

République du Togo

Travail – Liberté – Patrie

Ministère chargé de L'Aviation Civile



SUPPLEMENTS

RANT 10 - PART 1

TÉLÉCOMMUNICATIONS AÉRONAUTIQUES

AIDES RADIO A LA NAVIGATION AÉRIENNE

APPROUVE PAR

**ARRETE N° 025/ MIT/CAB du 31 juillet 2015 portant adoption du règlement
aéronautique national togolais relatif aux télécommunications aéronautiques**



TABLE DES MATIERES

	Page
SUPPL A	
DETERMINATION DES OBJECTIFS D'INTEGRITE ET DE CONTINUITE DU SERVICE PAR LA METHODE DE L'ARBORESCENCE DE RISQUES	5
SUPPL B	
STRATEGIE POUR L'INTRODUCTION ET L'UTILISATION D'AIDES NON VISUELLES D'APPROCHE ET D'ATERRISSAGE	14
1	14
2	14
3	14
4	16
SUPPL C	
RENSEIGNEMENTS DESTINES A SERVIR DE GUIDE DANS LA MISE EN APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDEES POUR LES INSTALLATIONS SUIVANTES : ILS, VOR, PAR RADIOBORNES EN ROUTE EMETTANT SUR 75 MHZ, NDB ET DME	18
1	18
2	19
3	65
4	80
5	82
6	83
7	95
8	113
SUPPL D	
ÉLÉMENTS INDICATIFS RELATIFS A L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDEES SUR LE GNSS	115
1	115



2	GENERALITES	115
3	CRITERES DE PERFORMANCE RELATIFS AUX SYSTEMES DE NAVIGATION	115
4	ÉLÉMENTS DE BASE DU GNSS	126
5	SYSTEME DE RENFORCEMENT EMBARQUE (ABAS)	132
6	SYSTEME DE RENFORCEMENT SATELLITAIRE (SBAS)	133
7	SYSTEME DE RENFORCEMENT AU SOL (GBAS) ET SYSTEME REGIONAL DE RENFORCEMENT AU SOL (GRAS).	142
8	CONCEPTION DU MONITEUR DE LA QUALITE DU SIGNAL (SQM)	180
9	SUIVI DE L'ETAT ET NOTAM	187
10	BROUILLAGE	189
11	ENREGISTREMENT DES PARAMETRES GNSS	190
12	ÉVALUATION DES PERFORMANCES DU GNSS.	191
13	GNSS ET ACTUALISATION DES BASES DE DONNEES	191
14	MODELISATION DES ERREURS RESIDUELLES	192
	FIGURES DU SUPPLEMENT D	193 à 199
SUPPL E	ÉLÉMENTS INDICATIFS SUR LA VERIFICATION AVANT LE VOL DE L'EQUIPEMENT VOR DE BORD	203
1	SPECIFICATIONS RELATIVES A UNE INSTALLATION DE VERIFICATION DE L'EQUIPEMENT VOR DE BORD	203
2	CHOIX ET UTILISATION DES POINTS DE VERIFICATION VOR AUX AERODROMES	205
SUPPL F	ÉLÉMENTS INDICATIFS CONCERNANT LA FIABILITE ET LA DISPONIBILITE DES MOYENS DE RADIOCOMMUNICATION ET DES AIDES RADIO A LA NAVIGATION	207
1	INTRODUCTION ET NOTIONS FONDAMENTALES	207
2	ASPECTS PRATIQUES DE LA FIABILITE ET DE LA DISPONIBILITE	211
SUPPL G	RENSEIGNEMENTS ET ELEMENTS INDICATIFS LIES A L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDEES SUR LE MLS....	214
1	DEFINITIONS	214
2	CARACTERISTIQUES DU SIGNAL ELECTROMAGNETIQUE — FONCTIONS D'ANGLE ET DE DONNEES	215
3	ÉQUIPEMENT SOL	231
4	CONSIDERATIONS D'IMPLANTATION	233



5	ASPECTS OPERATIONNELS DE L'IMPLANTATION DE L'EQUIPEMENT SOL DME	247
6	RAPPORTS MUTUELS ENTRE LE MONITEUR ET LES MESURES DE COMMANDE DE L'EQUIPEMENT SOL	247
7	ÉQUIPEMENT EMBARQUE	248
8	FONCTIONNEMENT DU MLS A LA LIMITE ET A L'EXTERIEUR DES SECTEURS DE COUVERTURE MLS PUBLIES	256
9	CRITERES D'ESPACEMENT EXPRIMES SOUS FORME DE RAPPORTS DE SIGNAUX ET AFFAIBLISSEMENT DE PROPAGATION	256
10	ÉLÉMENTS CONCERNANT LES INSTALLATIONS MLS IMPLANTEES A DES ENDROITS PARTICULIERS	258
11	INTEGRITE ET CONTINUITE DU SERVICE — ÉQUIPEMENT SOL MLS	259
12	CLASSIFICATION DES INSTALLATIONS MLS SOL D'AZIMUT D'APPROCHE, DE SITE ET DME	265
13	APPROCHES AXIALES CALCULEES	267
14	APPLICATION DES OBJECTIFS DE NIVEAU DE SERVICE DU TABLEAU G-15 AUX OPERATIONS MLS/RNAV	275
15	APPLICATION DES CONFIGURATIONS MLS SIMPLIFIEES	277
	TABLEAUX DU SUPPLEMENT G	279 à 291
	FIGURES DU SUPPLEMENT G	293 à 329

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 aérospatiale.

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)

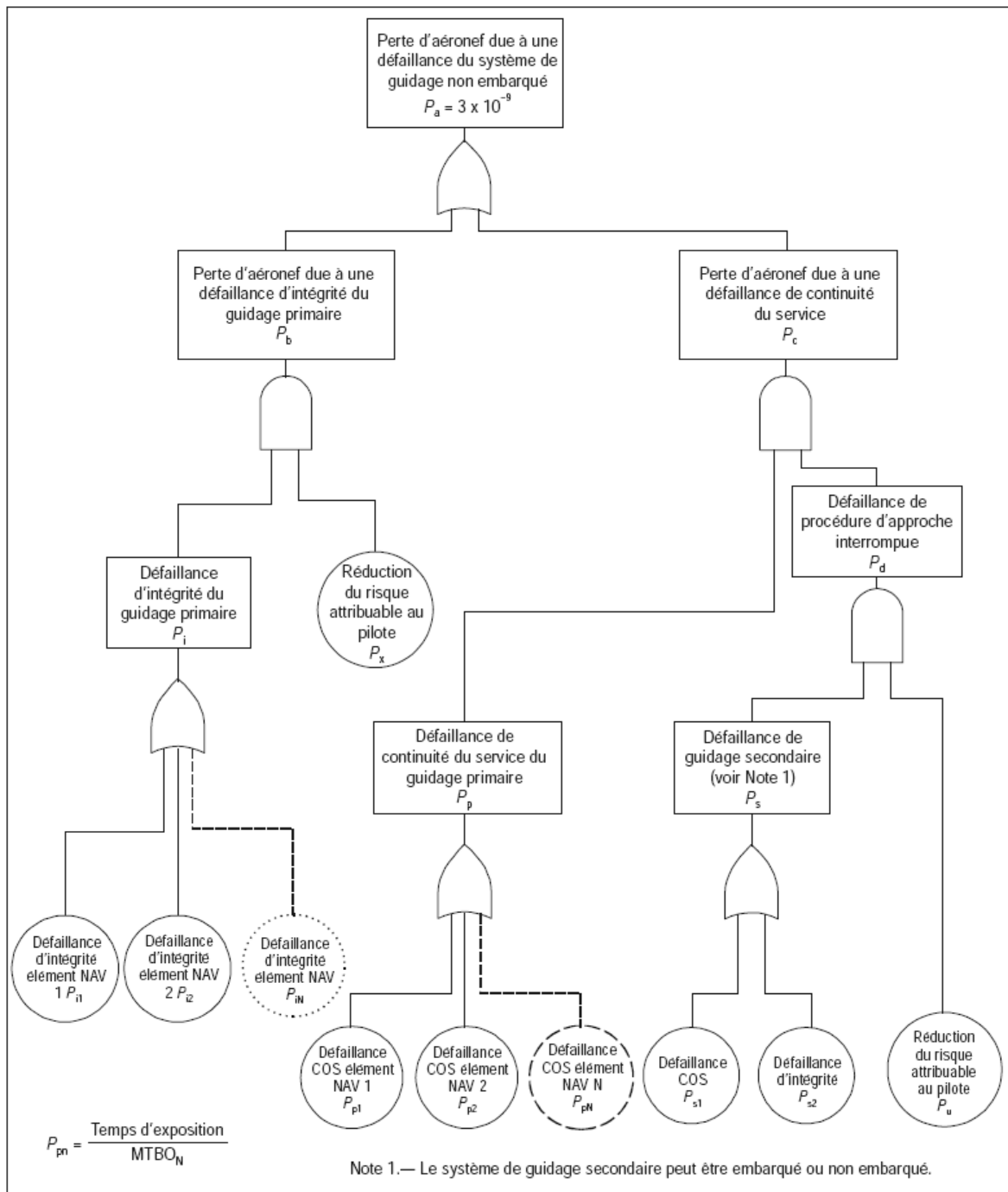


Figure A-1. Arborescence de risques génériques

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 :

$$P_a = P_b + P_c$$

$$P_b = P_i \times P_x$$

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

$$P_c = P_p \times P_d$$

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

$$P_d = P_s \times P_u$$

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

2.2 La 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 3×10^{-9} . Cette valeur est compatible avec la plus petite probabilité qui peut être assignée à chaque élément de navigation sol, à savoir 1×10^{-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.

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

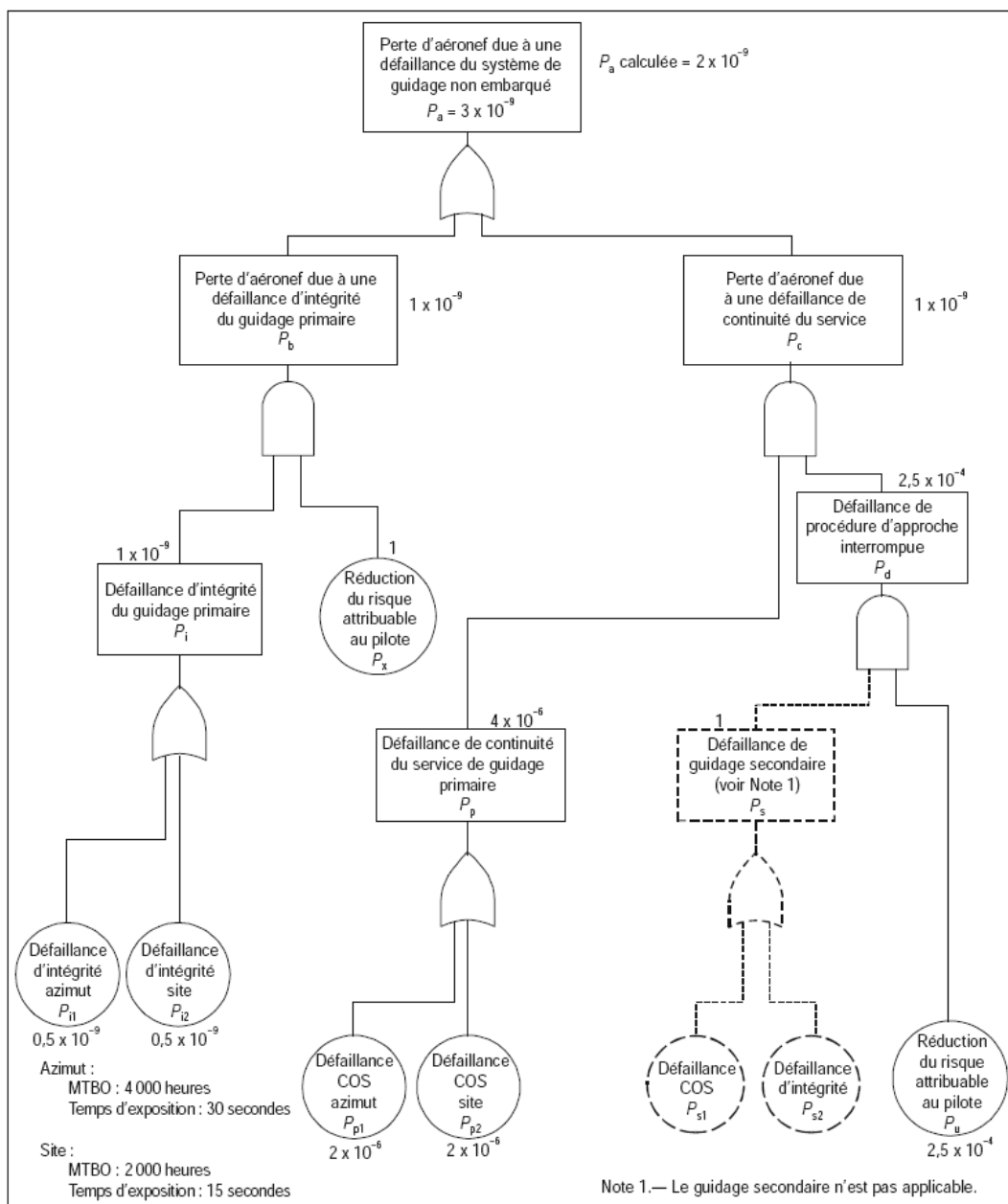


Figure A-2. Arborescence de risques, atterrissage de catégorie III



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

Note.— 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.

$$P_s = 1,0$$

Note. — 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.

$$P_x = 1,0$$

Note. — 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.

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

Note. — 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 1×10^{-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.

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

$$P_x = 1,0$$

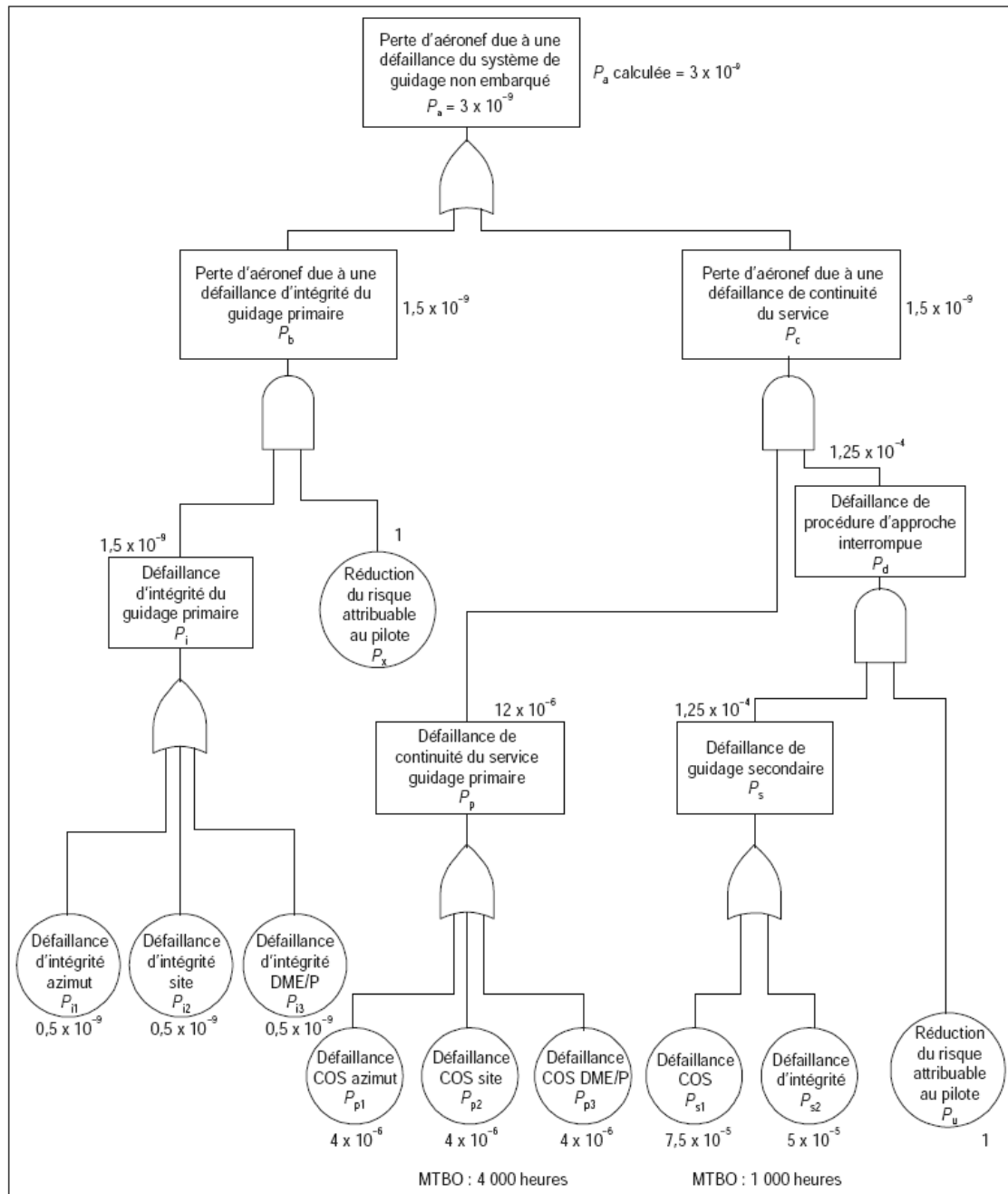


Figure A-3. Arbrescence de risques MLS/RNAV — Environnements riches en obstacles



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

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

$$P_u = 1,0$$

Note. — 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.

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

Note. — 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.

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

Note. — 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

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



Agence Nationale de l'Aviation Civile
du Togo

RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

Page: SUP 13 de 329
Révision: 00
Date: 01/07/2015

Note. — 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.



SUPPLEMENT 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) Le RAM 15 Partie 3, 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) Le GNSS utilisé avec le système de renforcement basé au sol (GBAS) pour l'approche de précision de catégorie I doit être opérationnel depuis 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)

Note. — 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.

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.

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 objectifs opérationnels correspondant aux catégories de performances définies au Chapitre 3, § 3.1.1, sont les suivants :

Catégorie I : Approche et atterrissage de précision aux instruments exécutés avec une hauteur de décision au moins égale à 60 m (200 ft), et avec une visibilité au moins égale à 800 m ou une portée visuelle de piste au moins égale à 550 m.

Catégorie II : Approche et atterrissage de précision aux instruments exécutés avec une hauteur de décision inférieure à 60 m (200 ft) mais au moins égale à 30 m (100 ft), et une portée visuelle de piste au moins égale à 300 m.

Catégorie IIIA : Approche et atterrissage de précision aux instruments exécutés :

- a) avec une hauteur de décision inférieure à 30 m (100 ft) ou sans hauteur de décision ;
- b) avec une portée visuelle de piste au moins égale à 175 m.

Catégorie IIIB : Approche et atterrissage de précision aux instruments exécutés :

- a) avec une hauteur de décision inférieure à 15 m (50 ft) ou sans hauteur de décision ;
- b) avec une portée visuelle de piste inférieure à 175 m mais au moins égale à 50 m.

Catégorie IIIC : Approche et atterrissage de précision aux instruments exécutés sans hauteur de décision et sans limites de portée visuelle de piste.

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 décrive 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.

Note. — 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 en conditions d'exploitation de catégorie III, 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 les performances de catégorie 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 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 (installations de catégorie II) ou le point D (installations de catégorie 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.

Note 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.

Note 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 les performances de catégorie 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 performances de catégories 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.

Note 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.

Note 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 performances des catégories I, II et III.

