la possibilité d'alerter le contrôle de la circulation aérienne lorsque le signal d'alignement de piste est provisoirement perturbé. Toutefois, l'expérience montre que les perturbations causées par les mouvements d'aéronefs peuvent se produire le long de la piste, notamment dans la zone de toucher des roues, et ne sont pas toujours décelées par le moniteur en champ lointain. Il ne faut donc pas admettre a priori que le moniteur en champ lointain peut assurer une surveillance totale des mouvements d'aéronefs sur la piste.

2.8.5.3.1 Le moniteur en champ lointain peut également être utilisé de la manière suivante :

a) on peut l'utiliser dans le cadre de la maintenance, à la place d'un récepteur portatif en champ lointain, pour vérifier le réglage de l'alignement de piste et/ou sa sensibilité d'écart ;

b) on peut s'en servir pour obtenir un enregistrement continu des performances du signal ILS en champ lointain, qui indique la qualité du signal émis et l'ampleur des perturbations du signal.

2.8.5.4 Les méthodes ci-après peuvent être utilisées pour réduire l'apparition d'indications de détérioration nuisible :

a) incorporation d'un retard systématique réglable de 30 à 240 s ;

b) application d'une technique de validation garantissant que seules les indications non influencées par les perturbations transitoires sont transmises au système de commande ;

c) emploi de filtres passe-bas.

2.8.5.5 Un moniteur en champ lointain comprend ordinairement une antenne, un récepteur VHF et des unités de contrôle associées, qui fournissent des indications sur la DDM, la somme de modulation, et le niveau du signal radiofréquence. L'antenne de réception est généralement du type directif qui limite le brouillage, et elle devrait se trouver à la hauteur maximale compatible avec les limites de franchissement d'obstacles. Pour le contrôle de l'alignement de piste, l'antenne est généralement située dans le prolongement de l'axe de la piste. Lorsqu'on veut également contrôler la sensibilité d'écart, un récepteur et un moniteur supplémentaires sont installés de manière que l'antenne soit convenablement placée sur le côté du prolongement de l'axe de la piste. Certains systèmes utilisent plusieurs antennes séparées dans l'espace.

## **2.9 Sensibilités de déviation des radioalignements de piste et de descente**

2.9.1 Bien que certaines sensibilités d'alignement et de déviation des radioalignements de piste et de descente soient spécifiées en fonction du point de repère ILS, ceci ne veut pas dire que la mesure de ces paramètres doit être effectuée en ce point.

2.9.2 Les limites du dispositif de contrôle du radioalignement de piste et les limites de réglage et d'entretien indiquées au Chapitre 3, § 3.1.3.7 et 3.1.3.11, sont exprimées en pourcentage des sensibilités de déviation. Ce concept, qui remplace les dispositions des éditions antérieures relatives à l'ouverture angulaire, a été introduit parce que le fonctionnement des systèmes de guidage des aéronefs est directement lié à la sensibilité de déviation. On remarquera que l'ouverture angulaire est inversement proportionnelle à la sensibilité de déviation.

## **2.10 Implantation des radiobornes ILS**

2.10.1 Compte tenu du brouillage entre les radiobornes intérieure et intermédiaire, et de l'intervalle de temps minimal entre les indications lumineuses des radiobornes intérieure et intermédiaire, acceptable sur le plan d'exploitation, la hauteur maximale ainsi indiquée par la radioborne intérieure sera limitée sur le radioalignement de descente ILS à 37 m (120 ft) au-dessus du seuil pour les radiobornes implantées conformément aux tolérances actuelles du RAM 15. Une étude de chaque emplacement permettra de déterminer la hauteur maximale qui peut être indiquée par les radiobornes, en notant que pour un récepteur de bord typique de radioborne un intervalle de l'ordre de 3 s entre les indications lumineuses des radiobornes intermédiaire et intérieure, pour un avion se déplaçant à une vitesse de 140 kt, constitue l'intervalle minimal acceptable sur le plan de l'exploitation.

2.10.2 Dans le cas des installations ILS desservant des pistes parallèles très rapprochées (espacées, par exemple, de 500 m [1 650 ft]), il est nécessaire de prendre des dispositions spéciales pour assurer l'utilisation satisfaisante des radiobornes. Certains États ont jugé commode d'employer une radioborne extérieure commune aux deux installations ILS. Cependant, des dispositions spéciales, notamment des diagrammes de rayonnement modifiés, sont nécessaires dans le cas des radiobornes intermédiaires si l'on veut éviter le brouillage mutuel, notamment dans les cas où les seuils sont déplacés longitudinalement les uns par rapport aux autres.

## **2.11 Utilisation du DME et/ou d'autre aides radio à la navigation normalisée en remplacement de radiobornes ILS**

2.11.1 Lorsque le DME est utilisé en remplacement de radiobornes ILS, le DME devrait être implanté sur l'aéroport de manière que l'indication de distance nulle corresponde à un point à proximité de la piste. Si le DME associé avec un ILS est à « zéro décalé », l'installation doit être exclue des solutions RNAV.

2.11.1.1 Afin de réduire l'erreur de triangulation, le DME devrait être implanté de manière que l'angle entre la trajectoire d'approche et la direction du DME aux points où l'indication de distance est nécessaire reste faible, (c'est-à-dire inférieur à 20°).

2.11.1.2 L'utilisation du DME en remplacement de la radioborne intermédiaire suppose que la précision du dispositif DME est d'au moins 0,37 km (0,2 NM), et que le pouvoir de résolution de l'indication de l'équipement de bord permet d'atteindre cette précision.

2.11.1.3 Il n'est pas expressément nécessaire que la fréquence du DME soit appariée à celle du radioalignement de piste lorsque le dispositif est utilisé en remplacement de la radioborne extérieure, mais l'appariement de fréquences est préférable chaque fois que le DME est utilisé en association avec l'ILS afin de simplifier la tâche du pilote et de permettre aux aéronefs équipés de deux récepteurs ILS d'utiliser les deux récepteurs sur le canal ILS.

2.11.1.4 Lorsque la fréquence du DME est appariée à celle du radioalignement de piste, l'identification du transpondeur DME devrait être obtenue au moyen du signal « associé » émis par le radioalignement de piste dont la fréquence est appariée.

2.11.2 À certains endroits où le nombre d'aéronefs équipés DME est faible, ou si le DME est hors service, d'autres moyens pour fournir les repères indiqués dans les Procédures pour les services de navigation aérienne — Exploitation technique des aéronefs (PANS-OPS) (Doc 8168), comme le NDB, le VOR ou le GNSS seront utilisés.

## **2.12 Utilisation de moyens de guidage complémentaires en association avec l'ILS**

2.12.1 Les avions qui commencent une approche ILS peuvent être aidés par des indications de guidage fournies par d'autres installations à référence au sol telles que le VOR ou le radar de surveillance ou, lorsque ces installations ne peuvent être mises en œuvre, par une radiobalise LF/MF.

2.12.2 Lorsque la transition ne peut être assurée par les installations existantes en route ou dans la région terminale, un VOR convenablement implanté assurera une transition efficace vers l'ILS. À cette fin, le VOR peut être implanté sur l'alignement de piste ou en un point situé à une certaine distance de l'alignement de piste, sous réserve qu'une radiale coupe le radioalignement de piste sous un angle qui permettra des transitions régulières en cas d'autocouplage. Il faudra tenir compte de la distance entre l'emplacement du VOR et le point d'intersection désiré lorsqu'on déterminera la précision de l'interception et l'espace aérien disponible pour prévoir les erreurs d'alignement.

2.12.3 Lorsqu'il est pratiquement impossible de disposer d'un VOR convenablement implanté, la transition vers l'ILS peut être facilitée par une radiobalise LF/MF ou par un radiophare non directionnel (NDB). Pour assurer la transition optimale, cette installation devrait être implantée sur l'alignement de piste, à une distance convenable du seuil.

## **2.13 Emploi d'installation ILS de catégorie de performances I pour les approches et les atterrissages automatiques dans des conditions de visibilité permettant un contrôle visuel de la manœuvre par le pilote**

2.13.1 L'utilisation d'installations ILS de catégorie de performances I de qualité satisfaisante peut être combinée à celle de systèmes de commandes de vol d'un modèle ne reposant pas uniquement sur les informations de guidage fournies par les capteurs ILS, pour les approches et les atterrissages automatiques dans des conditions de visibilité permettant un contrôle visuel de la manœuvre par le pilote.

2.13.2 Afin d'aider les exploitants d'aéronefs à effectuer une première estimation de la valeur des installations ILS pour de telles manœuvres, les États fournisseurs sont encouragés à publier :

a) les différences à tous égards par rapport au Chapitre 3, § 3.1 ;

b) le degré de conformité aux dispositions du Chapitre 3, § 3.1.3.4 et 3.1.5.4, concernant la structure du faisceau de l'alignement de descente ;

c) la hauteur du point de repère ILS au-dessus du seuil.

2.13.3 Afin d'éviter un brouillage de nature à empêcher l'exécution d'une approche et d'un atterrissage automatiques, il est nécessaire de prendre des dispositions sur place pour protéger dans la mesure du possible les zones critiques et sensibles de l'ILS.

## 2.14 Classification de l'ILS — Méthode supplémentaire de description de l'ILS destinée à faciliter son utilisation opérationnelle

2.14.1 Le système de classification présenté ci-dessous, utilisé conjointement avec les différentes catégories de performances d'installation actuellement en vigueur, permet de disposer d'une méthode plus complète pour la description d'une installation ILS.

2.14.2 La classification des radiophares d'alignement de piste des installations ILS s'établit à l'aide des trois caractères suivants :

a) I, II ou III : indique la conformité à la catégorie de performances dont il est question dans le Chapitre 3, § 3.1.3 ;

b) A, B, C, T, D ou E : désigne le point de l'ILS jusqu'auquel la structure de l'alignement de piste est conforme à la structure indiquée au § 3.1.3.4.2 du Chapitre 3, à l'exception de la lettre T, qui désigne le seuil de la piste. Les points sont définis au Chapitre 3, § 3.1.1 ;

c) 1, 2, 3 ou 4 : indique les niveau d'intégrité et de continuité de service, du radiophare d'alignement de piste. Les niveaux sont définis dans le Chapitre 3, § 3.1.3.12, et résumés dans le Tableau C-4.

2.14.3 La classification des radiophares d'alignement de descente des installations ILS s'établit à l'aide des trois caractères suivants :

a) I, II ou III : indique la conformité à la catégorie de performances dont il est question dans le Chapitre 3, § 3.1.3 et 3.1.5 ;

b) A, B, C ou T : désigne le point de l'ILS jusqu'auquel la structure de l'alignement de descente est conforme à la structure indiquée au Chapitre 3, § 3.1.5.4.2, à l'exception de la lettre T, qui désigne le seuil de la piste. Les points sont définis au Chapitre 3, § 3.1.1 ;

c) 1, 2, 3 ou 4 : indique le niveau d'intégrité et de continuité de service du radiophare d'alignement de descente. Les niveaux sont définis dans le Chapitre 3, § 3.1.5.8, et résumés dans le Tableau C-4.

### 2.14.4 Exemples

2.14.4.1 À titre d'exemple, on désignerait par II/D/3 la classe du radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances II conforme aux critères de structure de radioalignement de piste correspondant au radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances III jusqu'au point D de l'ILS et aux objectifs du niveau 3 d'intégrité et de continuité du service.

2.14.4.2 À titre d'exemple, on désignerait par I/T/3 la classe du radiophare d'alignement de descente d'une installation de catégorie de performances I conforme aux critères de structure de radioalignement de descente correspondant au radiophare d'alignement de descente d'une installation de catégorie de performances III jusqu'au point T de l'ILS et aux objectifs du niveau 3 d'intégrité et de continuité du service.

Tableau C-2. Intégrité et continuité de service — Objectifs

Niveau	Radioalignement de piste ou radioalignement de descente		
	Intégrité	Continuité du service	MTBO (heures)
1	Non démontrée ou inférieure à ce qui est exigé pour le niveau 2		
2	1 – 10 <sup>-7</sup> pendant un atterrissage quelconque	1 – 4 × 10 <sup>-6</sup> dans toute période de 15 s	1 000
3	1 – 0,5 × 10 <sup>-9</sup> pendant un atterrissage quelconque	1 – 2 × 10 <sup>-6</sup> dans toute période de 15 s	2 000
4	1 – 0,5 × 10 <sup>-9</sup> pendant un atterrissage quelconque	1 – 2 × 10 <sup>-6</sup> dans toute période de 30 s (rad. piste) ou de 15 s (rad. desc.)	4 000 (rad. piste) 2 000 (rad. desc.)

2.14.5 Les classes ILS ne s'appliquent qu'aux installations au sol. Pour étudier les catégories opérationnelles, il faut aussi prendre en compte des facteurs additionnels tels que les aptitudes de l'exploitant, la protection des zones critiques et des zones sensibles, les critères relatifs aux procédures et les aides auxiliaires (transmissomètres, feux, etc.).

## 2.15 Modulation de fréquence et de phase de la porteuse ILS

2.15.1 Outre la modulation MA 90 Hz et 150 Hz désirée des porteuses radioélectriques ILS, une modulation de fréquence (MF) et/ou de phase (MP) non désirée peut exister. Cette modulation non désirée peut causer des erreurs de centrage dans les récepteurs ILS du fait de la détection de pente par ondulation dans la bande passante du filtre de la fréquence intermédiaire (FI).

2.15.2 Pour que cela se produise, la fréquence de la porteuse radioélectrique transposée doit tomber sur une fréquence FI où la bande passante a une pente élevée. La pente convertit les changements de fréquence 90 Hz et 150 Hz non désirés en MA des mêmes fréquences. De même, toute différence dans l'excursion MF entre les composants 90 Hz et 150 Hz non désirés est convertie en DDM, qui produit alors un décalage dans le récepteur. Ce mécanisme est identique pour la MP comme pour la MF, étant donné que la MP produit un changement de fréquence égal au changement de phase (radians) multiplié par la fréquence de modulation.

2.15.3 L'effet de la MF et/ou MP non désirée est additionné par addition vectorielle à la MA désirée. La MF détectée est soit en phase soit en opposition de phase avec la MA, selon que la pente de la bande passante à la FI de la porteuse est positive ou négative. La MP détectée est en quadrature avec la MA, et peut aussi être positive ou négative selon la pente de la bande passante.

2.15.4 La MF et/ou la MP non désirée provenant de fréquences autres que 90 Hz et 150 Hz, mais passant par les filtres de tonalité de 90 Hz et 150 Hz du récepteur, peut également causer des changements de la modulation MA 90 Hz et 150 Hz désirée de la porteuse radioélectrique ILS, se traduisant par une erreur de décalage DDM dans le récepteur. Il est donc essentiel que lorsque l'on mesure les niveaux de la MF et de la MP non désirées, on utilise des filtres de bande passante d'audiofréquence dont la bande passante est au moins aussi large que celle des filtres de tonalité des récepteurs ILS. Ces filtres sont en général insérés dans un équipement commercial d'essai de comptage de la modulation entre les circuits de démodulation et de comptage, pour faire en sorte que seuls les composants spectraux intéressant les applications ILS soient mesurés. Pour normaliser ces mesures, les caractéristiques du filtre recommandées sont indiquées ci-dessous :

Fréquence (Hz)	Atténuation du filtre de la bande passante 90 Hz, dB	Atténuation du filtre de la bande passante 150 Hz, dB
≤45	-10	-16
85	-0,5	(pas de spécification)
90	0	-14
95	-0,5	(pas de spécification)
142	(pas de spécification)	-0,5
150	-14	0
158	(pas de spécification)	-0,5
≥300	-16	-10

2.15.5 Les limites maximales préférées, indiquées ci-dessous, sont tirées des limites d'erreur de centrage du récepteur ILS spécifiées dans les documents EUROCAE ED-46B et ED-47B, basées sur la plus mauvaise corrélation observée jusqu'à présent entre les niveaux de modulation non désirée et les erreurs de centrage.

Type d'installation	Excursion de crête 90 Hz, MF Hz/MP radians (Note 1)	Excursion de crête 150 Hz, MF Hz/MP radians (Note 2)	Différence d'excursion, Hz (Note 3)
Radiophare d'alignement de piste, Cat I	135/1,5	135/0,9	45
Radiophare d'alignement de piste, Cat II	60/0,66	60/0,4	20
Radiophare d'alignement de piste, Cat III	45/0,5	45/0,3	15
Alignement de descente, Cat I	150/1,66	150/1,0	50
Alignement de descente, Cat II ou III	90/1,0	90/0,6	30

1. — Cette colonne s'applique à l'excursion de fréquence maximale ou à l'excursion de crête de la phase mesurée au moyen du filtre de tonalité de 90 Hz spécifié au § 2.15.4.

2. — Cette colonne s'applique à l'excursion de fréquence maximale ou à l'excursion de crête de la phase mesurée au moyen du filtre de tonalité de 150 Hz spécifié au § 2.15.4.

3. — Cette colonne s'applique à la différence dans l'excursion de fréquence maximale entre les mesures séparées de la MF 90 Hz non désirée (ou MP équivalente) et de la MF 150 Hz non désirée (ou MP équivalente) que l'on obtient au moyen des filtres spécifiés au tableau du § 2.15.4. On calcule l'excursion équivalente pour les valeurs MP mesurées de 90 Hz et de 150 Hz en multipliant chaque mesure de la MP de crête en radians par sa fréquence de modulation correspondante en Hz.

### 3. Indications relatives au VOR/DVOR

#### 3.1 Éléments indicatifs sur la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e) et la couverture des installations VOR/DVOR

— À moins d'indications contraires, tous les éléments indicatifs ci-dessous s'appliquent aux signaux VOR et DVOR.

3.1.1 L'intensité de champ spécifiée au Chapitre 3, § 3.3.4.2, est fondée sur les facteurs suivants :

Sensibilité du récepteur de bord	-117 dBW
Perte dans la ligne de transmission, perte par désaccord, variation du diagramme polaire de l'antenne par rapport à une antenne isotrope	+7 dB
Puissance requise à l'antenne	-110 dBW

La puissance requise de -110 dBW est réalisée à 118 MHz avec une densité de puissance de -107 dBW/m<sup>2</sup>. Cette intensité équivaut à 90 µV/m, c'est-à-dire à +39 dB par rapport à 1 µV/m.

— La densité de puissance, dans le cas d'une antenne isotrope, peut être calculée de la manière suivante :

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

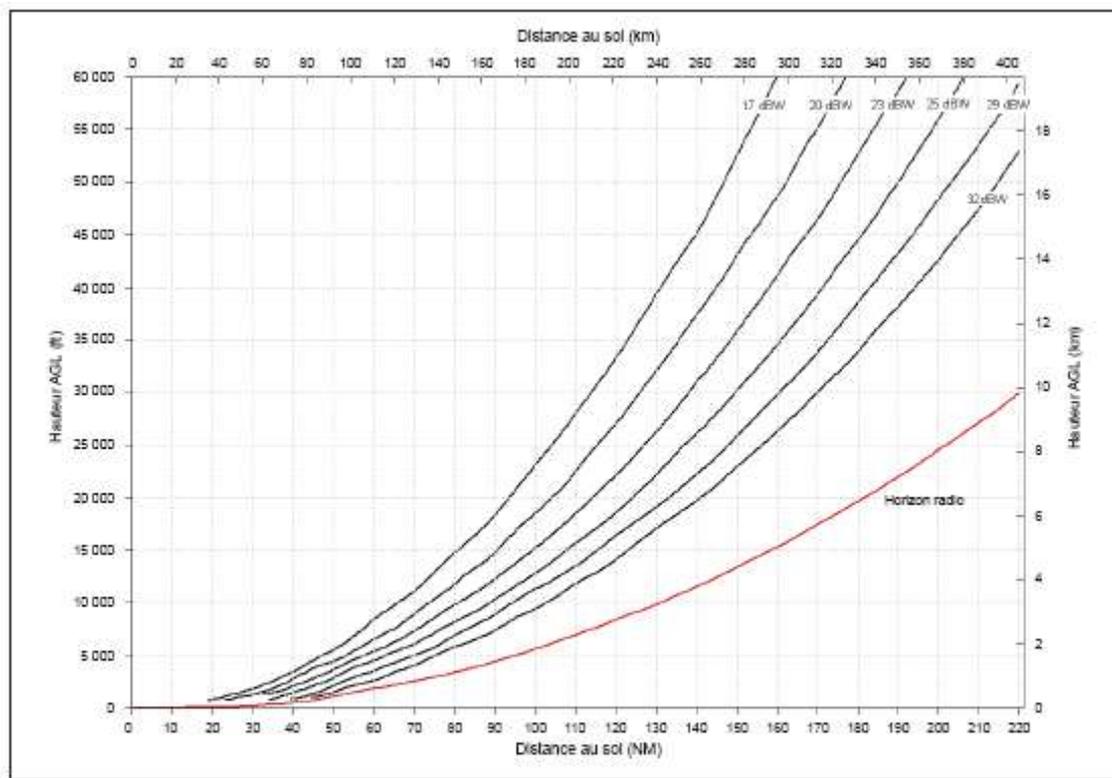
où

$P_d$  = densité de puissance, en dBW/m<sup>2</sup>

$P_a$  = puissance au point de réception, en dBW

$\lambda$  = longueur d'onde, en mètres.

3.1.2 La Figure C-13 donne la p.i.r.e nécessaire pour réaliser une intensité de champ de 90 µV/m (-107 dBW/m<sup>2</sup>). L'intensité de champ est directement proportionnelle au diagramme de rayonnement en site de l'antenne. Les diagrammes de rayonnement réels des antennes dépendent de plusieurs facteurs tels que la hauteur du centre de phase de l'antenne au-dessus du niveau du sol (AGL), de la rugosité du sol, de la forme du relief et de la conductivité du sol ainsi que du contrepoids. Cependant, une valeur prudente est fournie pour tenir compte de la p.i.r.e. la plus faible dans les espaces entre les lobes du diagramme réel de l'antenne de site. Lorsque des données système plus précises sont disponibles, une estimation plus précise de la distance est admissible. Le Doc 9718 (*Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique — Énoncés de politique approuvés de l'OACI*) donne d'autres indications à ce sujet.



**Figure C-13. P.i.r.e nécessaire pour obtenir une intensité de champ de 90 microvolts par mètre ( $-107 \text{ dBW/m}^2$ ) en fonction de la hauteur au-dessus du VOR/DVOR et de la distance par rapport au VOR/DVOR**

1. — Les courbes sont basées sur le modèle de propagation IF-77 avec un rayon terrestre de 4/3 confirmé par des mesures.

2. — Dans les indications fournies, la hauteur du contrepois du VOR/DVOR au-dessus du niveau du sol (AGL) qui définit le diagramme d'antenne est théoriquement établie à 3 m (10 ft) AGL au-dessus d'un terrain plat. L'effet d'écran du terrain réduira la distance qui peut être obtenue.

3. — La puissance émise nécessaire à la réalisation de la p.i.r.e indiquée dépend du gain de l'antenne émettrice et des pertes dans le câble. Par exemple, une p.i.r.e. de 25 dBW peut être obtenue par un VOR avec une puissance de sortie de 100 W, une perte dans le câble de 1 dB et un gain d'antenne de 6 dBi.

### 3.2 Indications relatives à l'implantation du VOR

3.2.1 Le VOR est sensible aux perturbations provoquées par les multitrajets dus au terrain environnant, aux bâtiments, aux arbres et aux lignes électriques. Il faut donc en tenir compte lors du choix de l'emplacement d'une nouvelle installation ou de l'examen de l'acceptabilité des projets de construction au voisinage d'emplacements existants. Le VOR Doppler résiste mieux aux perturbations par multitrajets que le VOR classique et peut être utilisé pour obtenir des performances acceptables dans les emplacements où les multitrajets sont plus nombreux.

— Le document ED-52 (Amendement no 1 compris) de l'Eurocae, la directive 6820.10 de la Federal Aviation Administration des États-Unis et le Doc EUR 015 (première édition) de l'OACI donnent des éléments indicatifs sur l'implantation du VOR.

3.2.2 L'incidence des parcs éoliens sur les VOR représente un problème croissant dans de nombreux États en raison de l'intérêt de plus en plus grand porté aux sources d'énergie de remplacement. Cette incidence est difficile à évaluer pour plusieurs raisons, notamment :

a) l'effet cumulatif d'un groupe d'éoliennes peut être inacceptable même si l'effet de chaque éolienne peut être acceptable isolément ;

b) les erreurs les plus défavorables peuvent se produire lorsque les pales des hélices sont au repos (en raison de vitesses trop fortes ou trop faibles du vent). L'erreur réelle est fonction de l'orientation de l'éolienne et de la position des pales lorsqu'elles sont au repos ;

c) il est probable que les erreurs les plus importantes se produiront à la limite de la couverture et à de faibles angles de site ;

d) en raison des facteurs indiqués ci-dessus, il est peu probable que les erreurs les plus défavorables puissent être confirmées par une inspection en vol.

3.2.3 Les simulations par ordinateur peuvent être utilisées pour évaluer l'effet des parcs éoliens sur les VOR en utilisant les hypothèses les plus défavorables indiquées ci-dessus.

### 3.3 [Réservé]

### 3.4 Critères d'espacement géographique des installations VOR

3.4.1 En utilisant les valeurs données dans le Tableau C-3, il convient de noter qu'elles procèdent des formules adoptées pour des altitudes données. En appliquant ces valeurs, les réunions régionales n'accorderaient une protection que jusqu'à l'altitude et à la distance exigées par l'exploitation et, par application des formules, des critères peuvent être calculés pour une distance ou une altitude quelconque.

Tableau C-3. Valeurs d'espacement géographique entre installations fonctionnant sur canal commun

Altitude m (ft)	S dB/km (NM)	Installations VOR ayant la même puissance apparente rayonnée		Installations VOR dont la puissance apparente rayonnée accuse un écart de 6 dB				Installations VOR dont la puissance apparente rayonnée diffère de 12 dB			
		Espacement géographique minimal entre installations		Espacement géographique minimal entre installations				Espacement géographique minimal entre installations			
		$2D_1 + \frac{20}{S}$ si $D_1 > D_2$ ou $2D_2 + \frac{20}{S}$ si $D_2 > D_1$		$2D_1 + \frac{20-K}{S}$ si $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ ou $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ si $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				$2D_1 + \frac{20-K}{S}$ si $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ ou $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ 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)

Note.— S, K et le signe de K sont définis au § 3.4.5.

3.4.2 Les valeurs données sont calculées en admettant que la réjection effective du canal adjacent par le récepteur de bord est telle que l'atténuation est supérieure à 60 dB pour le canal assignable suivant.

3.4.3 Les valeurs données sont calculées en admettant que la protection contre le brouillage du signal utile par le signal nuisible est de 20 dB, chiffre qui correspond à une erreur de relèvement due au signal nuisible de moins de 1°.

3.4.4 Il est reconnu qu'en cas d'exploitation sur canaux adjacents il existe un espace réduit au voisinage d'une installation VOR à l'intérieur duquel un récepteur de bord utilisant une autre installation VOR peut subir un brouillage. Toutefois, la largeur de cet espace est si faible que la durée du brouillage serait négligeable et, en tout état de cause, il est probable que l'aéronef passerait d'une installation à l'autre.

3.4.5 Les formules adoptées pour calculer les espacements géographiques sont les suivantes :

A — Espacement géographique minimal (canal commun) :

$$2 D_1 + \frac{20-K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$$

$$\text{ou } 2 D_2 + \frac{20+K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$$

B — *Espacement géographique (canaux adjacents) :*

*coïmplantation*

$$< \frac{40-K}{S}$$

*emplacements différents*

$$> 2D_1 - \frac{40+K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$$

$$\text{ou } 2D_2 - \frac{40-K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$$

C — *Espacement géographique (canaux adjacents)(récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux dans un environnement où l'espacement est de 50 kHz entre canaux)*

Si l'on utilise des récepteurs dont la réjection effective globale du canal adjacent ne dépasse pas 26 dB (c'est le cas d'un récepteur conçu pour un espacement de 100 kHz utilisé en présence d'équipement fonctionnant avec un espacement de 50 kHz), il convient de remplacer par des formules pour canaux adjacents ci-dessus, le chiffre 40 par le chiffre 6. Dans ce cas, il ne faut pas employer la formule de coïmplantation, étant donné que la protection risque d'être marginale.

Ceci conduit à la formule suivante :

$$> 2D_1 + \frac{6+K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$$

$$\text{ou } 2D_2 - \frac{6-K}{S} \text{ km}$$

$$\text{lorsque } D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$$

Dans les formules ci-dessus :

$D_1$  et  $D_2$  = distances de service exigées des deux installations (km)

$K$  = rapport de la puissance apparente rayonnée de l'installation de portée  $D_1$  à la puissance apparente rayonnée de l'installation de portée  $D_2$

— Si la puissance apparente rayonnée correspondant à D2 est la plus élevée, K aura une valeur négative.

S = pente de la courbe représentant le rapport de l'intensité du signal à la distance, pour une altitude constante (dB/km).

3.4.6 Les valeurs données dans le Tableau C-3 sont fondées sur l'existence d'un environnement où les récepteurs embarqués peuvent fonctionner correctement.

3.4.6.1 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 50 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

- a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;
- b) un signal parasite dépasse de 34 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;
- c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz ;
- d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

3.4.6.2 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

- a) le signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;
- b) un signal parasite dépasse de 7 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 50 kHz ;
- c) un signal parasite dépasse de 46 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 100 kHz
- d) un signal parasite dépasse de 50 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 150 kHz.

3.4.7 L'emploi des valeurs données au § 3.4.6 ou d'autres valeurs convenant à des distances et des altitudes utiles différentes suppose que l'on admet les hypothèses fondamentales sur lesquelles repose cette méthode approximative de calcul des espacements ; l'application de ces valeurs ne sera correcte que dans les limites fixées par ces hypothèses. Ces dernières admettent notamment que le taux de variation de l'intensité du signal avec la distance (facteur S), aux différentes altitudes de réception, s'applique seulement au-dessus de l'horizon radio, pour des angles de site au VOR pouvant atteindre environ 5°. Si une détermination plus précise des distances d'espacement est nécessaire dans les régions où il y a encombrement de fréquences, ces distances peuvent être calculées pour chaque installation d'après les courbes de propagation appropriées.

3.4.8 Le déploiement d'un espacement de 50 kHz entre canaux exige l'observation des dispositions des § 3.3.2.2 et 3.3.5.7 du Chapitre 3, ainsi que du RAM 15 Partie 5, Chapitre 4, § 4.2.4. Lorsque, pendant la période initiale de conversion d'un espacement de 100 kHz entre canaux à un espacement de 50 kHz, il est indispensable, par suite de circonstances particulières, de tenir compte des installations VOR voisines qui ne sont pas conformes aux dispositions des § 3.3.2.2 et 3.3.5.7 du Chapitre 3 et du RAM 15 Partie 5, Chapitre 4, § 4.2.4, il faudra adopter un espacement géographique plus grand entre ces installations et les nouvelles installations utilisant un espacement de 50 kHz entre canaux afin d'assurer que l'erreur de relèvement due au signal parasite soit inférieure à 1°. Si l'on admet que les niveaux d'harmoniques de la composante à 9 960 Hz de la bande latérale du signal émis par ces installations ne dépassent pas les valeurs suivantes :

9 960 Hz :	0 dB (niveau de référence)
2 <sup>e</sup> harmonique :	-20 dB
3 <sup>e</sup> harmonique :	-30 dB
à partir du 4 <sup>e</sup> harmonique :	-40 dB

les formules d'espacement du § 3.4.5 ci-dessus devraient être appliquées comme suit :

- a) lorsqu'il suffit d'assurer la protection de récepteurs conçus pour un espacement de 50 kHz entre canaux, la valeur de 40 devrait être remplacée par la valeur 20 dans la formule de l'alinéa B — emplacements différents ;
- b) lorsqu'il est nécessaire d'assurer la protection de récepteurs conçus pour un espacement de 100 kHz entre canaux, la formule de l'alinéa A — canal commun, doit être appliquée dans la gamme d'altitudes pour laquelle cette protection est requise.

3.4.9 Lorsqu'il est prévu d'associer des installations DME/N et VOR, comme il est indiqué au Chapitre 3, § 3.5.3.3.5, et lorsque ces installations ont le même volume utile, les distances d'espacement géographique des installations sur canaux adjacents ainsi que sur canal commun requise pour le DME sont respectées de façon satisfaisante si l'on applique la distance d'espacement des installations VOR, calculée d'après les indications de cette section, à condition que la distance entre le VOR et le DME ne soit pas supérieure à 600 m (2 000 ft). Un risque de brouillage peut également exister lors de la mise en œuvre de canaux Y du DME, car le brouillage entre deux stations au sol DME espacées de 63 MHz pourrait se produire si la transmission et la réception s'effectuent sur la même fréquence. (Par exemple, des émissions provenant du canal 17 Y pourraient brouiller la réception sur les canaux 80 X et 80 Y.) Afin de prévenir toute désensibilisation du récepteur au sol en raison de ce brouillage, il est nécessaire de prévoir un espacement minimal de 18,5 km (10 NM) entre deux installations.

### 3.5 Critères d'espacement géographique entre installations VOR et ILS

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 4, contient des éléments indicatifs sur les critères de séparation géographique des installations VOR/ILS*

3.5.1 En utilisant les valeurs des § 3.5.3.1 et de 3.5.3.2, ne pas oublier qu'elles reposent sur les hypothèses suivantes :

- a) les caractéristiques du récepteur d'alignement de piste sont celles indiquées au § 2.6.2, et les caractéristiques du récepteur VOR sont celles indiquées au § 3.4.2 ;
- b) le rapport de protection, pour le système ILS et pour le système VOR, est de 20 dB, conformément aux dispositions des § 2.6.3 et 3.4.3 respectivement ;
- c) le point de protection de l'ILS est à une distance utile de 46,25 km (25 NM) dans la direction d'utilisation et à une altitude de 1 900 m (6 250 ft).

— *À présent qu'il existe des antennes de radioalignement de piste ILS très directives, le point de protection le plus critique ne sera pas situé dans le prolongement de l'axe de piste. Avec les antennes directives, les points de protection critiques se trouvent à une distance maximale, à  $\pm 10^\circ$  ou  $\pm 35^\circ$  de cet axe. La protection de ces points devrait être examinée lors du processus d'assignation des fréquences.*

3.5.2 Bien que les installations VOR et ILS internationales ne fonctionnent pas sur la même fréquence, il se pourrait qu'une installation VOR internationale fonctionne à titre temporaire sur la même fréquence qu'une installation ILS nationale et sur une base comparable. C'est pourquoi des indications sont données non seulement au sujet de la séparation géographique nécessaire entre installations VOR et ILS fonctionnant sur des canaux espacés de 50 kHz ou de 100 kHz, mais aussi au sujet des installations fonctionnant sur le même canal.

3.5.3 Compte tenu des différentes caractéristiques d'utilisation des deux équipements, les critères d'espacement géographique minimal entre VOR et ILS pour éviter tout brouillage nuisible sont indiqués séparément pour chaque installation s'il y a lieu.

#### 3.5.3.1 Fonctionnement sur le même canal

- a) La protection du système ILS exige qu'un VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 148 km (80 NM) du point de protection ILS.
- b) En supposant qu'un VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) doive être protégé à une distance utile de 46,25 km (25 NM) et à une altitude de 3 000 m (10 000 ft), la protection du système VOR exige que l'ILS ne soit pas situé à moins de 148 km (80 NM) du VOR.
- c) S'il faut protéger le VOR à 92,5 km (50 NM) et 6 000 m (20 000 ft) par exemple, l'ILS ne doit pas être situé à moins de 250 km (135 NM) du VOR.

3.5.3.2 *Fonctionnement sur canaux adjacents.* La protection du système VOR est effectivement assurée sans espacement géographique entre les installations. Toutefois :

- a) dans le cas d'un récepteur d'alignement de piste conçu en vue d'un espacement de 100 kHz entre les canaux et utilisé dans une région où les assignations aux aides à la navigation sont espacées de 100 kHz, la protection du système ILS exige que le VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 9,3 km (5 NM) du point de protection ILS ;
- b) dans le cas d'un récepteur d'alignement de piste conçu en vue d'un espacement de 100 kHz entre les canaux et utilisé dans une région où les assignations aux aides à la navigation sont espacées de 50 kHz, la protection du système ILS exige que le VOR ayant une puissance apparente rayonnée de 17 dBW (50 W) ne soit pas situé à moins de 79,6 km (43 NM) du point de protection ILS.

3.5.4 L'emploi des valeurs données au § 3.5.3 ou d'autres valeurs convenant à des distances et des altitudes utiles différentes suppose que l'on admet les hypothèses fondamentales sur lesquelles repose cette méthode approximative de calcul des espacements ; l'application de ces valeurs ne sera correcte que dans les limites fixées par ces hypothèses. Si une détermination plus précise des distances d'espacement est nécessaire dans

les régions où il y a encombrement de fréquences, ces distances peuvent être calculées pour chaque installation d'après les courbes de propagation appropriées.

3.5.5 La protection du système ILS contre le brouillage du VOR est nécessaire lorsque l'installation VOR est située à proximité d'une trajectoire d'approche ILS. En pareil cas, pour éviter la perturbation des signaux de sortie du récepteur ILS par suite d'effets possibles de transmodulation, il convient d'utiliser un espacement de fréquences approprié entre les canaux ILS et VOR. L'espacement des fréquences sera fonction du rapport entre les densités de champ du VOR et de l'ILS, et des caractéristiques de l'installation de bord.

### 3.6 Fonction réception

3.6.1 *Sensibilité.* Il est recommandé que, après avoir tenu compte comme il convient du désaccord du feeder de bord, de la perte par atténuation et de la variation du diagramme de rayonnement polaire de l'antenne, la sensibilité de la fonction réception soit suffisante pour obtenir, dans un nombre élevé de cas, un signal de sortie ayant la précision spécifiée au § 3.6.2 avec un signal ayant une intensité de champ de  $90 \mu\text{V}/\text{m}$  ou  $-107 \text{ dBW}/\text{m}^2$ .

3.6.2 *Précision.* La proportion attribuable à l'installation de bord ne devrait pas dépasser  $\pm 3^\circ$  avec une probabilité de 95 %.

1. — *L'évaluation de la proportion d'erreur attribuable au récepteur ne doit pas nécessairement tenir compte :*

- 1) *des tolérances des composantes de modulation de l'installation VOR au sol, telles qu'elles sont définies dans le Chapitre 3, § 3.3.5 ;*
- 2) *de la variation du niveau de signal et de la fréquence porteuse de l'installation VOR au sol ;*
- 3) *des effets des signaux inutiles VOR et ILS.*

2. — *On estime que l'installation VOR de bord ne comporte pas d'éléments spéciaux qui pourraient permettre de traiter les données VOR à bord de l'aéronef mais qui risquent d'ajouter leurs propres erreurs (notamment indicateur radiomagnétique [RMI]).*

3.6.3 *Fonctionnement du dispositif avertisseur.* Dans les conditions idéales, le dispositif avertisseur devrait avertir le pilote lorsque le matériel au sol ou le matériel de bord est dans un état de fonctionnement inacceptable. La mesure dans laquelle cet idéal peut être atteint est indiquée ci-après.

3.6.3.1 C'est la somme des deux courants qui proviennent des éléments 30 Hz et 9 960 Hz de la composante de relèvement du signal VOR qui fait fonctionner l'avertisseur ; il s'ensuit que, si ces éléments sont soustraits de la porteuse rayonnée, les voyants apparaissent. Comme le dispositif de contrôle VOR monté au sol supprime les composantes de relèvement chaque fois que se présente au sol un cas de fonctionnement inacceptable, le fait que le système est inutilisable sera immédiatement signalé à bord de l'aéronef.

3.6.3.2 Le courant qui fait fonctionner l'avertisseur dépend aussi des caractéristiques du contrôle automatique de gain du récepteur de bord et également de tout gain intervenant après le second étage de détection du récepteur. Si donc le voyant ne disparaît totalement qu'au moment où un récepteur de bord correctement réglé reçoit un signal VOR conforme aux caractéristiques de modulation figurant au Chapitre 3, § 3.3.5, il s'ensuit que ce voyant apparaîtra lorsque se produira une baisse du gain total du récepteur.

— *Sur certains types de récepteur, les fonctions indiquées ci-dessus sont assurées par des dispositifs avertisseurs autres que des voyants mécaniques.*

3.6.4 *Sensibilité du récepteur VOR aux signaux VOR et aux signaux d'alignement de piste*

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 4, contient des éléments indicatifs sur la susceptibilité du récepteur VOR aux signaux VOR et aux signaux d'alignement de piste*

3.6.5 *Caractéristiques d'insensibilité des systèmes récepteurs VOR au brouillage causé par des signaux de radiodiffusion FM VHF*

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 4, contient des éléments indicatifs sur l'insensibilité des systèmes récepteurs VOR au brouillage causé par des signaux de radiodiffusion FM VHF.*

### 3.7 Précision du système VOR

— *Des éléments indicatifs sur la détermination des valeurs de performances du système VOR figurent également dans le RAM 11 Partie 2, Supplément A.*

3.7.1 *Objet.* Les éléments indicatifs qui suivent sont destinés à faciliter l'utilisation des systèmes VOR. Ils n'ont pas pour objet de représenter des normes d'espacement latéral ou des marges minimales de franchissement d'obstacles, bien qu'ils puissent fournir toutefois un point de départ en vue de leur détermination. L'établissement de normes d'espacement ou de marges minimales de franchissement d'obstacles tiendra nécessairement compte de nombreux facteurs dont il n'est pas question dans le texte suivant.

3.7.1.1 Il y a lieu toutefois d'indiquer un chiffre en ce qui concerne la précision d'emploi du système pour servir de guide aux États dans la planification des systèmes VOR.

3.7.2 *Signification des expressions utilisées.* Les expressions suivantes sont utilisées dans le sens indiqué :

- a) *Erreur de signal d'axe radial VOR.* Différence entre le relèvement magnétique nominal d'un point mesuré à partir de la station VOR au sol, et le relèvement indiqué par le signal VOR au même point. L'erreur de signal d'axe radial VOR se compose de certains éléments stables (tels que l'erreur de décalage de l'alignement et la plupart des erreurs dues à l'emplacement et au relief) et de certaines erreurs variables aléatoires. L'erreur de signal d'axe radial VOR est associée uniquement à la station au sol et exclut tout autre facteur d'erreur, comme l'erreur d'équipement de bord et l'élément pilotage.
- b) *Erreur de variabilité d'axe radial VOR.* Partie de l'erreur de signal d'axe radial VOR dont on peut prévoir la variation de part et d'autre du restant, essentiellement constant, de cette erreur. L'erreur de variabilité d'axe radial est la somme des erreurs variables.
- c) *Erreur de décalage d'axe radial VOR.* Partie de l'erreur de signal d'axe radial VOR qui est stable et peut-être considérée comme fixe pendant de longues périodes de temps.
- d) *Erreur d'équipement VOR de bord.* Erreur attribuable à l'inaptitude de l'équipement de bord à traduire correctement le relèvement contenu dans le signal d'axe radial. Participent à cette erreur le récepteur de bord et les instruments utilisés pour présenter les renseignements en question au pilote.
- e) *Erreur globale VOR.* Différence entre le relèvement magnétique réel d'un point mesuré à partir de la station VOR au sol, et le relèvement indiqué par l'équipement VOR de bord de précision déterminée. Plus simplement, c'est l'erreur qui entache les renseignements présentés au pilote, compte tenu non seulement des erreurs de station au sol et de parcours de l'onde, mais de l'erreur attribuable au récepteur VOR de bord et à ses instruments. On emploie l'erreur de signal d'axe radial VOR tout entière, fixe comme variable.
- f) *Élément pilotage VOR.* Erreur de navigation VOR imputable au fait que le pilote ne peut pas maintenir, ou ne maintient pas, l'aéronef avec précision, sur l'axe radial ou le relèvement VOR qui lui est indiqué.
- g) *Erreur d'emploi du système VOR.* Racine carrée de la somme des carrés de l'erreur globale VOR et de l'élément pilotage. Cette combinaison peut servir à déterminer la probabilité, pour l'aéronef, de demeurer en deçà de limites spécifiées lorsqu'il emploie le VOR.

3.7.3 *Calcul de la précision d'emploi du système VOR*

3.7.3.1 Le calcul de la précision d'emploi du système VOR fait intervenir les éléments d'erreur suivants :

- a) *Erreur de signal d'axe radial VOR (Eg).* Cet élément se compose de l'erreur de décalage d'axe radial et de l'erreur de variabilité d'axe radial. Il se calcule en considérant des facteurs tels que le décalage fixe d'axe radial, le contrôle, les effets du relief et les modifications des conditions ambiantes.
- b) *Erreur d'équipement de bord VOR (Ea).* Cet élément englobe tous les facteurs qui causent des erreurs dans l'installation de bord VOR. (Il n'est pas tenu compte des erreurs qui proviennent de l'emploi du compas dans certains dispositifs d'affichage VOR.)
- c) *Élément pilotage VOR (Ep).* La valeur considérée pour cet élément est celle qui est utilisée dans les PANS-OPS (Doc 8168) en ce qui concerne la tolérance pour le pilote.

— Il existe également une erreur de mesure ; toutefois, on peut estimer que les autres valeurs d'erreur suffisent dans une analyse généralisée des erreurs.

3.7.3.2 Étant donné que les erreurs mentionnées aux alinéas a), b) et c), lorsqu'elles sont considérées sur une base de système (et non en ce qui concerne un axe radial quelconque), sont des variables indépendantes, elles peuvent être combinées en effectuant une somme quadratique lorsque tous les éléments sont affectés du même coefficient de probabilité. Pour les besoins des présentes indications, chaque élément est considéré comme ayant une probabilité de 95 %.

Les formules suivantes ont donc été calculées :

$$\text{Erreur globale VOR} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2}$$

$$\text{Erreur d'emploi du système VOR} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}$$

3.7.3.3 Les exemples suivants permettront de calculer seulement l'erreur d'emploi du système VOR, mais il est également possible de calculer, au besoin, l'erreur globale VOR. Il est possible d'évaluer, au moyen de ces formules, l'incidence de l'amélioration ou de la détérioration d'un ou de plusieurs éléments d'erreur sur le système.

— *Il convient de noter que tous les chiffres indiqués pour l'erreur de signal d'axe radial VOR se rapportent à des axes pour lesquels aucune restriction n'a été publiée.*

3.7.3.4 Compte tenu des réserves exprimées au § 3.7.1, on estime qu'une précision d'emploi du système VOR de  $\pm 5^\circ$ , sur la base d'une probabilité de 95 %, constitue une valeur convenable que les États pourront utiliser, pour les besoins de la planification, lorsqu'ils étudieront l'application pratique du système VOR (voir néanmoins le § 3.7.3.5). Cette valeur correspond à l'ensemble des erreurs ci-après :

*Erreur de signal d'axe radial VOR :*

$\pm 3^\circ$  (probabilité de 95 %), valeur facilement réalisée dans la pratique.

*Erreur d'équipement de bord VOR :*

$\pm 3^\circ$  (probabilité de 95 %), valeur de la caractéristique essentielle de système (voir le § 3.6.2).

*Élément pilotage VOR :*

$\pm 2,5^\circ$  (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

3.7.3.5 Bien que le chiffre de  $\pm 5^\circ$  (probabilité de 95 %) constitue une valeur utile basée sur une large expérience pratique et qu'un grand nombre d'États l'utilisent, il y a lieu de noter que ce chiffre ne peut être obtenu que si les éléments d'erreur qui le composent demeurent en deçà de certaines tolérances. Il est évident que si les erreurs imputables aux éléments du système VOR sont plus importantes que les valeurs indiquées, l'erreur d'emploi du système VOR qui en résulte sera également plus importante. Inversement, lorsqu'un élément d'erreur, ou tous les éléments d'erreur du système VOR, sont plus faibles que les éléments utilisés dans le calcul ci-dessus, l'erreur d'emploi du système VOR qui en résulte sera également plus faible.

3.7.3.6 Les exemples suivants, qui résultent également de l'expérience pratique, fournissent aux États des indications supplémentaires en matière de planification :

*A. Erreur de signal d'axe radial VOR :*

$\pm 3,5^\circ$  (probabilité de 95 %), utilisée par certains États comme erreur totale de l'installation au sol.

*Erreur d'équipement VOR de bord :*

$\pm 4,2^\circ$  (probabilité de 95 %), reconnue dans certains États comme valeur de performance minimale pour certaines catégories d'exploitation.

*Élément pilotage VOR :*

$\pm 2,5^\circ$  (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

*Précision d'emploi calculée du système VOR :*

$\pm 6^\circ$  (probabilité de 95 %).

*B. Erreur de signal d'axe radial VOR :*

$\pm 1,7^\circ$  (probabilité de 95 %), basée sur de nombreuses mesures effectuées en vol, dans un État, sur un grand nombre d'installations VOR.

*Erreur d'équipement VOR de bord :*

$\pm 2,7^\circ$  (probabilité de 95 %), obtenue au cours de nombreux vols de compagnies de transport aérien.

*Élément pilotage VOR :*

$\pm 2,5^\circ$  (probabilité de 95 %), conforme aux PANS-OPS (voir également le § 3.7.3.8).

*Précision d'emploi calculée du système VOR :*

$\pm 4^\circ$  (probabilité de 95 %).

3.7.3.7 Il est possible de mettre en application le système VOR, d'une manière plus réaliste, en évaluant les erreurs qui se produisent effectivement dans certains cas particuliers plutôt qu'en utilisant des généralisations globales susceptibles de donner des résultats exagérément optimistes ou pessimistes. Il est possible d'utiliser, dans des cas particuliers, une valeur de la précision d'emploi du système inférieure à  $\pm 5^\circ$  si un ou plusieurs éléments d'erreur sont plus faibles que les valeurs utilisées pour obtenir ce chiffre de  $\pm 5^\circ$ . Inversement, il sera nécessaire d'utiliser une valeur de la précision d'emploi du système supérieure à  $\pm 5^\circ$  lorsqu'il est notoire que les axes VOR sont de qualité médiocre ou que des erreurs importantes d'emplacement se produisent, ou pour d'autres raisons. Cependant, il est indispensable d'assortir ce conseil d'un avertissement relatif à l'utilisation de valeurs plus faibles pour des éléments individuels d'erreur du système (par exemple l'erreur de signal d'axe radio VOR) dans l'hypothèse d'une amélioration globale de la précision du système. De nombreux indices montrent que tel n'est pas nécessairement le cas dans certaines circonstances et que des valeurs plus faibles de la précision globale ne devraient pas être appliquées s'il n'est pas autrement confirmé (par observation radar) qu'une amélioration effective des performances globales est bien obtenue.

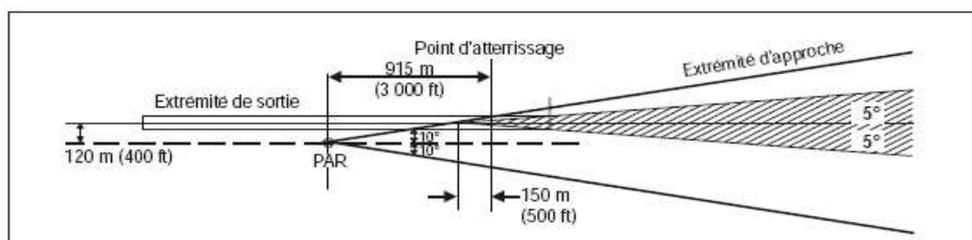
3.7.3.8 Il y a lieu de noter que, dans les systèmes angulaires comme le VOR, l'erreur due à l'élément pilotage, exprimée sous forme d'angle, sera d'autant plus grande que l'aéronef se rapproche de la source ponctuelle. Ainsi, tandis que la participation de l'erreur de l'installation au sol et de l'erreur d'équipement de bord, exprimées sous forme d'angle, est, à toute fin pratique, constante à toutes les distances, il est nécessaire lorsque l'on considère les valeurs d'ensemble de la précision d'emploi du système, de tenir compte de l'erreur plus importante due à l'élément pilotage qui se produit lorsque l'aéronef se rapproche du VOR. Toutefois, près de l'installation, ces erreurs plus importantes dues à l'élément pilotage n'entraînent pas des écarts latéraux importants par rapport à l'alignement.

### 3.8 Points de transition pour VOR

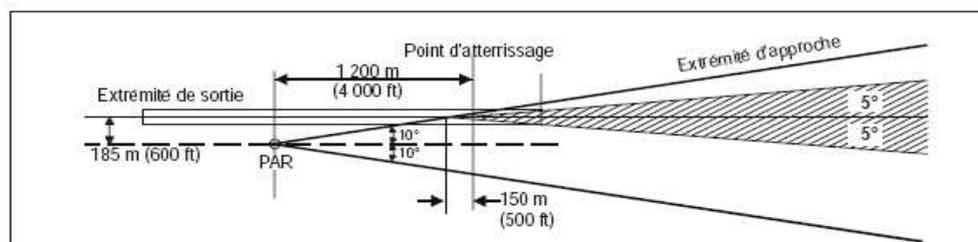
Des éléments indicatifs sur l'établissement de points de transition sur les routes ATS définies par VOR figurent dans le RAM 11Partie 2 Supplément A.

## 4. Système radar d'approche de précision

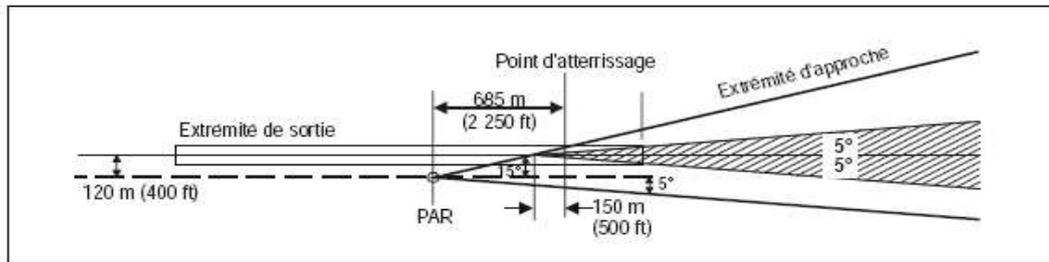
Les Figures C-14 à C-18 illustrent quelques-unes des normes et font l'objet du Chapitre 3, § 3.2.



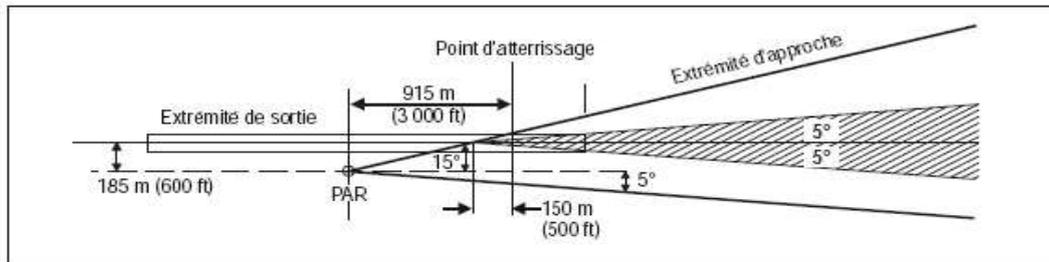
**Figure C-14. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de  $10^\circ$**



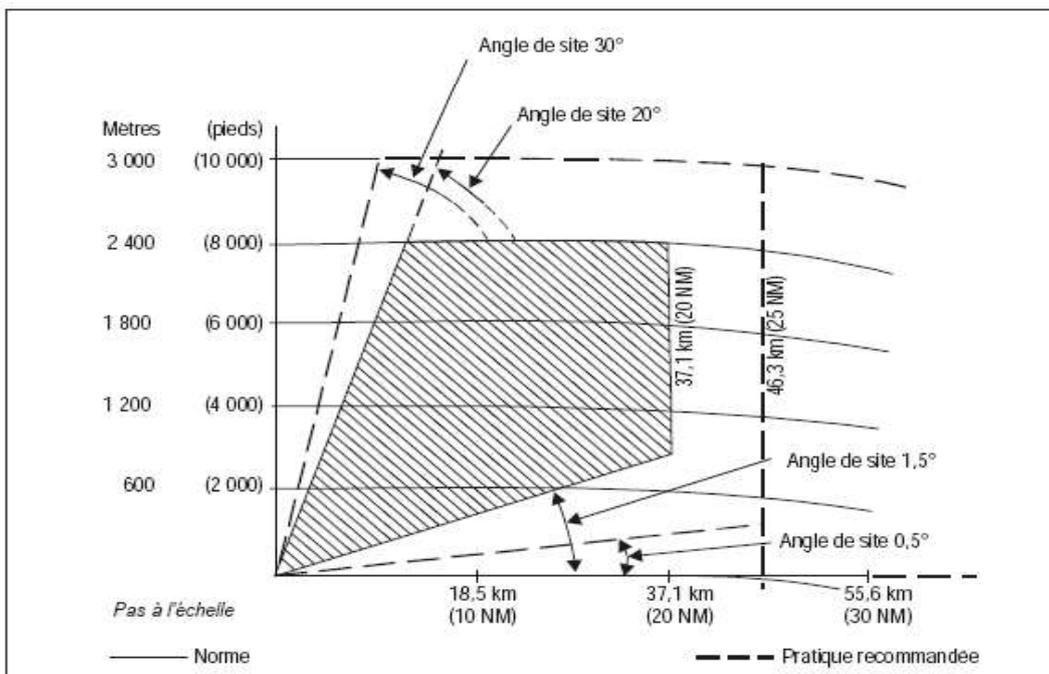
**Figure C-15. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de  $10^\circ$**



**Figure C-16. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°**



**Figure C-17. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°**



**Figure C-18. Élément SRE du système radar d'approche de précision — Couverture verticale pour un aéronef de 15 m<sup>2</sup> de surface réfléchissante**

## 5. Spécifications des radiobornes de navigation en route émettant sur 75 MHz

### 5.1 Réseaux d'antennes

5.1.1 *Généralités.* Une description est donnée ci-dessous de types de réseaux d'antennes fréquemment utilisés en pratique. Ces types revêtent les formes les plus simples répondant aux besoins normaux ; il se peut qu'il soit nécessaire, dans certains cas, de disposer de réseaux présentant de meilleures caractéristiques (voir note au § 5.1.4).

#### 5.1.2 Radiobornes Z

a) *Système rayonnant :* réseau de deux dipôles horizontaux disposés à angle droit l'un de l'autre ; chaque dipôle comprend deux éléments rayonnants demi-onde, en ligne, et dont les centres sont écartés d'une demi-longueur

d'onde environ ; les dipôles sont montés à un quart de longueur d'onde au-dessus du contrepoids. Les courants des dipôles et de leurs éléments respectifs sont réglés comme suit :

- 1) les courants dans les deux dipôles sont égaux mais en quadrature de phase (différence de phase :  $90^\circ$ ) ;
- 2) les courants dans les deux éléments rayonnants d'un même dipôle sont égaux et en phase.

b) *Contrepoids* : contrepoids carré de dimensions minimales  $9\text{ m} \times 9\text{ m}$  habituellement placé à  $1,80\text{ m}$  ( $6\text{ ft}$ ) environ au-dessus du sol et dont les mailles, si le contrepoids est constitué de treillis métallique, ne doivent pas avoir plus de  $7,5\text{ cm} \times 7,5\text{ cm}$ .

### 5.1.3 Radiobornes en éventail pour vols à faible altitude seulement (radiobornes en éventail à faible puissance).

Système rayonnant capable de fournir les intensités de champ indiquées du Chapitre 3, § 3.1.7.3.2.

### 5.1.4 Radiobornes en éventail d'usage général (radiobornes en éventail à grande puissance)

a) *Système rayonnant* : réseau de quatre éléments rayonnants horizontaux demi-onde (sensiblement), en ligne, montés à un quart de longueur d'onde environ au-dessus du contrepoids. Les courants dans chacun des éléments de l'antenne devraient être en phase et présenter un rapport d'intensité de 1:3:3:1.

— *La répartition de courant entre les éléments et la hauteur des éléments au-dessus du contrepoids peuvent être modifiées pour obtenir des diagrammes de rayonnement spéciaux répondant à des besoins d'exploitation déterminés. Le diagramme de rayonnement vertical peut être amélioré, afin de répondre à certains besoins d'exploitation, en ajustant la hauteur des dipôles au-dessus du contrepoids entre un quart de longueur d'onde et une demi-longueur d'onde tout en restant au-dessous de cette dernière valeur.*

b) *Contrepoids* : contrepoids rectangulaire de dimensions minimales  $6\text{ m} \times 12\text{ m}$ , habituellement situé à  $1,80\text{ m}$  ( $6\text{ ft}$ ) au-dessus du sol et dont les mailles, si le contrepoids est constitué de treillis métallique, ne doivent pas avoir plus de  $7,5\text{ cm} \times 7,5\text{ cm}$ .

## 5.2 Identification en code des radiobornes en éventail associées à un radioalignement à quatre faisceaux

5.2.1 Les radiobornes en éventail situées sur les faisceaux d'un radioalignement à quatre faisceaux n'ont normalement pas besoin d'émettre un signal les identifiant par rapport à un point géographique déterminé, mais seulement un signal indiquant le faisceau auquel elles sont associées.

5.2.2 Dans le cas d'un radioalignement à quatre faisceaux n'ayant pas plus d'une radioborne par faisceau, il est courant d'identifier par un seul trait la radioborne située sur le faisceau orienté vers le nord (vrai) ou dont la direction, en tournant dans le sens des aiguilles d'une montre (vers l'est) est la plus voisine du nord, et d'identifier par deux, trois ou quatre traits chacune des radiobornes suivantes, suivant qu'elle est située sur le deuxième, le troisième ou le quatrième faisceau en tournant autour du radioalignement dans le sens des aiguilles d'une montre. Lorsqu'il y a plus d'une radioborne sur un faisceau, la radioborne la plus proche de la station est identifiée par deux points suivis de traits, la troisième par trois points suivis de traits, etc.

— *Dans certaines circonstances spéciales, le système de code ci-dessus peut provoquer des ambiguïtés, en raison de la proximité géographique de deux radiobornes associées aux faisceaux de radiophares d'alignement différents mais dont les couvertures se chevauchent. Il est alors souhaitable d'utiliser un code d'identification distinct pour l'une des radiobornes.*

## 6. Indications relatives au NDB

### 6.1 Indications sur l'intensité de champ des NDB nécessaire entre $30^\circ\text{N}$ et $30^\circ\text{S}$ de latitude

6.1.1 Pour assurer un service satisfaisant dans les limites de la couverture nominale d'un NDB situé entre  $30^\circ\text{N}$  et  $30^\circ\text{S}$  de latitude, il convient de réaliser une intensité de champ minimal de  $120\text{ }\mu\text{V/m}$  sauf là où l'expérience de plusieurs années a montré qu'une intensité de champ minimal de  $70\text{ }\mu\text{V/m}$  est suffisante pour remplir toutes les conditions d'exploitation. Dans certaines régions particulières, des intensités de champ bien supérieures à  $120\text{ }\mu\text{V/m}$  seront nécessaires. Parmi ces régions on peut mentionner :

- a) l'Indonésie et la Papouasie-Nouvelle-Guinée, le Myanmar, la péninsule malaise, la Thaïlande, la République démocratique populaire lao, le Cambodge, le Viet Nam et l'Australie septentrionale ;
- b) les Caraïbes et la partie nord de l'Amérique du Sud ;
- c) le centre et le centre-sud de l'Afrique.

6.1.2 La valeur de 120  $\mu\text{V}/\text{m}$  est fondée sur l'expérience pratique et elle constitue un compromis entre la valeur qui serait souhaitable du point de vue technique et la valeur économiquement admissible.

## **6.2 Signification et application des couvertures nominale et effective**

### *6.2.1 Couverture nominale*

6.2.1.1 La couverture nominale définie dans le Chapitre 3, § 3.4.1, permet d'exprimer les performances réelles du NDB, de façon mesurable, celles-ci étant fonction de la fréquence, de la puissance rayonnée et de la conductivité du parcours entre le NDB et un point de la limite de couverture où la valeur minimale de l'intensité de champ est spécifiée.

6.2.1.2 Il a été constaté que la couverture nominale est utile pour faciliter la planification régionale et qu'elle peut parfois être reliée à la couverture effective.

6.2.1.3 L'utilisation de la couverture nominale dans la planification des fréquences est régie par les critères suivants.

6.2.1.3.1 Il convient de déployer les fréquences, compte tenu de la couverture nominale des NDB en cause, de telle façon que le rapport entre l'intensité de champ d'un NDB à la limite de sa couverture nominale et l'intensité de champ totale résultant des stations fonctionnant sur le même canal et des stations fonctionnant sur des canaux adjacents (en prévoyant une marge suffisante pour tenir compte des caractéristiques de sélectivité du récepteur de bord type) ne soit pas inférieur à 15 dB de jour.

6.2.1.3.2 Les valeurs indiquées au Supplément B du RAM 15 Partie 5 devraient être appliquées en ce qui concerne l'atténuation des signaux sur canaux adjacents.

6.2.1.4 L'application de la couverture nominale au plan de déploiement des fréquences a pour résultat, sauf spécification contraire, que la protection contre les brouillages nuisibles ne peut être assurée que dans les limites de la couverture nominale d'un NDB et à condition que la puissance rayonnée des NDB soit réglée de manière à assurer, avec une marge assez serrée, l'intensité de champ nécessaire à la limite de la couverture nominale. Dans les régions à forte densité de NDB,

tout NDB émettant, à la limite de sa couverture nominale, un signal sensiblement supérieur à la valeur agréée pour la région intéressée, provoquera des brouillages nuisibles dans les limites de la couverture nominale des NDB de ladite région fonctionnant sur le même canal ou sur des canaux adjacents et restreindra le nombre des NDB qui peuvent être mis en œuvre dans la région étant donné la partie du spectre disponible. Il importe donc de ne pas augmenter, sans coordination préalable avec les administrations des autres stations qui risquent de s'en ressentir (voir le Chapitre 3, § 3.4.3), la puissance rayonnée au-delà de la valeur nécessaire pour assurer la couverture nominale, notamment de nuit lorsque la propagation de l'onde d'espace peut provoquer des brouillages à grande distance.

6.2.1.5 L'établissement des plans de fréquences est grandement facilité par l'emploi d'une valeur commune pour l'intensité de champ minimale dans la zone de couverture souhaitée.

6.2.1.6 Une vaste expérience en la matière a montré que dans les régions à niveau de bruit relativement bas, telle que l'Europe, la valeur de 70  $\mu\text{V}/\text{m}$  est satisfaisante.

6.2.1.6.1 L'expérience a également montré que la valeur de 120  $\mu\text{V}/\text{m}$  est généralement satisfaisante pour les régions à niveau de bruit plus élevé, mais qu'elle sera insuffisante dans les régions à niveau très élevé. Les renseignements qui figurent au § 6.3 serviront d'indication générale pour ces régions.

### *6.2.2 Relation entre la couverture nominale et la couverture effective*

6.2.2.1 La couverture nominale peut être étroitement associée à la couverture effective dans les deux cas suivants :

- a) lorsque l'intensité de champ minimale dans les limites de la couverture nominale est pendant la majeure partie du temps supérieure à l'intensité de champ due aux parasites atmosphériques et autres d'une valeur suffisante pour assurer que le bruit n'occasionne pas de distorsion de nature à rendre inutilisables les renseignements présentés dans l'aéronef ;
- b) lorsque le rapport de l'intensité du signal utile à l'intensité des signaux brouilleurs dépasse la valeur minimale exigée pour tous les points compris dans les limites de la couverture, de manière que les signaux brouilleurs ne produisent pas non plus de distorsion de nature à rendre inutilisables les renseignements présentés dans l'aéronef.

6.2.2.2 Normalement, le signal le plus faible se produit à la limite de couverture. C'est pourquoi, à cette limite le rapport de l'intensité de champ au niveau des bruits d'origine atmosphérique doit être tel que soit garantie, la plupart du temps, la présentation d'indications utilisables à bord de l'aéronef, et le plan d'ensemble doit assurer que le rapport entre l'intensité de champ à la limite et l'intensité des signaux brouilleurs dépasse, la plupart du temps, la valeur requise.

6.2.2.3 Bien que la valeur de 70  $\mu\text{V}/\text{m}$  utilisée pour le déploiement des fréquences, ait donné satisfaction en Europe (au nord du 30°N) en permettant d'obtenir, dans une forte proportion des cas, des valeurs de couverture très voisines de la couverture effective, l'expérience acquise est trop restreinte pour prouver que la valeur de 120  $\mu\text{V}/\text{m}$  est susceptible d'application générale dans les régions à niveau de bruit élevé. Il est probable que dans ces régions les couvertures nominales, fondées sur la valeur limite de 120  $\mu\text{V}/\text{m}$ , seront souvent bien supérieures à la couverture effective obtenue. Afin d'obtenir une meilleure corrélation entre la couverture nominale et la couverture effective moyenne obtenue, il peut être souhaitable dans ces régions, soit de choisir une valeur limite qui soit fondée plus rigoureusement sur le rapport entre le bruit dans la région en cause et le bruit dans les régions où la valeur limite établie a donné satisfaction (exemple : Europe), soit de déterminer une valeur appropriée après examen statistique des couvertures effectives obtenues dans la région.

6.2.2.4 Toutefois, il importe de noter que les valeurs minimales de l'intensité de champ fondées sur une simple comparaison des niveaux de bruit dans différentes régions peuvent être insuffisantes, des facteurs tels que la fréquence d'apparition du bruit, le caractère de celui-ci, son effet sur le récepteur de bord et la nature du vol pouvant tous modifier les rapports ainsi déterminés.

6.2.2.5 Les valeurs des parasites diurnes et saisonniers dans diverses parties du monde figurent dans le Rapport n° 322 du CCIR, brochure séparée.

6.2.2.5.1 La corrélation entre ces valeurs et les conditions locales réelles, ainsi que le calcul des valeurs du rapport signal/bruit nécessaires à l'utilisation efficace, en exploitation, des radiogoniomètres automatiques ne sont pas encore pleinement établis.

### 6.2.3 *Couverture effective*

6.2.3.1 La couverture effective définie au Chapitre 3, § 3.4.1, est la zone entourant un radiophare non directionnel dans laquelle il est possible d'obtenir, à un moment donné, des renseignements utiles à l'exploitation. Il s'agit donc d'une mesure des performances du NDB dans les conditions qui règnent au moment considéré.

6.2.3.2 La couverture effective est limitée par le rapport de l'intensité du signal stable (sans fading) reçu du NDB à la somme des parasites captés par le récepteur du radiogoniomètre automatique. Lorsque ce rapport tombe au-dessous de la valeur limite nécessaire pour actionner le radiocompas, il est impossible d'obtenir des relèvements utiles. En outre, il convient de noter que la couverture effective d'un NDB peut parfois être limitée à la portée du signal d'identification utilisable.

6.2.3.3 L'intensité du signal reçu du NDB dépend :

- a) de la puissance fournie à l'antenne du NDB ;
- b) de l'efficacité du rayonnement de l'antenne, qui varie en fonction de la hauteur de l'antenne et d'autres caractéristiques du système rayonnant ;
- c) de la conductivité du parcours entre le NDB et le récepteur, qui peut varier considérablement d'un point à un autre et qui est toujours moindre au-dessus des terres qu'au-dessus des mers ;
- d) de la fréquence radio utilisée.

6.2.3.4 La quantité des parasites captés par le récepteur dépend :

a) de la bande passante du récepteur ;

- a) du niveau des parasites atmosphériques, qui varie selon la région, l'heure et la saison, et peut être très élevé au cours des orages locaux ;
- b) du niveau du brouillage causé par d'autres émissions radio sur la même fréquence ou sur des fréquences adjacentes ; ce niveau dépend lui-même en grande partie de la densité du réseau des NDB dans la région considérée et de l'efficacité de la planification régionale ;
- c) du niveau de bruit dû aux parasites d'origine électrique à bord de l'aéronef ou de parasites industriels (émis par des moteurs électriques, etc.), lorsque la couverture du NDB s'étend à des zones industrielles.

6.2.3.4.1 Il convient de noter que l'influence des parasites dépend des caractéristiques du récepteur du radiogoniomètre automatique et des dispositifs qui lui sont associés, ainsi que de la nature des parasites (bruit à spectre continu, bruit erratique, etc.).

6.2.3.5 La couverture effective d'un NDB se trouve en outre limitée la nuit lorsque parvient au récepteur du radiogoniomètre automatique un signal composé de deux éléments en différence de phase, l'un arrivant par onde de sol, l'autre par onde d'espace (réflexion ionosphérique). Il en résulte des erreurs de relèvement (effet de nuit).

6.2.3.6 On constate donc que la couverture effective d'un NDB dépend d'un si grand nombre de facteurs (dont certains sont variables) qu'il est impossible de la spécifier en termes simples. En fait, la couverture effective d'un NDB, quel qu'il soit, varie suivant l'heure et la saison.

6.2.3.6.1 Par conséquent, toute tentative de spécifier une couverture effective réalisable soit toute la journée soit toute l'année, ou bien conduirait à une valeur si faible (car elle représenterait la couverture obtenue dans les conditions les plus défavorables de parasites atmosphériques, etc.) qu'elle donnerait une idée fautive de l'efficacité du NDB, ou bien impliquerait l'installation de systèmes d'antenne d'une puissance et d'un coût tels (pour assurer la couverture nécessaire dans les conditions les plus défavorables) que les frais de mise en place et d'exploitation seraient prohibitifs. Il n'existe aucune formule qui permette de déterminer quelle couverture nominale équivaut à une couverture effective souhaitée ; la relation doit être établie suivant la région.

6.2.3.7 Les personnes qui s'occupent de la couverture des NDB sur le plan de l'exploitation envisageront normalement les besoins sous forme de couverture opérationnelle souhaitée ; dans la planification régionale, il sera généralement nécessaire d'exprimer ces besoins sous forme d'une couverture nominale qui permettra de calculer les caractéristiques essentielles des NDB nécessaires et qui définira la zone à protéger contre tout brouillage nuisible. Il n'existe aucune formule qui permette de déterminer quelle couverture nominale équivaut à une couverture opérationnelle souhaitée ; la corrélation doit être établie suivant la région.

6.2.3.8 Certains États ont recueilli des données sur les NDB et leur couverture effective ; la compilation de renseignements constituerait un moyen pratique d'évaluer la couverture effective en fonction de la couverture nominale des installations d'une zone donnée. Ces renseignements seraient également utiles pour la planification régionale future. Afin de réduire le nombre des facteurs qui interviennent dans l'évaluation de la couverture effective, il serait souhaitable d'établir des critères pour déterminer la limite de couverture utile en fonction de la réaction de l'indicateur de relèvement. Les renseignements mentionnés ci-dessus, complétés par des mesures de l'intensité de champ réelle à l'intérieur de la couverture du NDB, permettraient également de déterminer l'efficacité d'installations existantes et fourniraient des indications sur les améliorations éventuellement nécessaires pour obtenir la couverture effective souhaitée.

### **6.3 Couverture des radiophares non directionnels (NDB)**

#### *6.3.1 Introduction*

6.3.1.1 Les études ci-après sont fondées sur les dernières données de l'UIT concernant la propagation et le bruit. Elles ont été insérées dans le présent supplément à titre d'indications générales pour l'établissement des plans des NDB. Il convient d'appeler tout particulièrement l'attention sur les hypothèses formulées.

6.3.1.2 En appliquant les indications données, il faudra s'assurer de la validité des hypothèses pour les conditions en cause ; il sera nécessaire, notamment, d'étudier plus à fond les valeurs du rapport signal/bruit avant d'admettre qu'elles représentent les valeurs qui limitent la réception utile.

#### *6.3.2 Hypothèses*

1. Fréquence — 300 kHz.

Toutefois, lorsqu'il y a lieu, les fréquences de 200 kHz et de 400 kHz sont indiquées.

2. a) Conductivité moyenne du sol ( $\sigma = 10^{-13}$  U.E.M.)

b) Conductivité moyenne de l'eau de mer

( $\sigma = 4,10^{-11}$  U.E.M.).

3. Niveau des parasites atmosphériques (moyenne quadratique) susceptible de dominer : 1) de jour, 2) de nuit, sur les masses continentales, sous les latitudes mentionnées. (Les valeurs prévues pour les parasites sont extraites de la Recommandation P.372-6 de l'UIT-R et correspondent au bruit moyen de jour et de nuit, pendant les périodes d'équinoxe ; ce sont donc des valeurs susceptibles d'être dépassées pendant 20 à 25 % de l'année.)

4. Puissances à l'entrée de l'antenne des NDB :

a) 5 kW

- b) 1 kW  
 c) 500 W  
 d) 100 W  
 e) 50 W  
 f) 10 W

5. Valeurs moyennes de l'efficacité du rayonnement des antennes (rapport de la puissance rayonnée à la puissance à l'entrée de l'antenne) :

$$\left[ \frac{\text{Puissance rayonnée}}{\text{Puissance à l'entrée de l'antenne}} \right]$$

	<i>Puissance à l'entrée de l'antenne</i>	<i>Efficacité du rayonnement de l'antenne</i>
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)

1) La valeur a) a été insérée car il est possible d'obtenir ce rendement à l'aide d'un système d'antenne plus perfectionné que le système d'usage courant.

2) La valeur h) a été insérée car nombreux sont les NDB de faible puissance qui utilisent une antenne à très faible rendement.

6. Bande passante du récepteur ADF : 6 kHz.

7. Rapport signal (moyen)/bruit (moyenne quadratique) :

- a) 15 dB de jour ;  
 b) 15 dB de nuit.