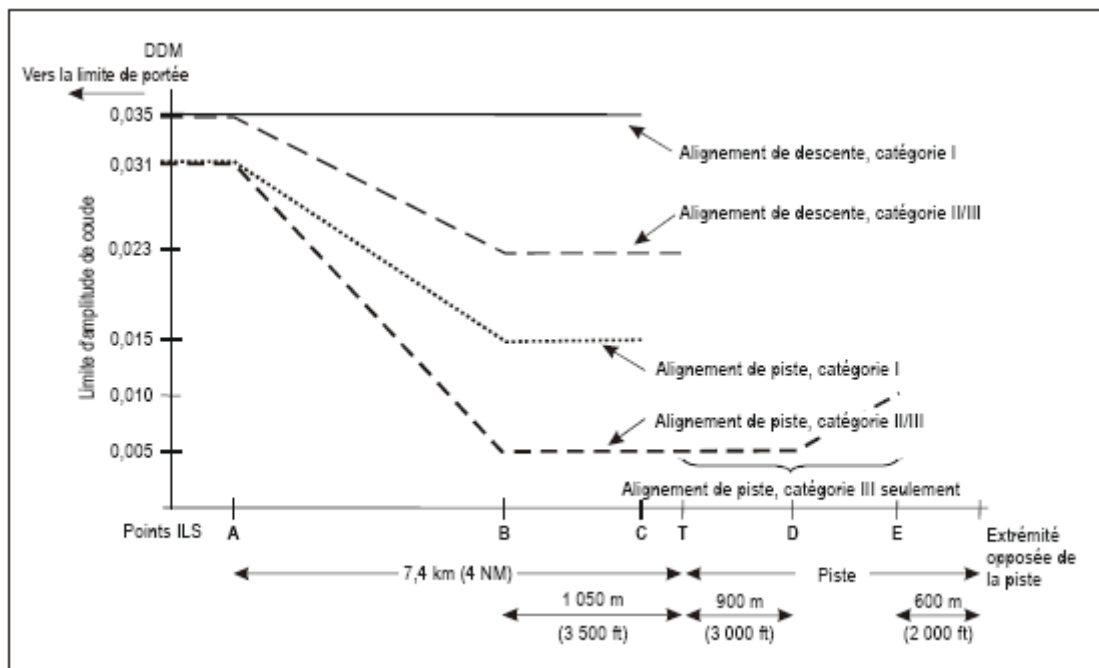


Figure C-1.

Limites d'amplitude des coudes de l'alignement de piste et de l'alignement de descente

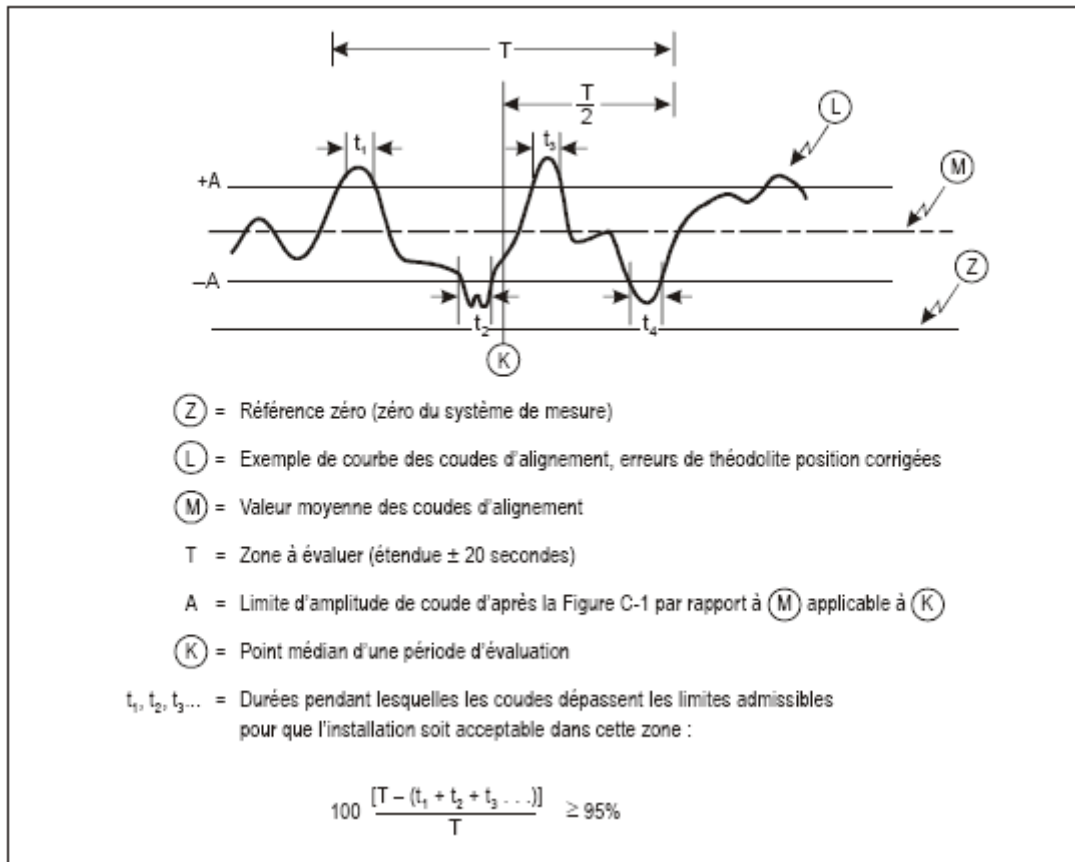


Figure C-2. Évaluation de l'amplitude des coudes d'alignement

— 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 ± 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 ± 9 km/h (105 ± 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 , pendant lesquels la valeur spécifiée et 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 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, 3.1.2.7.1 et 3.1.2.7.2.

2.1.9 Perturbation des signaux de l'ILS par des multitrajets

Note. — Les présents éléments indicatifs ne tiennent pas compte de l'incidence des nouveaux avions très gros porteurs sur les dimensions des zones critiques et sensibles. Ils sont en train d'être mis à jour pour prendre en compte cette incidence ainsi que l'évolution considérable des aéroports et de l'environnement opérationnel depuis qu'ils ont été élaborés. Les États sont instamment priés d'user de prudence lorsqu'ils utilisent les exemples donnés ci-dessous, car ils ne tiennent pas compte de tous les facteurs qui influent sur la qualité du signal électromagnétique.

2.1.9.1 La perturbation des signaux de l'ILS est fonction de l'environnement total des antennes ILS et des caractéristiques de ces antennes. Les objets de grandes dimensions qui réfléchissent les signaux, et notamment les véhicules ou les objets fixes comme les structures à l'intérieur de la zone de couverture du signal rayonné, seront une cause potentielle de perturbation par multitrajets des signaux d'alignement de piste et d'alignement de descente ILS. L'emplacement et les dimensions des objets fixes et des structures qui réfléchissent les signaux, ainsi que les propriétés directives des antennes, détermineront la qualité statique de la structure de l'alignement de piste ou de l'alignement de descente de catégorie I, II ou III. Les objets mobiles peuvent détériorer cette structure au point de la rendre inacceptable. Les zones dans lesquelles cette dégradation est possible doivent être définies et reconnues. Pour élaborer des critères d'établissement des zones de protection, on peut diviser ces dernières en zones critiques et en zones sensibles.

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 qui s'étend au-delà de la zone critique et 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.

Note 1. — La détermination de la zone critique et de la zone sensible vise à assurer une protection convenable à l'ILS. La façon dont la terminologie est appliquée peut varier d'un État à un autre. Dans certains États, le terme zone critique désigne également la zone appelée zone sensible dans le présent texte.

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

2.1.9.2 Les Figures C-3A, C-3B, C-4A et C-4B donnent des exemples de zones critique et sensible qu'il faut protéger. Pour assurer la protection de la zone critique, il faut normalement interdire l'entrée de tout véhicule ainsi que la circulation ou le stationnement des aéronefs à l'intérieur de cette zone durant toutes les opérations ILS. La zone critique déterminée pour chaque radiophare d'alignement de piste et d'alignement de descente devrait être clairement indiquée. Il peut être nécessaire de prévoir des dispositifs de signalisation appropriés sur les voies de circulation et les routes qui traversent les zones critiques pour réglementer l'accès des véhicules et des aéronefs à ces zones. En ce qui concerne les zones sensibles, il peut être nécessaire d'interdire la circulation de tous les véhicules ou de certains d'entre eux, selon le risque de perturbation et la catégorie d'exploitation. Il serait souhaitable que toutes les zones sensibles soient à l'intérieur des limites de l'aérodrome afin que l'on puisse assurer un contrôle suffisant de la circulation en vue d'empêcher une perturbation inacceptable des signaux ILS. Si ces zones se trouvent en dehors des limites de l'aérodrome, il est indispensable d'obtenir la coopération des autorités compétentes de manière à assurer un contrôle suffisant. La protection des zones sensibles nécessite l'élaboration de procédures opérationnelles.

2.1.9.3 Les dimensions de la zone sensible dépendent d'un certain nombre de facteurs, notamment du type de l'antenne ILS, de la topographie, ainsi que des dimensions et de l'orientation des aéronefs, véhicules de grandes dimensions et autres objets artificiels. Les antennes des radiophares d'alignement de piste et d'alignement de descente de conception moderne peuvent réduire, d'une manière très efficace, les risques de perturbations et, par conséquent, les dimensions des zones sensibles. Étant donné le risque plus élevé de perturbations des signaux ILS qu'entraîne la circulation d'aéronefs de très grandes dimensions, les zones sensibles calculées pour ces aéronefs s'étendent largement au-delà des zones critiques. Le problème est aggravé par l'augmentation de la densité de circulation au sol.

2.1.9.3.1 Dans le cas du radiophare d'alignement de piste, tout objet de grandes dimensions exposé au rayonnement directif principal de l'antenne doit être considéré comme une source possible de perturbation inacceptable du signal. Cela concerne notamment les aéronefs circulant sur la piste et



sur certaines voies de circulation. Les dimensions des zones sensibles nécessaires varieront suivant qu'il s'agira de protéger des opérations de catégorie I, II ou III, les plus grandes dimensions étant requises pour la catégorie III.

Par contre, un alignement de piste hors tolérances le long de la piste n'aurait aucun effet sur une opération de catégorie I ou II. Si la structure de l'alignement de piste est déjà marginale en raison de multitrajets statiques, une légère perturbation supplémentaire produira un signal inacceptable. En pareil cas, il faudra peut-être étendre la zone sensible.

2.1.9.3.2 En ce qui concerne l'alignement de descente, l'expérience a montré que tout objet qui fait saillie au-dessus d'une surface située au-dessus du plan de réflexion de l'antenne d'alignement de descente et à l'intérieur de la couverture en azimut de cette antenne, doit être considéré comme une source de perturbation du signal. L'angle que fait cette surface avec le plan horizontal de l'antenne dépend du type d'aérien d'alignement de descente qui est utilisé. Le stationnement ou la circulation au sol d'aéronefs de très grandes dimensions à moins de quelques milliers de pieds de l'antenne d'alignement de descente et directement entre cette antenne et la trajectoire d'approche causera généralement une grave perturbation du signal d'alignement de descente.

En revanche, il a été démontré qu'au-delà de quelques centaines de pieds de l'antenne d'alignement de descente les petits aéronefs ont un effet négligeable.

2.1.9.3.3 L'expérience a montré que les principaux éléments qui influent sur la réflexion et la diffraction du signal ILS et qui provoquent une perturbation par multitrajets sont la hauteur et l'orientation des surfaces verticales des aéronefs et des véhicules. Il faut déterminer la hauteur maximale des surfaces verticales susceptibles d'être rencontrées, ainsi que l'orientation la plus défavorable. En effet, certaines orientations peuvent produire des écarts excessifs de l'alignement de piste ou de l'alignement de descente à de plus grandes distances qu'une orientation parallèle ou perpendiculaire.

2.1.9.4 On peut employer des ordinateurs ou des modèles pour calculer le lieu, l'amplitude et la durée probables des perturbations de l'ILS par des objets, qu'il s'agisse de structures ou d'aéronefs, de dimensions et d'orientation diverses situés en des endroits différents. Ces techniques portent notamment sur les questions suivantes :

- a) des modèles mathématiques informatisés sont généralement utilisés et appliqués par un personnel ayant des niveaux d'expérience très variés. Cependant, il faut des connaissances techniques et un bon jugement des hypothèses et limitations appropriées pour appliquer ces modèles à des environnements multitrajets spécifiques. Des renseignements sur les performances de l'ILS dans ce domaine devraient normalement être fournis par le constructeur d'équipement ILS ;

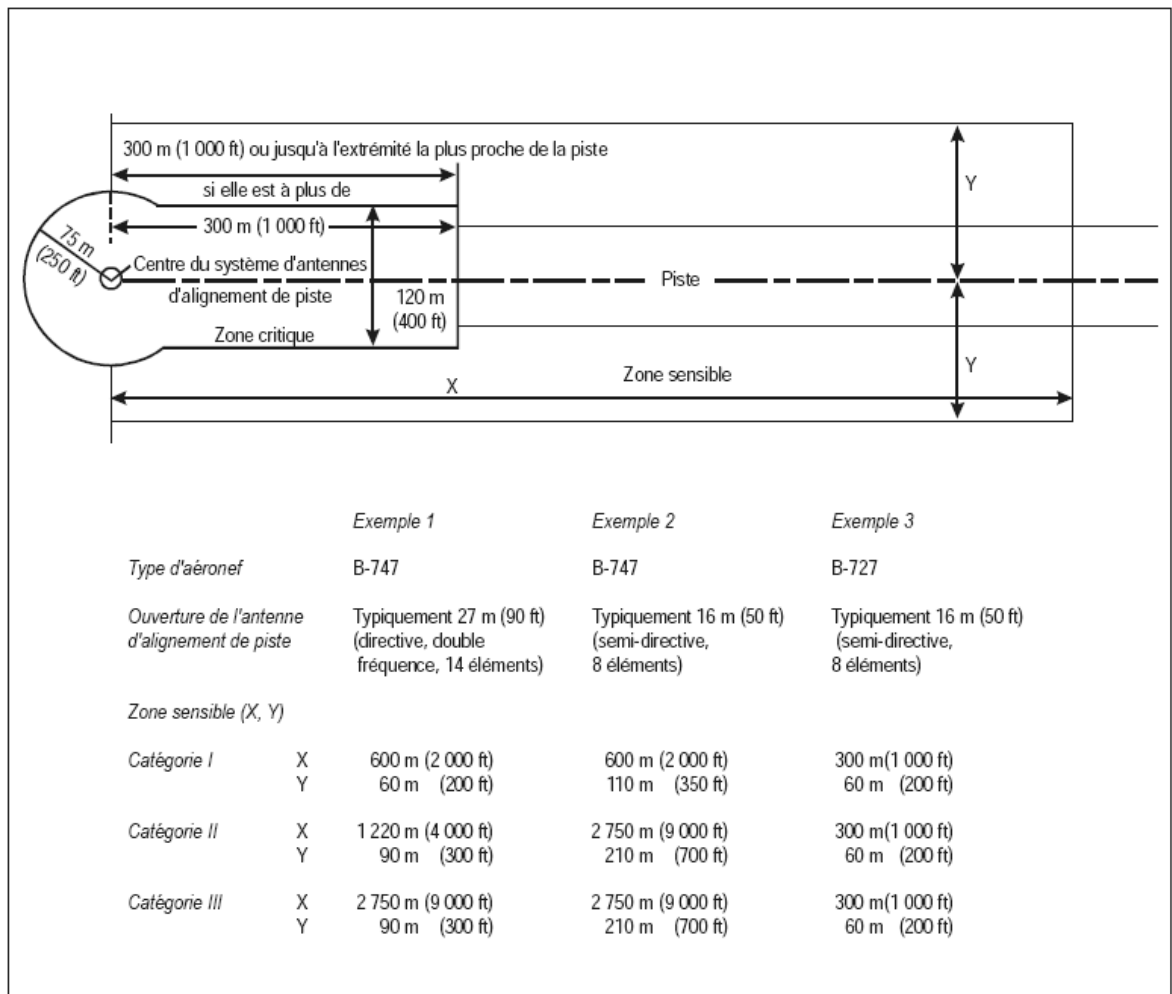


Figure C-3A. Variations types des dimensions de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de piste dans le cas d'une piste de 3 000 m (10 000 ft)

b) lorsqu'un ILS a été installé et jugé satisfaisant, on peut utiliser des ordinateurs et des techniques de simulation pour prédire l'ampleur probable des perturbations de l'ILS qui peuvent découler de nouvelles constructions proposées. Si possible, les résultats de ces simulations assistées par ordinateur devraient être validés par une comparaison directe avec des mesures effectives en vol des résultats des nouvelles constructions ;

c) compte tenu de la détérioration maximale permise du signal par multitrajets due aux aéronefs au sol, on peut déterminer les limites minimales correspondantes de la zone sensible. Des modèles ont été utilisés pour déterminer les zones critiques et sensibles aux Figures C-3A, C-3B, C-4A et C-4B, en tenant compte de la détérioration maximale permise des signaux ILS par multitrajets due aux aéronefs au sol. Les facteurs qui touchent les dimensions et la forme des zones critiques et sensibles comprennent les suivants : types d'aéronefs susceptibles de causer un brouillage, ouverture et type d'antenne (bipolaire à périodicité logarithmique / bipolaire), type des signaux de marge (fréquence

unique / double fréquence), catégorie d'opérations proposée, longueur de la piste, et coudes statiques causés par les structures existantes. Cette utilisation des modèles devrait faire intervenir leur validation, ce qui comprend une comparaison par sondage des résultats calculés avec les données de démonstration sur le terrain concernant le brouillage du signal ILS causé par les aéronefs en stationnement.

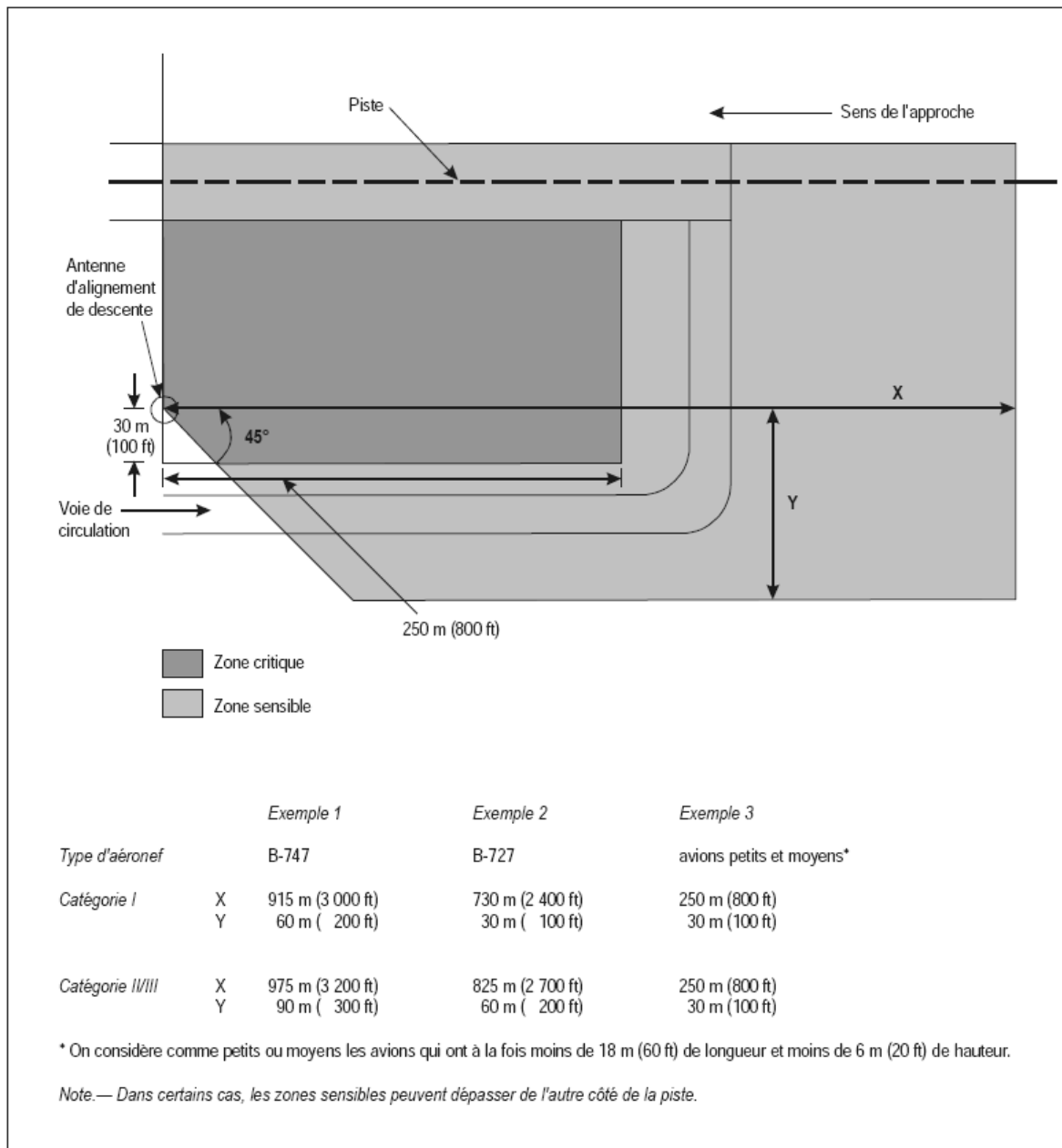


Figure C-3B. Variations types des dimensions de la zone sensible et de la zone critique d'un radiophare d'alignement de descente

2.1.9.5 Le contrôle des zones critiques et la désignation des zones sensibles sur l'aéroport proprement dit ne suffiront peut-être pas pour protéger un ILS contre les effets des multitrajets causés par des structures fixes de grandes dimensions. Cela est particulièrement important si l'on considère les dimensions des nouveaux bâtiments que l'on construit pour abriter des avions de très grandes dimensions et à d'autres fins. Les constructions situées en dehors des limites de l'aéroport peuvent aussi influencer sur la qualité de l'alignement de piste ILS même si elles répondent aux spécifications qui limitent la hauteur des obstacles.

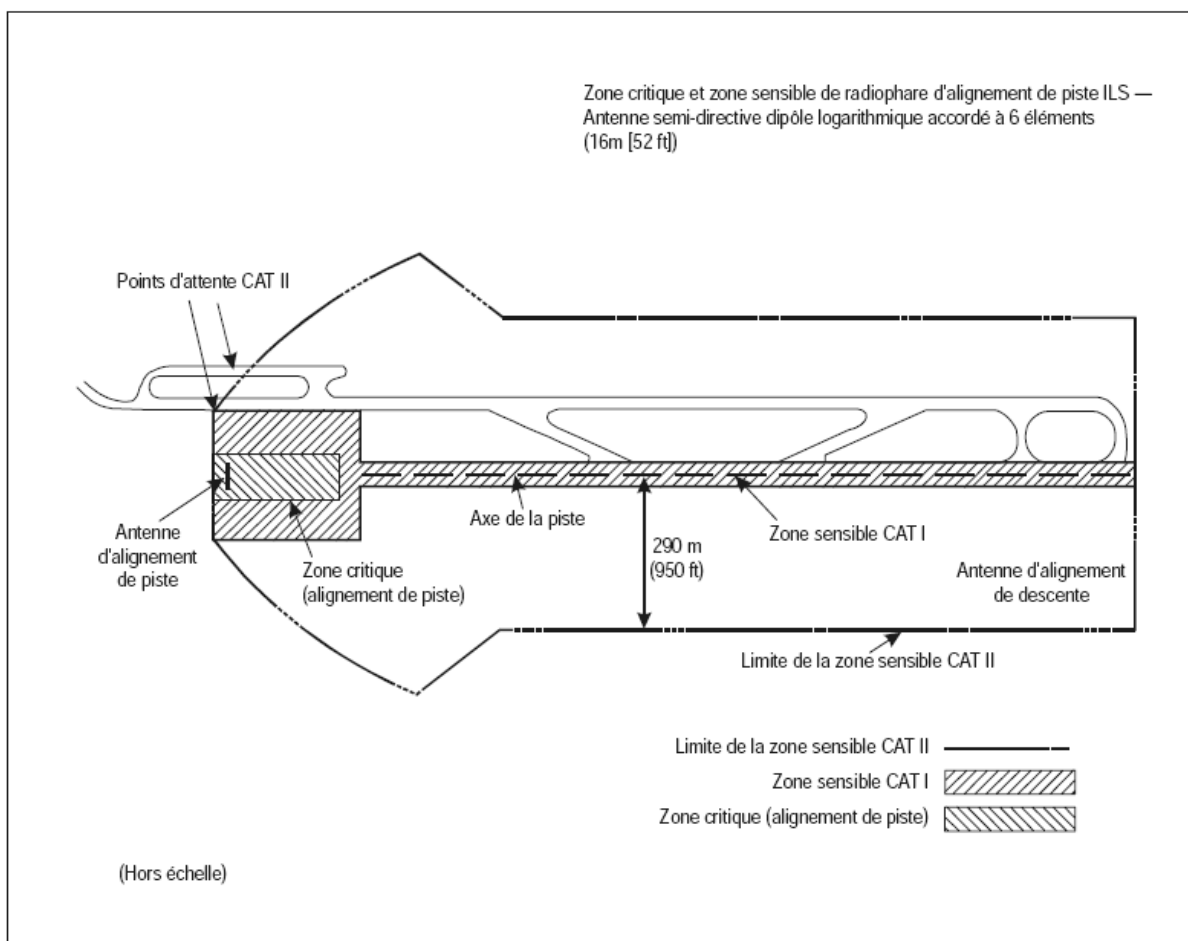


Figure C-4A. Zone critique et zone sensible — Application à un site où l'avion de nature à provoquer des perturbations est le B747

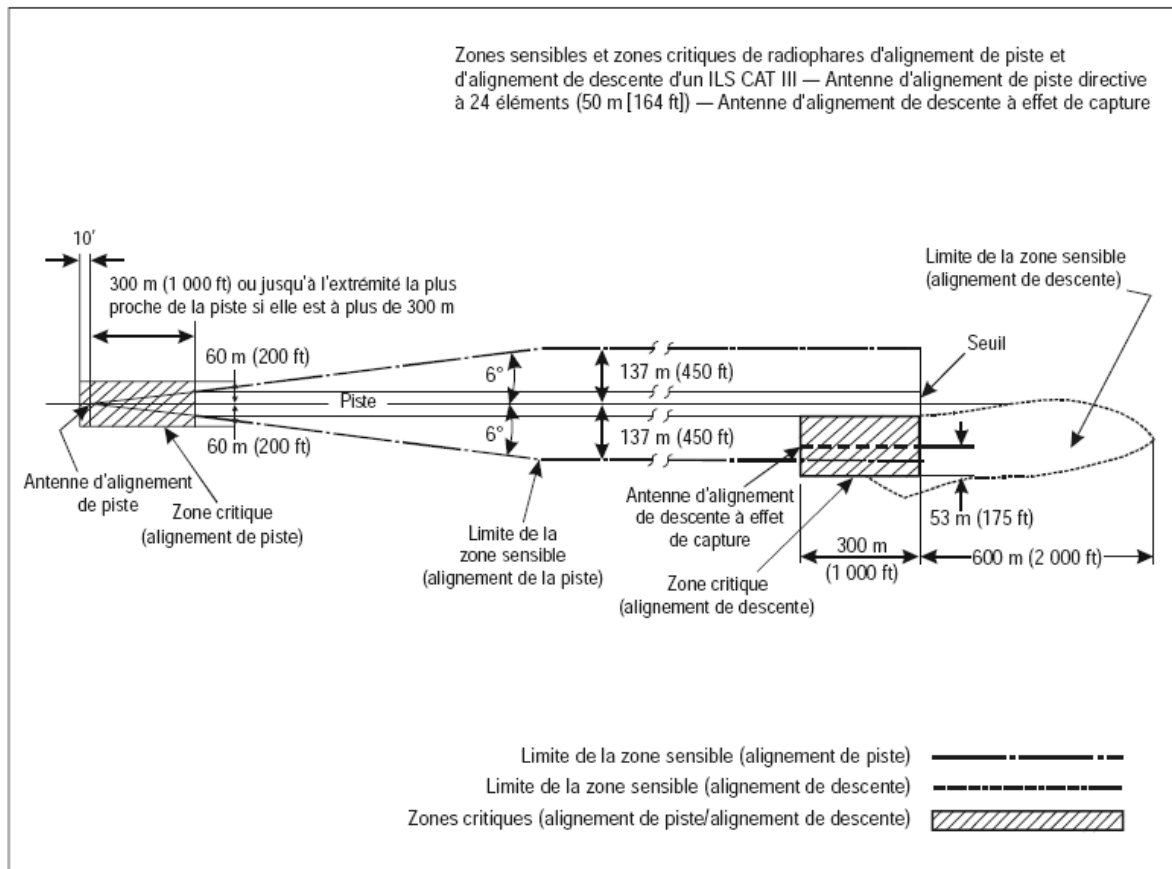


Figure C-4B. Zone critique et zone sensible — Application à un site où l'avion de nature à provoquer des perturbations est le B747

2.1.9.5.1 Dans le cas où l'environnement d'un aéroport, et plus précisément les objets fixes de grandes dimensions, comme des immeubles élevés, font que la structure des radioalignements de piste et/ou de descente est proche des limites de tolérance pour la catégorie d'exploitation prévue, il peut être nécessaire d'établir des zones sensibles plus grandes. La raison en est que l'effet d'objets mobiles, contre lequel les zones sensibles sont censées protéger l'ILS, doit être ajouté aux coudes d'alignement statiques causés par les objets fixes. Toutefois, on estime qu'il n'y a pas lieu d'ajouter directement les amplitudes maximales des coudes et qu'il est plus réaliste d'utiliser la somme quadratique. Voici quelques exemples :

a) Coudes de l'alignement de piste dus aux objets statiques = $\pm 1,5 \mu A$. Limite : $\pm 5 \mu A$. La tolérance pour les objets mobiles, servant à définir la zone sensible du radioalignement de piste, est donc égale à

$$\sqrt{5^2 - 1,5^2} = 4,77 \mu A$$



b) Coudes de l'alignement de piste dus aux objets statiques = $\pm 4 \mu A$. Limite : $\pm 5 \mu A$. La tolérance pour les objets mobiles, servant à définir la zone sensible du radioalignement de piste, est donc égale à

$$\sqrt{5^2 - 4^2} = 3 \mu A$$

Dans le cas b), la zone sensible serait plus grande, de façon à éloigner suffisamment les sources de perturbation de la piste pour que la distorsion du faisceau de l'alignement de piste soit égale ou inférieure à $3 \mu A$. Le même principe s'applique à la zone sensible du radioalignement de descente.

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.

Note.— 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.

Note. — 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.*

Note. — 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.

Note. — 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' ;

θ = angle nominal de l'alignement de descente ;

α = pente longitudinale négative du plan de réflexion de l'alignement de descente.

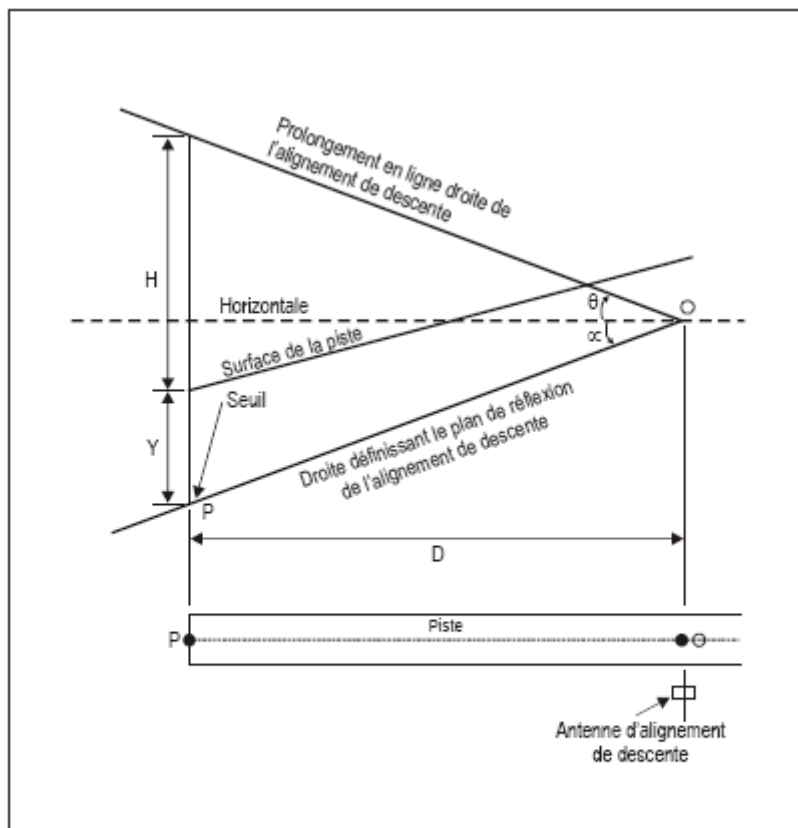


Figure C-5. Implantation du radiophare d'alignement de descente dans le cas d'une piste en pente

Note. — Dans la formule ci-dessus, il faut donner à α une valeur positive dans le cas d'une pente négative de l'antenne vers le seuil. Y 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.

Note. — 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 de catégorie 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 de ce radiophare. 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 μ 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 θ 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 θ , les précautions nécessaires doivent être prises pour se protéger contre l'émission d'éléments de guidage erronés en dessous de 0,45 θ 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



Agence Nationale de l'Aviation Civile
du Togo

RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

Page: SUP **40** de 329
Révision: 00
Date: 01/07/2015

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)

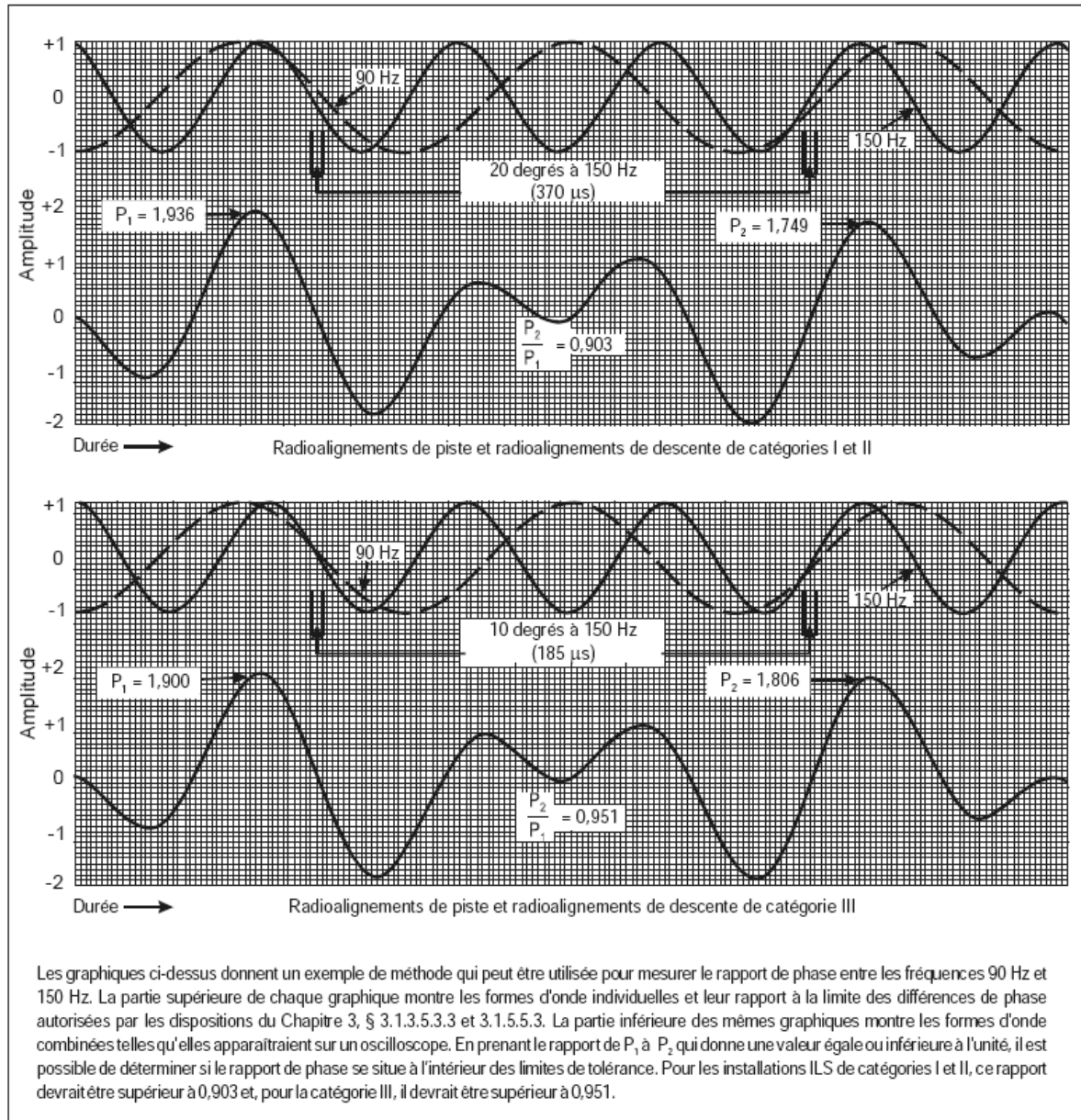


Figure C-6. Illustration du rapport de phase des fréquences de modulation de 90 Hz et 150 Hz

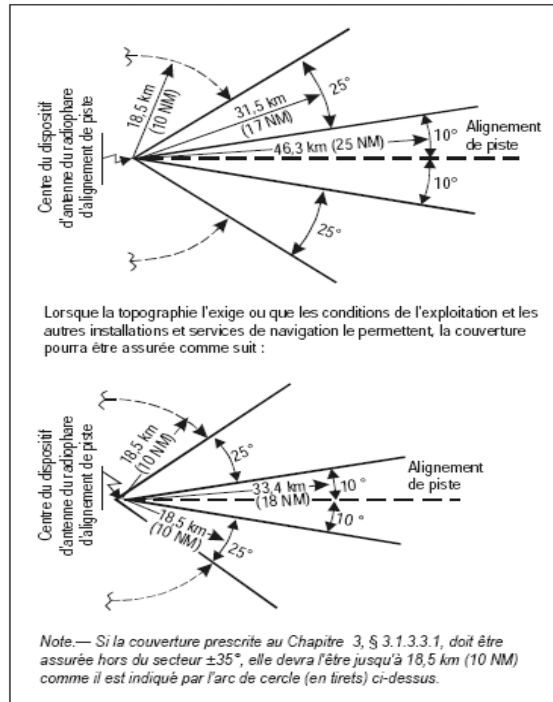


Figure C7A Couverture en azimut du radiophare d'alignement de piste

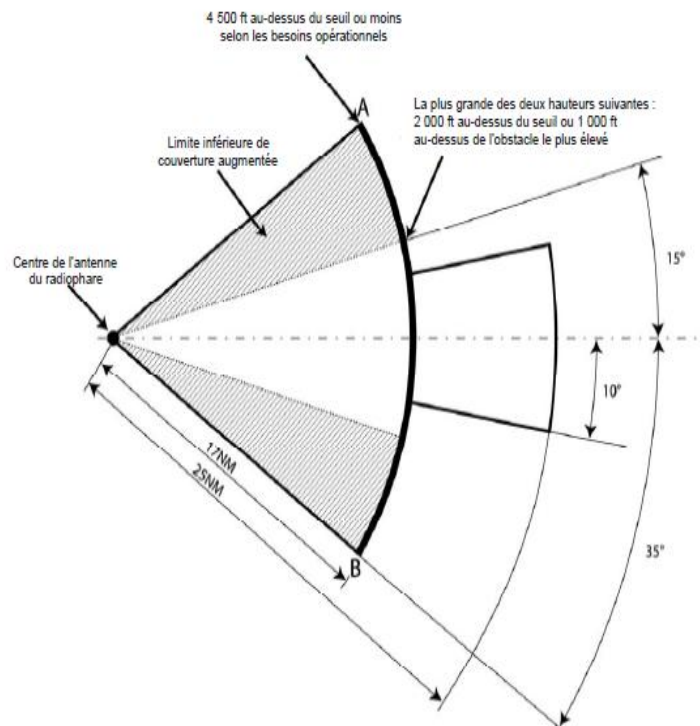
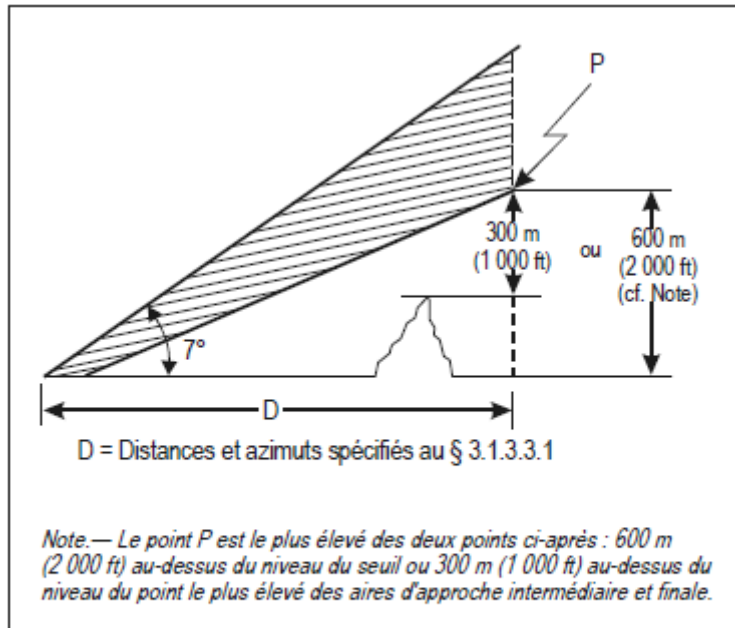