### 6.3.3 Résultats des études

A. — Valeurs minimales de l'intensité de champ, nécessaires à la limite de la couverture nominale :

<i>Latitude</i>	<i>De jour pour un rapport s/b de 15 dB</i>	<i>De nuit pour un rapport s/b de 15 dB</i>
5°N – 5°S	320 µV/m (+50 dB)	900 µV/m (+59 dB)
5° – 15°N&S	85 µV/m (+39 dB)	700 µV/m (+57 dB)
15° – 25°N&S	40 µV/m (+32 dB)	320 µV/m (+50 dB)
25° – 35°N&S	18★µV/m (+25 dB)	120 µV/m (+42 dB)
>35°N&S	18★µV/m (+25 dB)	50 µV/m (+35 dB)

L'étoile indique qu'une valeur d'intensité de champ plus élevée — probablement deux ou trois fois la valeur indiquée (+6 dB à +10 dB) — peut être nécessaire en présence d'un niveau élevé de parasites dus à l'aéronef ou de parasites industriels.

B. — Couverture des NDB (exprimée en kilomètres, par le rayon d'un cercle dont le NDB est le centre) que l'on peut espérer obtenir étant donné les hypothèses formulées :

1) De jour, au-dessus des terres, pour un rapport s/b de 15 dB à la limite de couverture :

Latitude	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(a) 5 kW	(b) 5 kW	(c) 1 kW	(d) 500 W
5°N – 5°S	320	300	170	120
5° – 15°N et S	510	470	320	250
15° – 25°N et S	>600	600	450	350
25° – 35°N et S	>600★	>600★	600★	500★
>35°N et S	>600★	>600★	>600★	500★

Latitude	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(e) 100 W	(f) 50 W	(g) 10 W	(h) 10 W
5°N – 5°S	50	30	10	<10
5° – 15°N et S	150	90	40	10
15° – 25°N et S	220	160	70	45
25° – 35°N et S	330★	250★	130★	80★
>35°N et S	330★	250★	130★	100★

2) De nuit, au-dessus des terres, pour un rapport s/b de 15 dB à la limite de couverture :

Latitude	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(a) 5 kW	(b) 5 kW	(c) 1 kW	(d) 500 W
5°N – 5°S	190	150	85	50
5° – 15°N et S	210	180	110	70
15° – 25°N et S	320	300	170	120
25° – 35°N et S	390	390	280	200
>35°N et S	390	390	390	310

Latitude	Puissance à l'entrée de l'antenne			
	(e) 100 W	(f) 50 W	(g) 10 W	(h) 10 W
5°N – 5°S	20	<10	<10	<10
5° – 15°N et S	25	15	<10	<10
15° – 25°N et S	50	30	10	<10
25° – 35°N et S	100	70	25	15
>35°N et S	180	120	50	30

6.3.3.1 Dans tous les tableaux ci-dessus, il convient de noter que :

- les distances sont exprimées en kilomètres, conformément à l'usage de l'UIT ;
- les valeurs de la dernière colonne (10 W) sont calculées en supposant que les NDB de faible puissance utilisent une antenne de très faible rendement [voir § 6.3.2, hypothèse 5 h) ;
- l'étoile indique que la couverture peut être limitée par des parasites dus à l'aéronef et par des parasites industriels.

6.3.3.2 Il convient de noter également que :

- Si l'on utilisait une fréquence de 200 kHz au lieu d'une fréquence de 300 kHz, la couverture des NDB de faible puissance et de courte portée ne serait pas sensiblement modifiée, mais celle des radiophares

de plus grande puissance et de plus grande portée (par exemple, celle des radiophares de portée égale ou supérieure à 150 km) serait augmentée d'environ 20 % par rapport aux valeurs indiquées dans les tableaux.

- b) Si l'on utilisait une fréquence de 400 kHz au lieu d'une fréquence de 300 kHz, la couverture des NDB de faible puissance et de courte portée ne serait pas sensiblement modifiée, mais celle des radiophares de plus grande puissance et de plus grande portée (par exemple, celle des radiophares de portée égale ou supérieure à 150 km) serait diminuée d'environ 25 % par rapport aux valeurs indiquées dans les tableaux.
- c) L'emploi d'un récepteur ADF à bande passante plus étroite permettrait, toutes choses égales d'ailleurs, d'obtenir une couverture plus étendue pour la même puissance rayonnée du NDB ou, la couverture restant inchangée, d'obtenir un meilleur rapport effectif signal/bruit.
- d) Par exemple, si l'on utilisait une bande passante de 1 kHz au lieu de 6 kHz, pour la même puissance rayonnée, l'augmentation de la couverture pourrait atteindre 30 % ou l'augmentation du rapport effectif signal/bruit pourrait atteindre 8 dB.
- e) Si un secteur de la couverture d'un NDB se trouve au-dessus de la mer, on peut prévoir une augmentation de la couverture dans ce secteur en raison :
- 1) de la meilleure propagation par onde de sol au-dessus de la mer ;
  - 2) du niveau de bruit qui atteint son maximum au-dessus des terres et souvent diminue assez vite au fur et à mesure que l'on s'éloigne des terres. Il est donc permis d'admettre que les distances indiquées dans les tableaux pourraient être augmentées d'environ 30 % de jour et d'environ 20 % de nuit lorsque la trajectoire passe au-dessus de la mer.

e) Toutefois, si le radiophare est situé sur une île éloignée de masses continentales (par exemple, au milieu du Pacifique ou de l'Atlantique, mais non dans les Caraïbes), la couverture du radiophare sera probablement, en particulier sous les tropiques, beaucoup plus grande que ne l'indiquent les tableaux ; dans ce cas, des valeurs de la couverture semblables à celles indiquées pour les latitudes supérieures à 35°N et S, peuvent être présumées pour toutes les latitudes du fait qu'au milieu de l'océan le niveau des parasites atmosphériques est très inférieur à celui que l'on constate au-dessus ou à proximité de masses continentales.

#### 6.3.4 Limitation de la couverture d'un radiophare, la nuit, en raison de l'« effet de nuit »

a) Les distances auxquelles les composantes d'onde de sol et d'onde d'espace du champ reçu seront probablement égales, de nuit, sont indiquées dans le tableau ci-dessous :

Fréquence	<i>Au-dessus</i>	<i>Au-dessus</i>
	<i>des terres</i>	<i>de la mer</i>
200 kHz	500 km	550 km
300 kHz	390 km	520 km
400 kHz	310 km	500 km

b) Les distances auxquelles la composante d'onde de sol du champ reçu dépassera probablement de 10 dB la composante d'onde d'espace, de nuit, sont indiquées dans le tableau ci-dessous :

Fréquence	<i>Au-dessus</i>	<i>Au-dessus</i>
	<i>des terres</i>	<i>de la mer</i>
200 kHz	300 km	320 km
300 kHz	230 km	300 km
400 kHz	200 km	280 km

c) Il est donc improbable que, de nuit, des relèvements sûrs puissent être obtenus à des distances très supérieures à celles qui sont indiquées à l'alinéa b) ci-dessus, étant donné l'interaction des deux composantes du champ reçu. *Ces distances sont indépendantes de la puissance du NDB.*

d) En outre, il convient de noter que si dans le cas de parcours de bonne conductivité (terres) l'effet de nuit ne sera grave qu'à des distances quelque peu supérieures aux distances indiquées, dans le cas de parcours de mauvaise conductivité l'effet de nuit pourra être marqué à des distances bien plus courtes. Cet effet dépendra également, dans une certaine mesure, des caractéristiques du système de rayonnement.

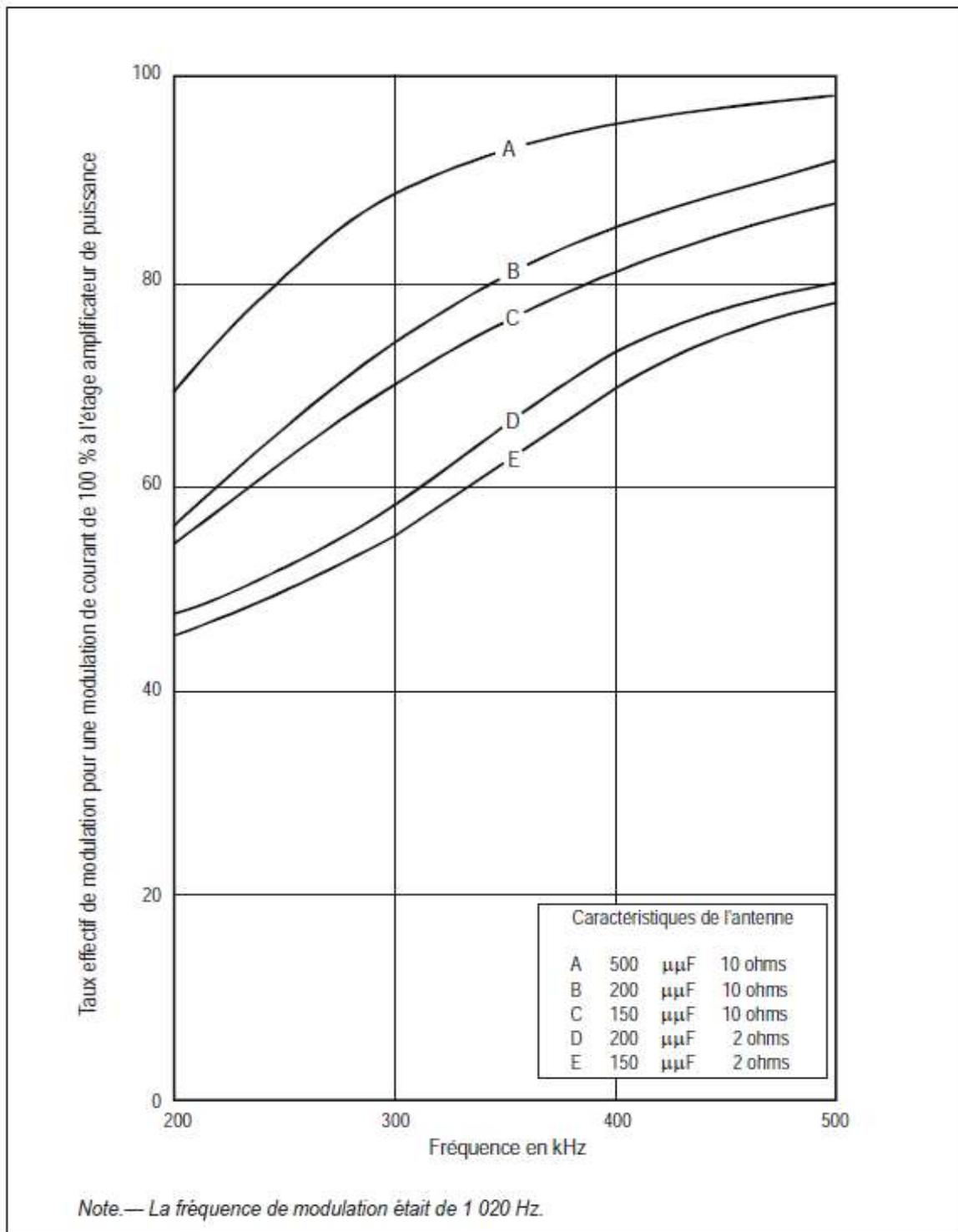
## 6.4 Facteurs influant sur le fonctionnement des NDB

### 6.4.1 Taux de modulation

6.4.1.1 En prescrivant que le taux de modulation doit être maintenu aussi proche que possible de 95 %, il convient d'observer qu'aux fréquences utilisées pour les NDB, les petites antennes généralement employées peuvent modifier le taux réel de modulation du système NDB en raison de l'affaiblissement des bandes latérales.

6.4.1.2 Avec des fréquences de cet ordre, les antennes ne représentent normalement qu'une faible fraction de la longueur d'onde ; elles sont donc très réactives et tendent à avoir un coefficient de surtension élevé.

6.4.1.3 Cet effet est illustré par le graphique de la Figure C-19 qui a été établi d'après les mesures effectuées par un État. La fréquence de modulation dans ces mesures était de 1 020 Hz. Si une fréquence inférieure était utilisée, l'effet serait moindre.



**Figure C-19. Influence du coefficient de surtension de l'antenne sur le taux de modulation du signal émis**

6.4.1.4 Pour réduire l'affaiblissement, il faut tenter de réduire le coefficient de surtension de l'antenne. Deux moyens permettent d'y parvenir : l'accroissement de sa capacité ou l'augmentation de sa résistance.

6.4.1.5 L'augmentation de la résistance d'une antenne entraîne une perte de puissance, ce qui n'est pas le cas lorsqu'on augmente la capacité. Par ailleurs, l'accroissement de la capacité a pour effet de réduire la tension du système et par conséquent de simplifier les problèmes d'isolement.

6.4.1.6 C'est pourquoi il est jugé souhaitable d'accroître la capacité de l'antenne par utilisation d'une charge terminale comme, par exemple, une charge terminale en parapluie.

#### 6.4.2 *Prises de terre*

Les plans de fréquences sont fondés sur l'hypothèse que l'intensité de champ sera maintenue à la valeur voulue. Si la résistance du sol est élevée (c'est-à-dire si le retour à la terre est insuffisant), non seulement l'efficacité du rayonnement sera faible, mais la puissance rayonnée sera sensible aux variations climatiques et autres facteurs influant sur les pertes à la terre. Dans tous les cas, la prise de terre doit être la meilleure possible, compte tenu des conditions locales.

### **6.5 Considérations influant sur le choix de la fréquence de modulation des NDB (NON/A2A)**

Le fait que les récepteurs des radiogoniomètres automatiques modernes à bande étroite présentent des caractéristiques de sélectivité améliorées oblige à reconnaître que, dans la mesure où l'affaiblissement des bandes latérales basse fréquence par ces récepteurs entraîne une réduction du taux effectif de modulation du signal, la distance à laquelle on peut obtenir une identification satisfaisante est réduite par voie de conséquence. Ceci étant, une fréquence de modulation de 400 Hz permettrait d'obtenir une meilleure identification que la fréquence 1 020 Hz. Certains indices portent à croire toutefois que, pour un niveau élevé de parasites atmosphériques, la fréquence plus élevée de 1 020 Hz peut fournir un signal plus lisible.

## **7. Éléments indicatifs sur le DME**

### **7.1 Éléments indicatifs sur le DME/N comme sur le DME/P**

#### 7.1.1 *Rendement du système*

7.1.1.1 Le rendement du système dépend à la fois du chevauchement d'impulsions sur la liaison descendante, du temps mort du transporteur au sol, du chevauchement d'impulsions sur la liaison montante et du rendement du traitement du signal par l'interrogateur. Comme ces éléments qui fixent le rendement sont statistiquement indépendants, on peut les calculer individuellement puis les combiner pour trouver le rendement du système. Un élément constituant du rendement est défini comme étant le rapport (exprimé en pourcentage) du nombre des réponses valides traitées par l'interrogateur au nombre de ses propres interrogations, abstraction faite de tous les autres éléments constituants. Le rendement du système est le produit des divers éléments constituants.

7.1.1.2 Dans le calcul du rendement du système doivent intervenir le nombre des réponses manquantes ainsi que la précision de la distance déterminée au moyen des réponses reçues. Des réponses peuvent manquer parce que le signal est brouillé par chevauchement d'impulsions ou parce que des interrogations sont reçues par le transpondeur pendant un temps mort. Les réponses entachées d'erreurs assez importantes pour être rejetées lors du traitement du signal par l'interrogateur devraient également être traitées comme des réponses manquantes au moment du calcul de chaque élément constituant du rendement.

7.1.1.3 L'importance du brouillage dû au chevauchement d'impulsions dépend du plan d'assignation des canaux, de la charge de trafic et des bandes passantes du récepteur, du transpondeur au sol et de l'interrogateur. Comme la bande passante du récepteur est plus large en mode FA qu'en mode IA, le mode FA est plus sensible au brouillage. La définition du système DME/P tient compte de ces facteurs, qui n'exigent normalement pas d'attention spéciale de la part de l'autorité exploitante.

#### 7.1.2 *Chevauchement d'impulsions sur liaison descendante*

Le chevauchement d'impulsions sur liaison descendante se produit lorsque des interrogations valides à l'entrée du transpondeur au sol sont brouillées par des interrogations provenant d'autres aéronefs arrivant par coïncidence au même instant ; il entraîne une perte de signal ou des erreurs de mesure du temps d'arrivée. Cette charge de trafic non désirée dans le sens air/sol est fonction du nombre d'aéronefs interrogateurs proches du transpondeur en service et de la distribution correspondante des fréquences d'interrogation et des amplitudes de signal reçues dans le transpondeur.

— *Le brouillage entre transpondeurs est contrôlé par les autorités chargées d'assigner les canaux.*

### 7.1.3 Chevauchement d'impulsions sur liaison montante

Le chevauchement d'impulsions sur liaison montante se produit lorsque des réponses valides à l'emplacement de l'interrogateur sont brouillées par d'autres transpondeurs et entraîne une perte de signal ou des erreurs de mesure du temps d'arrivée des impulsions. Le chevauchement d'impulsions peut être causé par les transpondeurs dont la fréquence se situe dans la bande passante de l'interrogateur, y compris les transpondeurs ayant la même fréquence mais un codage d'impulsions différent. Cette charge de trafic non désirée dans le sens sol-air est fonction du nombre de transpondeurs proches de l'interrogateur et de la distribution correspondante des fréquences de réponse et des amplitudes de signal reçues dans l'interrogateur.

### 7.1.4 Rendement du traitement du signal par l'interrogateur

Le rendement du traitement du signal par l'interrogateur est le rapport du nombre de réponses traitées par l'interrogateur au nombre d'interrogations en l'absence de chevauchement d'impulsions et d'effets de temps mort du transpondeur. Ce rendement dépend du seuil des impulsions de réponse et du niveau de bruit du récepteur.

### 7.1.5 Relation entre l'aéronef desservi et le régime d'émission

7.1.5.1 La spécification du régime maximal d'émission du transpondeur détermine la puissance moyenne maximale de l'émetteur. Le § 3.5.4.1.5.5 du Chapitre 3 recommande que le transpondeur soit capable d'émettre 2 700 paires d'impulsions par seconde pour traiter 100 aéronefs. Telle est la charge type du transpondeur en présence de 100 aéronefs. Pour déterminer le régime d'émission réel dont une installation doit être capable pendant des pointes de trafic, il est nécessaire d'estimer le nombre maximal d'interrogateurs. Pour calculer la charge des interrogations du transpondeur, il faut prendre en considération les éléments suivants :

- a) nombre d'aéronefs qui constituent le trafic de pointe ;
- b) nombre d'interrogateurs en service à bord de chaque aéronef ;
- c) distribution des modes de fonctionnement des interrogateurs en service (exemples : recherche, approche initiale, approche finale, essai au sol) ;
- d) valeur appropriée de la fréquence de répétition des impulsions indiquée au Chapitre 3, § 3.5.3.4.

7.1.5.2 Connaissant la charge des interrogations en pointe de trafic et le rendement en réponses du transpondeur en présence de cette charge, on peut calculer la cadence de réponses résultante, donc établir la capacité requise de l'émetteur. Cette cadence de réponses est celle dont le dépassement provoque une réduction de la sensibilité du récepteur (spécifiée au Chapitre 3, § 3.5.4.2.4), réduction destinée à ramener la cadence à son niveau maximal ou plus bas.

### 7.1.6 Implantation du DME associé avec un ILS ou un MLS

7.1.6.1 Le DME devrait, là où cela est possible, fournir au pilote une indication de distance nulle au point d'atterrissage afin de satisfaire les besoins opérationnels actuels.

7.1.6.2 L'emplacement optimal d'un transpondeur DME dépend d'un certain nombre de facteurs techniques et opérationnels. Le DME/N peut être coimplanté avec un ILS ou un MLS lorsque les besoins opérationnels le permettent. Le DME/P, qui est d'une meilleure précision et assure la couverture de toute la zone de piste, est destiné aux opérations plus flexibles et plus avancées rendues possibles par le MLS.

7.1.6.3 Dans le cas du DME/N, on pourra fournir une indication de distance nulle en implantant le transpondeur le plus près possible du point où la distance indiquée doit être nulle. Une autre façon serait de régler le retard systématique du transpondeur de manière à permettre aux interrogateurs embarqués d'indiquer une distance nulle en un point spécifié éloigné de l'antenne DME. Dans ce cas, l'inconvénient qui en découlerait est que de telles installations ne puissent pas être utilisées à l'appui de la navigation fondée sur les performances, comme indiqué à la section 7.2.3. Lorsque la distance DME indiquée doit être nulle ailleurs qu'à l'emplacement de l'antenne DME ou si le DME n'assure qu'une couverture sectorielle, il faudrait envisager de publier les renseignements nécessaires.

7.1.6.4 Pour remplir les conditions de précision et de couverture DME/P, surtout dans la zone de piste, il est recommandé de placer le DME/P aussi près que possible de l'installation d'azimut MLS, compte tenu des critères de franchissement d'obstacles. Les aéronefs dotés de tout le potentiel MLS pourront alors extraire des données de base MLS l'indication de distance nulle souhaitée. À noter qu'il ne faut pas faire varier à cet effet le retard systématique du DME/P.

7.1.6.5 Il est souhaitable que tous les usagers obtiennent une indication de distance nulle au point d'atterrissage avec n'importe quel équipement embarqué. Il faudrait pour cela que le DME/P se trouve par le travers de la piste au point d'atterrissage. Les conditions de précision du DME/P ne seraient pas remplies sur la piste dans ce cas. À noter que le mot de données de base 3 MLS ne permet de coder les coordonnées DME/P que dans certaines limites.

7.1.6.6 Si un MLS/DME/P et un ILS/DME/N desservent la même piste, un aéronef doté de moyens MLS minimaux pourrait obtenir une indication de distance nulle en parvenant à l'emplacement de la station d'azimut d'approche MLS lorsqu'il utilise le MLS et au point d'atterrissage lorsqu'il utilise l'ILS. Comme cela est jugé inacceptable sur le plan de l'exploitation, plus précisément du point de vue ATC, et s'il n'est pas possible de recourir à un triplement de fréquences ILS/MLS/DME pour éviter de déplacer le DME/N, il faut différer la mise en œuvre du DME/P en attendant que le DME/N soit retiré.

7.1.6.7 Il faut publier des renseignements sur le point nominal où la distance indiquée par un interrogateur DME/N est nulle.

7.1.6.8 Dans l'étude du lieu d'implantation d'un DME, il faut également tenir compte de facteurs techniques tels que la longueur et le profil des pistes, le relief local et la hauteur de l'antenne du transpondeur, afin de garantir des niveaux adéquats de signal au voisinage du seuil et le long de la piste, ainsi que du volume de couverture requis (circulaire ou secteur). Il faut veiller aussi à ce que, là où une information de distance est nécessaire dans la zone de piste, l'emplacement choisi ne soit pas de nature à désorienter l'interrogateur du fait d'un taux excessif de variation de vitesse (c.-à-d. qu'il faut choisir avec soin le décalage latéral de l'antenne DME)..

#### 7.1.7 Critères d'espacement géographique

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 5, contient des éléments indicatifs sur les critères d'espacement géographique du DME.*

#### 7.1.8 Rapports signal utile/signal non désiré à l'entrée du récepteur embarqué

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 5, contient des éléments indicatifs sur les rapports signal utile/signal non désiré à l'entrée du récepteur embarqué.*

#### 7.1.9 Considérations particulières relatives aux assignations de canaux DME Y et Z

Selon le plan de disposition des canaux du DME, la fréquence de réponse du transpondeur pour chaque canal Y ou Z est la même que la fréquence d'interrogation d'un autre canal DME. Lorsque la fréquence de réponse d'un DME correspond à la fréquence d'interrogation d'un autre DME, la distance qui sépare les deux transpondeurs doit être supérieure à la distance de l'horizon radio entre les deux. La distance de l'horizon radio est calculée en tenant compte de l'angle de site des deux antennes de transpondeur.

#### 7.1.10 Considérations particulières relatives à l'implantation du DME/P associé avec un ILS

7.1.10.1 Dans le cas des pistes où l'on envisage d'installer un DME associé avec un ILS, s'il est prévu d'utiliser ces pistes à brève échéance pour les opérations MLS/RNAV, il est préférable d'installer un DME/P.

7.1.10.2 Lorsqu'il est prévu que les indications de distance du DME/P seront utilisées dans toute la région terminale, les paires d'impulsions d'interrogation dont l'espacement et la fréquence nominale sont corrects doivent déclencher le transpondeur si la densité de puissance de crête à l'antenne du transpondeur est d'au moins  $-93$  dBW/m<sup>2</sup>. Ce seuil de sensibilité est fondé sur les valeurs figurant au § 3.5.4.2.3.1 du Chapitre 3, et il s'applique au DME/P en mode IA ; à ce niveau, le DME/P mode IA doit répondre aux critères d'efficacité en réponses du DME/N et au moins aux critères de précision du DME/N.

#### 7.1.11 Considérations relatives à l'émetteur-récepteur universel (UAT)

7.1.11.1 Les critères de planification des fréquences visant à assurer la compatibilité entre le DME et l'UAT figurent dans la 2<sup>e</sup> Partie du *Manuel de l'émetteur-récepteur universel (UAT)* (Doc 9861) en préparation.

## 7.2 Éléments indicatifs sur le seul DME/N

### 7.2.1 Couverture des installations DME/N

7.2.1.1 La Figure C-20 permet de déterminer si une installation donnée peut assurer le volume de couverture à fréquences protégées. L'affaiblissement de propagation sur les trajets sans obstructions est fondé sur le modèle de propagation IF-77.

7.2.1.2 Lorsqu'un DME assure une couverture au moyen d'une antenne DME directive ou bidirective, le diagramme de l'antenne en azimut et en site doit être pris en compte pour tirer pleinement parti des spécifications de séparation réduite à l'extérieur du lobe principal de l'antenne. Les diagrammes de rayonnement réels des antennes dépendent de plusieurs facteurs, notamment de la hauteur du centre de phase de l'antenne, de la hauteur du contrepoids DME au-dessus du niveau du sol (AGL), de la rugosité du sol, de la forme du relief, de la hauteur de l'emplacement au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL), ainsi que de la conductivité du sol et du contrepoids. Lorsque le relief et l'emplacement posent problème, il peut être nécessaire d'augmenter adéquatement la puissance isotrope rayonnée équivalente (p.i.r.e). Par ailleurs, l'expérience pratique montre que le système peut fonctionner de manière satisfaisante avec une p.i.r.e. plus faible dans les emplacements qui présentent des conditions favorables ainsi que dans les conditions moins défavorables que présente souvent l'exploitation réelle. Toutefois, pour tenir compte de la p.i.r.e. la plus faible dans les espaces entre les lobes du diagramme réel de l'antenne de site, il est recommandé d'utiliser les valeurs données à la Figure C-20.

— *Le Doc 9718 , Volume II*(Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique — Énoncés de politique approuvés de l'OACI) *donne d'autres indications à ce sujet.*

7.2.1.3 Pour assurer la couverture nécessaire à l'appui de la navigation fondée sur les performances, comme le décrit le Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN) (Doc 9613) et la section 7.2.3, les éléments suivants devraient être pris en compte :

- a) bien que des aéronefs approuvés pour la PBN basée sur le DME soient en mesure de s'accorder sur la fréquence d'un DME jusqu'à une portée de 160 NM, la recherche automatique de stations DME par l'aéronef privilégie en général les stations se trouvant plus à proximité. Ainsi, dans des volumes d'espace aérien desservis par de nombreuses installations DME/N, ces installations sont moins susceptibles d'être utilisées par de nombreux aéronefs lorsqu'elles sont le plus éloignées. Par conséquent, dans les zones desservies par de nombreuses installations DME (assurant un niveau élevé de redondance en matière de repérage de position multi-DME) l'utilisation de longues portées de couverture DME peut susciter peu d'avantages de performance, voire aucun, tout en créant la possibilité de restrictions sur l'assignation de fréquences ;
- b) dans les volumes d'espace aérien desservis par peu de DME, la couverture pour le repérage de position multi-DME peut être améliorée par l'utilisation de longues portées de couverture pour les DME individuels. Du fait de logiques différentes appliquées dans diverses mises en œuvre d'avionique, les valeurs codées dans des champs de la base de données de navigation pourraient réduire inutilement la portée de couverture utilisable des DME dans certaines mises en œuvre d'avionique pour le repérage de position multi-DME. Par exemple, dans le codage ARINC 424 le chiffre de mérite (FOM), le volume de service opérationnel du DME et le champ de couverture de la classe NAVAID peuvent tous limiter la portée utilisable du DME dans certaines mises en œuvre d'avionique. Pour éviter cela, la coordination avec les exploitants d'aéronefs et les fournisseurs de bases de données de navigation concernés peut être nécessaire.

#### 7.2.2 P.i.r.e. des installations DME/N

7.2.2.1 La valeur de densité de puissance prescrite dans le Chapitre 3, § 3.5.4.1.5.2, est fondée sur l'exemple suivant :

Sensibilité du récepteur de bord -120 dBW

Perte dans la ligne de transmission, perte par désaccord,

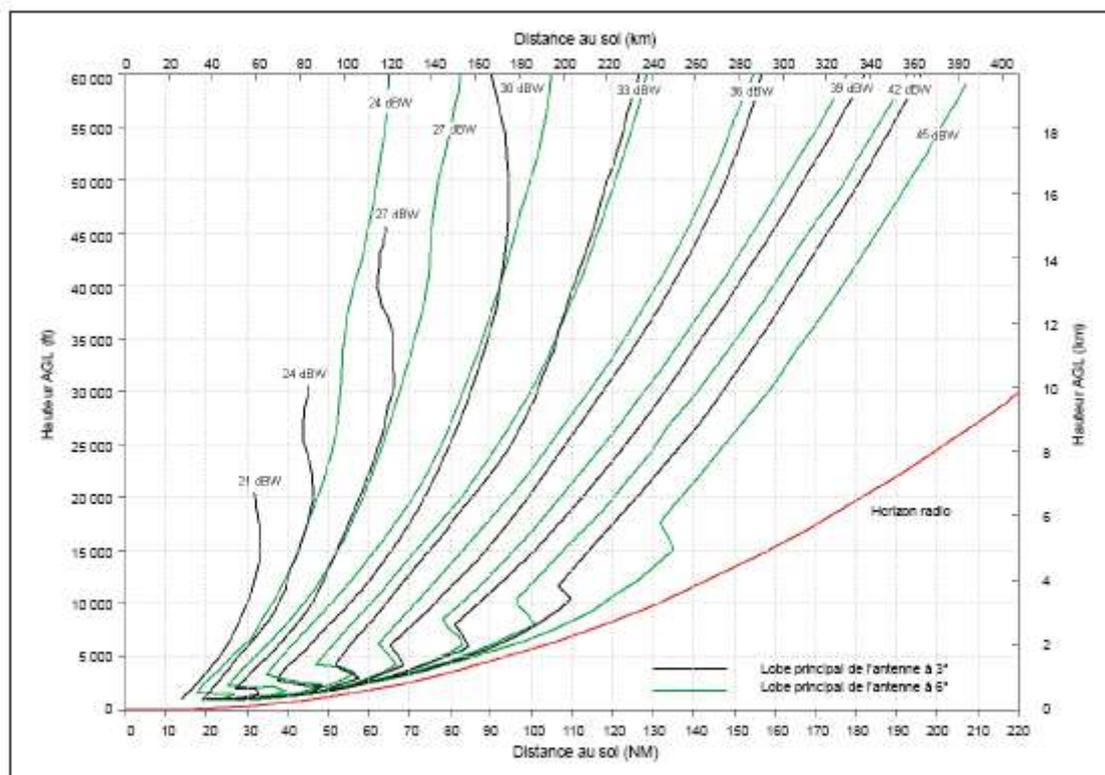
variation du diagramme polaire de l'antenne par rapport

à une antenne isotrope +9 dB

Puissance nécessaire sur l'antenne -111 dBW

-111 dBW à l'antenne correspondent à 89 dBW/m<sup>2</sup> à la fréquence de milieu de la bande.

7.2.2.2 La Figure C-20 donne les valeurs nominales de la p.i.r.e apparente rayonnée nécessaire pour obtenir une densité de puissance de -89dBW/m<sup>2</sup>. Il peut être nécessaire, lorsqu'il s'agit d'assurer une couverture dans des conditions difficiles de relief et d'implantation, d'augmenter, de façon appropriée, la p.i.r.e. Par contre, dans des conditions favorables d'implantation, la densité de puissance spécifiée peut être obtenue en diminuant la p.i.r.e.



**Figure C-20. P.i.r.e. nécessaire pour obtenir une densité de puissance de  $-83 \text{ dBW/m}^2$  en fonction de la hauteur au-dessus du DME et de la distance par rapport au DME**

1. — Les courbes sont basées sur le modèle de propagation IF-77 avec un rayon terrestre de 4/3 confirmé par des mesures.
2. — Dans la Figure C-20, l'horizon radio correspond à une antenne DME située à 5 m (17 ft) AGL sur un terrain plat. L'effet d'écran du terrain réduira la distance qui peut être obtenue.
3. — Si l'antenne est située beaucoup plus haut que l'antenne de référence théorique, l'horizon radio et la densité de puissance augmenteront.

### 7.2.3 RNAV DME/DME

7.2.3.1 Le DME est de plus en plus utilisé dans les opérations en navigation de surface (RNAV). Même si l'emploi du DME pour la RNAV n'impose pas d'exigences techniques supplémentaires au système DME, il soulève certains problèmes par rapport à l'emploi traditionnel du DME avec le VOR dans les opérations classiques. Ces problèmes sont présentés brièvement ci-après.

7.2.3.2 La détermination de la position DME/DME est basée sur la triangulation de la position par le système RNAV de bord à partir de plusieurs distances DME provenant d'emplacements d'installations DME figurant dans la base de données de l'aéronef. La précision de la solution de position obtenue dépend de la distance des DME et de leur géométrie relative. Il faut donc quelques mesures supplémentaires pour garantir que l'infrastructure DME peut prendre en charge les opérations RNAV, c'est-à-dire que le nombre de DME disponibles est suffisant et que leur emplacement offre la géométrie appropriée pour assurer la précision requise. Pour les procédures d'approche et de départ, il est également nécessaire de confirmer que l'intensité du signal est suffisante et qu'il n'y a pas de faux verrouillages et déverrouillages dus aux multitrajets. Lors de la vérification du nombre de DME, il est également important de déterminer quels sont les DME essentiels (c'est-à-dire ceux qui doivent être opérationnels pour que les performances nécessaires soient assurées).

7.2.3.3 Des erreurs dans les emplacements publiés des installations DME se traduiront par des erreurs de position RNAV. Il est donc important que les positions DME soient correctement déterminées par levé et que des procédures appropriées soient en place pour garantir que les données d'emplacement publiées sont exactes. Dans le cas des installations DME coimplantées avec le VOR, la position du DME doit faire l'objet d'un levé distinct et être publiée séparément si la distance de séparation dépasse 30 m.

— Les spécifications relatives à la qualité des données et à la publication des renseignements sur l'emplacement des DME figurent PANS-AIM (Doc 10066), Appendice 1.

7.2.3.4 Lorsque le DME est utilisé pour la RNAV, les récepteurs DME à balayage embarqués ne vérifient pas habituellement l'identité des DME. Par conséquent, supprimer l'identification d'un DME pendant les essais ou les opérations de maintenance ne garantit pas que les signaux ne seront pas utilisés en exploitation. Les activités de maintenance qui risquent de fournir des informations trompeuses doivent être réduites au minimum.

1. — *Le Doc 8071 donne d'autres indications sur l'inspection en vol des procédures RNAV DME/DME.*

2. — *D'autres indications sur l'évaluation de l'infrastructure de navigation pour la prise en charge des procédures RNAV sont données dans le document « EUROCONTROL-GUID-0114 » d'EUROCONTROL que l'on peut consulter sur le site web à l'adresse suivante: [http://www.eurocontrol.int/eatm/public/standard\\_page/gr\\_lib.html](http://www.eurocontrol.int/eatm/public/standard_page/gr_lib.html) et sur la page PBN du site web de l'OACI : <http://www.icao.int/pbn>.*

### **7.3 Éléments indicatifs sur le seul DME/P**

#### *7.3.1 Description du système DME/P*

7.3.1.1 Le DME/P fait partie intégrante du système d'atterrissage hyperfréquences décrit au Chapitre 3, § 3.11. Le format de signal du DME/P définit deux modes de fonctionnement : le mode approche initiale (IA) et le mode approche finale (FA). Le mode IA est compatible et interopérable avec le DME/N et sert à assurer une précision accrue dans les phases initiales de l'approche. Le mode FA assure une précision considérablement améliorée dans la zone d'approche finale. Les deux modes sont associés dans une seule installation au sol DME/P et les caractéristiques du système sont telles que les fonctions DME/N et DME/P peuvent être combinées dans un interrogateur unique. Les modes IA et FA sont identifiés par les codes d'impulsion qui sont spécifiés au § 3.5.4.4 du Chapitre 3. Dans le secteur d'approche MLS, la couverture du DME/P s'étend au minimum jusqu'à 41 km (22 NM) du transpondeur au sol. Il est entendu que l'interrogateur ne fonctionne pas en mode FA à plus de 13 km (7 NM) du lieu d'implantation du transpondeur, même si la transition du mode IA au mode FA peut commencer à 15 km (8 NM) du transpondeur. On a choisi ces chiffres en partant de l'hypothèse que le transpondeur est installé au-delà de l'extrémité aval de la piste, à 3 600 m (2 NM) environ du seuil.

7.3.1.2 L'une des principales causes possibles de la détérioration de la précision dans les phases finales de l'approche est le brouillage par multitrajets (réflexion des signaux). Le mode FA du DME/P limite ces effets grâce au traitement en large bande des impulsions dont le bord avant est très incliné et grâce à la mesure du temps d'arrivée de l'impulsion en un point de faible amplitude, là où elle n'a pas été sensiblement déformée par des multitrajets, alors que dans le cas du DME/N le temps de montée des impulsions est plus long et le seuil se situe à 50 %.

7.3.1.3 Le mode FA étant utilisé à moins de 13 km (7 NM), l'émetteur peut engendrer une impulsion à court temps de montée avec un niveau adéquat et fournir la précision demandée tout en respectant les spécifications du spectre des impulsions du transpondeur. L'utilisation du seuil 50 % et d'un récepteur à bande passante étroite dans le mode IA rend possibles des performances suffisantes mais moins bonnes jusqu'aux limites de couverture. Le transpondeur détermine le mode d'interrogation utilisé au moyen du code d'interrogation afin de mesurer le retard des réponses par rapport à une référence de temps appropriée. Le mode IA est interopérable avec le DME/N ; cela permet d'utiliser un interrogateur DME/N avec un transpondeur DME/P pour obtenir au moins la précision d'un transpondeur DME/N. De la même façon, un interrogateur DME/P peut être utilisé avec un transpondeur DME/N.

#### *7.3.2 Précision du système DME/P*

##### *7.3.2.1 Précision exigée du DME/P*

7.3.2.1.1 Lorsqu'on étudie la précision exigée du DME/P, les manœuvres qui peuvent être exécutées dans le volume utile du mode approche finale rentrent en général dans l'un ou l'autre de deux groupes. C'est ainsi que deux normes de précision sont définies pour le mode approche finale :

a) *Norme de précision 1.* C'est la norme de précision la moins stricte ; elle est destinée à la plupart des manœuvres d'adao (avion à décollage et à atterrissage ordinaires).

b) *Norme de précision 2.* Elle spécifie une précision accrue qui peut être nécessaire pour les manœuvres d'adav et d'adac, les manœuvres d'arrondi d'adao avec guidage en site d'arrondi MLS et les sorties à grande vitesse d'adao.

7.3.2.1.2 Le Tableau C-5 indique des applications du DME/P et des chiffres types de précision. Il aidera à choisir la norme de précision appropriée au besoin opérationnel. Une distance de 1 768 m (5 800 ft) entre l'antenne DME et le seuil de piste a servi aux calculs. Les paragraphes ci-après renvoient au Tableau C-5.

7.3.2.1.3 On cherche à obtenir du DME/P une précision qui corresponde approximativement à l'erreur de suivi (PFE) de la fonction d'azimut à une distance de 37 km (20 NM) du point de repère MLS à la fois dans le prolongement de l'axe de piste et à 40° d'azimut. De même, l'erreur du DME/N aux limites de couverture MLS est compatible avec la précision globale de 0,37 km (0,2 NM) mentionnée au Chapitre 3, § 3.5.3.1.3.3. Le bruit sur les commandes (CMN) est l'équivalent linéaire du CMN de  $\pm 0,1^\circ$  spécifié pour la fonction d'angle d'azimut.

7.3.2.1.4 La PFE correspond à l'erreur angulaire d'azimut ; le CMN est l'équivalent linéaire approximatif du CMN de  $\pm 0,1^\circ$  spécifié pour le système d'angle d'azimut.

**Tableau C-5**

Fonction	Distance type au seuil	PFE (probabilité de 95 %)	CMN (probabilité de 95 %)
<b>Approche (§ 7.3.2.1.3)</b>			
— prolongement de l'axe de piste	37 km (20 NM)	$\pm 250$ m ( $\pm 820$ ft)	$\pm 68$ m ( $\pm 223$ ft)
— à 40° d'azimut	37 km (20 NM)	$\pm 375$ m ( $\pm 1\ 230$ ft)	$\pm 68$ m ( $\pm 223$ ft)
<b>Approche (§ 7.3.2.1.4)</b>			
— prolongement de l'axe de piste	9 km (5 NM)	$\pm 85$ m ( $\pm 279$ ft)	$\pm 34$ m ( $\pm 111$ ft)
— à 40° d'azimut	9 km (5 NM)	$\pm 127$ m ( $\pm 417$ ft)	$\pm 34$ m ( $\pm 111$ ft)
<b>Remplacement d'une radioborne</b>			
— radioborne extérieure	9 km (5 NM)	$\pm 800$ m ( $\pm 2\ 625$ ft)	non applicable
— radioborne intermédiaire	1 060 m (0,57 NM)	$\pm 400$ m ( $\pm 1\ 312$ ft)	non applicable
<b>Détermination de la hauteur de décision de 30 m (100 ft) (§ 7.3.2.1.5)</b>			
— alignement de descente de 3° (adao)	556 m (0,3 NM)	$\pm 30$ m ( $\pm 100$ ft)	non applicable
— alignement de descente de 6° (adac)	556 m (0,3 NM)	$\pm 15$ m ( $\pm 50$ ft)	non applicable
<b>Amorce de l'arrondi au-dessus d'un terrain accidenté (§ 7.3.2.1.6)</b>			
— alignement de descente de 3° (adao)	0	$\pm 30$ m ( $\pm 100$ ft)	$\pm 18$ m ( $\pm 60$ ft)
— alignement de descente de 6° (adac)	0	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)
<b>Modification de sensibilité (§ 7.3.2.1.7) (Programme de gain de pilote automatique)</b>			
	de 37 km (20 NM) à 0	$\pm 250$ m ( $\pm 820$ ft)	non applicable
<b>Manœuvre d'arrondi avec site d'arrondi MLS (§ 7.3.2.1.8)</b>			
— adao	0	$\pm 30$ m ( $\pm 100$ ft)	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)
— adac	0	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)
<b>Alerte de long arrondi (§ 7.3.2.1.9)</b>			
	Zone de piste	$\pm 30$ m ( $\pm 100$ ft)	non applicable
<b>Course au sol/virage à grande vitesse d'adao (§ 7.3.2.1.10)</b>			
	Zone de piste	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)	$\pm 30$ m ( $\pm 100$ ft)
<b>Montée au départ et approche interrompue</b>			
	de 0 à 9 km (5 NM)	$\pm 100$ m ( $\pm 328$ ft)	$\pm 68$ m ( $\pm 223$ ft)
<b>Approches d'adav (§ 7.3.2.1.11)</b>			
	de 925 m (0,5 NM) à 0	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)
<b>Transformations de coordonnées (§ 7.3.2.1.12)</b>			
	—	de $\pm 12$ m à $\pm 30$ m (de $\pm 40$ ft à $\pm 100$ ft)	$\pm 12$ m ( $\pm 40$ ft)

7.3.2.1.5 La PFE de  $\pm 30$  m correspond à une erreur verticale de  $\pm 1,5$  m pour un angle de site de 3°.

7.3.2.1.6 L'arrondi est amorcé à proximité du point de repère d'approche MLS ; le site MLS et le DME/P assurent le guidage vertical pour l'atterrissage automatique lorsque le terrain en amont du seuil de piste est accidenté.

7.3.2.1.7 La modification de sensibilité et la programmation de gain de pilote automatique ne dépendent pas beaucoup de la précision.

7.3.2.1.8 Cette spécification s'appliquera lorsque le guidage vertical et la vitesse d'enfoncement en atterrissage automatique se déduisent du site d'arrondi MLS et du DME/P.

— *Même si la définition de la norme prévoit la fonction de site d'arrondi MLS, cette fonction n'est pas mise en œuvre et il n'est pas prévu qu'elle le soit dans le futur.*

7.3.2.1.9 Le pilote est averti si l'aéronef est sur le point de se poser au-delà de la zone de toucher des roues.

7.3.2.1.10 La spécification de précision de la course au sol est le reflet du potentiel de développement du système. Dans cette application, la PFE de course au sol sera fonction de la nécessité éventuelle d'optimiser la décélération pendant la course au sol et le virage de sortie de piste de façon à réduire le temps d'occupation de la piste.

7.3.2.1.11 Cette application a pour but d'assurer le pilote que l'aéronef se trouve au-dessus de l'aire d'atterrissage avant la descente.

7.3.2.1.12 Il peut être souhaitable de changer l'origine des coordonnées MLS lorsque les antennes ne sont pas situées conformément aux indications du Chapitre 3, § 3.11.5.2.6 ou 3.11.5.3.5. Les chiffres du tableau sont caractéristiques d'une application adav ; les valeurs réelles dépendront de la géométrie de l'installation.

### 7.3.3 Bilans d'erreurs du DME/P

Le Tableau C-6 contient des exemples de bilans d'erreurs correspondant aux normes de précisions 1 et 2 du DME/P. Si chaque composante d'erreur spécifiée n'est pas dépassée dans la pratique, on peut s'attendre que les performances globales du système indiquées au § 3.5.3.1.3.4 soient obtenues. On calcule la part attribuable au chevauchement d'impulsions dans l'erreur globale en faisant la somme quadratique des erreurs obtenues dans l'environnement de liaison descendante spécifié et de celles qui ont été obtenues dans l'environnement de liaison montante spécifié puis en retranchant quadratiquement l'erreur obtenue dans un environnement sans chevauchement d'impulsions.

### 7.3.4 Mise en œuvre du système

7.3.4.1 Alors que le DME/P peut être mis en œuvre de différentes façons, les erreurs instrumentales et de propagation prises comme hypothèses sont représentatives des erreurs que l'on obtiendrait avec des équipements à compensation interne de variation de retard systématique et dans lesquels les points de repère de séquençement sont établis par choix de seuils sur le bord avant de la première des impulsions d'une paire selon les techniques suivantes :

a) *mode IA* : technique classique avec seuil fixé au point de demi-amplitude ;

b) *mode FA* : technique retarder-affaiblir-et-comparer (DAC) avec seuil fixé entre les points à 5 % et 30 % de l'amplitude.

**Tableau C-6. Exemple de bilan d'erreurs du DME/P**

Source d'erreur	Composante de l'erreur	Mode FA Norme 1		Mode FA Norme 2		Mode IA	
		PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)
Instruments	Transpondeur	±10 (±33)	±8 (±26)	±5 (±16)	±5 (±16)	±15 (±50)	±10 (±33)
	Interrogateur	±15 (±50)	±10 (±33)	±7 (±23)	±7 (±23)	±30 (±100)	±15 (±50)
Lieu d'implantation	Multitrajets spéculaires sur liaison descendante	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Multitrajets spéculaires sur liaison montante	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Multitrajets non spéculaires (diffus)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)
	Chevauchement d'impulsions	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)

Note 1.— Les chiffres correspondant aux « multitrajets non spéculaires » et au « chevauchement d'impulsions » sont les totaux des composantes liaison montante et liaison descendante.

Note 2.— La PFE comprend à la fois des composantes systématiques et des composantes qui varient avec le temps. Dans le tableau ci-dessus, on suppose que les composantes qui varient avec le temps et la plupart des erreurs liées au lieu d'implantation sont essentiellement indépendantes du point de vue statistique. Il se peut que les composantes systématiques ne répondent à aucune distribution statistique particulière.

Lorsque l'on examinera ces bilans d'erreurs, c'est avec prudence que l'on choisira la méthode mathématique particulière à suivre pour combiner les composantes individuelles.

Note 3.— On admet que le temps de montée de l'onde émise est de 1 200 ns.

7.3.4.2 La norme de précision 1 peut être respectée avec un retard de 100 ns et un affaiblissement de 5 à 6 dB. Il est également recommandé que le seuil de l'impulsion retardée comme celui de l'impulsion affaiblie se situent dans la zone de temps de montée partielle.

7.3.4.3 L'exemple ci-dessus n'exclut pas l'utilisation de techniques de mesure du temps d'arrivée autres que la technique DAC, mais il faut en tout cas que les mesures de seuil aient lieu pendant le temps de montée partielle de l'impulsion.

### 7.3.5 *Traitement du signal dans l'interrogateur DME/P*

#### 7.3.5.1 *En cours d'acquisition*

a) L'interrogateur acquiert et valide le signal en moins de 2 s avant de passer en condition poursuite même en présence de paires d'impulsions de remplissage et d'impulsions erratiques provenant de canaux adjacents, ce qui donne un rendement du système de 50 %.

b) À la suite d'une perte de signal acquis, en mode IA ou en mode FA, l'interrogateur donne un avertissement en moins de 1 s ; en attendant, l'information de guidage continue d'être affichée. À la suite d'une perte de signal, l'interrogateur se remet en condition recherche dans le mode IA afin de reprendre la poursuite.

#### 7.3.5.2 *En cours de poursuite*

Lorsque la poursuite est déjà bien engagée, le récepteur produit une information de guidage valide avant de supprimer l'avertissement. Le processus de validation se poursuit tant que l'interrogateur se trouve en condition poursuite. L'interrogateur demeure en condition poursuite tant que le rendement du système est supérieur ou égal à 50 %. En condition poursuite, le récepteur assure la protection contre les signaux erronés de courte durée et de grande amplitude.

#### 7.3.5.3 *Filtre de données de distance*

Les spécifications de précision du Chapitre 3, § 3.5.3.1.3.4, ainsi que les bilans d'erreurs examinés au § 7.3.3, supposent que le bruit aux fréquences supérieures est limité par un filtre passe-bas à pulsation de coupure  $q_2$  indiqué à la Figure C-21. Selon l'application prévue par l'utilisateur, un filtrage supplémentaire peut être utilisé en vue de la réduction du bruit à condition que la variation d'amplitude et le retard de phase induits ne nuisent pas à la réponse dynamique des commandes de vol de l'aéronef. Les paragraphes ci-dessous traitent des caractéristiques supplémentaires recommandées du filtre de données.

#### 7.3.5.4 *Mémoire de vitesse*

Le filtre de données peut devoir être doté d'une mémoire de vitesse afin d'obtenir les précisions spécifiées au Chapitre 3, § 3.5.3.1.3.4, avec un rendement du système de 50 %. À noter que le rendement du système peut être faible en mode IA pendant les émissions d'identification.

#### 7.3.5.5 *Réjection des aberrations*

Les estimations de distance qui sont sensiblement différentes des estimations de distance filtrées antérieures devraient être considérées comme erronées, puisqu'elles n'ont pas pu résulter du déplacement de l'aéronef. Elles devraient être rejetées à l'entrée du filtre de données.

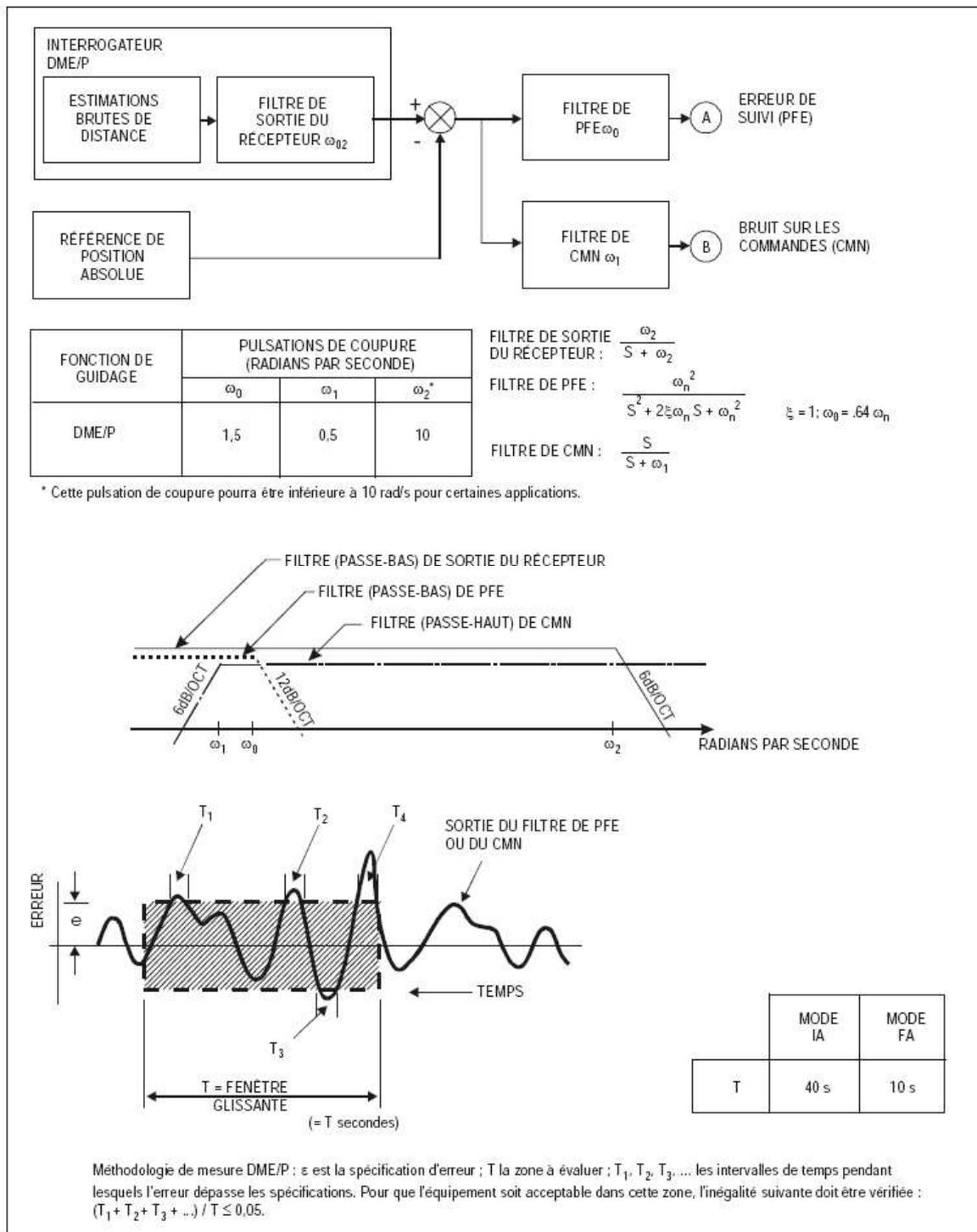


Figure C-21

7.3.6 Méthodes de mesure des erreurs du DME/P

7.3.6.1 Erreurs du système

7.3.6.1.1 Les spécifications de précision du DME/P (erreur de suivi [PFE] et bruit sur les commandes [CMN]) figurent au Chapitre 3, § 3.5.4.1.3.4. Les composantes PFE et CMN décrivent l'interaction entre le signal de guidage DME/P et l'aéronef en des termes directement liés aux erreurs de position de l'aéronef et à la conception des commandes de vol.

7.3.6.1.2 Afin de vérifier si les normes de précision sont respectées, on évalue les composantes PFE et CMN sur une tranche quelconque de T secondes (T = 40 s dans le mode IA et 10 s dans le mode FA) de l'enregistrement de l'erreur de vol dans les limites de couverture du DME/P. La condition de probabilité de 95 % est considérée comme remplie si ces composantes PFE et CMN ne dépassent pas les limites d'erreur spécifiées pendant une période totale supérieure à 5 % de la tranche d'évaluation. La méthode est illustrée à la Figure C-21. Pour

évaluer les composantes PFE et CMN des données de guidage DME/P, on soustrait des données de guidage la position réelle de l'aéronef déterminée par rapport à une référence de position appropriée ; on obtient ainsi un signal d'erreur. Ce signal d'erreur est ensuite filtré par les filtres de PFE et de CMN, dont les sorties fournissent respectivement des estimations convenables des composantes PFE et CMN. Ces filtres sont décrits à la Figure C-21.

7.3.6.1.3 Ils peuvent servir à déterminer les composantes d'erreur instrumentale du transpondeur indiquées au Chapitre 3, § 3.5.4.5.3 et 3.5.4.5.4. Les composantes d'erreur instrumentale de l'interrogateur indiquées au Chapitre 3, § 3.5.5.4, peuvent être déterminées de la même façon.

### 7.3.7 Effets des multitrajets

7.3.7.1 Les spécifications de précision du DME/P supposent que les performances ne tombent pas au-dessous d'une certaine limite dans les conditions probables de multitrajets et que les performances de l'interrogateur et du récepteur de transpondeur se détériorent également.

7.3.7.2 Pour que l'équipement fonctionne conformément aux spécifications, les éléments suivants devraient s'appliquer au fonctionnement du système en mode FA :

a) Si un signal suffisamment puissant pour rendre le bruit thermique négligeable est appliqué aux récepteurs, un second signal retardé de 0 à 350 ns par rapport au premier, d'amplitude inférieure d'au moins 3 dB à celle du premier et dont la fréquence de dentelures varie entre 0,05 et 200 Hz ne devrait pas causer à la sortie du récepteur des erreurs supérieures à  $\pm 100$  ns (15 m).

b) En cas de retard supérieur à 350 ns, l'erreur sera considérablement réduite. L'erreur type sera de  $\pm 7$  ns (1 m).

7.3.7.3 Il faudrait disposer l'antenne de bord de manière à éviter des réductions de gain devant l'aéronef en configuration d'atterrissage. Toute réduction de gain d'antenne de ce genre risque de renforcer la partie de l'erreur attribuable aux multitrajets pendant les phases d'approche et d'atterrissage, au moment où les plus hautes précisions du DME s'imposent.

### 7.3.8 Bilan de puissance du DME/P

7.3.8.1 Les Tableaux C-7 et C-8 donnent des exemples de bilans de puissance dans les sens air-sol et sol-air des adaos. La valeur de crête autorisée de la puissance apparente rayonnée est fondée sur une forme des impulsions qui répond aux contraintes spectrales du Chapitre 3, § 3.5.4.1.3, alinéa e).

7.3.8.2 Dans le calcul du bilan de puissance, on suppose que l'antenne de l'aéronef n'est pas cachée par la structure de celui-ci, train d'atterrissage sorti compris

**Tableau C-7. Bilan de puissance dans le sens sol-air pour adao**

Éléments du bilan de puissance	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Point de repère	Course au sol
Puissance apparente rayonnée de crête (dBm)	55	55	55	55
Affaiblissement par multitrajets au sol (dB)	-5	-3	-4	-17
Affaiblissement de diagramme de rayonnement d'antenne (dB)	-4	-2	-5	-5
Affaiblissement sur le trajet (dB)	-125	-115	-107	-103
Affaiblissement moniteur (dB)	-1	-1	-1	-1
Affaiblissement par polarisation et par la pluie (dB)	-1	-1	0	0
Signal reçu par l'aéronef (dBm)	-81	-67	-62	-71
Densité de puissance à l'emplacement de l'aéronef (dBW/m <sup>2</sup> )	-89	-75	-70	-79
Gain de l'antenne de l'aéronef (dB)	0	0	0	0
Affaiblissement dans le câble de l'aéronef (dB)	-4	-4	-4	-4
Signal reçu par l'interrogateur (dBm)	-85	-71	-66	-75
Bruit vidéo du récepteur (dBm) (Facteur du bruit [NF] = 9 dB)				
Largeur de bande FI : 3,5 MHz		-103	-103	-103
Largeur de bande FI : 0,8 MHz	-109			
Rapport signal/bruit (vidéo) (dB)	24	32	37	28

**Tableau C-8. Bilan de puissance dans le sens air-sol pour adao**

Éléments du bilan de puissance	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Point de repère	Course au sol
Puissance de l'émetteur de l'interrogateur (dBm)	57	57	57	57
Gain de l'antenne de l'aéronef (dB)	0	0	0	0
Affaiblissement dans le câble de l'aéronef (dB)	-4	-4	-4	-4
Puissance apparente rayonnée de crête (dBm)	53	53	53	53
Affaiblissement par multitrajets au sol (dB)	-5	-3	-4	-17
Affaiblissement sur le trajet (dB)	-125	-115	-107	-103
Affaiblissement par polarisation et par la pluie (dB)	-1	-1	0	0
Signal capté par l'antenne du transpondeur (dBm)	-78	-66	-58	-67
Gain d'antenne au sol (dB)	8	8	8	8
Affaiblissement de diagramme (dB)	-4	-2	-5	-5
Affaiblissement dans le câble (dB)	-3	-3	-3	-3
Signal reçu par le transpondeur (dBm)	-77	-63	-58	-67
Bruit vidéo du récepteur (dBm)				
(Facteur du bruit [NF] = 9 dB)				
Bande passante FI : 3,5 MHz		-106	-106	-106
Bande passante FI : 0,8 MHz	-112			
Rapport signal/bruit (vidéo) (dB)	35	43	48	39

7.3.8.3 Le rapport signal/bruit vidéo est lié au rapport signal/bruit FI par la relation suivante :

$$S/B \text{ (vidéo)} = S/B \text{ FI} + 10 \log \frac{\text{Largeur de bruit FI}}{\text{largeur de bande de bruit vidéo}}$$

1. — Les distances sont mesurées à partir de l'antenne du transpondeur.
2. — Les paramètres qui dépendent des fréquences sont calculés pour 1 088 MHz.

### 7.3.9 Mesure du retard systématique du moniteur DME/P

On peut mesurer le retard systématique en mesurant la sortie d'un filtre de PFE et en commandant une opération dans la seconde qui suit. Toutefois, étant donné que la PFE du transpondeur est une composante d'erreur qui varie lentement, on obtiendra une mesure équivalente en faisant la moyenne des échantillons de retard systématique non filtrés sur une seconde.

## 8. Indications relatives aux délais de commutation d'alimentation électrique

### 8.1 Délais de commutation d'alimentation électrique des aides radio basées au sol utilisées au voisinage des aérodromes

Les délais de commutation d'alimentation électrique requis pour les aides radio à la navigation et les éléments au sol des installations de télécommunications dépendent du type de piste et d'exploitation aérienne à desservir. Au Tableau C-9 figurent des délais typiques de commutation que les systèmes d'alimentation électrique actuellement disponibles sont capables de respecter.

**Tableau C-9. Délais de commutation d'alimentation électrique  
des aides radio basées au sol utilisées aux aérodromes**

Type de piste	Aide à alimenter	Délai maximal de commutation
Avec approche aux instruments	SRE	15 s
	VOR	15 s
	NDB	15 s
	Radiogoniomètre	15 s
Avec approche de précision, catégorie I	Radiophare d'alignement de piste ILS	10 s
	Radiophare d'alignement de descente ILS	10 s
	Radioborne intermédiaire ILS	10 s
	Radioborne extérieure ILS	10 s
	PAR	10 s
Avec approche de précision, catégorie II	Radiophare d'alignement de piste ILS	0 s
	Radiophare d'alignement de descente ILS	0 s
	Radioborne intérieure ILS	1 s
	Radioborne intermédiaire ILS	1 s
	Radioborne extérieure ILS	10 s
Avec approche de précision, catégorie III	(Comme pour la catégorie II)	

## SUPPLÉMENT D. ÉLÉMENTS INDICATIFS RELATIFS À L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES SUR LE GNSS

### 1. DÉFINITIONS

**Bi-binaire.** Le format bi-binaire s'utilise en codage Manchester, parfois appelé codage Manchester différentiel. Dans ce format, c'est la transition d'un niveau binaire à l'autre qui définit le bit.

**Chip.** Chacun des éléments composant une séquence de bits pseudo-aléatoire.

**Code Gold.** Ensemble de codes uniques utilisé par le GPS et caractérisé par de faibles valeurs de corrélation croisée et d'autocorrélation hors crête.

**Disponibilité sélective (SA).** Concept désignant les techniques qui permettent de réduire délibérément la précision du service de localisation standard et de fixer le niveau de précision en position, en vitesse et en temps du GPS.

— La fonction SA du GPS a été supprimée le 1<sup>er</sup> mai 2000, à minuit.

### 2. GÉNÉRALITÉS

Les normes et pratiques recommandées sur le GNSS contiennent des dispositions relatives aux éléments énumérés au chapitre 3, § 3.7.2.2. Le *Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS)* (Doc 9849) contient des éléments indicatifs supplémentaires sur la mise en œuvre.

— À moins d'indication contraire expresse, les éléments indicatifs sur le GBAS s'appliquent aussi au GRAS.

### 3. CRITÈRES DE PERFORMANCE RELATIFS AUX SYSTÈMES DE NAVIGATION

#### 3.1 Introduction

3.1.1. Les critères de performance des systèmes de navigation sont définis dans le *Manuel de la navigation fondée sur les performances (PBN)* (Doc 9613) pour un seul aéronef et pour le système total ; les différents éléments y sont pris en compte (signaux électromagnétiques, équipement de bord, capacité de l'aéronef de suivre la trajectoire voulue). Les critères de performance relatifs aux signaux électromagnétiques du GNSS ont été déduits de ces spécifications du système total. Le GNSS exigeant de prendre en compte des configurations dégradées pouvant concerner plusieurs aéronefs à la fois, certains de ces critères ont été définis de manière plus sévère afin de tenir compte de telles situations.

3.1.2. Deux types d'approche et d'atterrissage avec guidage vertical (APV), APV-I et APV-II, utilisent le guidage vertical par rapport à l'alignement de descente, mais l'installation ou le système de navigation peut ne pas répondre à toutes les spécifications liées aux approches de précision. Ces opérations combinent une performance latérale égale à celle du radiophare d'alignement de piste d'une installation de catégorie de performances I avec différents niveaux de guidage vertical. L'APV-I comme l'APV-II présentent des avantages d'accès par rapport aux approches de non-précision et le service fourni dépend des besoins opérationnels et de l'infrastructure du SBAS. L'APV-I et l'APV-II dépassent les critères (latéraux et verticaux) prescrits pour les approches RNAV utilisant l'altimétrie barométrique et l'équipement de bord pertinent peut donc servir pour effectuer des approches de non-précision VNAV APV et RNAV utilisant l'altimétrie barométrique.

3.1.3. Précision . L'erreur de position du GNSS est l'écart entre la position estimée et la position réelle. En tout point, la probabilité que cet écart soit inférieur ou égal à la spécification de précision doit être d'au moins 95 %.

3.1.4. Les systèmes au sol fixes tels que le VOR et l'ILS présentant des caractéristiques d'erreur relativement stables, la mesure de leurs performances peut se faire en un temps relativement court (par exemple, pendant la vérification en vol) ; par la suite, la précision du système n'est pas censée se modifier. Par contre, les erreurs fluctuent dans le cas du GNSS : le mouvement orbital des satellites et les caractéristiques d'erreur du système font que les erreurs de position peuvent changer en l'espace de quelques heures. De plus, la précision elle-même (définie par la probabilité de 95 % de confinement des erreurs à l'intérieur des limites spécifiées) varie avec la géométrie des satellites visibles. La mesure permanente de la précision du GNSS s'avérant impossible, la mise en œuvre de ce système impose de recourir principalement à l'analyse et à la caractérisation des erreurs. Le GNSS ne se prête pas aux évaluations reposant sur des mesures par fenêtre glissante.

3.1.5. Dans bien des architectures GNSS, l'erreur varie lentement avec le temps, en raison du filtrage assuré par les systèmes de renforcement et par le récepteur de l'utilisateur. Il s'ensuit que le nombre d'échantillons indépendants pouvant être recueillis sur une période de plusieurs minutes est faible. Il s'agit d'un point crucial en matière d'approche de précision, puisque cela suppose une probabilité de 5 % que l'erreur de position excède la valeur spécifiée pour toute la durée de l'approche. Cependant, les variations de précision décrites au § 3.2.2 entraînent habituellement une probabilité beaucoup plus faible.

3.1.6. Le critère voulant que la précision soit assurée 95 % du temps a été défini afin d'assurer son acceptation par les pilotes, car il englobe les erreurs qui se produiront le plus souvent. Cette spécification de précision doit être respectée dans la géométrie satellitaire la plus défavorable sous laquelle la disponibilité du GNSS est assurée. La probabilité de telle ou telle géométrie particulière est trop faible pour entrer en ligne de compte.

3.1.7. La précision du GNSS est donc définie comme une probabilité associée à chaque échantillon, et non à un pourcentage donné d'échantillons dans un intervalle de mesure particulier. Si l'ensemble d'échantillons indépendants considéré est suffisamment vaste, au moins 95 % de ces derniers devraient être conformes aux spécifications de précision du chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. La variabilité de précision du système liée aux mouvements des satellites entre eux n'a aucun effet, car toutes les mesures sont rapportées à la géométrie satellitaire la plus défavorable.

3.1.8. Un exemple d'application de ce principe est l'utilisation du GPS pour assurer les performances requises par les approches de non-précision. Pour vérifier la prise en charge correcte de ce type d'opération quand la dilution horizontale de la précision (HDOP) est inférieure ou égale à 6, il faut recueillir des échantillons sur une période suffisamment longue, de l'ordre de 24 heures. On note  $g_i$  l'erreur de position mesurée pour l'échantillon  $i$ . Cette erreur est rapportée à la géométrie satellitaire la plus défavorable suivant la formule suivante :  $6 \times g_i / \text{HDOP}$ . Le système est considéré conforme à la spécification de précision si 95 % des écarts ainsi calibrés sont inférieurs à 220 m. Le nombre total d'échantillons recueillis doit être suffisant pour que le résultat soit statistiquement significatif, compte tenu du temps de décorrélation des erreurs.

3.1.9. Pour les approches de précision de catégorie I, la précision verticale est représentée par une plage de valeurs correspondant aux valeurs limites applicables quand ces opérations sont menées au moyen de l'ILS. Différents groupes ont établi des valeurs différentes selon l'interprétation qu'ils ont donnée aux normes relatives à l'ILS. La valeur minimale indiquée a été retenue comme offrant le maximum de garantie dans le cas du GNSS. De ce fait, et aussi en raison des caractéristiques d'erreur différentes du GNSS et de l'ILS, il est théoriquement possible de mener des opérations de catégorie I en utilisant des valeurs de précision plus élevées (tout en restant compris dans la plage spécifiée). La disponibilité du système croît évidemment en raison des valeurs choisies. La limite supérieure a été proposée comme acceptable, sous réserve de validation.

3.1.10. Les spécifications de précision dans le domaine de la position pour la prise en charge des approches de précision au-dessous de la catégorie I ne sont pas définies dans les SARP. Les types de services GBAS destinés à assurer les opérations dont les minimums sont inférieurs à ceux de la catégorie I doivent répondre au minimum aux spécifications de précision SIS pour la catégorie I. De plus, des spécifications particulières de précision de la pseudodistance s'appliquent pour l'évaluation de la performance durant la certification

de l'aéronef. Les spécifications supplémentaires concernant la précision de la pseudodistance peuvent être combinées à la sélection de la géométrie pour s'assurer que la précision obtenue dans le domaine de la position est satisfaisante pour une conception d'avion donnée et ainsi garantir des performances d'atterrissage adéquates. Voir § 7.5.13.

3.1.11. L'erreur de position du service de localisation standard (SPS) du GPS (chapitre 3, § 3.7.3.1.1.1.1) tient compte seulement de la contribution du secteur spatial et du secteur de contrôle aux erreurs de position (erreurs d'horloge et d'éphémérides du satellite) ; elle n'inclut pas les contributions des erreurs des modèles de retards ionosphérique et troposphérique, les erreurs dues aux trajets multiples ni les erreurs de mesure dues au bruit du récepteur (voir § 4.1.2). Les normes sur les récepteurs traitent de ces erreurs. L'erreur sur la position de l'utilisateur à la sortie de l'équipement compatible ABAS dépend essentiellement du récepteur GNSS employé.

3.1.12. Pour les récepteurs GNSS de base, les normes de qualification des récepteurs exigent qu'une précision de position inférieure à 100 m (95 % du temps) horizontalement et à 156 m (95 % du temps) verticalement soit démontrée en présence de brouillage et d'un modèle de disponibilité sélective (SA). Les normes sur les récepteurs n'exigent pas qu'un GNSS de base applique la correction du retard ionosphérique précisée à l'appendice B, § 3.1.1.2.1.4.

3.1.13. — Le terme « récepteur GNSS de base » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GPS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications du document RTCA/DO-208, amendé par le document TSO-C129A de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis, ou du document EUROCAE ED-72A (ou un équivalent).

3.1.14. Le tableau D-1 donne les valeurs représentatives de la précision de position de l'utilisateur du GPS depuis la suppression de la SA ; ces valeurs correspondent à une estimation prudente. Les chiffres indiqués ont été établis en supposant que les deux pires satellites d'une constellation nominale de 24 satellites GPS sont hors service. De plus, une erreur du modèle de retard ionosphérique de 7 m (1  $\sigma$ ), une erreur résiduelle de retard troposphérique de 0,25 m (1  $\sigma$ ) et une erreur due au bruit du récepteur de 0,80 m (1  $\sigma$ ) sont supposées. Après la suppression de la SA (voir section 1), l'erreur de pseudodistance dominante pour les utilisateurs du service de localisation standard du GPS est l'erreur ionosphérique résiduelle après correction des effets ionosphériques. En outre, cette erreur varie fortement et est fonction des conditions telles que la latitude géomagnétique de l'utilisateur, le niveau d'activité solaire (c'est-à-dire la partie du cycle solaire dont il faut tenir compte), le niveau d'activité ionosphérique (présence ou non d'une tempête magnétique), l'angle de site de la mesure de pseudodistance, la saison et l'heure du jour. Les hypothèses sur les erreurs du modèle de retard ionosphérique à l'origine des valeurs du tableau D-1 sont généralement prudentes ; toutefois, il peut y avoir des circonstances dans lesquelles l'erreur supposée de 7 m (1  $\sigma$ ) serait insuffisante pendant un maximum d'activité solaire.

3.1.15. Les récepteurs SBAS et GBAS seront plus précis, et leur précision sera caractérisée en temps réel, les récepteurs utilisant des modèles d'erreur normalisés décrits au chapitre 3, § 3.5, pour le SBAS et au chapitre 3, § 3.6, pour le GBAS.

**Tableau D-1. Précision de position de l'utilisateur du GPS**

	Précision de position de l'utilisateur du GPS, 95 % du temps, moyenne mondiale
Erreur de position horizontale	33 m (108 ft)
Erreur de position verticale	73 m (240 ft)

1.— Le terme « récepteur SBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur SBAS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications du document RTCA/DO-229D après le Changement 1 (ou un équivalent) ou du document ED-259 de l'EUROCAE (ou un équivalent).

2.— Le terme « récepteur GBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GBAS définies à l'Annexe 10, volume I, et aux spécifications des documents de la RTCA sur les types de performances applicables, amendés par la FAA TSO des États-Unis (ou un équivalent).

### 3.2. Intégrité et délai d'alarme

3.2.1. L'intégrité est la mesure du niveau de confiance dans l'exactitude des informations fournies par l'ensemble du système. Elle peut également être définie comme l'aptitude d'un système à fournir au moment voulu des avertissements valables pour l'utilisateur (les alarmes) quand ce système ne doit pas être utilisé pour une opération (ou phase de vol) donnée.

3.2.2. Pour permettre de déterminer si l'erreur de position est acceptable, on définit également le seuil d'alarme, ou valeur maximale de l'erreur de position ne compromettant pas la sécurité de l'opération. Si l'erreur dépasse ce seuil, une annonce se déclenche. Le GNSS s'apparente ici à l'ILS : à un certain niveau de dégradation des performances, l'erreur peut dépasser le 95<sup>e</sup> centile tout en restant en deçà de la limite de surveillance.

3.2.3. Pour les opérations de départ, en route, en région terminale, d'approche initiale ou d'approche de non-précision, la spécification d'intégrité du système de navigation pour un seul aéronef est de  $1 - 1 \times 10^{-5}/h$ .

3.2.4. Par rapport aux aides à la navigation traditionnelles, l'incidence d'un défaut d'intégrité sur la gestion du trafic aérien est plus grande dans le cas des systèmes de navigation par satellite, car, pendant la phase en route, les signaux électromagnétiques sont captés simultanément par un grand nombre d'aéronefs évoluant dans une zone étendue. Les spécifications de performance énoncées au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, sont donc plus sévères.

3.2.5. Concernant l'approche de précision et l'APV, les spécifications d'intégrité relatives aux signaux électromagnétiques du GNSS (voir chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1) ont été choisies de manière à coïncider avec celles qui s'appliquent à l'ILS.

3.2.6. La Note 2 du tableau 3.7.2.4-1 donne les seuils d'alarme pour les opérations normales. Une plage de valeurs de seuil d'alarme vertical (VAL) de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft) est spécifiée pour les approches de précision de catégorie I de manière à tenir compte des différences éventuelles de conception du système qui pourraient avoir des incidences sur l'opération. Le calcul des valeurs de la plage est expliqué aux § 3.3.7 et

3.3.8. Lorsque le VAL est supérieur à 10 m (33 ft), il faut déterminer par une analyse spécifique du système la valeur dans la plage de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft) qui convient pour garantir une qualité de guidage adéquate. L'analyse doit tenir compte de la conception du moniteur du système et d'autres facteurs concernant la mise en œuvre du système (p.ex. des mécanismes supplémentaires qui empêchent l'exposition à d'importants biais dans le plan vertical). Dans le cas d'un SBAS, l'analyse est normalement effectuée par le fournisseur de services de système de renforcement, appuyé par le concepteur du système, et acceptée par l'autorité compétente en matière de supervision de la sécurité. De plus, peu importe le VAL utilisé, des études de sécurité portant sur la mise en œuvre locale et sur les procédures sont généralement menées indépendamment de l'analyse de sécurité propre au système. Elles sont réalisées par le fournisseur local de services de navigation aérienne, prenant en compte les informations communiquées par le fournisseur de services de système de renforcement (voir les § 3.3.9 et 3.3.10).