Figure C-7B. Couverture en azimut réduite du radiophare d'alignement de piste



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

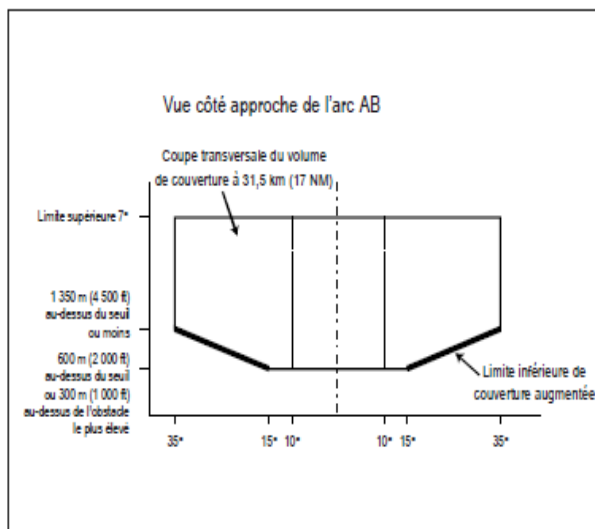


Figure C-8B. Couverture en site réduite du radiophare d'alignement de piste

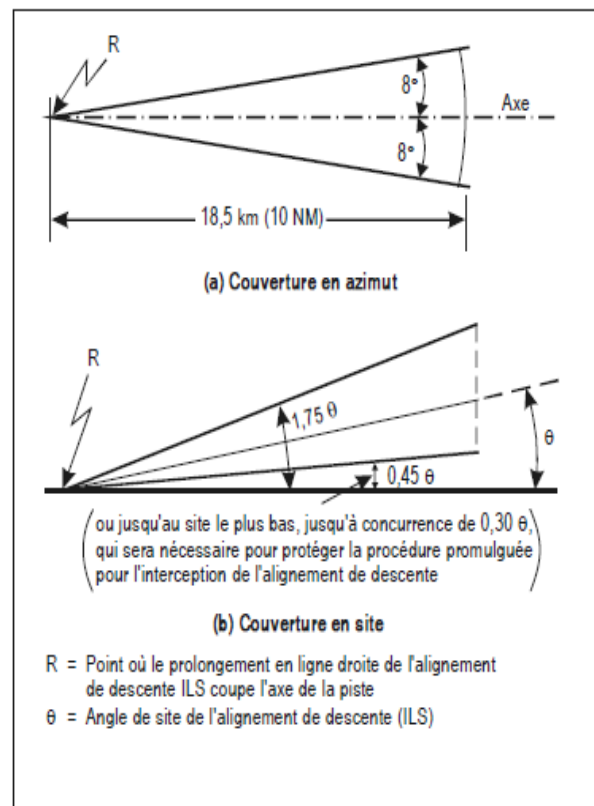


Figure C-10. Couverture du radiophare d'alignement de descente

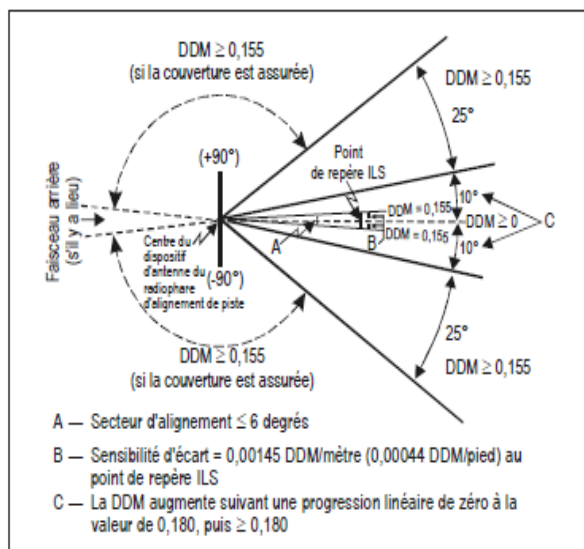
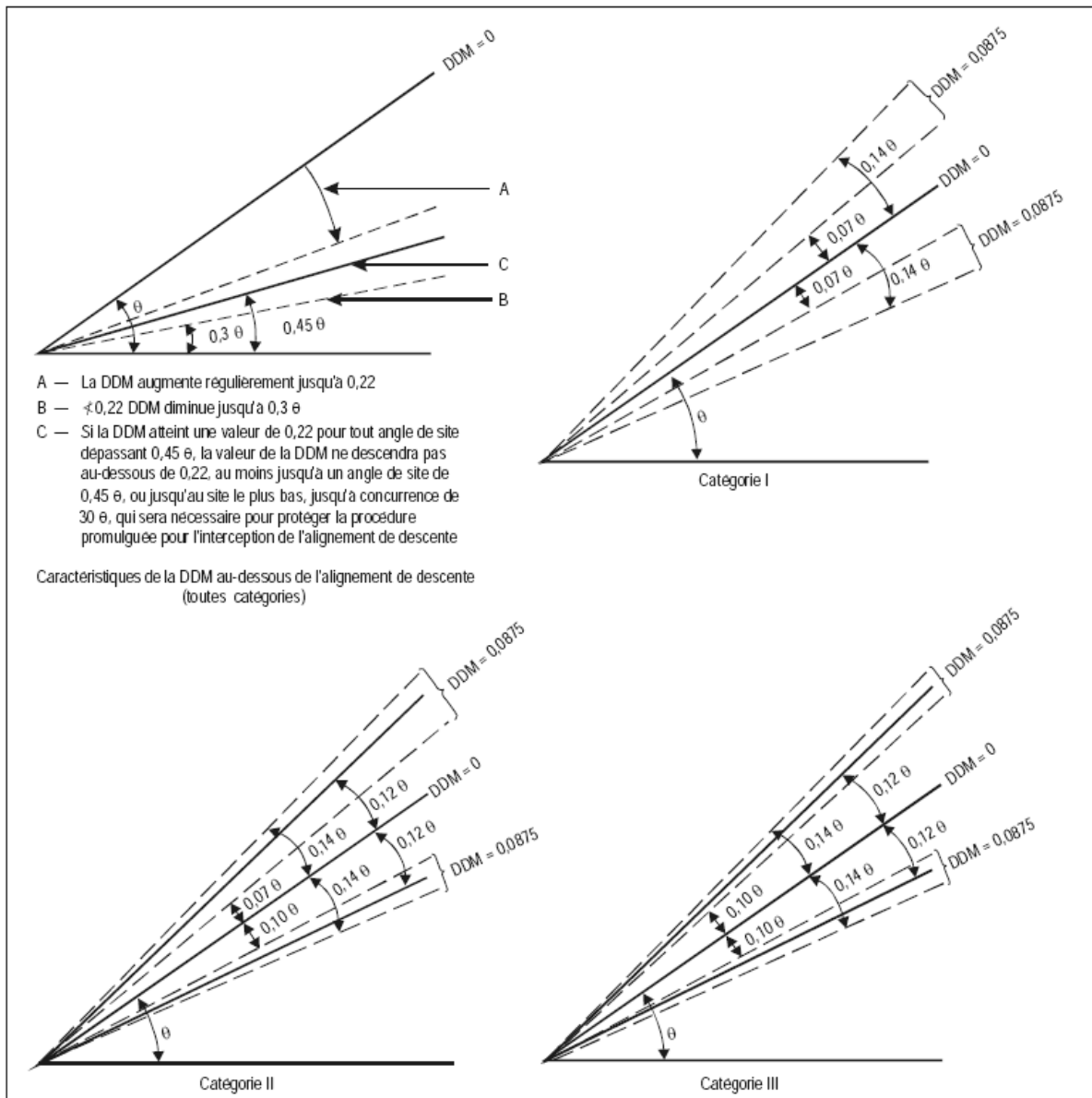
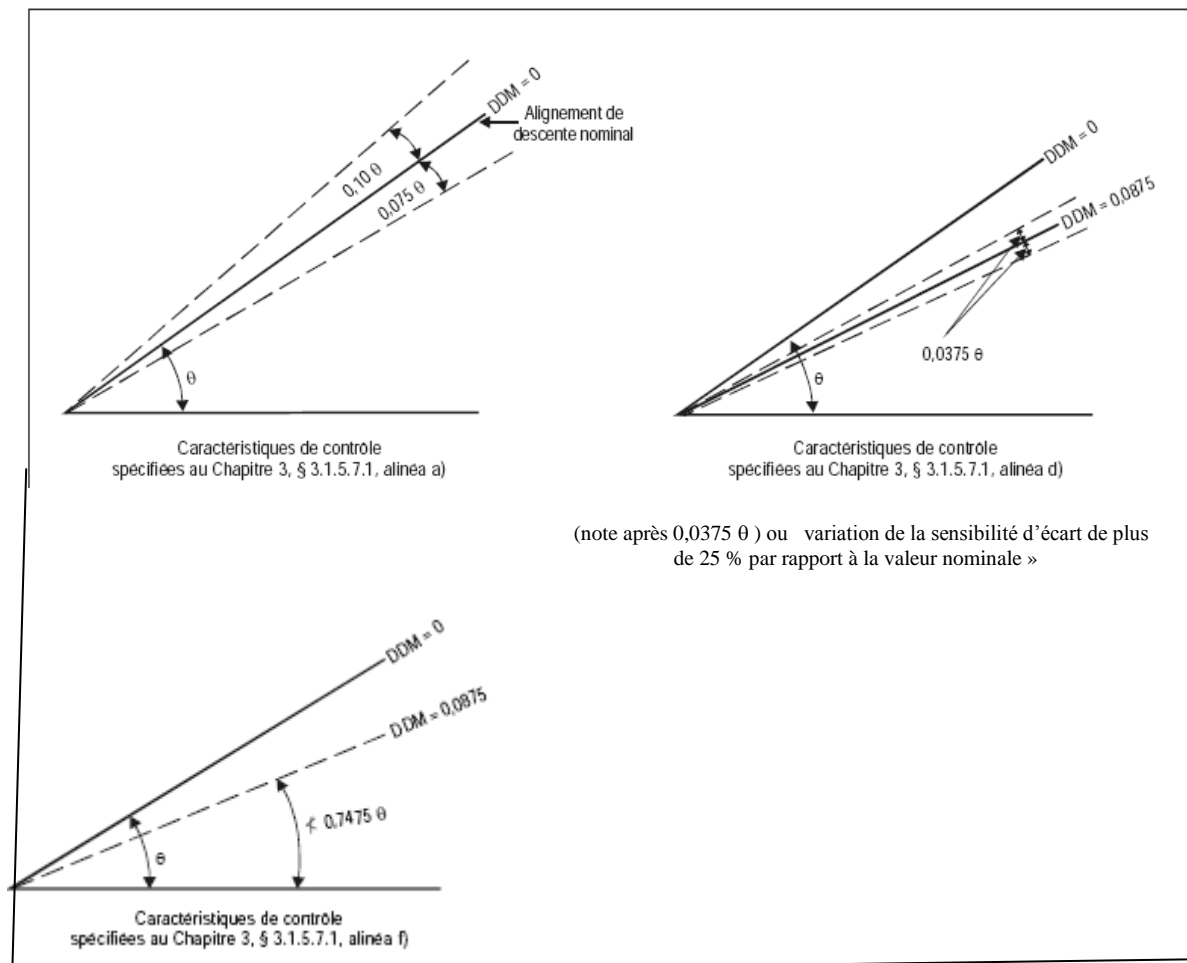


Figure C-9. Différence de modulation (DDM) et sensibilité d'écart



θ = 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)



Note.— 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

2.6.1 En utilisant les valeurs données dans le Tableau C-1 ci-après, il faut noter que ces valeurs visent à assurer une protection contre les brouillages jusqu'à un point situé à la hauteur de protection et à la limite de la portée utile de l'ILS dans la direction du faisceau avant. Si les conditions d'exploitation exigent l'emploi du faisceau arrière, les critères s'appliqueront également jusqu'à un point analogue dans la direction du faisceau arrière. Dans le plan des fréquences, il faudra donc tenir compte de l'azimut de l'alignement de piste. Il convient de souligner qu'il est indispensable d'appliquer les critères à chacun des radiophares d'alignement de piste ; en effet, si l'on considère deux radiophares, le fait que le premier ne brouille pas le second ne garantit pas que le second ne brouille pas le premier.

2.6.2 Les valeurs données dans le Tableau C-1 sont fondées sur l'hypothèse que les récepteurs embarqués se trouvent dans un environnement où ils peuvent fonctionner correctement.

Tableau C-1. Distance de séparation requises

	Espacement entre fréquences	Séparation géographique minimale entre la deuxième installation et le point de protection de la première installation km (NM)		
		Liste A	Liste B	Liste C
Radioalignement de piste	Canal commun	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 kHz	—	37 (20)	9 (5)
	100 kHz	65 (35)	9 (5)	0
	150 kHz	—	0	0
	200 kHz	11 (6)	0	0
Radioalignement de descente	Canal commun	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 kHz	—	20 (11)	2 (1)
	300 kHz	46 (25)	2 (1)	0
	450 kHz	—	0	0
	600 kHz	9 (5)	0	0

La Liste A concerne l'emploi des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 200 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 600 kHz entre canaux, et utilisables uniquement dans les régions où la densité des installations est faible.

La Liste B concerne l'utilisation des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 100 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 300 kHz entre canaux.

La Liste C concerne l'utilisation des récepteurs de radioalignement de piste destinés à fonctionner avec un espacement de 50 kHz entre canaux, couplés avec des récepteurs de radioalignement de descente destinés à fonctionner avec un espacement de 150 kHz entre canaux.

Note 1.— Les chiffres ci-dessus se fondent sur l'hypothèse que les points de protection pour le radioalignement de piste sont à 46 km (25 NM) de distance et 1 900 m (6 250 ft) de hauteur et pour le radioalignement de descente ILS, à 18,5 km (10 NM) de distance et 760 m (2500 ft) de hauteur.

Note 2.— Lorsqu'ils appliqueront les séparations indiquées dans le tableau, les États devront songer à la nécessité d'implanter les installations ILS et VOR de manière à exclure la possibilité qu'une erreur du récepteur de bord soit provoquée par une surcharge due à un trop grand nombre de signaux non désirés pendant les phases d'approche initiale et finale de l'aéronef.

Note 3.— Lorsqu'ils appliqueront les séparations indiquées dans le tableau, les États devront songer à la nécessité d'implanter les installations d'alignement de descente ILS de manière à exclure la possibilité d'indications erronées d'alignement de descente dues à la réception de signaux sur canaux adjacents lorsque, pour une raison quelconque, le signal souhaité cesse d'être émis pendant qu'un aéronef se trouve dans la phase d'approche finale.

2.6.2.1 Récepteurs d'alignement de piste ILS

2.6.2.1.1 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.

2.6.2.1.2 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.

2.6.2.2 Récepteurs d'alignement de descente ILS

2.6.2.2.1 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 150 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) un signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 20 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 150 kHz ;

c) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 40 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 300 kHz.

2.6.2.2.2 En vue de la protection des récepteurs conçus pour un espacement de 300 kHz entre canaux, des séparations minimales sont choisies pour assurer dans le volume de service les rapports minimaux ci-après entre signaux :

a) un signal utile dépasse d'au moins 20 dB un signal parasite sur canal commun ;

b) un signal parasite d'alignement de descente ne dépasse pas le signal utile (rapport 0 dB) si les fréquences des deux signaux diffèrent de 150 kHz ;

c) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 20 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent de 300 kHz ;



d) un signal parasite d'alignement de descente dépasse de 40 dB au maximum le signal utile si les fréquences des deux signaux diffèrent d'au moins 450 kHz.

2.6.3 Les calculs sont établis en admettant que la protection contre le brouillage du signal utile par le signal nuisible est de 20 dB. Ceci correspond à une perturbation ne dépassant pas 15 μ A à la limite de la portée utile de l'ILS.

2.6.4 Dans la mesure où les porteuses du signal utile et du signal nuisible peuvent engendrer une modulation basse fréquence d'hétérodyne, le rapport de protection garantit que les instruments ne souffrent pas. Toutefois, dans les cas où une installation en phonie est utilisée, cette modulation d'hétérodyne peut provoquer un brouillage.

2.6.5 En général, lorsque l'utilisation internationale des systèmes ILS est limitée aux paires de fréquences dont la liste figure au Chapitre 3, § 3.1.6.1.1, les critères sont tels que, si l'élément radioalignement de piste y satisfait, l'élément radioalignement de descente y satisfait automatiquement. À certains emplacements encombrés, où il est nécessaire de faire des assignations à la fois dans la première dizaine et dans la deuxième dizaine de paires, il peut être nécessaire de choisir certaines paires sans respecter l'ordre afin d'observer l'espacement géographique minimal du § 2.6.6.

Exemple : Au Chapitre 3, § 3.1.6.1.1, au numéro d'ordre 2, la fréquence de radiophare d'alignement de piste 109,9 MHz est appariée à la fréquence de radiophare d'alignement de descente 333,8 MHz. Aux numéros 12 et 19, toutefois, bien qu'un large espacement de fréquences soit prévu par rapport au numéro 2 dans le cas des radiophares d'alignement de piste, les fréquences 334,1 MHz et 333,5 MHz, respectivement, sont assignées aux radiophares d'alignement de descente, les deux étant premiers canaux adjacents (espacement 300 kHz) du canal de radiophare d'alignement de descente numéro 2. Si on limite le choix des canaux ILS ou bien à la première dizaine, ou bien à la deuxième dizaine de paires, alors l'espacement de fréquences minimal des radiophares d'alignement de descente sera de 600 kHz.

2.6.6 *Tableau des distances requises* (Voir Tableau C-1)

2.6.7 L'application des chiffres du Tableau C-1 ne sera valable que dans les limites fixées par les hypothèses notamment : les installations ont un caractère essentiellement non directionnel, leurs puissances rayonnées sont identiques, l'intensité de champ est approximativement proportionnelle à l'angle de site jusqu'à 10°, et l'antenne de l'aéronef est nettement omnidirectionnelle. S'il est nécessaire de déterminer ces espacements avec plus de précision dans les régions où les fréquences sont encombrées, on peut y procéder pour chaque installation en utilisant les courbes de propagation appropriées et en tenant compte des caractéristiques particulières en ce qui concerne la puissance rayonnée et la directivité ainsi que des besoins de l'exploitation en matière de couverture. Lorsque l'on détermine des espacements réduits en tenant compte de la directivité, etc., il convient de procéder



autant que possible à des mesures en vol au point de protection de l'ILS et en tous points de la trajectoire d'approche afin d'assurer qu'un rapport de protection d'au moins 20 dB est obtenu dans la pratique.

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 1×10^{-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)

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

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

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

$\frac{1}{\alpha_1}$ = rapport du taux de défaillances de l'émetteur entraînant le rayonnement d'un signal erroné au taux global des défaillances de l'émetteur

$\frac{1}{\alpha_2}$ = 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 en catégorie II ou III, il faudrait confirmer la moyenne des temps entre interruptions du service (MTBO) de l'ILS 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 :

- 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 6750.57, 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 redondant⁴ 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 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.

2.11.2 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°).

2.11.3 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.

2.11.4 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.

2.11.5 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.

2.12 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 installations ILS s'établit à l'aide des trois caractères suivants :

a) I, II ou III : indique la conformité aux catégories de performances d'installation dont il est question dans le Chapitre 3, § 3.1.3 et 3.1.5 ;

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. Ces points sont définis au Chapitre 3, § 3.1.1 ;

c) 1, 2, 3 ou 4 : ces chiffres indiquent les niveaux d'intégrité et de continuité de service, conformément au Tableau C-2.

Note. — Il est considéré que les divers modes d'exploitation de l'ILS devraient, normalement, être associés aux divers niveaux d'intégrité et de continuité de service, de la manière suivante :

1) Niveau 2 : Performances recherchées pour un équipement ILS destiné à l'exploitation par faible visibilité lorsque l'information de position fournie par l'ILS dans la phase d'atterrissage est complétée par des repères visuels. Ce niveau constitue un objectif recommandé pour l'équipement destiné à l'exploitation de catégorie I.

2) Niveau 3 : Performances recherchées pour un équipement ILS destiné à des opérations qui dépendent beaucoup de l'information de position ILS jusqu'au toucher des roues. Ce niveau constitue un objectif obligatoire pour l'équipement destiné aux opérations des catégories II et IIIA.

3) Niveau 4 : Performances recherchées pour l'équipement ILS destiné à des opérations qui dépendent beaucoup de l'information ILS jusqu'à la fin de la course au sol. Ce niveau répond essentiellement aux besoins de l'ensemble des opérations de catégorie III.

2.14.3 À titre d'exemple, on désignerait par II/D/3 la classe d'une installation ILS de catégorie de performances II conforme aux critères de structure de radioalignement de piste correspondant aux installations ILS 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

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	$1 - 10^{-7}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 4 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 s	1 000
3	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 15 s	2 000
4	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$ pendant un atterrissage quelconque	$1 - 2 \times 10^{-6}$ dans toute période de 30 s (rad. piste) ou de 15 s (rad. desc.)	4 000 (rad. piste) 2 000 (rad. desc.)
<p><i>Note.— Pour les systèmes actuellement installés, si le niveau 2 d'intégrité ne peut pas être atteint, ou s'il ne peut pas être calculé facilement, il faut au moins procéder à une analyse détaillée de l'intégrité pour s'assurer de la sûreté intrinsèque du moniteur.</i></p>			

2.14.4 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 :

<i>Fréquence (Hz)</i>	<i>Atténuation du filtre de la bande passante 90 Hz, dB</i>	<i>Atténuation du filtre de la bande passante 150 Hz, dB</i>
≤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.

<i>Type d'installation</i>	<i>Excursion de crête 90 Hz, MF Hz/MP radians (Note 1)</i>	<i>Excursion de crête 150 Hz, MF Hz/MP radians (Note 2)</i>	<i>Différence d'excursion, Hz (Note 3)</i>
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



Note 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.

Note 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.

Note 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

Note. — 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/m². Cette intensité équivaut à 90 µV/m, c'est-à-dire à +39 dB par rapport à 1 µV/m.

Note. — 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/m²

P_a = puissance au point de réception, en dBW

λ = 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/m²). 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.

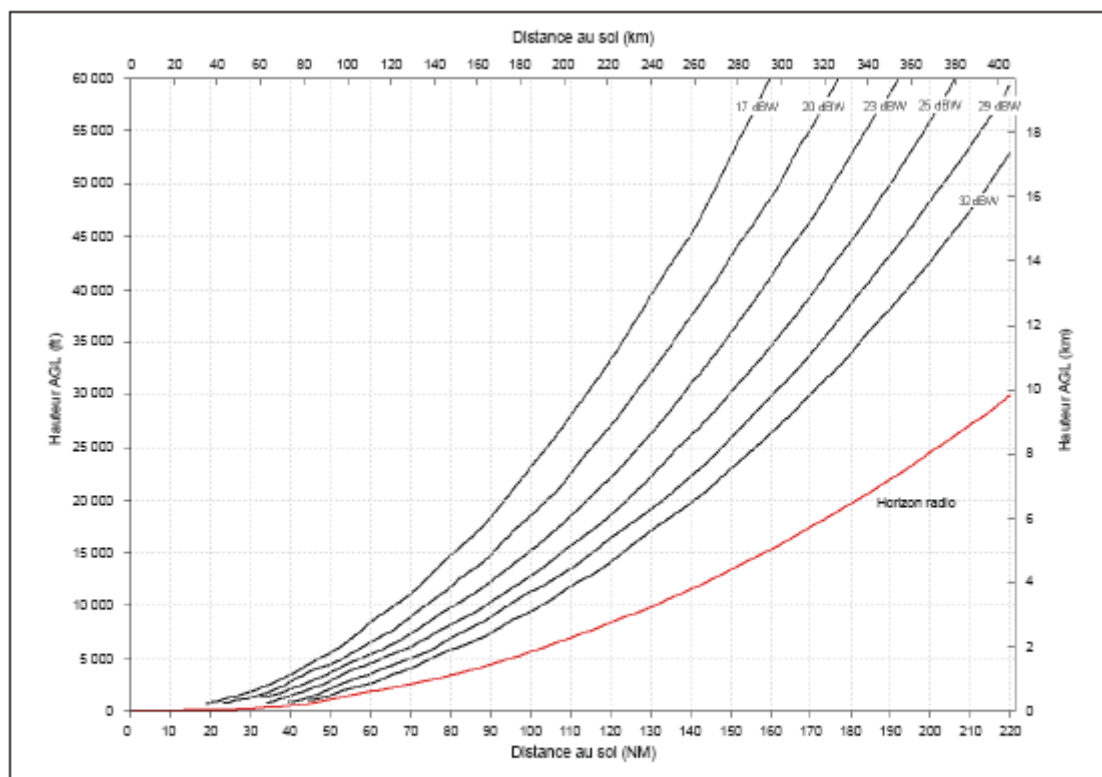


Figure C-13. P.i.r.e. nécessaire pour obtenir une intensité de champ de 90 microvolts par mètre (-107 dBW/m²) en fonction de la hauteur au-dessus du VOR/DVOR et de la distance par rapport au VOR/DVOR

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

Note 2. — Dans les indications fournies, la hauteur du contrepoids 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.

Note 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.

Note. — 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			
		$2D_2 + \frac{20}{S}$ si $D_1 > D_2$ ou $2D_2 + \frac{20}{S}$ si $D_2 > D_1$		$2D_2 + \frac{20 - K}{S}$ si $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ ou $2D_2 + \frac{20 + K}{S}$ si $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				$2D_2 + \frac{20 - K}{S}$ 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) :*

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

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

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

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

B — Espacement géographique (canaux adjacents) :

coïmplantation

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

emplacements différents

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

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

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

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

Note. — Si la puissance apparente rayonnée correspondant à D_2 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^e harmonique : -20 dB

3^e harmonique : -30 dB

à partir du 4^e 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

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).

Note. — 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) doit 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 %.

Note 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.*

Note 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.

Note. — 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

3.6.4.1 Le récepteur doit être conçu de manière à fonctionner correctement dans l'environnement suivant :

- 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 ; (Au cours des essais au banc du récepteur, dans ce premier cas de signal parasite sur canal adjacent, on fait varier la fréquence du signal parasite dans la gamme définie par la tolérance combinée de fréquence de la station sol [± 9 kHz] et du récepteur.)
- 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.

Note 1. — Il est reconnu que tous les récepteurs ne remplissent pas actuellement la condition b) mais, à l'avenir, tous les équipements devront être conçus pour la remplir.

Note 2. — Dans certains États, une tolérance moindre est appliquée à la station sol.

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

3.6.5.1 En ce qui concerne la note du § 3.3.8 du Chapitre 3, les caractéristiques d'immunité 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 la vérification du matériel d'épreuve au banc d'essai peut être effectuée par rapport à une série de conditions et de résultats qui peuvent être répétés, et pour faciliter l'approbation ultérieure de ceux-ci. 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.

Note. — Les MOPS sur le récepteur VOR (DO-196 de la RTCA et ED-22B de l'Eurocae) contiennent aussi des procédures d'essai du récepteur.



3.6.5.2 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 § 3.3.8 du Chapitre 3. Ces formules fourniront 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 IS.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.

3.7 Précision du système VOR

Note. — Des éléments indicatifs sur la détermination des valeurs de performances du système VOR figurent également dans le RAM 11Partie 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.

Note. — 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.

Note. — 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 11 Partie 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.

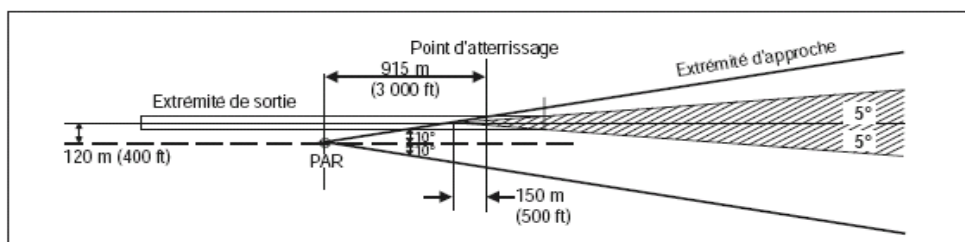


Figure C-14. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de 10°

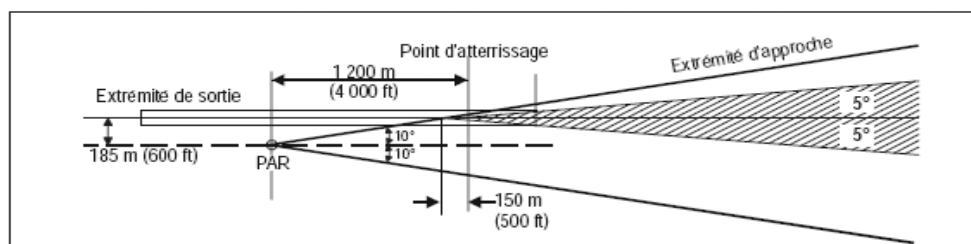


Figure C-15. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer de chaque côté du QDR de la piste un angle de 10°

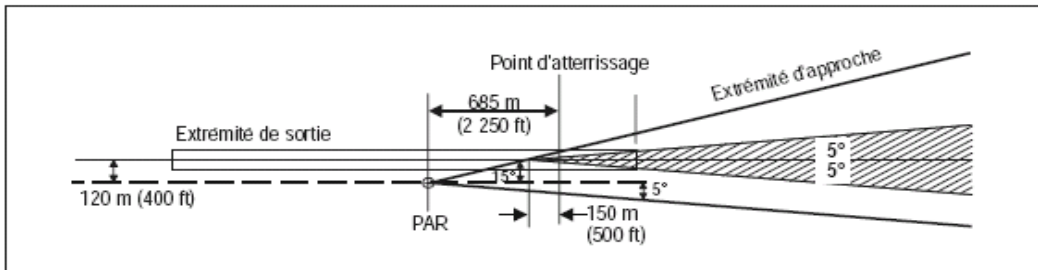


Figure C-16. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 120 m (400 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°

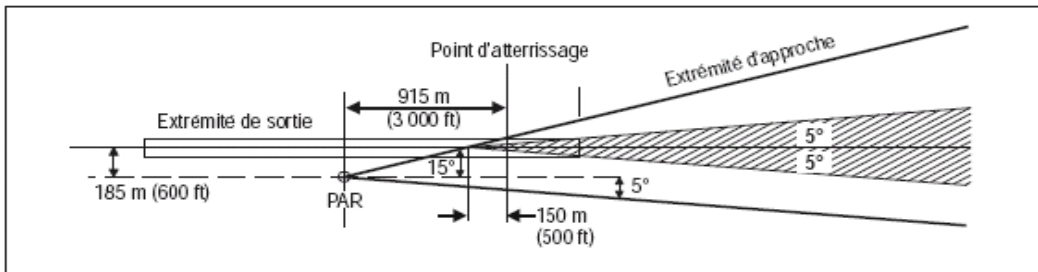


Figure C-17. Recul minimal du PAR par rapport au point d'atterrissage, pour un décalage latéral de 185 m (600 ft) lorsque le dispositif est aligné pour explorer d'un côté du QDR de la piste un angle de 5°, de l'autre, un angle de 15°

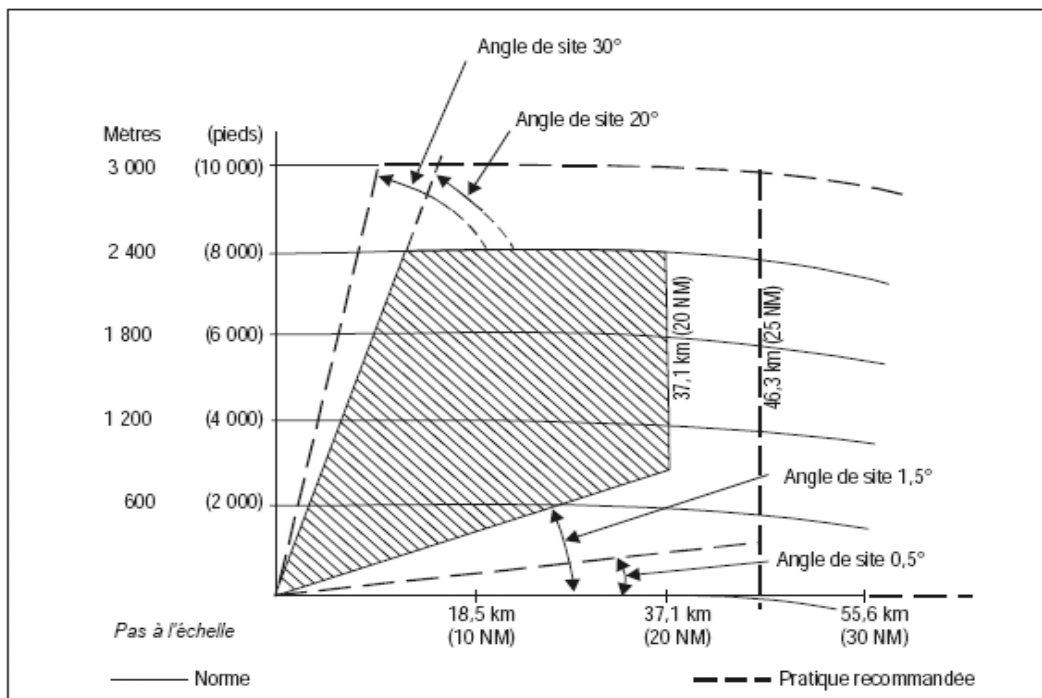


Figure C-18. Élément SRE du système radar d'approche de précision — Couverture verticale pour un aéronef de 15 m² de surface réfléchissante



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 contreponds. 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°) ;

2) les courants dans les deux éléments rayonnants d'un même dipôle sont égaux et en phase.

b) *Contrepoids* : contreponds carré de dimensions minimales 9 m x 9 m habituellement placé à 1,80 m (6 ft) environ au-dessus du sol et dont les mailles, si le contreponds est constitué de treillis métallique, ne doivent pas avoir plus de 7,5 cm x 7,5 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 contreponds. Les courants dans chacun des éléments de l'antenne devraient être en phase et présenter un rapport d'intensité de 1:3:3:1.

Note. — La répartition de courant entre les éléments et la hauteur des éléments au-dessus du contreponds 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 contreponds 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 m x 12 m, habituellement situé à 1,80 m (6 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 cm x 7,5 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.

Note. — 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°N et 30°S de latitude

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



c) 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 ;

d) 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 :*

<i>Latitude</i>	<i>Puissance à l'entrée de l'antenne</i>			
	<i>(a) 5 kW</i>	<i>(b) 5 kW</i>	<i>(c) 1 kW</i>	<i>(d) 500 W</i>
5°N – 5°S	320	300	170	120
5° – 15°N 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★

<i>Latitude</i>	<i>Puissance à l'entrée de l'antenne</i>			
	<i>(e) 100 W</i>	<i>(f) 50 W</i>	<i>(g) 10 W</i>	<i>(h) 10 W</i>
5°N – 5°S	50	30	10	<10
5° – 15°N 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 :*

Puissance à l'entrée de l'antenne

<i>Latitude</i>	<i>(a)</i> <i>5 kW</i>	<i>(b)</i> <i>5 kW</i>	<i>(c)</i> <i>1 kW</i>	<i>(d)</i> <i>500 W</i>
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

Puissance à l'entrée de l'antenne

<i>Latitude</i>	<i>(e)</i> <i>100 W</i>	<i>(f)</i> <i>50 W</i>	<i>(g)</i> <i>10 W</i>	<i>(h)</i> <i>10 W</i>
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 :

- a) les distances sont exprimées en kilomètres, conformément à l'usage de l'UIT ;
- b) 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)] ;
- c) 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 :

- a) 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.

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.

d) 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 :

	<i>Au-dessus des terres</i>	<i>Au-dessus de la mer</i>
Fréquence		
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 :

Au-dessus

Au-dessus



<i>Fréquence</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.

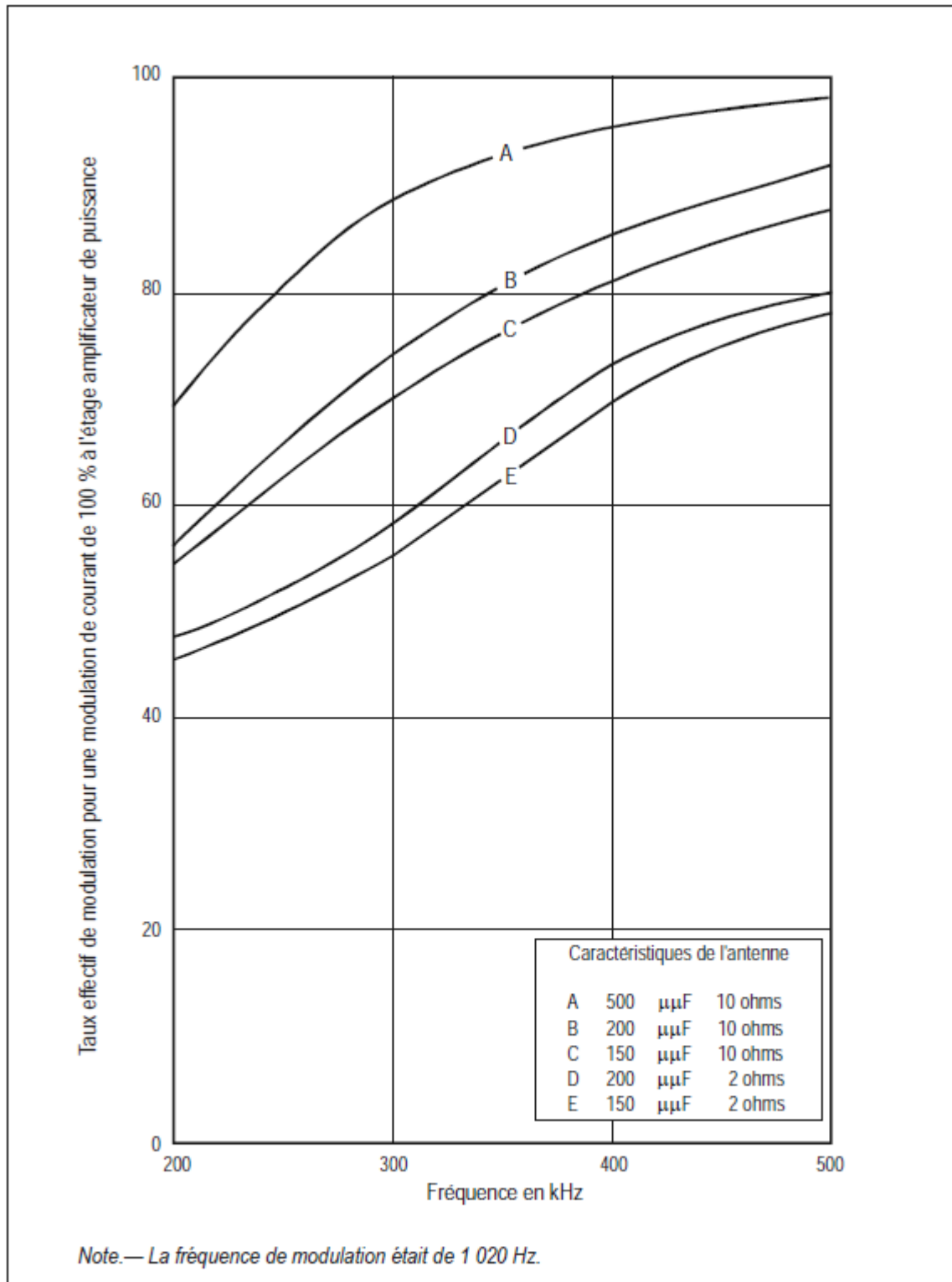


Figure C-19. Influence du coefficient de surtension de l'antenne sur le taux de modulation du signal émis



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 constitutants. Le rendement du système est le produit des divers éléments constitutants.



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.

Note. — 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 coïmplanté 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. Lorsque la distance DME indiquée doit être nulle ailleurs qu'à l'emplacement de l'antenne DME, 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

7.1.7.1 Afin qu'il soit possible d'étudier dans la réalité des modèles d'antennes, des caractéristiques d'équipement et de volumes utiles, les rapports de signaux nécessaires pour garantir l'exploitation sans brouillage des diverses installations qui fonctionnent sur les canaux DME sont indiqués aux § 7.1.8, et 7.1.9 ci-après. Étant donné ces rapports, il est facile d'évaluer les espacements géographiques des installations en tenant compte de pertes de puissance sur les trajets de propagation.

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

7.1.8.1 Le Tableau C-4 indique les valeurs du rapport signal utile/signal non désiré qui sont nécessaires pour protéger le signal de réponse du transpondeur utile, à l'entrée du récepteur embarqué, du signal de réponse du transpondeur non désiré, en présence des diverses combinaisons possibles : fréquence commune/fréquences adjacentes, même code/différents codes Une condition préalable à tout calcul utilisant les rapports fournis est que la densité de puissance minimale requise du DME désiré soit respectée dans tout le volume de couverture publié pour les opérations. Pour les assignations initiales, il convient d'utiliser les rapports signal utile/signal non désiré nécessaires pour protéger l'équipement embarqué dont le décodeur présente une ouverture de 6 μ s. Pour assigner une fréquence, il faut considérer chacune des deux installations comme source utile et l'autre comme source non désirée. Si le rapport signal utile/signal non désiré propre à chacune des deux installations est respecté, on pourra procéder à l'assignation du canal.