3.2.7. La plage de valeurs de VAL correspond aux caractéristiques de la surveillance de l'intégrité du GNSS qui diffèrent de celles de la surveillance de l'intégrité de l'ILS. Dans le cas de l'ILS, les seuils appliqués au moniteur pour les paramètres de signal clés sont normalisés et les moniteurs eux-mêmes ont une incertitude de mesure très faible pour le paramètre surveillé. Dans le cas du GNSS différentiel, certains moniteurs ont une incertitude de mesure relativement élevée et son incidence doit être prise en compte dans l'opération prévue. Dans tous les cas, le seuil d'alarme a pour effet de limiter la géométrie satellite-utilisateur à une géométrie où la performance du moniteur (normalement dans le domaine de la pseudodistance) est acceptable lorsqu'elle est transposée au domaine de la position. La valeur la plus faible (la plus rigoureuse) [10 m (33 ft)] du seuil d'alarme vertical (VAL) de l'approche de précision a été calculée sur la base de la performance du moniteur de l'ILS puisqu'elle peut influencer sur l'alignement de descente à une altitude de descente nominale de 60 m (200 ft) au-dessus du seuil de piste sans que soient prises en compte les caractéristiques spécifiques de la surveillance de l'intégrité du GNSS, qui pourraient permettre l'utilisation d'un VAL moins rigoureux. L'application d'un VAL de 10 m (33 ft) permet de comparer directement l'erreur du GNSS en cas de défaillance à une erreur de l'ILS en cas de défaillance, établissant que les erreurs du GNSS sont inférieures ou égales à celles de l'ILS. Dans les cas de défaillances GNSS où l'incertitude de mesure est relativement élevée, les seuils du moniteur sont plus rigoureux que ceux de l'ILS. Lorsqu'un VAL de 10 m (33 ft) est utilisé, aucune autre analyse de la distribution des erreurs du système de navigation n'est requise.

3.2.8. La valeur la plus élevée [35 m (115 ft)] du VAL de l'approche de précision a été déterminée de manière à assurer une marge de franchissement d'obstacles équivalente à celle de l'ILS pour les erreurs qui peuvent être représentées par une erreur systématique durant l'approche finale, l'altitude de décision de l'aéronef étant obtenue indépendamment à partir de la pression barométrique. Une évaluation de l'effet dans le cas le plus défavorable d'une erreur systématique latente égale au seuil d'alarme de 35 m (115 ft) montre qu'une

protection suffisante de la marge de franchissement d'obstacles est assurée lors de l'approche ou de l'approche interrompue (compte tenu que l'altitude de décision obtenue à partir d'un altimètre barométrique indépendant est atteinte plus tôt ou plus tard). Il est important de comprendre que cette évaluation ne s'applique qu'au franchissement des obstacles et qu'elle se limite aux erreurs qui peuvent être représentées par des erreurs systématiques. L'analyse établit qu'il est possible de tolérer des erreurs systématiques de 35 m (115 ft), vers le haut ou vers le bas, jusqu'aux limites de l'angle d'alignement de descente définies dans les *Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs* (PANS-OPS, Doc 8168) pour les catégories de vitesse d'approche (catégories A à D), sans empiéter sur les surfaces de franchissement d'obstacles de l'ILS durant le segment aux instruments de l'approche. Toutefois, il est important de noter que les systèmes GNSS utilisant un VAL supérieur à 10 m (33 ft) ne causeront pas en continu des erreurs systématiques de cette ampleur. Le VAL augmenté est plutôt utilisé en conjonction avec des moniteurs de système supplémentaires pour assurer une qualité de guidage équivalente ou supérieure à celle de l'ILS. Avec un VAL supérieur à 10 m (33 ft), une caractérisation supplémentaire de la distribution des erreurs du système de navigation est requise pour garantir que les erreurs de position, dans les segments à vue et aux instruments de l'approche, sont suffisamment petites pour assurer le franchissement des obstacles et des touchers de roues acceptables.

3.2.9. Dans l'évaluation de sécurité spécifique au système visant à appuyer l'utilisation d'un VAL supérieure à 10 m (33 ft), les facteurs opérationnels examinés ci-dessous devraient être pris en compte.

3.2.9.1. Quand un contact visuel est établi avec un balisage lumineux ou un marquage d'approche/de piste et que le pilote prend la décision d'atterrir, la phase de vol aux instruments se termine et le vol se poursuit avec une référence visuelle. En présence d'une erreur du système de navigation dans le plan vertical (VNSE), les pilotes peuvent ne pas être en mesure de détecter une erreur de navigation durant la transition du segment aux instruments au segment à vue. Du fait de la VNSE, l'altitude de décision peut être atteinte soit au-dessus soit au-dessous de la trajectoire de vol nominale, de sorte qu'il pourrait être nécessaire d'aligner manuellement l'aéronef en fonction d'indications visuelles afin de franchir le seuil de piste à une hauteur convenable pour l'atterrissage. De telles mesures prises dans une phase très tardive du vol pourraient mener à une déstabilisation de l'approche ou à une remise des gaz au cours du segment à vue. Bien que les conséquences possibles d'une exposition à une VNSE dépendent de divers facteurs tels qu'une erreur technique de vol (FTE), la vitesse de l'aéronef, la vitesse du vent, l'angle de trajectoire de descente, la visibilité, le balisage lumineux de piste et les performances humaines, l'ampleur de la VNSE est le facteur le plus important dans l'évaluation de la sécurité du système de navigation.

3.2.9.2. Les valeurs de VNSE ci-après devraient être prises en compte dans la conception du système de renforcement :

- a) VNSE de 4 m (13 ft) ou moins. Elle est considérée comme un équivalent de l'ILS de catégorie I avec un toucher de roues acceptable et un nombre normal d'approches interrompues attribuables aux conditions de visibilité.
- b) VNSE supérieure à 4 m (13 ft) mais ne dépassant pas 10 m (33 ft). On peut s'attendre soit à un atterrissage en sécurité avec toucher des roues acceptable soit à une remise des gaz.
- c) VNSE supérieure à 10 m (33 ft) mais ne dépassant pas 15 m (50 ft). Le toucher des roues pourrait s'en ressentir et la charge de travail de l'équipage de conduite pourrait être alourdie.
- d) VNSE supérieure à 15 m (50 ft). La marge de sécurité serait sensiblement réduite dans certaines configurations d'exploitation.

3.3.9.3 Dans la prise en compte des valeurs ci-dessus, une manière acceptable de gérer les risques du segment à vue est d'avoir un système qui soit conforme aux critères suivants :

- a) la précision en l'absence de défaillances est équivalente à celle de l'ILS au point B de ce dernier, avec une VNSE inférieure à 4 m (13 ft) (95 %) et une VNSE en l'absence de défaillances supérieure à 10 m (33 ft) avec une probabilité inférieure à  $10^{-7}$  par approche pour chaque emplacement où l'opération doit être approuvée. Cette évaluation est effectuée dans toutes les conditions environnementales et opérationnelles dans lesquelles le service est déclaré disponible ;
- b) la conception du système est telle qu'en situation de défaillance la probabilité d'une erreur supérieure à 15 m (50 ft) est inférieure à  $10^{-5}$ , de manière que le risque que l'erreur se produise est tenu. Les défaillances à prendre en compte sont celles qui touchent les constellations de base et les systèmes de renforcement du GNSS utilisés. Cette probabilité est une combinaison de la probabilité qu'une défaillance donnée se produise et de la probabilité de détection applicable aux moniteurs utilisés. Normalement, la probabilité d'une seule défaillance est assez élevée pour que les moniteurs soient tenus de satisfaire à cette condition.

3.3.9.4 Dans les cas où ces critères sont appliqués, le fournisseur de services peut déclarer une zone de service de catégorie I là où l'intégrité de catégorie I est disponible, pour un VAL donné dans la plage de 10 m (33 ft) à 35 m (115 ft), en conformité avec l'analyse du système démontrant que les conditions supplémentaires décrites aux alinéas a) et b) ci-dessus sont satisfaites.

— *Le Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS) (Doc 9849, Opérations SBAS, § 4.3.3.3) contient d'autres orientations sur l'interprétation technique de ces prescriptions.*

3.3.10 Dans le cas du GBAS, une disposition technique prévoit que le seuil d'alarme soit diffusé aux aéronefs. Dans le cas du SBAS, les dispositions techniques prévoient la spécification du seuil d'alarme à l'aide d'une base de données actualisable (supplément C).

3.3.10.1 Des spécifications supplémentaires de performance et de fonctionnement de plus bas niveau sont introduites pour le service d'approche GBAS de type D (voir le § 7.1.2.1) de manière à obtenir un système total capable de prendre en charge les opérations d'atterrissage. Ce type de service prend aussi en charge les opérations de décollage avec guidage.

3.3.11 Les spécifications d'intégrité relatives à l'approche s'appliquent à tout atterrissage quel qu'il soit et exigent une conception à sûreté intégrée. Si, dans une approche donnée, le risque spécifique dépasse ce critère, l'opération ne doit pas être exécutée. Un des objectifs du processus de conception est de déterminer les risques spécifiques qui pourraient produire des informations trompeuses et de réduire ces risques au moyen de la redondance ou de la surveillance de manière à obtenir une sûreté intégrée. Par exemple, le système sol pourrait avoir des processeurs de correction redondants et être capable de s'arrêter automatiquement en cas de perte de la redondance par suite d'une défaillance du processeur.

3.3.12 Un aspect unique du GNSS est que les performances varient dans le temps en raison des changements dans la géométrie des satellites de base. Les protocoles SBAS et GBAS tiennent compte de cette variation grâce aux équations du niveau de protection, qui permettent d'interdire l'utilisation du système si le risque d'intégrité est trop élevé.

3.3.13 Les performances du GNSS peuvent aussi varier dans le volume de service selon la géométrie des constellations satellitaires de base visibles. Les variations spatiales des performances du système peuvent s'accroître lorsque le système sol fonctionne en mode dégradé par suite de la défaillance de composants du système comme les stations de surveillance ou les liaisons de communication. Le risque créé par les variations spatiales des performances du système doit être pris en compte dans les équations du niveau de protection, c'est-à-dire les corrections diffusées.

3.3.14 Les systèmes de renforcement du GNSS qui utilisent une seule fréquence subissent aussi plusieurs effets atmosphériques, principalement attribuables à l'ionosphère. Les variations spatiales et temporelles de l'ionosphère affecteront surtout la navigation à une seule fréquence parce qu'elles peuvent causer des erreurs de retard ionosphérique locales ou régionales qui ne peuvent pas être corrigées dans les architectures SBAS L1 ou GBAS en raison de la définition des protocoles des messages et de l'échantillonnage clairsemé assuré par les systèmes de renforcement. Ces événements sont rares et leur probabilité varie d'une région à l'autre, mais ils ne seront sans doute pas négligeables. Les erreurs ainsi causées peuvent être assez importantes pour produire des informations trompeuses et il faut les atténuer dès la conception du système en tenant compte de leurs incidences dans les paramètres diffusés (par exemple,  $\sigma_{\text{iono\_vert}}$  dans le GBAS), et en surveillant les conditions extrêmes où les paramètres diffusés ne suffisent pas. La probabilité que ces événements se produisent doit être prise en compte dans l'élaboration de tout dispositif de surveillance du système. Les systèmes de renforcement satellitaires (SBAS) double fréquence utilisent des pseudodistances qui ne tiennent pas compte des effets ionosphériques afin d'éliminer le retard ionosphérique de premier ordre dans le calcul de la position. Le niveau de protection double fréquence tient compte d'une légère erreur afin de limiter les erreurs ionosphériques résiduelles et de réduire considérablement l'incidence des variations locales et temporelles des retards dus à l'ionosphère sur la solution de navigation.

3.3.15 Les erreurs dues aux trajets multiples qui se produisent aux récepteurs de référence au sol sont un autre effet environnemental dont il faut tenir compte dans la conception du système sol ; ces erreurs dépendent de l'environnement physique des antennes de la station de surveillance ainsi que de l'angle de site des satellites et de la durée de la poursuite des satellites.

3.3.16 Le SBAS doit garantir l'intégrité de ses corrections diffusées, comme l'exige le chapitre 3, § 3.7.2.4, dans toute sa zone de couverture. Cette spécification s'applique également hors de la zone de service prévue, où les récepteurs des utilisateurs pourraient naviguer en utilisant soit une solution de navigation SBAS, si celle-ci est disponible, soit une solution de navigation L1 avec détection et exclusion des anomalies (FDE) qui combine des satellites avec corrections SBAS et des satellites sans corrections SBAS. Les corrections SBAS DFMC ne sont pas destinées à être utilisées dans une solution de navigation avec FDE. Les contributions du SBAS L1 à une solution de navigation FDE à une seule fréquence se limitent à assurer l'intégrité des corrections transmises. Les systèmes SBAS doivent être conformes à toutes les spécifications d'intégrité définies dans le chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour tous les types d'opérations, allant des opérations en route aux opérations de catégorie I, dans la zone de couverture quand, pour une opération donnée, les niveaux de protection horizontale et verticale se trouvent au-dessous des seuils d'alarme correspondants. Ces spécifications sont particulièrement importantes pour les opérations avec guidage vertical au SBAS qui ne sont pas contrôlées par bloc de données FAS.

### 3.4 Continuité du service

3.4.1 La continuité du service d'un système est son aptitude à remplir sa fonction sans interruptions non prévues pendant l'opération envisagée.

#### 3.4.2 *En route*

3.4.2.1 Dans le cas des opérations en route, la continuité du service est l'aptitude du système de navigation à fournir, pendant toute l'opération prévue, des données exploitables conformes aux spécifications de précision et d'intégrité, sachant que le système était disponible au début de l'opération. Les défauts de continuité se traduisent par des alarmes déclenchées par le système de navigation à la suite de défaillances ou d'incidents se cumulant en situation de fonctionnement par ailleurs normale (ce qui est rare). Les opérations en route étant de durée variable, la spécification de continuité s'exprime sous la forme d'une probabilité par heure.

3.4.2.2 La spécification de continuité du système de navigation pour un seul aéronef est de  $1 - 1 \times 10^{-4}/h$ . Or, les systèmes par satellite émettent généralement des signaux à l'intention de nombreux aéronefs évoluant dans une zone étendue. Aussi les spécifications de continuité données au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, correspondent-elles en fait aux spécifications de fiabilité des signaux électromagnétiques du GNSS : il s'agit du temps moyen entre interruptions de service (MTBO) établi pour les éléments du GNSS.

3.4.2.3 Une plage de valeurs est indiquée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour la spécification de continuité des signaux électromagnétiques pour les opérations en route. La valeur inférieure correspond au niveau de continuité minimal auquel le système est utilisable. Elle convient aux zones où la circulation est peu dense et l'espace aérien, peu complexe. Dans de telles zones, les défaillances du système de navigation ne pénalisent que quelques aéronefs et il n'est donc pas nécessaire d'imposer une spécification de continuité très supérieure à celle qui s'applique à un seul aéronef ( $1 - 1 \times 10^{-4}/h$ ). Quant à la valeur supérieure (c'est-à-dire  $1 - 1 \times 10^{-8}/h$ ), elle convient aux zones à forte densité de circulation et où l'espace aérien est complexe ; dans ces zones, toute défaillance risque d'affecter de nombreux aéronefs. Cette valeur est adéquate dans les cas où les utilisateurs se fient particulièrement au système pour la navigation, et peut-être même pour la surveillance dépendante. La valeur fournie est suffisamment élevée pour les scénarios fondés sur une faible probabilité de panne durant toute la durée de vie du système. Les valeurs intermédiaires (ex. :  $1 - 1 \times 10^{-6}/h$ ) conviennent dans le cas de zones à forte densité de circulation et à espace aérien complexe dans lesquelles les utilisateurs se fient grandement au système de navigation, mais où il est possible de pallier les défaillances de ce dernier, par exemple en mettant en œuvre des moyens de navigation auxiliaires ou en recourant à la surveillance et à l'intervention du contrôle de la circulation aérienne pour maintenir les normes de séparation. La valeur de la spécification de continuité est déterminée par les besoins de l'espace aérien pour prendre en charge la navigation ; elle varie selon que le GNSS remplace une infrastructure existante d'aides à la navigation ou qu'il n'existe aucune infrastructure de ce genre.

#### 3.4.3 *Approche et atterrissage*

3.4.3.1 Dans les opérations d'approche et d'atterrissage, la continuité du service est l'aptitude du système de navigation à fournir, pendant toute l'opération prévue, des données exploitables conformes aux spécifications de précision et d'intégrité, le système étant disponible au début de l'opération. Cela signifie notamment qu'il n'est pas nécessaire, au moment d'établir la conformité de la conception d'un système donné avec les spécifications de continuité des SARP, de tenir compte des pertes de continuité qui peuvent être prévues et pour lesquelles des NOTAM ont été émis. Les pertes de continuité se traduisent par des alarmes déclenchées par le système de navigation à la suite de défaillances ou d'incidents se cumulant en situation de fonctionnement par ailleurs normale (ce qui est rare). La spécification de continuité s'exprime ici sous forme de probabilité pendant un bref temps d'exposition.

3.4.3.2 Les spécifications de continuité relatives aux opérations d'approche et d'atterrissage englobent la part du récepteur de bord et celle des éléments non embarqués du système. Dans ce cas, on n'estime pas qu'il soit nécessaire de hausser les valeurs lorsque plusieurs aéronefs utilisent le système : la valeur de la continuité ne se rapporte normalement qu'au risque que l'approche soit interrompue, et les aéronefs peuvent être considérés comme indépendants les uns des autres. Dans certains cas, toutefois, il peut s'avérer nécessaire d'augmenter les valeurs de continuité, par exemple dans le cas où un même système couvre deux pistes parallèles faiblement espacées, étant donné qu'une défaillance du système a une incidence sur les deux pistes.

3.4.3.3 Dans les approches APV et de catégorie I utilisant le GNSS, l'approche interrompue est considérée comme une opération normale puisqu'elle se produit lorsque l'aéronef descend à l'altitude de décision applicable à l'approche et que le pilote est incapable de continuer l'opération à l'aide des références visuelles. La spécification de continuité pour ces opérations s'applique au risque moyen (dans le temps) de perdre le service, le temps d'exposition étant normalisé à 15 s. Le risque spécifique de perte de continuité dans une approche donnée pourrait donc dépasser la moyenne spécifiée sans nécessairement compromettre la sécurité

du service assuré ou de l'approche. Une évaluation de la sécurité effectuée pour un système a conduit à la conclusion que, dans les circonstances énoncées dans l'évaluation, il était plus sûr de continuer à assurer le service que de l'interrompre.

3.4.3.4 Il est possible de publier des procédures lorsque la conception du système ne respecte pas le risque moyen de perte de continuité spécifié dans les SARP, mais il faut dans ce cas mettre en place des mesures opérationnelles pour faire face à la réduction de continuité prévue. On peut, par exemple, ne pas autoriser la planification du vol uniquement parce que le risque moyen de perte de continuité d'un moyen de navigation GNSS est élevé.

### 3.5 Disponibilité

3.5.1 La disponibilité du GNSS se caractérise par l'intervalle durant lequel le système doit être utilisé pour la navigation et au cours duquel des données de navigation fiables sont présentées soit à l'équipage, soit au pilote automatique ou à tout autre système de gestion du vol.

3.5.2 Pour définir les spécifications de disponibilité applicables au GNSS, il convient de tenir compte du niveau de service à assurer. Si le service de navigation par satellite est destiné à remplacer une infrastructure d'aides à la navigation en route, il est préférable que sa disponibilité soit similaire à celle de l'infrastructure en question. Il convient en outre d'évaluer l'incidence opérationnelle d'une éventuelle dégradation du service.

3.5.3 Quand le GNSS présente une faible disponibilité, il est tout de même possible d'utiliser le service de navigation par satellite à condition de le restreindre aux seules périodes pendant lesquelles il est censé être disponible, ce qu'il est possible de prévoir dans le cas du GNSS, car la non-disponibilité due à une mauvaise configuration géométrique des satellites visibles se reproduit à intervalles réguliers. Sous réserve d'une telle restriction, seul subsiste le risque qu'un élément vital fasse défaut entre le moment où la prévision est faite et celui où s'effectue l'opération.

#### 3.5.4 *En route*

3.5.4.1 Pour définir les spécifications de disponibilité applicables à une zone ou à un type d'opération donné, il convient de tenir compte des points suivants :

- a) densité et complexité de la circulation ;
- b) aides à la navigation auxiliaires ;
- c) couverture des radars de surveillance primaires ou secondaires ;
- d) circulation aérienne et procédures définies à l'intention des pilotes ;
- e) durée des interruptions de service.

3.5.4.2 C'est pour cette raison que, dans les SARP sur le GNSS, la disponibilité est définie par une plage de valeurs. Elle correspond à la prise en charge par le seul GNSS d'opérations effectuées dans des espaces aériens où la circulation présente divers degrés de densité et de complexité. La valeur minimale indiquée permet d'utiliser le GNSS comme moyen unique de navigation dans les espaces aériens où la circulation est peu dense et peu complexe.

3.5.4.3 Bien que les systèmes de renforcement rendent le GNSS moins tributaire des éléments principaux du système, ils ne peuvent assurer un service réellement exploitable en l'absence de ces derniers. Pour définir la spécification de disponibilité applicable à un système de renforcement donné dans telle ou telle région, il convient donc de tenir compte aussi de la possible dégradation de ces éléments, c'est-à-dire de la constellation minimale à prévoir (donc du nombre et de la diversité des satellites). Il est d'ailleurs recommandé d'élaborer les procédures d'exploitation à suivre en cas de dégradation.

#### 3.5.5 *Approche*

3.5.5.1 Pour définir les spécifications applicables à une zone donnée, il convient de tenir compte des points suivants :

- a) densité et complexité de la circulation ;
- b) procédures permettant de définir et d'effectuer une approche vers un aéroport de dégagement ;
- c) système de navigation à utiliser à l'aéroport de dégagement ;
- d) circulation aérienne et procédures définies à l'intention des pilotes ;
- e) durée des interruptions de service ;
- f) étendue des zones touchées par ces interruptions.

3.5.5.2 Lors de l'élaboration de procédures d'exploitation applicables aux systèmes d'approche au GNSS, il convient de prendre en considération la durée des interruptions de service et leur incidence sur l'aéroport de dégagement. Certaines interruptions risquent de gêner de nombreuses approches à la fois mais, d'un autre côté, le service peut se rétablir de lui-même du simple fait du déplacement des satellites sur leur orbite.

### 3.5.6 Détermination de la disponibilité du GNSS

— *Le supplément F contient des éléments indicatifs supplémentaires sur la disponibilité et la fiabilité des moyens de radiocommunication et des aides radio à la navigation.*

3.5.6.1 La disponibilité du GNSS est compliquée par le déplacement des satellites par rapport à la zone de couverture considérée et les délais parfois longs de remise en service des satellites défaillants. La mesure précise de la disponibilité exigerait de nombreuses années, puisqu'il faudrait y consacrer une période de durée supérieure à la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) et aux délais de réparation. Il faut donc définir, dès la conception du système, la disponibilité recherchée, puis la vérifier par analyse et modélisation. La modélisation de la disponibilité devrait tenir compte des modèles d'erreurs ionosphériques, troposphériques et du récepteur utilisés par le récepteur pour vérifier l'intégrité (par exemple, le calcul des valeurs HPL, LPL et VPL). La disponibilité spécifiée au chapitre 3, § 3.7.2.4, est la disponibilité calculée.

3.5.6.2 La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS doit être évaluée en comparant les performances renforcées aux spécifications opérationnelles du chapitre 3, § 3.7.2.4. La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS n'est pas directement liée aux normes sur la disponibilité du service des constellations de base qui figurent au chapitre 3. L'analyse de disponibilité est basée sur le nombre de satellites utilisables de la ou des constellations et sur les performances du ou des systèmes de renforcement. Des informations sur les satellites et les créneaux opérationnels figurent dans les normes sur la disponibilité des satellites, créneaux et constellations ou dans les éléments indicatifs pour chaque constellation de base.

## 4. ÉLÉMENTS DE BASE DU GNSS

### 4.1 Constellations de base

#### 4.1.1 GPS

— *Les documents GPS SPS PS, IS-GPS-200K et IS-GPS-705F contiennent des renseignements supplémentaires sur le GPS.*

4.1.1.1 Les normes de performance pour la L1 en code C/A sont définies en supposant qu'un récepteur représentatif du SPS est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes :

- a) conçu conformément à la norme IS-GPS-200K ;
- b) poursuit le signal électromagnétique du SPS transmis sur la fréquence unique L1 en code C/A par tous les satellites visibles au-dessus avec un angle de masquage de 5 degrés ;
- c) utilise la mise en œuvre la plus récente du système de coordonnées orthogonal dextrorsum, géocentrique, à axes fixes (ECEF) du système géodésique mondial – 1984 (WGS-84) pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ;
- d) génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles transmettant les PRN 1 à 32 ;
- e) compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance du SPS et les mesures du code C/A ;
- f) exclut de la solution de position les satellites marginaux et ceux qui ne sont pas en état de fonctionner ;
- g) emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes dans les intervalles d'ajustement des courbes respectifs pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ;
- h) cesse la poursuite lorsqu'un satellite GPS arrête de transmettre un signal qui peut être suivi.

La précision du transfert de temps s'applique aux données du message de navigation diffusé, qui ramène le temps du SPS du GPS au temps UTC du U.S. Naval Observatory. Un récepteur de 12 canaux satisfera aux performances spécifiées au chapitre 3, § 3.7.3.1.1.1 et 3.7.3.1.1.2. Un récepteur qui ne peut poursuivre que quatre satellites (appendice B, § 3.1.1.3.1.2) ne satisfera pas complètement aux performances de précision en position et de disponibilité.

1. — *Aucune norme de performance de précision en position de l'utilisateur n'est disponible à l'heure actuelle pour le fonctionnement en L5 uniquement parce qu'aucune norme de performance de disponibilité ou de continuité du signal électromagnétique n'a encore été définie pour les signaux L5. Les normes de performance en matière de disponibilité et de continuité des signaux L5 seront fournies avant toute déclaration en faveur d'un renforcement*

du SPS incluant le service L5. Les normes de performance pour les signaux L5 (précision en distance, fiabilité, défaillance majeure du service) sont établies pour le signal électromagnétique et ne mentionnent pas la notion de récepteur de l'utilisateur. Toutefois, il peut être utile, lors de l'examen des normes de précision et d'intégrité des signaux L5, de considérer que le récepteur de l'utilisateur devrait être conçu pour assurer un traitement des signaux L5 analogue à celui qu'il applique aux signaux L1, notamment en traitant ces signaux conformément à la norme IS-GPS-705, en surveillant en permanence l'état de fonctionnement du signal sur L5, en utilisant des données de navigation (CNAV) actualisées et intrinsèquement cohérentes et en utilisant uniquement les satellites désignés comme étant en état de fonctionner pendant les opérations normales du GPS.

2.— Les conditions indiquant qu'un satellite est « en état de fonctionner », « marginal » ou « hors d'état de fonctionner » sont décrites dans le GPS SPS PS, section 2.3.2.

4.1.1.2 *Précision en position.* La précision en position est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 24 heures pour un point quelconque de la zone de couverture. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au signal électromagnétique (SIS) et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples. Afin de maintenir la rétrocompatibilité, la norme de précision en position sera respectée avec un récepteur SPS représentatif ne poursuivant que les PRN 1 à 32.

4.1.1.3 *Précision en distance.* La norme relative à la précision en distance s'applique aux opérations normales, ce qui signifie que les données de navigation actualisées sont transmises régulièrement aux satellites. La précision en distance est fonction de la transmission par le satellite, d'informations indiquant qu'il est en état de fonctionner et de la transmission du code C/A par le satellite ; elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une moyenne quadratique de l'erreur de mesure de distance pour l'utilisateur (URE) SIS RMS de 43,6 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.1.4 *Disponibilité.* La norme relative à la disponibilité s'applique aux opérations normales, ce qui signifie que les données de navigation actualisées sont transmises régulièrement aux satellites. La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 24 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 15 mètres (95 %) et un seuil vertical de 33 mètres (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 24 heures. La disponibilité du service suppose une constellation qui répond aux critères du chapitre 3, § 3.7.3.1.1.7. Comme il est indiqué pour la précision en position, afin de maintenir la rétrocompatibilité, la norme de disponibilité sera respectée avec un récepteur SPS représentatif ne poursuivant que les PRN 1 à 32.

4.1.1.5 *Fiabilité.* La fiabilité est le pourcentage du temps dans un intervalle de temps donné pendant lequel l'URE SIS SPS instantanée se maintient dans la limite d'erreur de distance, en un point quelconque de la zone de couverture, pour tous les satellites GPS en état de fonctionner. La norme de fiabilité est basée sur un intervalle de mesure d'un an et la moyenne des valeurs quotidiennes dans la zone de couverture. La pire fiabilité moyenne en un point suppose que la durée totale d'interruption de service de 18 heures se produira en ce point particulier (3 interruptions de 6 heures chacune).

#### 4.1.1.6 *Défaillance de service majeure*

4.1.1.6.1 Une défaillance de service majeure se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur instantanée du signal de mesure de distance d'un satellite GPS en état de fonctionner et pouvant être poursuivi (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance de 4,42 fois la précision de distance pour l'utilisateur à intégrité garantie (IAURA) diffusée par un satellite pendant plus longtemps que le délai d'alarme (10 s) admissible. Une défaillance de service majeure ne se produit que si aucune alarme n'est émise dans le délai d'alarme de 10 secondes. Les événements durant lesquels l'erreur instantanée de distance pour l'utilisateur (URE) dépasse de 4,42 fois l'IAURA pour une durée totale de moins de 10 secondes ne sont pas comptés comme des défaillances de service majeures. Une fois qu'une alarme a été émise, l'événement de défaillance de service majeure cesse d'avoir une incidence sur l'intégrité du SIS SPS.

4.1.1.6.2 L'URE SIS instantanée dépendra de la combinaison des composantes du SIS utilisées. Les normes relatives à la défaillance de service majeure s'appliquent aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence qui utilisent les combinaisons de composantes du SIS mentionnées dans le tableau D-2.

**Tableau D-2. Combinaisons de composantes du SIS du SPS du GPS**

<i>Une seule porteuse, fréquence unique (SF)</i>	<i>Deux porteuses, double fréquence (DF)</i>
Code C/A + données LNAV	codes (C/A + I5) + données CNAV
Code I5 + données CNAV	codes (C/A + Q5) + données CNAV
Code Q5 + données CNAV	codes (C/A + I5+Q5) + données CNAV
codes (I5+Q5) + données CNAV	

4.1.1.6.3 Pour les combinaisons de composantes du SIS utilisant des données LNAV, l'IAURA est égale à la limite supérieure de la valeur de l'URA correspondant à l'indice URA « N » actuellement diffusé par le satellite dans la soustrame 1. Cette URA est spécifique au satellite émetteur. Pour les combinaisons de composantes du SIS utilisant des données CNAV, l'IAURA est la résultante quadratique (RSS) d'une fonction, dépendante de l'angle de site, de la limite supérieure de la composante  $URA_{ED}$  et d'une fonction, indépendante de l'angle de site, de la limite supérieure de la composante  $URA_{NED}$  actuellement émise par le satellite en messages de types 10 et 3x respectivement. Cette IAURA est également spécifique au satellite émetteur. Aucune IAURA n'est définie pour le signal électromagnétique d'un SPS marginal et il n'y a pas d'IAURA pour le signal électromagnétique d'un SPS hors d'état de fonctionner. Comme les URA et les IAURA varient dans le temps, une période de validité pour chacune est spécifiée dans les spécifications de l'interface GPS.

4.1.1.6.4 La valeur de déclenchement,  $R_{sat}$ , est définie comme la probabilité d'une défaillance de service majeure d'un satellite quelconque au cours d'une heure donnée lorsque l'URE instantanée maximale du SIS du SPS n'a pas dépassé 4,42 fois l'IAURA au début de cette heure. La durée moyenne de l'anomalie est d'une heure et la durée du pire scénario est de six heures.

4.1.1.6.5 Les probabilités d'une défaillance de service majeure d'un satellite particulier ( $P_{sat}$ ) et d'une défaillance de service majeure de causes communes pour plusieurs satellites ( $P_{const}$ ) sont des probabilités d'état instantané équivalant à la fraction de temps où l'URE instantanée du SIS du SPS dépasse de 4,42 fois l'IAURA pendant plus de 10 secondes sans qu'une alarme soit émise dans ces 10 secondes.

4.1.1.6.6 La probabilité de  $1 \times 10^{-5}$  indiquée au chapitre 3, § 3.7.3.1.1.4 correspond à un maximum de 3 défaillances de service majeures, d'une durée d'une heure, pour toute la constellation, par année, en supposant une constellation maximale de 32 satellites.

4.1.1.7 *Continuité.* La continuité pour un satellite GPS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du SPS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.1.8 *Couverture.* Le service de localisation standard dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 3 000 km.

4.1.1.9 *Opérations normales.* En mode d'opérations normales, le secteur de contrôle télécharge régulièrement sur les satellites des données de messages de navigation (NAV) actualisées. Le SIS du SPS indique lorsque le satellite est en mode d'opérations normales en réglant sur « 0 » l'indicateur d'intervalle d'ajustement du flux de données LNAV du signal en code C/A, conformément à la norme IS-GPS-200K. Lorsque l'indicateur d'intervalle d'ajustement est réglé sur « 1 » (un), le satellite fonctionne en mode élargi. Des normes spéciales de précision du SIS du SPS s'appliquent au mode élargi. Voir l'IS-GPS-200K pour plus de détails sur l'indicateur d'intervalle d'ajustement.

1.— Il n'y a pas d'indicateur équivalent de « mode d'opérations normales » (indicateur d'intervalle d'ajustement) dans le flux de données CNAV sur le signal en code I5.

2.— Des renseignements supplémentaires concernant les opérations normales figurent dans le GPS SPS PS, sections A.4.3.2 et A.4.3.3.

#### 4.1.2 GLONASS

— *D'autres renseignements figurent dans les documents GLONASS FDMA ICD et GLONASS CDMA ICD General Description.*

4.1.2.1 *Hypothèses.* La norme de performance est définie en supposant qu'un récepteur représentatif du canal de précision standard (CSA) est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes : conçu conformément à la norme ICD GLONASS ; utilise un angle de masquage de 5° ; utilise la mise en œuvre la plus récente du système de coordonnées PZ-90 et les paramètres de conversion PZ-90 – WGS-84 indiqués à l'appendice B, § 3.1.2.5.2, pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ; génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles ; compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance CSA et les mesures du signal de précision standard ; exclut de la solution de position les satellites GLONASS qui ne sont pas en état de fonctionner ; emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ; cesse la poursuite lorsqu'un satellite GLONASS arrête de transmettre le code de précision standard. La précision du transfert de temps s'applique à un récepteur stationnaire fonctionnant à un emplacement ayant fait l'objet d'un levé.

4.1.2.2 *Précision.* La précision est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 24 heures pour un point quelconque de la zone de couverture. La précision en positionnement et en temps des solutions à fréquence unique ne s'applique qu'au signal électromagnétique (SIS) et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples. La précision des solutions à double fréquence tient compte des erreurs ionosphériques résiduelles. La précision est établie en supposant que les deux pires satellites des 24 satellites sont retirés de la constellation et que l'erreur de distance pour l'utilisateur (URE) SIS RMS de la constellation est de 6 mètres.

4.1.2.3 *Précision en distance.* La précision en distance est fonction de l'indication par le satellite qu'il est en état de fonctionner et de la transmission du code de précision standard par le satellite ; elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. Le dépassement de la limite d'erreur de distance constitue une défaillance de service majeure (§ 4.1.2.6). La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La précision de l'erreur de distance sur tous les satellites est le seuil de 95 % de l'URE de tous les satellites sur un intervalle de 24 heures en un point quelconque de la zone de couverture. La précision de l'erreur de distance, quel que soit le satellite, est calculée sur un intervalle de 30 jours. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une URE SIS RMS de 6 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.2.4 *Disponibilité.* La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 24 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 12 m (40 ft) et un seuil vertical de 25 m (80 ft) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 24 heures. La disponibilité du service suppose la pire combinaison de deux satellites hors service.

4.1.2.4.1 *Disponibilité des satellites/constellations.* Il y a 24 satellites opérationnels disponibles en orbite avec une probabilité de 0,95 (moyenne pour un jour quelconque), un satellite étant opérationnel s'il est capable de transmettre, sans nécessairement transmettre, un signal de mesure de distance utilisable. Au moins 21 satellites des 24 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,98 (moyenne annuelle).

4.1.2.5 *Fiabilité.* La fiabilité est le pourcentage du temps dans un intervalle de temps donné pendant lequel l'URE SIS CSA instantanée se maintient dans la limite d'erreur de distance, en un point quelconque de la zone de couverture, pour tous les satellites GLONASS en état de fonctionner. La norme de fiabilité est basée sur un intervalle de mesure d'un an et la moyenne des valeurs quotidiennes dans la zone de couverture. La fiabilité moyenne en un point suppose que la durée totale d'interruption de service de 18 heures se produira en ce point particulier (trois interruptions de six heures chacune).

4.1.2.6 *Défaillance de service majeure.* Une défaillance de service majeure se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur du signal de mesure de distance d'un seul satellite GLONASS en état de fonctionner (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance de 60 m (définie au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.4).

4.1.2.7 *Dysfonctionnement de constellation.* Un dysfonctionnement de constellation se définit comme un état au cours d'un intervalle pendant lequel une erreur du signal de mesure de distance, qui est attribuable à une même cause et qui touche plus d'un satellite GLONASS en état de fonctionner (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur), dépasse la limite d'erreur de distance de 70 m (comme il est défini au chapitre 3, § 3.7.3.1.2.5).

4.1.2.8 *Continuité.* La continuité pour un satellite GLONASS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du système GLONASS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.2.9 *Couverture.* Le CSA GLONASS dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 2 000 km.

4.1.2.10 *Temps GLONASS.* Le temps GLONASS est fondé sur l'heure du synchroniseur central GLONASS. Les variations journalières de l'horloge à hydrogène de ce dernier n'excèdent pas  $5 \times 10^{-14}$ . L'écart entre le temps GLONASS et l'échelle de temps nationale UTC-SU ne dépasse pas 1 ms, et le message de navigation contient des données permettant d'établir la correspondance à 0,7  $\mu$ s près.

4.1.2.11 *Transformation des données GLONASS-M sur la date du jour en format commun.* Le paramètre  $N_T$  du message de navigation du satellite contient des données sur la date du jour. Ces données peuvent être transformées en format commun au moyen de l'algorithme suivant :

a) Le numéro de l'année courante J dans l'intervalle de quatre ans est calculé comme suit :

si  $1 \leq N_T \leq 366$  ;     J = 1 ;  
 si  $367 \leq N_T \leq 731$  ;     J = 2 ;  
 si  $732 \leq N_T \leq 1\ 096$  ;     J = 3 ;  
 si  $1\ 097 \leq N_T \leq 1\ 461$  ;     J = 4.

b) L'année courante en format commun est calculée au moyen de la formule suivante :

$$Y = 1\ 996 + 4 (N_4 - 1) + (J - 1).$$

c) La date du jour et le mois courant (jj/mm) sont extraits de la table de référence stockée dans la mémoire ROM de l'équipement de l'utilisateur. La table établit la correspondance entre le paramètre  $N_T$  et les dates en format commun.

4.1.2.11.1 *Système de coordonnées du GLONASS.* Le système de coordonnées utilisé par le GLONASS est le PZ-90 décrit dans le document intitulé *Parameters of Earth, 1990 (PZ-90)*, publié par le service topographique du Ministère de la défense de la Fédération de Russie (Moscou).

4.1.2.11.2 Les paramètres PZ-90 comprennent les constantes géodésiques élémentaires, les dimensions de l'ellipsoïde terrestre commun, les caractéristiques du champ gravitationnel terrestre et les éléments définissant l'orientation de l'ellipsoïde de Krasovsky (système de coordonnées de 1942) par rapport à l'ellipsoïde terrestre commun.

4.1.2.11.3 Le système de coordonnées PZ-90 est défini comme étant un système cartésien géocentrique dont l'origine se situe au centre de la Terre. L'axe des z est orienté vers le pôle terrestre conventionnel, comme le recommande le Service international de la rotation terrestre. L'axe des x est orienté vers le point d'intersection entre le plan équatorial de la Terre et le méridien zéro défini par le Bureau international de l'heure. Quant à l'axe des y, il forme avec les deux autres un système de coordonnées cartésiennes dextrogyre.

4.1.2.11.4 Les systèmes de référence géodésique WGS-84 et PZ-90 sont maintenus en conformité avec le Repère international de référence terrestre (ITRF). Les paramètres en vigueur pour la conversion de coordonnées PZ-90 en coordonnées WGS-84 figurent à l'appendice B, § 3.1.2.5.2, mais l'application de valeurs précédentes de ces paramètres est encore valable tant que les exigences en matière de performance indiquées au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour l'opération considérée sont respectées.

#### 4.1.3 Galileo

— Des renseignements supplémentaires sur le service ouvert de Galileo figurent dans les documents Galileo OS SIS ICD et Galileo OS SDD.

4.1.3.1 *Hypothèses.* La norme de performance du service ouvert (OS) de Galileo est définie en supposant qu'un récepteur représentatif du service ouvert est utilisé. Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes :

- a) conçu conformément à la norme Galileo OS SIS ICD ;
- b) utilise un angle de masquage de 5° ;
- c) utilise la réalisation la plus récente du repère de référence terrestre (GTRF) de Galileo pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ;
- d) génère une solution de position et de temps à partir des données diffusées par tous les satellites visibles ;
- e) exclut de la solution de position les signaux de Galileo qui ne sont pas en état de fonctionner ;
- f) emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ;
- g) n'utilise pas les données de navigation (éphémérides, correction d'horloge du satellite et paramètres du SISA) au-delà de la durée maximale de validité de 4 heures.

#### 4.1.3.2 Précision en position

4.1.3.2.1 *Précision en position pour le service ouvert de Galileo à fréquence unique.* La précision en position horizontale/verticale est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 30 jours pour un point quelconque de la zone de couverture. La position est calculée à l'aide d'un SIS à fréquence unique en état de fonctionner. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au SIS et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples.

4.1.3.2.2 *Précision en position pour le service ouvert de Galileo à double fréquence.* La précision en position horizontale/verticale est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 30 jours pour un point quelconque de la zone de couverture. La position est calculée à l'aide d'un SIS à double fréquence en état de fonctionner. La précision en positionnement et en temps ne s'applique qu'au SIS et ne tient pas compte de sources d'erreur telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur et les trajets multiples.

4.1.3.3 *Précision en distance.* La précision en distance de Galileo est définie comme une mesure statistique d'une série chronologique d'erreur de distance du SIS. Elle n'est mesurée que pour des périodes de temps où le SIS émis est en état de fonctionner. La précision en distance de Galileo est évaluée à toutes les valeurs d'âge des données, c'est-à-dire que la série chronologique des erreurs de distance du SIS examinera le message de navigation à l'âge des données auquel il a été observé. Elle est calculée pour les utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence. La limite d'erreur de distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture.

Le 95<sup>e</sup> percentile de la précision de l'erreur du SIS pour tout satellite est calculé sur un intervalle de 30 jours. Le 99,9<sup>e</sup> percentile de la précision de l'erreur du SIS pour tout satellite est normalisé annuellement.

4.1.3.3.1 *Précision du SIS.* La précision du SIS est une prédiction de l'écart-type minimum (1 sigma) de la distribution de Gauss non biaisée qui englobe la distribution prévisible de l'erreur de distance du SIS pour tous les emplacements possibles de l'utilisateur dans la zone de couverture du satellite. Le paramètre du SISA, diffusé dans le message de navigation du SIS de Galileo, donne à l'utilisateur une indication de la précision du SIS conformément à l'appendice B, § 3.1.3.1.3.4.2. Le paramètre du SISA peut assumer 255 valeurs. Néanmoins, lorsqu'il est utilisé pour déterminer l'état du SIS d'un satellite de Galileo, il doit être considéré comme un indicateur binaire, ses seules valeurs significatives étant « pas de prédiction de précision disponible » (NAPA) lorsque le SISA=255 ou « non NAPA » lorsque le SISA≠255. Les valeurs du SISA de 126 à 254 sont décrites comme des valeurs de réserve, et devraient être considérées comme « non NAPA ».

4.1.3.3.2 *BGD de Galileo.* Le BGD de Galileo est l'estimation du temps de propagation de groupe entre les différentes fréquences d'un satellite particulier de Galileo. Il est fourni dans le cadre des données de navigation diffusées par Galileo comme il est précisé dans l'appendice B, § 3.1.3.1.3.1 et 3.1.3.1.3.2.

4.1.3.4 *Précision de la détermination du temps UTC de Galileo.* La précision de la détermination du temps UTC de Galileo dépend à la fois de l'erreur de détermination instantanée du GST et de l'erreur dans la diffusion des paramètres de conversion GST-UTC. Le second élément est défini comme la précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo.

4.1.3.4.1 *Précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo.* La précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo est définie comme le 95<sup>e</sup> percentile de l'erreur des paramètres de conversion GST/UTC diffusés. La précision de la diffusion du temps UTC du SIS de Galileo est la composante SIS de la détermination d'ensemble du temps UTC de l'utilisateur qui est dérivée de la précision des paramètres GST-UTC diffusés. Elle ne comprend pas d'effets qui échappent au contrôle de l'exploitant de Galileo comme les contributions locales de l'utilisateur selon les récepteurs ou les effets atmosphériques.

4.1.3.5 *Disponibilité du service.* La disponibilité du service est le pourcentage du temps sur un intervalle de 30 jours, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 10 m (95 %) et un seuil vertical de 16 m (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant l'intervalle de 30 jours. La disponibilité du service suppose une constellation qui remplit les critères définis au § 4.1.3.5.1.

4.1.3.5.1 *Disponibilité du SIS par créneau/constellation.* La probabilité qu'un créneau opérationnel dans la constellation de Galileo soit occupé par un satellite transmettant un SIS en état de fonctionner est supérieure à 0,95 (normalisée annuellement). Pour la configuration de base de Galileo, la probabilité qu'au moins 21 satellites des 24 positions nominales du créneau orbital soient en état de fonctionner et transmettent un signal de navigation est supérieure à 0,97 (normalisée annuellement). La disponibilité du SIS par constellation peut être dérivée de la disponibilité du SIS par créneau au moyen d'un modèle binomial.

4.1.3.6 *Probabilité de défaillance*

4.1.3.6.1  $P_{sat}$ .  $P_{sat}$  est la probabilité que l'erreur instantanée du signal de mesure de distance d'un satellite de Galileo en état de fonctionner (à l'exception des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse  $k$  fois la précision de distance pour l'utilisateur de Galileo (URA de Galileo). L'URA de Galileo dans la définition de  $P_{sat}$  correspond à  $\sigma_{URA,DF}$  ou à  $\sigma_{URA,SF}$  pour les utilisateurs de la double fréquence ou de la fréquence unique, respectivement.  $k$  est le nombre d'écart-types par rapport à la moyenne correspondant à une probabilité de  $P_{sat}$  dans une distribution normale. Par exemple, un facteur  $k$  de 4,17, correspondant à  $3 \times 10^{-5}$  la valeur  $P_{sat}$ .  $P_{sat}$  s'applique aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence, à n'importe quel moment et emplacement dans la zone de visibilité du satellite.

4.1.3.6.2  $P_{const}$ .  $P_{const}$  est la probabilité que les erreurs instantanées du signal de mesure de distance de deux satellites de Galileo ou plus en état de fonctionner (à l'exception des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse  $k$  fois la précision de distance pour l'utilisateur de Galileo (URA de Galileo) due à une défaillance commune. L'URA de Galileo dans la définition  $P_{const}$  correspond à  $\sigma_{URA,DF}$  ou à  $\sigma_{URA,SF}$  pour les utilisateurs de la double fréquence ou de la fréquence unique, respectivement.  $P_{const}$  s'applique aux utilisateurs de la fréquence unique et de la double fréquence, à n'importe quel moment et emplacement dans les zones de visibilité respectives des satellites touchés.

4.1.3.6.3  $\sigma_{URA,DF}$ .  $L\sigma_{URA,DF}$  de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs de distance du SIS de manière plus probable que  $P_{sat}$ .  $L\sigma_{URA,DF}$  de Galileo s'applique à n'importe quel emplacement de l'utilisateur et à une combinaison à double fréquence E1/E5a d'un SIS en bon état.

4.1.3.6.4  $\sigma_{URA,SF}$ .  $L\sigma_{URA,SF}$  de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs de distance du SIS de manière plus probable que  $P_{sat}$ .  $L\sigma_{URA,SF}$  de Galileo s'applique à n'importe quel emplacement de l'utilisateur et à l'utilisateur d'un SIS à fréquence unique (E1 ou E5a) en bon état.  $L\sigma_{URA,SF}$  prend en considération le  $\sigma_{BGD}$  de Galileo et peut être dérivé de l'expression suivante :

$$\sigma_{URA,SF}^2 = \sigma_{URA,DF}^2 + \gamma_f^2 \cdot \sigma_{BGD}^2$$

où

$\gamma_f$  représente le facteur d'inflation de fréquence égal à  $f_{N1}^2 / f_{E5A}^2$  pour les utilisateurs du signal E5a et à 1 pour les utilisateurs du signal E1.

La même expression s'applique entre les paramètres  $\sigma_{URE,SF}$  et  $\sigma_{URE,DF}$  de Galileo. Une définition des paramètres  $\sigma_{URE,SF}$  et  $\sigma_{URE,DF}$  figure à l'appendice B, au § 3.4.1.1.2. Cette expression peut aussi être utilisée par le récepteur Galileo pour calculer les valeurs  $\sigma_{URA,SF}$  et  $\sigma_{URE,SF}$  des paramètres  $\sigma_{URA,DF}$  et  $\sigma_{URE,DF}$  diffusés dans le type de mot 22 du message I/NAV de Galileo.

4.1.3.6.5  $\sigma_{BGD}$ .  $L\sigma_{BGD}$  de Galileo est défini comme l'écart type d'une distribution normale à moyenne nulle qui englobe la distribution réelle des erreurs résiduelles du BGD de sorte que la probabilité d'erreurs non englobée est négligeable par rapport à  $P_{sat}$ . Les erreurs résiduelles de BGD sont les erreurs qui restent après avoir appliqué les corrections BGD de Galileo diffusées dans le message de navigation.

4.1.3.7 *Continuité.* La continuité pour un satellite de Galileo en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du service ouvert de Galileo continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours de la prochaine heure. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 48 heures ne contribuent pas à une perte de continuité du SIS.

4.1.3.8 *Couverture*. Le service ouvert de Galileo dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 30,48 km.

4.1.3.9 *Temps système Galileo (GST)*. Le GST est une échelle de temps continue basée sur la définition de la seconde (selon le système international d'unités, SI) dont l'origine/instant de référence GST ( $t_0$ ) est défini comme étant 13 secondes avant 1999-08-22 00:00:00 UTC. L'information sur la synchronisation diffusée dans le SIS de Galileo (p. ex., décalages de l'horloge du satellite) est rapportée au GST. Cette information permet aux utilisateurs du service ouvert de Galileo d'estimer leur temps local rapporté à la réalisation du GST calculée par le récepteur du service ouvert de Galileo. Afin de mieux prendre en charge les applications de synchronisation basées sur l'UTC, le message de données du service ouvert de Galileo comprend des paramètres supplémentaires qui permettent aux utilisateurs du service ouvert de Galileo d'obtenir une réalisation du temps UTC en appliquant une correction au GST.

4.1.3.10 *Repère de référence terrestre de Galileo (GTRF)*. Le GTRF est une réalisation indépendante hautement précise du Repère international de référence terrestre (ITRS) basé sur les estimations des coordonnées de chacun des sites de station de capteur (GSS) de Galileo. Le système Galileo utilise les informations géodésiques d'entrée pour produire les données de navigation (p. ex., éphémérides du satellite) rapportées au GTRF. Par conséquent, les coordonnées de la position de l'utilisateur dérivées des solutions de position de Galileo sont rapportées au GTRF. Du fait du bon alignement entre le GTRF et l'ITRF, les deux repères de référence sont considérés comme équivalents pour l'aviation. Le GTRF est régulièrement aligné si les nouvelles réalisations de l'ITRF sont publiées. Pour obtenir la position de tout repère de référence différent de l'ITRF, l'équipement de l'utilisateur du service ouvert de Galileo doit appliquer les paramètres de transformation valides entre le dernier ITRF et le repère de référence souhaité. L'utilisateur du service ouvert de Galileo a la complète maîtrise et responsabilité de cette transformation. Concernant l'interopérabilité entre le GPS et Galileo, le repère de référence terrestre WGS-84 du GPS et le GTRF sont deux réalisations de l'ITRF. Par conséquent, pour la plupart des applications du service ouvert de Galileo, un niveau élevé d'interopérabilité est assuré entre les positions spatiales obtenues par le GPS et celles qui sont obtenues par Galileo, sans intervention supplémentaire de l'équipement de l'utilisateur.

4.1.3.11 *Âge des éphémérides*. L'âge des éphémérides correspond au temps écoulé entre la référence  $t_{0e}$  (fixé au début de chaque ensemble de données de navigation) et le temps de l'utilisation des éphémérides par un récepteur.

— *Des renseignements détaillés sur la manière de calculer l'âge des éphémérides figurent dans le document Galileo OS SDD, annexe C, section 4.4.1.*

4.1.3.12 *Âge des données (AOD)*. L'âge des données (AOD) est le temps écoulé entre la génération d'un message de navigation par le secteur au sol et son utilisation par l'utilisateur. Le vieillissement des données (caractérisé par l'âge des données) a une incidence sur la précision de l'orbite et des modèles d'horloge. La précision de leur prévision se dégrade inévitablement à mesure de leur vieillissement.

#### 4.1.4 BDS

4.1.4.1 *Hypothèses*. La norme de performance part de l'hypothèse qu'on utilise un récepteur représentatif du service ouvert du BDS (OS du BDS). Un récepteur représentatif présente les caractéristiques suivantes : il est conçu conformément à la norme des documents de contrôle d'interface (ICD) du BDS ; il utilise un angle de masquage de 5 degrés pour les satellites en MEO et un angle de masquage de 12 degrés pour les satellites en IGSO ; il utilise la réalisation la plus récente du BDCS (équivalent au WGS-84) pour calculer la position du satellite et la distance géométrique ; il compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance du service ouvert du BDS et les mesures du signal de précision standard ; il exclut de la solution de position les satellites BDS marginaux ou qui ne sont pas en état de fonctionner ; il emploie des données d'éphémérides et d'horloge à jour et intrinsèquement cohérentes pour tous les satellites utilisés dans la solution de position ; il cesse la poursuite lorsqu'un satellite BDS arrête de transmettre le code de précision standard. La précision du transfert de temps s'applique à un récepteur stationnaire fonctionnant à un emplacement ayant fait l'objet d'un levé.

4.1.4.2 *Précision*. La précision de position est mesurée à l'aide d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 168 heures (sept jours sidéraux) à partir de tout point situé dans la zone de couverture. La précision de position et de synchronisation ne concerne que le SIS et ne tient pas compte des sources d'erreurs telles que l'ionosphère, la troposphère, le brouillage, le bruit du récepteur ou les multitrajets. Son calcul se fait en excluant de la constellation les deux satellites les moins performants de tous les satellites opérationnels et en appliquant une erreur de distance pour l'utilisateur de 4,6 mètres au 95<sup>e</sup> percentile.

4.1.4.2.1 *Précision du transfert de temps*. La précision du transfert de temps est le 95<sup>e</sup> percentile de l'écart statistique entre la sortie du récepteur de signaux de rythme du service ouvert du BDS et le temps universel

coordonné (UTC) maintenu par le NTSC en Chine. Il peut être utilisé pour évaluer la synchronisation du système de satellite de navigation.

4.1.4.3 *Précision en distance.* La précision est mesurée au moyen d'un récepteur représentatif et d'un intervalle de mesure de 168 heures. La précision en distance dépend de l'indication par le satellite qu'il est en état de fonctionner et transmet le code de précision standard du service ouvert du BDS et elle ne tient pas compte des défaillances des satellites en dehors des caractéristiques normales de fonctionnement. Les limites de précision en distance peuvent être dépassées lorsqu'il y a une défaillance ou une anomalie du satellite pendant que des données lui sont transmises. Le dépassement de la limite d'erreur de distance constitue une défaillance de service majeure (§ 4.1.4.5). La limite d'erreur sur le taux de variation de la distance est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. La limite d'erreur sur l'accélération est le maximum pour tout satellite mesuré sur un intervalle de 3 s en un point quelconque de la zone de couverture. Dans des conditions nominales, tous les satellites suivent les mêmes normes ; il convient donc aux fins de la modélisation de la disponibilité de supposer que tous les satellites ont une URE de 4,6 mètres au 95<sup>e</sup> percentile. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.4.4 *Disponibilité.* La disponibilité est le pourcentage du temps sur tout intervalle de 168 heures, pendant lequel l'erreur prévue de détermination de la position (95 %) (due aux erreurs du secteur spatial et du secteur de contrôle) est inférieure à son seuil en un point quelconque de la zone de couverture. Elle est basée sur un seuil horizontal de 15 m (95 %) et un seuil vertical de 22 m (95 %) ainsi que sur l'emploi d'un récepteur représentatif et le fonctionnement dans le volume de service pendant un intervalle de 168 heures. La disponibilité du service suppose la pire combinaison de deux satellites hors service.

4.1.4.4.1 *Disponibilité des satellites/de la constellation.* Au moins 24 satellites des 27 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,998 (moyenne annuelle). Au moins 21 satellites des 27 positions nominales du plan/créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,99999 (moyenne annuelle).

#### 4.1.4.5 *Défaillance de service majeure*

4.1.4.5.1 Une défaillance de service majeure se définit comme un état pendant lequel l'erreur de mesure de distance du SIS d'un satellite (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance sans que les utilisateurs soient alertés. Pour les signaux B1I, la limite est de 4,42 fois la limite supérieure de la précision de distance pour l'utilisateur correspondant à la valeur de l'indice d'URA (URAI) qui est transmis dans les messages de navigation D1, comme le décrit l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2. Pour les signaux B1C et B2a, la limite est de 4,42 fois la valeur de l'indice de précision du SIS (SISA) calculée suivant les indications fournies dans l'appendice B, § 3.1.4.2.5. Le  $P_{\text{sat}}$  de  $1 \times 10^{-5}$  indiqué au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.1, correspond au maximum de trois défaillances de service majeures pour chaque signal du service ouvert du BDS par année si on suppose une constellation de 30 satellites au maximum. Le délai moyen de notification est de 60 minutes.

4.1.4.5.2 La cause répandue de défaillance de service majeure serait le scénario dans lequel l'erreur de distance pour l'utilisateur du SIS du service ouvert du BDS de deux satellites ou plus dépasse la limite de tolérance due à une défaillance commune sans réception d'une alerte par l'antenne récepteur de l'utilisateur. Pour les signaux B1I, la limite est de 4,42 fois la limite supérieure de la précision de distance pour l'utilisateur correspondant à la valeur de l'indice d'URA (URAI) qui est transmis dans les messages de navigation D1, comme le décrit l'appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2. Pour les signaux B1C et B2a, la limite est de 4,42 fois la valeur du SISA calculée suivant les indications fournies dans l'appendice B, § 3.1.4.2.5. Le  $P_{\text{const}}$  de  $6 \times 10^{-5}$  indiqué au chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.2, correspond à un maximum de 0,5 défaillance de service majeure due à une cause répandue pour l'ensemble de la constellation par année. Le délai moyen de notification est de 60 minutes.

4.1.4.6 *Continuité.* La continuité pour un satellite BDS en état de fonctionner est la probabilité que le SIS du service ouvert du BDS continue à fonctionner sans interruption imprévue au cours d'un intervalle de temps spécifié. Les interruptions prévues qui sont annoncées avec un préavis d'au moins 24 heures ne contribuent pas à une perte de continuité.

4.1.4.7 *Couverture.* L'OS du BDS dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 1 000 km.

4.1.4.8 *Temps BDS.* Le temps de référence pour le BDS utilise le temps du Système de navigation par satellite BeiDou (BDT), décrit dans l'appendice B, § 3.1.4.4.

4.1.4.9 *Système de coordonnées du BDS.* Le BDS utilise le système de coordonnées BeiDou (BDCS).

4.1.4.9.1 *Origine, axe et échelle du BDCS.* L'origine est située au centre de masse de la Terre ; l'axe Z est la direction du pôle international de référence (IRP) de l'IERS (Service international de la rotation terrestre et des systèmes de référence) ; l'axe X est l'intersection du méridien international de référence (IRM) de l'IERS et le plan passant par l'origine et la normale jusqu'à l'axe Z ; l'ensemble axe Y, axe Z et axe X constitue un repère orthogonal droit. L'unité de longueur est le mètre du système international d'unités.

4.1.4.9.2 *Ellipsoïde du BDCS.* Le centre géométrique de l'ellipsoïde du BDCS coïncide avec le centre de masse de la Terre, et l'axe Z est l'axe de rotation de l'ellipsoïde du BDCS. Les paramètres de l'ellipsoïde du BDCS sont définis comme suit :

Demi-grand axe :	$a = 6378137,0 \text{ m}$
Constante gravitationnelle géocentrique (y compris la masse de l'atmosphère de la Terre) :	$\mu = 3,986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$
Aplatissement :	$f = 1/298,257222101$
Vitesse de rotation de la Terre :	$\dot{\Omega}_e = 7,2921150 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$

## 4.2 Dilution de la précision (DOP)

La valeur du paramètre DOP réduit la précision en position d'un facteur traduisant la géométrie des satellites visibles dans l'espace. Dans le cas de quatre satellites, la situation idéale (à laquelle correspond la DOP minimale) est celle où trois des satellites se trouvent régulièrement répartis à l'horizon, à un angle de site minimal, le quatrième se trouvant à la verticale de l'observateur. La forme du polygone satellitaire « dilué » en quelque sorte la précision en position.

## 4.3 Récepteur et antenne GNSS

4.3.1 Les spécifications de l'appendice B, § 3.8.3.1, déterminent le taux d'ellipticité des antennes. Les spécifications applicables aux antennes à fréquence unique ne régissent le taux d'ellipticité de l'antenne qu'à l'axe de pointage.

4.3.2 Il faut supposer une polarisation rectiligne de l'antenne embarquée pour les signaux GEO du SBAS reçus à de faibles angles de site. Par exemple, quand un signal GEO du SBAS reçu doit être fourni à un angle de site minimal de 5 degrés, il conviendrait de supposer que les antennes à fréquence unique sont à polarisation rectiligne avec un gain de  $-2,5 \text{ dBil}$  ( $-5,5 \text{ dBic}$ ). Cet élément devrait être pris en compte dans le bilan de liaison des satellites GEO du SBAS pour s'assurer que le signal RF minimal reçu à la borne de l'antenne est conforme aux spécifications du chapitre 3, § 3.7.3.4.5.3.2 et 3.7.3.4.6.3.

4.3.3 Les défaillances imputables au récepteur peuvent avoir deux conséquences sur le système de navigation : l'arrêt des transmissions destinées à l'utilisateur ou l'envoi de données erronées. La spécification relative aux signaux électromagnétiques ne tient compte ni de l'une ni de l'autre.

4.3.4 L'erreur nominale de l'élément embarqué du GNSS est déterminée par le bruit du récepteur, le brouillage et les erreurs résiduelles liées aux trajets multiples et au modèle de retard troposphérique. Les spécifications relatives au bruit du récepteur embarqué du SBAS et du GBAS tiennent compte de l'effet du brouillage en deçà des spécifications énoncées à l'appendice B, § 3.7. Les performances requises ont été mesurées sur des récepteurs à

4.3.5 La méthode pour déterminer le brouillage non aéronautique maximal tolérable dans la bande, dans les bandes voisines et hors bande consiste, pour chaque largeur de bande de brouillage  $BW_i$ , à calculer la valeur la plus élevée du coefficient de séparation spectrale (SSC) pour tous les PRN et toutes les fréquences centrales  $f_{c_i} = f_{c_{L1 \text{ or } L5}} \pm \max(BW_{\text{GNSS}}/2, BW_i/2)$ , où  $BW_{\text{GNSS}} = 20 \text{ MHz}$ . Pour toutes les modulations du signal GNSS (BPSK et MBOC) prises en compte dans les SARP, ce processus donne un brouillage non aéronautique maximal tolérable dans la bande et dans les bandes voisines qui augmente de façon monotone avec la  $BW_i$ . Le brouillage maximal tolérable hors bande est évalué pour  $BW_i = 1 \text{ kHz}$ .

4.3.6 D'après la Note 5 du tableau B-171 de l'appendice B, ce tableau ne décrit pas les brouillages par impulsions non aéronautiques présents dans l'environnement à prendre en compte pour le canal L5 d'un récepteur L1/L5, vu leur incidence négligeable par rapport à ceux du DME/TACAN et du JTIDS/MIDS considérés dans l'environnement.

## 5. SYSTÈME DE RENFORCEMENT EMBARQUÉ (ABAS)

### 5.1 Introduction

5.1.1. Le rôle de l'ABAS est de renforcer l'information provenant constellations satellitaires de base par un traitement supplémentaire au récepteur et/ou par les données fournies par d'autres capteurs à bord de l'aéronef, et/ou de l'intégrer à ces données, afin de satisfaire aux spécifications énoncées au chapitre 3, § 3.7.2.4.

5.1.2. L'ABAS comporte des modes de traitement qui :

- a) assurent le contrôle de l'intégrité pour le calcul de la position par l'utilisation de données redondantes (ex. : mesures de distance multiples). Le mode de contrôle met généralement en jeu deux fonctions, la détection et l'exclusion des anomalies. La première vise à dépister toute défaillance du système de positionnement. Cela fait, la fonction d'exclusion détermine l'origine de la défaillance (sans nécessairement chercher à en identifier la cause précise) et exclut l'élément fautif, ce qui permet au système de continuer à assurer la navigation sans interruption du service. Il y a deux grandes classes de contrôle de l'intégrité : le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM), qui n'utilise que les données GNSS, et le contrôle autonome de l'intégrité par l'aéronef (AAIM), qui utilise en plus les données fournies par les capteurs embarqués [altimètre barométrique, horloge, système de navigation par inertie (INS), etc.] ;
- b) renforcent la continuité pour le calcul de la position par l'emploi des données fournies par les sources auxiliaires que sont l'INS, les altimètres barométriques et les chronomètres externes ;
- c) renforcent la disponibilité pour le calcul de la position (analogue au renforcement de la continuité) ;
- d) renforcent la précision par des techniques de filtrage et/ou l'estimation des erreurs résiduelles pour certaines plages de valeurs.

5.1.3. L'intégration des données non GNSS et des données GNSS peut se faire de deux façons :

- a) par intégration directe au sein de l'algorithme de calcul GNSS (ex. : données altimétriques considérées comme une mesure supplémentaire effectuée par un satellite) ;
- b) en dehors du calcul de la position GNSS proprement dit (ex. : comparaison des données altimétriques pour établir la cohérence avec la composante verticale de la position calculée, un drapeau signalant tout écart anormal).

5.1.4 Chaque mode de traitement comporte des avantages et des inconvénients et il est impossible de décrire toutes les possibilités d'intégration en utilisant des valeurs numériques précises des performances obtenues. Le même raisonnement s'applique lorsque plusieurs éléments du GNSS et/ou des signaux multifréquence sont combinés.

### 5.2 Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM)

5.2.1 Le RAIM a été mis en œuvre en utilisant le GPS L1 C/A (« GPS RAIM ») et des valeurs fixes pour la performance de la constellation.

5.2.2 Contrairement à l'ARAIM (section 5.3), le RAIM du GPS se fonde sur la performance de la constellation GPS en utilisant les valeurs URA diffusées et une probabilité de défaillance du satellite de  $P_{\text{sat}} = 1 \times 10^{-5}$  ou inférieure. En outre, il suppose qu'une seule défaillance du satellite se produit à un moment donné et que toute erreur de type biais est suffisamment petite pour être englobée par une distribution gaussienne à moyenne nulle.

5.2.3 Le RAIM du GPS peut être combiné avec l'AAIM et d'autres systèmes de renforcement, y compris l'ARAIM.

### 5.3 RAIM avancé (ARAIM)

#### 5.3.1 Introduction

5.3.1.1 L'ARAIM désigne toute mise en œuvre d'un système ABAS fondée sur un récepteur GNSS autre que le RAIM du GPS, y compris les modes monofréquence ou double fréquence et à constellation unique ou multiple.

L'ARAIM comprend la fourniture de « données d'intégrité » ou ISD. Celles-ci sont générées ou contrôlées par une entité appelée Générateur d'ISM (ISMG). Il y a un ISMG par constellation de base. Par rapport au RAIM du GPS, qui peut être considéré comme utilisant des « ISD statiques », l'ARAIM permet l'utilisation d'ISD dynamiques lorsque les paramètres d'intégrité peuvent être adaptés aux performances réelles des constellations satellitaires de base et à l'historique des performances disponibles.

5.3.1.2 Les ISD seront diffusées dans les messages de données de navigation de la constellation satellitaire de base. Les messages contenant les ISD sont appelés messages d'intégrité (ISM). Certaines ISD pourraient également être envoyées en dehors d'un ISM, dans d'autres messages de données de navigation (comme l'IAURA pour le GPS).

5.3.1.3 Les ISD contiennent des paramètres qui décrivent une surdélimitation gaussienne des erreurs de signaux de mesure de distance exempts de défaillances, ainsi que des paramètres décrivant la probabilité que le signal des satellites soit défaillant et ne puisse pas être correctement caractérisé par les surdélimitations gaussiennes exemptes de défauts. L'algorithme ARAIM utilise les ISD pour surveiller les défaillances et effectuer des tests d'intégrité et pour calculer le ou les niveaux de protection, afin de réaliser une performance cible de risque d'intégrité conformément aux exigences opérationnelles. L'algorithme ARAIM suppose que les événements de défaillance caractérisés par les ISD sont indépendants. Il n'est pas nécessaire de surveiller toutes les combinaisons possibles de dysfonctionnements d'un satellite et d'une constellation, car ces combinaisons ont pour la plupart une très faible part d'incidence sur le risque d'intégrité. L'algorithme ARAIM rend compte du risque d'intégrité de la position exempte de défauts et des détections manquées des modes de défaillance contrôlés et non contrôlés.

5.3.1.4 Les paramètres ISD  $\sigma_{\text{URA}}$  et  $\sigma_{\text{URE}}$  caractérisent les erreurs de signaux de mesure de distance exempts de défaillances provoquées par des erreurs d'horloges et d'éphémérides et par la participation de sources d'erreurs quasi-statiques provenant d'erreurs d'antenne, de déformations du signal, de biais interférence ou d'une cohérence code-porteuse. Le terme  $b_{\text{nom}}$  peut aussi être utilisé pour délimiter l'asymétrie et la non-unimodalité dans les distributions d'erreurs d'horloge et d'éphémérides observées. L'ISMG bénéficie d'une certaine souplesse quant à la manière de déterminer une surdélimitation gaussienne décrite par  $b_{\text{nom}}$  et  $\sigma_{\text{URA}}$ , tant que les critères de surdélimitation figurant dans l'appendice B, § 3.4.1.2.2.1 sont respectés. Il existe plusieurs méthodes de surdélimitation. Les paramètres  $b_{\text{nom}}$ ,  $\sigma_{\text{URA}}$  et  $\sigma_{\text{URE}}$  ne rendent pas compte des erreurs provoquées par la propagation des signaux à travers la troposphère et l'ionosphère.

5.3.1.5 Le taux de défaillance ( $R_{\text{sat}}$ ,  $R_{\text{const}}$ ) et la probabilité de défaillance ( $P_{\text{sat}}$ ,  $P_{\text{const}}$ ) des paramètres ISD indiquent la probabilité de défaillance du signal. Si une durée moyenne de défaillance est indiquée, ainsi qu'un taux de défaillance, la probabilité de défaillance correspondante peut être déduite par le récepteur. Le taux de défaillance est une estimation prudente du nombre de défaillances par heure. L'ISMG peut fournir des valeurs ISD équivalentes aux valeurs de défaillance. Toutefois, si cela se justifie sur la base de l'analyse et de la performance observée, l'ISMG peut définir les paramètres de défaillance de la diffusion de sorte que le taux et la probabilité de défaillance soient inférieurs aux engagements par défaut. L'ISMG devra actualiser les ISD diffusées si le comportement observé ne prend plus en charge les paramètres inférieurs. L'ISMG peut fournir une marge dans les ISD diffusées en augmentant artificiellement les défaillances observées d'une ou de plusieurs unités pour s'assurer que l'actualisation de l'ISM ne devient pas critique. 5.3.1.6 Si une constellation satellitaire de base qui ne fournit pas d'ISM dans ses messages de données de navigation est utilisée dans l'ARAIM, les valeurs ISD par défaut sont alors utilisées dans le récepteur comme indiqué en appendice B, § 3.4.1.3.3.3. De plus amples détails sur les ISD par défaut sont fournis à la section 5.3.2.

5.3.1.7 Les SARP relatives à l'ARAIM permettent une certaine souplesse dans l'attribution détaillée de la responsabilité de l'intégrité des données des paramètres ISD. Par exemple, un ISMG pourrait assembler ou coder un ISM, générer un CRC associé, puis transmettre le message complet au fournisseur de services de la constellation satellitaire de base en vue de sa diffusion. L'ISMG pourrait également transmettre les valeurs à diffuser au fournisseur de services de constellation satellitaire de base, qui assemblerait ou coderait alors l'ISM et générerait un CRC (ou un autre mécanisme approprié) dans le cadre du conditionnement normal de ses messages. Quelle que soit l'approche choisie, les procédures appliquées par l'ISMG et le fournisseur de services de constellations satellitaires de base atténuent le risque d'altération des données à n'importe quel stade du processus (appendice B, § 3.4.1.2.4). Cette atténuation est fondée sur une analyse approfondie de l'architecture globale du système. Les processus d'assurance de la qualité des données qui en résultent seront compatibles avec le type de service ARAIM pris en charge.

5.3.1.8 L'ARAIM peut être combiné avec le RAIM, l'AAIM et d'autres systèmes de renforcement.

5.3.1.9 Le Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS) (*Doc 9849*) contient d'autres éléments indicatifs plus détaillés sur l'ARAIM.

5.3.2 ISD par défaut et références aux définitions des constellations satellitaires de base

5.3.2.1 Les ISD par défaut peuvent être utilisées par les récepteurs GNSS pour traiter les satellites pour lesquels aucun ISM n'est diffusé par la constellation satellitaire de base. Le tableau D-3 énonce des motifs pour les valeurs à l'appendice B, § 3.4.1.3.3.3 en renvoyant aux sections correspondantes des normes relatives aux constellations satellitaires de base.

**Tableau D-3 : Paramètres ISD par défaut**

Valeurs par défaut des paramètres ISD					
	GPS	GLONASS	Galileo	BDS	Notes
Pconst, default	$\leq 1 \times 10^{-8}$	$\leq 1 \times 10^{-4}$	$\leq 2 \times 10^{-4}$	$\leq 6 \times 10^{-5}$	
Référence dans les SARP	Chapitre 3, § 3.7.3.1.1.4.3	Chapitre 3, § 3.7.3.1.2.5	Chapitre 3, § 3.7.3.1.3.6	Chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.2	
Psat, default	$\leq 1 \times 10^{-5}$	$\leq 1 \times 10^{-4}$	$\leq 3 \times 10^{-5}$	$\leq 1 \times 10^{-5}$	
Référence dans les SARP	Chapitre 3, § 3.7.3.1.1.4.2	Chapitre 3, § 3.7.3.1.2.4	Chapitre 3, § 3.7.3.1.3.5	Chapitre 3, § 3.7.3.1.4.4.1	
$\sigma_{\text{URA}}$ , default, DF [m]	IAURA (Note 2)	9	6	7	Si la valeur n'est pas indiquée en [m], il s'agit d'un paramètre de diffusion
Référence dans les SARP	Appendice B, § 3.1.1.1.3.1.2 et § 3.1.1.2.2.4	Appendice B, § 3.1.2.1.7.3, ne dépassant pas les valeurs indiquées dans le Chapitre 3, § 3.7.3.1.2.4 et § 3.7.3.1.2.5	§ 4.1.3.6.3 et § 4.1.3.6.4, ne dépassant pas les valeurs indiquées dans le Chapitre 3, § 3.7.3.1.3.7 et § 3.7.3.1.3.8	Appendice B, § 3.1.4.1.3.1.2 et § 3.1.4.2.5	
$\sigma_{\text{URA}}$ , default, SF [m]	IAURA (Note 2)	9	6.5 (E1), 7.5 (E5a) (Note 3)	7	
$\sigma_{\text{URE}}$ , default, DF [m]	URA nominal (Note 2)	8	4	7	
$\sigma_{\text{URE}}$ , default, SF [m]	URA nominal (Note 2)	8	4.7 (E1), 6 (E5a) (Note 3)	7	
$b_{\text{nom}}$ , default [m]	0	0	0	0	
Rconst, default [par heure]	$\leq 1 \times 10^{-8}$		$\leq 1 \times 10^{-4}/\text{h}$	$\leq 6 \times 10^{-5}$	
Rsat, default [par heure]	$\leq 1 \times 10^{-5}$		$\leq 2 \times 10^{-5}/\text{h}$	$\leq 1 \times 10^{-5}$	
MFDconst default [heures]	1	10	Voir § 5.3.2.3	1	
MFDsat default [heures]	1	3	Voir § 5.3.2.3	1	

1.— SF fait référence au traitement monofréquence et DF à la double fréquence.

2.— Des références sur le document de contrôle d'interface figurent dans l'appendice B, § 3.4.1.3.3.3, Note 3.

3.— Comme indiqué au § 4.1.3.6.4 pour le paramètre Galileo  $\sigma_{URA, SF}$  les paramètres  $\sigma_{URA, SF}$  et  $\sigma_{URE, SF}$  du mode monofréquence Galileo sont liés aux paramètres  $\sigma_{URA, DF}$  et  $\sigma_{URE, DF}$  du mode à la double fréquence Galileo par l'équation suivante :

$$\sigma_{SF}^2 = \sigma_{DF}^2 + \gamma_f^2 \cdot \sigma_{BGD}^2 \quad \text{with } \gamma_f = \begin{cases} E2^{E2}5^1 a \text{ for } E5a, \\ \gamma_f = 1 \text{ for } E1 \end{cases} \text{ and } \sigma_{BGD} = 2.5 \text{ m} .$$

## 6. SYSTÈME DE RENFORCEMENT SATELLITAIRE (SBAS)

6.1 Le SBAS peut assurer un service SBAS L1 renforçant les constellations GPS et/ou GLONASS, un service SBAS double fréquence, multiconstellation (DFMC) renforçant une ou plusieurs (jusqu'à quatre) constellations, ou les deux. Le SBAS L1 utilise les données des messages L1 pour appuyer le service à une seule fréquence, et le SBAS DFMC, les données des messages L5 pour appuyer le service SBAS DFMC. Les messages et les données des services SBAS L1 et SBAS DFMC sont indépendants ; les utilisateurs ne peuvent appliquer que les données transmises par le canal associé à l'un ou l'autre service. De plus, lorsque le SBAS assure les mesures de distance, le satellite SBAS peut servir de source de mesure de distance à une seule fréquence sur L1 au moyen des données L1, ou de source de mesure de distance double fréquence combinant les pseudodistances L1 et L5 au moyen des données L5. Le SBAS se compose de trois éléments :

- a) l'infrastructure au sol ;
- b) les satellites SBAS ;
- c) le récepteur SBAS embarqué.

6.1.1 L'infrastructure au sol comprend les stations de contrôle et de traitement qui reçoivent l'information transmise par les satellites de navigation et génèrent les données d'intégrité, de correction et de mesure de distance qui constituent le signal SBAS. Les satellites SBAS retransmettent les données reçues du sol aux récepteurs SBAS embarqués qui déterminent la position et l'heure à partir des informations fournies par les satellites de la ou des constellations satellitaires de base et du SBAS. Les récepteurs SBAS embarqués obtiennent ensuite les données de correction et de mesure de distance et les utilisent pour déterminer l'intégrité de la position calculée et pour en améliorer la précision.

6.1.2 Le réseau sol du SBAS détermine la pseudodistance entre la source de mesure de distance et le récepteur SBAS situé en un point dont la position est connue, ce qui lui permet de fournir des corrections distinctes applicables aux erreurs des éphémérides de la source de mesure, aux erreurs d'horloge et, de plus, dans le cas du service SBAS L1 aux retards et aux erreurs liés à la propagation ionosphérique. L'utilisateur applique de son côté un modèle tenant compte des retards troposphériques.

6.1.3 L'erreur des éphémérides de la source de mesure de distance et l'erreur due à la dérive des horloges sont l'objet principal des corrections fournies par le service SBAS DFMC et dans la correction à long terme assurée par le service SBAS L1. L'erreur d'horloge de la source de mesure de distance est rectifiée en fonction de la correction à long terme et de l'erreur due aux effets troposphériques ; elle est l'objet principal de la correction rapide assurée par le service SBAS L1. Les erreurs dues à la propagation ionosphérique et relevant des nombreuses sources de mesure de distance en jeu sont combinées et ramenées à des erreurs définies à la verticale de points de grille ionosphérique prédéterminés. Ces erreurs sont l'objet principal des corrections des effets ionosphériques fournies par le service SBAS L1. Il n'est pas fourni de corrections rapides dans le cadre du service SBAS DFMC en raison de la lente dérive des horloges des constellations de base du GNSS. Il n'est pas fourni de corrections ionosphériques dans le cadre du service SBAS DFMC étant donné que celui-ci fournit des corrections pour des mesures de distance issues de la combinaison, sans le retard ionosphérique, de signaux satellitaires, qui élimine des mesures de distance la presque totalité du retard dû à l'ionosphère.

5.3.2.2 Certains paramètres ISD ( $P_{sat}$ ,  $P_{const}$ ,  $R_{sat}$ ,  $R_{const}$ ) sont spécifiés avec le signe « ≤ » (« inférieur ou égal à »). Cela signifie que les fournisseurs de services de constellations satellitaires de base sont libres d'améliorer encore leurs engagements de service minimum (qui peuvent figurer ou non dans les futurs amendements de la présente Annexe). Toutefois, ces améliorations futures ne seront probablement pas mises en œuvre dans les valeurs ISD par défaut utilisées par les récepteurs ARAIM déjà installés dans les aéronefs à ce moment-là.

5.3.2.3 Le système de prestation de services ARAIM de Galileo est basé sur les engagements pris concernant les probabilités de défaillance ( $P_{sat}$  et  $P_{const}$ ) et les taux de défaillance ( $R_{sat}$  et  $R_{const}$ ). Lorsqu'ils sont complétés par  $\sigma_{URA}$ ,  $\sigma_{URE}$  et  $b_{nom}$ , ces paramètres sont suffisants pour exécuter l'algorithme embarqué de surveillance de l'intégrité sous le système de renforcement ARAIM. Le paramètre MFD de Galileo n'est pas spécifié. Les utilisateurs ne devraient pas supposer les valeurs MFD à partir des engagements Galileo sur  $P_{sat}$ ,  $P_{const}$ ,  $R_{sat}$  et  $R_{const}$ , étant donné que ces paramètres prévoient une marge en sus de la performance réelle perçue éventuellement par l'utilisateur et que, par conséquent, les valeurs MFD qui en sont déduites pourraient ne pas correspondre à celles du système Galileo.

## 6.2 Zones de couverture et zones de service SBAS

6.2.1 Il est important de distinguer entre zones de couverture et zones de service du SBAS. Une zone de couverture correspond normalement à l’empreinte combinée des satellites SBAS et comprend une ou plusieurs zones de service. Les zones de service sont déclarées par les fournisseurs SBAS ou par l’État ou le groupe d’États qui gère le SBAS, pour les types d’opérations définis au tableau 3.7.2.4-1 (p. ex. opérations en route, APV-I, catégorie I) où les spécifications correspondantes de précision, d’intégrité et de continuité sont satisfaites avec une certaine disponibilité (soit 99 %). Certains fournisseurs SBAS publient les zones de service de leurs systèmes (p. ex. WAAS Performance Standard, EGNOS Service Definition

Document et AIP). La zone de service pour les opérations en route peut être plus étendue que celle pour les opérations APV-I. Les zones de service du SBAS DFMC peuvent être plus étendues que celles du SBAS L1 pour les mêmes niveaux de service. Pour le récepteur GNSS, le SIS est utilisable dès que les niveaux de protection se trouvent au-dessous des seuils d’alarme pour l’opération prévue (VPL<VAL et HPL<HAL), que le récepteur GNSS se trouve ou non dans la zone de service correspondante définie par le fournisseur SBAS. Les systèmes SBAS prennent en charge les opérations fondées sur toutes les fonctions ou une partie des fonctions SBAS définies au chapitre 3, § 3.7.3.4.2. Ces fonctions se rattachent aux différents types d’opérations comme suit :

- a) *Mesure de distance* : Fonction SBAS pouvant fournir une source de mesure de distance à une seule fréquence, soit L1. Une mesure de distance L1 peut être utilisée dans la solution SBAS ou pour les autres systèmes de renforcement (ABAS, GBAS ou autre SBAS) ; le SBAS peut fournir une source de mesure de distance à deux fréquences, soit L1 et L5, qui permet une position SBAS DFMC issue du système SBAS émetteur ;
- b) *Indication de l’état de fonctionnement du satellite et fourniture des corrections différentielles de base* : Fonctions SBAS L1 assurées pour les opérations en route ou en région terminale, et pour les approches de non-précision. Les opérations prises en charge peuvent différer (vols en navigation fondée sur les performances, par exemple) d’une zone de service à l’autre ;
- c) *Fourniture des corrections différentielles précises* : Fonction SBAS L1 assurée pour le service APV et les approches de précision. Les opérations prises en charge (APV-I et approches de précision de catégorie I) peuvent différer d’une zone de service à l’autre ;
- d) *Fourniture des corrections différentielles sans le retard ionosphérique* : Fonction SBAS DFMC assurée pour les opérations en route, de région terminale, d’approche classique, APV et d’approche de précision (c.-à-d. APV-I et approche de précision de catégorie I). Différentes opérations (vols PBN, par exemple) peuvent être prises en charge dans différentes zones de service.

6.2.2 Les services de renforcement satellitaire sont assurés par le système de renforcement à couverture étendue (WAAS) (Amérique du Nord), le complément géostationnaire européen de navigation (EGNOS) (Europe et Afrique), le service de renforcement satellitaire Michibiki (MSAS) (Japon), le système de navigation renforcée GPS et GEO (GAGAN) (Inde). Le système de correction différentielle et de surveillance (SDCM) (Russie), le système de renforcement satellitaire BeiDou (BDSBAS) (Chine), le système de renforcement satellitaire coréen (KASS) (République de Corée), l’Augmented Navigation for Africa (ANGA) (ASECNA) et le Southern Positioning Augmentation Network (SouthPAN) (Australie et Nouvelle-Zélande), en cours d’élaboration, assureront aussi ces services.

6.2.3 Le SBAS peut assurer un service précis et fiable à l’extérieur de la ou des zones de service définies. Les fonctions de mesure de distance, d’indication de l’état de fonctionnement du satellite et de fourniture des corrections différentielles de base et des corrections différentielles sans le retard ionosphérique peuvent être utilisées dans toute la zone de couverture. Les performances assurées peuvent être suffisantes pour permettre la prise en charge des opérations en route et en région terminale et les approches de non-précision si des données de contrôle et d’intégrité sont fournies sur les satellites des constellations satellitaires de base et du SBAS. Le SBAS L1 atténue les erreurs qui ne peuvent pas être contrôlées par son réseau sol au moyen du message de type 27 ou du message de type 28. Le SBAS DFMC atténue les erreurs qui ne peuvent pas être contrôlées par son réseau sol au moyen du message de type 32.

6.2.4 Chaque État est responsable de l’approbation des opérations au SBAS à l’intérieur de son espace aérien. Dans certains cas, les États devront fournir l’infrastructure SBAS au sol liée à un SBAS. Dans d’autres cas, ils peuvent approuver les zones de service et les opérations au SBAS effectuées en utilisant les signaux SBAS disponibles. Dans un cas comme dans l’autre, il incombe à chaque État de s’assurer que le SBAS respecte les spécifications du chapitre 3, § 3.7.2.4, à l’intérieur de son espace aérien, et que des comptes rendus de l’état de fonctionnement des satellites et des NOTAM appropriés sont fournis dans son espace aérien.

6.2.5 Avant d’approuver les opérations au SBAS, un État doit déterminer si les opérations proposées sont adéquatement prises en charge par un ou plusieurs SBAS. Il doit plus particulièrement évaluer la possibilité

d'utiliser les signaux SBAS compte tenu de l'emplacement relatif du réseau sol SBAS, et pourrait donc avoir à travailler en collaboration avec les États ou les organisations responsables de l'exploitation de ces SBAS. Si l'espace aérien est situé relativement loin du réseau sol SBAS, le nombre de satellites visibles pour lesquels ce SBAS fournit des comptes rendus d'état de fonctionnement et des corrections de base est réduit. Étant donné que les récepteurs SBAS peuvent traiter les données de deux SBAS L1 simultanément et, au besoin, utiliser la détection et l'exclusion des anomalies de façon autonome, la disponibilité peut être suffisante pour autoriser les opérations. Au contraire du service SBAS L1, qui ne peut fournir qu'une estimation du retard ionosphérique à proximité du réseau de référence SBAS, les corrections différentielles sans le retard ionosphérique procureront une solution valide dans l'espace aérien situé relativement loin du réseau de référence. Dans la plupart des cas, il y aura chevauchement des services DFMC entre les systèmes SBAS voisins, et les utilisateurs seront capables de passer directement d'un système SBAS à un autre. La combinaison de sources de mesure de distance corrigées par deux ou plusieurs services SBAS n'apporte aucun avantage mais assurerait une limitation supplémentaire des erreurs permettant de tenir compte des différences possibles entre les services SBAS. L'utilisation de plusieurs SBAS n'est donc pas permise lorsqu'il est fait appel au service double fréquence.

6.2.6 Avant de publier les procédures fondées sur les signaux SBAS, un État doit fournir un système de suivi de l'état de fonctionnement et de diffusion de NOTAM. Pour déterminer l'incidence d'une défaillance d'un élément du système sur le service, l'État doit utiliser un modèle mathématique de volume de service. Il peut soit obtenir le modèle de l'exploitant du SBAS, soit mettre au point son propre modèle. Ces modèles permettent, à partir des données sur l'état actuel et prévu des éléments de base du système et sur les endroits où l'État a autorisé les opérations, de déterminer l'espace aérien et les aéroports où risquent de se produire des interruptions de service ; ils pourraient également être utilisés pour créer des NOTAM. L'État peut obtenir les données sur l'état (actuel et prévu) des éléments du système nécessaires pour le modèle par le biais d'un accord bilatéral avec le fournisseur des services SBAS ou par l'établissement d'une connexion permettant de recevoir les données diffusées en temps réel, si le fournisseur choisit de communiquer les données de cette façon.

6.2.7 Les régions ou États participants se concerteront par l'entremise de l'OACI de façon que le SBAS assure une couverture mondiale continue, en tenant compte de la recommandation 2.2/2 b) de la treizième Conférence de navigation aérienne, qui demande aux États d'éviter en principe d'interdire l'utilisation d'éléments GNSS disponibles s'ils fonctionnent conformément aux SARP de l'OACI et satisfont à toutes les exigences de sécurité et exigences réglementaires applicables aux opérations prévues.

6.2.8 Étant donné le chevauchement entre les couvertures des satellites du SBAS (leurs empreintes), il sera nécessaire que l'équipement SBAS gère la sélection et la transition entre les différents systèmes SBAS. Les récepteurs SBAS embarqués doivent à tout le moins pouvoir fonctionner à l'intérieur de la zone de couverture de n'importe quel SBAS. Tout fournisseur de services SBAS L1 seulement est en mesure de contrôler et de transmettre les données d'intégrité et de correction relatives aux satellites géostationnaires des autres fournisseurs. Dans le cas du SBAS L1, renforcer les satellites SBAS de télémétrie peut améliorer la disponibilité en créant d'autres sources de mesure de distance pour les récepteurs d'utilisateur qui peuvent poursuivre des satellites SBAS supplémentaires. Comme cette amélioration ne nécessite pas l'interconnexion des systèmes SBAS, tous les fournisseurs sont invités à agir en ce sens. Dans le cas du SBAS DFMC, le signal de mesure de distance du PRN SBAS en cours d'utilisation peut servir. Le signal de mesure de distance d'un ou de plusieurs autres satellites SBAS relevant du même fournisseur peut être utilisé avec les données de renforcement contenus dans le message de type 32. Le signal de mesure de distance d'autres fournisseurs de système SBAS ne peut pas être utilisé.

6.2.9 Un niveau supplémentaire d'intégration peut être obtenu par interconnexion des réseaux SBAS, par exemple sous forme d'une voie de communication par satellite distincte. Les SBAS peuvent alors échanger soit les mesures par satellite brutes fournies par une ou plusieurs stations de référence, soit les données traitées (corrections ou données d'intégrité) provenant de leurs stations principales respectives. Ces données peuvent servir à améliorer la fiabilité, la précision (grâce à l'établissement de moyennes) ou l'intégrité (à l'aide de contre-vérifications). La disponibilité augmentera également à l'intérieur des zones de service, et les performances techniques satisferont aux SARP sur le GNSS d'un bout à l'autre de la zone de couverture (meilleur contrôle des éphémérides satellitaires). En outre, les données SBAS de contrôle et d'état de fonctionnement peuvent être échangées pour faciliter la maintenance du système.

### **6.3 Intégrité**

6.3.1 Les dispositions relatives à l'intégrité sont complexes, car certains attributs sont déterminés par le réseau au sol SBAS avant d'être intégrés aux signaux électromagnétiques, tandis que d'autres sont déterminés par l'équipement SBAS embarqué. Concernant les fonctions d'indication de l'état de fonctionnement du satellite et de fourniture des corrections différentielles de base et des corrections différentielles sans le retard ionosphérique, le réseau sol détermine une incertitude sur les erreurs pour les corrections d'éphémérides et d'horloge. Cette incertitude dépend de la variance de la distribution normale à moyenne nulle qui décrit l'erreur de distance différentielle pour l'utilisateur (UDRE) ou l'erreur de distance double fréquence (DFRE) pour chaque source de

mesure de distance, après application des corrections rapides (SBAS L1) et à long terme (SBAS L1 et DFMC), compte non tenu des effets atmosphériques et des erreurs dues au récepteur.

6.3.2 Concernant la fonction de fourniture des corrections différentielles précises, une incertitude sur les erreurs est également déterminée pour la correction des effets ionosphériques. Cette incertitude dépend de la variance de la distribution normale à moyenne nulle qui décrit l'erreur résiduelle de mesure de distance de l'utilisateur due aux effets ionosphériques (UIRE) sur fréquence L1, pour chaque source de mesure de distance et après correction de ces effets. La variance est déterminée à partir d'un modèle des effets ionosphériques en utilisant l'erreur GIVE (à la verticale des points de grille ionosphérique) diffusée.

6.3.3 Il existe une probabilité finie pour qu'un récepteur SBAS ne reçoive pas un message SBAS quelconque. Pour continuer d'assurer la navigation, le SBAS envoie alors des paramètres de dégradation dans les signaux électromagnétiques. Ces paramètres entrent dans divers modèles mathématiques qui caractérisent l'erreur résiduelle supplémentaire à partir des corrections différentielles de base, précises et sans le retard ionosphérique, en utilisant des données antérieures mais encore valides. Les modèles permettent ensuite de modifier comme il convient la variance des erreurs UDRE/DFRE et UIRE.

6.3.4 Le récepteur utilise les incertitudes décrites ci-dessus pour établir un modèle d'erreur applicable à la solution de navigation. Il le fait en rapportant les modèles d'erreur de pseudodistance à la donnée « position ». Le niveau de protection horizontale (HPL) borne l'erreur de position dans le sens horizontal par une probabilité découlant de la spécification d'intégrité. De même, le niveau de protection verticale (VPL) borne l'erreur dans le sens vertical. Si le niveau HPL calculé dépasse le seuil d'alarme horizontal (HAL) pour une opération donnée, l'intégrité du SBAS ne permet pas la prise en charge de cette opération. Il en est de même pour les approches de précision et APV si le niveau VPL excède le seuil d'alarme vertical (VAL).

6.3.5 L'une des tâches les plus difficiles du fournisseur de services SBAS est de déterminer les variances des erreurs UDRE/GIVE ou DFRE de façon à respecter les spécifications relatives à l'intégrité du niveau de protection sans que la disponibilité en souffre. Les performances d'un SBAS dépendent de la configuration, de l'étendue géographique et de la densité du réseau, du type et de la qualité des mesures utilisées, et des algorithmes de traitement des données. Les méthodes générales de détermination des variances du modèle sont décrites à la section 14.

6.3.6 *Erreur résiduelle d'horloge et d'éphémérides ( $\sigma_{UDRE}$ )*. L'erreur résiduelle d'horloge est caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à l'erreur. L'erreur résiduelle d'éphémérides dépend de l'emplacement de l'utilisateur. Dans le cas de la fonction différentielle précise, le fournisseur SBAS doit s'assurer que l'erreur résiduelle pour tous les utilisateurs dans une zone de service définie est exprimée dans  $\sigma_{UDRE}$ . Dans le cas de la fonction de correction différentielle de base, l'erreur résiduelle d'éphémérides doit être évaluée et il se peut que sa valeur soit estimée négligeable.

6.3.7 *Erreur résiduelle d'horloge et d'éphémérides sans le retard ionosphérique ( $\sigma_{DFRE}$ )*. L'erreur résiduelle d'horloge est bien caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à cette erreur. L'erreur résiduelle d'éphémérides dépend de l'emplacement de l'utilisateur. Pour la fonction de correction différentielle sans le retard ionosphérique, le fournisseur SBAS s'assurera que l'erreur résiduelle pour tous les utilisateurs dans une zone de couverture est reflétée dans  $\sigma_{DFRE}$ . L'erreur résiduelle doit tenir compte du bruit accru présent dans la combinaison double fréquence sans le retard ionosphérique.

6.3.8 *Erreur ionosphérique verticale ( $\sigma_{GIVE}$ )*. L'erreur résiduelle due aux effets ionosphériques est représentée par une distribution normale à moyenne nulle vu que de nombreux récepteurs contribuent à l'estimation ionosphérique. Les erreurs sont dues au bruit de mesure, au modèle ionosphérique et à la décorrélation spatiale de l'ionosphère. L'erreur de position causée par l'erreur ionosphérique est atténuée par la corrélation positive de l'ionosphère elle-même. En outre, les queues de la distribution des erreurs ionosphériques résiduelles sont tronquées, car l'ionosphère ne peut pas créer de retard négatif et a donc un retard maximal.

6.3.9 *Erreurs de l'élément d'aéronef*. La contribution combinée des trajets multiples et du récepteur est délimitée comme il est décrit à la section 14. Cette erreur peut être divisée en contribution des trajets multiples et contribution du récepteur, comme il est défini à l'appendice B, § 3.6.5.5.1, et le modèle standard des trajets multiples décrit à l'appendice B, § 3.6.5.5.1.2, peut être utilisé. La contribution du récepteur peut être tirée des spécifications relatives à la précision (appendice B, § 3.5.8.2, 3.5.8.4.1 et 3.5.15.3.2) et extrapolée pour les conditions de signal normales. Plus précisément, on suppose que l'aéronef a  $\sigma_{air}^2 = \sigma_{récepteur}^2 + \sigma_{trajets\ multiples}^2$  en partant du principe que la valeur du paramètre  $\sigma_{récepteur}$  est la  $RMS_{pr\_air}$  spécifiée pour l'équipement GBAS embarqué ayant l'indicateur de précision A et que le paramètre  $\sigma_{trajets\ multiples}$  a la valeur spécifiée à l'appendice B, § 3.6.5.5.1, pour l'équipement SBAS L1, et § 3.5.15.3.4.1, pour l'équipement SBAS DFMC. La contribution de l'aéronef aux trajets multiples comprend les effets des réflexions sur l'aéronef lui-même ; elle ne comprend pas les erreurs dues aux trajets multiples causés par les réflexions sur d'autres objets. Si l'expérience montre que ces erreurs sont importantes, elles devront être prises en compte dans la pratique. Le modèle standard des

trajets multiples figurant à l'appendice B, § 3.5.15.3.4.1, tient compte de l'erreur due aux trajets multiples dans la combinaison sans le retard ionosphérique.

6.3.10 *Erreur troposphérique.* Le récepteur doit employer un modèle pour corriger les effets troposphériques. L'erreur résiduelle du modèle est limitée par l'erreur systématique et la variance maximales définies à l'appendice B, § 3.5.8.4.2, 3.5.8.4.3 et 3.5.15.3.4. Les effets de cette moyenne doivent être pris en compte par le sous-système sol. L'utilisateur embarqué applique un modèle spécifique pour l'erreur résiduelle due aux effets troposphériques ( $\sigma_{\text{tropo}}$ ).

## 6.4 Caractéristiques radioélectriques

6.4.1 *Niveau minimal de la puissance du signal GEO SBAS L1.* L'équipement embarqué minimal (cf. RTCA/DO-229D) après le Changement 1 doit fonctionner avec une force de signal minimale de -164 dBW à la borne de l'antenne en présence de brouillage non RNSS (appendice B, § 3.7) et d'une densité de bruit RNSS composite de -172,8 dBm/Hz. En présence de brouillage, les récepteurs peuvent présenter des performances dégradées en poursuite si la force du signal à la borne de l'antenne est inférieure à -164 dBW (p. ex. avec les satellites GEO mis en orbite avant 2014). Un GEO qui produit un signal dont la puissance est inférieure à -164 dBW à la borne de l'antenne réceptrice, au sol, à un angle de site de 5 degrés, peut être utilisé pour garantir que le signal peut être suivi dans une zone de service située dans une zone de couverture définie par un angle de site minimal supérieur à 5 degrés (p. ex. 10 degrés). Dans ce cas, on peut tirer avantage des caractéristiques minimales de gain de l'antenne de référence (p. ex. RTCA/DO-301) pour faire un compromis entre la puissance du signal GEO et l'étendue de la zone de service dans laquelle il est nécessaire de fournir un signal pouvant être suivi. Lorsqu'ils prévoient introduire de nouvelles opérations fondées sur le SBAS, les États devraient faire une évaluation du niveau de puissance du signal par rapport au niveau de brouillage causé par des sources RNSS et non RNSS. Si le résultat de cette analyse montre que le niveau de brouillage ne nuit pas aux opérations, celles-ci peuvent alors être autorisées.

6.4.2 *Niveau minimal de la puissance du signal SBAS L5.* L'équipement embarqué minimal doit fonctionner avec une force de signal minimale de -158 dBW à la borne de l'antenne en présence de brouillage non RNSS (appendice B, § 3.7) et d'une densité de bruit RNSS composite de -171,4 dBm/Hz. Un satellite SBAS qui produit un signal dont la puissance est inférieure à -158 dBW à la borne de l'antenne réceptrice, au sol, à un angle de site de 5 degrés, peut être utilisé pour garantir que le signal peut être suivi dans une zone de service située dans une zone de couverture définie par un angle de site minimal supérieur à 5 degrés (p. ex. 10 degrés). Dans ce cas, on peut tirer avantage des caractéristiques de gain de l'antenne de référence pour faire un compromis entre la puissance du signal du satellite SBAS et l'étendue de la zone de service dans laquelle il est nécessaire de fournir un signal pouvant être suivi. Lorsqu'ils prévoient d'introduire de nouvelles opérations fondées sur le SBAS, les États devraient faire une évaluation du niveau de puissance du signal par rapport au niveau de brouillage causé par des sources RNSS et non RNSS. Si le résultat de cette analyse montre que le niveau de brouillage ne nuit pas aux opérations, celles-ci peuvent alors être autorisées.

6.4.3 *Temps du réseau SBAS.* Le temps du réseau SBAS est une référence temporelle contrôlée par le SBAS pour la définition des corrections. Quand les corrections sont utilisées, la position calculée de l'utilisateur est définie par rapport au temps du réseau SBAS et non au temps de la ou des constellations satellitaires de base. Dans le cas du SBAS L1 seulement, quand les corrections ne sont pas appliquées, la position calculée se rapporte à un temps composite constellation satellitaire de base-SBAS, tout dépendant des satellites utilisés, et la précision résultante dépend de l'écart entre les trois temps fournis. Le mélange de mesures non corrigées et de mesures corrigées SBAS n'est pas permis dans le SBAS DFMC. Les services SBAS L1 et SBAS DFMC sont indépendants. Le temps réseau utilisé pour le SBAS L1 et celui qui est utilisé pour le SBAS DFMC peuvent être différents. Dans le cas du SBAS DFMC, un identificateur de référence temporelle est diffusé dans le message de type 37 afin d'informer l'utilisateur du service DFMC de la référence temporelle de la constellation de base pilotant le temps réseau SBAS en mode SBAS DFMC (voir chapitre 3, § 3.7.3.4.7.2, qui spécifie la différence maximale entre le temps SNT et le temps de référence de la constellation de base). Il fait référence à la référence temporelle d'une constellation GNSS qui sera présumée être la constellation de référence lors du calcul de la position de l'utilisateur du SBAS et de l'estimation du décalage de temps pour ce qui est des autres constellations renforcées par le système SBAS.

6.4.4 *Codage à convolution et codage bi-binaire SBAS.* Le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice A, fournit des détails sur le codage et le décodage à convolution des messages SBAS L1. Des renseignements sur le codage et le décodage à convolution des messages SBAS DFMC figurent dans le document EUROCAE/ED-259, appendice A. Les signaux SBAS DFMC utilisent le codage bi-binaire (Manchester) (voir section 1). Les signaux SBAS L5 non codés en bi-binaire conviennent pour les essais et les activités de validation seulement. La figure D-19 illustre la convention du codage bi-binaire, selon laquelle une valeur de « 0 » est exprimée par une transition du bas vers le haut (« 0 » pendant la première moitié de la durée du bit et « 1 » pendant la seconde moitié) et une valeur de « 1 » est exprimée par une transition du haut vers le bas (« 1 » pendant la première moitié de la durée du bit et « 0 » pendant la seconde moitié).

6.4.5 *Synchronisation des messages.* Les décodeurs convolutionnels des utilisateurs introduisent un retard fixe (généralement 5 longueurs de contrainte, soit 35 bits) qui dépend des algorithmes mis en œuvre et dont ils doivent tenir compte pour déterminer le temps du réseau SBAS à partir du signal reçu.

6.4.6 *Caractéristiques du signal SBAS.* Les différences entre les caractéristiques de la phase relative et du temps de propagation de groupe des signaux SBAS et celles des signaux GPS peuvent créer une erreur systématique relative en distance dans les algorithmes de poursuite du récepteur. Le fournisseur de services SBAS est censé tenir compte de cette erreur, car elle a une incidence sur les récepteurs dont les caractéristiques de poursuite s'inscrivent dans les limites indiquées au § 8.11 ci-dessous et dans l'appendice B, § 3.5.15.1.1.3. Dans le cas des satellites géostationnaires prenant en charge la fonction de mesure de distance SBAS L1 pour laquelle les caractéristiques du filtre RF de bord ont été publiées dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice T, les fournisseurs de service SBAS sont censés s'assurer que les UDRE limitent les erreurs résiduelles, y compris les erreurs systématiques maximales en distance spécifiées dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1. Dans le cas des autres satellites SBAS qui prennent en charge la fonction de mesure de distance SBAS L1 ou SBAS DFMC, les fournisseurs de services SBAS sont censés travailler avec les fabricants d'équipement pour déterminer, par analyse, les erreurs systématiques maximales en distance que peuvent présenter les récepteurs actuels lorsqu'ils traitent ces satellites. On peut réduire ces incidences au minimum en veillant à ce que les satellites aient une grande largeur de bande de transmission et un faible temps de propagation de groupe dans toute la bande passante. De plus, l'erreur de poursuite SBAS DFMC visée à l'appendice B, § 3.5.15.4.1, est fondée sur la supposition que le signal SBAS L1 qui prend en charge la fonction de mesure de distance SBAS DFMC est un signal à large bande. Les fournisseurs de services SBAS sont censés veiller à ce que les DFRE limitent les erreurs résiduelles, y compris les erreurs systématiques de poursuite pour les signaux de mesure de distance SBAS DFMC.

6.4.7 *Codes de bruit pseudo-aléatoire (PRN) du SBAS.* Les récepteurs conformes au document RTCA/DO-229D avec le Changement 1 et les versions antérieures ne recherchent que les codes PRN de 120 à 138 (sur la plage complète de 120 à 158 indiquée au tableau B-21) ; par conséquent, ils ne peuvent ni acquérir ni poursuivre les signaux SBAS L1 identifiés par les codes PRN allant de 139 à 158. Les récepteurs conformes au document DO-229E et aux versions suivantes peuvent acquérir et poursuivre les signaux SBAS L1 identifiés par tous les codes PRN indiqués au tableau B-21. Le document EUROCAE/ED-259, appendice A, fournit une méthode pour la génération des codes PRN du SBAS L5.

6.4.8 *Bruit de phase de la porteuse SBAS L5.* Une façon pratique de satisfaire à la spécification relative au bruit de phase de la porteuse SBAS L5 consiste à se conformer au tableau suivant :

**Tableau D-3. Bruit de phase de la porteuse L5**

Décalage de fréquence par rapport à la porteuse (Hz)	Bruit de phase par rapport à la porteuse (dBc/Hz)
0	0
1	-19,5
5	-47,5
10	-52,5
10 <sup>2</sup>	-66,5
10 <sup>3</sup>	-74,5
10 <sup>4</sup>	-85,5
10 <sup>5</sup>	-90,5
3 × 10 <sup>5</sup>	-90,5
Supérieur à 10 <sup>6</sup>	-92,5

6.4.9 *Perte de corrélation croisée.* La perte de corrélation croisée est définie comme le rapport des deux produits de corrélation suivants : (1) le signal reçu réel corrélé avec un signal de référence non filtré parfait ; et (2) un signal non filtré parfait normalisé à la même puissance totale que le signal du cas (1), corrélé avec un signal de référence non filtré parfait. La perte de corrélation peut être calculée au moyen de l'équation suivante :

$$-20 \text{ Log}_{10} \left[ \frac{C_{XY}}{\sqrt{C_{XX}} \sqrt{C_{YY}}} \right] < 1 \text{ dB}$$

où «  $C_{XX}$  » est la valeur résultant de la corrélation avec lui-même du signal de référence non filtré, «  $C_{YY}$  » est la valeur résultant de la corrélation avec lui-même du signal reçu réel, et «  $C_{XY}$  » est la valeur résultant de la corrélation du signal reçu réel avec le signal de référence non filtré lorsque ces deux signaux sont alignés de façon optimale pour une corrélation croisée maximale. Le terme entre crochets est le coefficient de corrélation entre le signal reçu réel et le signal de référence non filtré.

## 6.5 Caractéristiques des données du signal SBAS L1

6.5.1 *Messages SBAS.* En raison de la largeur de bande limitée, les données du signal SBAS L1 sont codées dans des messages conçus de manière à tenir au minimum le débit requis. Le document RTCA/DO-229D après le Changement 1, appendice A, contient des spécifications détaillées sur les messages SBAS.

6.5.2 *Intervalles entre diffusions des données.* Les intervalles maximaux entre les diffusions des messages SBAS L1 sont définis à l'appendice B, tableau B-92. Ces intervalles ont été définis de façon qu'un utilisateur qui pénètre dans la zone de service SBAS L1 soit en mesure de déterminer la position corrigée ainsi que les données d'intégrité SBAS en un temps raisonnable. Pour les opérations en route ou en région terminale et pour les approches de non-précision, toutes les données nécessaires seront reçues en au plus 2 minutes ; ce délai passe à 5 minutes dans le cas des approches de précision. Ces intervalles de séparation entre les messages ne garantissent pas les niveaux de précision définis au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Pour assurer un niveau de précision donné, chaque fournisseur de services adoptera un ensemble d'intervalles de diffusion prenant en compte différents paramètres, notamment le type de constellation (par exemple, GPS avec ou sans disponibilité sélective) et l'état de l'ionosphère.

6.5.3 *Délai d'alarme.* La figure D-2 précise le découpage dans le temps du délai d'alarme total défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Les spécifications données à l'appendice B, § 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 et 3.5.7.5.1 (correspondant respectivement aux fonctions d'indication de l'état de fonctionnement des satellites GNSS, de fourniture des corrections différentielles de base et de fourniture des corrections différentielles précises) comprennent la tranche de temps attribuée au secteur sol et au secteur spatial (voir figure D-2).

6.5.4 *Effets troposphériques.* Le retard troposphérique dépendant du lieu considéré, les utilisateurs calculeront eux-mêmes les corrections correspondantes. Une valeur estimée de ce retard est indiquée dans le document RTCA/DO-229D après le Changement 1 pour les approches de précision, mais d'autres modèles peuvent être utilisés.

6.5.5 *Trajets multiples.* Les trajets multiples constituent l'une des plus importantes sources d'erreurs de position dans le cas du SBAS L1, affectant aussi bien les éléments au sol que les éléments embarqués. Pour les premiers, il est recommandé avant tout de réduire ou de compenser les effets du mieux possible de façon à minimiser les incertitudes entachant les signaux électromagnétiques. De nombreuses techniques palliatives ont été étudiées sur le plan théorique ou pratique. La meilleure façon de mettre en œuvre des stations de référence SBAS comportant un minimum d'erreurs dues aux trajets multiples consiste à :

- a) choisir une antenne à réduction des trajets multiples ;
- b) recourir à la technique du plan de sol ;
- c) veiller à placer l'antenne en un point peu sujet aux trajets multiples ;
- d) choisir pour le récepteur un matériel et des techniques de traitement qui réduisent les trajets multiples.

6.5.6 *Identification des données du GLONASS.* Comme la conception actuelle du GLONASS ne fournit pas d'identificateur unique pour les ensembles de données d'éphémérides et d'horloge, le SBAS L1 utilisera un mécanisme spécial pour éviter toute ambiguïté dans l'application des corrections diffusées. Ce mécanisme est expliqué à la figure D-3. Le temps d'attente et l'intervalle de validité ainsi que les spécifications de codage correspondantes sont définis à l'appendice B, § 3.5.4. L'utilisateur ne peut appliquer les corrections à long terme reçues que si l'ensemble des données d'éphémérides et d'horloge GLONASS utilisé à bord est reçu à l'intérieur de l'intervalle de validité.

6.5.7 *Indicateur  $\delta_{UDRE}$  à l'intérieur de la zone de service.* Les équipements mis au point conformément au document RTCA/DO-229 donneront la valeur 1 à l'indicateur  $\delta_{UDRE}$  jusqu'à réception de l'intégralité des messages de zone de service de type 27. Étant donné que la valeur de l'indicateur  $\delta_{UDRE}$  à l'intérieur de la zone de service est définie sur 0, conformément à l'appendice B, § 3.5.7.6.2.1, l'équipement utilisateur SBAS fonctionnant à l'intérieur de la zone de service générera la délimitation d'intégrité correcte dans la phase transitoire, en donnant la valeur 1 à l'indicateur  $\delta_{UDRE}$ , avant réception de l'intégralité du jeu de messages de type 27.

6.5.8 *Considérations liées aux changements de jour.* Les paramètres  $t_{0,GEO}$ ,  $t_{almanac}$  et  $t_{1,LT}$  sont exprimés en secondes du jour. Selon la norme des équipements, on suppose que le SBAS ajuste ces paramètres pour tenir compte des changements de jour. Le SBAS doit définir ces paramètres pour éviter une erreur d'interprétation de l'équipement du SBAS.

## 6.6 Bloc de données de segment d'approche finale (FAS) du SBAS

6.6.1 Le bloc de données FAS du SBAS concernant une procédure d'approche particulière est décrit à l'appendice B, § 3.5.8.4.2.6.1, et au tableau B-96. Une description supplémentaire des champs utilisés par l'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC figure à l'appendice B, § 3.5.15.3.5. Le format est le même que celui du bloc de données FAS du GBAS défini à l'appendice B, § 3.6.4.5.1, et au tableau B-134, avec les exceptions suivantes. Le bloc de données FAS du SBAS contient aussi les seuils HAL et VAL à utiliser dans la procédure d'approche, comme il est décrit au § 6.3.4. L'équipement de l'utilisateur du SBAS interprète certains champs différemment de l'équipement de l'utilisateur du GBAS, et l'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC utilise deux champs que l'équipement de l'utilisateur du SBAS L1 n'utilise pas. Les nouveaux champs ont été définis de telle façon que les blocs de données FAS existants destinés au service SBAS L1 sont compatibles avec l'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC. Les blocs de données FAS qui contiennent des codages APD différents de 0 sont destinés uniquement à l'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC et ne devraient être installés que dans des aéronefs dotés d'un tel équipement.

6.6.2 Les blocs de données FAS pour les approches SBAS et certaines approches GBAS sont conservés dans une base de données commune embarquée qui peut être utilisée à la fois pour le SBAS et le GBAS. Dans cette base de données, des canaux uniques doivent être assignés à chaque approche, en coordination avec les autorités civiles. Il incombe aux États de fournir les données FAS à incorporer dans la base de données.

6.6.3 Le tableau D-4 donne un exemple de codage du bloc de données FAS du SBAS. Cet exemple montre le codage des divers paramètres d'application, notamment des paramètres de contrôle de redondance cyclique (CRC). Les valeurs utilisées dans le tableau pour les paramètres des messages servent à illustrer le processus de codage des messages.

6.6.4 L'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC utilise le champ du type d'opération contenu dans le bloc de données FAS afin de déterminer l'identificateur de fournisseur de services SBAS (SPID) nécessaire pour l'approche. Le service SBAS DFMC transmet un SPID de 5 bits alors que le bloc de données FAS ne prend en charge qu'un SPID de 4 bits. Pour différencier les 16 autres valeurs de SPID, l'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC fait appel au champ du type d'opération. L'équipement d'utilisateur qui reçoit une valeur de 0 pour le type d'opération ou qui ne lit pas le champ du type d'opération interprétera le SPID comme il est publié, avec des valeurs comprises entre 0 et 15. L'équipement d'utilisateur qui reçoit une valeur de 8 pour le type d'opération ajoutera 16 à la valeur du SPID du bloc de données FAS, ce qui donne une gamme allant de 16 à 31. Cette gamme étendue ne peut être diffusée que dans le cadre du service SBAS DFMC et est destinée aux systèmes SBAS qui assurent seulement un service SBAS DFMC.

**Tableau D-4. Exemple d'un bloc de données FAS du SBAS**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	RÈGLES DE CODAGE (Note 5)	VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES	VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS	DÉFINITION BINAIRE	REPRÉSENTATION BINAIRE (Note 1)	REPRÉSENTATION HEXADÉCIMALE
Type d'opération	4	[0..15]	1	0 : Procédure d'approche en ligne droite 1-7 : de réserve 8 : Approche en ligne droite, avec extension de l'identificateur de fournisseur de services SBAS 9-15 : de réserve (Note 1)	Approche en ligne droite	0	m <sub>4</sub> ..m <sub>1</sub>	0000	
Identificateur de fournisseur de services SBAS	4	[0..15]	1	Pour le type d'opération = 0 0-13 : Voir tableau B-25 14 : GBAS seulement 15 : Un fournisseur SBAS, quel qu'il soit  Pour le type d'opération = 8 0-15: Identificateur du fournisseur de services SBAS 16 à 31 (voir tableau B-25)	EGNOS	1	m <sub>8</sub> ..m <sub>5</sub>	0001	08
Identificateur d'aéroport	32	a1a2a3a4	-	a <sub>1</sub> , a <sub>2</sub> , a <sub>3</sub> = [0..9, A..Z] a <sub>4</sub> = [<espace>, 0..9, A..Z] D <sub>OUT</sub> = valeur ASCII et 3F	LFBO	LFBO	m40..m33 m32..m25 m24..m17 m16..m9	'L' 00 001100 'F' 00 000110 'B' 00 000010 'O' 00 001111 (Note 2)	FO 40 60 30
Numéro de piste	6	[01..36]	1	-	14	14	m46..m41	001110	
Lettre de piste	2	[0..3]	1	0 : Aucune lettre 1 : Droite 1 2 : Centre (C) 3 : Gauche (L)	R	1	m48 m47	01	72
Indicateur de performance d'approche	3	[0..7]	1	Voir appendice B, § 3.5.15.3.5	0 (SBAS L1 ou SBAS DFMC)	0	m51..m49	000	0B
Indicateur de route	5	a	-	a = [<espace>, A..Z] a ≠ I et a ≠ O	Z	Z	m56..m52	11010	

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	RÈGLES DE CODAGE (Note 5)	VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES	VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS	DÉFINITION BINAIRE	REPRÉSENTATION BINAIRE (Note 1)	REPRÉSENTATION HEXADÉCIMALE
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	[0..48]	-	N'est pas utilisé par le SBAS	0 (valeur par défaut)	0	m64..m57	00000000	00
Identificateur de trajectoire de référence	32	a1a2a3a4	-	$\alpha_1 = [E, M, W]$ $\alpha_2, \alpha_3 = [0..9]$ $\alpha_4 = [<espace>, A, B, D..K, M..Q, S..Z]$  $D_{OUT} = \text{valeur ASCII et 3F}$	E14A	E14A	m96..m89 m88..m81 m80..m73 m72..m65	'E' 00 000101  '1' 00 110001  '4' 00 110100  'A' 00 000001  (Note 2)	80 2C 8C A0
Latitude LTP/FTP	32	[-90,0°..90,0°]	0,0005 seconde d'arc	DCONV1 = DIN -> méthode d'arrondissement (Note 3)  DCONV2 = DCONV1 -> décimal (s)  DOUT = DCONV2 x 2 000  N : $D_{OUT}$  S : complément à 2 ( $D_{OUT}$ )	$D_{IN} = 43^{\circ}38'38,8103''$  N	$D_{CONV1} = 43^{\circ}38'38,8105''$  N  DCONV2 = 157 118,8105 s  DOUT = 314237621	m128.. m121 m120.. m113 m112.. m105 m104..m97	00010010 10111010  11100010  10110101	AD 47 5D 48
Longitude LTP/FTP	32	[-180,0°..180,0°]	0,0005 seconde d'arc	DCONV1 = DIN -> méthode d'arrondissement (Note 3)  DCONV2 = DCONV1 -> décimal (s)  DOUT = DCONV2 x 2 000  E : $D_{OUT}$  W : complément à 2 ( $D_{OUT}$ )	$D_{IN} = 001^{\circ}20'45,3591''$  E	$D_{CONV1} = 001^{\circ}20'45,3590''$  E  DCONV2 = 4 845,359 s  $D_{OUT} = 9690718$	m160.. m153 m152.. m145 m144.. m137 m136.. m129	00000000 10010011  11011110  01011110	7A 7B C9 00
Hauteur LTP/FTP	16	[-512..6 041,5]	0,1 m	$D_{CONV} = \text{arrondi } (D_{IN}, \text{résolution})$  $D_{OUT} = (D_{IN} + 512) \times 10$	$D_{IN} = 148,74 \text{ m}$	$D_{CONV} = 148,7$  $D_{OUT} = 6607$	m176.. m169 m168.. m161	00011001  11001111	F3 98
$\Delta$ Latitude FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN} \rightarrow \text{méthode d'arrondissement (Note 3)}$  DCONV2 = DCONV1 -> décimal (s)  DOUT = DCONV2 x 2 000  + : $D_{OUT}$  - : complément à 2 ( $D_{OUT}$ )	$D_{IN} = 0^{\circ}01'37,8973''$	$D_{CONV1} = 0^{\circ}01'37,8975''$  DCONV2 = - 97,8975  DOUT = complément à 2 (195795)  $D_{OUT} = 16 581 421$	m200.. m193 m192.. m185 m184.. m177	11111101 00000011  00101101	B4 C0 BF
$\Delta$ Longitude FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN} \rightarrow \text{méthode d'arrondissement (Note 3)}$  DCONV2 = DCONV1 -> décimal (s)  DOUT = DCONV2 x 2 000  + : $D_{OUT}$  - : complément à 2 ( $D_{OUT}$ )	$D_{IN} = 0^{\circ}01'41,9329''$	$D_{CONV1} = 0^{\circ}01'41,9330''$  DCONV2 = 101,9330  $D_{OUT} = 203 866$	m224.. m217 m216.. m209 m208.. m201	00000011 00011100  01011010	5A 38 C0
TCH à l'approche	15	[0..1 638,35 m] [0..3 276,7 ft]	0,05 m 0,1 ft	$D_{CONV} = \text{arrondi } (D_{IN}, \text{résolution}) \text{ m}$ : $D_{OUT} = D_{IN} \times 20 \text{ ft}$ : $D_{OUT} = D_{IN} \times 10$	$D_{IN} = 15,00 \text{ m}$	$D_{CONV} = 15,00 \text{ m}$  $D_{OUT} = 300$	m239.. m233 m232.. m225	00000001  00101100	34 81
Indicateur d'unité TCH à l'approche	1	[0,1]	-	0 : pieds 1 : mètres	m	1	m240	1	

Angle de l'alignement de descente (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	$D_{CONV}$ = arrondi ( $D_{IN}$ , résolution) $D_{OUT} = D_{IN} \times 100$	$D_{IN} = 3,00^\circ$	$D_{CONV} = 3,00^\circ$ $D_{OUT} = 300$	m256.. m249 m248.. m241	00000001 00101100	34 80
Largeur de radioalignement	8	[80,00 m.. 143,75 m]	0,25 m	$D_{CONV}$ = arrondi ( $D_{IN}$ , résolution) $D_{OUT} = (D_{CONV} - 80) \times 4$	$D_{IN} = 105,00$ m	$D_{CONV} = 105,00$ m $D_{OUT} = 100$	m264.. m257	01100100	26
ΔÉcart longitudinal	8	[0..2 032 m]	8 m	$D_{CONV}$ = arrondi ( $D_{IN}$ , résolution) $D_{OUT} = (\text{division entière de } D_{CONV} \text{ par } 8) + 1$ $D_{OUT} = 255 : \text{valeur non fournie}$	$D_{IN} = 284,86$ m	$D_{CONV} = 288$ m $D_{OUT} = 36$	m272.. m265	00100100	24

2/11/23

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	RÈGLES DE CODAGE (Note 5)	VALEURS DE CONCEPTION DES PROCÉDURES FOURNIES	VALEUR UTILISÉE POUR LE BLOC DE DONNÉES FAS	DÉFINITION BINAIRE	REPRÉSENTATION BINAIRE (Note 1)	REPRÉSENTATION HEXADÉCIMALE
Seuil d'alarme horizontal (HAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	$D_{CONV}$ = arrondi ( $D_{IN}$ , résolution) $D_{OUT} = D_{IN} * 5$	$D_{IN} = 40,0$ m	$D_{CONV} = 40,0$ m $D_{OUT} = 200$	m280..m273	11001000	13
Seuil d'alarme vertical (VAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	$D_{CONV}$ = arrondi ( $D_{IN}$ , résolution) $D_{OUT} = \text{valeur} * 5$ $D_{OUT} = 0$ : les écarts verticaux ne peuvent être utilisés	$D_{IN} = 50,0$ m	$D_{CONV} = 50,0$ m $D_{OUT} = 250$	m288..m281	11111010	5F
Code CRC du segment d'approche finale	32	[0..2 <sup>32</sup> -1]	-	$D_{OUT} = \text{reste } (P(x) / Q(x))$	-	-	r32..r25 r24.. r17 r16..r9 r8..r1	10101110 11000011 01100100 10001111	75 C3 26 F1 (Note 4)

Notes.

- Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et le premier bit transmis au calculateur CRC.
- Les deux bits les plus significatifs de chaque octet sont mis à 0 (voir les caractères gras).
- La méthode d'arrondissement est indiquée dans les PANS-OPS (Doc 8168), volume II.
- La valeur du CRC du FAS est affichée dans l'ordre  $r_{25}..r_{32}$ ,  $r_{17}..r_{24}$ ,  $r_9..r_{16}$ ,  $r_1..r_8$ ,  $r_i$  étant le  $i^{\text{e}}$  coefficient du reste  $R(x)$  défini à l'appendice B, § 3.9.
- $D_{IN}$  : valeur brute des données,  $D_{CONV}$  : valeur des données convertie conformément aux règles de codage,  $D_{OUT}$  : valeur des données codée.

6.6.5 L'équipement de l'utilisateur du SBAS DFMC utilise le champ de l'indicateur de performance d'approche (APD) pour déterminer lequel des modes de service SBAS assure une performance suffisante pour la procédure visée par le bloc de données FAS. Les modes de service sont les suivants : SBAS L1, SBAS DFMC lorsqu'une ou plusieurs constellations renforcées peuvent être utilisées, et SBAS DFMC lorsque deux constellations renforcées ou plus peuvent être utilisées. Une constellation peut être utilisée lorsque le SBAS assure le renforcement et que l'équipement de l'utilisateur peut en tirer parti. Dans le cas des procédures utilisant un niveau de performance APV, l'équipement de l'utilisateur peut vérifier le ou les niveaux de protection calculés en fonction du ou des seuils d'alarme associés afin de déterminer le caractère approprié de la navigation. Dans le cas des procédures utilisant le niveau de performance de catégorie 1, l'intégrité visée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, Note 2, impose une analyse de sécurité spécifique au système lorsque le VAL est supérieur à 10 m. Cela inclut une évaluation de performance faite par le fournisseur de services SBAS et que l'ANSP peut utiliser afin d'appuyer la décision sur le codage APD des procédures publiées. Étant donné que le volume de service du SBAS DFMC sera considérablement plus grand que celui du SBAS L1, les ANSP pourront publier des procédures d'approche basées sur le service SBAS DFMC qui ne peuvent pas être pleinement prises en charge par un service SBAS L1 associé. Dans certaines circonstances, le service SBAS L1 pourrait ne pas remplir les critères de disponibilité ou de continuité pour l'approche, mais il pourrait répondre aux spécifications de performance et être utilisé, s'il est disponible. Les ANSP peuvent alors publier la procédure avec un codage APD de 5 ou 6 compte tenu de la performance du service SBAS L1 assurée par le fournisseur de services SBAS. Dans certaines conditions, lorsque le service SBAS L1 ne remplit pas les critères énoncés au § 3.3.9 ou lorsque l'ANSP détermine que le service SBAS L1 ne peut pas être utilisé, les ANSP peuvent publier des procédures avec un codage APD de 1 ou 2. Le tableau ci-dessous donne une idée des circonstances dans lesquelles les divers codages APD sont appropriés. Les ANSP donnent aux procédures SBAS DFMC un codage APD de 1 ou 2 lorsqu'il n'y a pas de service SBAS L1 disponible pour appuyer l'approche publiée.

0	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque le service SBAS L1 remplit les critères de disponibilité et de continuité.</li> <li>• Toute procédure utilisant le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS L1 remplit les critères de disponibilité et de continuité et respecte l'évaluation de sécurité spécifique au système.</li> </ul>
1	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque l'ANSP veut contrôler l'opération en mode DFMC seulement avec au moins une constellation.</li> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC avec au moins une constellation permet de respecter l'évaluation de sécurité spécifique au système mais qu'un service SBAS L1 ne le permettrait pas.</li> </ul>
2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque l'ANSP veut contrôler l'opération en mode DFMC seulement et que deux constellations ou plus sont nécessaires au respect des critères de disponibilité et de continuité du service SBAS DFMC.</li> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC est conforme à l'évaluation de sécurité spécifique au système mais qu'un service SBAS L1 n'y serait pas conforme, et que deux constellations ou plus sont nécessaires au respect des critères de disponibilité et de continuité du service SBAS DFMC.</li> </ul>
5	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsqu'il n'est pas prévu que le service SBAS L1 remplisse les critères de disponibilité ou de continuité tandis que le service SBAS DFMC respecte les critères de disponibilité et de continuité avec au moins une constellation.</li> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque le service SBAS DFMC et le service SBAS L1 permettent tous deux de respecter l'évaluation de sécurité spécifique au système, bien qu'il ne soit pas prévu que le service SBAS L1 remplisse les critères de disponibilité et/ou de continuité.</li> </ul>
6	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance APV lorsque seule l'utilisation d'un service SBAS DFMC renforçant plus d'une constellation permet de remplir les critères de disponibilité et de continuité. Il n'est pas prévu qu'un SBAS DFMC à une seule constellation, ni un service SBAS L1 remplissent les critères de disponibilité et de continuité.</li> <li>• Toute procédure basée sur le niveau de performance de catégorie 1 lorsque seule l'utilisation d'un service SBAS DFMC renforçant plus d'une constellation permet de remplir les critères de disponibilité et de continuité. Il n'est pas prévu qu'un SBAS DFMC à une seule constellation ni un service SBAS L1 remplissent les critères de disponibilité et/ou de continuité, mais tous les services respectent l'évaluation de sécurité spécifique au système.</li> </ul>

6.6.6 L'équipement d'utilisateur qui n'est pas conçu pour traiter le signal SBAS DFMC (p. ex. conforme aux normes RTCA/DO-229) n'a pas à utiliser le champ APD (voir chapitre 3, appendice B, § 3.5.8.4.2.6.1), mais l'équipement SBAS DFMC utilise ce champ. Les procédures SBAS élaborées pour le service SBAS L1 utilisent un APD positionné à « 0 ». Le codage « 0 » est donc retenu pour les procédures prises en charge à la fois par le SBAS L1 et par le SBAS DFMC. L'équipement d'utilisateur SBAS qui n'est pas conçu pour traiter le signal SBAS DFMC (p. ex. conforme aux normes RTCA/DO-229) ne devrait être utilisé qu'en combinaison avec les blocs de données FAS avec APD positionné « 0 ».

## 6.7 Considérations relatives au SBAS DFMC

6.7.1 *Intervalles de transmission des données.* Les intervalles maximaux de transmission entre les messages SBAS DFMC sont spécifiés à l'appendice B, tableau B-119. Ces intervalles sont tels qu'un usager qui entre dans la zone de couverture du SBAS DMFC peut produire une position corrigée et les informations d'intégrité fournies par le SBAS dans un délai raisonnable. Pour les opérations en route, de région terminale, NPA et d'approche de précision, toutes les données nécessaires seront reçues en moins de 3 minutes compte tenu d'un maximum de 92 satellites configurés dans le masque SBAS DFMC. Les intervalles maximaux entre les transmissions ne justifient pas un niveau particulier de précision comme il est défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1. Afin d'assurer une performance de précision donnée, chaque fournisseur de services adoptera un ensemble d'intervalles de transmission qui tient compte de différents paramètres, comme le nombre de constellations renforcées et le nombre de satellites SBAS que le fournisseur utilise.

## 6.7.2 Masque SBAS DFMC

6.7.2.1 *Paramètres de masque SBAS.* L'appendice B, tableau B-99, met en correspondance le masque de satellite SBAS DFMC et les satellites GNSS. Il a été décidé de désigner, dans chaque constellation, des satellites particuliers qui pourraient être renforcés en mode SBAS DFMC. Il s'agit des numéros de PRN GPS 1 à 32 et 120 à 158 (PRN SBAS), des numéros d'identification GLONASS 1 à 37, des identificateurs de véhicule spatial (SVID) Galileo 1 à 36 et des numéros de code de mesure de distance BDS 1 à 37. Si une constellation quelconque émet un signal provenant d'un satellite identifié par un paramètre dont la valeur excède la gamme spécifiée, ce satellite n'est pas admissible à un renforcement SBAS DFMC. Le masque SBAS DFMC contenu dans un message de type 31 est indépendant du masque SBAS L1 contenu dans un message de type 1 même si les deux services sont assurés par un même fournisseur de SBAS.

6.7.2.2 *Transition de masque SBAS.* Comme la norme ne précise pas comment réaliser une transition de masque, les fournisseurs de SBAS pourraient choisir des stratégies de transition différentes. L'utilisateur a besoin d'un masque valide pour décoder les données d'intégrité envoyées toutes les six secondes au moyen des messages de type 34, 35 ou 36. Il doit recevoir un message d'intégrité valide au moins toutes les 12 secondes pour poursuivre les opérations verticales puisque les paramètres d'intégrité arrivent à expiration après 12 secondes. Le message de masque de satellite (type 31) est valide pendant 360 secondes. Une méthode pour les transitions de masque consisterait donc à amorcer la transition avec la transmission d'un nouveau message de type 31 tout en continuant de faire référence au message d'intégrité de type 31 précédent. Après le deuxième (ou le troisième) nouveau message de type 31, le SBAS effectuerait la transition des messages d'intégrité de façon à utiliser le nouveau message de masque de satellite. Les usagers devraient pouvoir recevoir le nouveau masque de satellite après deux ou trois envois et, dans l'intervalle, continuer de fonctionner normalement. D'autres options pourraient être utilisées pour la transition de masque de satellite, comme la transmission de deux messages d'intégrité par cycle, un utilisant l'ancien masque de satellite et l'autre, le nouveau masque. Les fournisseurs de SBAS doivent évaluer comment le mécanisme de transition de masque SBAS influe sur la continuité du service dans l'éventualité où l'utilisateur manque quelques messages.

6.7.3 *Génération de l'almanach et des éphémérides du SBAS DFMC.* Les messages d'éphémérides et d'almanach du SBAS DFMC sont destinés à fournir un ensemble de paramètres képlériens, ce qui rend possible l'utilisation de satellites SBAS en orbite non géostationnaire. Les messages d'éphémérides et d'almanach du SBAS DFMC permettent la diffusion de la position orbitale de satellites MEO, HEO, IGSO et GEO. Pour certains cas particuliers d'orbite, comme les orbites à faible inclinaison (géostationnaires) ou les orbites circulaires, à excentricité nulle, quelques-uns des paramètres képlériens ne sont pas bien définis et ne sont donc pas uniques. Il existe des ensembles valides de paramètres képlériens, et l'utilisateur sera capable de déterminer la position du satellite selon qu'il convient à condition que le SBAS produise un ensemble valide de paramètres. Les fournisseurs de SBAS peuvent positionner les paramètres posant problème à des valeurs constantes, et les éphémérides ou l'almanach qui en résulteront convergeront vers une bonne solution. Comme l'intervalle de validité des éphémérides est court, le taux de variation de l'ascension droite du nœud ascendant (RAAN) a été retiré du calcul du SBAS. Une sélection appropriée de la correction en latitude peut rectifier l'erreur causée par le retrait du taux de variation de la RAAN dans le cas des satellites géostationnaires. Pour ce qui est des orbites inclinées, l'erreur n'est toujours pas négligeable, et la compensation doit tenir compte de la donnée iDOT en combinaison avec les données  $C_{us}$  et  $C_{uc}$ . Ces paramètres de correction ont été choisis en général du fait qu'elles permettent des corrections (à peu près) dans le sens de la trajectoire ( $C_{us}$ ,  $C_{uc}$ ) et en travers de la trajectoire (iDOT). Étant donné que l'élimination du taux de variation de la RAAN est traitée par d'autres paramètres, un long intervalle d'ajustement des paramètres peut réduire la précision de la position du satellite SBAS.

## 6.7.4 Considérations relatives à l'intégrité

6.7.4.1 *Généralités.* Les corrections SBAS éliminent l'erreur observable mais il reste une certaine incertitude sur l'erreur résiduelle. Le segment sol du SBAS sélectionne les DFRE à diffuser pour assurer un niveau de protection limitant les erreurs résiduelles de position de l'utilisateur après l'application des corrections SBAS. Le segment sol du SBAS devrait tenir compte de la croissance de l'incertitude dans l'erreur nominale qui se produit lorsque l'utilisateur applique des données de renforcement reçues qui sont encore valides (dont le délai d'expiration n'est pas échu), quelles qu'elles soient. Le segment sol du SBAS peut choisir et transmettre les paramètres de dégradation associés afin d'aider à maintenir cette limitation. Cela fait en sorte que des alarmes ne seront pas nécessaires en conditions normales durant la période de validité des corrections et des DFRE. À mesure que l'incertitude augmente, le SBAS peut augmenter les DFRE afin de maintenir une limitation adéquate. Sous réserve que les paramètres de dégradation ajoutent une limitation suffisante permettant de respecter les spécifications d'intégrité de l'appendice B, § 3.5.14.3, une augmentation des DFRE en vigueur pour couvrir un comportement nominal ne nécessitera pas une alarme pour protéger les usagers qui appliquent encore des valeurs actives plus anciennes. Comme il est spécifié à l'appendice B, § 3.5.14.4.2, le système SBAS doit contrôler les défauts de mesure de distance des satellites et l'applicabilité des données SBAS actives. Durant ce contrôle, il doit maintenir l'intégrité. Pour certains comportements contrôlés, comme l'emballement d'une horloge, si les erreurs ne sont pas incompatibles avec l'analyse de conception et d'intégrité du système SBAS et

continuent d'être limitées par les DFRE actives diffusées précédemment en combinaison avec les paramètres de dégradation, le SBAS ne devrait pas produire une alarme afin de maintenir la continuité. Si le SBAS détermine que les données antérieures mais encore actives, une fois les dégradations appliquées, ne rempliront pas le critère d'intégrité, il produira une alarme pour le satellite concerné. L'alarme pourrait prendre la forme de valeurs DFREI plus grandes, y compris la valeur indiquant « Ne pas utiliser en mode SBAS ». Pour les autres cas contrôlés, comme la détection d'une qualité de signal anormale, il serait peut-être préférable que le SBAS produise directement une alarme indiquant « Ne pas utiliser en mode SBAS » pour le satellite en question.

6.7.4.2 *Mécanisme*. Il y a plusieurs façons de produire une alarme. La séquence d'alarme consiste en une émission d'au moins quatre instances de données consécutives qui atténueront les informations trompeuses. Pour des satellites individuels, il suffit souvent de diffuser des valeurs DFRE plus grandes pour limiter l'erreur. Cette mesure a pour effet de protéger toutes les données satellitaires, y compris celles qui sont associées à des délais d'expiration plus longs. Grâce à une telle utilisation des DFRE, une fois terminée la situation à l'origine de l'alarme, la performance nominale peut être rétablie rapidement par la transmission de valeurs DFRE nominales. Le SBAS devrait prévoir que l'utilisateur ratera des messages et pourrait utiliser des données transmises précédemment qui ne sont pas encore arrivées à expiration. Lorsqu'il diffuse des valeurs DFRE plus grandes pour atténuer les informations trompeuses, le SBAS envoie les nouvelles valeurs dans au moins quatre messages consécutifs. Comme les termes de la DFRE se trouvent dans plusieurs messages différents, il est possible de combiner les messages pour réaliser la répétition (p. ex. quatre messages de type 32 consécutifs ; quatre messages de type 34/35/36 consécutifs ; suite de quatre messages de type 32 et messages d'intégrité ; etc.).

6.7.4.3 *Utilisation du message de type 0 comme moyen d'alarme*. Si nécessaire, pour supprimer des données actives du récepteur de l'utilisateur, le SBAS peut transmettre des messages de type 0. Si les données actives donnent lieu à des informations trompeuses, le SBAS peut utiliser un message de type 0 comme moyen d'alarme et envoyer quatre messages de type 0 consécutifs. Sur réception de messages de type 0, les utilisateurs abandonneront les données L5 transmises par le satellite émetteur sur la liaison associée. L'utilisation de messages de type 0 pour alerter les satellites individuels n'est généralement pas nécessaire, l'emploi de valeurs DFREI plus grandes pouvant servir à cette fin en ayant moins d'incidence sur le service SBAS.

6.7.4.4 *Messages manqués et utilisation de messages de type 0*. Comme l'alarme doit être envoyée quatre fois, un récepteur pourrait rater une alarme s'il manque quatre messages consécutifs. Pour la sécurité durant les opérations d'approche, lorsque le récepteur manque quatre messages, il doit invalider tous les DFREI/DFRECI (voir appendice B, § 3.5.15.1.4.15). Le récepteur pourrait continuer d'utiliser les données de correction lorsqu'il reçoit un ensemble approprié de DFREI sans autre changement, ce qui pourrait se produire avec la réception d'un message de type 35 ou 36. Le SBAS devrait tenir compte de la possibilité que le récepteur de l'utilisateur ait manqué une séquence d'alarme et continuer à transmettre des DFREI ou des DFRECI compatibles avec la valeur de l'alarme pour toutes les données de correction qui restent valides. Cela vaut également pour la transmission de messages de type 0. Si l'utilisateur manque quatre messages ou plus, il n'annulera que les DFREI/DFRECI et ne supprimera pas d'autres données. Le SBAS devrait donc examiner comment reprendre la séquence de transmission nominale après une séquence d'alarme par messages de type 0. Il devrait continuer de diffuser des messages de type 0 ou mettre hors disponibilité les satellites affectés tant que les données diffusées trompeuses ne seront pas arrivées à expiration. La transition de l'alarme au moyen de messages de type 0 à l'alarme au moyen de l'indication « Ne pas utiliser pour le SBAS » peut permettre au récepteur d'utiliser plus tôt les nouvelles données SBAS.

## 6.7.5 Données d'intégrité

6.7.5.1 *Messages d'intégrité*. Le concept du SBAS DFMC prévoit trois types de message pour la communication des données d'intégrité, avec un intervalle de répétition n'excédant pas six secondes. Le SBAS DFMC diffusera les données d'intégrité de tous les satellites configurés dans le masque de satellite (message de type 31), et il peut utiliser n'importe quelle combinaison des types de message en question, à savoir les types 34, 35 et 36. Le message de type 35 fournit les données DFREI des 53 premiers satellites indiqués dans le message de masque (type 31), et il peut être le seul message utilisé lorsque le SBAS renforce 53 satellites ou moins. Le message de type 36 est similaire au message de type 35, et il est utilisé avec ce dernier pour transmettre les données DFREI des satellites 54 à 92. L'emploi d'un message de type 35 et d'un message de type 36 jumelés double le nombre de messages d'intégrité envoyés et pourrait réduire la capacité d'envoyer d'autres données (p. ex. données de correction) plus souvent par rapport au minimum requis. Le message de type 34 est une option permettant de diffuser les données d'intégrité d'un maximum de 92 satellites dans un même message SBAS.

6.7.5.2 *Utilisation du message d'intégrité*. Le message de type 34 offre la possibilité de fournir les données d'intégrité d'un maximum de 92 satellites au moyen d'un seul message, grâce à l'utilisation d'un indicateur à 2 bits d'évolution de la DFRE (DFRECI) au lieu d'un DFREI à 4 bits pour chaque satellite. Le message de type 32 contient le DFREI réel. Pour la plupart des opérations, le DFREI restera le même ou ne changera que d'un incrément durant le délai d'expiration le concernant. L'indicateur à 2 bits ne peut représenter que quatre états, comme suit : 1) le DFREI n'a pas changé, pour indiquer que tous les DFREI valides diffusés demeurent valides ;

2) augmenter le DFREI d'un cran (saut) ; 3) le message de type 34 indiquera un nouveau DFREI dans l'un de sept créneaux attribués aux mises à jour de ce paramètre ; 4) indiquer « Ne pas utiliser [ce satellite] pour le SBAS ». L'utilisateur pourrait appliquer l'indicateur au dernier DFREI reçu qui n'est pas arrivé à expiration. La conception du système SBAS tient compte de la possibilité que l'utilisateur manque des valeurs de DFREI et/ou de DFRECI transmises précédemment. Le SBAS ne peut pas prévoir que l'utilisateur aura les DFREI les plus récents, et il contrôle toutes les données antérieures mais encore actives transmises afin de satisfaire à la spécification d'intégrité énoncée à l'appendice B, § 3.5.14.3.1. Le SBAS peut fournir sept DFREI dans le message de type 34. Si le fournisseur du SBAS doit augmenter plus de sept DFREI de plus d'une valeur DFREI, il a deux options : positionner à « Ne pas utiliser pour le SBAS » les satellites qui ne peuvent pas être codés dans le champ DFREI, ou fournir les DFREI dans un message de type 35 ou 36. Le fournisseur du SBAS peut transmettre un DFRECI positionné à « 0 » correspondant à une valeur DFREI plus élevée existante alors qu'une valeur inférieure pourrait être transmise. Le saut du DFRECI n'est pas cumulatif et peut s'appliquer à tout DFREI transmis qui pourrait encore être valide. Chaque message de correction de satellite de type 32 contient un DFREI. Tout DFREI envoyé dans un message de type 32 est valide tant que le délai d'expiration associé n'est pas échu, à moins qu'un nouveau DFREI ait été envoyé dans plusieurs messages de type 34, 35 ou 36 consécutifs. Lorsque le SBAS envoie un nouveau DFREI dans tous les messages d'intégrité transmis durant la période de validité du DFREI, il peut considérer que l'utilisateur aura le nouveau DFREI et que la valeur du DFREI transmis dans le message de type 32 précédent a été remplacée.

6.7.5.3 *Utilisation du message d'intégrité SBAS DFMC comme moyen d'alarme.* Quand un SBAS renforce 53 satellites ou moins ou utilise le message de type 34, il peut envoyer une séquence d'alarme constituée de messages consécutifs de type 34 ou 35 et satisfaire à la spécification applicable. Quand un SBAS renforce plus de 53 satellites et choisit d'utiliser le message jumelé de type 35/36, la logique d'alarme devient plus complexe. Si tous les satellites pour lesquels il faut envoyer une alarme figurent dans le même type de message, alors ce type de message pourrait être transmis plusieurs fois pour satisfaire à la spécification pertinente. Si les satellites pour lesquels il faut une alarme figurent à la fois dans un message de type 35 et dans un message de type 36, il sera nécessaire de passer à l'utilisation du message de type 34 ou du message de type 0 pour l'envoi des alarmes. L'utilisation du message de type 34 est l'option privilégiée pour limiter les perturbations du service, l'emploi du message de type 0 exigeant la récupération de toutes les données SBAS.

6.7.6 *Mise à jour du tableau DFREI.* Le message de type 37 contient des paramètres d'intégrité qui sont utilisés dans les équations des seuils HPL et VPL du SBAS DFMC. En particulier, il contient un tableau DFREI qui met en correspondance les valeurs DFREI transmises et les valeurs de l'écart type (sigma) de l'erreur de distance double fréquence associée à utiliser dans le calcul des niveaux de protection. Étant donné que le contenu du message de type 37 est lié à la conception du SBAS, on s'attend à ce que les paramètres de ce type de message changent rarement. Cependant, lorsque le contenu du message de type 37 change bel et bien, le fournisseur du SBAS devra veiller à ce que les récepteurs SBAS maintiennent l'intégrité durant le changement. Pour ce faire, il peut diffuser un message de type 0 afin de supprimer des récepteurs SBAS les données de message de type 37 précédentes, gonfler les valeurs de DFREI diffusées pour tous les satellites, envoyer une alarme pour les satellites qui pourraient ne pas maintenir l'intégrité, ou ne pas apporter de changement si les récepteurs SBAS maintiendront l'intégrité lorsqu'ils utilisent les données de tout message de type 37 diffusé valide.

6.7.7 *Délai d'alarme.* La figure D-2 précise aussi le découpage dans le temps du délai d'alarme total défini au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, pour ce qui est du SBAS DFMC.

6.7.8 *Effets troposphériques.* Le § 6.5.4 fait référence à une valeur estimée du retard troposphérique pour les approches de précision.

6.7.9 *Trajets multiples.* Les trajets multiples constituent la plus importante source d'erreur de position dans le cas du SBAS DFMC, affectant aussi bien les éléments au sol que les éléments embarqués, notamment en raison de la combinaison, sans le retard ionosphérique, des mesures double fréquence corrigées du SBAS. Les techniques palliatives pour les éléments au sol du SBAS, décrites au § 6.5.5, sont valables aussi pour le SBAS DFMC.

6.7.10 *Remise à zéro du numéro de semaine.* Un compte des remises à zéro du numéro de semaine ( $WNRO_{\text{compte}}$ ) d'une valeur de 15 signifie que le paramètre n'est pas valide. Le récepteur SBAS DFMC peut utiliser le paramètre  $WNRO_{\text{compte}}$  pour résoudre l'ambiguïté possible de la valeur tronquée du numéro de semaine ( $WWNN_{xx}$ ) transmise dans les données de navigation GNSS lorsque le SBAS diffuse une valeur de  $WNRO_{\text{compte}}$  comprise entre 0 et 14. En pareil cas, le paramètre  $WNRO_{\text{compte}}$  est traité comme suit :

- Si la valeur tronquée du numéro de semaine ( $WWNN_{xx}$ ) actuel de la constellation GNSS désignée par un message de type 37 est égale à la valeur maximale  $WWNN - 1$  et si le numéro du jour de semaine actuel est 7 et que le temps de référence  $aa_{ss}$  correspond au numéro de jour de semaine 1 dans le temps de référence de la constellation GNSS, le nombre total de semaines ( $WWNN$ ) écoulées depuis le début du temps de référence GNSS est donné par l'équation suivante :

$$WN = (WNRO_{compte} - 1) \times \overline{WN} + WN_x = WNRO_{compte} \times \overline{WN} - 1$$

- Si la valeur tronquée du numéro de semaine ( $WN_x$ ) actuel de la constellation GNSS désignée par un message de type 37 est de 0 et si le numéro du jour de semaine actuel est 1 et que le temps de référence  $t_d$  correspond au numéro de jour de semaine 7 dans le temps de référence de la constellation GNSS, le nombre total de semaines ( $WN$ ) écoulées depuis le début du temps de référence GNSS est donné par l'équation suivante :

$$WN = (WNRO_{compte} + 1) \times \overline{WN} + WN_x = (WNRO_{compte} + 1) \times \overline{WN}$$

- Sinon :

$$WN = WNRO_{compte} \times \overline{WN} + WN_x$$

6.7.11 *Changements de jour.* Les paramètres  $t_d$ ,  $t_a$  et  $t_e$  sont exprimés en secondes du jour, ajustées pour tenir compte des changements de jour. L'utilisateur peut faire appel au mécanisme suivant afin de déterminer le jour de référence pour un paramètre  $t_d$ ,  $t_a$  ou  $t_e$  reçu dans un message diffusé à l'impulsion  $t$ . Dans le cas d'un paramètre  $t_d$ ,  $t$  et  $td$  étant exprimés en secondes du jour :

- Si  $-43\,200 \leq (t_d - t) \leq 43\,199$ ,  $t_d$  est exprimé en secondes du jour de la diffusion du message ;
- Si  $(t_d - t) < -43\,200$ ,  $t_d$  est exprimé en secondes du jour suivant le jour de la diffusion du message ;
- Si  $(t_d - t) > 43\,199$ ,  $t_d$  est exprimé en secondes du jour précédant le jour de la diffusion du message ;

Le mécanisme ci-dessus peut être appliqué au paramètre  $t_a$  et  $t_e$ , en remplaçant  $t_d$  par  $t_a$  ou  $t_e$ .

6.7.12 *Calcul de la position en mode SBAS DFMC.* L'appendice B, § 3.5.12.4, décrit le protocole pour le calcul de la position SBAS en fonction de deux constellations renforcées par un SBAS. En supposant un SBAS renforçant un nombre  $N$  de constellations,  $N$  étant égal à trois ou plus, l'estimation par moindres carrés pondérés  $X$  linéarisée comprend  $N - 2$  éléments supplémentaires pour les décalages temporels entre la constellation supplémentaire et la constellation de référence 1. De plus, la matrice d'observation  $G$ , décrite à l'appendice B, § 3.5.12.4, alinéa c), est modifiée de façon à intégrer  $N - 2$  colonnes supplémentaires de paramètres temporels. Ces paramètres sont égaux à 1 pour tous les satellites de cette constellation précise lorsqu'on fixe le paramètre du numéro de colonne correspondant à la colonne de décalage de temps de cette constellation dans  $X$ . Dans les autres cas, ces paramètres temporels sont de 0.