Tableau C-4. Rapport de protection signal utile/signal non désiré (dB)

Type d'assignation	A	B
Assignation d'une même fréquence :		
Même code d'impulsions	8	8
Code différent	8	-42
Assignation de la première fréquence adjacente :		
Même code d'impulsions	$-(P_u - 1)$	-42
Code différent	$-(P_u + 7)$	-75
Assignation de la deuxième fréquence adjacente :		
Même code d'impulsions	$-(P_u + 19)$	-75
Code différent	$-(P_u + 27)$	-75

Note 1. — Les rapports signal utile/signal non désiré de la colonne A protègent les interrogateurs DME/N qui fonctionnent sur les canaux X ou Y. Dans cette solution, la réjection par le décodeur est de 6 μ s.

Note 2. — Les rapports signal utile/signal non désiré de la colonne B protègent les interrogateurs DME/N ou DME/P opérant une discrimination selon les § 3.5.5.3.4.2 et 3.5.5.3.4.3 du Chapitre 3 et assurant une réjection par le décodeur conforme au § 3.5.5.3.5 du Chapitre 3.

Note 3. — P_u est la puissance apparente rayonnée de crête du signal non désiré, en dBW.

Note 4. — La protection de fréquence à assurer dépend du diagramme de rayonnement de l'antenne de l'installation utile et de l'antenne de l'installation non désirée, ainsi que de la p.i.r.e de l'installation non désirée.

Note 5. — Lors de l'évaluation de la protection des canaux adjacents, la valeur du rapport signal utile/signal non désiré, dans la colonne A, ne devrait pas dépasser la valeur qui apparaît dans la colonne B.

7.1.8.2 Par conséquent, les assignations de canaux DME dépendent de ce qui suit :



a) *Assignment du même canal.* Ce cas se présente lorsque les deux installations fonctionnent sur un même canal (W, X, Y ou Z) avec le même code. Le rapport signal utile/signal non désiré devrait être d'au moins 8 dB dans tout le volume utile.

b) *Assignment d'une même fréquence avec des codes différents.* Ce cas se présente lorsque l'une des installations fonctionne sur un canal X et l'autre sur un canal W. Une combinaison analogue de canal Y et de canal Z s'applique également.

c) *Assignment de la première fréquence adjacente avec le même code.* Ce cas se présente lorsque l'installation utile comme l'installation non désirée sont du type W, X, Y ou Z.

d) *Assignment de la première fréquence adjacente avec des codes différents.* Ce cas se présente lorsque l'une des installations fonctionne sur un canal X et l'autre sur un canal W, mais qu'il y a un écart de 1 MHz entre les fréquences de réponse de transpondeur. Une combinaison analogue de canal Y et de canal Z s'applique également.

e) *Assignment de la deuxième fréquence adjacente avec un même code ou des codes différents.* En général, les combinaisons « deuxième fréquence adjacente » ne nécessitent aucune protection de fréquence. Toutefois, il convient d'accorder une attention particulière à la Note 4 du Tableau C-4, surtout si l'installation non désirée est un transpondeur DME/P.

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/m². 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^e 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.

Note. — 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.*

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/m² 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/m². 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.

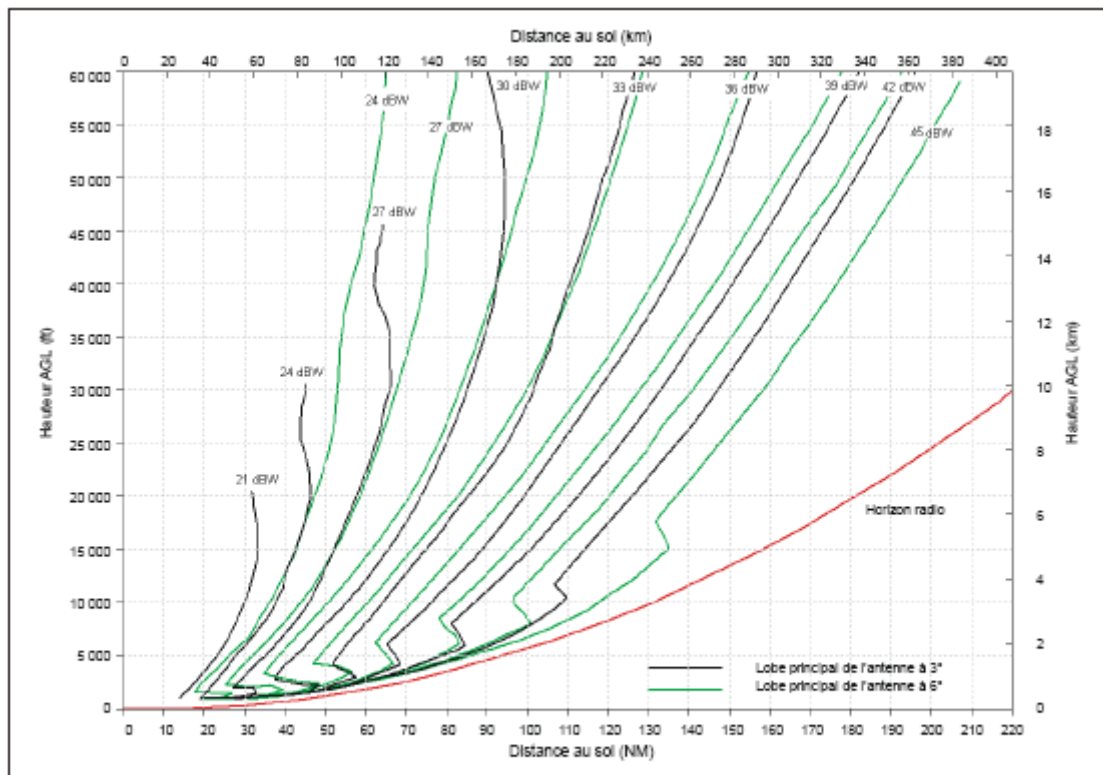


Figure C-20. P.i.r.e. nécessaire pour obtenir une densité de puissance de -83 dBW/m² en fonction de la hauteur au-dessus du DME et de la distance par rapport au DME

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

Note 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.

Note 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 coïmplantées 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.

Note. — Les normes relatives à la qualité des données et à la publication des renseignements sur l'emplacement des DME figurent le RAM 18 Partie 1 — Services d'information aéronautique.

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.

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

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

7.3.2.1.5 La PFE de ±30 m correspond à une erreur verticale de ±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.

Note. — 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.

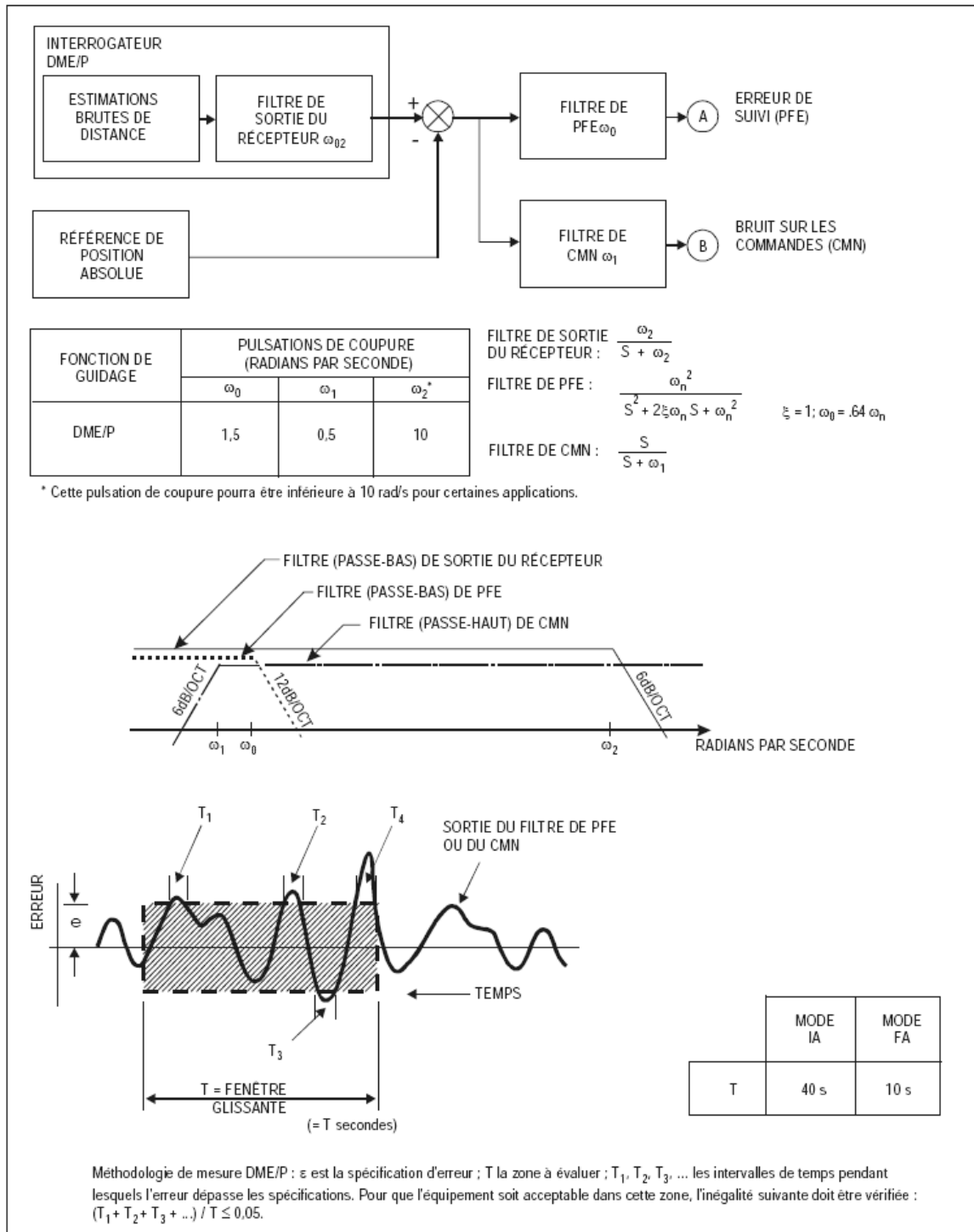


Figure C-21

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 ± 100 ns (15 m).

b) En cas de retard supérieur à 350 ns, l'erreur sera considérablement réduite. L'erreur type sera de ± 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 ²)	-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 :

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

Note 1. — Les distances sont mesurées à partir de l'antenne du transpondeur.

Note 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)	



SUPPLEMENT 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.

Note. — La fonction SA du GPS a été supprimée le 1^{er} 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.

Note. — 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 navigation fondée sur les performances* (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 de l'ILS de catégorie 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.

3.2 Précision

3.2.1 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 %.

3.2.2 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.

3.2.3 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.

3.2.4 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.

3.2.5 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.

3.2.6 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 g 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.

3.2.7 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.

3.2.8 L'erreur de position du service de localisation standard (SPS) du GPS (Chapitre 3, § 3.7.3.1.1.1) 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 (§ 4.1.2 du présent Supplément). 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.

3.2.8.1 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, § 3.1.2.4.

Note. — Le terme « récepteur GNSS de base » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GPS définies dans le RAM 15 Partie 1, 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).

3.2.8.2 Le Tableau D-0 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 (1σ), une erreur résiduelle de retard troposphérique de 0,25 m (1σ) et une erreur due au bruit du récepteur de 0,80 m (1σ) sont supposées. Après la suppression de la SA (Section 1 du présent Supplément), 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-0 sont généralement prudentes ; toutefois, il peut y avoir des circonstances dans lesquelles l'erreur supposée de 7 m (1σ), serait insuffisante pendant un maximum d'activité solaire.

Tableau D-0. 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)

3.2.9 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.

Note 1. — Le terme « récepteur SBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur SBAS définies au RAM 15 Partie 1, et aux spécifications du document RTCA/DO-229C, amendé par le document TSO-C145A/C146A de la Federal Aviation Administration des États-Unis (ou un équivalent).



Note 2. — Le terme « récepteur GBAS » désigne l'avionique GNSS répondant au moins aux exigences relatives à un récepteur GBAS définies au RAM 15 Partie 1,, et aux spécifications du document RTCA/DO-253A, amendé par les documents TSO-C161 et TSO-C162 de la Federal Aviation Administration des États-Unis (ou un équivalent).

3.3 Intégrité et délai d'alarme

3.3.1 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.

3.3.2 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^e centile tout en restant en deçà de la limite de surveillance.

3.3.3 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 $1 \times 10^{-5}/h$.

3.3.4 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.

3.3.5 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.

3.3.6 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 est spécifiée pour les approches de précision de manière à tenir compte des différences éventuelles de conception du système qui pourraient avoir des incidences sur l'opération. 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 un bruit de mesure très faible pour le paramètre surveillé. Dans le cas du GNSS différentiel, certains moniteurs ont une incertitude de bruit 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.

3.3.7 La valeur la plus faible (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. L'application de ce seuil d'alarme 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 le bruit de mesure est relativement élevé, les seuils du moniteur sont plus rigoureux que ceux de l'ILS.

3.3.8 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.

3.3.9 Puisque l'analyse du VAL de 35 m (115 ft) est limitée, il faudrait effectuer une analyse de sécurité de niveau système avant d'utiliser une valeur supérieure à 10 m (33 ft) pour une conception de système donnée. Cette analyse devrait tenir compte des critères de franchissement d'obstacles, du risque de collision dû à une erreur de navigation et du risque d'atterrissage dangereux dû à une erreur de navigation, en tenant compte des caractéristiques de conception du système et de l'environnement d'exploitation (type d'aéronef exécutant l'approche et infrastructure de l'aéroport). En ce qui concerne le risque de collision, il suffit de confirmer que les hypothèses indiquées au § 3.3.8 sont valables pour un VAL de 35 m (115 ft). Pour ce qui est de l'atterrissage dangereux, la principale protection contre l'erreur de navigation est l'intervention du pilote pendant le segment à vue. Des essais opérationnels limités, conjugués à l'expérience opérationnelle, indiquent que des erreurs de navigation inférieures à 15 m (50 ft) se traduisent constamment par des performances d'atterrissage acceptables. Des erreurs supérieures à 15 m (50 ft) peuvent causer une augmentation substantielle de la charge de travail de l'équipage de conduite et risquent de réduire considérablement la marge de sécurité, notamment lorsque les erreurs amènent le point où l'aéronef atteint l'altitude de décision plus près du seuil de



piste, l'équipage de conduite pouvant alors essayer d'atterrir avec une vitesse descendionnelle anormalement élevée. La gravité du danger de cet événement est majeure (voir le Doc 9859, *Manuel de gestion de la sécurité* [MGS]). 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, avec une erreur du système de navigation (NSE) dans le plan vertical inférieure à 4 m (13 ft) et une NSE dans le plan vertical en l'absence de défaillances supérieure à 10 m (33 ft) avec une probabilité inférieure à

10^{-7} 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.

3.3.10 Dans le cas du GBAS, une disposition technique prévoit que le seuil d'alarme, fixé à 10 m (33 ft) par les normes du GBAS, 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).

3.3.11 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 subissent aussi plusieurs effets atmosphériques, principalement attribuables à l'ionosphère. Les variations spatiales et temporelles de l'ionosphère peuvent causer des erreurs de retard ionosphérique locales ou régionales qui ne peuvent pas être corrigées dans les architectures SBAS ou GBAS en raison de la définition des protocoles des messages. 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 ex., σ_{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.

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.

3.4 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, 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). 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 décollage ;
- c) système de navigation à utiliser à l'aéroport de décollage ;
- 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 décollage. 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

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 défectueux. 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.

Note. — Le Supplément F contient des éléments indicatifs supplémentaires sur la disponibilité et la fiabilité des moyens de radiocommunication et des aides à la navigation.

4. Éléments de base du GNSS

4.1 GPS

Note. — Les documents Global Positioning System Standard Positioning Service — Performance Standard (septembre 2008) et Interface Specification (IS)-GPS-200E contiennent des renseignements supplémentaires sur le GPS.

4.1.1 La norme de performance est définie 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-200E;
- b) utilise un angle de masquage de 5° ;
- 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 ;
- e) compense les effets dynamiques du décalage Doppler sur la phase nominale de la porteuse du signal de mesure de distance 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) emploi des données d'éphémérides et d'horloge intrinsèquement cohérentes 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 3.7.3.1.2. Un récepteur qui ne peut poursuivre que quatre satellites (Appendice B, § 3.1.3.1.2) ne satisfera pas complètement aux performances de précision et de disponibilité.

Note.— Les conditions indiquant qu'un satellite est « en état de fonctionner », « marginal » ou « hors d'état de fonctionner » sont décrites dans le document du Département de la Défense des États-Unis, Global Positioning System – Standard Positioning Service – Performance Standard”, 4e édition, septembre 2008, section 2.3.2.

4.1.2 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.

4.1.3 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 l'indication par le satellite 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. La précision de l'erreur quadratique moyenne de distance est la moyenne de l'URE RMS de tous les satellites sur un intervalle de 24 heures 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 erreur de mesure de distance pour l'utilisateur (URE) SIS RMS de 4 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.1.4 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 17 mètres (95 %), un seuil vertical de 37 mètres (95 %), 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 § 4.1.4.2.

4.1.4.1 *Lien avec la disponibilité des renforcements.* La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS n'est pas directement liée à la disponibilité du GPS définie au Chapitre 3, § 3.7.3.1.2. Les États et les exploitants doivent évaluer la disponibilité du système renforcé en comparant les performances renforcées aux spécifications. L'analyse de disponibilité est basée sur une constellation satellitaire hypothétique et la probabilité d'avoir un nombre donné de satellites.

4.1.4.2 *Disponibilité des satellites/de la constellation.* Il y aura 24 satellites opérationnels maintenus 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 créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,98 (normalisée annuellement). Au moins 20 satellites des 24 positions nominales du créneau orbital doivent être en état de fonctionner et transmettre un signal de navigation avec une probabilité de 0,99999 (normalisée annuellement).

4.1.5 *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 du volume de service, 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).

4.1.6 *Interruption de service majeure.* Une interruption 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 satellite GPS en état de fonctionner (à l'exclusion des erreurs atmosphériques et des erreurs du récepteur) dépasse la limite d'erreur de distance de 4,42 fois la limite supérieure de l'exactitude de distance pour l'utilisateur (URA) diffusée par un satellite pendant plus longtemps que le délai d'alarme (10 s) admissible.

La probabilité de $1 * 10^{-5}$ indiquée au Chapitre 3, § 3.7.3.1.4, correspond à un maximum de 3 interruptions de service majeures pour toute la constellation, par année, en supposant une constellation maximale de 32 satellites.



4.1.7 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.

4.1.8 *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.

4.2 GLONASS

Note. — Le document GLONASS Interface Control, publié par le Centre d'information sur la coordination scientifique rattaché au Ministère de la défense de la Fédération de Russie (Moscou), contient des renseignements supplémentaires sur le GLONASS.

4.2.1 *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, § 3.2.5.2, 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.

4.2.2 *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 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 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.

4.2.3 *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 interruption de service majeure (§ 4.2.6). 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 quadratique moyenne de distance est la moyenne de l'URE RMS de tous les satellites sur un intervalle de 24 heures 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 SIS RMS de 6 mètres. Les normes ne concernent que les erreurs de distance imputables au secteur spatial et au secteur de contrôle.

4.2.4 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.

4.2.4.1 Lien avec la disponibilité des renforcements. La disponibilité de l'ABAS, du GBAS et du SBAS n'est pas directement liée à la disponibilité du GLONASS définie au Chapitre 3, § 3.7.3.2.2. L'analyse de disponibilité est basée sur une constellation satellitaire hypothétique et la probabilité d'avoir un nombre donné de satellites. 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)*.

4.2.5 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 (3 interruptions de 6 heures chacune).

4.2.6 Interruption de service majeure. Une interruption 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 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 18 m (60 ft) [définie au Chapitre 3, § 3.7.3.2.1.3, alinéa a)], et/ou des défaillances des caractéristiques de radiofréquence du signal de mesure de distance CSA, de la structure du message de navigation ou du contenu du message de navigation qui dégradent les capacités de réception et de traitement du signal de mesure de *distance dans le récepteur CSA*.