6.7.12.1 *Matrice d'observation  $G$  de remplacement.* La solution de navigation SBAS DFMC peut être calculée à l'aide de la matrice d'observation  $G$  suivante, qui peut remplacer la matrice définie à l'appendice B, § 3.5.12.4 :

$$G_i = [-\cos E_{l_i} \cdot \sin A_{z_i} \quad -\cos E_{l_i} \cdot \cos A_{z_i} \quad -\sin E_{l_i} \quad n_{i,1} \quad n_{i,2}] = i^{\text{e}} \text{ rangée de } G$$

où

$n_{i,1}$  est « 1 » si le satellite fait partie de la constellation de référence C1, ou « 0 » s'il fait partie de la constellation C2 ;

$n_{i,2}$  est « 0 » si le satellite fait partie de la constellation de référence C1, ou « 1 » s'il fait partie de la constellation C2 ;

Si l' $i^{\text{e}}$  rangée de  $G$  correspond à une mesure de distance SBAS :

$n_{i,1}$  est « 1 » si la constellation C1 est le GPS, sinon il est « 0 » ;

$n_{i,2}$  est « 1 » si la constellation C2 est le GPS, sinon il est « 0 ».

Si le SBAS fournissant la mesure de distance SBAS ne renforce pas le GPS, le décalage d'horloge du SBAS doit être résolu au moyen d'une inconnue supplémentaire :

$n_{i,3}$  est « 1 » si la constellation C1 et la constellation C2 ne sont pas le GPS (inconnue supplémentaire pour résoudre le décalage d'horloge de la constellation fournissant la mesure de distance SBAS).

Le vecteur de solution de navigation obtenu avec la matrice d'observation de remplacement est :

$$X = [x, y, z, ct_{c1}, ct_{c2}]$$

où

$t_{c1}$  est l'erreur systématique d'horloge du récepteur par rapport au temps de référence de la constellation 1 ;

$t_{c2}$  est l'erreur systématique d'horloge du récepteur par rapport au temps de référence de la constellation 2.

### 6.7.13 Codes PRN doubles provenant d'un satellite SBAS

6.7.13.1 *Attribution de codes PRN SBAS aux satellites.* Pour les approches guidées dans le plan vertical, l'analyse de sécurité du système suppose que l'équipement de l'utilisateur poursuit deux satellites différents (identifiés par un code PRN), s'ils sont disponibles, afin d'améliorer la continuité de l'opération. La transmission de deux codes PRN par un même satellite SBAS présente ce satellite comme un point de défaillance commun entre les deux PRN SBAS et pourrait ne pas procurer le même niveau de continuité pour les opérations en question.

6.7.13.2 *Distances SBAS multiples provenant du même satellite.* La transmission de deux codes PRN de mesure de distance par le même satellite SBAS soulève une préoccupation, à savoir que l'équipement de l'utilisateur utilisera les deux sources de mesure de distance comme si elles étaient indépendantes. S'il y a deux PRN de mesure de distance provenant du même satellite SBAS, le masque SBAS DFMC peut interdire l'utilisation des deux signaux de mesure de distance dans la même solution de position pour l'utilisateur du SBAS DFMC étant donné que celui-ci est tenu d'utiliser toutes les données provenant d'un seul PRN SBAS. Un SBAS devrait donc empêcher l'utilisation du second signal de mesure de distance SBAS provenant d'un même satellite, en faisant en sorte que le second numéro de position de satellite PRN SBAS de télémétrie ne soit pas positionné à « 1 » dans le masque de satellite reçu au moyen du premier signal PRN SBAS, et inversement.

6.7.14 *Essais.* Avant d'être certifié pour une utilisation en aviation, le SBAS diffuse un message de type 0 « Ne pas utiliser ». L'équipement aéronautique traitera ce message en supprimant les données SBAS reçues du satellite SBAS concerné. Durant les essais préopérationnels, lorsque le SBAS est capable de calculer des données valides, certains fournisseurs de SBAS peuvent transmettre des données valides dans le message de type 0. Les récepteurs qui ne sont pas exploités en mode « sécurité de la vie » pourraient utiliser ces données pour calculer des solutions de position SBAS. Pour les messages L1, certains fournisseurs de SBAS remplissent le message de type 0 avec un contenu de message de type 2. Pour les messages L5, ils peuvent remplir le message de type 0 avec un contenu de message de type 34, 35 ou 36. Pour déterminer quel contenu de ces trois messages d'intégrité est transmis dans un message de type 0, les fournisseurs de SBAS peuvent utiliser les bits 222 et 223 conformément à la convention suivante :

« 00 »	Pas de données d'intégrité.
« 01 »	Contenu de message de
	type 34.
« 10 »	Contenu de message de
	type 35.
« 11 »	Contenu de message de
	type 36.

Les fournisseurs de SBAS peuvent choisir un codage différent des messages de type 0 pour les essais.

6.7.15 *Considérations relatives aux satellites non géostationnaires.* Il y a un certain nombre d'éléments à prendre en considération en ce qui concerne les satellites non géostationnaires. Du fait d'une excentricité de satellite plus élevée, les écarts de puissance et de décalage Doppler exigent une plus grande attention du fournisseur de SBAS. D'après les analyses, lorsque l'excentricité est supérieure à 0,15, le différentiel de puissance de l'orbite excède 3 dB et nécessite une fonction embarquée quelconque de contrôle de puissance. En raison de la variation de distance de l'orbite, la puissance de transmission d'un satellite peut être inférieure au minimum requis ou supérieure au maximum requis à un point quelconque de l'orbite. Lorsque l'excentricité est supérieure à 0,3, le décalage Doppler du satellite au périhélie excédera le maximum spécifié pour ce décalage. Certains équipements d'utilisateur pourraient ne plus être capables de poursuivre ce satellite au périhélie. En règle générale, on utilise des orbites fortement excentriques pour augmenter le temps de séjour d'un satellite audessus d'une région particulière durant la portion de l'orbite correspondant à l'apogée. Ainsi, l'incapacité de l'équipement d'utilisateur à poursuivre le satellite dans le voisinage du périhélie pourrait ne pas avoir d'incidence sur le service SBAS prévu. Le décalage Doppler des satellites SBAS non géostationnaires est fixé à  $\pm 7$  kHz (appendice B, §

3.5.14.1.4), en ligne avec les analyses en question.

### 6.7.16 Conversion du temps SNT en temps UTC

6.7.16.1 Les usagers calculent le temps exprimé en SNT à chaque impulsion en déterminant la solution de navigation SBAS DFMC. Le message facultatif de type 42 fournit les paramètres pour la conversion du temps SNT en temps UTC.

6.7.16.2 Le temps SNT est aligné sur le temps de la constellation de base indiqué par l'identificateur de référence temporelle SBAS diffusé dans le message de type 37. La constellation de base transmet les paramètres pour la conversion du temps de la constellation de base en temps UTC, sans période de validité associée. Un fournisseur de services SBAS peut transmettre un message de type 42 contenant des paramètres de conversion en UTC qui correspondent à ceux qui sont diffusés par la constellation de base de référence, sans garantie quant à la période de validité en positionnant le paramètre pertinent à « 000 ». Les fournisseurs de services SBAS peuvent transmettre des messages de type 42 contenant d'autres valeurs de période de validité afin de permettre un service de conversion en temps UTC plus précis (voir appendice B, § 3.5.11.6).

6.7.16.3 En conditions de fonctionnement nominal, les paramètres de conversion en temps UTC transmis dans un message de type 42 sont valides pendant une période de temps égale à celle indiquée par le paramètre de la période de validité. Le paramètre de l'état de décalage UTC fournit un mécanisme permettant d'invalider les paramètres diffusés dans les messages de type 42 précédents dont la période de validité (VP) n'est pas échue. Pour ce faire, les usagers devraient éliminer les paramètres de conversion en temps UTC transmis dans ces messages et commencer à utiliser les paramètres contenus dans le plus récent message de type 42 reçu, le cas échéant (c.-à-d. identificateur de temps de référence UTC non positionné à « 7 »).

## **7. SYSTÈME DE RENFORCEMENT AU SOL (GBAS) ET SYSTÈME RÉGIONAL DE RENFORCEMENT AU SOL (GRAS)**

— Dans la présente section, sauf indication contraire expresse, le terme « procédure d'approche avec guidage vertical » (APV) désigne les approches APV-I et APV-II.

### **7.1 Description**

7.1.1 Le GBAS se compose d'éléments au sol et d'éléments embarqués. Un sous-système sol GBAS comprend généralement un seul ensemble actif émetteur et antenne de diffusion VDB, appelé station émettrice, et plusieurs récepteurs de référence. Un sous-système sol GBAS peut comprendre plusieurs émetteurs et antennes de diffusion VDB qui utilisent un identificateur GBAS commun et une fréquence unique et diffusent des données identiques. Le sous-système sol GBAS peut prendre en charge tous les sous-systèmes embarqués présents dans son volume de service, fournissant à l'aéronef les données d'approche et corrections nécessaires ainsi que des données d'intégrité sur les satellites GNSS visibles. Les éléments sol et embarqués du GBAS sont classés selon les types de services qu'ils assurent (définis au § 7.1.2).

7.1.2 Les systèmes GBAS peuvent assurer deux types de services : des services d'approche et le service de localisation GBAS. Le service d'approche donne des indications sur les écarts pendant les segments d'approche finale à l'intérieur du volume de service d'approche. Le service de localisation GBAS fournit des données de position horizontale pour les opérations RNAV à l'intérieur du volume de service de localisation. Les deux types de services se distinguent par les différents critères de performance associés aux opérations particulières qu'ils prennent en charge (voir le tableau 3.7.2.4-1), y compris les différents niveaux d'intégrité (§ 7.5.1).

7.1.2.1 Les services d'approche GBAS se subdivisent en outre en plusieurs types appelés types de services d'approche GBAS (GAST). Un GAST est défini comme l'ensemble combiné des spécifications de performance et de fonctionnement bord et sol qui doivent être utilisées conjointement pour assurer un guidage d'approche avec des performances quantifiables. Quatre types de services d'approche sont actuellement définis : GAST A, GAST B, GAST C et GAST D. Les GAST A, B et C s'appliquent respectivement aux opérations classiques APV I, APV II et de catégorie I. Le GAST D a été introduit pour les opérations d'atterrissage et les opérations de décollage avec guidage par faible visibilité, y compris les opérations de catégorie III. À noter qu'aucune disposition n'a été formulée pour créer un type de service distinct pour prendre en charge les opérations de catégorie II, mais non celles de catégorie I et de catégorie III. Étant donné que l'équipement servant au GAST D fonctionnera de la même manière pour assurer les minimums de catégorie II et les minimums de catégorie III, le GAST D constitue un moyen de prendre en charge les opérations de catégorie II. Ces opérations peuvent éventuellement être assurées au moyen du GAST C utilisé avec une intégration appropriée du niveau de l'avion. Une analogie serait l'autorisation, dans au moins un État, de minimums inférieurs à la catégorie I sur la base d'un guidage ILS de catégorie I conjugué à un système de visualisation tête haute (HUD). Les spécifications relatives à l'approbation des opérations de catégorie I au moyen du GBAS seront formulées par les autorités nationales d'approbation de la navigabilité et de l'exploitation.

7.1.2.1.1 Un sous-système sol GBAS peut assurer plusieurs types de services simultanément. Il existe deux types de sous-systèmes sol ; ceux qui prennent en charge plusieurs types de services d'approche et ceux qui ne le font pas. L'équipement conçu conformément aux versions antérieures des présentes SARP ne peut assurer qu'un seul type de service d'approche, le GAST C. L'équipement conçu conformément aux présentes SARP peut ou non assurer plusieurs types de services à l'une ou à plusieurs extrémités de pistes. Le type de service assuré pour chaque approche est indiqué dans le champ indicateur de performance d'approche (APD) du bloc de données FAS dans le message de type 4. Le paramètre indicateur de continuité et d'intégrité (GCID) du GBAS

dans le message de type 2 indique si un sous-système sol GBAS assure actuellement plusieurs types de services d'approche. Un équipement embarqué qui peut prendre en charge plusieurs types de services vérifie d'abord le GCID afin de déterminer si le segment sol assure plusieurs types de services. Si c'est le cas, l'équipement vérifie ensuite le champ APD du bloc de données FAS sélectionné dans le message de type 4 pour déterminer quels types de services sont assurés par le segment sol pour l'approche sélectionnée (en utilisant la méthode de sélection de canal décrite au § 7.7). L'équipement embarqué détermine alors le service d'approche à sélectionner en se fondant sur l'APD, l'état actuel du GCID et le type d'équipement embarqué. Les exploitants doivent comprendre que les approches disponibles peuvent être limitées par bon nombre de facteurs, notamment les qualifications du pilote ou les limites temporaires du fournisseur de services de navigation aérienne (ANSP), lesquelles ne sont pas exprimées dans la valeur APD. Par conséquent, l'APD ne devrait pas être interprété comme une indication de la disponibilité d'une quelconque utilisation opérationnelle, mais seulement comme une indication des types de services qui sont assurés pour la piste donnée.

7.1.2.1.2 L'équipement GBAS embarqué peut tenter de sélectionner automatiquement le plus haut type de service assuré à la fois par l'équipement embarqué et le segment sol pour l'approche sélectionnée (tel qu'il est indiqué dans l'APD). Si le type de service désiré n'est pas disponible, l'équipement embarqué peut sélectionner le type de service disponible immédiatement inférieur et l'annoncer de manière appropriée. Par conséquent, durant une opération GBAS, il y a le type de service sélectionné (SST) et le type de service actif (AST). Le SST est le type de service que l'équipement embarqué utiliserait s'il était disponible et ne peut pas être supérieur au type de service le plus élevé assuré par le segment sol pour l'approche sélectionnée. L'AST est le type de service que l'équipement embarqué utilise de fait à un moment donné. L'AST peut différer du SST si le SST n'est pas disponible pour une raison quelconque. L'équipement embarqué annonce à la fois le SST et l'AST de manière que des dispositions appropriées (par exemple des annonces) puissent être prises dans le cadre de l'intégration bord ou des procédures opérationnelles en vol.

7.1.2.1.3 Les fournisseurs de services devraient tenir compte du type ou des types de services qui sont effectivement requis pour chaque piste, selon les opérations prévues, et coder la disponibilité des types de services appropriés dans le champ APD du bloc FAS correspondant.

7.1.2.1.4 Lorsque le sous-système sol n'est plus capable de satisfaire aux spécifications du FAST D, plusieurs options sont possibles selon les spécifications qui ne sont pas respectées. Si le sous-système sol ne peut pas satisfaire à toutes les spécifications d'intégrité du FAST D (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3 et 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.3.2), le FAST D doit être supprimé à l'intérieur du délai d'alarme défini à l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3. S'il est encore capable de satisfaire aux spécifications d'intégrité du FAST C, le sous-système sol ne devrait supprimer que le FAST D et continuer à diffuser en mode FAST C. La procédure de suppression du FAST D comprend deux options pour tenir compte de ce fait dans les corrections (appendice B, § 3.6.7.3.2.1).

7.1.2.1.4.1 Lorsqu'un sous-système sol passe de FAST D à FAST C, le GCID dans le message de type 2 (appendice B, § 3.6.7.2.3.2) doit aussi être modifié. Un sous-système sol FAST D diffuse normalement un GCID de valeur 2, indiquant qu'il prend en charge le FAST C et le FAST D. Lorsque le sous-système sol ne peut plus assurer le FAST D, mais qu'il peut quand même assurer le FAST C, le GCID doit être mis à 1. Il est supposé ici qu'un sous-système sol FAST D passera seulement au FAST C et non au FAST A ou B.

7.1.2.1.4.2 Une autre situation qui pourrait conduire le sous-système sol à ne plus être capable de prendre en charge le FAST D serait une défaillance qui l'empêcherait de satisfaire aux spécifications de continuité du FAST D (p. ex., défaillance de composants redondants) (appendice B, § 3.6.7.1.3.1 et 3.6.7.1.3.2). Si le sous-système sol satisfait encore aux spécifications d'intégrité du FAST D, il n'est pas nécessaire qu'il supprime les corrections dans les messages de type 11, mais le GCID doit être modifié et mis à 1. La communication de la modification du GCID devrait théoriquement se faire en 10 secondes vu que la fréquence minimale de mise à jour des messages de type 2 est de 10 secondes. Elle peut cependant prendre jusqu'à 1 minute. Le changement de FAST devrait donc être pris en compte dans la diffusion programmée suivante du message de type 2. En outre, l'équipement embarqué ne tient pas compte des modifications du GCID lorsque l'aéronef est dans les dernières étapes de l'approche. Par conséquent, les modifications du GCID n'ont d'incidences sur le FAST que pour les aéronefs qui ne sont pas dans les dernières étapes de l'approche.

7.1.3 Une des caractéristiques distinctives importantes de la configuration des sous-systèmes sol GBAS est la diffusion de paramètres additionnels pour les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides. Cette caractéristique est obligatoire pour le service de localisation mais facultative pour certains services d'approche. Si ces paramètres ne sont pas diffusés, le sous-système sol est responsable d'assurer l'intégrité des données d'éphémérides de la source de mesure de distance, sans compter sur l'aéronef pour calculer et appliquer la limite d'erreur des éphémérides (§ 7.5.9).

7.1.4 *Configurations GBAS*. De multiples configurations conformes aux normes du GNSS peuvent donc être appliquées aux sous-systèmes sol GBAS. À titre d'exemple de ce type de configuration, il y a :

- a) la configuration qui ne prend en charge que le GAST C ;
- b) la configuration qui assure le GAST A, le GAST B et le GAST C et qui diffuse les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ;
- c) la configuration qui assure seulement le GAST C et le GAST D et le service de localisation GBAS, et qui diffuse les paramètres des limites d'erreurs de position dues aux erreurs des éphémérides indiqués à l'alinéa b) ;
- d) la configuration qui assure seulement le GAST A et le service de localisation GBAS, et qui est utilisée à l'intérieur d'un GRAS.

7.1.4.1 *Classification des installations GBAS (GFC)*. Les sous-systèmes sol GBAS sont classés selon leurs options de configuration clés. Un GFC se compose des éléments suivants :

- a) un type de service d'approche d'installation (FAST) ;
- b) des types de sources de mesure de distance ;
- c) une couverture d'installation ;
- d) une polarisation.

7.1.4.1.1 *Type de service d'approche d'installation (FAST)*. Le FAST est un ensemble de lettres allant de A à D indiquant les types de services qu'assure le sous-système sol. Par exemple, FAST C indique un sous-système sol qui répond à toutes les exigences de performance et de fonctionnement nécessaires au GAST C. Autre exemple, un FAST ACD indique un sous-système sol qui répond aux exigences de performance et de fonctionnement nécessaires pour les services des types A, C et D.

— *Le tableau de classification des installations du GBAS indique quel type de service le sous-système sol peut assurer. Cela signifie que le sous-système sol répond à toutes les spécifications de performance et de fonctionnement permettant à un utilisateur embarqué compatible d'utiliser l'information provenant du sous-système sol et d'obtenir des performances quantifiables à la sortie du traitement. Cela ne signifie pas nécessairement que le sous-système sol assure tous les types de services à toutes les extrémités de pistes. Les types de services d'approche GBAS assurés à une extrémité de piste donnée sont indiqués dans le message de type 4 et font partie de la désignation d'installation d'approche définie au § 7.1.4.2.*

7.1.4.1.2 *Types de sources de mesure de distance*. La désignation du type de source de mesure de distance indique quelles sources de mesure de distance sont renforcées par le sous-système sol. Ce paramètre est codé comme suit :

- G1 – GPS
- G2 – SBAS
- G3 – GLONASS
- G4 – Réservé au Galileo
- G5+ – Réservé à des futures sources de mesure de distance

7.1.4.1.3 *Couverture de l'installation*. La désignation de la couverture de l'installation indique la prise en charge du service de localisation et la distance utile maximale. La couverture de l'installation est codée 0 pour les installations sol qui n'assurent pas le service de localisation. Dans les autres cas, la couverture de l'installation indique le rayon de  $D_{\max}$  exprimé en milles marins.

— *Le volume de service des approches spécifiques est défini dans le cadre des désignations d'installation d'approche définies au § 7.1.4.2.*

7.1.4.1.4 *Polarisation*. La désignation de la polarisation indique la polarisation du signal VDB. La lettre E indique une polarisation elliptique et la lettre H indique une polarisation horizontale.

7.1.4.1.5 *Exemples de classification d'installations GBAS*. La classification d'une installation donnée est spécifiée par une série concaténée de codes pour les éléments décrits aux § 7.1.4.1 à 7.1.4.1.4. La forme générale de la classification des installations est la suivante :

GFC = Type de service d'approche de l'installation/type de source de mesure de distance/couverture de l'installation/ polarisation.

Par exemple, une installation ayant pour désignation GFC – C/G1/50/H est un sous-système sol qui répond à toutes les exigences de performance et de fonctionnement nécessaires pour assurer le type de service C durant au moins une approche, en n'utilisant que des distances GPS, avec un service de localisation GBAS disponible

dans un rayon de 50 NM à partir de la position de référence GBAS et une VDB qui ne diffuse qu'en polarisation horizontale. De même, GFC – CD/G1G2G3G4/0/E désigne un sous-système sol qui prend en charge au moins une approche avec des types de services C et D, qui fournit des corrections pour les satellites GPS, SBAS, GLONASS et Galileo, qui n'assure pas le service de localisation et qui diffuse en polarisation elliptique.

**7.1.4.2 Désignations des installations d'approche.** Un sous-système sol GBAS peut assurer de nombreuses approches sur différentes extrémités de piste d'un même aéroport ou même sur des pistes d'aéroports voisins. Il est même possible qu'un GBAS prenne en charge plusieurs approches sur la même extrémité de piste avec des types de services différents (en vue, par exemple, d'utiliser différents minimums opérationnels). Chaque approche assurée par le système sol peut avoir des caractéristiques uniques et d'une certaine manière sembler à l'utilisateur qu'elle est prise en charge par une installation distincte. Par conséquent, en plus de la classification des installations GBAS, il faut disposer d'un système de classification ou de désignation des caractéristiques uniques de chaque trajectoire d'approche. C'est à cette fin qu'est défini un système de désignation des installations d'approche. La figure D-4 montre le lien entre les classifications des installations GBAS et les désignations des installations d'approche. La classification est destinée à être utilisée pour la planification prévol et publiée dans l'AIP.

**7.1.4.2.1 Éléments de la désignation de l'installation d'approche.** Chaque approche assurée par un GBAS peut être caractérisée par une désignation de l'installation d'approche (AFD). L'AFD se compose des éléments suivants :

- Identification GBAS :** Indique l'identificateur de l'installation GBAS qui assure l'approche (ID GBAS à 4 caractères).
- Identificateur d'approche :** Il s'agit de l'identificateur d'approche associé à l'approche dans le bloc de données du message de type 4. Il comporte 4 caractères et doit être unique à chaque approche à l'intérieur du radioalignement de l'installation GBAS.
- Numéro de canal :** Il s'agit du numéro de canal lié au choix de l'approche. Le numéro de canal se compose de 5 chiffres entre 20001 et 39999.
- Volume de service d'approche :** Le volume de service est associé à chaque approche publiée ; il est indiqué soit par une valeur numérique en pieds correspondant à la hauteur de décision (DH) minimale, ou par les points GBAS définis ci-dessous (points A, B, C, T, D, E ou S du GBAS).
- Types de services assurés :** Il s'agit des types de services GBAS (A-D) assurés par le sous-système sol pour l'approche. Ce champ ne peut jamais avoir une valeur supérieure au FAST du sous-système sol GBAS qui prend en charge l'approche.

Les points A, B, C, T, D et E du GBAS définissent les mêmes emplacements par rapport à la piste que les points ILS de la figure C-1 (supplément C) utilisés pour définir l'alignement de piste ILS et les limites d'amplitude de coude de l'alignement de descente. Le point S est un nouveau point qui définit l'extrémité aval de la piste. Pour le GBAS, les points sont utilisés pour indiquer l'emplacement le long de l'approche nominale et/ou le long de la piste pour laquelle la performance GBAS correspondant aux types de services assurés a été vérifiée. Lorsqu'une hauteur de décision est utilisée pour définir le volume de service d'approche, le volume de service est assuré jusqu'à une hauteur égale à la moitié de la hauteur de décision, conformément au chapitre 3, § 3.7.3.5.3.1. Le choix de coder en fonction de la DH ou des points GBAS dépend de l'utilisation opérationnelle prévue de la piste. Par exemple, si l'identificateur d'approche correspond à une procédure d'approche aux instruments de catégorie I pour laquelle des atterrissages automatiques sont autorisés, l'élément volume de service d'approche sert à indiquer à quel point le long de la piste la performance a été vérifiée. Les points du GBAS se définissent comme suit :

**Point A du GBAS.** Point situé sur le segment d'approche finale GBAS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction de l'approche, est de 7,5 km (4 NM).

**Point B du GBAS.** Point situé sur le segment d'approche finale GBAS dont la distance au seuil mesurée le long du prolongement de l'axe de piste, dans la direction de l'approche, est de 1 050 m (3 500 ft).

**Point C du GBAS.** Point par lequel le prolongement vers le bas de la partie rectiligne du segment d'approche finale GBAS nominal passe à une hauteur de 30 m (100 ft) au-dessus du plan horizontal contenant le seuil.

**Point D du GBAS.** Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste et à 900 m (3 000 ft) du seuil dans la direction du point de référence en azimut du GNSS (GARP).

**Point E du GBAS.** Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste et à 600 m (2 000 ft) de l'extrémité aval de la piste, dans la direction du seuil.

**Point S du GBAS.** Point situé à 3,7 m (12 ft) au-dessus de l'axe de piste, à l'extrémité aval de la piste.

**Point de repère GBAS (Point T).** Point situé à une hauteur déterminée par la TCH, à la verticale de l'intersection de l'axe de piste et du seuil.

#### 7.1.4.2.2 Exemples de désignations d'installations d'approche

La désignation de l'installation d'approche est une concaténation des paramètres définis au § 7.1.4.2.1, représentant les éléments suivants : ID GBAS/ID approche/source de mesure de distance/volume de service d'approche/type de service requis. La désignation suivante est un exemple de l'application de ce concept à une approche particulière à l'aéroport international Ronald Reagan de Washington (DC) :

KDCA/XDCA/21279/150/CD

où :

KDCA	indique que l'approche est assurée par l'installation GBAS à DCA ;
XDCA	indique que l'identificateur d'approche (indiqué au pilote à la sélection de l'approche) pour cette approche spécifique est XDCA ;
21279	est le numéro à cinq chiffres du canal utilisé pour sélectionner l'approche ;
150	indique qu'il a été vérifié que la couverture GBAS est suffisante pour admettre une DH aussi basse que 150 ft ;
CD	indique que les types C et D de service d'approche GBAS sont assurés par le sous-système sol pour l'approche en question.

Autre exemple d'application de ce concept à une approche particulière au terrain d'atterrissage de Boeing :

KBFI/GBFI/35789/S/C

où :

KBFI	indique que l'approche est assurée par l'installation GBAS au BFI (avec identificateur de station GBAS KBFI) ;
GBFI	indique que l'identificateur d'approche (indiqué au pilote à la sélection de l'approche) pour cette approche spécifique est GBFI ;
35789	est le numéro à cinq chiffres du canal utilisé pour sélectionner l'approche ;
S	indique que le volume de service GBAS s'étend le long de l'approche et de toute la surface de la piste (c.-à-d. 12 ft au-dessus de la piste à l'extrémité aval) ;
C	indique que le type C de service d'approche GBAS est assuré par le sous-système sol pour ce FAS.

#### 7.1.4.3 Classification de l'équipement GBAS embarqué (GAEC)

7.1.4.3.1 L'équipement GBAS embarqué peut ou non prendre en charge plusieurs types de services d'approche qui pourraient être assurés par un sous-système sol donné. La GAEC indique quels sous-ensembles de types de services potentiellement disponibles peuvent être assurés par l'équipement embarqué. Elle comprend les éléments suivants :

**Type de service d'approche de l'équipement embarqué (AAST) :** La désignation AAST est une série de lettres de A à D qui indiquent quels GAST sont assurés par l'équipement embarqué. Par exemple, la désignation AAST C indique que l'équipement embarqué ne prend en charge que le GAST C. De même, AAST ABCD indique que l'équipement embarqué peut prendre en charge les GAST A, B, C et D.

— Dans le cas de l'équipement embarqué, il est insuffisant de ne désigner que le type le plus élevé de service d'approche GBAS pris en charge vu que tous les équipements embarqués ne sont pas tenus d'assurer tous les types de service. Par exemple, un type particulier d'équipement embarqué peut être classé AAST CD, ce qui signifie qu'il assure les GAST C et D (mais non les GAST A ou B).

**Types de sources de mesure de distance :** Ce champ indique quelles sources de mesure de distance peuvent être utilisées par l'équipement embarqué. Le codage est le même que pour la classification des installations sol (voir le § 7.1.4.1.2).

7.1.4.3.2 *Équipements prenant en charge plusieurs types de service.* Les équipements au sol et embarqués conçus et développés conformément aux versions antérieures des présentes SARP (Amendement n° 80) et au

document DO-253A de la RTCA ne prennent en charge que le GAST C. La version actuelle des normes a été conçue de façon que l'équipement GBAS embarqué existant continue de fonctionner correctement avec un sous-système sol assurant plusieurs types de services. De plus, un équipement embarqué assurant plusieurs types de services fonctionnera correctement lorsqu'il est utilisé avec un sous-système sol qui ne prend en charge que le GAST C.

7.1.4.3.3 *Exemples de classification de l'équipement GBAS embarqué.* Les classifications de l'équipement GBAS embarqué consistent en une série concaténée de codes pour les paramètres définis au § 7.1.4.3. La forme générale de la GAEC est la suivante :

GAEC = (type d'approche de service en vol)/(type de source de mesure de distance)

Par exemple :

GAEC C/G1 : désigne un équipement embarqué qui ne prend en charge que le GAST C et n'utilise que les mesures de distance GPS.  
De même :

GAEC ABC/G1G4 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge tous les GAST sauf le GAST D et qui peut utiliser les sources de mesure de distance GPS et Galileo.

GAEC ABC/G1G3 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge tous les GAST sauf le GAST D et qui peut utiliser les sources de mesure de distance GPS et GLONASS.

Enfin :

GAEC CD/G1G2G3G4 : désigne un équipement embarqué qui prend en charge les GAST C et D et utilise les sources de mesure de distance GPS, SBAS, GLONASS et Galileo.

7.1.5 *Configurations du GRAS.* Pour l'utilisateur, un sous-système sol GRAS est constitué d'un ou de plusieurs sous-systèmes sol GBAS (décrits aux § 7.1.1 à 7.1.4), chacun ayant un identificateur GBAS unique et fournissant le service de localisation et un ou plusieurs types de services d'approche, au besoin. Grâce aux multiples stations émettrices GBAS, et à la diffusion du message de type 101, le GRAS est capable de prendre en charge les opérations en route, en faisant appel au service de localisation GBAS, et peut également être utilisé pour les opérations en région terminale, les opérations de départ et les opérations prises en charge par le GAST A ou B dans une zone plus grande que celle qui est normalement couverte par un GBAS. Dans certaines applications GRAS, les corrections diffusées dans le message de type 101 peuvent être calculées au moyen des données obtenues d'un réseau de récepteurs de référence répartis dans la zone de couverture.

7.1.6 *Diversité des trajets de transmission VDB.* Toutes les stations émettrices d'un sous-système sol GBAS diffusent des données identiques associées au même identificateur GBAS sur une fréquence commune. Le récepteur embarqué n'a pas à faire la distinction entre les messages reçus des différentes stations émettrices d'un sous-système sol GBAS et n'a pas non plus la capacité de le faire. Lorsqu'un récepteur se trouve dans la zone de couverture de deux stations émettrices, il capte et traite les deux exemplaires du message dans des créneaux temporels d'accès multiple par répartition dans le temps (AMRT) différents.

7.1.7 L'appendice B, § 3.6.8.1, traite de l'interopérabilité des éléments GBAS au sol et embarqués conformes au document DO-253() de la RTCA. Les récepteurs GBAS conformes à ce document ne seront pas compatibles avec les sous-systèmes sol GRAS qui diffusent des messages de type 101. Cependant, les récepteurs GRAS et GBAS qui satisfont aux MOPS du DO-310 de la RTCA sur le GRAS seront compatibles avec les sous-systèmes sol GBAS. Il se peut que les récepteurs GBAS conformes aux SARP ne décodent pas correctement les données FAS pour les approches GAST A transmises par les sous-systèmes sol GBAS (c'est-à-dire un bloc de données FAS avec un APD codé « 0 »). Ces récepteurs appliqueront les paramètres FASLAL et FASVAL comme si le type de service actif était le GAST C. Les ANSP devraient être informés de ce fait et il peut être nécessaire d'appliquer des restrictions opérationnelles pertinentes pour garantir la sécurité de l'exploitation. Pour les sous-systèmes sol GBAS qui assurent le GAST D, l'APD dans les blocs de données FAS peut être codé à la valeur 1 ou 2 (appendice B, § 3.6.4.5.1). Il est possible que les récepteurs GBAS conformes aux SARP développés en conformité avec les SARP antérieures à l'Amendement n° 91 ne soient pas capables d'utiliser les blocs de données FAS avec un APD égal à 2 ou plus.

7.1.8 La fonction VDB du GBAS utilise la polarisation horizontale (GBAS/H) ou la polarisation elliptique (GBAS/E). Le fournisseur de services peut donc opter pour le mode de transmission répondant le mieux à ses besoins opérationnels et aux exigences des utilisateurs.

7.1.9 La plupart des aéronefs disposeront d'une antenne de réception VDB à polarisation horizontale, qui permet de recevoir les signaux GBAS/H comme GBAS/E. Sur les autres, les contraintes d'installation ou le facteur coût imposeront une antenne à polarisation verticale non compatible avec l'équipement GBAS/H ; ces aéronefs ne pourront donc bénéficier du GBAS qu'en mode GBAS/E.

7.1.10 Les fournisseurs de services GBAS doivent, pour chaque installation GBAS, publier la polarisation des signaux (GBAS/H ou GBAS/E) dans les publications d'information aéronautique (AIP). Les exploitants d'aéronefs équipés d'antennes de réception à polarisation verticale devront tenir compte de ce détail, notamment au moment de l'établissement des plans de vol et des procédures de secours.

7.1.11 *Considérations relatives à la disponibilité du GBAS.* Un seul sous-système sol GBAS peut assurer plusieurs types de services à plusieurs utilisateurs et un service pour plusieurs extrémités de piste simultanément. Ces différents types de services peuvent présenter des disponibilités différentes et, par conséquent, un type de service peut être disponible alors qu'un autre ne l'est pas. En outre, vu que certains éléments du GBAS sont optionnels (p. ex. le renforcement de plusieurs constellations ou l'utilisation de sources de mesure de distance SBAS), les capacités des divers utilisateurs peuvent varier. C'est pourquoi le fournisseur de services ne peut pas prédire si un utilisateur donné pourra disposer d'un type spécifique de service à un moment donné. Le fournisseur de services ne peut connaître que l'état du sous-système sol et de la constellation satellitaire. On peut évaluer si le sous-système sol répond aux spécifications attribuées pour certains types de services cibles et on peut aussi prévoir la disponibilité du service en se fondant sur un niveau hypothétique de performance et un utilisateur nominal. La définition de l'utilisateur nominal comprend les éléments du GNSS qui sont utilisés (systèmes satellitaires de base, mesures de distance SBAS, etc.), et dans ces éléments, les sous-ensembles de satellites qui sont utilisés dans la solution de position. Pour le GBAS qui assure un service GAST D, la situation est de plus compliquée par le fait que certains paramètres (p. ex. les seuils de sélection de la géométrie) peuvent être ajustés par l'avionneur pour garantir des performances d'atterrissage adéquates compte tenu des caractéristiques du type particulier d'aéronef. Les fournisseurs de services de navigation aérienne et les concepteurs de l'espace aérien devraient être conscients du fait que la disponibilité du service des systèmes de renforcement du GNSS en général est moins prévisible que celle des aides de navigation classiques. Les variations des capacités des utilisateurs font qu'à certains moments le service sera disponible pour certains utilisateurs mais non pour d'autres.

## 7.2 Caractéristiques radioélectriques

### 7.2.1 Coordination des fréquences

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitres 4 (VOR) et 6 (GBAS), contient des éléments indicatifs sur les facteurs de performance VOR et GBAS qui doivent être pris en compte pour déterminer la séparation géographique aux fins de coordination des fréquences entre une station GBAS candidate, une station VOR candidate et des installations VOR ou GBAS existantes*

#### 7.2.1.1 Facteurs de performance

7.2.1.1.1 Le tableau D-6 indique les budgets nominaux de la liaison dans le cas des VDB. Les valeurs indiquées dans le premier exemple du tableau D-6 s'appliquent à un récepteur situé à 3 000 m (10 000 ft) au-dessus du niveau moyen de la mer et à une antenne d'émission conçue de manière à ne pas illuminer le sol, afin que l'affaiblissement dû aux évanouissements soit maintenu en deçà de 10 dB aux limites de la couverture VDB. Dans le cas d'un équipement GBAS/E, la valeur 10 dB comprend également les effets de la perte du signal due à l'interférence entre les composantes horizontale et verticale. Le deuxième exemple du tableau D-6 indique un budget de liaison pour un service de localisation de plus grande portée. Il s'applique à un récepteur situé à une hauteur suffisante pour maintenir la visibilité radioélectrique directe avec une antenne d'émission limitant les trajets multiples. Aucune marge n'est donnée au tableau D-6 pour les évanouissements puisqu'il est supposé que le récepteur fonctionne sous de faibles angles de site et ne subit généralement pas d'extinctions importantes aux distances indiquées dans le tableau (supérieures à 50 NM). Dans la pratique, les installations ont une marge de protection contre les évanouissements qui dépend de nombreux paramètres, notamment l'altitude de l'aéronef, la distance par rapport à l'antenne émettrice, le type/la conception de l'antenne et les réflecteurs au sol.

#### 7.2.1.2 Immunité à l'égard des émissions FM

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 6, contient des éléments indicatifs sur l'immunité du GBAS à l'égard des émissions FM.*

7.2.1.2.1 Après avoir trouvé une ou des fréquences satisfaisant aux critères de séparation GBAS-VOR, il faut en déterminer la compatibilité avec les émissions FM en utilisant la méthode employée pour établir la compatibilité des émissions FM avec le VOR. En cas d'incompatibilité, il faut envisager d'utiliser une autre fréquence candidate.

7.2.1.2.2 La désensibilisation n'est pas appliquée aux porteuses FM au-dessus de 107,7 MHz ni aux canaux VDB sur 108,050 MHz, car la composante hors canal des émissions de haut niveau des stations FM au-dessus de 107,7 MHz causera du brouillage aux opérations VDB du GBAS sur 108,025 et 108,050 MHz ; ces assignations sont donc exclues, sauf s'il s'agit d'assignations spéciales dans des zones géographiques où le nombre de stations de radiodiffusion FM en service est faible et où il est peu probable qu'elles causent du brouillage au récepteur VDB.

7.2.1.2.3 Comme les spécifications d'immunité à l'égard de l'intermodulation FM ne sont pas appliquées aux canaux VDB fonctionnant au-dessous de 108,1 MHz, les assignations au-dessous de 108,1 MHz seront exclues sauf s'il s'agit d'assignations spéciales dans des zones géographiques où les stations de radiodiffusion FM en service sont peu nombreuses et risquent peu de générer des produits d'intermodulation dans le récepteur VDB.

#### 7.2.1.3 Méthodes de détermination de la séparation géographique requise

— Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitre 6, contient des éléments indicatifs sur les méthodes de détermination de la séparation géographique requise.

7.2.2 Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitres 2 et 6, contient les critères de séparation géographique applicables aux communications GBAS-ILS et GBAS-VHF sont encore à l'étude.

#### 7.2.3 Compatibilité avec l'ILS.

7.2.3.1 *Compatibilité entre aéroports.* La séparation géographique minimale sur la base d'une séparation minimale de 75 kHz entre un radiophare d'alignement de piste ILS et une station sol GBAS déployés à des aéroports différents est de 3 NM entre l'emplacement de l'antenne émettrice non désirée et les limites de couverture du service désiré, en supposant une puissance minimale du signal. On peut obtenir des valeurs moindres pour la distance de séparation nécessaire en tenant compte d'informations supplémentaires telles que l'intensité de champ réelle du service désiré et les diagrammes de rayonnement réels de l'antenne d'émission du service non désiré.

— La couverture du radiophare d'alignement de piste ILS est normalisée au chapitre 3, § 3.1.3.3 ; le volume de service GBAS est normalisé au chapitre 3, § 3.7.3.5.3.

**Tableau D-7. Critères de séparation géographique GBAS-GBAS**

<i>minimale</i> Canal de transmission <i>dBm</i> du signal VDB non désiré même créneau temporel (dB)	Affaiblissement sur le trajet et $P_{D,min}$ km (NM)	Séparation géographique requise pour $Tx_U = 47$ et $P_{D,min} = -72$ dBm dans le
Sur canal commun	145	361 (195)
Premier canal adjacent ( $\pm 25$ kHz)	101	67 (36)
Deuxième canal adjacent ( $\pm 50$ kHz)	76	44 (24)
Troisième canal adjacent ( $\pm 75$ kHz)	73	Aucune limitation
Quatrième canal adjacent ( $\pm 100$ kHz)	73	Aucune limitation

1.— Il ne devrait y avoir aucune restriction géographique pour les émissions sur fréquence commune et créneaux temporels adjacents si l'antenne d'émission des signaux VDB non désirés est à au moins 80 m des zones où l'intensité de champ du signal désiré est minimale.

2.— Le  $P_{D,min}$  de  $-72$  dBm est la sortie d'une antenne isotrope idéale.

**Tableau D-8. Séparation géographique minimale requise pour une couverture VOR [niveau de 12 000 m (40 000 ft)]**

de transmission du signal	Affaiblissement	Rayon de couverture VOR			
		Canal			
VDB GBAS non désiré		sur le trajet (dB)	342 km (185 NM)	300 km (162 NM)	167 km (90 NM)
Sur canal commun	152		892 km (481 NM)	850 km (458 NM)	717 km (386 NM)
f <sub>Signal désiré</sub> - f <sub>Signal non désiré</sub>   = 25 kHz	126		774 km (418 NM)	732 km (395 NM)	599 km (323 NM)
f <sub>Signal désiré</sub> - f <sub>Signal non désiré</sub>   = 50 kHz	92		351 km (189 NM)	309 km (166 NM)	176 km (94 NM)
f <sub>Signal désiré</sub> - f <sub>Signal non désiré</sub>   = 75 kHz	80		344 km (186 NM)	302 km (163 NM)	169 km (91 NM)
f <sub>Signal désiré</sub> - f <sub>Signal non désiré</sub>   = 100 kHz	61	Aucune limitation	Aucune limitation	Aucune limitation	Aucune limitation

— Les calculs sont basés sur une fréquence de référence de 112 MHz et les valeurs suivantes :  $Tx_U = 47$  dBm (GBAS) et  $P_{D,min} = -79$  dBm (VOR).

7.2.3.2 *Compatibilité à l'intérieur d'un même aéroport.* En appliquant les règles de planification internationale de l'assignation des fréquences, une incompatibilité avec les systèmes ILS ou VOR dans le même aéroport ou à proximité de ce dernier peut empêcher l'assignation des fréquences pour une VDB GBAS donnée. En pareil cas, l'utilisation de l'évaluation de la « compatibilité à l'intérieur d'un même aéroport » peut néanmoins produire une fréquence VDB GBAS compatible. Des orientations sur l'évaluation de la compatibilité à l'intérieur d'un même aéroport figurent à l'appendice H du document EUROCAE ED114B, changement 1.

7.2.3.3 Aux emplacements où une installation ILS et une installation GBAS desservent des directions opposées d'une même piste, il y a risque de brouillage des signaux VDB du GBAS dans la région où les aéronefs survolent le radiophare d'alignement de piste. Le brouillage peut donner lieu à un dépassement de la spécification concernant le taux de messages non valides (appendice B, § 3.6.8.2.2.3) et causer une perte de continuité du guidage GBAS. Le brouillage est inacceptable quand les signaux du radiophare d'alignement ILS ne sont pas conformes aux spécifications énoncées dans l'appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6, qui définissent les rapports entre le signal utile et le signal non désiré et la puissance maximale dans un canal adjacent que peut tolérer le récepteur VDB du GBAS. Le brouillage est susceptible d'être plus élevé lorsque le radiophare d'alignement est implanté à proximité du seuil de piste. Le chapitre 3, § 3.1.2.8, précise les conditions dans lesquelles le rayonnement par des radiophares d'alignement qui ne sont pas en utilisation opérationnelle ne devrait pas être autorisé. La conformité avec les spécifications du § 3.1.2.8 garantira que le radiophare d'alignement ILS ne brouille pas le GBAS lorsque sont effectuées des opérations par faible visibilité qui nécessitent le GAST D. Cela ne pose généralement pas de problème pour les opérations GAST C étant donné que la fenêtre de 3,5 s permet la réception de trois messages de type 1 lorsque l'aéronef survole le radiophare d'alignement. Toutefois, durant des opérations GAST C, il peut y avoir des conditions dans lesquelles la puissance du signal VDB n'atteint pas le rapport signal utile/signal non désiré ou dans lesquelles la puissance maximale du radiophare d'alignement ILS n'est pas compatible avec le rétablissement à la suite d'une puissance excessive de courte durée du signal non désiré (appendice B, § 3.6.8.2.2.6.5), ce qui nécessiterait que le radiophare d'alignement soit éteint.

7.2.4 *Compatibilité avec les communications VHF.*

— *Le Manuel relatif aux besoins de l'aviation civile en matière de spectre radioélectrique (Doc 9718, volume II), chapitres 2 et 6, contient des éléments indicatifs sur la compatibilité du GBAS avec les communications VHF.*

7.2.5 En ce qui concerne les systèmes sol GBAS qui n'émettent que des signaux à polarisation horizontale, on peut satisfaire à la spécification relative à la puissance associée à la sensibilité minimale par l'application de la spécification de l'intensité de champ. Dans le cas des systèmes sol GBAS qui émettent une composante polarisée elliptiquement, le déphasage idéal entre les composantes HPOL et VPOL est 90°. Afin de maintenir une puissance de réception appropriée dans tout le volume de service du GBAS pendant les manœuvres normales des aéronefs, l'équipement d'émission devrait être conçu pour rayonner les composantes HPOL et VPOL du signal avec un déphasage RF de 90°. Cette valeur devrait demeurer stable avec le temps et quelles que soient les conditions environnementales. Les écarts par rapport à la valeur nominale de 90° doivent être pris en compte dans la conception du système et le budget de liaison, de façon que les évanouissements dus à une perte de polarisation ne compromettent pas la sensibilité minimale du récepteur. Les procédures de qualification des systèmes et d'inspection en vol admettront une variation de déphasage qui permettra de maintenir un niveau de signal approprié dans tout le volume de service du GBAS. Une façon d'assurer l'intensité du champ horizontal et vertical est d'employer une seule antenne VDB qui émet un signal à polarisation elliptique et d'effectuer une inspection en vol pour vérifier l'intensité du champ équivalent des signaux verticaux et horizontaux dans le volume de service.

### 7.3 Volume de service

7.3.1 Le volume de service GBAS minimal pour les services d'approche est illustré à la figure D-5. Lorsque c'est possible, il est avantageux d'un point de vue opérationnel de fournir un guidage valide le long du segment à vue d'une approche. Le volume de service latéral de l'approche peut être différent (plus grand) du volume de service vertical de l'approche. Lorsque les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides sont diffusés, les corrections différentielles ne peuvent être utilisées qu'à l'intérieur de la distance utile maximale ( $D_{max}$ ) définie dans le message de type 2. La  $D_{max}$  peut aussi s'étendre au-delà du volume de service d'approche. Ce prolongement peut être souhaitable, notamment parce qu'il permet aux pilotes d'acquiescer une meilleure conscience de la situation et d'obtenir des informations sur l'état du GBAS avant l'interception de la procédure d'approche, et parce qu'il permet de mieux capter l'alignement GBAS aux limites du volume de service. Dans ces cas, il convient de tenir compte de la réduction éventuelle du niveau de protection, de la limite d'erreur des éphémérides et de la continuité de la VDB à l'extérieur du volume de service d'approche, particulièrement lorsque les valeurs  $D_{max}$  diffusées sont élevées ou illimitées.

7.3.1.1 Lorsqu'une installation GBAS prend en charge plusieurs volumes de service, il conviendrait, si la géographie le permet, d'envisager le recours à une diffusion de données omnidirectionnelle unique couvrant tous les volumes de service prévus afin de réduire la complexité.

7.3.1.2 Les atterrissages automatiques et les décollages avec guidage peuvent en outre être assurés à des installations ou sur des pistes qui ne sont pas destinées aux opérations de catégorie II ou III utilisant le GBAS ou qui ne les prennent pas en charge actuellement. Même en catégorie I ou dans de meilleures conditions visuelles, l'utilisation d'un système approuvé d'atterrissage automatique avec GAST C peut aider les pilotes à réaliser des approches stabilisées et des touchers de roues fiables, en vue d'une formation à la catégorie II ou III, d'améliorer l'emploi du système embarqué pour assurer des performances adéquates ou de vérifications de maintenance. L'utilisation de cette capacité peut aussi alléger la charge de travail du pilote. L'emploi d'un système approuvé de décollage guidé comportera aussi des avantages opérationnels. Le chapitre 3, § 3.7.3.5.3.2, contient des spécifications sur le volume de service pour les atterrissages automatiques et les décollages guidés. La réception VDB à la surface de la piste dépend beaucoup de la conception de l'antenne émettrice et de la hauteur à laquelle elle est installée ainsi que de la géographie de l'aéroport. Il peut être difficile d'assurer le service le long de toutes les pistes d'un aéroport où il n'y a qu'un seul emplacement d'antenne/émetteur VDB. Cependant, lorsque c'est possible, le service d'atterrissage automatique et de décollage guidé devrait être assuré sur des pistes appropriées qui prennent en charge les approches de précision. L'élément volume de service d'approche de la désignation de l'installation d'approche permet d'inscrire ces informations dans l'AIP (voir le § 7.1.4.2.1). Il est possible d'assurer une capacité d'atterrissage automatique utile pour certains aéronefs même lorsque les spécifications du chapitre 3, § 3.7.3.5.3.2, ne sont pas entièrement respectées. Par ailleurs, certains aéronefs peuvent ne pas être capables d'effectuer des atterrissages automatiques lorsque seul le volume de service minimal est fourni. Le volume de service d'atterrissage automatique n'est pas requis pour les approches dont la trajectoire définie dans le bloc de données FAS n'est pas alignée sur l'axe de piste.

7.3.2 Une puissance de signal accrue (-62,5 dBm) à partir de 36 ft et au-dessus, comparativement à l'ensemble de spécifications minimales pour le volume de service GBAS à 12 ft au-dessus du sol (-72 dBm), est nécessaire au-dessus de la surface de la piste pour tenir compte des divers modes d'installation des antennes bord VDB. En effet, la hauteur de l'antenne VDB et la perte liée au mode d'installation à bord peuvent ne pas convenir pour assurer une continuité adéquate pour les atterrissages automatiques en catégorie III et pour les décollages avec guidage si :

- a) une hauteur d'antenne bord VDB supérieure à 12 ft peut entraîner une perte liée au mode d'installation à bord supérieure aux 15 dB prévus ;
- b) une antenne bord VDB située à une hauteur inférieure à 12 ft peut recevoir une puissance de signal inférieure à la valeur minimale requise de -72 dBm.

7.3.2.1 Pour atténuer l'absence d'un budget adéquat de la liaison VDB, la perte réelle liée au mode d'installation à bord (y compris le type d'antenne et l'emplacement de l'antenne sur le fuselage, le gain d'antenne, la perte par défaut d'adaptation, la perte de câble, etc.) et la sensibilité réelle du récepteur peuvent être équilibrées de manière à obtenir le budget de liaison escompté. Les mesures d'atténuation opérationnelles supplémentaires nécessaires pour tenir compte d'une perte éventuelle de la VDB le long de la trajectoire de vol peuvent être identifiées et intégrées durant le processus d'approbation de l'aéronef. Il est de pratique courante qu'un exploitant candidat effectue un essai de vérification en vol pour exécuter un atterrissage automatique en conditions de catégorie III sur une piste donnée.

7.3.2.2 Vu qu'il n'est pas pratique de mesurer la puissance du signal à 36 ft, deux moyens de vérification types sont indiqués ci-après :

- Méthode d'analyse simplifiée : mesurer le signal à 12 ft et estimer la puissance du signal à 36 ft au moyen d'outils mathématiques.
- Méthode d'analyse complexe : modéliser la configuration de l'aéroport et simuler, au moyen d'un outil mathématique, la puissance du signal à 12 ft et à 36 ft.

1.— Il existe une limite supérieure dans le volume de service d'atterrissage automatique au-dessus de la surface de la piste ; elle est établie à 100 ft.

2.— La vérification de la puissance minimale de signal à 36 ft est suffisante pour assurer une conformité au-dessus de 36 ft.

### 7.3.2.3 Méthode d'analyse simplifiée.

Cette méthode repose sur l'hypothèse suivante :

- Des antennes d'émission VDB sont installées au-dessus d'un terrain plan avec visibilité directe sur les pistes dans le volume de service GBAS désiré, comme il est indiqué dans le § 7.12.3.
- La méthode suivie pour l'analyse est la suivante :
- Les fabricants de sous-systèmes sol et/ou les fournisseurs de services procèdent à une analyse générique (non spécifique à un aéroport) pour démontrer que les spécifications de puissance du signal à 12 ft et à 36 ft peuvent être respectées pour la distance et la hauteur de l'antenne VDB à leur emplacement spécifique. Des études ont démontré que l'intensité du signal augmente par rapport à l'intensité mesurée à 12 ft dans diverses configurations d'aéroport. Lorsque l'on vérifie la conformité pour une installation spécifique, un moyen acceptable de conformité consiste à mesurer l'intensité du signal à 12 ft et à estimer l'intensité du signal en utilisant la formule suivante :

Pour estimer la puissance  $P_{hdBm}$  (en dBm) à une hauteur  $h$  (en mètres) en partant de la puissance  $PP_{h_0}$  dBm à une hauteur  $h_0$  (en mètres), on peut utiliser l'équation suivante :

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20 \log \left( \sin \left( \frac{2\pi h h_a}{\lambda d} \right) \right) - 20 \log \left( \sin \left( \frac{2\pi h_0 h_a}{\lambda d} \right) \right)$$

où :

- $d$  est la distance horizontale par rapport à l'antenne émettrice, en mètres
- $h_a$  est la hauteur du centre de phase de l'antenne émettrice, en mètres
- $\lambda = c / f$  est la longueur d'onde, en mètres
- $f$  est la fréquence, en Hertz
- $c$  est la vitesse de la lumière.

Pour  $h < \frac{\lambda d}{8h_a}$ , la formule précédente peut être approximée avec une erreur inférieure à 1 dB, comme suit :

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20 \log \left( \frac{h}{h_0} \right)$$

À titre de solution de rechange, en convertissant les hauteurs en pieds et en considérant que  $h_0^a = 12\text{ft}$ , les expressions ci-dessus se formulent comme suit :

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20 \log \left( \sin \left( \frac{0,584 h^{\text{ft}} h_a^{\text{ft}}}{\lambda d} \right) \right) - 20 \log \left( \sin \left( \frac{7 h_a^{\text{ft}}}{\lambda d} \right) \right)$$

et

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20 \log(h^{\text{ft}}) - 21,58\text{dB}$$

L'applicabilité des formules mentionnées ci-dessus à diverses hauteurs au-dessus de la surface de la piste peut varier selon la distance entre l'antenne d'émission VDB et le trajet prévu sur la surface de la piste et la hauteur de l'antenne émettrice VDB. Certaines contraintes d'emplacement peuvent être nécessaires pour vérifier que l'intensité minimale du signal est respectée dans le volume de service au-dessus de la surface de la piste.

### 7.3.2.4 Méthode d'analyse complexe

Cette méthode présuppose que :

- la configuration de l'aéroport est si complexe que les « trajets multiples à caractère de bruit » (réflexions des multitrajets sur les bâtiments ou les aéronefs immobilisés ou en mouvement) ne peuvent pas être facilement pris en compte et doivent entrer dans l'analyse ; et/ou
- la visibilité directe entre l'antenne VDB et la piste ne peut être préservée.

La méthode d'analyse est la suivante :

- La configuration de l'aéroport comprend les surfaces pertinentes telles que les bâtiments et les clôtures métalliques, et la topologie de la surface du sol est modélisée en tenant compte des caractéristiques électromagnétiques. Le diagramme de rayonnement de l'antenne émettrice VDB est également modélisé.
- Les puissances du signal à 12 ft et à 36 ft sont estimées en simulant une propagation radioélectrique. L'un des moyens acceptables de simulation est la méthode de tracé des rayons fondée sur l'optique géométrique. La simulation peut être réalisée à l'aide de logiciels disponibles sur le marché qui présentent une interface homme-machine intuitive pour modéliser l'aéroport.
- Les effets des structures de petite échelle (moins de 5 à 10 longueurs d'onde) limitent la précision de la simulation par la méthode de tracé des rayons. Il peut donc être nécessaire d'ajouter une marge supplémentaire aux résultats de la simulation pour tenir compte de ces effets.
- La puissance du signal à 12 ft est mesurée et comparée à la puissance simulée. Si les puissances du signal mesurées et simulées à 12 ft correspondent bien, on peut considérer que la simulation permet de modéliser les puissances de signal à différentes hauteurs au-dessus de la piste.
- La puissance du signal simulée et la puissance minimale requise à 36 ft sont comparées pour vérifier la conformité de la couverture VDB au-dessus de la piste.

7.3.3 Le volume de service nécessaire pour assurer le service de localisation GBAS dépend des opérations prévues. Le volume de service optimal de ce service devrait être omnidirectionnelle afin de permettre la prise en charge d'opérations qui utilisent le service de localisation GBAS et qui sont exécutées à l'extérieur du volume de service d'approche. Chaque État a la responsabilité de définir un volume de service pour le service de localisation GBAS et de s'assurer que les spécifications du chapitre 3, § 3.7.2.4, sont satisfaites. Ces décisions devraient tenir compte des caractéristiques du récepteur GNSS exempt de défauts, y compris le passage aux caractéristiques d'intégrité fondées sur l'ABAS en cas de perte du service de localisation GBAS.

7.3.4 La limite d'utilisation des données du service de localisation GBAS est établie par la  $D_{\max}$ . Toutefois, la  $D_{\max}$  ne délimite pas la zone de couverture où sont respectées les spécifications relatives à l'intensité de champ énoncées au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, et ne correspond pas nécessairement à cette zone. Par conséquent, les opérations qui utilisent le service de localisation GBAS ne peuvent être fondées que sur des volumes de service (où sont respectées les spécifications de performance) situées à l'intérieur de la  $D_{\max}$ .

7.3.5 Étant donné qu'une seule station émettrice GBAS n'assure pas nécessairement le volume de service que l'on souhaite obtenir d'un service de localisation GBAS, un réseau de stations émettrices GBAS peut être employé pour assurer le service. Ces stations peuvent diffuser sur une seule fréquence, les stations voisines utilisant des créneaux temporels différents (8 sont disponibles) pour éviter le brouillage, ou diffuser sur des fréquences différentes. La figure D-5A montre en détail comment l'emploi de différents créneaux temporels permet l'utilisation d'une seule fréquence sans brouillage, sous réserve des indications relatives au temps de garde notées au bas du tableau B-57 de l'appendice B. Pour un réseau employant différentes fréquences VHF, les éléments indicatifs du § 7.17 devraient être pris en considération.

## 7.4 Structure des données

La figure D-6 montre un embrouilleur/désembrouilleur de bits.

— Le document RTCA/DO-246E, GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) – Signal-in-Space Interference Control Document (ICD), contient des renseignements supplémentaires sur la structure des données diffusées en VHF.

## 7.5 Intégrité

7.5.1 Différents niveaux d'intégrité sont spécifiés pour les approches de précision et pour les opérations qui utilisent le service de localisation GBAS. Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques pour les services d'approche est de  $2 \times 10^{-7}$  par approche. Les sous-systèmes sol GBAS qui prennent également en charge des opérations utilisant le service de localisation GBAS doivent en outre satisfaire à la spécification de risque d'intégrité des signaux électromagnétiques prescrite pour les opérations en région terminale, soit  $1 \times 10^{-7}$ /heure (chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1). Il faut donc prendre des mesures supplémentaires pour satisfaire aux

spécifications plus rigoureuses du service de localisation. Le risque d'intégrité des signaux électromagnétiques est attribué entre le risque d'intégrité du sous-système sol et le risque d'intégrité du niveau de protection. L'attribution du risque d'intégrité du sous-système sol comprend les défaillances du sous-système sol ainsi que les défaillances des constellations satellitaires de base et du SBAS, telles que les défauts de qualité du signal et les défaillances des éphémérides. Pour les GAST A, B et C, l'attribution du risque d'intégrité du niveau de protection comprend les risques rares liés à la performance sans défaillances dans le domaine de la position et les cas où un des récepteurs de référence contient des mesures erronées. Dans les deux cas, les équations du niveau de protection garantissent la prise en compte des effets de la géométrie des satellites utilisée par un récepteur embarqué exempt de défauts. Les paragraphes qui suivent donnent de plus amples renseignements à ce sujet. Pour le GAST D, l'intégrité dans le domaine de la position est déléguée à l'aéronef et un sous-système sol FAST D fournit des données supplémentaires et assure le contrôle de la source de mesure de distance pour l'aéronef qui utilise ce type de service.

7.5.1.1 Des spécifications supplémentaires d'intégrité s'appliquent au GAST D, qui est destiné à prendre en charge les approches de précision et les atterrissages automatiques par faible visibilité avec des minimums inférieurs à ceux de la catégorie I. Les mêmes spécifications de délimitation de la solution de position à un niveau de protection qui est comparé à un seuil d'alarme s'appliquent pour toutes les sources d'erreur, sauf pour les défaillances et les erreurs d'un récepteur de référence sol unique provoquées par des anomalies ionosphériques. Les défaillances du récepteur de référence sol unique sont atténuées comme il est indiqué au § 7.5.11. La responsabilité de certaines erreurs provoquées par des conditions ionosphériques anormales a été attribuée à l'équipement embarqué. L'atténuation des erreurs dues à des anomalies ionosphériques est décrite au § 7.5.6.1.6. Des spécifications supplémentaires de contrôle et des spécifications d'assurance de la conception sont nécessaires pour permettre aux sous-systèmes sol GBAS FAST D d'assurer un service qui peut garantir une sécurité équivalente aux opérations ILS de catégorie III. Certaines spécifications supplémentaires de contrôle visent le sous-système sol (voir les § 7.5.6.1 à 7.5.6.1.7) et d'autres visent l'équipement embarqué. Les spécifications de performance de contrôle supplémentaires pour le sous-système sol figurent à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.

7.5.1.2 La spécification de risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3) limite la probabilité d'une défaillance du sous-système sol entraînant la transmission de données erronées durant un temps d'exposition minimal de « tout atterrissage ». On considère généralement que la période critique d'exposition aux défaillances pour le guidage vertical dans les opérations de catégorie III est la période entre la hauteur de décision de catégorie I (200 ft) et le seuil (hauteur de 50 ft) ; elle est nominale de 15 secondes, selon la vitesse d'approche de l'aéronef. La période critique d'exposition aux défaillances pour le guidage latéral dans les opérations de catégorie III est considérée comme étant la période entre la hauteur de décision de catégorie I et la fin du roulement à l'atterrissage, laquelle se produit lorsque l'aéronef décélère pour atteindre une vitesse sûre de circulation au sol (généralement moins de 30 nœuds). Cette période de 30 secondes est nominale ; elle dépend là encore de la vitesse d'approche de l'aéronef et du taux de décélération. L'expression « tout atterrissage » est utilisée pour souligner le fait que la période durant laquelle les défaillances peuvent survenir précède la période critique d'exposition. La raison en est que la défaillance peut se développer lentement au fil du temps et survenir plus tôt dans la phase d'atterrissage pour devenir un danger durant la période critique d'exposition.

7.5.1.3 La période critique d'exposition aux défaillances dans le guidage latéral durant un décollage avec guidage par faible visibilité est nominale de 60 secondes. Un guidage erroné ou une perte de guidage durant un décollage guidé étant moins critique que durant les atterrissages de catégorie III, aucune modification n'est apportée aux spécifications d'intégrité du sous-système sol.

7.5.2 Le sous-système sol GBAS définit une incertitude d'erreur de pseudodistance corrigée pour l'erreur par rapport au point de référence GBAS ( $\sigma_{pr\_gnd}$ ) et les erreurs découlant de la décorrélation spatiale verticale ( $\sigma_{tropo}$ ) et horizontale ( $\sigma_{iono}$ ). Ces incertitudes sont représentées par les variances des distributions normales à moyenne nulle qui décrivent ces erreurs pour chaque source de mesure de distance.

7.5.3 Le récepteur utilise les incertitudes décrites ci-dessus pour établir un modèle d'erreur applicable à la solution de navigation. Il le fait en rapportant les modèles d'erreur de pseudodistance au domaine de la position. On trouvera à la section 14 une description des méthodes générales utilisées pour déterminer si la variance du modèle permet de garantir le risque d'intégrité du niveau de protection. Le niveau de protection latéral (LPL) limite l'erreur de position latérale par une probabilité dérivée de la spécification d'intégrité. De même, le niveau de protection vertical (VPL) borne l'erreur dans le sens vertical. Dans les services d'approche, si le niveau LPL calculé dépasse le seuil d'alarme latéral (LAL) ou si le niveau VPL dépasse le seuil d'alarme vertical (VAL), l'intégrité n'est pas suffisante pour prendre en charge le type de service sélectionné. Les normes ne définissent pas les seuils d'alarme pour le service de localisation ; seuls le niveau de protection horizontal et les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides doivent être calculés et appliqués. Les seuils d'alarme seront déterminés en fonction de l'opération exécutée. L'aéronef appliquera le niveau de protection et les limites d'erreur calculés après avoir vérifié qu'ils sont inférieurs aux seuils d'alarme. Deux niveaux de protection sont

définis, un pour le cas où tous les récepteurs de référence sont exempts de défauts ( $H_0$  – conditions de mesure normales) et l'autre pour celui où un des récepteurs de référence contient des mesures erronées ( $H_1$  – conditions de mesure dégradées). De plus, les limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides bornent l'erreur de position causée par les défaillances des éphémérides de la source de mesure de distance. Une limite d'erreur latérale (LEB) des éphémérides et une limite d'erreur verticale (VEB) des éphémérides sont définies pour les services d'approche. Une limite d'erreur horizontale due aux erreurs des éphémérides (HEB) est définie pour le service de localisation.

7.5.3.1 Le risque d'intégrité du signal électromagnétique GBAS (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1) est défini comme étant la probabilité que le sous-système sol fournisse des informations qui, lorsqu'elles sont traitées par un récepteur exempt de défauts, en utilisant une combinaison quelconque de données GBAS autorisées par les protocoles pour l'application des données (appendice B, § 3.6.5), se traduisent par une erreur de position relative hors tolérance dans le plan latéral ou vertical, sans annonce, durant une période supérieure au délai d'alarme maximal. L'erreur de position relative hors tolérance pour le plan latéral ou vertical est définie comme une erreur qui dépasse le niveau de protection des services d'approche GBAS et, si un bloc de données supplémentaires 1 est diffusé, la limite d'erreur de position due aux éphémérides. Par conséquent, il incombe au sous-système sol de fournir un ensemble cohérent de données, y compris les corrections différentielles, et tous les paramètres qui sont utilisés par les protocoles pour l'application des données (p. ex., les valeurs  $\sigma_{pr-gnd}$  et B définies dans le message de type I) de manière que les niveaux de protection limitent l'erreur de position au risque d'intégrité requis. Ce processus de délimitation des erreurs doit être valide pour tout ensemble de satellites auquel l'utilisateur pourrait avoir recours. Pour s'assurer que les niveaux de protection calculés limitent de fait l'erreur en respectant la probabilité requise, il peut être nécessaire dans certains cas de gonfler ou de manipuler d'une autre manière un ou plusieurs des paramètres utilisés par les protocoles pour l'application des données. Par exemple, une stratégie utilisée pour remédier à l'incidence des effets ionosphériques anormaux consiste à gonfler  $\sigma_{pr-gnd}$  et  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$  pour s'assurer que l'équipement embarqué qui est conforme aux protocoles d'application des données sera adéquatement protégé.

7.5.4 *Contribution du système sol à l'erreur de pseudodistance corrigée ( $\sigma_{pr-gnd}$ )*. Les sources d'erreur contribuant à cette erreur sont le bruit du récepteur, les trajets multiples et les erreurs d'étalonnage du centre de phase de l'antenne. L'erreur due au bruit du récepteur a une distribution normale à moyenne nulle, tandis que les erreurs dues aux trajets multiples et à l'étalonnage du centre de phase de l'antenne peuvent avoir une petite moyenne.

7.5.5 *Erreurs troposphériques résiduelles*. Les paramètres troposphériques sont diffusés dans des messages de type 2 pour représenter les effets de la troposphère lorsque l'aéronef est à une hauteur différente de celle du point de référence GBAS. Cette erreur peut être caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle.

7.5.5.1 *Paramètre troposphériques*. Le retard troposphérique dépendant du lieu considéré, les paramètres troposphériques seront déterminés par le fournisseur de services GBAS sur la base de données météorologiques locales ou de modèles empiriques. Le retard troposphérique est proportionnel à la réfraction intégrée sur un intervalle de hauteur entre le sous-système sol et le sous-système embarqué GBAS. Le retard troposphérique est constitué des composants secs et humides (vapeur d'eau) de l'air. 7.5.5.2 *Hauteur d'échelle pour la réfraction troposphérique*. La hauteur d'échelle pour la réfraction troposphérique tient compte de la dépendance de la correction troposphérique et de l'incertitude troposphérique résiduelle à l'égard de la différence de hauteur entre les sous-systèmes sol et embarqué GBAS. Les écarts de hauteur de la réfraction des composants secs et humides sont différents. Une seule hauteur d'échelle pouvant être diffusée à la fois dans le type de message 2, elle devrait prendre en compte l'écart de hauteur de la réfraction troposphérique totale, y compris les composants secs et humides. L'une des méthodes reconnues de modélisation de la hauteur d'échelle est décrite ci-dessous.

7.5.5.2.1 *Hauteur d'échelle totale*. L'utilisation de  $h_0$  pour estimer TC et  $\sigma_{tropo}$ , comme il est décrit dans l'appendice B, § 3.6.5.3.1 et 3.6.5.3.2, équivaut à calculer de manière approximative le profil de hauteur de la réfraction troposphérique au moyen d'une fonction se dégradant exponentiellement à partir de la réfraction au niveau de la surface du sol ( $h_s$ ). La réfraction totale ( $N_r$ ) correspond à la somme de la réfraction sèche ( $N_{dry}$ ) et de la réfraction humide ( $N_{wet}$ ). Les hauteurs d'échelle des composants secs et humides sont différentes ( $h_{0,dry}$ ,  $h_{0,wet}$ ). Tant que l'écart de hauteur est nettement inférieur aux hauteurs d'échelle, la hauteur d'échelle totale peut être représentée comme suit :

$$h^0 = N_{dry} \frac{(NSr)(hhOS_{wet})h_0 + dryN_{wet}h_0(wethS)h_0}{dry}$$

7.5.5.2.2 *Hauteurs d'échelle sèches et humides*. Des ouvrages spécialisés traitent des écarts de hauteur des composants secs et humides de la réfraction. Selon l'un des modèles (Hopfield, 1971), tant que l'écart de hauteur est nettement inférieur aux hauteurs d'échelle, les hauteurs d'échelle sèche et humide peuvent être représentées comme suit :

$$h_{0,dry} = h_d - \mu h^s$$

$$h_{0,wet} = h_w - \mu h^s$$

$$\mu = [g/(R\alpha)] - 1$$

où  $g$  correspond à l'accélération gravitationnelle,  $\alpha$  au gradient vertical de température en fonction de la hauteur et  $R$  à la constante des gaz pour l'unité de masse d'air. Les paramètres  $h_d$  et  $h_w$  correspondent respectivement aux hauteurs équivalentes déterminées empiriquement de sorte que les réfractions modélisées sèches et humides deviennent nulles. Sur l'équivalence  $\mu = 4$  et  $\alpha = 6,7$  K/km, Hopfield (1971) a obtenu le jeu d'équations suivant pour concorder au mieux avec les mesures des radiosondes :  $h_{0,dry} = h_d - 4h^s$

$$h_{0,wet} = h_w - 4h^s = 40\,082 + 148,98 \cdot (T - 273,15)$$

$$[m]h_w = 13\,268 - 97,96 \cdot (T - 273,15) [m].$$

Ces formules ayant été définies pour concorder au mieux avec les observations, la valeur estimée de la  $TC$  serait valide même pour l'atmosphère type ( $\alpha = 6,5$  K/km). Pour les valeurs  $\alpha$  autres que 6,7 K/km (par exemple si  $\mu$  est différent de 4),  $h_d$  et  $h_w$  doivent être déterminés en fonction de la valeur spécifique de  $\alpha$ . La hauteur d'échelle troposphérique varie en fonction du lieu et de la saison, en raison d'écart de température, du gradient vertical de température et du ratio de mélange sec/humide, entre autres. La hauteur d'échelle devrait être déterminée de manière à tenir compte des statistiques relatives aux conditions météorologiques locales. L'erreur de  $TC$  associée à la hauteur d'échelle et aux autres paramètres troposphériques doit être limitée par une distribution gaussienne avec une moyenne nulle et un écart type de  $\sigma_{tropo}$ .

**7.5.5.3 Détermination des paramètres troposphériques.** L'un des moyens reconnus de déterminer les paramètres troposphériques est d'utiliser un jeu de données observé à une station météorologique à proximité du point de référence GBAS. Le jeu de données devrait indiquer au minimum la pression, la température et l'humidité relative de surface. La station météorologique devrait se trouver dans les mêmes conditions climatologiques que le point de référence GBAS. Il est nécessaire de corriger les effets d'une différence d'altitude sur les paramètres troposphériques. Si certains phénomènes météorologiques locaux et caractéristiques sont connus, tels que la brise marine, il faudrait aussi en tenir compte dans le choix de la station météorologique. Le jeu de données devrait couvrir une période d'au moins un an pour tenir compte des variations saisonnières des phénomènes météorologiques. Les variations d'année en année et les écarts à plus long terme des paramètres troposphériques devraient être pris en compte. L'indice de réfraction ( $N_r$ ) est la somme de la réfraction sèche ( $N_{dry}$ ) et de la réfraction humide ( $N_{wet}$ ), comme indiqué au § 7.5.5.2.1. La valeur de  $N_{dry}$  peut être obtenue en calculant la moyenne des valeurs de pression et de température de surface au cours de la période. La valeur de  $N_{wet}$  peut être calculée en fonction de la température de surface et de la pression partielle de la vapeur d'eau, lesquelles peuvent être déduites à partir de la température et de l'humidité relative de surface. L'incertitude de réfraction ( $\sigma_n$ ) peut être calculée à partir de l'écart type de  $N_r$  pour englober le jeu de données, tenant ainsi compte des variations d'une année à l'autre et à plus long terme. Tant que le calcul des paramètres troposphériques est défini de manière à englober le jeu de données observé, il n'est pas nécessaire de le répéter périodiquement. Le dernier paramètre de la hauteur d'échelle ( $h_0$ ) peut être obtenue à partir de la moyenne des températures de surface,  $N_r$ ,  $N_{dry}$  et  $N_{wet}$ , en utilisant les équations figurant aux § 7.5.5.2.1 et 7.5.5.2.2.

**7.5.5.4 Autres considérations relatives à la troposphère.** L'écart horizontal du retard troposphérique n'est pas pris en compte dans la correction troposphérique. Cependant, le retard troposphérique n'est pas nécessairement horizontalement homogène. Si un fournisseur de services considère que le gradient horizontal n'est pas négligeable, l'écart troposphérique devrait être pris en compte. L'une des méthodes reconnues consiste à inclure l'incertitude dans le retard troposphérique associé à son écart horizontal dans  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ , car ce paramètre peut tenir compte des erreurs proportionnellement à la distance entre le point de référence GBAS et l'aéronef.

**7.5.6 Erreurs ionosphériques résiduelles.** Les paramètres ionosphériques sont diffusés dans des messages de type 2 pour représenter les effets de l'ionosphère entre le point de référence GBAS et l'aéronef. Cette erreur peut être caractérisée par une distribution normale à moyenne nulle durant les conditions nominales.

**7.5.6.1 Anomalies ionosphériques.** Les structures de petite taille situées dans l'ionosphère peuvent entraîner des erreurs non corrigées différentiellement dans la position GBAS. Ces phénomènes sont généralement liés à une tempête solaire et peuvent se traduire par des gradients marqués du retard ionosphérique sur une distance relativement courte (p. ex. quelques dizaines de kilomètres). Les erreurs que peuvent entraîner ces phénomènes surviennent lorsque le récepteur embarqué et le sous-système sol reçoivent des signaux satellitaires qui ont des temps de propagation différents. De plus, étant donné que le GBAS utilise le lissage du code par la porteuse avec une constante de temps relativement longue, des erreurs de biais qui sont fonction du taux de variation du retard ionosphérique s'accumulent dans ces filtres. Si le sous-système sol et les récepteurs embarqués

enregistrent des retards ionosphériques et des taux de variation des retards ionosphériques nettement différents, les erreurs de biais qui s'accumulent dans ces filtres ne correspondront pas et ne seront pas annulées par le traitement différentiel.

7.5.6.1.1 *Atténuation des anomalies ionosphériques.* Les anomalies ionosphériques peuvent produire des erreurs de position importantes (c.-à-d. des dizaines de mètres) dans le contexte des approches. Pour atténuer ces erreurs, diverses stratégies sont employées selon le type de service d'approche GBAS.

7.5.6.1.2 *Atténuation des anomalies ionosphériques pour le GAST A, B et C.* Pour le GAST A, B ou C, le sous-système sol est responsable d'atténuer l'incidence potentielle des anomalies ionosphériques. On peut y parvenir grâce à divers moyens de contrôle (p. ex., des moniteurs en champ lointain ou l'intégration dans un réseau sol étendu prenant en charge le SBAS) qui détectent la présence d'anomalies ionosphériques et refusent d'assurer le service si les erreurs de position de l'utilisateur qui en résultent sont inacceptables. Une des manières de refuser d'assurer le service consiste à gonfler certaines combinaisons de paramètres d'intégrité diffusés :  $\sigma_{pr\_gnd}$ ,  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ , le paramètre de décorrélation des éphémérides (P), les paramètres de détection manquée des éphémérides  $K_{md\_e,GPS}$  et  $K_{md\_e,GLONASS}$ , de sorte que toute géométrie qui pourrait être employée par un utilisateur embarqué ne fera pas l'objet d'erreurs d'une ampleur non tolérable (compte tenu de l'utilisation opérationnelle prévue). Ce système d'inflation pourrait aussi être utilisé sans la complexité du contrôle de l'ionosphère durant les opérations en partant de l'hypothèse qu'il y a des anomalies ionosphériques. Dans ce cas, un modèle de conditions ionosphériques qui pourraient survenir est employé pour déterminer les valeurs appropriées des paramètres d'intégrité diffusés. Vu que les extrêmes des conditions ionosphériques varient considérablement dans le monde, le modèle dépend de l'emplacement. Un tel système d'inflation entraîne une réduction de la disponibilité car il gonfle les valeurs mêmes en l'absence d'anomalies.

7.5.6.1.3 *Atténuation des anomalies ionosphériques pour le GAST D.* Des spécifications pour le contrôle et la sélection de la géométrie dans l'équipement embarqué ont été introduites pour le GAST D afin d'atténuer l'incidence potentielle des anomalies ionosphériques. Le contrôle bord consiste à suivre en continu la divergence code-porteuse afin de détecter des gradients marqués dans l'ionosphère. L'équipement embarqué sélectionne en outre les géométries pour s'assurer qu'il ne se produira aucune amplification inacceptable des erreurs de pseudodistance résiduelles (c.-à-d. des erreurs qui peuvent exister après que le contrôle bord a été réalisé). Un autre facteur utile pour l'atténuation des erreurs provoquées par des anomalies ionosphériques consiste à employer les pseudodistances lissées sur 30 secondes par la porteuse dans une solution de position. (Le lissage avec une constante de temps moindre est de façon inhérente moins sensible aux erreurs de décalage de biais du filtre). Enfin, le GAST D inclut les paramètres  $K_{md\_e,D,GLONASS}$ ,  $K_{md\_e,D,GPS}$ ,  $P_{Det}$  et  $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$ , qui sont destinés à être utilisés, respectivement, à la place des paramètres  $K_{md\_e,GLONASS}$ ,  $K_{md\_e,GPS}$ ,  $P$  et  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$  lorsque le type de service actif est le GAST D. Ce procédé est employé afin que, si le sous-système sol utilise l'inflation des paramètres  $K_{md\_e,GLONASS}$ ,  $K_{md\_e,GPS}$ ,  $P$  et  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$  pour atténuer les effets des anomalies ionosphériques pour le GAST A, B ou C, l'utilisateur du GAST D puisse recevoir des paramètres non gonflés à utiliser dans le GAST D lorsque le contrôle bord est employé pour traiter les erreurs dues aux anomalies ionosphériques, ce qui permet d'assurer une meilleure disponibilité du service GAST D.

7.5.6.1.4 *Délimitation des erreurs dues aux anomalies ionosphériques.* Comme il est indiqué ci-dessus, il peut être remédié aux anomalies ionosphériques en gonflant un ou plusieurs des paramètres  $\sigma_{pr\_gnd}$ ,  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$ , le paramètre de décorrélation des éphémérides (P), les paramètres de détection manquée des éphémérides  $K_{md\_e,GPS}$  et  $K_{md\_e,GLONASS}$ . Il incombe au sous-système sol de fournir des valeurs dans ces paramètres de façon que l'erreur soit convenablement limitée par les calculs VPL et HPL à la sortie d'un récepteur exempt de défauts. Dans le cas du GAST D, la responsabilité de l'atténuation des erreurs dues à des conditions ionosphériques anormales a été répartie entre le sous-système embarqué et le sous-système sol. Même si le GAST D requiert encore les niveaux de protection pour limiter les erreurs (comme il est indiqué au § 7.5.3.1), ces niveaux n'ont pas à limiter les erreurs causées par une anomalie ionosphérique comme c'est le cas pour le GAST C. Par conséquent, les niveaux de protection calculés avec  $P_D$ ,  $K_{md\_e,D,GLONASS}$ ,  $K_{md\_e,D,GPS}$ , et  $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$  doivent limiter l'erreur pour toutes les sources d'erreur, comme il est indiqué au § 3.6.7.1.2.1.1.2, sauf pour les erreurs dues à des conditions ionosphériques anormales. Les calculs des niveaux de protection doivent limiter les erreurs ionosphériques nominales.

7.5.6.1.5 *Contrôle du gradient ionosphérique à deux solutions.* Un autre élément de l'atténuation bord des erreurs provoquées par les anomalies ionosphériques consiste à utiliser deux solutions de position calculées simultanément avec deux constantes de temps différentes de lissage par la porteuse (voir le § 7.19.3). Ce calcul à deux solutions a deux objectifs : tout d'abord, l'utilisation de la différence de deux mesures de pseudodistance corrigées comme statistiques de détection permet d'observer directement les erreurs accumulées dans le filtre de chaque satellite en raison d'importantes différences dans les gradients ionosphériques entre les mesures sol et les mesures bord. Par conséquent, un seuil peut être appliqué à ces statistiques de détection afin de détecter une large part des anomalies ionosphériques. La deuxième application des doubles solutions consiste à calculer une limite pour la position lissée sur 30 secondes (excluant l'incidence des anomalies ionosphériques).

Les données fournies par le segment sol permettent de calculer une limite de niveau de protection pour la solution de 100 secondes. En ajoutant au calcul du niveau de protection l'observation directe de l'ampleur de la différence entre la solution lissée sur 30 secondes et la solution lissée sur 100 secondes, on obtient un niveau de protection qui est assuré de limiter la solution de position de 30 secondes à la valeur requise de  $1 \times 10^{-7}$  par approche. L'équipement embarqué utilisant un type de service actif D peut ainsi assurer une performance de délimitation équivalente, comme l'exigent les approches avec des minimums de catégorie I, même si la solution de 30 secondes est utilisée pour mettre au point le guidage.

*7.5.6.1.6 Spécifications pour permettre aux systèmes sol FAST D d'assurer l'atténuation des erreurs causées par des anomalies ionosphériques.* Bien qu'une grande partie de la responsabilité de l'atténuation des erreurs ionosphériques soit attribuée au segment bord, il existe une spécification selon laquelle les sous-systèmes sol FAST D doivent assurer l'atténuation de ces effets. Le § 3.6.7.3.4 de l'appendice B précise que le sous-système sol doit assurer l'atténuation des gradients de retard ionosphérique spatiaux. Le sous-système sol veille à ce que la valeur de l'erreur maximale de pseudodistance corrigée ( $E_{IG}$ ) calculée à partir des données de type 2 ne dépasse pas 2,75 m à tous les LTP associés aux pistes qui prennent en charge les procédures GAST D. Une option possible pour le fabricant est de restreindre la distance entre le point de référence GBAS et le LTP. Dans certaines situations, il peut être souhaitable de permettre un service GAST D aux LTP où la valeur de l' $E_{IG}$  excède 2,75 m. Cela pourrait avoir une incidence sur la disponibilité du service GAST D pour l'approche particulière considérée. Le fournisseur du service devrait alors déterminer si la performance prévue est suffisante pour le service envisagé. Voir le § 7.5.13.1 pour des orientations sur des façons d'estimer la disponibilité.

*7.5.6.1.7 Modèles de menaces d'anomalies ionosphériques utilisés pour la validation du GAST D.* Comme il est indiqué ci-dessus, l'atténuation des erreurs que pourraient provoquer des anomalies ionosphériques se fait grâce à une combinaison de contrôles par l'équipement embarqué et le système sol. L'efficacité du contrôle nécessaire a été prouvée par simulation et analyse, et les erreurs maximales à l'issue du contrôle se sont révélées conformes aux critères de certification de la navigabilité pour la gamme d'anomalies décrite ci-après. Cette gamme d'anomalies est décrite en fonction d'un « espace de menace standard », qui consiste en un modèle d'anomalie ionosphérique définissant les attributs physiques de l'anomalie ionosphérique. Ce modèle, décrit au § 7.5.6.1.7.1, est une interprétation prudente du modèle élaboré pour la zone continentale des États-Unis. Il a été démontré que ce modèle limite la menace ionosphérique évaluée dans plusieurs autres régions des latitudes moyennes, par rapport à l'équateur magnétique. Des données récentes recueillies dans certaines régions des basses latitudes, par rapport à l'équateur magnétique, montrent des conditions ionosphériques associées à l'affaiblissement local de la densité ionosphérique (« bulles de plasma ») qui dépassent le modèle de menace. Les recherches ont mené, par exemple, à la production par l'Équipe spéciale sur les études ionosphériques (ISTF) d'un modèle de référence de menace aux basses latitudes pour la région Asie-Pacifique (APAC). Les modèles de menace définissent un environnement ionosphérique pour lequel on sait que le contrôle normalisé produit des performances acceptables par pseudodistance. Chaque fournisseur de services devrait évaluer si le modèle d'espace de menace standard décrit ci-après est approprié pour les caractéristiques ionosphériques de la région où le GBAS doit assurer un service GAST D. Cette évaluation devrait toujours être effectuée, quelle que soit la latitude. Si un fournisseur de services établit que le comportement ionosphérique n'est pas suffisamment défini par ce modèle de menace (p. ex. pour une région dont le comportement ionosphérique est particulièrement agité), ce fournisseur de services doit prendre des mesures appropriées pour s'assurer que les utilisateurs ne subiront pas d'anomalies ionosphériques dont les caractéristiques sortiraient des limites de l'espace de menace standard. Ce fournisseur de services peut opter pour l'une des solutions suivantes :

1. modifier les caractéristiques de son sous-système sol, et/ou
2. introduire un contrôle supplémentaire (interne ou externe au GBAS), et/ou
3. introduire d'autres atténuations opérationnelles qui limitent l'exposition des utilisateurs à des conditions ionosphériques extrêmes.

Les modifications potentielles du sous-système sol qui pourraient produire cette réduction du risque incluent des contraintes d'implantation plus rigoureuses (voir le § 7.5.6.1.6) et des performances de contrôle améliorées du sous-système sol (appendice B, § 3.6.7.3.4). Une autre stratégie d'atténuation consiste à surveiller la météorologie spatiale (externe au système GBAS) en parallèle avec des limites opérationnelles applicables à l'utilisation du système durant les périodes prévues d'activité ionosphérique particulièrement anormale. Des combinaisons de ces stratégies peuvent être employées pour s'assurer que l'utilisateur du GAST D n'est pas victime d'anomalies ionosphériques excédant l'espace de menace standard.

*7.5.6.1.7.1 Modèle d'anomalies ionosphériques : front (en forme de cale) qui se déplace.* Ce modèle modélise un fort gradient ionosphérique spatial sous la forme d'une cale qui se déplace, avec un changement linéaire constant dans le retard ionosphérique oblique, comme le montre la figure D-7. Les paramètres clés de ce modèle sont la pente du gradient ( $g$ ) en mm/km, la largeur ( $w$ ) de la cale en km, l'amplitude du changement dans le retard ( $D$ ) en m, et la vitesse ( $v$ ) à laquelle la cale se déplace par rapport à un point fixe au sol. Le modèle

part de l'hypothèse que ces valeurs restent (à peu près) constantes durant la période pendant laquelle la cale affecte les satellites poursuivis par un aéronef qui effectue une approche GAST D. Bien que la largeur de la cale soit faible, sa « longueur » dans le cadre des coordonnées Est-Nord (c.-à-d., la distance à laquelle s'étend le « front ionosphérique » contenant la cale) n'est pas limitée.

Dans ce modèle, la limite supérieure de la pente  $g$  dépend de la vitesse de la cale, comme le spécifie le tableau D-9. Cette valeur ne dépend pas de l'angle de site du satellite. Vu que  $g$  est exprimé en fonction du retard oblique, il n'est pas nécessaire d'apporter une correction d'« obliquité » à partir du retard zénithal. La largeur  $w$  peut varier de 25 à 200 km. La valeur maximale de  $D$  est de 50 m. Il faut noter que, pour que le modèle soit cohérent,  $D$  doit être égal au produit de la pente  $g$  et de la largeur  $w$ . Lorsque la pente et la largeur s'inscrivent chacune dans leurs limites admissibles mais que leur produit  $D$  dépasse la limite de 50 mètres, cette combinaison de pente et de largeur n'est pas un point valide dans le modèle de menace. Par exemple,  $g = 400$  mm/km et  $w = 200$  km sont autorisés individuellement mais leur produit donne 80 mètres. Vu que cette valeur dépasse la limite fixée pour  $D$ , une cale ayant une pente  $g$  de 400 mm/km et une largeur  $w$  de 200 km ne peut être incorporée dans ce modèle de menace.

— Dans la validation du GAST D, il a été supposé que chaque modèle simulé est appliqué aux deux sources de mesure de distance ayant produit les pires cas d'erreur de position. Cependant, le nombre de cales et de sources de mesure de distance affectées dépend des caractéristiques ionosphériques de la région où le GBAS doit assurer le service GAST D.

**Tableau D-9. Limite supérieure de la pente de gradient**

Vitesse de propagation ( $v$ )	Limite supérieure de la pente de gradient ( $g$ )
$v < 750$ m/s	500 mm/km
$750 \leq v < 1\,500$ m/s	100 mm/km

#### 7.5.6.1.8 Validation de l'atténuation du gradient ionosphérique

7.5.6.1.8.1 Vu que la responsabilité de l'atténuation des gradients ionosphériques spatiaux est partagée entre les sous-systèmes embarqués et les sous-systèmes sol, la présente section contient des indications pour la modélisation des éléments embarqués critiques (p. ex. le déplacement et le contrôle des aéronefs) qui permettront aux constructeurs d'installations sol de valider l'atténuation des gradients ionosphériques spatiaux du point de vue du système total. La validation peut tenir compte de la combinaison des moniteurs au sol et des moniteurs embarqués pour la détection des gradients. Lorsqu'il est tenu compte de la combinaison des moniteurs, la corrélation ou l'indépendance des moniteurs doit être prise en considération. La performance des moniteurs doit aussi tenir compte du temps effectif entre les échantillons indépendants de chaque statistique de test du moniteur. La modélisation de la surveillance de l'ionosphère doit inclure des critères de réadmission d'un satellite exclu qui soient conformes à la conception du sous-système sol et au document DO-253D.

7.5.6.1.8.2 La présente section contient aussi des éléments indicatifs sur des scénarios d'essai afin d'aider à s'assurer que toutes les orientations possibles de la position en vol, du point de référence au sol, de la direction de l'approche et de la direction du gradient sont pris en compte durant la validation.

#### 7.5.6.1.8.3 Mise en œuvre du contrôle bord

La validation peut prendre en compte les moniteurs embarqués suivants :

- filtrage bord de la divergence code-porteuse, décrit au § 2.3.6.11 du DO-253D ;
- RAIM différentiel utilisé pour l'ajout de satellites, décrit au § 2.3.9.6.1 du DO-253D ;
- contrôle du gradient ionosphérique de pseudodistance à double solution, décrit au § 2.3.9.7 du DO-253D.

7.5.6.1.8.3.1 Dans l'évaluation de la probabilité d'une détection manquée, on peut supposer que la contribution de toutes les sources de bruit à la statistique de test utilisée pour le moniteur embarqué de divergence code-porteuse, à l'exclusion des effets de l'ionosphère, a une distribution normale à moyenne nulle et un écart type de 0,002412 m/s.

7.5.6.1.8.3.2 Dans l'évaluation de la probabilité d'une détection manquée, on peut supposer que la contribution de toutes les sources de bruit à la statistique de test utilisée pour le moniteur de gradient ionosphérique de pseudodistance à double solution a une distribution normale à moyenne nulle et un écart type de 0,1741 m.

7.5.6.1.8.3.3 À noter que la probabilité antérieure du gradient qui peut être utilisée durant la validation (§ 3.6.7.3.4) s'applique également à ces moniteurs embarqués.

#### 7.5.6.1.8.4 Modélisation de la position et de la vitesse en vol

La vitesse et la position en vol peuvent être modélisées en travaillant à l'inverse, à partir du moment où le seuil est franchi, en utilisant les quatre valeurs suivantes :

- vitesse à l'atterrissage ;
- temps à la vitesse d'atterrissage ;
- taux de décélération ;
- vitesse au début de la décélération.

7.5.6.1.8.4.1 La figure D-8 illustre comment ces quatre valeurs sont utilisées pour définir un profil de vitesse, et le tableau D-10 indique les valeurs qui définissent la famille de courbes à utiliser pour déterminer les paramètres diffusés GAST D pour une conception IGM spécifique.

**Tableau D-10. Profil de vitesse en vol depuis la position initiale au LTP**

Vitesse sol à l'atterrissage (nœuds)	Temps à la vitesse d'atterrissage (secondes)	Taux de décélération (nœuds/s)	Vitesse sol au début de la décélération (nœuds)
161	50	1,1	290
148	50	1,1	277
135	50	1,1	264

— Il n'est pas nécessaire de modéliser l'altitude de l'aéronef.

7.5.6.1.8.4.2 La figure D-9 montre les profils de vitesse d'approche d'après les valeurs indiquées au tableau D-10 en termes de vitesse sol par rapport au temps jusqu'à ce que l'aéronef atteigne le point d'atterrissage au seuil.

#### 7.5.6.1.8.5 Considérations relatives aux gradients, à la position en vol, au point de référence au sol et à la direction de l'approche

7.5.6.1.8.5.1 La figure D-10 illustre les scénarios (A-D) ionosphériques anormaux de base qui constituent une menace. Pour une installation de station sol donnée, le constructeur devrait faire la preuve d'une atténuation valable pour toutes les orientations du gradient ionosphérique/en vol/à l'approche correspondant à cette installation particulière.

7.5.6.1.8.5.2 Les scénarios d'essai de validation devraient aussi tenir compte de l'élément temps de chaque orientation. Par exemple, pour un scénario donné, une approche devrait être exécutée au moins à des intervalles de une minute.

7.5.7 Contribution du récepteur de bord à l'erreur de pseudodistance corrigée. La contribution du récepteur est limitée comme il est décrit à la section 14. La contribution maximale, utilisée par le fournisseur du GBAS pour l'analyse, peut être tirée de la spécification de précision où il est supposé que  $\sigma_{\text{récepteur}}$  est égal à la  $\text{RMS}_{\text{pr\_air}}$  de l'équipement GBAS embarqué ayant l'indicateur de précision A.

7.5.8 Erreur due aux trajets multiples provenant de la cellule. La contribution des trajets multiples provenant de la cellule à cette erreur est définie à l'appendice B, § 3.6.5.5.1. Il n'est pas tenu compte des erreurs dues aux trajets multiples causés par les réflexions sur d'autres objets. Si l'expérience montre que ces erreurs sont importantes, elles devront être prises en compte opérationnellement ou en gonflant les paramètres diffusés par le sol (ex. :  $\sigma_{\text{pr\_gnd}}$ ).

7.5.9 Incertitude des erreurs des éphémérides. Les erreurs de pseudodistance dues aux erreurs des éphémérides (c'est-à-dire la différence entre la position réelle du satellite et la position du satellite déterminée à partir des données diffusées) sont décorrélées spatialement et seront donc différentes pour des récepteurs situés à des endroits différents. Pour les utilisateurs relativement proches du point de référence GBAS, l'erreur différentielle

résiduelle due aux erreurs des éphémérides sera faible et les corrections ainsi que les paramètres d'incertitude  $\sigma_{pr\_gnd}$  transmis par le sous-système sol seront valides et pourront être utilisés pour corriger les mesures brutes et calculer les niveaux de protection. Pour les utilisateurs qui sont plus éloignés du point de référence GBAS, la protection contre les défaillances des éphémérides peut être assurée de deux façons :

- a) le sous-système sol ne transmet pas les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux défaillances des éphémérides. Dans ce cas, le sous-système sol est responsable d'assurer l'intégrité en cas de défaillance des éphémérides du satellite, sans compter sur l'aéronef pour calculer et appliquer les limites d'erreur des éphémérides. Cette contrainte peut, selon les moyens dont dispose le sous-système sol pour détecter les défaillances des éphémérides des sources de mesure, restreindre la distance entre le point de référence GBAS et l'altitude ou la hauteur de décision. Une façon de détecter les défaillances consiste à utiliser les données d'intégrité des satellites diffusées par le SBAS ; ou
- b) le sous-système sol transmet des paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux défaillances des éphémérides, permettant au récepteur embarqué de calculer une limite d'erreur des éphémérides. Ces paramètres sont : les coefficients utilisés dans les équations des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ( $K_{md\_e\_i}$ , où l'indice (i) signifie « GPS », « GLONASS », « POS, GPS » ou « POS, GLONASS ») et les paramètres de décorrélation des éphémérides (P). Le paramètre P contenu dans le message de type 1 ou de type 101 spécifie l'erreur résiduelle en fonction de la distance entre le point de référence GBAS et l'aéronef. La valeur de P est exprimée en m/m. Les valeurs de P sont déterminées par le sous-système sol pour chaque satellite. Un des principaux facteurs influant sur les valeurs de P est la conception du moniteur du sous-système sol. La qualité du moniteur sol sera caractérisée par la plus petite erreur d'éphémérides qu'il peut détecter. La relation entre le paramètre P et la plus petite erreur détectable  $\varepsilon_{ephdet}$  pour un satellite donné, i, peut être approximée au moyen de la formule  $P_i = \varepsilon_{ephdet} / R_i$ , où  $R_i$  est la plus petite des distances prévues calculées à partir des antennes du récepteur de référence du sous-système sol pour la période de validité de  $P_i$ . Puisque  $R_i$  varie avec le temps, les valeurs des paramètres P dépendent également du temps. Cependant, le sous-système sol n'est pas tenu de varier dynamiquement la valeur de P. Il peut transmettre des paramètres P statiques s'ils assurent une intégrité suffisante. Dans ce cas, la disponibilité sera légèrement réduite. En général, lorsque  $\varepsilon_{ephdet}$  diminue, la disponibilité globale du GBAS augmente.

7.5.10 *Contrôle des erreurs/défaillances des éphémérides.* Plusieurs méthodes de contrôle peuvent être utilisées pour détecter les erreurs/défaillances des éphémérides, notamment les suivantes :

- a) *Base longue.* Dans cette méthode, le sous-système sol doit utiliser des récepteurs séparés par de grandes distances pour détecter les erreurs d'éphémérides qui ne peuvent pas être observées par un seul récepteur. Des bases plus longues se traduisent par de meilleures performances en ce qui concerne la plus petite erreur détectable ;
- b) *SBAS.* Étant donné que le renforcement SBAS permet de contrôler les performances des satellites, y compris les données des éphémérides, les données d'intégrité diffusées par le SBAS peuvent servir d'indication de la validité des éphémérides. Les récepteurs du sous-système sol utilisés par le SBAS ont une base très longue, ce qui permet de réaliser un contrôle optimal des éphémérides et donc de détecter les petites erreurs ;
- c) *Contrôle des données des éphémérides.* Cette méthode consiste à comparer les éphémérides diffusées sur des orbites satellitaires consécutives. Ce contrôle part de l'hypothèse que le seul risque de défaillance est l'échec du téléchargement des éphémérides depuis le réseau sol de contrôle des constellations, de sorte que les éphémérides ne cadrent pas avec celles précédemment diffusées ;
- d) *Contrôle de Delta-V (modification de la vitesse).* Ce contrôle couvre les cas de manœuvres intempestives hors visibilité des satellites avec des éphémérides inchangées.

7.5.10.1 La conception du moniteur (par exemple, la plus petite erreur détectable) doit être fondée sur les spécifications du risque d'intégrité et sur le modèle des défaillances contre lesquelles le moniteur doit assurer une protection. Il est possible de déterminer une limite du taux de défaillance des éphémérides du GPS à partir des spécifications de fiabilité énoncées au chapitre 3, § 3.1.7.3.1.4, puisqu'une telle erreur d'éphémérides constituerait une défaillance de service majeure.

7.5.10.2 Le segment de contrôle du GLONASS surveille les paramètres d'éphémérides et les paramètres temporels et, en cas de situation anormale, applique un message de navigation corrigé. Les erreurs de distance attribuables aux défaillances des paramètres d'éphémérides et des paramètres temporels ne dépassent pas 70 m. Le taux de défaillance des satellites GLONASS, y compris les défaillances des paramètres d'éphémérides et des paramètres temporels, ne dépasse pas  $4 \times 10^{-5}$  par satellite par heure.

7.5.11 *Défaillances du récepteur de référence sol.* Un sous-système sol GBAS type traite les mesures provenant de 2 à 4 récepteurs de référence installés dans le voisinage immédiat du point de référence. Pour les GAST A,

B, C et D, on assure la protection du récepteur embarqué contre les erreurs importantes et les défaillances d'un seul récepteur de référence en calculant un niveau de protection fondé sur les paramètres B contenus dans le message de type 1 ou de type 101, et en comparant ce niveau de protection au seuil d'alarme. La conformité du sous-système sol avec le risque d'intégrité du GAST A, B, C et D (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1) est démontrée en tenant compte des protocoles requis du sous-système embarqué (appendice B, § 3.6.5.5.1.2) et du contrôle explicite requis du sous-système embarqué. D'autres architectures de système dont la redondance est suffisamment poussée pour ce qui est des mesures provenant des récepteurs de référence peuvent employer des algorithmes de traitement capables de repérer une erreur importante ou une défaillance de l'un des récepteurs. Cette solution peut s'appliquer pour un réseau GRAS dont les récepteurs sont répartis sur une zone étendue et dont la densité de points de pénétration ionosphérique est suffisante pour départager les erreurs provenant des récepteurs des effets ionosphériques. On peut alors obtenir l'intégrité en utilisant seulement les niveaux de protection associés aux conditions de mesure normales ( $VPL_{H0}$  et  $LPL_{H0}$ ) avec les valeurs appropriées des paramètres  $K_{\text{fmd}}$  et  $\sigma_{\text{pr\_gnd}}$ , ce qui peut être réalisé en employant le message de type 101, paramètres B exclus.

7.5.11.1 *Défaillances du récepteur de référence sol en GAST D.* Pour le GAST D, un moniteur normalisé supplémentaire est implanté dans le récepteur embarqué utilisé pour préserver l'intégrité de la condition de mesure dégradée du récepteur de référence, quelle que soit la géométrie de satellites utilisée dans l'aéronef. Le récepteur embarqué établit une estimation de l'erreur de position en se fondant sur les paramètres B et compare cette estimation directement avec un seuil réglé aussi bas que possible en accord avec le risque de continuité acceptable. Même si le moniteur est mécanisé dans le sous-système embarqué, le sous-système sol doit répondre aux spécifications particulières du moniteur pour assurer la protection requise. La performance d'intégrité dépend du taux de défaillance a priori supposé (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.2) et de la probabilité d'une détection manquée du moniteur. Le taux a priori d'un seul récepteur de référence fournissant des mesures erronées doit être inférieur à  $1 \times 10^{-5}$  par 150 secondes. Le taux pour chacun des récepteurs dépend du nombre de récepteurs de référence du sous-système sol. Par exemple, s'il y a quatre récepteurs de référence, le taux par récepteur devrait être inférieur à  $2,5 \times 10^{-6}$  par 150 secondes. Ce taux a priori est obtenu par une combinaison de spécifications de conception des récepteurs et de contraintes appropriées d'implantation et d'exploitation du récepteur de référence. Étant donné que les conditions varient durant le fonctionnement du système, les sous-systèmes sol peuvent contrôler les sorties du récepteur pour vérifier qu'il reste conforme aux spécifications. La performance d'intégrité dépend aussi de la probabilité de la performance de détection manquée ( $P_{\text{md}}$ ) du moniteur installé dans l'équipement embarqué. La performance  $P_{\text{md}}$  de ce moniteur dépend à son tour des caractéristiques des erreurs qui compromettent l'observabilité d'une défaillance de référence. C'est également vrai des équations du risque d'intégrité du niveau de protection existant associé aux conditions de mesures dégradées. Le sous-système sol doit diffuser des paramètres d'intégrité qui bornent les erreurs de manière qu'une distribution normale puisse suffisamment caractériser les erreurs et que la  $P_{\text{md}}$  puisse être estimée (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.1 et § 3.6.7.2.2.4.1).

7.5.11.2 *Délimitation de l'ampleur des défaillances du récepteur de référence sol en GAST D.* Vu que le sous-système embarqué utilise le moniteur comme il est défini dans les MOPS, il est possible de calculer l'ampleur de l'erreur la plus importante qui peut résulter de la défaillance d'un seul récepteur de référence avec une probabilité supérieure à  $1 \times 10^{-9}$ . L'ampleur maximale calculée de l'erreur dépendra du taux de défaillance a priori supposé (appendice B, § 3.6.7.1.2.2.1.1) et de la probabilité d'une détection manquée du moniteur. La  $P_{\text{md}}$  du moniteur dépend du seuil du moniteur, qui est calculé par l'équipement embarqué en fonction de la géométrie et de la distribution d'erreurs liée à l'hypothèse  $H_1$ .

7.5.12 *Spécifications de contrôle dans le domaine de la mesure de distance pour GAST D.* Pour assurer une sécurité équivalente des opérations de catégorie II/III, il faut prévoir des spécifications allant au-delà des spécifications de base du « signal électromagnétique » définies pour les GAST A, B et C. Ces spécifications comprennent des spécifications de performance pour les moniteurs mis en place pour détecter les erreurs de pseudodistance. Deux spécifications s'appliquent à l'erreur après contrôle de la pseudodistance corrigée en raison de défaillances spécifiques de la source de mesure de distance (appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et 3.6.7.3.3.3). Dans les deux cas, la spécification s'applique à la probabilité d'une détection manquée en fonction de l'ampleur d'une erreur due à la défaillance de la pseudodistance lissée sur 30 secondes après application de la correction.

1) La première spécification place une contrainte sur la  $P_{\text{md}}$  des défaillances spécifiées de la source de mesure de distance sans tenir compte de la probabilité a priori de la défaillance de la source de mesure de distance. La limite pour la performance d'un moniteur du sous-système sol définie à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2, est illustrée à la figure D-11. L'équipement GAEC-D utilise des corrections différentielles sur 30 secondes pour formuler la solution de position utilisée pour les écarts de guidage. Les limites de la région sous contrainte définissent la  $P_{\text{md}}$  minimale que le sous-système sol doit garantir pour toute défaillance d'une seule source de mesure de distance.

— L'exemple de  $P_{\text{md}}$  conforme de la figure D-11 est fondé sur un moniteur hypothétique avec un seuil établi à 0,8 m et un bruit de moniteur de 0,123 m. La courbe sert seulement à l'illustration et ne représente pas la performance d'une conception de moniteur spécifique.

- 2) La deuxième spécification limite la probabilité conditionnelle de la performance  $P_{md}$  de la source de mesure de distance spécifiée, compte tenu de la probabilité de défaillance a priori pour la défaillance de la source de mesure de distance spécifique. La limite de probabilité conditionnelle,  $P_{md} \times P_{apriori}$ , de la performance d'un moniteur du sous-système sol, définie à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.3, est illustrée à la figure D-12. La probabilité a priori de chaque défaillance de source de mesure de distance ( $P_{apriori}$ ), utilisée pour évaluer la conformité, devrait avoir la même valeur que celle qui est utilisée dans l'analyse pour montrer la conformité avec les spécifications de délimitation applicables aux FAST C et D (voir le § 7.5.3.1).

#### 7.5.12.1 Vérification de la conformité du sous-système sol avec les spécifications de contrôle dans le domaine de la mesure de distance

La conformité d'une conception de sous-système sol aux spécifications du moniteur énoncées à l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et § 3.6.7.3.3.3 est vérifiée en combinant essais et analyse. Les spécifications prennent la forme d'une contrainte sur la probabilité de détection manquée en fonction de l'ampleur d'une erreur dans la pseudodistance corrigée. Le processus général qui peut être employé pour vérifier qu'un moniteur particulier, qui fait partie d'une conception de sous-système sol, répond à la performance spécifiée se présente comme suit :

- Identifier l'espace de menace pour chaque mode de défaillance à prendre en compte. (Les spécifications de l'appendice B, § 3.6.7.3.3, s'appliquent à quatre modes de défaillance spécifiques.) Ces modes de défaillance (c.-à-d. l'espace de menace), qui peuvent être utilisés pour évaluer la conformité avec une conception du sous-système sol, sont présentés aux § 7.5.12.1.3.1 à 7.5.12.1.3.4. Ces modes de défaillance et ces combinaisons de défaillances constituent l'espace de menace. Ces définitions de l'espace de menace représentent ce qu'un État au moins a jugé acceptable comme espace de menace théorique pour chaque mode de défaillance.
- Identifier l'espace de configuration bord. Les spécifications du système embarqué introduisent des contraintes sur la conception et la performance de l'équipement embarqué. Ces contraintes définissent la gamme des paramètres bord critiques de l'espace de configuration pour chaque mode de défaillance et/ou chaque moniteur qui doit être protégé par le sous-système sol. Par exemple, la largeur de bande et l'espacement de corrélation d'un récepteur embarqué conforme satisferont aux spécifications des § 8.11.4 à 8.11.7.1. Il s'agit là de deux des paramètres critiques de l'espace de configuration bord pour le mode de défaillance de déformation du signal du satellite. Un paramètre bord critique a une incidence directe sur la manière dont chaque point de l'espace de menace se traduit par une erreur dans la pseudodistance corrigée différentiellement.
- Une analyse d'erreur est effectuée en examinant la conception du moniteur spécifique considéré, compte tenu de toute la gamme de caractéristiques de défaillance qui constituent l'espace de menace. Pour chaque défaillance caractérisée, l'erreur qui serait introduite dans la pseudodistance corrigée (en utilisant les pseudodistances lissées sur 30 secondes et les corrections de pseudodistance) est calculée en tenant compte de la gamme complète de paramètres bord critiques qui constituent l'espace de configuration bord.
- Lorsque l'on évalue la conformité d'une conception de sous-système sol, la performance est caractérisée par des mesures statistiques pertinentes. Tout moniteur est soumis à du bruit et par conséquent la performance peut être caractérisée par le taux de fausse détection et la probabilité de détection manquée. Ces deux mesures de performance sont spécifiées dans les spécifications sol de l'appendice B au moyen d'une contrainte à ne pas dépasser. La performance de probabilité de détection manquée a pour contrainte les spécifications de l'appendice B, § 3.6.7.3.3.2 et 3.6.7.3.3.3. La performance du taux de fausse détection est restreinte par les spécifications de continuité de l'appendice B, § 3.6.7.1.3.2. Il faut comprendre que le sous-système sol doit satisfaire à toutes les spécifications des normes. Il est possible que la performance de certains moniteurs soit de plus restreinte par d'autres spécifications telles qu'une spécification relative au risque d'intégrité du sous-système sol (appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.1). La performance de précision de la station sol peut avoir une incidence sur la performance du moniteur embarqué et du moniteur sol. Dans la validation de la faisabilité d'une spécification, il est supposé qu'une performance GAD C4 tienne compte, par exemple, des défaillances d'un seul récepteur de référence. L'utilisation de catégories de performance inférieures peut avoir une incidence sur la disponibilité ou la continuité et devrait être examinée lors du processus de conception.

7.5.12.1.1 Conformité du contrôle du sous-système sol avec les spécifications de continuité. La conformité avec le taux de fausse détection (continuité) peut être établie sur la base des données réelles collectées combinées à une analyse et/ou à une simulation. Le nombre requis d'échantillons véritablement indépendants devrait être suffisant pour adéquatement caractériser la fonction de distribution cumulative (CDF) du discriminateur du moniteur, qui est comparée au seuil établi pour le moniteur. La CDF du bruit exempte de défauts doit être telle que pour le seuil établi dans le moniteur, la probabilité de fausse détection soit inférieure à celle qui est exigée pour assurer la continuité. Une attribution de la continuité à chaque moniteur doit être effectuée en

tenant compte de la probabilité globale spécifiée de fausse détection (appendice B, § 3.6.7.1.3.2). La probabilité de fausse détection obtenue est déterminée par extrapolation des tendances observées dans la CDF mesurée. En outre, les événements de détection dans le système sol peuvent être consignés et si, avec le temps, les taux de fausse détection ne sont pas maintenus aux niveaux requis, les seuils peuvent être ajustés en procédant à une maintenance pour corriger le problème.

7.5.12.1.2 *Conformité du contrôle du sous-système sol avec les spécifications d'intégrité.* La conformité avec la probabilité de détection manquée (risque d'intégrité) est habituellement établie au moyen d'une simulation et d'une analyse. (Étant donné la faible probabilité admise d'observer des défaillances réelles, il est impossible de réunir suffisamment de données réelles pour établir que la probabilité est respectée de manière statistiquement significative.) L'espace de menace pour le mode de défaillance est divisé en intervalles discrets dans l'ensemble des paramètres pertinents qui définissent le comportement de défaillance. L'espace total de défaillances potentielles est représenté par une grille multidimensionnelle de points discrets qui couvrent l'espace de menace. L'espace de configuration bord est également discrétisé, c'est-à-dire qu'il est représenté par une grille multidimensionnelle de points (paramètres critiques) discrets. Une simulation est effectuée pour calculer la performance d'erreur de pseudodistance attendue pour chaque point de l'espace de menace, chaque configuration bord possible et la fonction du récepteur sol avec les moniteurs. L'erreur la plus défavorable dans la pseudodistance corrigée est calculée en fonction de la valeur du discriminateur du moniteur qui traite la menace (l'hypothèse étant qu'il n'y a pas de bruit à ce point), ce qui permet aussi de déterminer la valeur du discriminateur en fonction de l'erreur la plus défavorable dans la pseudodistance corrigée (mise en correspondance inverse). La probabilité de détection manquée est obtenue en surimposant le bruit établi d'après un modèle de bruit prudent (en utilisant une surlimite de la CDF générée par les données réelles) sur le discriminateur déterminé à partir de la distance différentielle dans le cas le plus défavorable. Ce calcul peut se faire par analyse ou par simulation. La mise en correspondance du discriminateur avec les erreurs les plus défavorables dans la pseudodistance corrigée et les niveaux de bruit appliqués peuvent être soumis à d'autres dépendances (par exemple, l'angle de site du satellite), et la probabilité de détection manquée établie est donc aussi fonction d'un ensemble de paramètres constituant l'espace de paramètre de détection, qui est aussi divisé en intervalles discrets, c'est-à-dire représenté par une grille multidimensionnelle de points discrets (paramètre de détection). La probabilité de détection manquée finale est obtenue en recherchant le cas le plus défavorable dans l'évaluation de tous les points de grille dans l'espace de paramètre de détection.

7.5.12.1.3 *Espace de menace et espace pertinent de configuration bord pour chaque mode de défaillance*

7.5.12.1.3.1 *Menace de divergence code-porteuse*

7.5.12.1.3.1.1 La menace de divergence code-porteuse est une condition de défaillance dans un satellite GPS qui cause une divergence excessive entre le code et la porteuse du signal diffusé.

7.5.12.1.3.1.2 Une défaillance de divergence code-porteuse peut provoquer une erreur de mesure de distance différentielle dans l'un des cas suivants ou dans les deux : 1) les conceptions des filtres embarqués et sol ne sont pas identiques, et 2) les filtres embarqués et sol commencent à des moments différents. Ces deux cas peuvent entraîner une différence entre les réponses transitoires des filtres en cas de divergence code-porteuse. Les paramètres bord critiques sont les suivants :

- Le moment d'initialisation du filtre de lissage embarqué par rapport au début de la défaillance.
  - Le type de filtre de lissage (constante de temps fixe de 30 secondes ou constante de temps ajustable égale au temps à partir de l'initialisation jusqu'à 30 secondes, puis constante de temps fixe).
- Le contrôle du taux de divergence code-porteuse requis dans le système embarqué pour le GAST D et la réaction aux défaillances correspondante.
- La période allant de l'initialisation du filtre de lissage embarqué à l'incorporation de la mesure dans la solution de position.

7.5.12.1.3.2 *Menace d'accélération excessive*

La menace d'accélération excessive est une condition de défaillance dans un satellite GPS qui provoque une accélération excessive de la porteuse (et parallèlement du code) du signal diffusé. L'espace de menace est unidimensionnel et correspond à toutes les accélérations possibles, y compris les rampes et les échelons.

7.5.12.1.3.3 *Menace d'erreur des éphémérides*

La menace d'erreur des éphémérides est une condition de défaillance qui fait que les paramètres des éphémérides diffusés donnent des erreurs excessives de position de satellite à la perpendiculaire de la visibilité directe du sous-système sol vers le satellite.

L'erreur de distance différentielle qui en résulte est l'erreur de position du satellite (erreur vraie comparativement aux éphémérides diffusés) multipliée par la distance entre le sous-système sol et le sous-système embarqué, et proportionnée par la distance inverse jusqu'au satellite. Elle est limitée par le produit du paramètre P (§ 7.5.9) et la distance entre l'utilisateur et le sous-système sol. Le paramètre bord critique pour la menace d'erreur des éphémérides est donc la distance entre l'utilisateur et le sous-système sol.

Les défaillances des éphémérides des satellites se divisent en deux catégories, A et B, selon que la défaillance est ou n'est pas liée à une manœuvre satellitaire. Il existe deux sous-classes de défaillances de type A, les sous-classes A1 et A2.

#### 7.5.12.1.3.3.1 Menace d'erreur des éphémérides de type B

7.5.12.1.3.3.1.1 La menace de type B survient lorsque les données d'éphémérides diffusées sont anormales, mais qu'aucune manœuvre satellitaire n'intervient.

7.5.12.1.3.3.1.2 Le sous-système sol GBAS peut prévenir ce type de défaillance en comparant les éphémérides actuelles et les éphémérides antérieures. Exemple de défaillance de type B : aucune manœuvre n'intervient, un téléchargement inapproprié est envoyé à un satellite et le satellite diffuse par la suite une éphéméride erronée.

#### 7.5.12.1.3.3.2 Menace d'erreur des éphémérides de type A1

7.5.12.1.3.3.2.1 La menace de type A1 survient lorsque les données des éphémérides diffusées sont anormales à la suite d'une manœuvre satellitaire annoncée et intentionnelle.

7.5.12.1.3.3.2.2 Les éphémérides antérieures sont d'une utilité limitée dans la détection de défaillances de type A1 en raison de la manœuvre exécutée. Le sous-système sol GBAS devra contrôler les données de mesure de distance directement dans le cadre de la validation des éphémérides. Exemple de défaillance de type A1 : un satellite est désigné hors d'état de fonctionner, une manœuvre est exécutée, un téléchargement inapproprié est envoyé au satellite, le satellite est réinitialisé pour rétablir le bon fonctionnement et il diffuse par la suite une éphéméride erronée.

#### 7.5.12.1.3.3.3 Menace d'erreur des éphémérides de type A2

7.5.12.1.3.3.3.1 La menace de type A2 survient lorsque les données d'éphémérides diffusées sont anormales à la suite d'une manœuvre satellitaire non annoncée ou non intentionnelle.

7.5.12.1.3.3.3.2 Les éphémérides antérieures sont d'une utilité limitée pour la détection de défaillances de type A2 en raison de la manœuvre exécutée. Le sous-système sol GBAS devra contrôler les données de mesure de distance directement dans le cadre de la validation des éphémérides. Exemple de défaillance de type A2 : un satellite est désigné en état de fonctionner, une manœuvre intentionnelle ou l'allumage non intentionnel d'un propulseur se produit et le satellite continue à diffuser des éphémérides antérieures à la manœuvre (maintenant erronées).

#### 7.5.12.1.3.4 Menace de déformation du signal

7.5.12.1.3.4.1 La menace de déformation du signal est une condition de défaillance dans le satellite GPS qui entraîne une distorsion du code C/A diffusé, de sorte que les crêtes de corrélation utilisées pour la poursuite dans le système embarqué et dans le système sol sont déformées. L'étendue de la déformation dépend de la largeur de bande du récepteur et l'erreur de poursuite qui en résulte dépend de l'endroit où sont situés (le long de la crête du corrélateur) les points du corrélateur utilisés pour la poursuite du code.

7.5.12.1.3.4.2 L'espace de menace du contrôle de la déformation du signal reçu est défini à la section 8. Il existe trois types de défaillances : A, B et C.

7.5.12.1.3.4.3 La plupart des satellites présentent naturellement un certain niveau de déformation des crêtes du corrélateur, que l'on appelle des biais naturels (mesures du corrélateur). Ces biais naturels peuvent varier au fil du temps.

7.5.12.1.3.4.4 Une condition de défaillance (début) se présente comme un échelon dans la mesure du code brut (non filtré), à la fois dans le système embarqué et dans le système sol. Si les deux systèmes avaient exactement le même étage d'entrée (filtrage RF et IF, méthode d'échantillonnage), le même type de corrélateur et le même espacement de corrélation, l'erreur serait la même au sol et à bord et aucune erreur différentielle ne surviendrait. Mais habituellement ce n'est pas le cas.

7.5.12.1.3.4.5 L'échelon est filtré par l'algorithme de lissage dans les systèmes sol et embarqués, et l'erreur différentielle en régime permanent se manifeste graduellement dans un délai de 60 – 90 secondes lorsque l'on utilise des corrections provenant de messages de type 11 (ou de 200 – 300 secondes pour un message de type 1).

7.5.12.1.3.4.6 Si une défaillance (A, B ou C) se produit dans un satellite, il faudra environ de 60 à 90 secondes avant d'atteindre le régime permanent pour l'erreur et le discriminateur du moniteur. Essentiellement, le début de la défaillance provoque une course entre l'erreur différentielle qui va augmentant et le discriminateur du moniteur à mesure qu'il s'approche du seuil. On parle alors d'un régime transitoire. Si l'erreur de distance atteint la limite qui doit être protégée alors que le discriminateur n'a pas encore franchi le seuil avec une marge suffisante pour garantir la probabilité de détection requise, la spécification n'est pas respectée. Les performances du régime permanent et du régime transitoire doivent être évaluées.

7.5.12.1.3.4.7 Les paramètres bord critiques pour la menace de déformation du signal sont les suivants :

- Le temps entre l'initialisation du filtre de lissage embarqué et l'intégration de la mesure dans la solution de position.
- Les paramètres soumis aux contraintes définies dans la norme relative au GAST D (supplément B), notamment :
  - o corrélateur de type avance-retard (EL) ou double delta (DD) ;
  - o espacement de corrélation ;
  - o largeur de bande du signal GPS (de la réception à l'antenne à la conversion RF, IF et A/D).
- Retard de groupe (de la réception à l'antenne à la conversion RF, IF et A/D).

7.5.12.1.3.4.8 En dehors du choix discret entre corrélateur EL et DD, l'espace de configuration est bidimensionnel (espacement de corrélation et largeur de bande). Les filtres mis en place dans le système embarqué peuvent être de types différents (Butterworth, Chebychev, elliptique, etc.). Des contraintes de retard de groupe excluent certains de ces filtres. Cependant, la variation possible dans la conception du récepteur introduit d'autres dimensions qui doivent être prises en compte par le fabricant du sous-système sol. Les types de filtres font partie de l'espace de configuration à prendre en considération.

7.5.13 *Spécifications relatives au sous-système sol et évaluation des performances de navigabilité.* La certification de navigabilité des systèmes d'atterrissage automatique pour les opérations de catégorie II/III nécessite une évaluation de la performance d'atterrissage dans des conditions exemptes de défaillances et des conditions de défaillance. On trouvera de plus amples renseignements, notamment une description de la manière dont les normes techniques peuvent être utilisées pour effectuer une évaluation, dans le document DO-253D, appendice J, de la RTCA, intitulé Minimum Operational Performance Requirements for Airborne Equipment using the Local Area Augmentation System.

7.5.13.1 *Estimation de la disponibilité.* Dans certaines situations, il peut être nécessaire d'estimer la disponibilité prévue d'un aéroport ou d'une extrémité de piste, par exemple, lorsque les angles de masquage sont élevés ou que la valeur de l' $E_{IG}$  dépasse 2,75 m. La valeur maximale de 2,75 m fixée pour l' $E_{IG}$  est établie sur la base de simulations de disponibilité utilisant des suppositions prudentes quant aux performances de la constellation et des aéronefs ; l'objectif est de fournir le service GAST D avec une disponibilité de 0,999 aux aéroports de catégorie III partout dans le monde. La limite de 2,75 m pour l' $E_{IG}$  garantit donc une disponibilité supérieure à 0,999 dans les scénarios les plus pessimistes, lorsque seul le composant ionosphérique résiduel est pris en compte. Cela dit, à de nombreux endroits, l'objectif de disponibilité est atteint pour des valeurs d' $E_{IG}$  supérieures à 2,75 m. De plus, le chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1, spécifie une plage de valeurs de disponibilité, et le fournisseur du service doit déterminer laquelle est nécessaire pour l'opération considérée. Dans les cas où le service GAST D est fourni à un LTP où l' $E_{IG}$  excède 2,75 m, il ne peut pas être fait de supposition en ce qui concerne la disponibilité, et il incombe alors au fournisseur du service d'estimer celle-ci conformément aux orientations ci-dessous, en faisant des suppositions sur les performances côté bord. Il peut être supposé que la valeur maximale admissible de l'erreur côté bord non détectée dans le domaine de la position ( $MaxE_v$ ,  $MaxE_l$ ), calculée compte tenu des critères de navigabilité relatifs au toucher des roues, est de 10 m ou plus.

7.5.13.2 En général, la disponibilité pour une approche donnée peut être estimée en tenant compte des paramètres de station sol transmis en conditions normales pour le calcul des valeurs de VEB/LEB et de VPL/LPL et la comparaison avec les valeurs de VAL/LAL pour l'approche considérée. Le résultat de la sélection de la géométrie côté bord est un composant distinct de la disponibilité. Dans les cas où l' $E_{IG}$  est supérieure 2,75 m, il est suffisant de tenir compte de la disponibilité résultant de la sélection de la géométrie côté bord, qui régit la disponibilité plutôt que les niveaux de protection.

7.5.13.3 Au minimum, la durée de la simulation doit englober tous les états de la constellation (24 heures dans le cas du GPS). Lorsque des considérations probabilistes supplémentaires sont prises en compte, p. ex. la probabilité de scintillation, des simulations plus longues peuvent être nécessaires.

7.5.13.4 Les valeurs de VPL/LPL devraient être comparées aux valeurs de VAL/LAL à 200 ft (ou au seuil s'il se trouve plus loin du point de référence du GBAS).

7.5.13.5 Les valeurs de VEB/LEB devraient être comparées aux valeurs de VAL/LAL à 23 NM ou à la distance où il est prévu que l'approche commencera.

7.5.13.6 La constellation à utiliser est la constellation standard extensible (27 véhicules spatiaux), définie dans la norme *GPS Standard Positioning Service (SPS) Performance Standard*, quatrième édition, avec les probabilités d'état N-1 et N-2 indiquées dans le tableau D-11.

7.5.13.7 Si le critère de disponibilité est rempli dans ces conditions, une plus ample analyse n'est pas nécessaire. S'il faut une analyse supplémentaire, une constellation moins standard peut être utilisée, p. ex. almanach Yuma contemporain. Les mêmes probabilités d'état de constellation peuvent servir, ou, si c'est possible, des probabilités applicables à la constellation en question.

**Tableau D-11. Probabilités d'état de la constellation GPS**

État de la constellation GPS	N satellites en fonctionnement	N-1	N-2	N-3	N-4
Probabilité	0,95	0,035	0,015	0	0

7.5.13.8 Les paramètres de station sol sont ceux que transmet le sous-système sol particulier.

7.5.13.9 Les suppositions relatives aux paramètres côté bord sont les suivants :

- AAD B ;
- Vitesse de l'aéronef : 160 kt ;
- $\sigma_{\text{divg.}}$  : 0 (suppose un régime permanent du filtre de lissage) ;
- $\sigma_{\text{bruit}}$  : 0,15 (cas le plus défavorable à l'intérieur de l'AAD B) ;
- $\text{MaxE}_v, \text{MaxE}_L$  : 10 m ;
- $\text{MaxSvert} = \text{MaxEv} / \text{ER}$  ;
- $\text{MaxSLat} = \text{MaxEL} / \text{ER}$  ;
- $\text{MaxSvert2} = \text{MaxEv} / \max(\text{EIG})$  ;
- $\text{MaxSLat2} = \text{MaxEL} / \max(\text{EIG})$  ;
- $E_R$  est l'erreur de pseudodistance non détectée maximale pour l'approche GAST D, à savoir 1,6 m ou, si elle est plus élevée, l' $E_{IG}$  pour l'approche ;
- le récepteur de bord est capable de suivre au moins 12 sources de mesures de distance et en même temps de décoder les données de navigation associées.

7.5.14 *Délai d'alarme du signal électromagnétique GBAS*. Le délai d'alarme du signal électromagnétique (SIS) GBAS est défini ci-après dans le contexte du GBAS sur la base de la définition du délai d'alarme fournie au chapitre 3, § 3.7.1. Le délai d'alarme SIS GBAS est le délai maximal admis depuis le début d'une situation hors tolérance à la sortie d'un récepteur GBAS embarqué exempt de défauts jusqu'au moment où le récepteur GBAS embarqué annonce l'alarme. Ce délai est une limite qu'il ne faut jamais dépasser et vise à protéger l'aéronef contre des périodes prolongées de guidage hors des seuils d'alarme latéral ou vertical.

7.5.14.1 Deux temps sont prévus dans les normes pour assurer le délai d'alarme du SIS du GBAS.

- 1) Le premier, le délai d'alarme du sous-système sol pour les spécifications du SIS, limite le temps que prend le sous-système sol pour indiquer qu'il a détecté une situation hors tolérance compte tenu de la sortie d'un récepteur GBAS exempt de défauts. L'indication donnée à l'élément embarqué est soit a) diffuser des messages de type 1 (et de type 11 si la diffusion de ce type est prévue) ou des messages de type 101 indiquant la situation (conformément à l'appendice B, § 3.6.7.3.2.1), soit b) mettre fin à toutes les transmissions VDB. Le sous-système sol dispose d'un délai de 3 secondes pour prendre l'une ou l'autre de ces dispositions.

Pour les récepteurs embarqués qui utilisent GAST C, au moins un message de type 1 signalant cette situation hors tolérance doit être reçu par un récepteur embarqué exempt de défauts à l'intérieur du délai de temporisation des messages pour respecter le délai d'alarme SIS. Pour les récepteurs embarqués qui utilisent le GAST D, au moins un message (de type 1 et de type 11) ayant le même compte Z modifié applicable (et le même ensemble de satellites) doit être reçu par un récepteur embarqué exempt de défauts à l'intérieur du délai de temporisation des messages pour respecter le délai d'alarme SIS. Étant donné que l'interruption de la VDB peut se traduire par un temps d'exposition supérieur au délai d'alarme SIS pour les défaillances satellitaires, cette option n'est recommandée que lorsque la transmission VDB ne répond pas aux spécifications de performance correspondantes (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.1).

De plus, dans le cas des sous-systèmes sol qui satisfont aux spécifications de performance de contrôle GAST D, le sous-système sol ne dispose que de 1,5 seconde pour détecter une situation qui produirait des erreurs hors tolérance dans les pseudodistances corrigées sur 30 secondes et pour soit exclure les mesures de la source de mesure de distance de la diffusion, soit pour les marquer comme étant non valides. Ce délai de détection et cette diffusion sont semblables quant à la définition, mais leur fonction n'équivaut pas à celle du délai d'alarme du sous-système sol, vu qu'une situation hors tolérance dans une seule source de mesure de distance n'entraîne pas nécessairement des informations de guidage hors tolérance.

- 2) Le deuxième temps applicable au délai d'alarme SIS GBAS prévoit la perte temporaire possible de la réception de messages. L'équipement embarqué utilisant un GAST C actif produit une alarme s'il ne reçoit pas de message de type 1 dans un délai de 3,5 secondes durant les étapes finales de l'approche. Lorsque l'équipement embarqué est au-dessous d'une hauteur de 200 ft au-dessus du seuil de piste (HAT), l'équipement embarqué utilisant un GAST D actif produit une alarme ou modifie le type de service actif s'il ne reçoit pas, dans un délai de 1,5 seconde, un ensemble de messages de type 1 et de type 11 ayant le même compte Z modifié. Il faut noter que ces temporisations dictent aussi le délai d'alarme SIS obtenu lorsque le sous-système sol cesse les transmissions VDB au lieu de diffuser des messages pour alerter l'équipement embarqué.

Des spécifications sur la rapidité avec laquelle les sorties du récepteur doivent être invalidées (annonçant ainsi une alarme) ainsi que sur d'autres conditions nécessitant que les sorties soient indiquées comme non valides figurent dans le DO-253D de la RTCA. Par exemple, il est spécifié que la fonction de détermination de la position du récepteur GBAS embarqué doit utiliser le contenu du message le plus récemment reçu et exprimer le contenu du message dans ses sorties dans un délai de 400 ms. Le délai d'alarme SIS est défini par des événements de début et de fin au même point dans l'aéronef. Aucun traitement commun pour générer des sorties à la fois en condition normale et en condition d'alarme ne changera le délai d'alarme SIS obtenu, c'est-à-dire que cette période commune agit comme un retard à la fois pour l'événement de début et l'événement de fin et n'a pas d'incidence sur la durée d'exposition totale à l'aéronef. Dans le récepteur GBAS, les sorties dans ces deux types de conditions doivent répondre aux mêmes spécifications de latence, de sorte que l'on ne s'attend pas à d'importantes différences. La valeur de la différence entre le délai d'alarme SIS et le délai d'alarme du sous-système sol est égale à la différence entre le temps de traitement du récepteur et le temps nécessaire au récepteur pour invalider les sorties.

7.5.14.2 Le tableau D-12 résume les temps qui contribuent au délai d'alarme SIS GBAS et la plage de valeurs de délai d'alarme obtenues à laquelle on peut s'attendre.

7.5.14.3 La figure D-13 montre le cas nominal, sans messages manqués, et la figure D-14 montre l'effet des messages manqués pour le GAST D au-dessous de 200 ft. Au-dessus de 200 ft, la situation est similaire, mais l'aéronef dispose d'un délai de message manqué plus long, comme il est décrit ci-dessus.

7.5.14.3.1 La figure D-14 montre l'effet des messages manqués (moitié supérieure) et de l'arrêt de la diffusion VDB (moitié inférieure) sur le délai d'alarme SIS en utilisant l'exemple des spécifications applicables au GAST D au-dessous de 200 ft. La ligne de temps supérieure montre qu'il y a deux messages manqués seulement et que le troisième est reçu, de sorte que les opérations peuvent se poursuivre, à moins que le troisième message n'indique une condition de défaillance qui entraîne une alarme du récepteur. La ligne de temps inférieure montre l'effet de l'arrêt de la diffusion VDB. Le récepteur embarqué invalide ses sorties après trois messages manqués. Le délai d'alarme SIS combine les temps attribués au délai d'alarme sol et aux messages manqués (voir le tableau D-10), mais il est maintenant décalé par le temps de traitement du récepteur embarqué. Au-dessus de 200 ft, la situation est similaire, mais l'aéronef dispose d'un délai plus long, comme le décrit le document DO-253D de la RTCA.

7.5.14.3.2 Pour l'intégrité du SIS, le diagramme indique que le début du délai d'alarme SIS se situe au point où le récepteur embarqué exempt de défauts produit des données hors tolérance. L'événement de fin du délai d'alarme SIS se trouve aussi à la sortie du récepteur embarqué.

7.5.14.3.3 L'événement de début du délai d'alarme ou du délai de détection et de diffusion du sous-système sol est le dernier bit du premier message (paire de messages de type 1 et type 11 pour le GAST D), y compris les données hors tolérance. Pour les défaillances de l'équipement sol ou la fin du signal VDB, c'est là le premier message contenant des informations de correction, d'intégrité ou de trajectoire diffusé par le sous-système sol qui n'est pas conforme à la spécification d'intégrité applicable (p. ex. intégrité du SIS, intégrité du sous-système sol). Pour les défaillances de satellites, les spécifications sont hors tolérance dès que les erreurs de pseudodistance différentielles dépassent les mesures de performance énoncées dans une certaine spécification (p. ex. le contrôle de la source de mesure de distance). Leur événement de fin est le dernier bit du premier message (paire de messages pour le GAST D) supprimant les données hors tolérance ou signalant qu'elles ne sont pas valides.

7.5.14.3.4 Il convient de noter que bien que la figure D-13 indique que les délais d'alarme du SIS et du sous-système sol renvoient à des points de début et de fin différents dans le temps, un ANSP peut supposer qu'ils sont les mêmes. Un soussystème sol devrait être évalué et certifié sans crédit ni pénalité pour les variations du récepteur embarqué dues à une mise en œuvre spécifique approuvée de l'aéronef. Du point de vue du sous-système sol, tous les messages reçus sont censés être instantanément appliqués ou pris en compte par le récepteur embarqué. Il en résulte des points de référence des délais d'alarme du SIS et du sous-système sol qui sont équivalents du point de vue du sous-système sol.

7.5.15 *Risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D.* L'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3, contient une nouvelle spécification d'intégrité du sous-système sol se rapportant à des critères de conception à sécurité intégrée. Cette méthode d'intégrité garantit que les défaillances dans le sous-système sol qui peuvent avoir une incidence sur les fonctions des stations et se traduire par des informations erronées sont extrêmement improbables. Cette spécification a pour objet de préciser le risque admissible que le sous-système sol génère en interne des informations erronées et en provoque la diffusion. D'autres spécifications précisent la performance requise du sous-système sol en matière de détection et d'atténuation des défaillances provenant de l'extérieur du sous-système sol (telles que des défaillances d'une source de mesure de distance). Cette spécification se rapporte à la probabilité que le sous-système sol ne parvienne pas à assurer la fonction prévue. La fonction prévue pour le GBAS est définie au chapitre 3, § 3.7.3.5.2. Les fonctions énumérées dans ce paragraphe et les spécifications de performance correspondantes caractérisent la fonction prévue du système.

**Tableau D-12. Contributions au délai d'alarme SIS**

*Spécifications de Délai d'alarme du Temporisations des messages Délai d'alarme SIS Délai d'alarme SIS risque d'intégrité et sous-système sol dans l'aéronef (nominal) (maximal) types de service (Note 1) (Note 5) (Note 6) (Note 7)*

Spécifications de Délai d'alarme du	Temporisations des messages	Délai d'alarme SIS	Délai d'alarme SIS	risque d'intégrité et sous-système sol dans l'aéronef (nominal) (maximal) types de service (Note 1) (Note 5) (Note 6) (Note 7)
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.1 et 3.6.7.1.2.2.1 (GAST A,B,C)	3,0 s (Note 2)	3,5 s	3,0 s	6,0 s
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.2 et 3.6.7.1.2.2.1 (GAST D)	3,0 s (Notes 2 et 8)	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft) 1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	3,0 s	6,0 s 4,0 s
Appendice B, 3.6.7.1.2.1.1.3 (GAST D)	1,5 s	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft) 1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	1,5 s	4,5 s (Note 3) 2,5 s (Note 3)
Appendice B, 3.6.7.3.3 (GAST D)	1,5 s (Note 9)	3,5 s (HAT supérieur à 200 ft) 1,5 s (HAT inférieur à 200 ft)	1,5 s	4,5 s (Note 4) 2,5 s (Note 4)

1.— Les spécifications du délai d'alarme du sous-système sol s'appliquent à un sous-système sol qui transmet des messages de type 1. Les soussystèmes sol qui transmettent des messages de type 101 ont un délai d'alarme de 5,5 s, comme le prévoit l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.2.1.2.

2.— Ces temps s'appliquent pour exclure toutes les sources de mesure de distance, marquer toutes ces sources comme étant non valides dans un message de type 1 ou cesser toute transmission VDB. Une source de mesure de distance marquée comme non valide ou exclue peut ou non provoquer la production d'une alarme par le récepteur embarqué, selon le rôle que cette source de mesure de distance joue dans la solution de position de l'aéronef. 3.— Cette spécification de conception s'applique à l'intégrité des fonctions internes du sous-système sol (à l'exclusion des défaillances d'un seul récepteur de référence) ; elle comprend la capacité de contrôle de la source de mesure de distance du sous-système sol. Le tableau indique le temps d'exposition pour les défaillances d'équipement sol qui ont pour résultat la transmission d'informations non conformes et qui sont annoncées à l'aéronef au moyen d'une transmission VDB.

Note 4.— Ces spécifications s'appliquent au contrôle de l'intégrité pour les sources de mesure de distance GNSS. Lorsqu'une source de mesure de distance est marquée comme non valide ou exclue, elle peut ou non provoquer la production d'une alarme par le récepteur embarqué, selon le rôle que cette source de mesure de distance joue dans la solution de position de l'aéronef. Les temps indiqués dans le tableau partent de l'hypothèse que la source de mesure de distance était critique dans la détermination de la solution de position.

*Note 5.— Le temps attribué à la temporisation applicable à un message manqué commence au dernier message reçu et non au premier message manqué, de sorte qu'il est supérieur de 0,5 s au temps ajouté au délai d'alarme SIS.*

*Note 6.— Si les transmissions continuent et qu'il n'y a pas de messages manqués, la colonne « nominal » est pertinente. Cette valeur inclut la contribution maximale du sous-système sol.*

*Note 7.— Le délai d'alarme SIS maximal inclut la contribution maximale du sous-système sol et la perte temporaire possible de réception de messages. Lorsque les transmissions VDB cessent, le délai d'alarme SIS maximal est pertinent. Ce délai est la somme du délai d'alarme du sous-système sol et de la temporisation des messages dans l'aéronef, moins 0,5 s (voir la Note 5).*

*Note 8.— Bien que ces paragraphes se rapportent au FAST D et que les valeurs maximales du délai d'alarme soient supérieures à celles qui correspondent habituellement aux opérations de catégorie II/III, les valeurs de délai d'alarme figurant sur cette ligne ne s'appliquent pas à l'intégrité pour la prise en charge des catégories II/III. Ces valeurs de délai d'alarme s'appliquent aux conditions de délimitation (voir le § 7.5.3.1) et sont donc liées au risque total des sources d'erreur exemptes de défauts et aux défaillances dépassant les niveaux de protection. Pour le GAST D, les incidences des dysfonctionnements sont prises en compte par les spécifications complémentaires de l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3 et 3.6.7.3.3, ainsi que par les spécifications complémentaires pour le côté bord figurant dans le DO-253D de la RTCA, par exemple le moniteur de défaillance du récepteur de référence. Ces spécifications complémentaires sont plus contraignantes et imposent un délai d'alarme plus court, approprié aux opérations des catégories II et III. La présence de valeurs de délai d'alarme supérieures sur cette ligne ne doit pas être interprétée comme signifiant que des erreurs qui sont proches du seuil d'alarme ou qui le dépassent et pouvant atteindre ces durées d'exposition plus longues peuvent se produire avec une probabilité supérieure à  $1 \times 10^{-9}$  dans tout atterrissage.*

*Note 9.— Il s'agit du « délai de détection et de diffusion »; les autres spécifications du système sol s'ajoutent à celle-ci.*

7.5.15.1 *Vérification de la conformité avec le risque d'intégrité du sous-système sol pour le GAST D.* La vérification qu'un sous-système sol répond aux spécifications de risque d'intégrité de l'appendice B, § 3.6.7.1.2.1.1.3, se fait normalement à l'aide d'une combinaison d'analyse et de pratiques/méthodes de conception appropriées liées à la sécurité. Le processus d'ensemble doit garantir que les défaillances internes du sous-système sol qui pourraient avoir une incidence sur les fonctions prévues des stations et entraîner des informations erronées sont extrêmement improbables. Il faut démontrer que toutes les conditions de défaillance des éléments du sous-système sol sont suffisamment atténuées, soit par contrôle direct, soit par l'emploi d'une méthode acceptable d'élaboration d'assurance de la conception (telle que celle des documents DO-178 et DO-254 de la RTCA). La méthodologie devrait donner l'assurance d'une atténuation des défaillances des éléments (HW, SW). La méthode d'intégrité d'assurance de la conception, appliquée parallèlement aux concepts de conception à sécurité intégrée et d'autres mesures de garantie (telles que celles qui sont prévues dans l'ARP 4754 de la SAE) pour détecter et supprimer les erreurs systématiques de conception, garantit la sécurité du système sol en GAST D. Certains États ont utilisé les orientations en matière d'assurance de la sécurité du *Manuel de gestion de la sécurité (MGS)* (Doc 9859) de l'OACI.

## **7.6 Continuité du service**

7.6.1 *Indicateur de continuité/d'intégrité du GBAS.* L'indicateur de continuité/d'intégrité du GBAS (GCID) fournit une indication de la capacité actuelle des sous-systèmes sol GBAS. La valeur 1 du GCID signifie que le sous-système répond aux spécifications de performance et de fonctionnement du GAST A, B ou C. La valeur 2 signifie que le sous-système sol répond aux spécifications de performance et de fonctionnement des GAST A, B, C et D. Les valeurs 3 et 4 sont destinées à de futures opérations associées à un type de service dont les spécifications seront plus strictes que celles du GAST D. L'indicateur GCID, qui précise l'état de fonctionnement du sous-système sol, est censé être utilisé lorsque le pilote choisit son approche. Il n'est pas destiné à remplacer ni à compléter l'indication d'intégrité instantanée que fournit le message de type 1 ou de type 101. Le GCID ne fournit aucune indication sur la capacité du sous-système sol d'assurer le service de localisation GBAS.

7.6.2 *Continuité du service du sous-système sol.* Pour prendre en charge les types GAST A, B et C, les sous-systèmes sol GBAS doivent satisfaire aux prescriptions de continuité de service spécifiées à l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.1.3. Les sous-systèmes sol GBAS qui prennent également en charge des opérations utilisant le service de localisation GBAS doivent en outre assurer la continuité minimale requise pour les opérations en région terminale, soit  $1-10^{-4}$ /heure (chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1). Lorsqu'elle est convertie en heures, la continuité spécifiée pour GAST A, B ou C ( $1-8 \times 10^{-6}/15$  s) n'est pas conforme à la continuité minimale requise de  $1-10^{-4}$ /heure. Des mesures supplémentaires doivent donc être prises pour assurer la continuité prescrite pour ces autres opérations. Une façon de montrer la conformité avec cette spécification est de supposer que la mise en œuvre embarquée utilise à la fois le GBAS et l'ABAS de manière à assurer la redondance et que l'ABAS assure une précision suffisante pour l'opération envisagée.

7.6.2.1 *Continuité du service du sous-système sol pour GAST D.* Un segment sol qui assure un service GAST D doit satisfaire à la spécification de continuité du signal électromagnétique ( $1-8,0 \times 10^{-6}/15$  secondes) pour un système GAST A, B et C, mais doit aussi satisfaire aux prescriptions de continuité spécifiques au GAST D qui figurent à l'appendice B, § 3.6.7.1.3.2. La continuité du sous-système sol est définie par deux spécifications. La première est la continuité du sous-système sol, qui inclut les défaillances de tous les éléments nécessaires à la diffusion VDB, y compris les récepteurs de référence. Elle comprend aussi la perte de service due à des défaillances d'intégrité dans le sous-système sol qui entraînent des alarmes et de fausses alarmes du moniteur. La deuxième concerne la continuité liée aux détections du moniteur en conditions normales. La raison pour laquelle les détections du moniteur de source de mesure de distance font l'objet d'une spécification distincte tient au fait que la partie diffusion VDB comprend toutes les défaillances qui se traduisent par une perte du signal électromagnétique, tandis que la contribution du moniteur ne s'applique qu'à l'exclusion de satellites particuliers des corrections diffusées. Il n'en résulte pas nécessairement une perte du signal électromagnétique pour le récepteur embarqué. La spécification est définie pour chaque source de mesure de distance de sorte qu'il n'est pas nécessaire que la conception sol tienne compte du nombre réel de satellites visibles ou du nombre considéré comme critique pour l'utilisateur pour une approche spécifique. Il incombe à l'utilisateur bord de démontrer la continuité globale obtenue en considérant la contribution des satellites et des moniteurs embarqués.

## 7.7 Sélection de canal GBAS

7.7.1 Dans le GBAS, les numéros de canal permettent d'établir entre l'équipement de bord et les signaux électromagnétiques une interface compatible avec les interfaces de l'ILS et du MLS. L'intégration au poste de pilotage et l'interface de bord peuvent ou non avoir pour base la saisie du numéro de canal à cinq chiffres. Il est également possible de rattacher la sélection du canal au choix de l'approche au moyen d'une fonction de gestion de vol, comme c'est le cas actuellement avec l'ILS. Le numéro de canal GBAS peut être mémorisé dans une base de données de navigation embarquée où il sera associé à une approche donnée, désignée par un nom. Une fois le nom de l'approche sélectionné, le numéro de canal peut être fourni automatiquement à l'équipement, qui doit alors extraire des données reçues les données d'approche GBAS voulues. Le service de localisation GBAS peut aussi utiliser la sélection d'un numéro de canal à 5 chiffres ; il est ainsi plus facile d'exécuter des opérations autres que les approches définies par les données FAS. Pour faciliter l'accord en fréquence, les numéros de canal GBAS des sous-systèmes sol GBAS voisins qui assurent le service de localisation peuvent être fournis dans le bloc de données supplémentaires 2 du message de type 2.

7.7.2 Un numéro de canal allant de 20 001 à 39 999 est assigné quand les données FAS sont diffusées dans le message de type 4. Un numéro de canal allant de 40 000 à 99 999 est assigné quand les données FAS associées à un service de type GAST A sont obtenues de la base de données embarquée.

7.7.3 Tous les blocs de données FAS transmis dans un message de type 4 sont associés à un seul numéro de canal à cinq chiffres, que l'approche soit ou non prise en charge par plusieurs types de services d'approche. Pour les approches assurées par plusieurs types de services d'approche, le champ indicateur de performance d'approche dans le message de type 4 est utilisé pour indiquer le type de service d'approche le plus exigeant qui est pris en charge par le sous-système sol pour toute approche spécifique.

## 7.8 Sélecteurs de données de trajectoire de référence et de station de référence

Un mécanisme de mise en correspondance permet d'associer sans ambiguïté chaque numéro de canal à une approche GBAS donnée. Le numéro de canal, composé de cinq caractères numériques, est compris entre 20 001 et 39 999. Il permet au sous-système embarqué du GBAS de s'accorder sur la fréquence voulue et de choisir le bloc de données correspondant au segment d'approche finale (FAS) approprié. Ce choix s'opère à l'aide du sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) intégré, dans le message de type 4, aux données de définition du FAS. Le tableau D-13 illustre la relation existant entre numéro de canal, fréquence et RPDS. Le même mécanisme de mise en correspondance permet de sélectionner le service de localisation à l'aide du sélecteur de données de station de référence (RSDS). Le RSDS est diffusé dans le message de type 2 et permet de choisir un sous-système sol GBAS qui assure le service de localisation. Dans le cas de sous-systèmes sol GBAS qui ne fournissent pas le service de localisation et qui diffusent les données d'éphémérides supplémentaires, le RSDS est codé avec la valeur 255. Tous les RPDS et les RSDS diffusés par un sous-système sol doivent être uniques sur la fréquence de diffusion employée à l'intérieur de la portée radio du signal. Les valeurs RSDS doivent être différentes des valeurs RPDS diffusées.

## 7.9 Attribution du RPDS et du RSDS par le fournisseur de services

L'attribution des sélecteurs RPDS et RSDS doit être supervisée de manière à éviter qu'un numéro de canal ne soit attribué plus d'une fois dans la zone protégée de diffusion des données. Le fournisseur de services GBAS

doit donc s'assurer que chaque RPDS et chaque RSDS n'est associé qu'à une seule fréquence à l'intérieur de la zone de couverture d'un soussystème sol GBAS donné. L'attribution des RPDS et des RSDS doit être gérée parallèlement à celle des fréquences (et des créneaux temporels dans le cas de la diffusion de données VHF).

**Tableau D-13. Exemples d'assignation de canaux**

Numéro de canal (N)	Fréquence en MHz (F)	Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS) ou sélecteur de données référence (RPDS) ou sélecteur de données de (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 (Note)	108,025		1
20 413	108,05		1
....	....		....

— Les canaux situés entre 20 398 et 20 412 ne peuvent pas être assignés, car les algorithmes les mettent en correspondance avec des fréquences situées à l'extérieur de la bande 108,025 – 117,950 MHz. Chaque fois que le RPDS augmente d'une unité, un vide analogue se produit.

## 7.10 Identificateur GBAS

L'identificateur GBAS sert à désigner sans ambiguïté le sous-système sol GBAS émettant sur une fréquence donnée à l'intérieur de la zone de couverture VDB du GBAS. Pour naviguer, les aéronefs utiliseront les données diffusées par une ou plusieurs stations émettrices GBAS d'un seul sous-système sol GBAS (identifiées par un indicateur GBAS commun).