4.2.7 *Couverture*. Le CSA GLONASS dessert la zone de couverture terrestre, de la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 2 000 km.

4.2.8 *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 5×10^{-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 μ s près.

4.2.8.1 *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 $732 \leq N_T \leq 1096$; J = 3 ;

si $1097 \leq N_T \leq 1461$; J = 4.

b) L'année courante en format commun est calculée au moyen de la formule suivante :

$$Y = 1996 + 4 (N_4 - 1) + (J - 1).$$

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.

4.2.9 *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).

4.2.9.1 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.



4.2.9.2 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.

4.3 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 « dilue » en quelque sorte la précision en position.

4.4 Récepteur GNSS

4.4.1 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.

4.4.2 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 corrélation étroite ou assurant le lissage du code.

5. Système de renforcement embarqué (ABAS)

5.1 Le rôle de l'ABAS est de renforcer l'information provenant des autres éléments du GNSS par les données disponibles 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.

5.2 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 l'estimation des erreurs résiduelles pour certaines plages de valeurs.

5.3 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).

5.4 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 sont combinés (ex. : GPS et GLONASS).

6. Système de renforcement satellitaire (SBAS)

6.1 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 à celles qu'entraîne 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 de la correction à long terme. 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. 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.

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 comprend une ou plusieurs zones de service capables de prendre 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 utilisable avec les autres systèmes de renforcement (ABAS, GBAS ou autre SBAS).

b) *Indication de l'état de fonctionnement du satellite et fourniture des corrections différentielles sommaires* : Fonctions 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 assurée pour le service APV et les approches de précision. Les opérations prises en charge (APV-I, APV-II et approches de précision) peuvent différer d'une zone de service à l'autre.

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) et le système de renforcement satellitaire utilisant les satellites de transport multifonctions (MTSAT), appelé MSAS (Japon). Le système de navigation renforcée GPS et GEO (GAGAN) (Inde) et le système de correction différentielle et de surveillance (SDCM) (Russie), 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 sommaires 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. Cette intégrité ne peut être compromise que si une erreur des éphémérides satellitaires n'est pas détectée par le réseau au sol SBAS et génère une erreur inacceptable en dehors de la zone de service. Dans le cas d'un seuil d'alarme supérieur ou égal à 0,3 NM pour une approche de non-précision, une telle erreur est hautement improbable.

6.2.4 Chaque État est responsable de la définition des zones de service SBAS et 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 existant, afin d'assurer les performances nécessaires à l'APV et aux approches de précision. Dans d'autres cas, ils pourront simplement 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 sommaires est réduit. Étant donné que les récepteurs SBAS peuvent traiter les données de deux SBAS simultanément et, au besoin, utiliser la détection et l'exclusion des anomalies de façon autonome, la disponibilité peut être suffisante pour autoriser les opérations.

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, sachant que les aéronefs en mesure d'utiliser les signaux SBAS pourraient se buter à des restrictions opérationnelles au-dessus d'un État ou d'une région n'autorisant pas l'utilisation de l'un ou l'autre de ces signaux dans son espace aérien. Dans ce cas, le pilote se verrait forcé de désactiver le GNSS au complet étant donné que l'équipement de bord peut ne pas permettre de désactiver tous les SBAS ou un SBAS donné.

6.2.8 Le chevauchement entre les couvertures des satellites géostationnaires (leurs empreintes) pose la question de l'interfaçage des 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 est en mesure de contrôler et de transmettre les données d'intégrité et de correction relatives aux satellites géostationnaires des autres fournisseurs. La multiplication résultante des sources de mesure de distance augmentant la disponibilité sans exiger l'interconnexion des systèmes SBAS, tous les fournisseurs sont invités à agir en ce sens.

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 sommaires, 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 les erreurs de mesure de distance différentielle pour l'utilisateur (UDRE) pour chaque source de mesure de distance, après application des corrections rapides et à long terme, 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, tant sommaires que précises, en utilisant des données antérieures mais encore valides. Les modèles permettent ensuite de modifier comme il convient la variance des erreurs UDRE 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 horizontal (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 vertical (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 et GIVE 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 (σ_{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 σ_{UDRE} . Dans le cas de la fonction 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 ionosphérique verticale (σ_{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.

6.3.8 *Erreurs de l'élément embarqué.* 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 peut être utilisé. La contribution du récepteur peut être tirée des spécifications relatives à la précision (Appendice B, § 3.5.8.2 et 3.5.8.4.1) et extrapolée pour les conditions de signal normales. Plus précisément, on suppose que l'aéronef a $\sigma_{\text{air}}^2 = \sigma_{\text{récepteur}}^2 + \sigma_{\text{trajets multiples}}^2$, en partant du principe que la valeur du paramètre $\sigma_{\text{récepteur}}$ est la $\text{RMS}_{\text{pr_air}}$ spécifiée pour l'équipement GBAS embarqué ayant l'indicateur de précision A et que le paramètre $\sigma_{\text{trajets multiples}}$ a la valeur spécifiée à l'Appendice B, § 3.6.5.5.1. 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.

6.3.9 *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 et 3.5.8.4.3. 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 (σ_{tropo}).

6.4 Caractéristiques radioélectriques

6.4.1 *Niveau minimal de la puissance du signal GEO.* L'équipement embarqué minimal (cf. RTCA/DO-229D) doit fonctionner avec une force de signal minimale de -164 dBW à l'entrée du récepteur en présence de brouillage non RNSS (Appendice B, § 3.7) et d'une densité de bruit RNSS composite de -173 dBm/Hz. En présence de brouillage, les récepteurs peuvent présenter des performances dégradées en poursuite si la force du signal d'entrée 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 sortie de l'antenne réceptrice de référence, 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 des caractéristiques de gain de l'antenne de référence 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 *Heure du réseau SBAS*. L'heure 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 à l'heure du réseau SBAS et non au temps de la ou des constellations satellitaires de base. Quand les corrections ne sont pas appliquées, la position calculée se rapporte à une heure composite constellation satellitaire de base-SBAS, tout dépendant des satellites utilisés, et la précision résultante dépend de l'écart entre les trois temps fournis.

6.4.3 *Codage à convolution SBAS*. Le document RTCA/ DO-229C, Appendice A, fournit des détails sur le codage et le décodage à convolution des messages SBAS.

6.4.4 *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 l'heure du réseau SBAS à partir du signal reçu.

6.4.5 *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 service 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 Supplément D, § 8.11. Dans le cas des satellites géostationnaires dont les caractéristiques du filtre RF de bord ont été publiées dans le document RTCA/DO-229D, 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. Dans le cas des autres satellites géostationnaires, les fournisseurs de service 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 géostationnaires aient une grande largeur de bande et un faible temps de propagation de groupe dans toute la bande passante.

6.4.6 *Codes de bruit pseudo-aléatoire (PRN) du SBAS*. Le document RTCA/DO-229D, Appendice A, décrit deux méthodes de génération des codes PRN du SBAS.

6.5 Caractéristiques des données SBAS

6.5.1 *Messages SBAS*. En raison de la largeur de bande limitée, les données SBAS sont codées dans des messages conçus de manière à minimiser le débit requis. Le document RTCA/DO-229C, 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 sont définis à l'Appendice B, Tableau B-54. Ces intervalles ont été définis de façon qu'un utilisateur qui pénètre dans la zone de service SBAS 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 sommaires 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-229C 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, 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 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.

6.6 Bloc de données de segment d'approche finale (FAS) du SBAS

6.6.1 Le bloc de données FAS du SBAS pour les procédures d'approche est décrit à l'Appendice B, § 3.5.8.4.2.5.1, et au Tableau B-57A.. Ce bloc est le même que le bloc de données FAS du GBAS défini à l'Appendice B, § 3.6.4.5.1, et au Tableau B-66, 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.

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-1 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.

7. Système de renforcement au sol (GBAS) et système régional de renforcement au sol (GRAS)

Note. — 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.



Tableau D-1. 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..15 : de réserve	Approche en ligne droite	0	m ₄ ..m ₁	0000	08
Identificateur de fournisseur de services SBAS	4	[0..15]	1	0 : WAAS 1 : EGNOS 2 : MSAS 3 : GAGAN 4 : SDCM 5..13 : de réserve 14 : GBAS seulement 15 : Un fournisseur SBAS, quel qu'il soit	EGNOS	1	m ₆ ..m ₅	0001	
Identificateur d'aéroport	32	α ₁ α ₂ α ₃ α ₄	–	α ₁ , α ₂ , α ₃ = [0..9, A..Z] α ₄ = [<espace>, 0..9, A..Z] D _{OUT} = valeur ASCII et 3F	LFBO	LFBO	m ₄₆ ..m ₃₃ m ₃₂ ..m ₂₅ m ₂₄ ..m ₁₇ m ₁₆ ..m ₉	'L' 00 001100 'F' 00 000110 'B' 00 000010 'O' 00 001111 (Note 2)	F0 40 60 30
Numéro de piste	6	[01..36]	1	–	14	14	m ₄₆ ..m ₄₁	001110	72
Lettre de piste	2	[0..3]	1	0 : Aucune lettre 1 : Droite (R) 2 : Centre (C) 3 : Gauche (L)	R	1	m ₄₈ m ₄₇	01	
Indicateur de performance d'approche	3	[0..7]	1	N'est pas utilisé par le SBAS	0 (valeur par défaut)	0	m ₅₁ ..m ₄₉	000	0B
Indicateur de route	5	α	–	α = [<espace>, A..Z] α ≠ 1 et α ≠ 0	Z	Z	m ₅₆ ..m ₅₂	11010	
Sélecteur de données de trajectoire de référence	8	[0..48]	–	N'est pas utilisé par le SBAS	0 (valeur par défaut)	0	m ₆₄ ..m ₅₇	00000000	00
Identificateur de trajectoire de référence	32	α ₁ α ₂ α ₃ α ₄	–	α ₁ = [E, M, W] α ₂ , α ₃ = [0..9] α ₄ = [<espace>, A, B, D..K, M..Q, S..Z] D _{OUT} = valeur ASCII et 3F	E14A	E14A	m ₈₆ ..m ₈₀ m ₈₅ ..m ₈₁ m ₈₀ ..m ₇₃ m ₇₂ ..m ₆₅	'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	D _{CONV1} = D _{IN} -> méthode d'arrondissement (Note 3) D _{CONV2} = D _{CONV1} -> décimal (s) D _{OUT} = D _{CONV2} x 2 000 N : D _{OUT} S : complément à 2 (D _{OUT})	D _{IN} = 43°38'38,8103" N	D _{CONV1} = 43°38'38,8105" N D _{CONV2} = 157 118,8105 s D _{OUT} = 314237621	m ₁₂₈ ..m ₁₂₁ m ₁₂₀ ..m ₁₁₃ m ₁₁₂ ..m ₁₀₅ m ₁₀₄ ..m ₉₇	00010010 10111010 11100010 10110101	AD 47 5D 48
Longitude LTP/FTP	32	[-180,0°..180,0°]	0,0005 seconde d'arc	D _{CONV1} = D _{IN} -> méthode d'arrondissement (Note 3) D _{CONV2} = D _{CONV1} -> décimal (s) D _{OUT} = D _{CONV2} x 2 000 E : D _{OUT} W : complément à 2 (D _{OUT})	D _{IN} = 001°20'45,3591" E	D _{CONV1} = 001°20'45,3590" E D _{CONV2} = 4 845,359 s D _{OUT} = 9690718	m ₁₆₀ ..m ₁₅₃ m ₁₅₂ ..m ₁₄₅ m ₁₄₄ ..m ₁₃₇ m ₁₃₆ ..m ₁₂₉	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 00
Hauteur LTP/FTP	16	[-512..6 041,5]	0,1 m	D _{CONV} = arrondi (D _{IN} résolution) D _{OUT} = (D _{IN} + 512) x 10	D _{IN} = 148,74 m	D _{CONV} = 148,7 D _{OUT} = 6607	m ₁₇₆ ..m ₁₆₉ m ₁₆₈ ..m ₁₆₁	00011001 11001111	F3 98



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
ΔLatitude FPAP	24	[-1,0°...1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN} \rightarrow$ méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1} \rightarrow$ décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2} \times 2\,000$ + : D_{OUT} - : complément à 2 (D_{OUT})	$D_{IN} = -0^{\circ}01'37,8973''$	$D_{CONV1} = -00^{\circ}01'37,8975''$ $D_{CONV2} = -97,8975''$ $D_{OUT} =$ complément à 2 (195795) $D_{OUT} = 16581421$	m ₂₀₀ -m ₁₉₃ m ₁₉₂ -m ₁₈₅ m ₁₈₄ -m ₁₇₇	11111101 00000011 00101101	B4 C0 BF
ΔLongitude FPAP	24	[-1,0°...1,0°]	0,0005 seconde d'arc	$D_{CONV1} = D_{IN} \rightarrow$ méthode d'arrondissement (Note 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1} \rightarrow$ décimal (s) $D_{OUT} = D_{CONV2} \times 2\,000$ + : D_{OUT} - : complément à 2 (D_{OUT})	$D_{IN} = 0^{\circ}01'41,9329''$	$D_{CONV1} = 0^{\circ}01'41,9330''$ $D_{CONV2} = 101,9330''$ $D_{OUT} = 203866$	m ₂₂₄ -m ₂₁₇ m ₂₁₆ -m ₂₀₉ m ₂₀₈ -m ₂₀₁	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	$D_{CONV} =$ arrondi (D_{IN} , résolution) m : $D_{OUT} = D_{IN} \times 20$ ft : $D_{OUT} = D_{IN} \times 10$	$D_{IN} = 15,00$ m	$D_{CONV} = 15,00$ m $D_{OUT} = 300$	m ₂₃₀ -m ₂₂₃ m ₂₃₂ -m ₂₂₅	0000001 00101100	34 81
Indicateur d'unité TCH à l'approche	1	[0,1]	-	0 : pieds 1 : mètres	m	1	m ₂₄₀	1	
Angle de l'alignement de descente (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	$D_{CONV} =$ arrondi (D_{IN} , résolution) $D_{OUT} = D_{IN} \times 100$	$D_{IN} = 3,00^{\circ}$	$D_{CONV} = 3,00^{\circ}$ $D_{OUT} = 300$	m ₂₅₆ -m ₂₄₉ m ₂₄₈ -m ₂₄₁	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 $D_{OUT} = 100$	m ₂₆₄ -m ₂₅₇	01100100	26
ΔÉcart longitudinal	8	[0..2 032 m]	8 m	$D_{CONV} =$ arrondi (D_{IN} , résolution) $D_{OUT} =$ (division entière de D_{CONV} par 8) + 1 $D_{OUT} = 255$: valeur non fournie	$D_{IN} = 284,86$ m	$D_{CONV} = 288$ m $D_{OUT} = 36$	m ₂₇₂ -m ₂₆₅	00100100	24
Seuil d'alarme horizontal (HAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	$D_{CONV} =$ arrondi (D_{IN} , résolution) $D_{OUT} = D_{IN} \times 5$	$D_{IN} = 40,0$ m	$D_{CONV} = 40,0$ m $D_{OUT} = 200$	m ₂₈₀ -m ₂₇₃	11001000	13
Seuil d'alarme vertical (VAL)	8	[0..50,8 m]	0,2 m	$D_{CONV} =$ arrondi (D_{IN} , résolution) $D_{OUT} =$ valeur * 5 $D_{OUT} = 0$: les écarts verticaux ne peuvent être utilisés	$D_{IN} = 50,0$ m	$D_{CONV} = 50,0$ m $D_{OUT} = 250$	m ₂₈₈ -m ₂₈₁	11111010	5F
Code CRC du segment d'approche finale	32	[0..2 ³² -1]	-	$D_{OUT} =$ reste (P(x) / Q(x))	-	-	r ₃₂ -r ₂₅ r ₂₄ -r ₁₇ r ₁₆ -r ₉ r ₈ -r ₁	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 r₂₅-r₂₀, r₁₉-r₁₄, r₁₃-r₈, r₇ étant le F 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.

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 sa zone de couverture, fournissant à

l'aéronef les données d'approche et corrections nécessaires ainsi que des données d'intégrité sur les satellites GNSS visibles. Tous les aéronefs internationaux capables d'exécuter les APV devraient conserver les données d'approche dans une base de données embarquée. Le message de type 4 doit être diffusé quand le sous-système sol prend en charge les approches de précision de catégorie I. Il doit aussi être diffusé quand le sous-système sol prend en charge les approches APV si l'État n'exige pas que les données d'approche soient conservées dans une base de données embarquée.

Note. — L'attribution des critères de performance à chaque sous-système GBAS en jeu fait l'objet du document RTCA/DO-245, Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS). La RTCA est en train d'élaborer des normes de performances opérationnelles minimales pour l'équipement GRAS embarqué.

7.1.2 Les sous-systèmes sol GBAS assurent deux services : le service d'approche et le service de localisation GBAS. Le service d'approche donne des indications sur les écarts pendant les segments d'approche finale des procédures d'approche de précision de catégorie I, APV et NPA à l'intérieur de la zone de couverture opérationnelle. Le service de localisation GBAS fournit des données de position horizontale pour les opérations RNAV à l'intérieur de la zone de service. Les deux 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).

7.1.3 Une des caractéristiques distinctives 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 les 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 GBAS. De multiples configurations conformes aux normes du GNSS peuvent donc être appliquées aux sous-systèmes sol GBAS :

- a) configuration qui ne prend en charge que le service d'approche de précision de catégorie I ;
- b) configuration qui assure le service d'approche de précision de catégorie I et d'approche APV et qui diffuse les paramètres additionnels des limites de l'erreur de position due aux erreurs des éphémérides ;
- c) configuration qui assure le service d'approche de précision de catégorie I et d'approche APV 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) configuration qui assure le service d'approche APV et le service de localisation GBAS, et qui est utilisée à l'intérieur d'un GRAS.



7.1.5 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 le service d'approche APV 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, de départ et APV 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. Il est ainsi possible de détecter et d'atténuer les erreurs de mesure et les défauts des récepteurs.

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-253A 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 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 APV transmises par les sous-systèmes sol GBAS. Ces récepteurs appliqueront les paramètres FASLAL et FASVAL comme pour la conduite des approches de précision de catégorie I. Il faudra appliquer des restrictions opérationnelles pertinentes pour garantir la sécurité de l'exploitation.

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.

7.2 Caractéristiques radioélectriques

7.2.1 Coordination des fréquences

7.2.1.1 Facteurs de performance

7.2.1.1.1 La séparation géographique entre la station GBAS projetée et les installations VOR ou GBAS existantes doivent être planifiées en fonction des facteurs ci-dessous :

a) le volume de couverture, l'intensité de champ minimale et la puissance apparente rayonnée de la station GBAS projetée, y compris le service de localisation GBAS s'il est fourni. Les spécifications relatives aux deux premiers points sont énoncées au Chapitre 3, § 3.7.3.5.3 et 3.7.3.5.4.4 respectivement. La puissance apparente rayonnée est déterminée à partir de ces spécifications ;

b) le volume de couverture, l'intensité de champ minimale et la puissance apparente rayonnée des stations VOR et GBAS environnantes, y compris le service de localisation GBAS s'il est fourni. Les spécifications de couverture et d'intensité de champ des VOR figurent dans le Chapitre 3, § 3.3, et les éléments indicatifs correspondants, dans le Supplément C ;

c) les performances des récepteurs VDB, notamment la réjection sur canal commun et sur canal adjacent, ainsi que l'immunité à la désensibilisation et aux produits d'intermodulation des signaux de radiodiffusion FM (voir spécifications à l'Appendice B, § 3.6.8.2.2) ;

d) les performances des récepteurs VOR, notamment la réjection des signaux VDB sur canal commun et sur canal adjacent. Comme les récepteurs VOR existants n'ont pas été conçus expressément pour rejeter ce type de transmissions, les rapports signal désiré/signal non désiré (D/U) applicables à la réjection des messages VDB sur canal commun ou adjacent ont été déterminés de manière empirique. Le Tableau D-2 récapitule les résultats obtenus avec un grand nombre de récepteurs VOR conçus pour un espacement de 50 kHz entre les canaux ;

e) dans les zones ou les régions où il y a encombrement des fréquences, il peut être nécessaire de déterminer la séparation avec précision à l'aide des critères appropriés ;

f) entre installations GBAS, les numéros RPDS et RSDS ne sont associés qu'à une seule fréquence à l'intérieur de la portée radio d'un sous-système sol GBAS donné. La spécification figure à l'Appendice B, § 3.6.4.3.1 ;

g) entre installations GBAS à l'intérieur de la portée radio d'un sous-système sol GBAS donné, l'identificateur de trajectoire de référence attribué est unique. La spécification figure à l'Appendice B, § 3.6.4.5.1 ;



h) l'identificateur GBAS de quatre caractères pour distinguer les sous-systèmes sol GBAS. L'identificateur GBAS se confond normalement avec l'indicateur d'emplacement de l'aérodrome le plus proche. La spécification figure à l'Appendice B, § 3.6.3.4.1.