## 7.11 Trajectoire FAS

7.11.1 La trajectoire FAS est une ligne dans l'espace définie par le point de seuil à l'atterrissage/point de seuil fictif (LTP/FTP), le point d'alignement de trajectoire de vol (FPAP), la hauteur de franchissement du seuil (TCH) et l'angle de site de l'alignement de descente (GPA). Ces paramètres sont déterminés à l'aide du bloc de données FAS contenu dans les messages de type 4 ou dans la base de données embarquée. La figure D-15 illustre la relation qui les unit à la trajectoire FAS.

7.11.1.1 Les blocs de données FAS pour les approches SBAS et certaines approches GBAS sont conservés dans une base de données commune embarquée qui peut être utilisée à la fois pour le SBAS et le GBAS. Il incombe aux États de fournir les données FAS pour les procédures APV quand le message de type 4 n'est pas diffusé. Ces données comprennent les paramètres contenus dans le bloc de données FAS, le RSDS et la fréquence de diffusion associée. Le bloc de données FAS à utiliser dans une procédure d'approche précise est décrit à l'appendice B, § 3.6.4.5.1, et au tableau B-134.

### 7.11.2 Caractéristiques de la trajectoire FAS

7.11.2.1 *Composante latérale.* Le point LTP/FTP se situe habituellement sur le seuil de piste ou à proximité, mais il peut s'en écarter notablement si les besoins opérationnels ou les contraintes matérielles l'exigent. À eux deux, le point FPAP et le point LTP/FTP définissent le plan latéral de référence utilisé pour l'approche. Dans le cas d'une approche en ligne droite dans l'axe de la piste, le point FPAP se situe à l'extrémité de la piste ou au-delà, mais pas en deçà.

7.11.2.2 *ΔDécalage longitudinal*. Le paramètre Δdécalage longitudinal représente la distance séparant le point FPAP de l'extrémité de la piste. Ce paramètre permet à l'équipement de bord de calculer à quelle distance de l'extrémité de la piste se trouve l'aéronef. Si le paramètre n'indique pas correctement l'écart entre le point FPAP et l'extrémité de la piste, le fournisseur de services doit s'assurer que le paramètre est réglé à la valeur « non fourni ».

7.11.2.3 *Composante verticale*. La verticale locale est la droite perpendiculaire à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/ FTP et elle peut différer notablement du vecteur gravité local. Le plan horizontal local est un plan perpendiculaire à la verticale locale passant par le point LTP/FTP (c'est-à-dire tangent à l'ellipsoïde au point LTP/FTP). Le point de franchissement de référence (DCP) est situé à la verticale du point LTP/FTP ; l'écart entre les deux est la hauteur de franchissement du seuil (TCH). La trajectoire FAS est une droite formant un angle (GPA) avec l'horizontale locale qui passe par le point DCP. Enfin, le point d'interception de l'alignement de descente (GPIP) est le point d'intersection de la trajectoire FAS et du plan horizontal local. Il peut se trouver au-dessus ou au-dessous de la surface de la piste, tout dépendant de la courbure de celle-ci.

7.11.3 *Compatibilité des calculs avec l'ILS*. Pour des raisons de compatibilité avec les systèmes existants, il convient que l'équipement de bord génère les informations de guidage sous la forme d'écarts par rapport à la trajectoire FAS souhaitée. Le message de type 4 comprend des paramètres permettant de calculer ces écarts conformément aux installations ILS types.

7.11.3.1 *Écart latéral*. La figure D-15 illustre la relation entre le point FPAP et le point à partir duquel sont mesurés les écarts angulaires latéraux. Le paramètre largeur de radioalignement et le point FPAP déterminent le point d'origine et la sensibilité des écarts latéraux. Par déplacement du point FPAP et réglage de la largeur de radioalignement, on peut donner au GBAS la largeur de radioalignement et la sensibilité voulues. Ces valeurs peuvent être réglées à la largeur de radioalignement et à la sensibilité d'un ILS ou d'un MLS existant. Cet ajustement peut être nécessaire, par exemple, pour assurer la compatibilité avec des aides visuelles d'atterrissage déjà en place.

7.11.3.1.1 *Plan de référence des écarts latéraux*. Le plan de référence des écarts latéraux est le plan qui contient les points LTP/FTP et FPAP et qui passe par la normale à l'ellipsoïde WGS-84 au point LTP/FTP. L'écart latéral rectiligne est la distance séparant la position de l'aéronef calculée du plan de référence ainsi défini. La droite menée de cette position au point de référence en azimuth du GNSS (le point GARP) fait avec le plan un angle appelé « écart angulaire latéral ». Le point GARP est à une distance fixe du point FPAP, soit à 305 m (1 000 ft) au-delà, dans l'axe longitudinal de la piste.

7.11.3.1.2 *Sensibilité d'écart dans le sens latéral*. L'équipement de bord détermine la sensibilité d'écart dans le sens latéral à l'aide de la largeur de radioalignement indiquée dans le bloc de données FAS. Il incombe au fournisseur de services de fixer le paramètre largeur de radioalignement à une valeur pour laquelle l'angle correspondant à la déviation totale aura la valeur voulue (ex. : 0,155 DDM ou 150 μA), compte tenu des éventuelles restrictions d'exploitation.

7.11.3.2 *Écarts verticaux*. Les écarts verticaux sont calculés par l'équipement de bord en fonction du point de référence du site GBAS (le point GERP). Ce point peut coïncider avec le point GPIP ou être déporté de 150 m par rapport à lui ; ce décalage permet aux écarts par rapport à l'alignement de descente de produire les effets hyperboliques qui caractérisent l'ILS et le MLS au-dessous de 200 ft. C'est l'équipement de bord qui décide de décaler ou non le point GERP, tout dépendant du niveau de compatibilité exigé avec les systèmes embarqués existants. Les fournisseurs de services ne doivent pas oublier que les utilisateurs peuvent calculer les écarts verticaux à partir d'un point GERP occupant l'une ou l'autre position. La sensibilité d'écart dans le sens vertical est réglée automatiquement dans l'équipement embarqué en tant que fonction du GPA. Le rapport spécifié entre le GPA et la déviation totale (FSD) de la sensibilité d'écart dans le sens vertical est de  $FSD=0,25 \cdot GPA$ . La valeur 0,25 est la même que celle du MLS (supplément G, 7.4.1.2) et légèrement différente de la valeur nominale de 0,24 recommandée pour l'ILS (chapitre 3, § 3.1.5.6.2). Cependant, la valeur spécifiée s'inscrit largement dans les tolérances recommandées pour l'ILS (0,2 à 0,28). Par conséquent, la sensibilité résultante s'apparente à la sensibilité d'écart par rapport à l'alignement de descente qui caractérise l'ILS type.

7.11.4 *Approches non alignées avec la piste*. Il peut arriver que des opérations requièrent la définition d'une trajectoire FAS non alignée avec l'axe de piste (voir figure D-16). Dans ce cas, le point LTP/FTP peut ou non se trouver sur l'axe de la piste. Le paramètre Δdécalage longitudinal n'a alors aucune signification et doit être réglé à la valeur « non fourni ».

7.11.5 *Fournisseur de services SBAS*. Un format commun a été défini afin que les blocs de données FAS soient utilisables et par le GBAS et par le SBAS. Le champ d'identification du fournisseur de services SBAS indique quels systèmes SBAS peuvent être utilisés par un aéronef qui effectue son approche à l'aide des données FAS. Le fournisseur de services GBAS peut bloquer l'utilisation combinée des données FAS et de tel ou tel service SBAS. Pour les approches de précision sous contrôle GBAS, le champ d'identification ne sert pas et n'a pas à être pris en compte par l'équipement GBAS embarqué.

7.11.6 *Identificateur d'approche*. Il incombe au fournisseur de services d'attribuer un identificateur à chaque approche. Il est recommandé de définir un identificateur unique à l'intérieur d'une vaste zone géographique et d'attribuer aux multiples pistes d'un même aéroport des identificateurs peu susceptibles d'entraîner des confusions ou des erreurs. Enfin, il est souhaitable que l'identificateur figure sur les cartes où l'approche est décrite. La première lettre de l'identificateur d'approche est utilisée dans les protocoles d'authentification du GBAS. Les stations sol qui prennent en charge les protocoles d'authentification doivent coder le premier caractère de l'identificateur de toutes les approches prises en charge en utilisant les lettres de l'ensemble {A X Z J C V P T}, comme il est décrit à l'appendice B, § 3.6.7.4.1.4. L'équipement embarqué (qui prend en charge les protocoles d'authentification) peut ainsi déterminer quels créneaux sont assignés à la station sol et, donc, ne pas tenir compte de la réception de données diffusées dans des créneaux qui ne sont pas assignés à la station sol sélectionnée. Les stations sol qui ne prennent pas en charge les protocoles d'authentification peuvent assigner n'importe quel caractère au premier caractère de l'identificateur d'approche, sauf ceux de l'ensemble {A X Z J C V P T}.

## 7.12 Choix de l'emplacement des équipements au sol

7.12.1 Lors de la mise en place d'un sous-système sol GBAS, il convient de choisir judicieusement l'emplacement des antennes des récepteurs de référence et des antennes VDB. Concernant ces dernières, les spécifications de l'Annexe 14 relatives aux obstacles doivent être respectées.

7.12.2 *Emplacement des antennes des récepteurs de référence*. Il est préférable d'installer ces antennes dans une zone sans obstacles, de façon que les signaux des satellites puissent être reçus selon les angles de site les plus faibles possible. En général, tout ce qui masque les satellites GNSS sous un angle de site supérieur à 5° nuit à la disponibilité du système.

7.12.2.1 Il convient de concevoir et d'implanter les antennes des récepteurs de référence de façon à minimiser les signaux résultant de trajets multiples, qui interfèrent avec le signal désiré. L'installation des antennes près d'un plan de sol réduit les trajets multiples à temps de propagation élevé dus aux réflexions sous l'antenne. L'antenne sera montée à une hauteur suffisante pour éviter qu'elle soit recouverte de neige ou perturbée par les activités du personnel d'entretien ou la circulation au sol. On s'assurera également que les structures métalliques environnantes (grilles d'aération, conduites, autres antennes, etc.) demeurent à l'extérieur du champ proche de l'antenne.

7.12.2.2 Outre l'amplitude des erreurs liées aux trajets multiples affectant chacune des antennes des récepteurs de référence, le degré de corrélation de ces erreurs est un facteur important. Aussi convient-il de disposer les antennes de façon que les trajets multiples de l'une n'affectent pas les autres.

7.12.2.3 Il convient de prévoir pour chaque antenne un dispositif de fixation insensible au vent et au poids de la glace. L'accès aux antennes doit être contrôlé afin que les véhicules circulant aux alentours ne créent pas d'erreurs supplémentaires par trajets multiples et ne masquent pas les satellites.

7.12.3 *Emplacement de l'antenne d'émission VDB*. L'antenne d'émission VDB doit être implantée de façon qu'elle satisfasse aux spécifications d'intensité de champ minimale et maximale dans les volumes de service définis au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4. La conformité avec l'intensité de champ minimale pour les services d'approche peut généralement être respectée si l'antenne d'émission VDB est située de manière à bénéficier d'une visibilité directe (sans obstacle) avec les différents points du volume de service, quel que soit le segment FAS pris en charge. Il faut également veiller à la séparation antenne d'émission VDB à l'antenne de bord qui doit être suffisante pour éviter tout dépassement de l'intensité de champ maximale. Pour le budget de liaison nominal, il faut habituellement une séparation de 80 mètres pour éviter de dépasser la spécification d'intensité de champ maximale. Même s'il est souhaitable d'appliquer les critères de séparation à tout emplacement où l'aéronef peut évoluer (y compris les voies de circulation, les aires de trafic et les portes), il n'est nécessaire de respecter l'intensité de champ maximale que dans les volumes de service (voir la définition des volumes de service au § 3.7.3.5.3). Si la séparation minimale ne peut être assurée pour tous les aéronefs en mouvement (y compris sur les voies de circulation, les aires de trafic et aux portes), il faut s'assurer que le récepteur embarqué est protégé contre le claquage conformément aux MOPS du DO-253D de la RTCA, ce qui exige généralement une séparation minimale de 20 m entre l'antenne VDB et l'antenne de bord. De plus, pour couvrir adéquatement tous les FAS de l'aéroport et élargir les possibilités d'implantation des antennes VDB, il peut s'avérer nécessaire de prévoir une couverture autour de l'antenne émettrice beaucoup plus vaste que celle qu'exigerait un seul FAS. Suivant la hauteur de l'antenne VDB et sa position par rapport à la piste, il peut être impossible d'assurer un tel volume : si on hausse l'antenne afin d'assurer un signal suffisamment puissant à basse altitude, cela peut entraîner l'apparition de nuls dus aux trajets multiples dans la couverture désirée. Il faut donc analyser la situation afin de trouver un compromis, car il importe d'assurer une intensité de signal suffisante en tout point de la couverture. Enfin, il y a lieu de se pencher sur l'effet du relief et des bâtiments sur les trajets multiples.

7.12.3.1 Pour éviter toute violation des spécifications relatives à l'intensité de champ maximale définies au chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4, les antennes d'émission VDB ne doivent pas être situées à moins de 80 m de l'endroit

où les aéronefs sont autorisés à évoluer selon des procédures publiées qui utilisent des informations de guidage GBAS ou ILS. Cette règle concerne les aéronefs en approche finale, au départ et sur les pistes. La séparation de 80 m s'applique à la distance oblique entre les antennes d'émission VDB et la position de l'antenne de bord. Pour les aéronefs qui évoluent sur la piste, on peut supposer un écart maximal de 19 m par rapport à l'axe de la piste. Dans les zones qui précèdent les seuils de piste, l'écart angulaire d'alignement latéral maximal par rapport au prolongement de l'axe de piste en approche finale est plus ou moins sixième de la largeur totale de l'alignement, qui est nominale de 210 m [ $\pm 105$  m ( $\pm 350$  ft)] au seuil. On suppose que le point d'origine de l'alignement latéral est le GARP GBAS, ou le radiophare d'alignement de piste ILS, selon le cas. L'écart vertical maximal est la moitié de la déviation maximale par rapport à l'alignement de descente, la déviation maximale étant établie à  $\pm 0,25$  fois l'angle de l'alignement de descente. On suppose que le point d'origine de l'alignement de descente est le GPIIP. Le § 7.11.3 contient d'autres éléments indicatifs sur la sensibilité d'écart latéral et vertical.

7.12.4 *Emploi d'antennes d'émission multiples pour améliorer la couverture VDB.* Dans le cas de certaines installations GBAS, les contraintes d'emplacement des antennes ou le relief et les obstacles locaux peuvent créer des trajets multiples par réflexion sur le sol et/ou un blocage des signaux qui empêchent de fournir l'intensité de champ spécifiée partout dans le volume de service. Dans certaines installations GBAS au sol, il est possible d'utiliser un ou plusieurs systèmes d'antennes supplémentaires implantés de façon à assurer la diversité des trajets du signal ; ensemble, ces systèmes permettent de satisfaire aux spécifications de volume de service.

7.12.4.1 Lorsque plusieurs systèmes d'antennes sont utilisés, la séquence des antennes et la programmation des messages doivent être telles que les diffusions, partout dans le volume de service, respectent les cadences de diffusion minimales et maximales spécifiées, compte tenu de la capacité du récepteur de s'adapter aux fluctuations de l'intensité du signal dans un créneau donné d'une transmission à l'autre. La variation de puissance du signal spécifiée à l'appendice B, § 3.6.8.2.2.3, peut être dépassée dans certaines zones limitées du volume de service pourvu qu'il puisse être démontré, sur la base du comportement du récepteur décrit, par exemple, dans le document DO-253D de la RTCA et des hypothèses énumérées ci-après, que la performance qui en résulte est acceptable.

7.12.4.1.2 Les spécifications relatives à l'émission et à la réception des messages ainsi que les spécifications du délai d'alarme empêchent d'alterner les messages de type 1 et de type 11 entre les antennes dans le même créneau d'une trame à l'autre. Seuls les messages de type 2 et de type 4 (et les messages de type 3 comme messages de remplissage) peuvent être alternés. La continuité est assurée tant que le message de type 2 est reçu au moins une fois par minute. Le récepteur ne vérifie pas la réception répétée des messages de type 4 durant les dernières étapes de l'approche.

7.12.4.1.3 Même si la variation de puissance du signal spécifiée à l'appendice B, § 3.6.8.2.2.3, s'applique à l'accès d'entrée du récepteur, la situation d'un emplacement particulier doit être évaluée dans le domaine de l'intensité de champ. La variation potentielle du gain de l'antenne de bord doit donc être prise en compte. Si l'étendue de la zone où la variation de puissance de signal spécifiée peut être dépassée est telle qu'un aéronef en approche ne peut la traverser qu'en une minute ou plus, il peut être nécessaire de traiter la perte éventuelle de messages d'un point de vue probabiliste. Dans ces cas, la configuration à antennes VDB multiples doit être limitée afin que si l'alternance des messages dans le même créneau d'une trame à l'autre est appliquée, elle ne se produise qu'entre deux antennes émettrices, avec une rafale programmée dans chaque trame, et la transmission devrait alterner entre les antennes à chaque trame, de manière à obtenir une situation qui se rapproche de celle pour laquelle le récepteur a été testé. Il faut procéder ainsi afin de pouvoir formuler des hypothèses sur les taux de non-réception de messages (MFR) du récepteur.

7.12.4.1.4 Les hypothèses de base suivantes s'appliquent à l'analyse de la probabilité de perte de messages :

1. Si tous les niveaux des signaux reçus se situent entre la puissance d'entrée nominale minimale ( $S_{\min}$ ) et la puissance d'entrée nominale maximale ( $S_{\max}$ ) du récepteur, et en deçà de 40 dB, l'analyse peut utiliser un MFR de  $10^{-3}$ .
2. Si tous les signaux reçus sont inférieurs à  $S_{\min}$ , l'analyse doit utiliser un MFR de 100 %.
3. Si un signal quelconque dépasse  $S_{\max}$ , il faut supposer que la réception dans tous les créneaux de cette trame et d'un nombre indéfini de trames suivantes est compromise (non seulement dans ceux où  $S_{\max}$  est dépassé), vu qu'aucun délai de rétablissement du récepteur n'est spécifié pour ces cas.

Dans le cas d'une configuration à deux antennes avec alternance des messages dans chaque trame, on peut aussi formuler les hypothèses suivantes :

4. Si un signal est inférieur à  $S_{\min}$  ( $S_{\min} - \Delta$ ) et le deuxième signal est en deçà de 40 dB (c.-à-d.,  $S_{\min} - \Delta + 40$  dB ou moins), l'analyse doit utiliser un MFR de 100 % pour le signal inférieur à  $S_{\min}$  et un MFR de  $10^{-3}$  pour le signal plus fort.

5. Si les deux signaux se situent entre  $S_{\min}$  et  $S_{\max}$ , mais que la variation entre les signaux est supérieure à 40 dB, l'analyse doit utiliser un MFR de 60 %.
6. Si un signal est inférieur à  $S_{\min} - \Delta$  et le deuxième est supérieur à  $S_{\min}$ , et qu'il dépasse la variation de 40 dB ( $S_{\min} - \Delta + 40 \text{ dB} + \epsilon$  ou plus), l'analyse doit utiliser un MFR de 100 % pour le signal inférieur à  $S_{\min}$  et un MFR de 60 % pour le signal plus fort.

7.12.4.1.5 La probabilité qui en résulte, soit qu'aucun message de type 2 n'est reçu pendant une minute, doit être évaluée par rapport à la spécification de continuité applicable.

— *L'analyse devra peut-être tenir compte d'une variation allant jusqu'à 15 dB pour la variation de gain de l'antenne VDB de bord, selon le scénario, de sorte que la variation de puissance de 40 dB  $\leq$  la variation de puissance du SIS + une variation de gain de l'antenne de bord allant jusqu'à 15 dB.*

Pour éviter les problèmes de traitement au récepteur causés par la perte ou la duplication des messages, toutes les transmissions d'un message ou de paire liées de messages de type 1, de type 11 ou de type 101 pour un type de mesure donné dans une seule trame doivent avoir le même contenu.

7.12.4.2 Un exemple de l'emploi des antennes multiples est l'installation de deux antennes au même endroit mais à des hauteurs différentes au-dessus du plan de sol. La hauteur est choisie pour que le diagramme de rayonnement d'une antenne remplisse les zéros du diagramme de rayonnement de l'autre antenne causés par les réflexions sur le plan de sol. Le sous-système sol GBAS alterne les diffusions entre les deux antennes, en utilisant un, deux ou trois créneaux assignés dans chaque trame pour chaque antenne. Les messages de type 1, de type 11 ou de type 101, selon le type de service pris en charge, sont diffusés une fois par trame par antenne, ce qui permet à l'utilisateur de recevoir un ou deux messages de type 1, de type 11 ou de type 101 par trame selon qu'il est situé ou non dans un nul d'un des diagrammes de rayonnement de l'antenne. Les messages de type 2 et de type 4 sont diffusés par la première antenne dans une trame, puis par la deuxième antenne dans la trame suivante. Selon son emplacement, l'utilisateur peut ainsi recevoir un message de chaque type (2 et 4) toutes les une ou deux trames.

### 7.13 Définition des seuils d'alarme latéral et vertical

7.13.1 Les seuils d'alarme latéral et vertical lorsque le type de service actif est C ou D sont calculés conformément à l'appendice B, tableaux B-138 et B-139. Dans ces calculs, les paramètres D et H ont la signification indiquée à la figure D-17.

7.13.2 Le seuil d'alarme vertical lorsque le type de service actif est C ou D est établi en fonction d'une hauteur de 60 m (200 ft) au-dessus du point LTP/FTP. Si la hauteur de décision d'une procédure est supérieure à 60 m (200 ft), le seuil d'alarme vertical sera plus important que le paramètre FASVAL diffusé.

7.13.3 Les seuils d'alarme latéral et vertical des procédures prises en charge par un service de type GAST A associées à des numéros de canal allant de 40 001 à 99 999 sont calculés de la même manière que pour le SBAS, comme l'indique le § 6.6.

### 7.14 Contrôle et maintenance

7.14.1 Certaines spécifications de contrôle ou des essais intégrés peuvent être nécessaires en plus des moniteurs définis à l'appendice B, § 3.6.7.3, et devraient, le cas échéant, être définis par chaque État. Le signal VDB étant essentiel au fonctionnement de la station émettrice GBAS, tout problème empêchant la VDB de transmettre un signal utilisable dans les créneaux assignés et dans tout le volume de service doit être corrigé le plus rapidement possible. Il est donc recommandé que les indications suivantes servent de guide pour la mise en œuvre du moniteur VDB :

- a) *Puissance* : Une chute importante de puissance doit être détectée dans un délai approprié.
- b) *Perte du type de message* : Impossibilité de transmettre un type de message prévu, soit un type de message particulier, soit une combinaison de types de messages différents.
- c) *Perte de tous les types de messages* : Impossibilité de transmettre quelque type de message que ce soit dans un délai approprié.

Les délais appropriés pour ces moniteurs dépendent du FAST et de la disponibilité d'un émetteur de secours. Lorsqu'un émetteur de secours est fourni, l'objectif est de passer à cet émetteur de façon suffisamment rapide pour éviter le déclenchement d'une alarme dans l'équipement embarqué. Les délais appropriés sont donc au maximum de 3 s pour les systèmes sol FAST C et de 1,5 s pour les systèmes sol FAST D de façon à être conformes aux spécifications sur la perte de messages dans l'équipement embarqué. Si des délais plus longs étaient adoptés, le passage à l'émetteur de secours provoquerait une alarme, ce qui doit être considéré comme une défaillance de continuité. Si aucun émetteur de secours n'est fourni, les délais pour ces moniteurs ne sont pas critiques.

7.14.2 Lorsqu'une défaillance est détectée et qu'il n'y a pas d'émetteur de secours, le service VDB devrait être interrompu si le signal ne peut pas être utilisé de façon fiable à l'intérieur du volume de service et qu'il y a risque de compromettre l'exploitation des aéronefs. Les procédures opérationnelles doivent prévoir des mesures appropriées pour atténuer les conséquences du retrait du signal, notamment l'envoi de techniciens de maintenance pour réparer la fonction VDB GBAS ou l'adoption de procédures ATC spéciales. En outre, la maintenance devrait être effectuée le plus tôt possible après une défaillance des BIT afin d'éviter la perte du service GBAS.

7.14.3 L'utilisation d'un émetteur de secours s'applique aussi aux spécifications de contrôle VDB (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.). Le temps de passage à l'émetteur de secours doit être pris en compte tout en préservant la conformité avec le délai de détection et d'arrêt des transmissions (voir l'appendice B, § 3.6.7.3.1.1 et 3.6.7.3.1.2).

### **7.15 Exemples de messages VDB**

7.15.1 Les tableaux D-14 à D-21 donnent des exemples de codage des messages VDB. Ces exemples montrent le codage des paramètres d'application, notamment des paramètres de contrôle de redondance cyclique (CRC) et de correction d'erreurs sans circuit de retour (FEC), et les résultats de l'embrouillage des bits et du codage des symboles D8PSK. Les valeurs utilisées pour les paramètres des messages servent à illustrer le processus de codage des messages et ne représentent pas nécessairement des valeurs réelles.

7.15.2 Le tableau D-14 donne un exemple d'un message VDB de type 1. Le codage du champ indicateur de deuxième message indique qu'il s'agit du premier de deux messages de type 1 diffusés dans la même trame. Cette valeur est donnée à titre d'exemple ; le deuxième message n'est normalement requis que lorsque les corrections de source de mesure de distance sont trop nombreuses pour être diffusées dans un seul message.

7.15.3 Le tableau D-15 donne un exemple d'un message VDB de type 101. Le codage du champ indicateur de deuxième message indique qu'il s'agit du premier de deux messages de type 101 diffusés dans la même trame. Cette valeur est donnée à titre d'exemple ; le deuxième message n'est normalement requis que lorsque les corrections de source de mesure de distance sont trop nombreuses pour être diffusées dans un seul message.

7.15.4 Le tableau D-16 donne des exemples d'un message VDB de type 1 et d'un message VDB de type 2 codés dans une seule rafale (c'est-à-dire deux messages diffusés dans un seul créneau d'émission). Le codage du champ indicateur de deuxième message du message de type 1 indique qu'il s'agit du second de deux messages de type 1 qui doivent être diffusés dans la même trame. Le message de type 2 comprend le bloc de données supplémentaires 1. Le tableau D-17 donne des exemples de messages de type 1 et de type 2 avec des blocs de données supplémentaires 1 et 2.

7.15.4.1 Le tableau D-18 donne un exemple de messages de type 2 contenant des blocs de données supplémentaires 1, 3 et 4 codés dans une seule rafale, un message de type 3 étant utilisé pour remplir le reste du créneau.

7.15.5 Le tableau D-19 donne un exemple d'un message de type 4 contenant deux blocs de données FAS.

7.15.6 Le tableau D-20 donne un exemple d'un message de type 5. Cet exemple donne la durée de disponibilité de deux sources de mesure de distance et elle est la même pour toutes les approches. Il donne également la durée de disponibilité pour deux approches particulières : la première approche utilise deux sources de mesure de distance et la deuxième, une seule source.

7.15.6 Le tableau D-21 donne un exemple de message de type 11.

### **7.16 Précision des levés du GBAS**

Les normes de précision des levés applicables aux aides de navigation figurent dans l'Annexe 14 – *Aérodromes*. Le *Manuel du système géodésique mondial – 1984 (WGS-84)* (Doc 9674) fournit des indications sur l'établissement d'un réseau de stations de contrôle des levés à chaque aérodrome et sur la façon d'utiliser le réseau pour établir les coordonnées WGS-84. Jusqu'à ce que des normes soient élaborées pour le GBAS, les spécifications de précision de l'Annexe 14 applicables aux aides de navigation situées à l'aérodrome s'appliqueront au GBAS. La recommandation de l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.2.3.4, relative à la précision des levés du point de référence GBAS a pour but de réduire encore plus l'erreur de la position WGS-84 calculée par un aéronef utilisateur du service de localisation GBAS jusqu'à une valeur inférieure à celle qui est spécifiée à l'appendice B, chapitre 3, § 3.6.7.2.4.1 et 3.6.7.2.4.2, des normes sur le GBAS et d'augmenter la précision des levés par rapport aux spécifications de l'Annexe 14. L'intégrité de toutes les données aéronautiques employées pour le GBAS doit être conforme à l'intégrité spécifiée au chapitre 3, tableau 3.7.2.4-1.

**Tableau D-14. Exemple d'un message VDB de type 1**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	536	000 0000 1000 0110 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 1
<b>DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE</b>					
<b>Bloc-message (message de type 1)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	61	0011 1101
<b>Message (exemple de type 1)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	1 <sup>er</sup> d'une paire	01
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	4	0 0100
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à $1,275 \times 10^{-3}$ m/m	$5 \times 10^{-6}$ m/m	$1 \times 10^{-4}$	0001 0100
CRC des éphémérides	16				0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
<b>Bloc de mesures 1</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	255	1111 1111
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,98 m	0011 0001
B <sub>1</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B <sub>2</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B <sub>3</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B <sub>4</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
<b>Bloc de mesures 2</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	126	0111 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-1,0 m	1111 1111 1001 1100
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,2 m/s	0000 0000 1100 1000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,34 m	0001 0001
B <sub>1</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B <sub>2</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B <sub>3</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B <sub>4</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>Bloc de mesures 3</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	222	1101 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,11 m	0000 0000 0110 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,02 m	0011 0011
B <sub>1</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B <sub>2</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,25 m	0000 0101
B <sub>3</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B <sub>4</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
<b>Bloc de mesures 4</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	80	0101 0000
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-2,41 m	1111 1111 0000 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,96 m/s	1111 1100 0100 0000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,16 m	0000 1000
B <sub>1</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B <sub>2</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B <sub>3</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B <sub>4</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
<b>CRC de bloc-message</b>	32	—	—	—	1100 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
<b>APPLICATION FEC</b>	48	—	—	—	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)</b>	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 39 FF 13 00 88 20 60 6F 01 30 7B F6 00 1C FF CC 40 A0 DF 01 E8 0A F0 FF 02 3F 10 20 60 6F 01 53 D0 CF 43 AE 94 B7 07 97 C6				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)</b>	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 remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>	00000035 11204546 31650100 12707716 71645524 74035772 26234621 45311123 22460075 52232477 16617052 04750422 07724363 40733535 05120746 45741125 22545252 73171513 51047466 13171745 10622642 17157064 67345046 36541025 07135576 55745512 222				

NOTES.—

1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.
4. Ce champ représente la phase en unités  $\pi/4$  (p. ex. la valeur 5 représente une phase de  $5\pi/4$  radians) par rapport à la phase du premier symbole.

**Tableau D-15. Exemple d'un message VDB de type 101**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				0
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	416	00000000110100000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	11011
<b>DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE</b>					
<b>Bloc-message (message de type 101)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8 101	1	101	0110 0101
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	46	0010 1110
<b>Message (exemple de type 101)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	1 <sup>er</sup> d'une paire	01
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	4	0 0100
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à $1,275 \times 10^{-3}$ m/m	$5 \times 10^{-6}$ m/m	$0,115 \times 10^{-3}$ m/m	0001 0111
CRC des éphémérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
Nombre de paramètres B	1	0 à 1	1	0	0
De réserve	7	—	—	0	000 0000
<b>Bloc de mesures 1</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	255	1111 1111
Correction de pseudodistance (PRC)	16	$\pm 327,67$ m	0,01 m	+3,56 m	0000 0001 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s	-0,011 m/s	1111 1111 1111 0101
opr_gnd	8	0 à 50,8 m	0,2 m	9,8 m	0011 0001
<b>Bloc de mesures 2</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	126	0111 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	$\pm 327,67$ m	0,01 m	-1,0 m	1111 1111 1001 1100
Taux de correction de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s	+0,002 m/s	0000 0000 0000 0010
opr_gnd	8	0 à 50,8 m	0,2 m	3,4 m	0001 0001

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>Bloc de mesures 3</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	222	1101 1110
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+4,11 m	0000 0001 1001 1011
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,029 m/s	1111 1111 1110 0011
opr_gnd	8	0 à 50,8 m	0,2 m	10,2 m	0011 0011
<b>Bloc de mesures 4</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	80	0101 0000
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	-2,41 m	1111 1111 0000 1111
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,096 m/s	1111 1111 1010 0000
opr_gnd	8	0 à 50,8 m	0,2 m	1,6 m	0000 1000
<b>CRC de bloc-message</b>	32	—	—	—	1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
<b>APPLICATION FEC</b>	48	—	—	—	1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits(Note 2)</b>	0 41 60 1B 55 73 A4 A8 A6 74 17 C2 20 E8 00 00 FF 00 40 FF 26 80 AF FF 8C 20 7E 39 FF 40 00 88 30 7B D9 80 C7 FF CC E8 0A F0 FF 05 FF 10 20 1E F9 11 46 6B 73 6F 67 33				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits(Note 3)</b>	0 67 57 93 1F 6C BC 83 79 EE C2 1B 12 34 46 D0 09 C1 09 FC 3A 84 80 0F E6 9F 18 6D 77 8E 1E 60 19 1B BA FF BC AB 68 26 7B E7 BC CE FA 0B D3 C4 43 C8 E0 B6 FA 42 84 A1				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>	00000035 11204546 31650105 06345463 57026113 51374661 15123376 12066670 44776307 04225000 02735027 73373152 13230100 04706272 74137202 47724524 12715704 15442724 01101677 44571303 66447212 222				
NOTES.—					
1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.					
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.					
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.					
4. Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.					

**Tableau D-16. Exemple de messages VDB de types 1 et 2 dans une seule rafale**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	10 0
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	544	000 0000 1000 1000 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 0
<b>DONNÉES D'APPLICATION</b>					
<b>Bloc-message 1 (message de type 1)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
<b>Message (exemple de type 1)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	2 <sup>e</sup> d'une paire	11
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	1	0 0001
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à $1,275 \times 10^{-3}$ m/m	$5 \times 10^{-6}$ m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC des éphémérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
<b>Bloc de mesures 1</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC)	16	$\pm 327,67$ m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Taux de correction de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B <sub>1</sub>	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B <sub>2</sub>	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B <sub>3</sub>	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B <sub>4</sub>	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
<b>CRC de bloc-message 1</b>	32	—	—	—	1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
<b>Bloc-message 2 (message de type 2)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	34	0010 0010

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>Message (exemple de type 2)</b>					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	3	01
Code alphabétique de précision au sol	2	—	—	B	01
De réserve	1	—	—	0	0
Indicateur GBAS de continuité-intégrité	3	0 à 7	1	1	001
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	58°E	000 1110 1000
De réserve	5	—	—	0	0000 0
overt_iono_gradient	8	0 à 25,5 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0,1 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0	0000 0000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
<b>Bloc de données supplémentaires 1</b>					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (Dmax)	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
Kmd_e_POS,GPS	8	0 à 12,75	0,05	6	01111000
Kmd_e,GPS	8	0 à 12,75	0,05	5	01100100
Kmd_e_POS,GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	00000000
Kmd_e,GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	00000000
<b>CRC de bloc-message 2</b>	32	—	—	—	010111010111011000100011000 11110
<b>Application FEC</b>	48	—	—	—	11101000010001010011101100111 0110100001 01010010
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits(Note 2)</b>	0 41 10 00 55 30 CA 10 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 26 00 1C FF 46 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 6E BA 4A 82 DC DC A2 17				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits(Note 3)</b>	0 67 27 88 1F 2F D2 3B 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 25 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 C2 F3 15 45 7C 50 A9 6F 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 65				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	1	0
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>	00000035 11204546 31650105 67443352 35201160 30501336 62023576 12066670 74007653 30010255 31031274 26172772 76236442 41177201 35131033 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 66547730 34732201 40607506 014444				
NOTES.—					
1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.					
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.					
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.					
4. Ce champ représente la phase en unités π/4 (p. ex. la valeur 5 représente une phase de 5π/4 radians) par rapport à la phase du premier symbole.					

**Tableau D-17. Exemple de messages VDB de types 1 et 2 avec blocs de données supplémentaires 1 et 2**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3			E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	592	00000001001010000
FEC de la séquence d'apprentissage	5				10110
<b>DONNÉES D'APPLICATION</b>					
<b>Bloc-message 1 (message de type 1)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8			Normal	1010 1010
ID de GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	1	0000 0001
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
<b>Message (exemple de type 1)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	2 <sup>e</sup> d'une paire	11
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	1	0 0001
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation des éphémérides (P)	8	0 à 1,275 × 10 <sup>-3</sup> m/m	5 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC des éphémérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Durée de disponibilité de la source	8	0 à 2 540 s	10 s	Non fournie	1111 1111
<b>Bloc de mesures 1</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Identification des données (IOD)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+2,09 m	0000 0000 1101 0001
Taux de correction de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
opr_gnd	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B <sub>1</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B <sub>2</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B <sub>3</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B <sub>4</sub>	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
<b>CRC de bloc-message 1</b>	32				00110010 10100100 11001011 00110000
<b>Bloc-message 2 (message de type 2)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8			Normal	1010 1010
ID de GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	40	0010 1000
<b>Message (exemple de type 2)</b>					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	3	01
Code alphabétique de précision au sol	2			B	01
De réserve	1			0	0
Indicateur GBAS de continuité-intégrité	3	0 à 7	1	1	001
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
De réserve	5			0	0000 0
overt_iono_gradient	8	0 à 25,5 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0,1 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0	0000 0000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
<b>Bloc de données supplémentaires 1</b>					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (D <sub>max</sub> )	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
Kmd_e_POS,GPS	8	0 à 12,75	0,05	6	0111 1000
Kmd_e,GPS	8	0 à 12,75	0,05	5	0110 0100
Kmd_e_POS,GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
Kmd_e_GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
<b>Bloc de données supplémentaires</b>					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1	6	0000 0110
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	2 à 255	1	2	0000 0010
<b>Bloc de données supplémentaires 2</b>					
Numéro de canal	16	20 001 à 39 999	1	25 001	0110 0001 1010 1001
ΔLatitude	8	±25,4°	0,2°	5,2	0001 1010
ΔLongitude	8	±25,4°	0,2°	-3,4	1110 1111
<b>CRC de bloc-message 2</b>	32				11100000 01110010 00011101 00100100
<b>Application FEC</b>	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits(Note 2)</b>		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 60 40 95 86 58 F7 24 B8 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47			
<b>Sortie de l'embrouillage des bits(Note 3)</b>		0 64 A7 85 1F 6C BC 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 CC 79 7A 5C A2 DD B9 75 B6 95 64 52 78 3F			
Bits de remplissage	0 à 2			1	0
Baisse de la puissance	9				000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>		00000035 11204546 31650107 56336574 60137224 74145772 26467132 56422234 30443700 05565722 06506741 73647332 27242654 63345227 31575333 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 62077121 37275607 55315167 17135031 34423411 274444			

NOTES.—

1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.
4. Ce champ représente la phase en unités  $\pi/4$  (p. ex. la valeur 5 représente une phase de  $5\pi/4$  radians) par rapport à la phase du premier symbole.

**Tableau D-18. Exemple d'un message de type 2 contenant les blocs de données 1, 3 et 4 et un message de type 3 pour remplir le reste du créneau**

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15	—	—	—	000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48	—	—	—	0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	1 704	0 0000 0110 1010 1000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	01000
<b>DONNÉES D'APPLICATION</b>					
<b>Bloc-message 1 (message de type 2)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de type-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificateur de bloc de message	8	1 à 101	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	43	0010 1011
<b>Message (exemple de type 2)</b>					
Récepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	4	10
Code alphabétique de précision au sol	2	—	—	C	10
De réserve	1	—	—	—	0
Indicateur de continuité et d'intégrité du GBAS	3	0 à 7	1	2	010
Déclinaison magnétique	11	±180°	0,25°	E58,0°	000 1110 1000
De réserve	5	—	—zéro	—	0000 0
overt_iono_gradient	8	0 à 25,5 × 10 <sup>-6</sup> m/m	0,1 × 10 <sup>-6</sup> m/m	4 × 10 <sup>-6</sup>	0010 1000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'échelle	8	0 à 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 à 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	N45° 40' 32" (+164432")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	W93° 25' 13" (-336313")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauteur au-dessus de l'ellipsoïde	24	± 8 3 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
<b>Bloc de données supplémentaires 1</b>					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (D <sub>max</sub> )	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
Kmd_e_POS,GPS	8	0 à 12,75	0,05	6	0111 1000
Kmd_e,GPS	8	0 à 12,75	0,05	5	0110 0100
Kmd_e_POS,GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
Kmd_e,GLONASS	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
<b>Bloc de données supplémentaires 4</b>					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	3	1 octet	3	0000 0011
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	4	1	4	0000 0100
Définition du bloc de créneaux	8	—	—	E+F	0011 0000
TENEUR DES DONNÉES	B I T S UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>Bloc de données supplémentaires 3</b>					



**Tableau D-19. Exemple de message de type 4**

<i>TENEUR DES DONNÉES</i>	<i>BITS UTILISÉS</i>	<i>PLAGE</i>	<i>RÉSOLUTION</i>	<i>VALEURS</i>	<i>REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)</i>
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				010 0011 1110 1111 1100 0110 0011 1011 0000 0011 1100 1000 0
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	784	000 0000 1100 0100 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0000 0
<b>DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE</b>					
<b>Bloc-message (message de type 4)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	4	0000 0100
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	92	0101 1100
<b>Message (exemple de type 4)</b>					
<b>Ensemble de données FAS 1</b>					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
<b>Bloc de données FAS 1</b>					
Type d'opération	4	0 à 15	1	0	0000
Fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1	15	1111
ID d'aéroport	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Numéro de piste	6	1 à 36	1	15	00 1111
Lettre de piste	2	—	—	R	01
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1	CAT 1	001
Indicateur de route	5	—	—	C	0001 1
Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	3	0000 0011
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—	GTBS	0000 0111 0001 0100 0000 0010 0001 0011
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	43,6441075°N	0001 0010 1011 1010 1110 0010 1000 0110
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	1,345940°E	0000 0000 1001 0011 1101 1110 1001 0000
Hauteur LTP/FTP	16	-512,0 à 6 041,5 m	0,1 m	197,3	0001 1011 1011 0101
ΔLatitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	-0,025145°	1111 1101 0011 1100 1100 1100
ΔLongitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,026175°	0000 0010 1110 0000 0010 1100
Hauteur de franchissement du seuil (TCH) à l'approche	15	0 à 1 638,35 m (0 à 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	17,05 m	000 0001 0101 0101
Indicateur d'unité TCH	1	0 = ft ; 1 = m	—	mètre	1
Angle de site d'alignement de descente (GPA)	16	0 à 90°	0,01°	3°	0000 0001 0010 1100
Largeur de radioalignement	8	80,0 à 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
ΔDécalage longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m	0	0000 0000
CRC de bloc de données FAS 1	32	—	—	—	1010 0010 1010 0101 1010 1000 0100 1101
<b>Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche</b>	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
<b>Seuil d'alarme latéral FAS/ état d'approche</b>	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000
<i>TENEUR DES DONNÉES</i>	<i>BITS UTILISÉS</i>	<i>PLAGE</i>	<i>RÉSOLUTION</i>	<i>VALEURS</i>	<i>REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)</i>
<b>Ensemble de données FAS 2</b>					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
<b>Bloc de données FAS 2</b>					
Type d'opération	4	0 à 15	1	0	0000
Fournisseur de services SBAS	4	0 à 15	1	01	0001

ID d'aéroport	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Numéro de piste	6	1 à 36	1	33	10 0001
Lettre de piste	2	—	—	R	01
Indicateur de performance d'approche	3	0 à 7	1	CAT 1	001
Indicateur de route	5	—	—	A	0000 1
Sélecteur de données de trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	21	0001 0101
Identificateur de trajectoire de référence	32	—	—	GTN	0000 0111 0001 0100 0000 1110 0010 0000
Latitude LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 seconde d'arc	43,6156350°N	0001 0010 1011 0111 1100 0001 1011 1100
Longitude LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 seconde d'arc	1,3802350°E	0000 0000 1001 0111 1010 0011 0001 1100
Hauteur LTP/FTP	16	-512,0 à 6 041,5 m	0,1 m	200,2 m	0001 1011 1101 0010
ΔLatitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,02172375°	0000 0010 0110 0010 1111 1011
ΔLongitude FPAP	24	±1°	0,0005 seconde d'arc	0,0226050°	1111 1101 1000 0100 0011 1100
Hauteur de franchissement du seuil (TCH) à l'approche	15	0 à 1 638,35 m (0 à 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	15,25 m	000 0001 0011 0001
Indicateur d'unité TCH	1	0 = ft ; 1 = m	—	mètre	1
Angle de site d'alignement de descente (GPA)	16	0 à 90°	0,01°	3,01°	0000 0001 0010 1101
Largeur de radioalignement	8	80,0 à 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
ΔDécalage longitudinal	8	0 à 2 032 m	8 m	0	0000 0000
CRC de bloc de données FAS 2	32	—	—	—	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
<b>Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche</b>	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
<b>Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche</b>	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000
<b>CRC de bloc-message</b>	32	—	—	—	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
<b>APPLICATION FEC</b>	48	—	—	—	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits(Note 2)</b>	1 82 30 00 55 05 4B 30 20 3A 94 0F F0 40 60 30 F2 98 C0 C8 40 28 E0 61 47 5D 48 09 7B 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 60 30 86 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				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits(Note 3)</b>	1 A4 07 88 1F 1A 53 1B FF A0 41 D6 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 E6 7F FF FF B5 49 81 DD A3 F2 B5 40 9D A0 17 90 12 60 64 7C CF E3 BE A0 1E 72 FF 61 6E 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 16 F6				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	1	0
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>	00000035112045463165043223007716621707130525566731767243453777761577634616615 70543615214576405133401677 52142313044430613011502667743417556032762416305275365400152470514203225753334 62555437707605652760631444 62431631013537222501207604075264351034577140777704156652736001223240074020314 43362754444				

NOTES.—

1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.
4. Ce champ représente la phase en unités  $\pi/4$  (p. ex. la valeur 5 représente une phase de  $5\pi/4$  radians) par rapport à la phase du premier symbole.

**Tableau D-20. Exemple d'un message de type 5**

<i>TENEUR DES DONNÉES</i>	<i>BITS UTILISÉS</i>	<i>PLAGE</i>	<i>RÉSOLUTION</i>	<i>VALEURS</i>	<i>REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)</i>
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	272	000 0000 0100 0100 00
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0001 1
<b>DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE</b>					
<b>Bloc-message (message de type 5)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificateur de type de message	8	1 à 8	1	5	0000 0101
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	28	0001 1100
<b>Message (exemple de type 5)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
De réserve	2	—	—	—	00
Nombre de sources concernées (N)	8	0 à 31	1	2	0000 0010
<b>Première source concernée</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	50 s	0000 101
<b>Deuxième source concernée</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	3	0000 0011
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Commencera	1
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	200 s	0010 100
Nombre d'approches avec obstacles (A)	8	0 à 255	1	2	0000 0010
<b>Première approche avec obstacles</b>					
Sélecteur de données de la trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	21	0001 0101
Nombre de sources concernées pour la première approche avec obstacles (N <sub>A</sub> )	8	1 à 31	1	2	0000 0010
<b>Première source concernée pour la première approche avec obstacles</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de la disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	250 s	0011 001
<b>Deuxième source concernée pour la première approche avec obstacles</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	14	0000 1110
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	1 000 s	1100 100
<i>TENEUR DES DONNÉES</i>	<i>BITS UTILISÉS</i>	<i>PLAGE</i>	<i>RÉSOLUTION</i>	<i>VALEURS</i>	<i>REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)</i>
<b>Deuxième approche avec obstacles</b>					
Sélecteur de données de la trajectoire de référence (RPDS)	8	0 à 48	1	14	0000 1110

Nombre de sources concernées pour la deuxième approche avec obstacles (N <sub>2</sub> )	8	1 à 31	1	1	0000 0001
<b>Première source concernée pour la deuxième approche avec obstacles</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Analyse de la disponibilité de la source	1	—	—	Cessera	0
Durée de disponibilité de la source	7	0 à 1 270 s	10 s	220 s	0010 110
<b>CRC de bloc-message</b>	32	—	—	—	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
<b>APPLICATION FEC</b>	48	—	—	—	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)</b>	1 82 20 18 55 05 4B 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				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits</b>	1 A4 17 90 1F 1A 53 1B 7F A2 C2 19 72 FC 16 10 62 81 E1 43 2C 48 5F E3 1A 3F 56 60 18 86 EA 33 F3 B3 09 07 26 28				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9				000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 3)</b>	00000035112045463165043220566605510676024161244773634632207001032240066013321241 66231163643777110173115 74302323445146644444				
NOTES.—					
1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.					
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.					
3. Les symboles sont représentés par leur phase différentielle par rapport au premier symbole en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.					

Tableau D-21. Exemple d'un message VDB de type 11

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
<b>CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES</b>					
Montée et stabilisation de la puissance	15				000 0000 0000 0000
Synchronisation et levée de l'ambiguïté	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
<b>DONNÉES EMBROUILLÉES</b>					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	440	0 0000 0001 1011 1000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	0 1011
<b>DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE</b>					
<b>Bloc-message 1 (message de type 11)</b>					
<b>En-tête de bloc-message</b>					
Identificateur de bloc-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificateur de type de message	8	1 à 101	1	11	0000 1011
Longueur du message	8	10 à 222 octets	1 octet	49	0011 0001
<b>Message (exemple de type 11)</b>					
Compte Z modifié	14	0 à 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	0	00
Nombre de mesures	5	0 à 18	1	5	0 0101
Type de mesure	3	0 à 7	1	C/A L1	000
Paramètre de décorrélation (P <sub>D</sub> ) des éphémérides	8	0 à 1,275 $\times 10^{-3}$ m/m	$5 \times 10^{-6}$ m/m	$1 \times 10^{-4}$	0001 0100
<b>Bloc de mesures 1</b>					

ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	12	0000 1100
Correction de pseudodistance (PRC <sub>30</sub> )	16	±327,67 m	0,01 m	+1,04 m	0000 0000 0110 1000
Taux de correction de distance (RRC <sub>30</sub> )	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,18 m/s	1111 1111 0100 1100
opr_gnd,D	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,96 m	0011 0000
opr_gnd,30	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,00 m	0011 0010
<b>Bloc de mesures 2</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	4	0000 0100
Correction de pseudodistance (PRC <sub>30</sub> )	16	±327,67 m	0,01 m	-1,08 m	1111 1111 1001 0100
Taux de correction de distance (RRC <sub>30</sub> )	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,18 m/s	0000 0000 1011 0100
opr_gnd,D	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,24 m	0000 1100
opr_gnd,30	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,6 m	0001 1110
<b>Bloc de mesures 3</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	2	0000 0010
Correction de pseudodistance (PRC <sub>30</sub> )	16	±327,67 m	0,01 m	+1,2 m	0000 0000 0111 1000
Taux de correction de distance (RRC <sub>30</sub> )	16	±32,767 m	0,001 m/s	0,3 m/s	0000 0001 0010 1100
opr_gnd,D	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,64 m	0010 0000
opr_gnd,30	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,74 m	0010 0101
<i>TENEUR DES DONNÉES</i>	<i>BITS UTILISÉS</i>	<i>PLAGE</i>	<i>RÉSOLUTION</i>	<i>VALEURS</i>	<i>REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)</i>
<b>Bloc de mesures 4</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	23	0001 0111
Correction de pseudodistance (PRC <sub>30</sub> )	16	±327,67 m	0,01 m	-2,64 m	1111 1110 1111 1000
Taux de correction de distance (RRC <sub>30</sub> )	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,51 m/s	1111 1110 0000 0010
opr_gnd,D	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,08 m	0000 0100
opr_gnd,30	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,14 m	0000 0111
<b>Bloc de mesures 5</b>					
ID de source de mesure de distance	8	1 à 255	1	122	0111 1010
Correction de pseudodistance (PRC <sub>30</sub> )	16	±327,67 m	0,01 m	+0,8 m	0000 0000 0101 0000
Taux de correction de distance (RRC <sub>30</sub> )	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,25 m/s	1111 1111 0000 0110
opr_gnd,D	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,92 m	0010 1110
opr_gnd,30	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,08 m	0011 0110
<b>CRC de bloc-message</b>	32	—	—	—	0010 1111 0000 0101 1101 1001 0000 1100
<b>APPLICATION FEC</b>	48	—	—	—	1001 0011 1110 0111 1101 1100 0100 0001 0100 0101 1011 1110
<b>Entrée sur l'embrouillage des bits (Note 2)</b>	0 47 60 1A 55 30 CA 10 D0 8C 17 C0 A0 28 30 16 00 32 FF 0C 4C 20 29 FF 2D 00 30 78 40 1E 00 34 80 04 A4 E8 1F 7F 40 7F 20 E0 5E 0A 00 60 FF 74 6C 30 9B A0 F4 7D A2 82 3B E7 C9				
<b>Sortie de l'embrouillage des bits (Note 3)</b>	0 61 57 92 1F 2F D2 3B 0F 16 C2 19 92 F4 76 C6 F6 F3 B6 0F 50 24 06 0F 47 BF 56 2C C8 D0 1E DC A9 64 C7 97 64 2B E4 B1 51 F7 1D C1 05 7B 0C AE D6 E9 3D 7D 7D 50 41 10 BE 21 C4				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
<b>Symboles D8PSK (Note 4)</b>	00000035 11204546 31650101 42701130 13067746 60457114 40234621 31760262 76357705 07725551 13760416 17615700 43341354 25047116 53736646 34577501 64015223 34742121 71757170 16162053 65544366 41033007 777				
<b>NOTES.—</b>					
1. Le bit de droite est le bit de poids faible (LSB) de la valeur binaire du paramètre et il est le premier bit émis ou envoyé à l'embrouilleur de bits. Tous les champs de données sont transmis dans l'ordre spécifié dans le tableau.					
2. Ce champ est codé en hexadécimal, le premier bit transmis à l'embrouilleur étant le bit de poids fort (MSB). Le premier caractère représente un seul bit.					
3. Dans cet exemple, les bits de remplissage ne sont pas embrouillés.					
4. Ce champ représente la phase en unités $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.					

## 7.17 Blocs de données supplémentaires d'un message de type 2

7.17.1 Le message de type 2 contient des données relatives à l'installation GBAS, telles que l'emplacement du point de référence GBAS, l'indicateur de continuité et d'intégrité du GBAS (GCID) et d'autres données de configuration pertinentes. Une méthode permettant d'ajouter de nouvelles données au message de type 2 a été conçue pour donner au GBAS la possibilité d'évoluer et de prendre en charge d'autres types de services. Cette méthode consiste à définir de nouveaux blocs de données supplémentaires qui sont adjoints au message de type 2. D'autres blocs de données supplémentaires pourront être définis à l'avenir. Les blocs de données

2 à 255 sont de longueur variable et peuvent être adjoints au message dans n'importe quel ordre après le bloc de données supplémentaires 1.

7.17.2 Le bloc de données supplémentaires 1 du message de type 2 contient des informations relatives à la décorrélation spatiale des erreurs ainsi que les informations nécessaires pour prendre en charge la sélection du service de localisation du GBAS (lorsqu'il est assuré par une station sol donnée).

7.17.3 Le bloc de données supplémentaires 2 d'un message de type 2 peut être utilisé dans le GRAS pour permettre à un sous-système GRAS embarqué de passer d'une station émettrice du GBAS à d'autres, en particulier si elles émettent sur des fréquences différentes. Le bloc de données supplémentaires 2 identifie le numéro de canal et l'emplacement de la station émettrice GBAS en cours de réception et ceux des autres stations émettrices GBAS adjacentes et avoisinantes.

7.17.4 Le bloc de données supplémentaires 3 du message de type 2 contient des informations nécessaires à l'utilisation du GAST D. Tous les sous-systèmes sol FAST D doivent transmettre un message de type 2 avec un bloc de données supplémentaires 3 convenablement rempli pour que les spécifications de délimitation soient respectées.

7.17.5 Le bloc de données supplémentaires 4 du message de type 2 contient des informations requises par les stations sol qui prennent en charge les protocoles d'authentification. Il comprend un seul paramètre qui indique les créneaux assignés à la station sol pour les transmissions VDB. L'équipement embarqué qui prend en charge les protocoles d'authentification n'utilise pas les données à moins qu'elles ne soient transmises dans les créneaux indiqués par le champ définition du groupe de créneaux dans le MT 2 ADB 4.

## 7.18 Message de type 101

Le message de type 101 est un substitut du message de type 1 qui a été adapté aux besoins propres des systèmes GRAS. Les principales différences dans la teneur et l'application de ces deux types de messages sont les suivantes : a) dans le message de type 101, la plage des valeurs du paramètre  $\sigma_{pr\_gnd}$  est plus importante ; et b) le délai d'alarme pour les sous-systèmes sol est plus long quand ils diffusent des messages de type 101. En général, la première situation s'observe dans un système où une station émettrice couvre une zone étendue, au point que les erreurs de décorrélation font augmenter la limite supérieure des erreurs relatives à la correction des pseudodistances. La seconde situation peut être typique des systèmes dans lesquels une station maîtresse centrale traite des données provenant de multiples récepteurs répartis sur une zone étendue.

## 7.19 Traitement par l'équipement embarqué pour les types de service d'approche GBAS

— Pour garantir la réalisation des objectifs de performance et de fonctionnement requis pour le GAST D, l'équipement embarqué doit satisfaire aux normes de performance et de fonctionnement définies. Les normes de performances opérationnelles minimales (MOPS) pertinentes figurent dans le DO-253D de la RTCA.

7.19.1 *Solution de position différentielle pour le service de localisation GBAS.* La solution de position utilisée pour fournir les sorties de position, de vitesse et de temps est basée sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ou du message de type 101.

7.19.2 *Solution de position différentielle pour les types de service d'approche GAST A, B et C.* Lorsque le type de service d'approche actif est A, B ou C, la solution de position utilisée pour générer des déviations est fondée sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ou du message de type 101. La matrice de projection S, utilisée pour calculer la solution de position (appendice B, § 3.6.5.5.1.1.2) est calculée sur la base de  $\sigma_i$ , calculé au moyen de  $\sigma_{pr\_gnd}[i]$  du message de type 1 ou du message de type 101, et de  $\sigma_{iono,i}$  basé sur  $\sigma_{vert\_iono\_gradient}$  du message de type 2.

7.19.3 *Solutions de position différentielle pour le type de service d'approche GAST D.* Lorsque le GAST D est le type de service d'approche actif, l'équipement embarqué calcule deux solutions de position différentes, l'une fondée sur des pseudodistances lissées sur 30 secondes et l'autre sur des pseudodistances lissées sur 100 secondes. Le traitement standard exigé par les MOPS se présente comme suit :

- la solution de position utilisée pour établir des déviations est basée sur des pseudodistances lissées sur 30 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 11 ;
- la matrice de projection S, utilisée pour les deux solutions de position, est calculée sur la base de  $\sigma_{w,i}$  calculé en utilisant  $\sigma_{pr\_gnd\_30s}$  du message de type 11 et de  $\sigma_{iono,i}$  fondé sur  $\sigma_{vert\_iono\_gradient\_D}$  du message de type 2 avec bloc de données supplémentaires 3 ;

- c) une deuxième solution de position est calculée en utilisant la matrice de projection indiquée à l'alinéa b) et des pseudodistances lissées sur 100 secondes, corrigées au moyen des corrections obtenues du message de type 1 ;
- d) les deux solutions de position sont fondées sur le même réseau de satellites utilisé pour la solution de position définie à l'alinéa a) ci-dessus.

Des renseignements complémentaires concernant l'utilisation prévue de ces deux solutions de position sont fournies au § 7.5.6.1. du présent supplément.

## 7.20 Message de type 11

Un message de type 11 est requis pour les sous-systèmes sol FAST D. Le message de type 11 contient des corrections différentielles obtenues à partir des données de pseudodistance qui ont été lissées par la porteuse avec une constante de temps de 30 secondes. Le message de type 11 contient aussi d'autres paramètres pour la délimitation de l'intégrité et pour une pondération optimale des mesures. Des renseignements complémentaires concernant le traitement standard des paramètres du message de type 11 figurent au § 7.19.

## 7.21 Occupation des créneaux

La spécification de l'appendice B, § 3.6.7.4.1.3, concernant l'occupation des créneaux vise les sous-systèmes sol qui assurent l'authentification. L'occupation des créneaux correspond à la longueur d'une rafale divisée par la longueur d'un seul créneau temporel. Exprimé avec plus de détail et en nombre de bits :

*l'occupation de créneau = (88 bits + jusqu'à 1 776 bits de données d'application + 57 à 59 bits pour l'application FEC, des bits de remplissage et de baisse de puissance) / 1 968,75 bits.*

Le numérateur de la formule est la somme de tous les bits inclus dans une rafale du sous-système sol, soit les 88 premiers bits entre la montée en puissance et la FEC de la séquence d'apprentissage, jusqu'à 1 776 bits de données d'application, 48 bits pour l'application FEC, de 0 à 2 bits de remplissage et 9 bits pour la baisse de puissance. Les 1 968,75 bits indiqués au dénominateur correspondent au nombre calculé de bits qui peuvent être transmis en 62,5 ms (appendice B, § 3.6.3.1) en utilisant le débit de 31 500 bit/s (appendice B, § 3.6.2.5).

## 8. CONCEPTION DU MONITEUR DE LA QUALITÉ DU SIGNAL (SQM)

8.1 Le moniteur de la qualité du signal (SQM) a pour but de détecter les anomalies des signaux des satellites dans le but d'éviter que les récepteurs embarqués n'utilisent des informations inexactes (MI). Les MI sont des erreurs différentielles de pseudodistance de l'aéronef non détectées et supérieures à l'erreur maximale (MERR) tolérable. Pour l'équipement GAST D, des spécifications supplémentaires sont prévues pour assurer la détection avant que l'erreur de pseudodistance différentielle n'atteigne une valeur spécifiée (appendice B, § 3.6.7.3.3). Ces grandes erreurs de pseudodistance sont dues à la distorsion de la crête de corrélation du code causée par des défaillances de la charge utile du satellite. Si le récepteur de référence utilisé pour créer les corrections différentielles et le récepteur de l'aéronef ont des mécanismes de mesure différents (largeur de bande du récepteur et espacement de corrélation de la boucle de poursuite), l'incidence de la distorsion du signal sur les deux récepteurs est différente. Le SQM doit protéger le récepteur embarqué lorsque ces mécanismes ne sont pas les mêmes. La performance du SQM est définie par la probabilité de détecter une défaillance d'un satellite et la probabilité d'annoncer incorrectement une défaillance d'un satellite.

8.2 Les effets du signal susceptibles de causer l'émission de MI par le GBAS ou le SBAS peuvent être représentés par trois incidences différentes sur la fonction de corrélation :

- a) *Zones mortes* : Si la fonction de corrélation perd sa crête, la fonction de discrimination du récepteur comprendra un temps mort ou zone morte. Si le récepteur de référence et le récepteur embarqué se fixent sur deux parties différentes de cette zone morte, il peut en résulter des MI.
- b) *Fausses crêtes* : Si le récepteur de référence et le récepteur embarqué se verrouillent sur des crêtes différentes, des MI peuvent s'ensuivre.
- c) *Distorsions* : Si la crête de corrélation est déformée, un aéronef qui utilise un espacement de corrélation différent de celui qui est employé par les récepteurs de référence risque de recevoir des MI.

8.3 Le modèle de menace qu'il est proposé d'utiliser pour évaluer le moniteur de la qualité du signal comporte trois volets qui peuvent créer les trois anomalies de la crête de corrélation indiquées ci-dessus.

8.4 Le modèle de menace A est constitué du signal de code normal, sauf que tous les chips positifs, et les chips positifs/négatifs de la sous-porteuse pour le signal Galileo E1-C et le signal BDS B1C\_pilote, ont un front décroissant qui a une avance ou un retard sur le temps exact de fin de ce chip. Ce modèle est associé à une défaillance de l'unité de données de navigation, qui est la division numérique d'un satellite. Les occurrences du modèle de menace A sur le signal GPS L1 utilisant le code et le signal GPS L5 Q5 sont des phénomènes indépendants. S'ils se superposent dans le temps, le signe et la grandeur des avances et des retards peuvent être différents sur les signaux L1 utilisant le code C/A et les signaux L5 Q5.

8.4.1 Le modèle de menace A du GPS a un seul paramètre  $\Delta$ , qui est l'avance ( $\Delta < 0$ ) ou le retard ( $\Delta > 0$ ) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est  $-0,12 \leq \Delta \leq 0,12$  pour le signal L1 utilisant le code C/A. La plage des valeurs de ce paramètre est  $-0,1 \leq \Delta \leq 0,1$  pour le signal GPS L5 Q5. Le modèle de menace A du GLONASS a un seul paramètre  $\Delta$ , qui est l'avance ( $\Delta < 0$ ) ou le retard ( $\Delta > 0$ ) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est  $0,22 \leq \Delta \leq 0,22$  pour le signal GLONASS L1OF,  $-0,1 \leq \Delta \leq 0,1$  pour le signal GLONASS L1OC et  $-0,1 \leq \Delta \leq 0,1$  pour le signal GLONASS L3OC. Le modèle de menace A de Galileo a un seul paramètre  $\Delta$ , qui est l'avance ( $\Delta < 0$ ) ou le retard ( $\Delta > 0$ ) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est  $-0,12 \leq \Delta \leq 0,12$  pour le signal Galileo E1-C et  $-0,1 \leq \Delta \leq 0,1$  pour le signal Galileo E5a-Q. Le modèle de menace A du BDS a un seul paramètre  $\Delta$ , qui est l'avance ( $\Delta < 0$ ) ou le retard ( $\Delta > 0$ ) exprimé en microsecondes. La plage des valeurs de ce paramètre est  $-0,05 \leq \Delta \leq 0,05$  pour le signal BDS B1C\_pilote et  $-0,05 \leq \Delta \leq 0,05$  pour le signal BDS B2a\_pilote.

8.4.2 À l'intérieur de cette plage, le modèle de menace A génère les zones mortes décrites ci-dessus. (Il n'est pas nécessaire de tester les ondes qui présentent une avance, car leurs fonctions de corrélation sont simplement des avances des fonctions de corrélation du retard. Le risque de MI est donc identique.)

8.5 Le modèle de menace B introduit la modulation d'amplitude et représente les dégradations dans la section analogique du satellite de la constellation de base. Il est constitué, plus précisément, de la sortie d'un système de deuxième ordre lorsque l'entrée est le signal nominal de bande de base du code. Le modèle de menace B part du principe que le sous-système à satellites dégradé peut être décrit sous forme d'un système linéaire dominé par une paire de pôles conjugués complexes. Ces pôles sont situés à  $\sigma \pm j2\pi f_d$ ,  $\sigma$  étant le facteur d'amortissement en  $10^6$  népers par seconde et  $f_d$ , la fréquence de résonance en unités de  $10^6$  cycles par seconde.

8.5.1 La réponse à l'échelon unité d'un système du deuxième ordre est donnée par l'équation :

$$e^{(t)} = \begin{cases} 0 & t \leq 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t) \cos \omega_{dd} t + \sigma \sin \omega_{dd} t & t \geq 0 \end{cases}$$

$$\omega_{dd}$$

$$\text{où } \omega_d = 2 \pi f_d$$

8.5.2 Le modèle de menace B du GPS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres  $\Delta$ ,  $f_d$  et  $\sigma$  :

$$\Delta = 0 ; 4 \leq f_d \leq 17 ; \text{ et } 0,8 \leq \sigma \leq 8,8$$

L'occurrence du modèle de menace A sur le signal GPS L1 utilisant le code C/A, l'occurrence du modèle de menace B sur un signal GPS L1 utilisant le code C/A, l'occurrence du modèle de menace A sur le signal GPS L5 Q5, et l'occurrence du modèle de menace B sur le signal GPS L5 Q5 sont des phénomènes indépendants. Les paramètres qui caractérisent les avances, les retards, la fréquence de résonance  $f_d$  et le paramètre de descente  $\sigma$  n'ont pas nécessairement la même grandeur ou le même signe sur les signaux GPS L1 utilisant le code C/A et les signaux GPS L5 Q5.

Le modèle de menace B du GLONASS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal L1OF :  $\Delta = 0 ; 10 \leq f_d \leq 20 ; \text{ et } 2 \leq \sigma \leq 8$ . signal L1OC :  $\Delta = 0 ;$

$0,1 \leq f_d \leq 14 ; \text{ et } 0,1 \leq \sigma \leq 24$ . signal

L3OC :  $\Delta = 0 ; 0,1 \leq f_d \leq 8 ; \text{ et } 0,1 \leq$

$\sigma \leq 15$ .

Le modèle de menace B de Galileo correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal E1-C :  $\Delta = 0$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 63$ .

signal E5a-Q :  $\Delta = 0$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 8$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 23$ .

Le modèle de menace B du BDS correspondant aux anomalies de deuxième ordre utilise les plages de valeurs suivantes pour les paramètres définis ci-dessus :

signal B1C\_pilote :  $\Delta = 0$  ;  $1,5 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 20$ .

signal B2a\_pilote :  $\Delta = 0$  ;  $4 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 18$ .

8.5.3 À l'intérieur de ces plages, le modèle B génère des distorsions de la crête de corrélation ainsi que des fausses crêtes.

8.6 Le modèle de menace C introduit à la fois l'avance et le retard ainsi que la modulation d'amplitude. Il est constitué, plus précisément, des sorties d'un système de deuxième ordre lorsque le signal du code C/A entrant est en avance ou en retard. Cette onde est une combinaison des deux effets décrits plus haut.

8.6.1 Le modèle de menace C du GPS comprend les paramètres  $\Delta$ ,  $f_d$  et  $\sigma$ , avec les plages suivantes :

signal L1 :  $-0,12 \mu s \leq \Delta \leq 0,12 \mu s$  ;  $7,3 \leq f_d \leq 13$  ; et  $0,8 \leq \sigma \leq 8,8$ .

signal L5 :  $-0,10 \mu s \leq \Delta \leq 0,10 \mu s$  ;  $7,3 \leq f_d \leq 13$  ; et  $0,8 \leq \sigma \leq 8,8$ .

Le modèle de menace C du GLONASS comprend les paramètres  $\Delta$ ,  $f_d$  et  $\sigma$ , avec les plages suivantes :

signal LIOF :  $-0,22 \mu s \leq \Delta \leq 0,22 \mu s$  ;  $10 \leq f_d \leq 20$  ; et  $2 \leq \sigma \leq 8$

signal L1OC :  $-0,1 \mu s \leq \Delta \leq 0,1 \mu s$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 14$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 24$ .

Signal L3OC :  $-0,1 \mu s \leq \Delta \leq 0,1 \mu s$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 8$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 15$ .

Le modèle de menace C de Galileo comprend les paramètres  $\Delta$ ,  $f_d$  et  $\sigma$ , avec les plages suivantes :

signal E1-C :  $-0,12 \mu s \leq \Delta \leq 0,12 \mu s$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 63$ . signal E5a-Q :  $-0,1 \mu s \leq \Delta \leq 0,1 \mu s$  ;  $0,1 \leq f_d \leq 8$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 23$ .

Le modèle de menace C du BDS comprend les paramètres  $\Delta$ ,  $f_d$  et  $\sigma$ , avec les plages suivantes :

signal B1C\_pilote :  $-0,05 \leq \Delta \leq 0,05$  ;  $1,5 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 20$ .

signal B2a\_pilote :  $-0,05 \leq \Delta \leq 0,05$  ;  $4 \leq f_d \leq 18$  ; et  $0,1 \leq \sigma \leq 18$ .

8.6.2 À l'intérieur de ces plages, le modèle C génère des zones mortes, des distorsions de la crête de corrélation et des fausses crêtes.

8.7 Contrairement aux signaux d'une constellation de base, le signal de mesure de distance du SBAS est mis en service et commandé par le fournisseur de services. Celui-ci contrôle également la qualité du signal SBAS. C'est donc le fournisseur de services qui spécifie et publie le modèle de menace pour chaque satellite SBAS. Le SQM du SBAS sera conçu de façon à protéger toute avionique qui est conforme aux spécifications du tableau D-23. Le fournisseur de services est tenu de publier le modèle de menace lorsqu'il permet d'utiliser le signal de mesure de distance SBAS L1 d'un fournisseur voisin pour les approches de précision au SBAS ou au GBAS. Dans ce cas, le fournisseur de services contrôlera le signal de mesure de distance SBAS du satellite voisin.

8.8 Pour analyser la performance d'un type particulier de moniteur, il faut définir la limite du moniteur et la régler de façon à protéger l'erreur de pseudodistance du satellite par rapport au niveau de protection, avec une attribution du risque d'intégrité du sous-système sol. L'erreur maximale tolérable (MERR) de chaque source de mesure  $i$  peut être définie dans le GBAS, le SBAS L1 et le SBAS DFMC par :

$MERR_{GBAS} = K_{ffmdopr\_gnd,i}$  et

$MERR_{SBAS L1} = K_V, PA\sigma_{2i}, UDRE + min\sigma_{2i}, UIRE$

$MERR_{SBAS DFMC} = K_V, PA\sigma_{2i}, DFRE$

pour l'APV et l'approche de précision au SBAS, et en particulier le SBAS L1,  $\min \sigma \sigma_{i,UDRE}^2$  étant la valeur minimale pour l'utilisateur. L'erreur MERR est évaluée à la sortie du récepteur de l'utilisateur, exempt de défauts, et varie en fonction de l'angle de site du satellite et de la performance du sous-système sol.

8.9 Le moniteur de la qualité du signal est conçu pour limiter l'erreur différentielle la plus défavorable au-dessous de MERR en cas d'anomalie du satellite. Le SQM mesure normalement plusieurs valeurs de crête de corrélation et génère des métriques d'espacement et de rapport qui caractérisent la distorsion de la crête de corrélation. La figure D-18 montre les points types au sommet d'une crête de corrélation exempte de défauts et non filtrée.

8.9.1 Une paire de corrélateurs est employée pour la poursuite. Toutes les autres valeurs de corrélation sont mesurées par rapport à cette paire.

8.9.2 Deux types de métriques d'essai en résultent : les métriques de la différence entre l'avance et le retard (D), indiquant les erreurs de poursuite causées par la distorsion de la crête, et les métriques de rapport d'amplitude (R), qui mesurent la pente et indiquent l'aplatissement de la crête ou plusieurs crêtes rapprochées.

8.9.3 Le récepteur SQM doit avoir une bande de précorrélacion suffisamment large pour pouvoir mesurer les métriques d'espacement étroit, de manière à ne pas causer lui-même une importante distorsion de la crête ou à ne pas masquer les anomalies causées par la défaillance du satellite. La largeur de bande de précorrélacion du récepteur SQM doit normalement être d'au moins 16 MHz pour le GPS L1 et d'au moins 24 MHz pour L5, d'au moins 15 MHz pour le GLONASS, d'au moins 24 MHz pour Galileo et d'au moins 24 MHz pour le BDS.

8.9.4 Les métriques d'essai sont lissées au moyen de filtres numériques passe-bas. Les constantes de temps de ces filtres doivent être inférieures à celles qui sont utilisées conjointement par les récepteurs de référence pour la dérivation des corrections différentielles et par le récepteur embarqué pour le lissage des mesures de pseudodistance (normalisées à 100 s). Les métriques lissées sont comparées aux seuils. Si un des seuils est dépassé, une alarme est générée pour ce satellite.

8.9.5 Les seuils utilisés pour dériver la performance sont l'erreur minimale détectable (MDE) et le rapport minimal détectable (MDR). La probabilité de fausse détection et la probabilité de détection manquée dans des conditions exemptes de défaillances sont utilisées pour dériver les MDE et les MDR. Le bruit dans les métriques (D) et (R), désignées par  $\sigma_{D,test}$  et  $\sigma_{R,test}$  ci-dessous, est dominé par les erreurs dues aux trajets multiples. À noter que le test de mesures peut aussi avoir une valeur moyenne ( $\mu_{test}$ ) causée par la distorsion du filtre du récepteur SQM. Les essais de seuil doivent aussi prendre en compte les valeurs moyennes.

8.9.6 Les valeurs MDE et MDR utilisées dans les simulations de performance SQM sont calculées à l'aide des équations suivantes :

$$MDE = (K_{ffd} + K_{md}) \sigma_{D,test} \text{ et}$$

$$MDR = (K_{ffd} + K_{md}) \sigma_{R,test}$$

où

$K_{ffd}$  = 5,26 est un multiplicateur type de détection dans des conditions exemptes de défaillances représentant une probabilité de fausse détection de  $1,5 \times 10^{-7}$  par essai. La probabilité de fausse détection peut être attribuée à chaque métrique utilisée dans le SQM en fonction du nombre de métriques appliquées ;

$K_{md}$  = 3,09 est un multiplicateur type de détection manquée représentant une probabilité de détection manquée de  $10^{-3}$  par essai. L'attribution de la probabilité de détection manquée peut en outre être optimisée en tenant compte de la probabilité du risque d'intégrité induit par chaque distorsion (étant donné son erreur systématique différentielle) et de la probabilité de défaillance d'intégrité attribuée à la distorsion du signal ;

$\sigma_{D,test}$  = l'écart type des valeurs mesurées de la métrique d'essai D ;

$\sigma_{R,test}$  = l'écart type des valeurs mesurées de la métrique d'essai R.

8.9.7 Si plusieurs récepteurs SQM indépendants sont utilisés pour détecter les défaillances, les valeurs de sigma peuvent être réduites de la racine carrée du nombre de moniteurs indépendants.

8.9.8 Une défaillance est déclarée si :

$$| D_{\text{test}} - \mu_{D_{\text{test}}} | \geq \text{MDE ou}$$

$$| R_{\text{test}} - \mu_{R_{\text{test}}} | \geq \text{MDR}$$

pour un quelconque des essais effectués, où  $\mu_{X_{\text{test}}}$  est la valeur moyenne de l'essai X qui tient compte de la distorsion du filtre du récepteur SQM exempt de défauts ainsi que de la distorsion de crête de corrélation associée au code considéré. (Les crêtes de corrélation du code peuvent avoir des pentes différentes d'un bout à l'autre de différents codes dans une même famille de codes. En simulation, cependant, on peut ne pas tenir compte de la distorsion de code et une crête de corrélation parfaite peut être utilisée, sauf pour la distorsion de filtre simulée.)

8.10 Les écarts types des statistiques des essais,  $\sigma_{D_{\text{test}}}$  et  $\sigma_{R_{\text{test}}}$ , peuvent être déterminés par la collecte de données par un récepteur à multicorrélation dans l'environnement d'exploitation prévu. Le récepteur de collecte de données utilise une seule paire de corrélateurs de poursuite et des points de mesure de corrélation additionnels qui sont asservis à cette paire de poursuite, comme le montrent la figure D-18 pour le GPS et le GLONASS et la figure D-19 pour Galileo et le BDS. Les données sont collectées et lissées pour tous les points de mesure disponibles afin de calculer les métriques. L'écart type de ces métriques définit  $\sigma_{D_{\text{test}}}$ . Il est également possible de calculer ces statistiques d'essai un sigma si le modèle des trajets multiples de l'environnement de l'installation est disponible.

8.10.1 Les valeurs  $\sigma_{D_{\text{test}}}$  qui en résultent dépendent fortement des trajets multiples de l'environnement dans lequel sont collectées les données. L'écart dû aux trajets multiples peut être d'un ordre de grandeur supérieur à celui qui résulterait du bruit, même à la valeur minimale du rapport porteuse-bruit. Cet aspect montre l'importance des critères de conception et d'implantation des antennes, qui sont les principaux facteurs de détermination du niveau des trajets multiples entrant dans le récepteur. La réduction des trajets multiples réduira sensiblement les MDE qui en résultent et améliorera ainsi les capacités du SQM.

8.10.2 Les valeurs moyennes  $\mu_{D_{\text{test}}}$  et  $\mu_{R_{\text{test}}}$ , par contre, sont déterminées dans un environnement relativement exempt d'erreurs, par exemple par l'emploi d'un simulateur de signal de satellite d'une constellation de base en entrée. Ces valeurs moyennes représentent la distorsion nominale de la crête d'autocorrélation causée par le filtre du récepteur SQM, notamment les effets de la distorsion due à des crêtes d'autocorrélation mineures adjacentes. D'après ces propriétés, les valeurs moyennes peuvent être différentes pour les divers PRN.

8.10.3 La présence d'erreurs systématiques dues aux déformations nominales des signaux peut se traduire par une moyenne non nulle de la distribution des détecteurs du moniteur. Ces erreurs peuvent être observées en faisant la moyenne des mesures prises dans une collecte de données réelle. À noter que les erreurs systématiques nominales peuvent dépendre du site et, en règle générale, changent lentement avec le temps. Par exemple, les déformations nominales du GPS sont les avances et les retards qui sont présents dans des conditions non dégradées et qui peuvent donc exister tout le temps. La déformation nominale du GPS se situe dans les limites:  $-0,01 \mu\text{s} \leq \Delta \leq +0,01 \mu\text{s}$ .

8.10.4 Le moniteur de la qualité du signal pour le SBAS est validé pour les distorsions de signal définies par l'espace de menace caractérisé par les modèles de menace A/B/C du GPS, du GLONASS, de Galileo et du BDS seulement pour un seuil d'alarme vertical supérieur ou égal à 35 m.

8.11 Pour que le moniteur sol puisse protéger les utilisateurs contre les modèles de menace décrits plus haut, il faut partir de l'hypothèse que les récepteurs embarqués ont des caractéristiques précises. Sans cette hypothèse, la complexité du moniteur sol serait inutilement élevée. Les développements technologiques pourront peut-être améliorer la capacité de détection du récepteur embarqué et réduire les contraintes actuelles.

8.11.1 Dans le cas des corrélateurs double delta, les récepteurs embarqués suivent la crête de corrélation la plus forte sur toute la séquence du code pour chaque source de mesure de distance utilisée dans la solution de navigation.

8.11.2 Dans les corrélateurs double delta, les filtres de précorrélation diminuent progressivement d'au moins 30 dB par octave dans la bande de transition. Pour les récepteurs GBAS, l'affaiblissement résultant dans la bande de coupure doit être supérieur ou égal à 50 dB (par rapport au gain de crête dans la bande passante).

8.11.3 Les paramètres suivants sont utilisés pour décrire la performance de poursuite spécifique de chaque type de satellite :

- a) l'espacement de corrélation instantané est l'espacement entre un ensemble particulier d'échantillons en avance et en retard de la fonction de corrélation ;
- b) l'espacement de corrélation moyen est une moyenne de une seconde de l'espacement de corrélation instantané. La moyenne s'applique sur une trame de une seconde ;

- c) le discriminateur  $\Delta$  est un discriminateur basé sur une moyenne des échantillons « avance-moins-retard » avec des
- espacements à l'intérieur de la plage spécifiée, ou un discriminateur de type  $\Delta = 2\Delta_{d1} - \Delta_{2d1}$ , les valeurs  $d_1$  et  $2d_1$  étant toutes deux comprises dans la plage spécifiée. On utilise un discriminateur cohérent ou non cohérent ;
- d) le retard de groupe différentiel s'applique à tout le système de bord avant le corrélateur, y compris l'antenne. Le retard de groupe différentiel est défini par :

$$- \frac{d\phi}{d\omega} - \frac{d\phi}{d\omega} \left( \frac{f_c}{\omega} \right)$$

où

- $f_c$  = la fréquence centrale du filtre passe-bande de précorrélacion ;
- $f$  = une fréquence quelconque dans la bande de 3dB du filtre de précorrélacion ;
- $\phi$  = la réponse de phase combinée du filtre passe-bande de précorrélacion et de l'antenne ;
- $\omega = 2\pi f$ .

8.11.4 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-22, sauf les exceptions indiquées ci-dessous.

8.11.4.1 Dans le cas d'équipement GBAS embarqué qui utilise des corrélateurs avance-retard et qui suit des satellites

GPS, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel (y compris la contribution de l'antenne) se situent dans les limites définies au tableau D-22, sauf que la largeur de bande minimale de la région 1 augmentera à 4 MHz et l'espacement moyen de corrélacion est réduit à un espacement moyen de 0,21 chip ou à un espacement instantané de 0,235 chip.

8.11.4.2 Dans le cas des récepteurs d'un équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GPS, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-22, régions 2, 3 ou 4 seulement. En outre, dans la région 2, l'espacement de corrélacion moyen a une plage de 0,045 – 0,12 chip et l'espacement de corrélacion instantané, une plage de 0,04 – 0,15 chip.

8.11.4.3 Dans le cas d'équipement SBAS embarqué qui utilise des corrélateurs avance-retard et qui poursuit un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel (y compris la contribution de l'antenne) se situent dans les limites des trois premières régions définies au tableau D-22 pour le signal L1.

8.11.5 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GLONASS, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-23.

8.11.5.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites GLONASS, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-23, régions 2 et 3 seulement. En outre, dans la région 2, l'espacement de corrélacion moyen a une plage de 0,05 – 0,1 chip et l'espacement de corrélacion instantané une plage de 0,045 – 0,11 chip.

8.11.6 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs double delta et qui poursuivent un signal L1 de satellites GPS utilisant le code C/A, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies aux tableaux D-24 et D-27.

8.11.6.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs double delta et qui poursuivent des satellites GPS, la largeur de bande de précorrélacion de l'installation, l'espacement de corrélacion et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-27, régions 2 et 3 seulement.

8.11.7 Dans le cas des récepteurs embarqués à fréquence unique L1 qui utilisent des corrélateurs avance-retard ou double delta et qui poursuivent des satellites SBAS L1, la largeur de bande de précorrélacion de

l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-28.

8.11.7.1 Dans le cas des récepteurs de l'équipement embarqué GBAS de classe D (GAEC D) qui utilisent des corrélateurs avance-retard ou double delta et qui poursuivent des satellites SBAS, la largeur de bande de précorrélation de l'installation, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-28, région 2 seulement. En outre, pour les récepteurs GAEC D qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui poursuivent des satellites SBAS, l'espacement de corrélation moyen a une plage de 0,045 – 0,12 chip et l'espacement de corrélation instantané, une plage de 0,04 – 0,15 chip.

8.11.8 Dans le cas des récepteurs conçus pour le SBAS DFMC, qui utilisent les corrélateurs avance-retard et qui poursuivent les signaux GPS, Galileo, GLONASS, BDS ou SBAS L5 indiqués dans le supplément B, § 3.5.11.1, la largeur de bande de précorrélation de l'installation pour la poursuite d'un signal L5 (ou L3), l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-25.

8.11.9 Dans le cas des récepteurs conçus pour le SBAS DFMC, qui utilisent les corrélateurs avance-retard et qui poursuivent les signaux GPS, Galileo, GLONASS, BDS ou SBAS L1 indiqués dans le supplément B, § 3.5.11.1, la largeur de bande de précorrélation de l'installation pour la poursuite d'un signal L1, l'espacement de corrélation et le retard de groupe différentiel se situent dans les limites définies au tableau D-26.

8.11.10 L'espacement de corrélation instantané peut être supérieur aux valeurs de l'espacement de corrélation moyen fournies dans les tableaux D-25 et D-26 compte tenu du bruit ou de la gigue dans l'espacement de corrélation.

**Tableau D-22. Contraintes de poursuite GPS pour les corrélateurs avance-retard**

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 600$ ns
2	$7 < BW \leq 16$ MHz	0,045 – 0,21	0,04 – 0,235	$\leq 150$ ns
3	$16 < BW \leq 20$ MHz	0,045 – 0,12	0,04 – 0,15	$\leq 150$ ns
4	$20 < BW \leq 24$ MHz	0,08 – 0,12	0,07 – 0,13	$\leq 150$ ns

**Tableau D-23. Contraintes de poursuite GLONASS pour les corrélateurs avance-retard**

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélation de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$7 < BW \leq 9$ MHz	0,05 – 1,0	0,045 – 1,1	$\leq 100$ ns
2	$9 < BW \leq 15$ MHz	0,05 – 0,2	0,045 – 0,22	$\leq 100$ ns
3	$15 < BW \leq 18$ MHz	0,05 – 0,1	0,045 – 0,11	$\leq 100$ ns

**Tableau D-24. Contraintes de poursuite GPS pour les récepteurs GRAS et SBAS embarqués avec corrélateurs double delta**

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélation (X) de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7$ MHz	0,1 – 0,16	0,09 – 0,18	$\leq 600$ ns
	$4 < BW \leq 7$ MHz	0,16 – 0,6	0,14 – 0,65	
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (40 \times X) + 11,2$ MHz	0,045 – 0,07	0,04 – 0,077	$\leq 150$ ns
	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14$ MHz	0,07 – 0,1	0,062 – 0,11	
	$7 < BW \leq 14$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667$ MHz	0,07 – 0,24	0,06 – 0,26	$\leq 150$ ns

**Tableau D-25. Contraintes de poursuite SBAS DFMC pour les corrélateurs avance-retard qui poursuivent des signaux L5, E5a ou L3OC**

Région	Espacement de		Retard de groupe différentiel
	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	corrélation moyen (chips)	
1	$12 < BW \leq 24$ MHz	0,9 – 1,1	$\leq 150$ ns

**Tableau D-26. Contraintes de poursuite SBAS DFMC pour les corrélateurs avance-retard qui poursuivent des signaux L1, E1 ou L1OC**

Région	Espacement de		Retard de groupe différentiel
	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	corrélation (chips)	
1	$< BW \leq 24$ MHz	0,08 – 0,12	$\leq 150$ ns

**Tableau D-27. Contraintes de poursuite GPS pour les récepteurs GBAS embarqués avec corrélateurs double delta**

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de		Retard de groupe différentiel
		corrélation moyen (X) (en chips)	corrélation instantané (en chips)	
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7$ MHz	0,1 – 0,16	0,09 – 0,18	$\leq 600$ ns
	$4 < BW \leq 7$ MHz	0,16 – 0,6	0,14 – 0,65	
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667$ MHz	0,07 – 0,085	0,063 – 0,094	$\leq 150$ ns
	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14$ MHz	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	
	$7 < BW \leq 14$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq 16$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	$\leq 150$ ns
	$14 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667$ MHz	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	

**Tableau D-28. Contraintes de poursuite de la fonction de mesure de distance SBAS**

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de		Retard de groupe différentiel
		corrélation moyen (en chips)	corrélation instantané (en chips)	
1	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 600$ ns
2	$7 < BW \leq 20$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 150$ ns

## **9. SUIVI DE L'ÉTAT ET NOTAM**

### **9.1 État du système**

9.1.1 Les effets d'une dégradation des performances du GBAS s'exercent en général localement et pénalisent surtout les opérations d'approche. Toute dégradation doit être signalée en diffusant des informations sur l'approche considérée.

9.1.2 La dégradation des performances de la ou des constellations satellitaires de base ou du SBAS peut se limiter à des effets locaux touchant principalement les opérations d'approche, mais elle peut aussi se répercuter sur une zone plus étendue et avoir une incidence directe sur les opérations en route dans la ou les zones de service du SBAS. Toute dégradation affectant les opérations en route ou les opérations SBAS sur une zone plus étendue doit être signalée en diffusant des informations sur la zone concernée. L'exemple type est celui d'une perturbation ionosphérique qui enlève toute capacité d'approche avec guidage vertical. Une dégradation du système qui affecte un nombre limité d'approches peut être signalée au moyen d'informations concernant les approches.

9.1.3 La dégradation des performances du GRAS peut avoir des effets locaux et/ou se répercuter sur une zone plus étendue. Si la dégradation a des effets locaux seulement, les informations à ce sujet doivent être diffusées en conformité avec le § 9.1.1. Si elle se fait sentir sur une zone plus étendue, les informations sur la dégradation doivent être diffusées en conformité avec le § 9.1.2.

9.1.4 Toute incapacité du GNSS à prendre en charge telle ou telle opération doit être signalée. Par exemple, il est possible que le GPS ou le SBAS ne puisse assurer l'approche de précision en un point particulier. Cette information peut être générée de manière automatique ou manuelle, tout dépendant des modèles qui s'appliquent aux performances du système.

### **9.2 Informations sur le type de dégradation observée**

Voici les informations qui doivent être diffusées :

- a) non-disponibilité du service ;
- b) baisse du niveau de service (le cas échéant) ;
- c) heure de début et durée prévue de la dégradation.

### **9.3 Délais accordés**

Si l'événement a été programmé, le préavis auprès de l'organisme chargé d'établir les NOTAM doit être d'au moins 72 heures. Sinon, il est souhaitable d'avertir ce dernier dans les 15 minutes suivant la dégradation. Par ailleurs, il convient d'émettre un avis pour tout événement dont la durée est d'au moins 15 minutes.

## **10. BROUILLAGE**

### **10.1 Possibilités de brouillage**

Le signal reçu par les systèmes de radionavigation GPS, GLONASS, Galileo et BDS étant relativement faible, un signal brouilleur peut facilement causer des interruptions de service. Pour prévenir ces dernières, il faudra veiller à ce que les niveaux de brouillage admissibles indiqués dans les SARP ne soient pas dépassés.

### **10.2 Sources de brouillage dans la bande**

Dans certains États, l'exploitation du service fixe peut représenter une source possible de brouillage préjudiciable dans la bande. Dans ces États, en effet, les fréquences attribuées aux liaisons hertziennes point à point du service fixe se trouvent dans la bande utilisée par les systèmes GPS, GLONASS, Galileo et BDS.

### **10.3 Sources de brouillage hors bande**

Les sources possibles de brouillage hors bande comprennent les harmoniques et les rayonnements non essentiels des émetteurs aéronautiques VHF et UHF. Le bruit hors bande, les produits parasites discrets et les produits d'intermodulation provenant des émissions radiophoniques et télévisées peuvent aussi causer des problèmes de brouillage.

### **10.4 Sources de brouillage à bord**

10.4.1 À bord, les possibilités de brouillage préjudiciable du GPS, du GLONASS, de Galileo et du BDS dépendent du type d'aéronef, de ses dimensions et de l'équipement d'émission embarqué. Il convient de tenir compte de ces possibilités de brouillage (principalement causé par l'équipement SATCOM) au moment de choisir l'emplacement de l'antenne du GNSS.

10.4.2 Par rapport aux récepteurs embarqués ne disposant pas d'équipement SATCOM, les récepteurs GNSS de bord utilisés avec un équipement SATCOM doivent présenter un seuil de brouillage supérieur dans la gamme de fréquences entre 1 610 et 1 626,5 MHz. Dans les spécifications sur le seuil de brouillage, les deux cas ont donc été distingués.

— *Les limites relatives aux stations terriennes d'aéronef émettant des signaux SATCOM sont indiquées à l'Annexe 10, volume III, partie 1, chapitre 4, § 4.2.3.5.*

10.4.3 Les principales techniques de protection contre le brouillage à bord comprennent le blindage, le filtrage, la séparation physique des antennes, des émetteurs et des câbles (surtout dans le cas des gros aéronefs) et les techniques de conception des récepteurs, notamment les filtres adaptatifs et diverses techniques d'annulation qui permettent en effet de pallier le brouillage étroit dans la bande. On peut aussi avoir recours aux antennes à orientation de faisceaux avec formation de zéros, qui réduisent le gain d'antenne dans la direction des sources de brouillage sans réduire la puissance des signaux provenant des satellites.

## **10.5 Intégrité en présence de brouillage**

La spécification interdisant la production d'informations trompeuses par les récepteurs du GNSS en présence de brouillage vise à empêcher la production d'informations trompeuses dans les cas éventuels de brouillage non intentionnel. Elle ne s'applique pas expressément aux cas de brouillage intentionnel. Les essais ne permettent pas de vérifier complètement cette spécification, mais les normes pertinentes de performances opérationnelles minimales (MOPS) sur les récepteurs publiées par la RTCA et l'EUROCAE décrivent une méthode acceptable de conformité.

## **11. ENREGISTREMENT DES PARAMÈTRES GNSS**

11.1 Afin de permettre les enquêtes sur les incidents ou les accidents (chapitre 2, § 2.1.4.2 et 2.1.4.3), il est nécessaire d'enregistrer les données GNSS pour le système de renforcement ainsi que pour la constellation satellitaire GNSS de base utilisée pour l'opération. Les paramètres à enregistrer dépendent du type d'opération, du système de renforcement et des éléments de base employés. Tous les paramètres auxquels ont accès les utilisateurs dans une zone de service donnée devraient être enregistrés à des endroits représentatifs de la zone de service.

11.2 Cet enregistrement n'a pas pour but de confirmer indépendamment le bon fonctionnement du GNSS ni de mettre en place un autre niveau de surveillance du système pour détecter des anomalies ou fournir des données d'entrée pour le processus des NOTAM. Il n'est pas nécessaire que le système d'enregistrement soit indépendant du service GNSS et il peut être délégué à d'autres États ou entités. Afin de permettre la reconstruction future des indications de position, de vitesse et de temps fournies par une configuration donnée du GNSS, il est recommandé d'enregistrer les données de façon continue, en général à 1 Hz.

11.3 Dans les systèmes de base du GNSS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants pour tous les satellites visibles :

- a) rapport porteuse/densité du bruit ( $C/N_0$ ) (pour les satellites observés) ;
- b) mesures brutes de la phase du code et de la phase de la porteuse utilisées pour les mesures de pseudodistance (pour les satellites observés) ;
- c) messages de navigation par satellite diffusés (pour tous les satellites visibles) ;
- d) données pertinentes sur l'état du récepteur d'enregistrement.

11.4 Dans le cas du SBAS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants pour tous les satellites du SBAS visibles en plus des éléments contrôlés du système de base du GNSS indiqués ci-dessus :

- a) rapport porteuse/densité du bruit ( $C/N_0$ ) (pour les satellites du SBAS observés) ;
- b) mesures brutes de la phase du code et de la phase de la porteuse utilisées pour les mesures de pseudodistance (pour les satellites du SBAS observés) ;
- c) messages de données SBAS diffusés ;
- d) données pertinentes sur l'état du récepteur.

11.5 Dans le cas du GBAS, il est recommandé d'enregistrer les éléments contrôlés suivants en plus des éléments contrôlés du SBAS et du système de base du GNSS indiqués ci-dessus (au besoin) :

- a) niveau de puissance de la VDB ;
- b) données sur l'état de la VDB ;
- c) messages de données GBAS diffusés.

## 12. ÉVALUATION DES PERFORMANCES DU GNSS

12.1 L'évaluation des performances du GNSS est une activité périodique autonome qu'un État ou son entité déléguée peut effectuer dans le but de vérifier que les paramètres de performance du GNSS sont conformes aux normes pertinentes de l'Annexe 10. Cette activité peut porter sur la constellation de base, le système de renforcement ou les deux à la fois.

— *Le Manuel du système mondial de navigation par satellite (GNSS) (Doc 9849) contient des éléments indicatifs supplémentaires sur l'évaluation des performances du GNSS.*

12.2 Les données décrites à la section 11 peuvent également servir à l'évaluation des performances du GNSS.

## 13. GNSS ET ACTUALISATION DES BASES DE DONNÉES

— *Les dispositions relatives aux données aéronautiques se trouvent dans le règlement relatif aux règles de l'air, chapitre 2 et à l'Annexe 15, chapitre 3.*

13.1 La base de données doit être à jour par rapport au cycle de régularisation et de contrôle de la diffusion des renseignements aéronautiques (AIRAC) en cours, ce qui signifie généralement qu'une base de données actualisée est chargée dans le système tous les 28 jours environ. L'utilisation de bases de données de navigation non à jour doit être évitée.

13.2 Dans certains cas, les opérations peuvent être effectuées en toute sécurité avec une base de données périmée, à condition de suivre un processus et/ou des procédures garantissant la validité des données et approuvés au préalable par l'État.

13.2.1 Ces procédures devraient avoir pour base une des méthodes suivantes :

- a) demander à l'équipage de vérifier, avant l'opération projetée, les données essentielles de la base en les confrontant aux dernières publications ; (Cette méthode accroît la charge de travail et n'est pas applicable dans tous les cas.)
- b) ne pas respecter l'obligation d'employer une base de données à jour et demander à l'équipage de vérifier fréquemment le contenu de la base utilisée. Cette façon de procéder n'est possible que dans des cas très particuliers, quand l'aéronef évolue dans une zone géographique strictement limitée et contrôlée par un ou des organismes de réglementation qui coordonnent le processus ; ou
- c) suivre une autre méthode approuvée, pourvu qu'elle garantisse un niveau de sécurité équivalent.

## 14. MODÉLISATION DES ERREURS RÉSIDUELLES

14.1 L'application des spécifications d'intégrité du SBAS et du GBAS exige l'utilisation d'un modèle de distribution pour préciser les caractéristiques des erreurs dans le domaine de la pseudodistance. Les modèles HPL/LPL et VPL (voir § 7.5.3) sont construites d'après des modèles des composantes des erreurs (dans le domaine de la pseudodistance), qui sont des distributions normales indépendantes à moyenne nulle. La relation entre ce modèle et la distribution réelle des erreurs doit être définie.

14.2 Une façon de satisfaire aux spécifications relatives au risque de niveau de protection est de définir la variance du modèle ( $\sigma^2$ ) pour que la distribution cumulative des erreurs respecte les conditions suivantes :

$$\int_y^{\infty} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ and}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x) dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ and}$$

où

$f(x)$  = la densité de probabilité de la composante de l'erreur résiduelle de pseudodistance de l'aéronef ; et

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

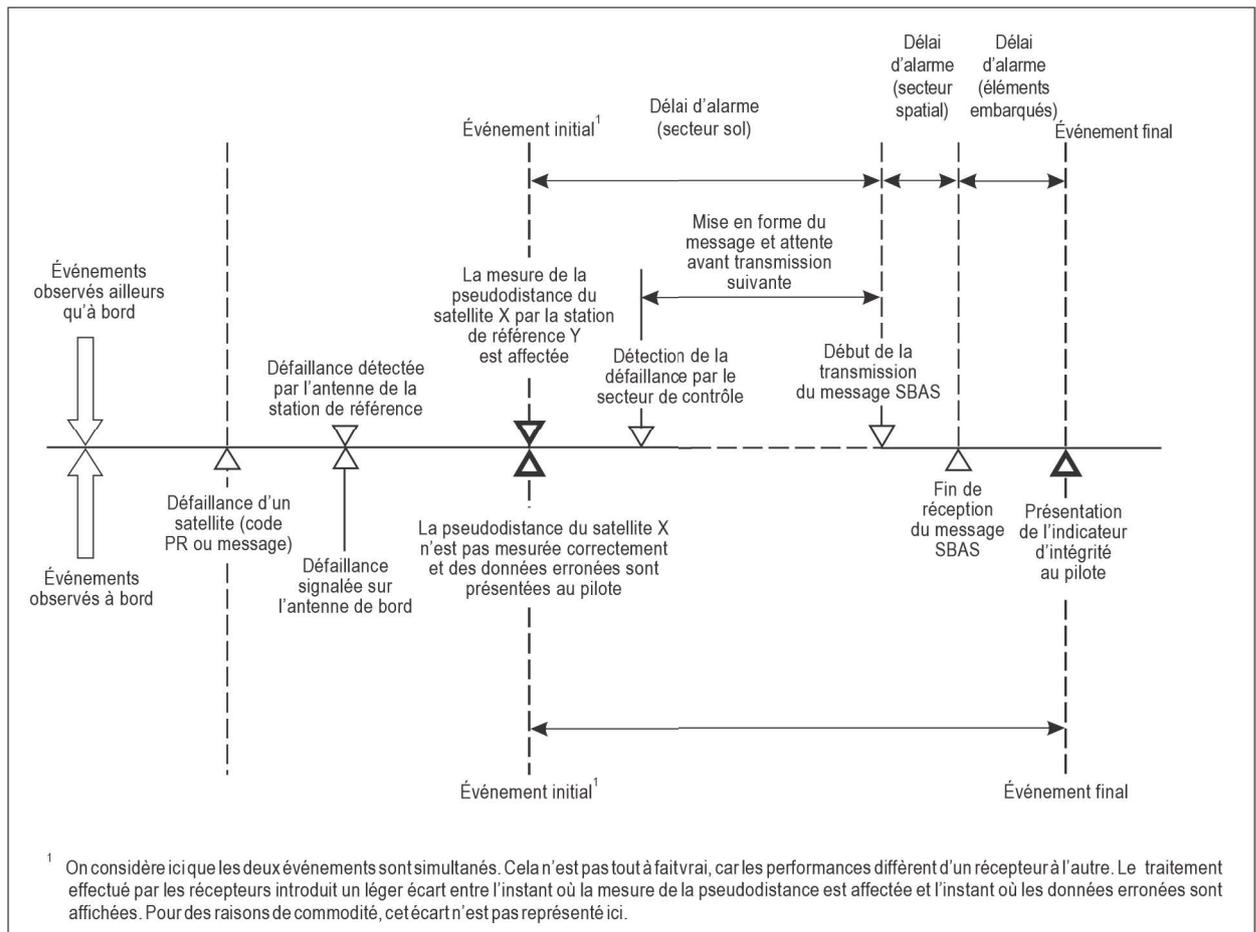
14.3 Cette méthode peut être directement appliquée lorsque les composantes de l'erreur ont une densité de probabilité symétrique, unimodale et à moyenne nulle. C'est le cas de la contribution du récepteur à l'erreur de pseudodistance corrigée, étant donné que l'élément embarqué n'est pas soumis aux erreurs de multitrajets résiduelles à faible fréquence.

14.4 Cette méthode peut être adaptée pour les erreurs résiduelles à moyenne non nulle en gonflant la variance du modèle pour compenser l'effet éventuel de la moyenne dans le domaine de la position.

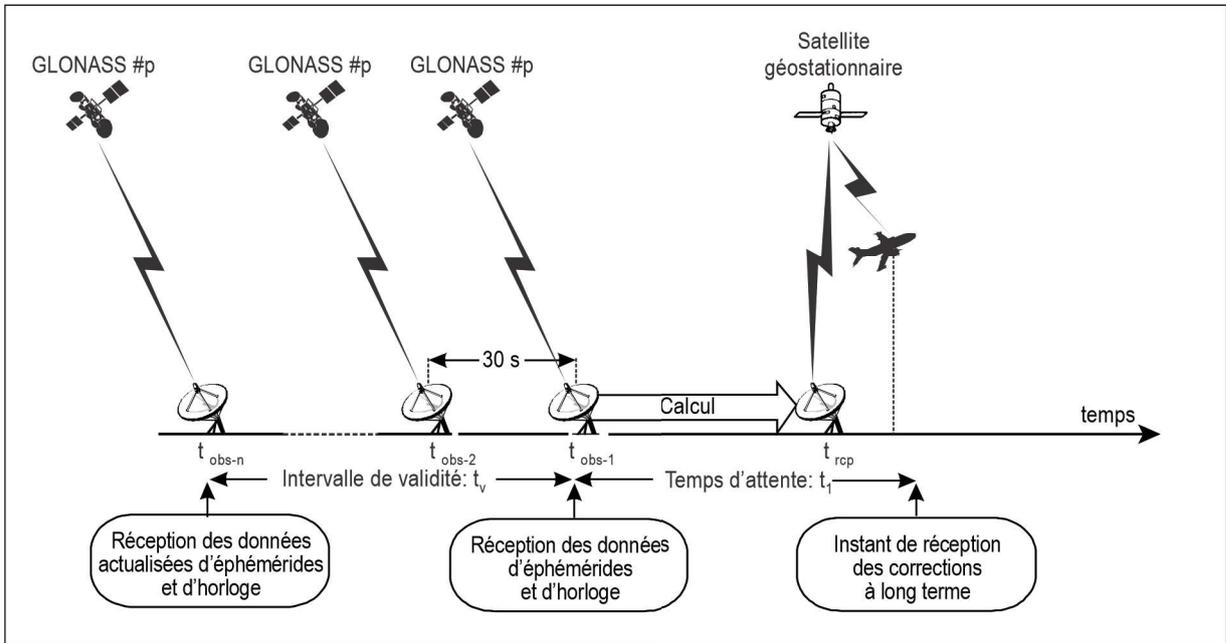
14.5 La vérification des modèles d'erreur de pseudodistance doit prendre en compte plusieurs facteurs, notamment :

- la nature des éléments d'erreur ;
- la taille de l'échantillon permettant d'analyser les données avec la certitude qu'elles sont représentatives, et d'estimer chaque distribution ;
- le temps de corrélation des erreurs ;
- la sensibilité de chaque distribution à l'emplacement géographique et au temps.

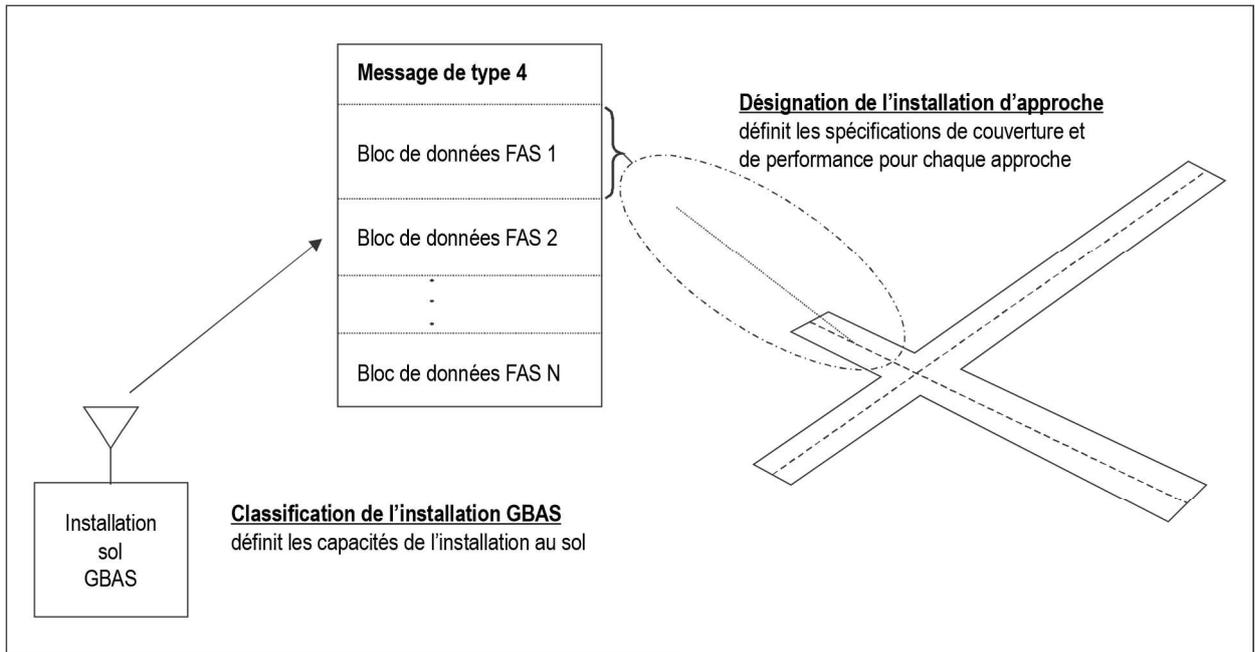
**Figure D-1. Réservée**



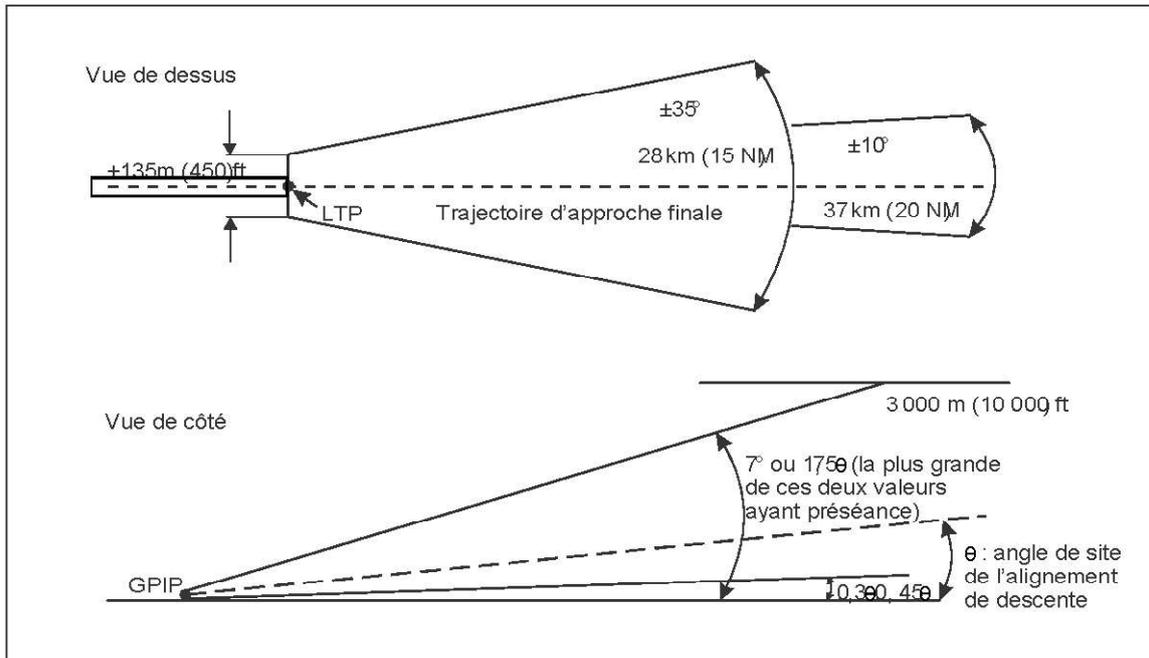
**Figure D-2. Délai d'alarme SBAS**



**Figure D-3. Temps GLONASS**



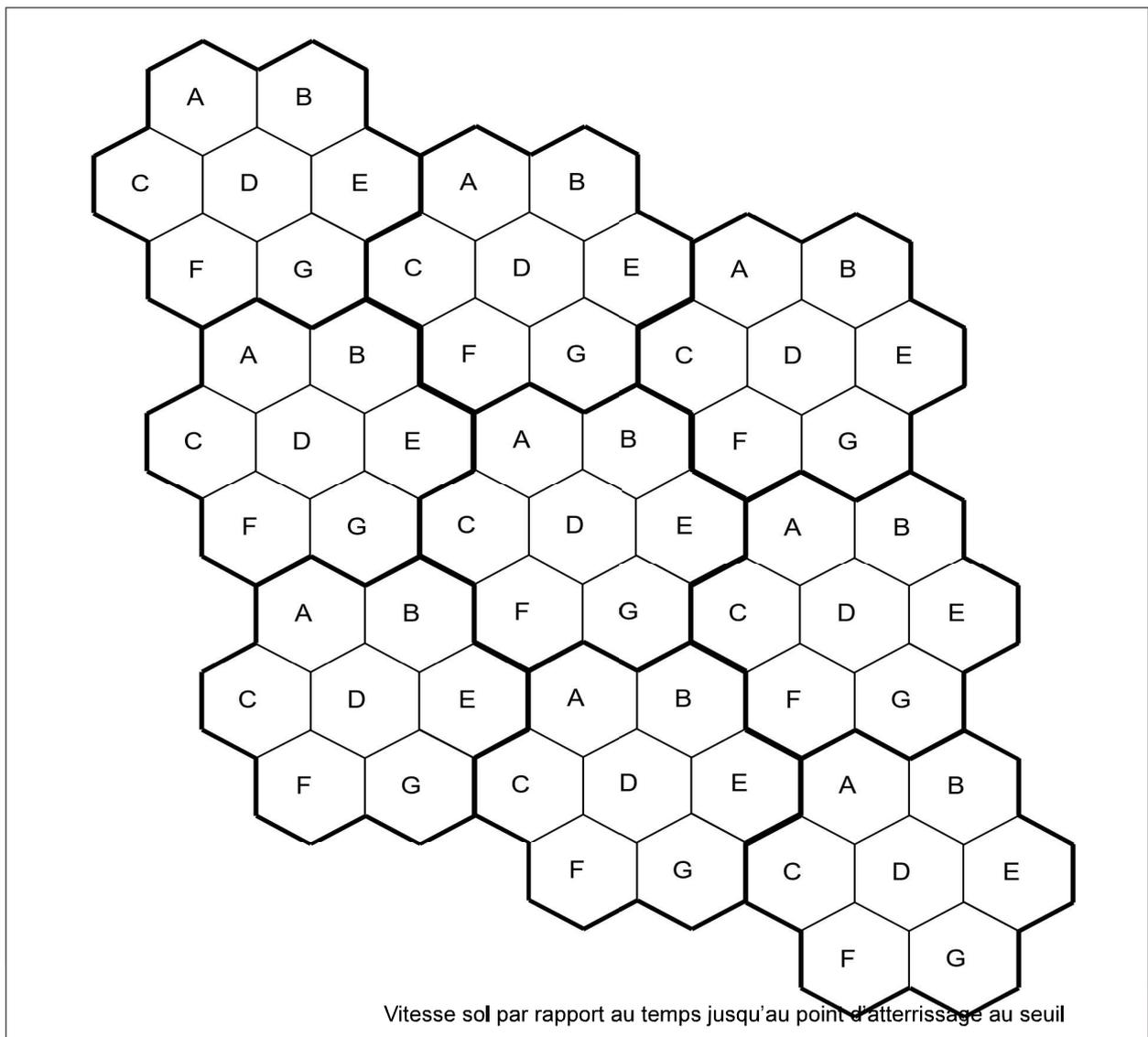
**Figure D-4. Rapport entre la classification de l'installation GBAS et la désignation de l'installation d'approche**



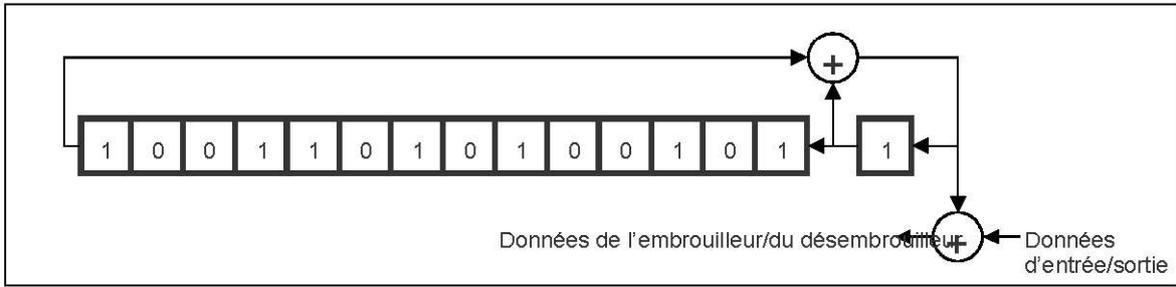
GPIP — point d'interception de l'alignement de descente

LTP — point de seuil à l'atterrissage

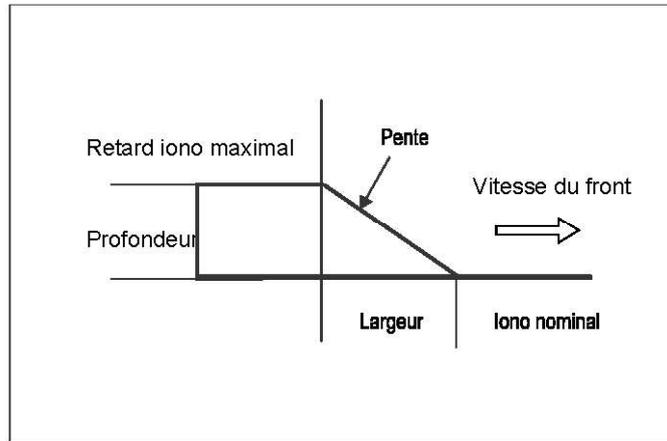
**Figure D-5. Volume de service GBAS minimal**



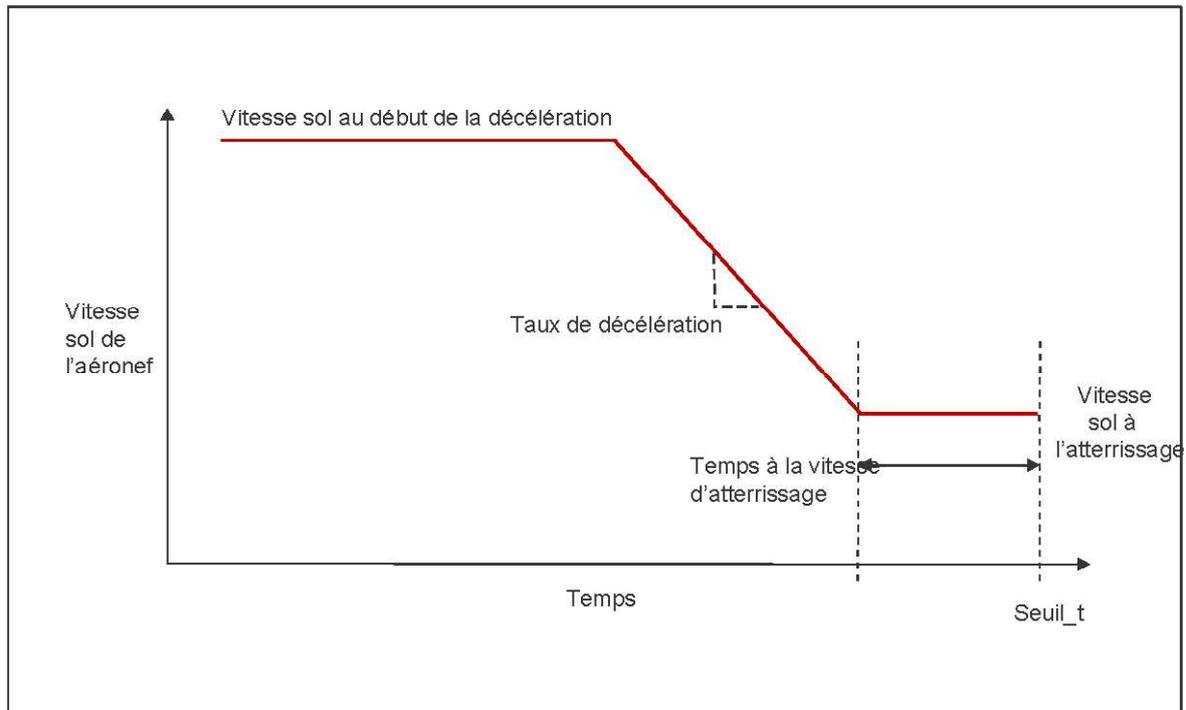
**Figure D-5A. Réseau GRAS VHF à fréquence unique utilisant plusieurs créneaux temporels**  
**Volume XVIII**



**Figure D-6. Embrouilleur/désembrouilleur de bits**



**Figure D-7. Modèle d'anomalie ionosphérique sous forme d'une cale qui se déplace**



**Figure D-8. Modèle de profil de vitesse d'un aéronef**

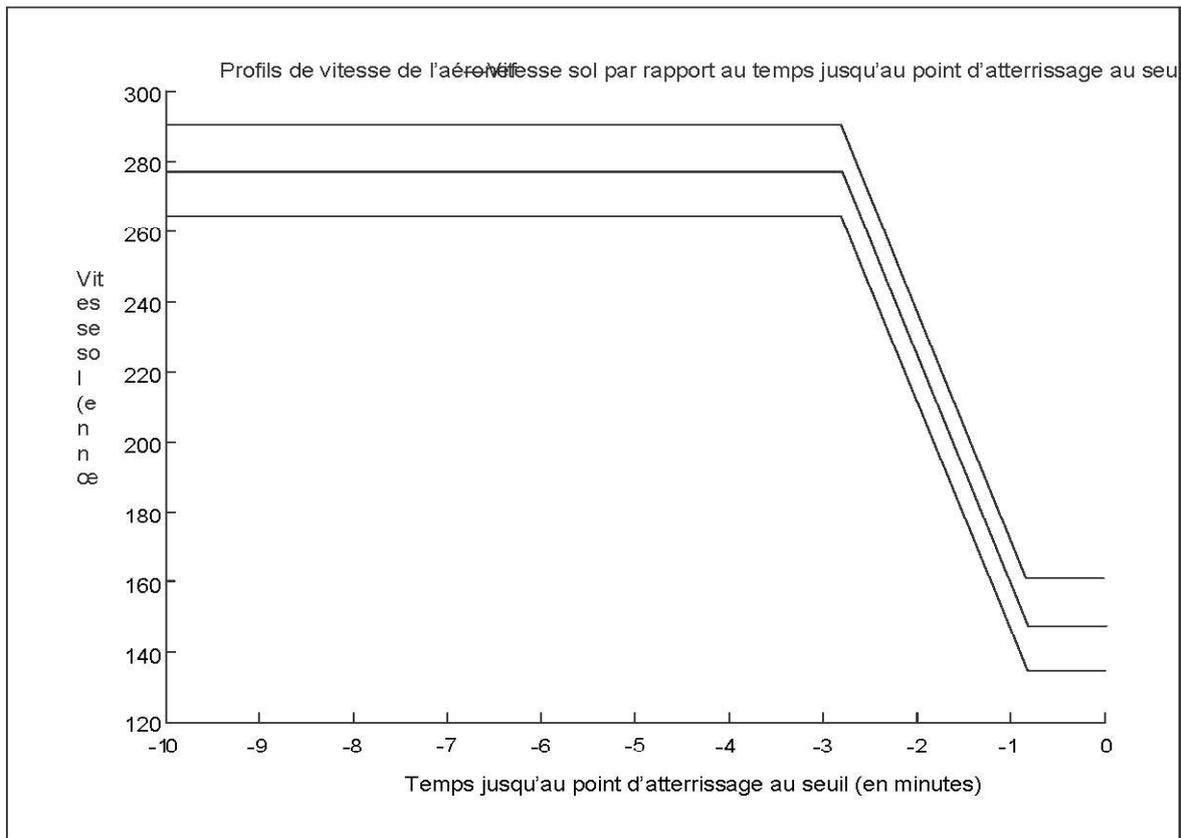


Figure D-9. Famille de profils de vitesse d'un aéronef

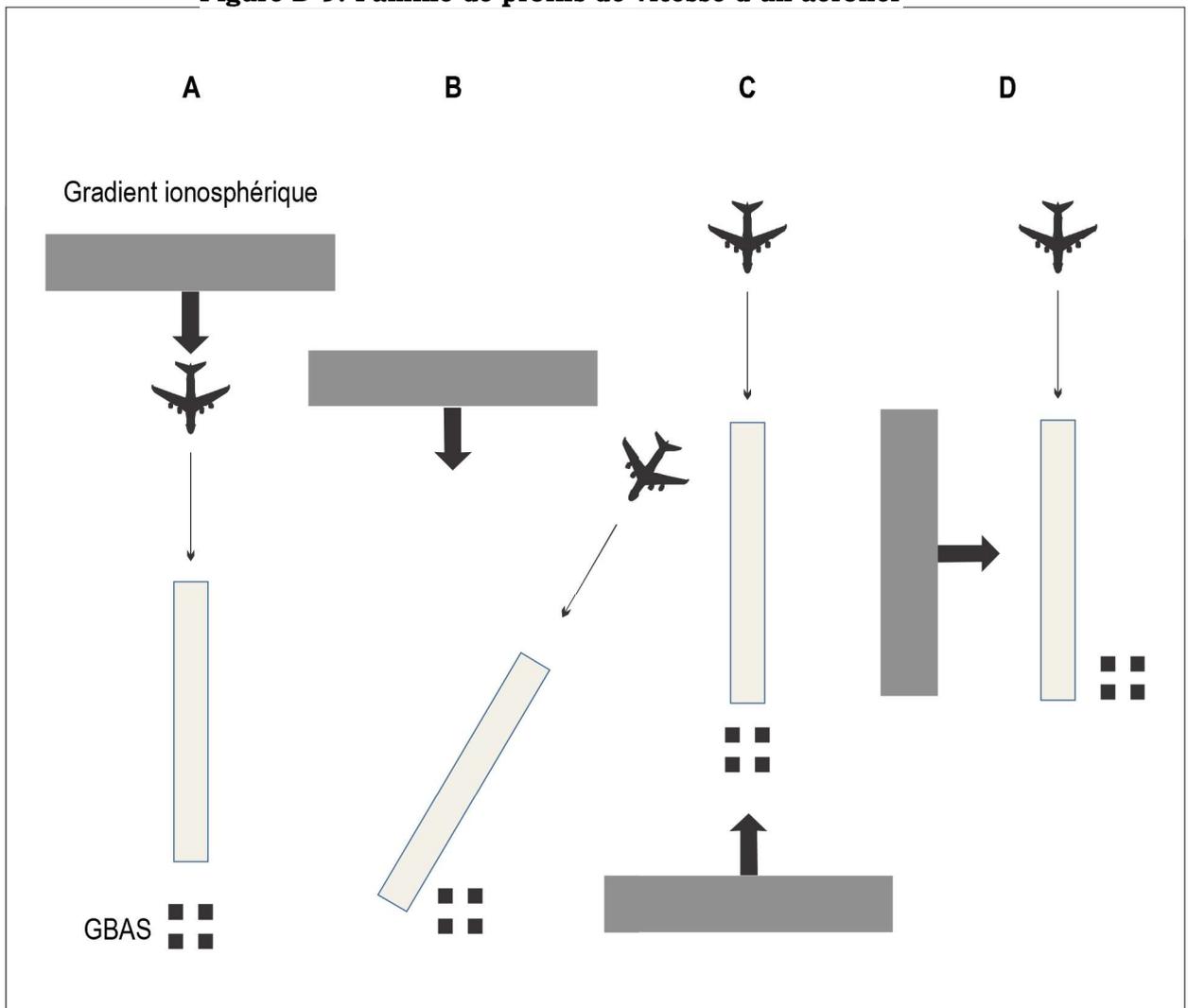
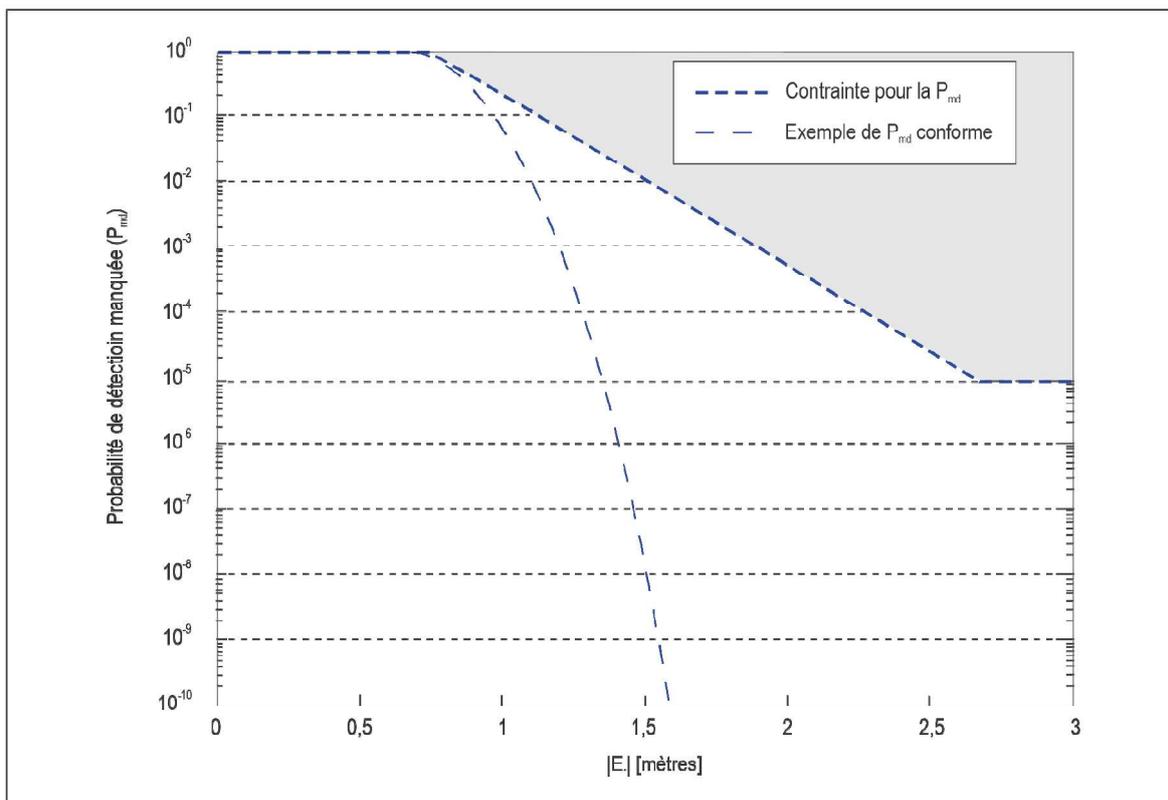
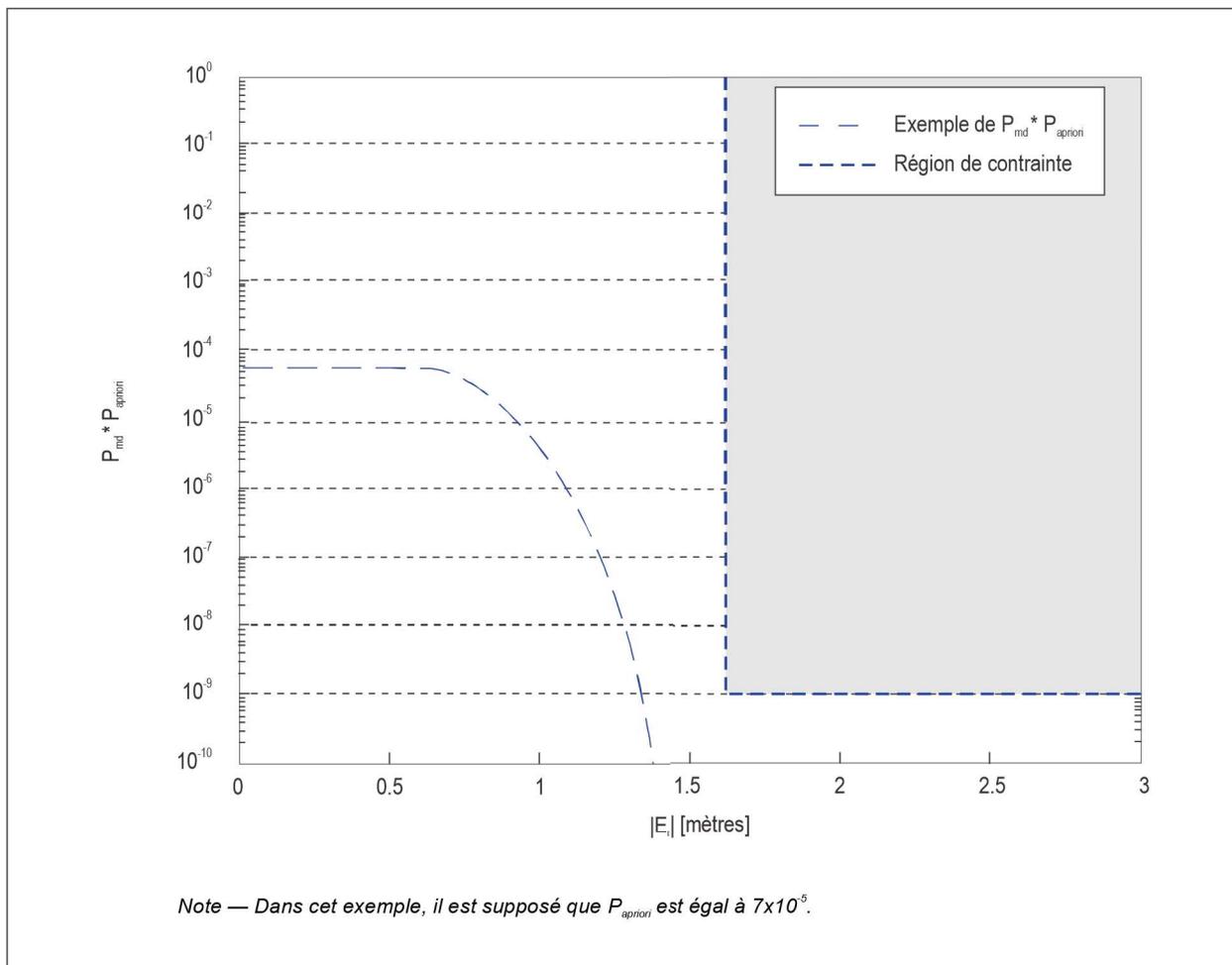


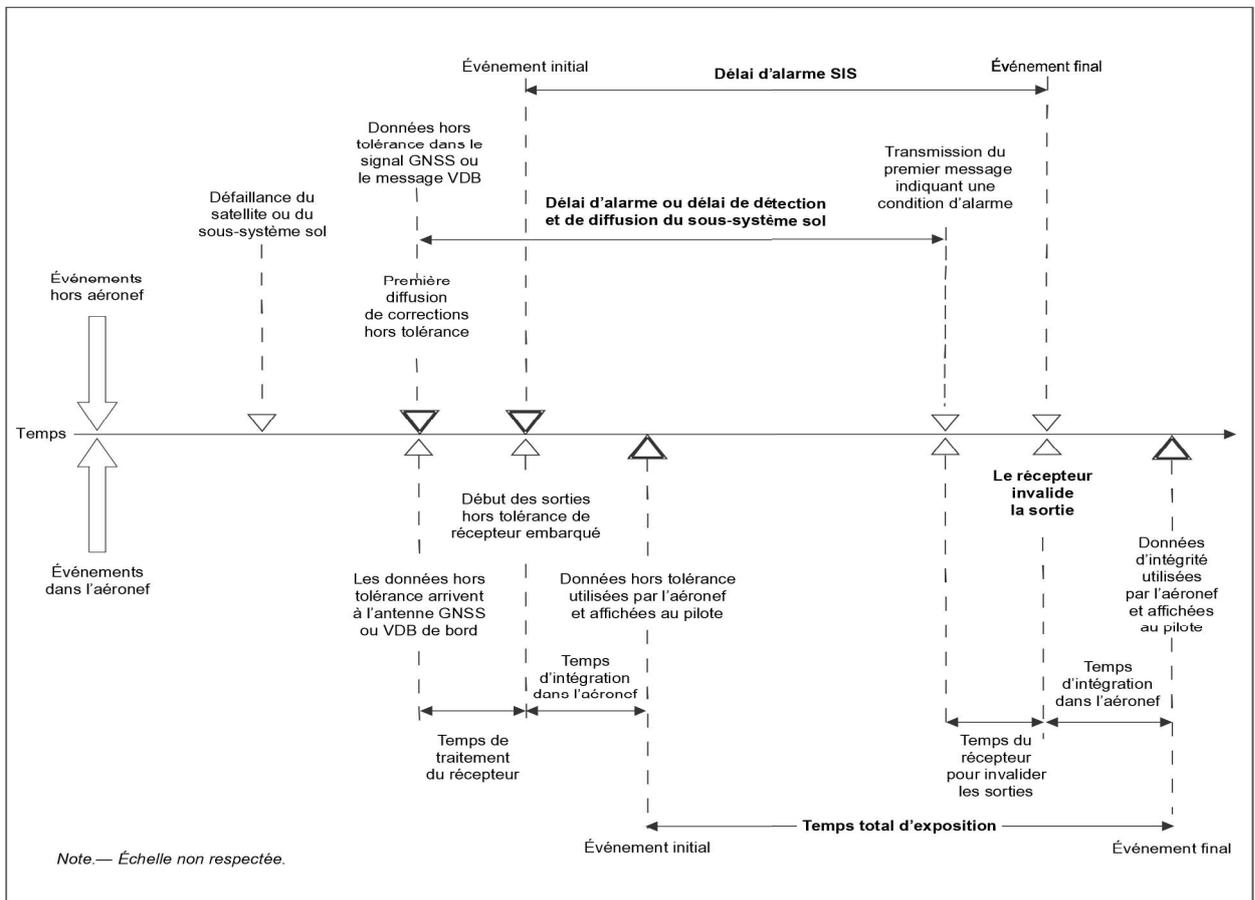
Figure D-10. Orientations du gradient ionosphérique en vol/au sol/à l'approche



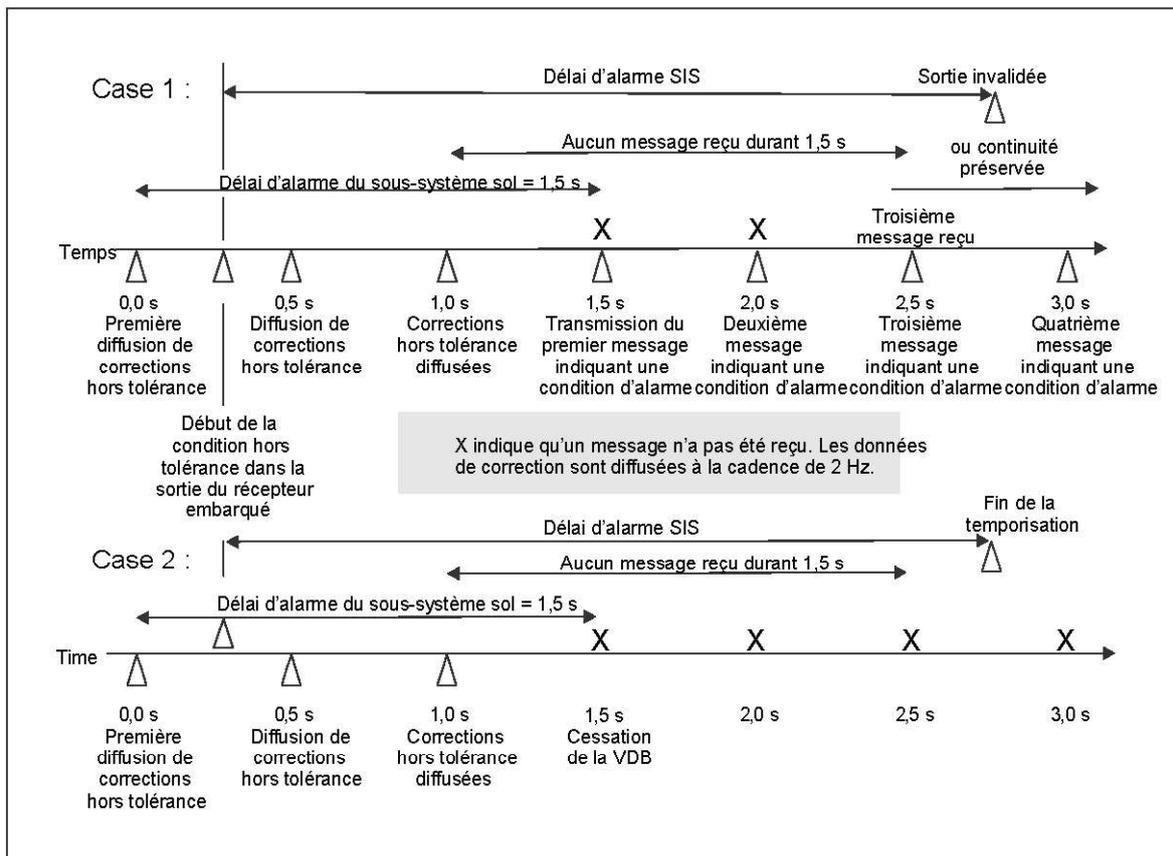
**Figure D-11. Exemple de région de contrainte pour la  $P_{nd\_limit}$**



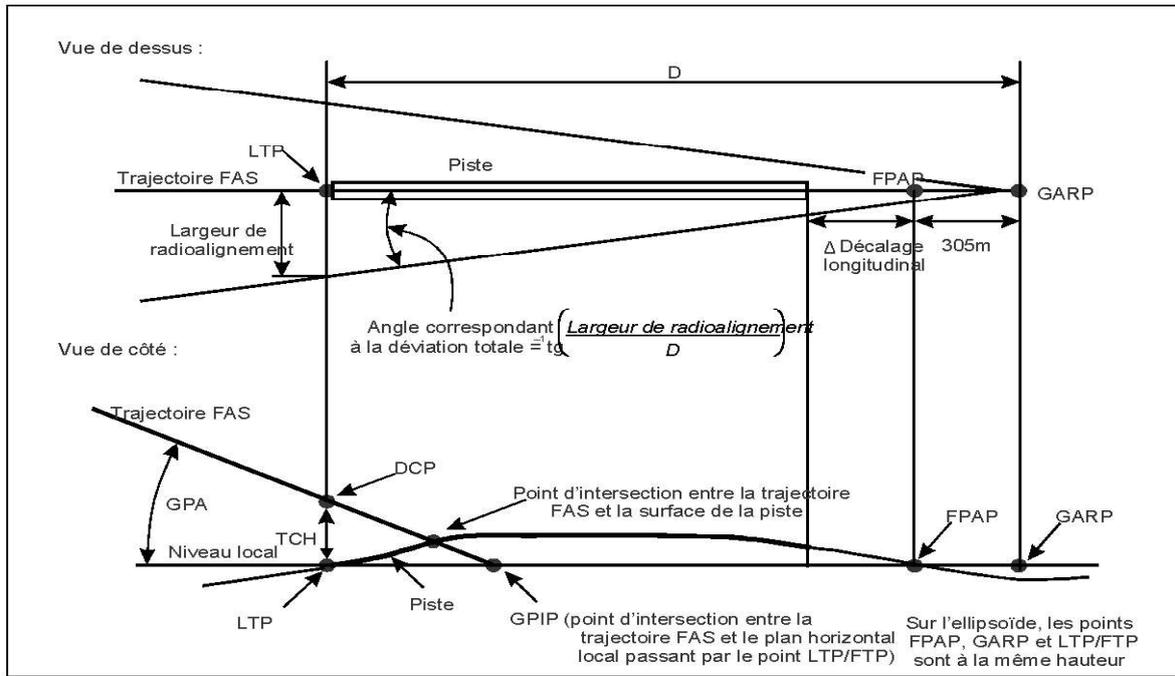
**Figure D-12. Exemple de contrainte sur la  $P_{nd\_limit}$  avec probabilité a priori**



**Figure D-13. Illustration du délai d'alarme nominal GBAS**

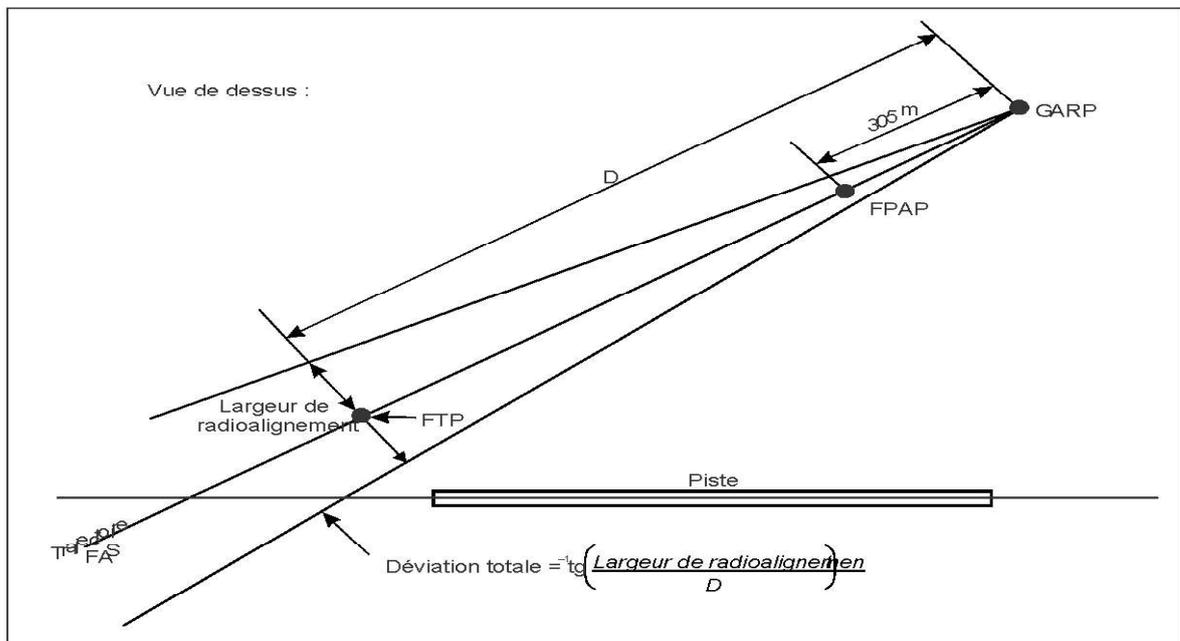


**Figure D-14. Effet des messages manqués sur le délai d'alarme GBAS en GAST D au-dessous de 200 ft. Le cas 1 décrit la situation des messages manqués et le cas 2 celle de la cessation de la VDB.**



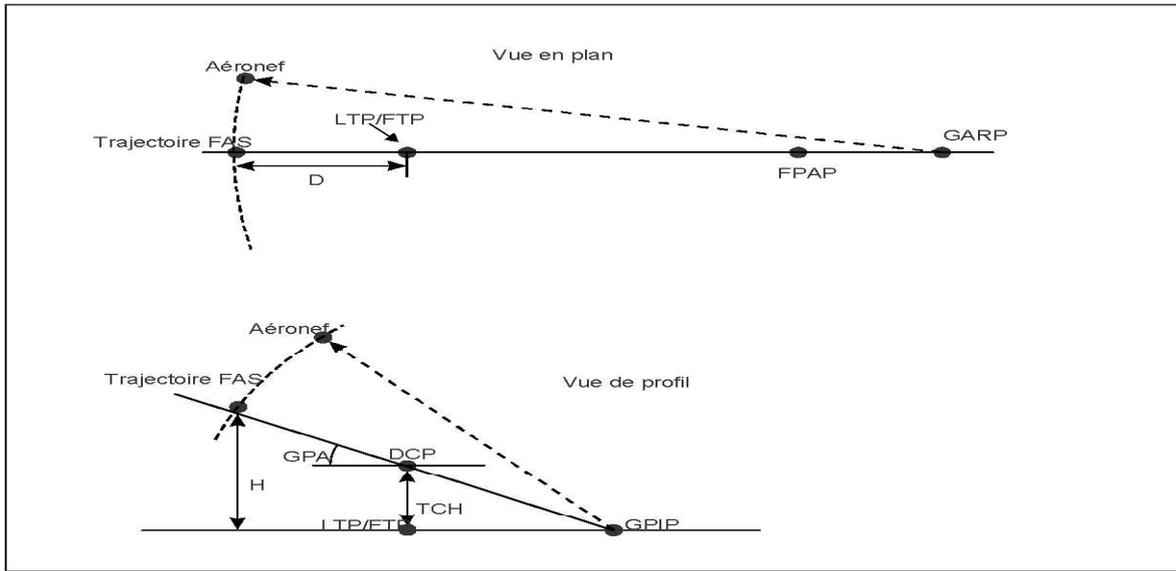
- FAS — segment d’approche finale
- FPAP — point d’alignement de trajectoire de vol
- FTP — point de seuil fictif (voir la Figure D-7)
- GARP — point de référence en azimuth du GNSS
- GPA — angle de site de l’alignement de descente
- GPIP — point d’interception de l’alignement de descente
- LTP — point de seuil à l’atterrissage
- TCH — hauteur de franchissement du seuil

**Figure D-15. Caractéristiques de la trajectoire FAS**



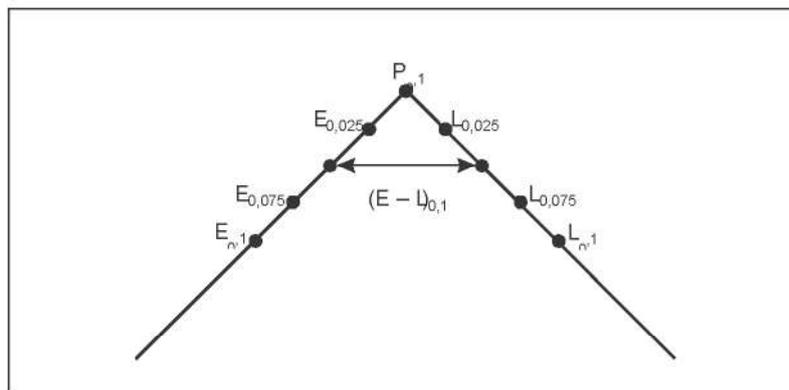
- FPAP — point d’alignement de trajectoire de vol
- FTP — point de seuil fictif
- GARP — point de référence en azimuth du GNSS

**Figure D-16. Caractéristiques de la trajectoire FAS dans le cas d’une approche non alignée avec la piste**  
**Volume XVIII**

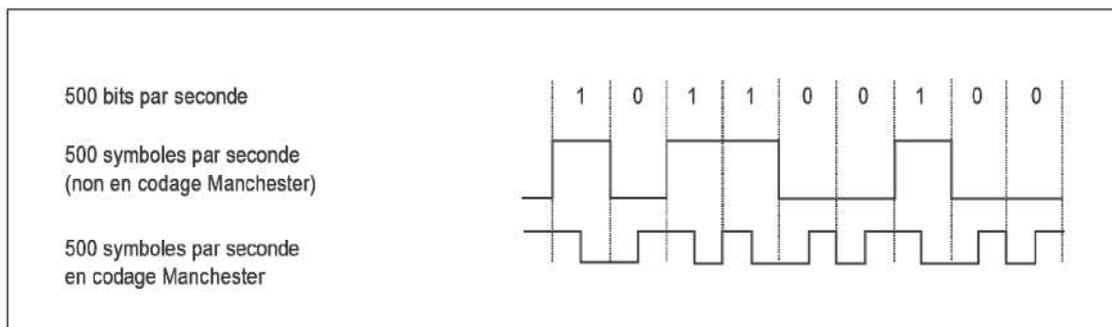


- FAS — segment d’approche finale
- FPAP — point d’alignement de trajectoire de vol
- FTP — point de seuil fictif (voir la Figure D-7)
- GARP — point de référence en azimuth du GNSS
- GPA — angle de site de l’alignement de descente
- GPIP — point d’interception de l’alignement de descente
- LTP — point de seuil à l’atterrissage
- TCH — hauteur de franchissement du seuil

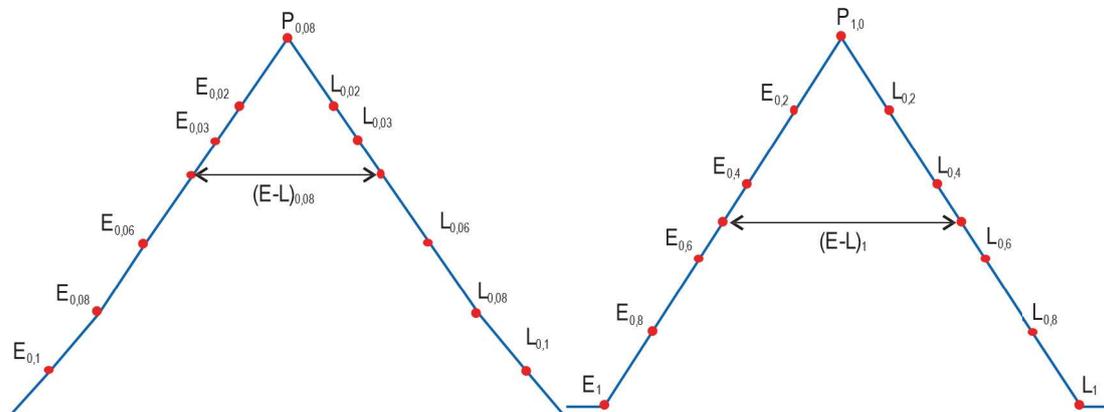
**Figure D-17. Définition des paramètres D et H dans le calcul des seuils d’alarme**



**Figure D-18. Crête de corrélation « rapprochée » et valeurs de corrélation mesurées**



**Figure D-19. Codage bi-binaire (Manchester)**



**Figure D-20. Sorties de corrélateur pour les signaux Galileo E1-C ou BDS B1C\_pilote (à gauche) et Galileo E5a-Q ou BDS B2a\_pilote (à droite)**

\_\_\_\_\_





Imprimé dans les ateliers  
de l'imprimerie du Journal officiel  
B.P.: 2087 Brazzaville