7.2.1.1.2 Le tableau D-3 indique les budgets nominaux de la liaison dans le cas des VDB. Les valeurs indiquées dans le premier exemple du Tableau D-3 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. 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-3 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 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).

7.2.1.2 Immunité 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.



Tableau D-3. Budget nominal de la liaison VDB

Éléments de la liaison VDB						
Service d'approche		Composante verticale aux limites de la couverture		Composante horizontale aux limites de la couverture		
Sensibilité du récepteur requise (dBm)		-87		-87		
Niveau maximal des pertes liées au mode d'installation à bord (dB)		11		15		
Niveau de puissance à la sortie de l'antenne de bord (dBm)		-76		-72		
Marge d'exploitation (dB)		3		3		
Marge contre les évanouissements (dB)		10		10		
Pertes sur trajet en espace libre (dB) à 43 km (23 NM)		106		106		
Puissance apparente rayonnée nominale (dBm)		43		47		
Pour des distances plus grandes et un faible angle de rayonnement associé au service de localisation		Composante verticale		Composante horizontale		
Sensibilité du récepteur requise (dBm)		-87		-87		
Niveau maximal des pertes liées au mode d'installation à bord (dB)		11		15		
Niveau de puissance à la sortie de l'antenne de bord (dBm)		-76		-72		
Marge d'exploitation (dB)		3		3		
Marge contre les évanouissements (dB)		0		0		
ERP nominale (dBm)						
Distance (km)	Affaiblissement en espace libre (dB)	ERP (dBm)	ERP (W)	ERP (dBm)	ERP (W)	
	(NM)					
93 (50)	113	39,9	10	43,9	25	
185 (100)	119	45,9	39	49,9	98	
278 (150)	122	49,4	87	53,4	219	
390 (200)	125	51,9	155	55,9	389	

NOTES.—

- Dans ce tableau, l'ERP est établie par rapport à un modèle d'antenne isotrope.
- Il est possible, avec une antenne d'émission VDB limitant les trajets multiples, convenablement implantée et présentant une ERP suffisante pour satisfaire aux spécifications d'intensité de champ du service d'approche, et en tenant compte des limitations topographiques locales, de satisfaire aussi aux spécifications d'intensité de champ pour pouvoir prendre en charge le service de localisation aux distances indiquées dans ce tableau.
- La perte réelle liée au mode d'installation à bord (y compris 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. Par exemple, si la perte liée au mode d'installation à bord pour la composante horizontale est de 19 dB, la sensibilité du récepteur doit dépasser la valeur minimale requise et atteindre -91 dBm pour satisfaire au budget de liaison nominal.

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

7.2.1.3.1 Les méthodes décrites ci-dessous permettent de déterminer la séparation géographique à établir entre les systèmes GBAS ou entre un GBAS et le VOR. Elles visent à maintenir le rapport minimal signal désiré (D)/signal non désiré (U). $[D/U]_{\text{requis}}$, est défini comme le rapport à utiliser pour protéger le signal désiré contre le brouillage causé par un signal non désiré dans le même canal ou dans un canal adjacent. Les valeurs de $[D/U]_{\text{requis}}$ nécessaires pour protéger un récepteur GBAS contre des signaux GBAS ou VOR non désirés sont spécifiées à l'Appendice B, § 3.6.8.2.2.5 et 3.6.8.2.2.6. Les valeurs de $[D/U]_{\text{requis}}$ prévues pour la protection du récepteur VOR contre les émissions VDB GBAS et indiquées dans le Tableau D-2 ne sont pas spécifiées dans les SARP et représentent les valeurs hypothétiques établies à partir de résultats d'essais.

7.2.1.3.2 La séparation géographique est suffisante quand le rapport $[D/U]_{\text{requis}}$ est respecté aux limites de la couverture du signal désiré, la puissance du signal désiré étant dérivée des spécifications du Chapitre 3 relatives à l'intensité de champ minimale. Le niveau du signal désiré, exprimé en dBm, est noté $P_{D,\text{min}}$. La puissance admissible du signal non désiré ($P_{U,\text{admissible}}$) est :

$$P_{U,\text{admissible}}(\text{dBm}) = (P_{D,\text{min}}(\text{dBm}) - [D/U]_{\text{requis}}(\text{dB}))$$

La puissance P_U du signal non désiré exprimée en dBm est :

$$P_U(\text{dBm}) = (T_{XU}(\text{dBm}) - L(\text{dB}))$$

où

T_{XU} est la puissance apparente rayonnée de l'émetteur brouilleur ;

L représente l'affaiblissement de transmission subi par le signal non désiré (affaiblissement le long du trajet en espace libre, perturbations dans l'atmosphère, effets au sol). Cet affaiblissement dépend de la distance séparant l'émetteur brouilleur des limites de la zone couverte du signal désiré.

Pour qu'il soit satisfait à $[D/U]_{\text{requis}}$, $P_U \leq P_{U,\text{autorisé}}$. La contrainte à respecter lors de l'assignation d'un canal s'exprime comme suit :

$$L(\text{dB}) \geq ([D/U]_{\text{requis}}(\text{dB}) + T_{XU}(\text{dBm}) - P_{D,\text{min}}(\text{dBm}))$$

7.2.1.3.3 L'affaiblissement de transmission peut se déduire des modèles de propagation standard décrits dans la Recommandation P.528-2 de l'UIT-R, ou encore en considérant l'affaiblissement en espace libre jusqu'à l'horizon radioélectrique, un facteur d'atténuation constant de 0,5 dB/NM étant appliqué au-delà. Les deux méthodes donnent des séparations géographiques légèrement différentes pour le canal commun et pour le premier canal adjacent, et identiques dès le deuxième canal adjacent. La méthode de la propagation en espace libre est appliquée dans les présents éléments indicatifs.

7.2.1.4 Exemple numérique (séparation géographique entre systèmes GBAS)

7.2.1.4.1 Pour des émissions VDB GBAS sur canal commun assignées au même créneau temporel, les paramètres sont les suivants en polarisation horizontale :

$D/U = 26$ dB (voir Appendice B, § 3.6.8.2.2.5.1) ;

$P_{D,min} = -72$ dBm (soit 215 microvolts par mètre ; voir Chapitre 3, § 3.7.3.5.4.4) ;

$T_{XU} = 47$ dBm (voir budget de la liaison donné en exemple au Tableau D-3) ;

d'où

$$L \geq (47 + 26 - (-72)) = 145 \text{ dB}$$

7.2.1.4.2 Pour déterminer la séparation géographique requise pour les émissions VDB GBAS sur canal commun assignées au même créneau temporel, il faut d'abord connaître la distance à laquelle l'affaiblissement de transmission est de 145 dB lorsque l'altitude du récepteur est de 3 000 m (10 000 ft) au-dessus de celle de l'antenne de l'émetteur VDB GBAS. D'après la méthode de l'affaiblissement en espace libre et en supposant que la hauteur de l'antenne est négligeable, cette distance est de 318 km (172 NM). La séparation minimale s'obtient alors en ajoutant cette distance à la distance maximale entre émetteur GBAS et limites de couverture, soit 43 km (23 NM). Le résultat (la séparation géographique entre GBAS sur canal commun et en créneau temporel commun) est donc de 361 km (195 NM).

7.2.1.5 *Lignes directrices relatives aux critères de séparation géographique entre GBAS.* La méthode décrite ci-dessus permet de définir les critères de séparation géographiques types GBAS-GBAS et GBAS-VOR. La séparation géographique minimale requise entre GBAS est donnée au Tableau D-4.

Note. — Les critères de séparation géographique entre les émetteurs GBAS assurant le service de localisation GBAS sont en cours d'élaboration. Entre-temps, une valeur prudente correspondant à l'horizon radioélectrique peut être utilisée pour la séparation entre les émetteurs qui émettent sur fréquence commune et créneaux temporels adjacents, pour s'assurer que les créneaux ne chevauchent pas.

7.2.1.6 *Lignes directrices relatives aux critères de séparation géographique GBAS-VOR.* Les critères de séparation géographique minimale GBAS-VOR énumérés au Tableau D-5 reposent sur la méthode et sur les valeurs nominales du volume de couverture VOR indiquées dans le Supplément C.

Note 1. — Le cas le plus contraignant dans l'établissement de la séparation géographique VOR-GBAS est généralement celui où le signal VOR est le signal désiré étant donné que la zone de couverture protégée du VOR a une plus grande altitude.

Note 2. — Les modèles de propagation standard décrits dans la Recommandation P.528-2 de l'UIT-R conduisent à des critères de séparation moins sévères.

7.2.2 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.* Jusqu'à ce que des critères de compatibilité aient été élaborés pour la VDB GBAS et l'ILS, aucun canal inférieur à 112,025 MHz ne doit être assigné à la VDB. Si un ILS utilisant un canal haute fréquence est situé dans le même aéroport qu'une station VDB émettant sur une fréquence proche de 112 MHz, la compatibilité entre l'ILS et la VDB doit être évaluée. Il faut notamment tenir compte dans l'assignation des canaux VDB de la séparation des fréquences entre l'ILS et la VDB, de la distance entre la zone de couverture de l'ILS et la VDB ainsi que de l'intensité de champ et de la sensibilité de la VDB et de l'ILS. Pour l'équipement GBAS ayant une puissance d'émission allant jusqu'à 150 W (GBAS/E, 100 W pour la composante horizontale et 50 W pour la composante verticale) ou 100 W (GBAS/H), le 16^e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de -106 dBm à une distance de 200 m de l'émetteur VDB, même avec une réflexion positive de +5 dB. La valeur de -106 dBm suppose un signal d'alignement de piste de -86 dBm à l'entrée du récepteur ILS et le rapport signal/bruit minimal de 20 dB.

Tableau D-4. Critères de séparation géographique GBAS-GBAS

Canal de transmission du signal VDB non désiré dans le même créneau temporel	Affaiblissement sur le trajet (dB)	Séparation géographique minimale requise pour $T_{x0} = 47$ dBm et $P_{D,min} = 72$ dBm km (NM)
Sur canal commun	145	361 (195)
Premier canal adjacent (± 25 kHz)	101	67 (36)
Deuxième canal adjacent (± 50 kHz)	76	44 (24)
Troisième canal adjacent (± 75 kHz)	73	Aucune limitation
Quatrième canal adjacent (± 100 kHz)	73	Aucune limitation

Note. — 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 200 m des zones où l'intensité de champ du signal désiré est minimale.

Tableau D5.Séparation géographique minimale requise pour une couverture VOR(niveau de 12 000m[40 000 ft])

Canal de transmission du signal VDB GBAS non désiré	Affaiblissement sur le trajet (dB)	Rayon de couverture VOR		
		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_{\text{Signal désiré}} - f_{\text{Signal non désiré}} = 25 \text{ kHz}$	126	774 km (418 NM)	732 km (395 NM)	599 km (323 NM)
$ f_{\text{Signal désiré}} - f_{\text{Signal non désiré}} = 50 \text{ kHz}$	92	351 km (189 NM)	309 km (166 NM)	176 km (94 NM)
$ f_{\text{Signal désiré}} - f_{\text{Signal non désiré}} = 75 \text{ kHz}$	80	344 km (186 NM)	302 km (163 NM)	169 km (91 NM)
$ f_{\text{Signal désiré}} - f_{\text{Signal non désiré}} = 100 \text{ kHz}$	61	Aucune limitation	Aucune limitation	Aucune limitation

Note.— Les calculs sont basés sur une fréquence de référence de 112 MHz et les valeurs suivantes : $T_{x(U)} = 47 \text{ dBm (GBAS)}$ et $P_{D,min} = -79 \text{ dBm (VOR)}$.

7.2.4 *Compatibilité avec les communications VHF.* Il convient d'examiner la compatibilité entre les communications VHF et la VDB GBAS dans le cas d'assignations à la VDB GBAS supérieures à 116,400 MHz. Il faut notamment tenir compte dans l'assignation des canaux VDB de la séparation des fréquences entre les communications VHF et la VDB, de la distance entre les émetteurs et les zones de couverture, de l'intensité de champ dans les deux cas, de la polarisation du signal VDB et de la sensibilité VDB et VHF. L'équipement de communication VHF embarqué et au sol doit être examiné. Pour l'équipement GBAS/E ayant une puissance maximale d'émission allant jusqu'à 150 W (100 W pour la composante horizontale et 50 W pour la composante verticale), le 64^e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de -120 dBm à une distance de 200 m de l'émetteur VDB, cette valeur tenant compte d'une réflexion positive de +5 dB. Pour l'équipement GBAS/H ayant une puissance maximale d'émission de 100 W, le 32^e canal (ainsi que les suivants) seront au-dessous de -120 dBm à une distance de 200 m de l'émetteur VDB, cette valeur tenant compte d'une réflexion positive de +5 dB et d'une discrimination de polarisation de 10 dB. Vu les différences entre les masques d'émission VDB et VDL, une analyse indépendante doit être effectuée pour s'assurer que la VDL ne cause pas de brouillage à la VDB.

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 couverture du GBAS pendant les manœuvres normales des avions, 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 couverture 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 couverture.

7.3 Couverture

7.3.1 La couverture GBAS pour les services d'approche est illustrée à la Figure D-4. 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. 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.

7.3.2 La couverture nécessaire pour assurer le service de localisation GBAS dépend des opérations prévues. La couverture optimale 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 couverture de l'approche de précision. Chaque État a la responsabilité de définir une zone 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.

7.3.3 La limite d'utilisation des données du service de localisation GBAS est établie par la D_{max} , qui définit la distance à l'intérieur de laquelle il est possible d'assurer l'intégrité et d'utiliser les corrections différentielles pour le service de localisation ou l'approche de précision. 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 non plus à cette

zone. Par conséquent, les opérations qui utilisent le service de localisation GBAS ne peuvent être fondées que sur des zones de couverture (où sont respectées les spécifications relatives à l'intensité de champ) situées à l'intérieur de la D_{max} .

7.3.4 Étant donné qu'une seule station émettrice GBAS n'assure pas nécessairement la zone de couverture que l'on souhaite obtenir d'un service de localisation GBAS, un réseau de stations émettrices GBAS peut être employé pour couvrir la zone désirée. 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-4A 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-59 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-5 montre un embrouilleur/désembrouilleur de bits.

Note.— Le document RTCA/DO-246B, 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 la catégorie I est de 2×10^{-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 1×10^{-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. L'attribution du risque d'intégrité du niveau de protection comprend les cas rares où tous les récepteurs sont exempts de défaillances 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 le récepteur embarqué. Les paragraphes qui suivent donnent de plus amples renseignements à ce sujet.

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 (σ_{pr_gnd}) et les erreurs découlant de la décorrélation spatiale verticale (σ_{tropo}) et horizontale (σ_{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 « 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 approches de précision de catégorie I et les approches APV, 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 que l'opération soit prise en charge. 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) et une limite d'erreur verticale (VEB) sont définies pour les approches de catégorie I et les approches APV. Une limite d'erreur horizontale due aux erreurs des éphémérides (HEB) est définie pour le service de localisation.

7.5.4 Contribution du système sol à l'erreur de pseudodistance corrigée (σ_{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.

7.5.6 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.

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 $\sigma_{récepteur}$ est égal à la RMS_{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. : σ_{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 σ_{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 ;

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 ($K_{md_e_()}$, où l'indice () signifie « GPS », « GLONASS », « POS, GPS » ou « POS, GLONASS »), la distance utile maximale pour les corrections différentielles (D_{max}) 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 (ou erreur minimale détectable [MDE]) qu'il peut détecter. La relation entre le paramètre P et la MDE pour un satellite donné peut être approximée au moyen de la formule $P_i = MDE/R_i$, 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 . Comme elles dépendent de la géométrie des satellites, les valeurs des paramètres P varient lentement. 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 la MDE 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 MDE ;

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 d'obtenir de faibles MDE ;

c) *Contrôle des données des éphémérides.* Cette méthode consiste à comparer les éphémérides diffusées sur des orbites satellitaires consécutives. On suppose que le seul risque de défaillance est l'échec du téléchargement des éphémérides depuis le réseau sol de contrôle des constellations. Les défaillances causées par des manœuvres intempestives des satellites doivent être suffisamment improbables pour garantir que cette méthode assure l'intégrité requise.

7.5.10.1 La conception du moniteur (par exemple, la MDE obtenue) 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, § 3.7.3.1.3, 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 4×10^{-5} par satellite par heure.

7.5.11 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. On assure la protection du récepteur embarqué contre les erreurs importantes et les défaillances d'un seul récepteur de référence en calculant et en appliquant les paramètres B contenus dans le message de type 1 ou de type 101 pour comparer les données provenant de différents récepteurs de référence. 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 HPL_{H0}) avec les valeurs appropriées des paramètres K_{ffmd} et σ_{pr_gnd} , ce qui peut être réalisé en employant le message de type 101, paramètres B exclus.

7.6 Continuité du service

7.6.1 *Indicateur de continuité et d'intégrité du sous-système sol (GCID)*. L'indicateur GCID permet de classer les sous-systèmes sol GBAS. La valeur 1 signifie que le sous-système répond aux spécifications de l'approche de précision de catégorie I ou de l'approche APV. Les valeurs 2, 3 et 4 correspondent à de futurs types d'opérations dont les spécifications seront plus sévères. 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 approches de précision de catégorie I et les approches APV, les sous-systèmes sol GBAS doivent satisfaire aux prescriptions de continuité spécifiées au § 3.6.7.1.3 de l'Appendice B du Chapitre 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 l'approche de précision de catégorie I ou l'approche APV ($1-8 \times 10^{-6}/15$ 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.

7.7 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 une approche APV sont obtenues de la base de données embarquée.

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-6 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.

Tableau D-6. 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 de station de référence (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
....

Note.— 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.

7.9 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 sous-système 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).

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 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-6 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-66.

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 *Δ Décalage longitudinal.* Le paramètre Δ décalage 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 spécifications relatives à l'ILS.

7.11.3.1 *Écart latéral.* La Figure D-6 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 GBAS (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 μ A), 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 GPIIP 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 $FSD = 0,25 * GPA$. 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-7). Dans ce cas, le point LTP/FTP peut ou non se trouver sur l'axe de la piste. Le paramètre Δ décalage 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 GRAS. 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 13, § 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 normes de l'Annexe 14 Part 1 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 VDB.* Il convient d'implanter l'antenne VDB de façon qu'elle bénéficie d'une visibilité directe (sans obstacle) avec les différents points du volume de couverture, quel que soit le segment FAS pris en charge. Il faut également veiller à la séparation émetteur-récepteur, qui doit être suffisante pour éviter tout dépassement de l'intensité de champ maximale. 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 un volume de couverture autour de l'antenne émettrice beaucoup plus vaste que celui 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 le volume de couverture désiré. Il faut donc analyser la situation afin de trouver un compromis, car il importe d'assurer une intensité de signal suffisante en tout point du volume. Enfin, il y a lieu de se pencher sur l'effet du relief et des bâtiments sur les trajets multiples.

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 la zone de couverture. 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 couverture.

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 la zone de couverture, respectent les cadences de diffusion et intensités de champ minimales et maximales spécifiées, sans dépasser la capacité du récepteur de s'adapter aux fluctuations de l'intensité du signal dans un créneau donné d'une transmission à l'autre. Pour éviter les problèmes de traitement au récepteur causés par la perte ou la duplication des messages, toutes les transmissions d'un message ou d'une paire liée de messages de type 1 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 ou deux créneaux assignés dans chaque trame pour chaque antenne. Les messages de type 1 ou de type 101 sont diffusés une fois par trame par antenne, ce qui permet à l'utilisateur de recevoir un ou deux messages de type 1 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 de l'approche de précision de catégorie I sont calculés conformément à l'Appendice B, Tableaux B-68 et B-69. Dans ces calculs, les paramètres D et H ont la signification indiquée à la Figure D-8.

7.13.2 Le seuil d'alarme vertical de l'approche de précision de catégorie I 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 APV associées à des numéros de canal allant de 40 001 à 99 999 sont calculés de la même manière que pour les procédures APV utilisant le SBAS, comme l'indique le Supplément D, § 3.2.8.

7.14 Contrôle et maintenance

7.14.1 Certaines spécifications de contrôle ou des essais intégrés peuvent être nécessaires 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 toute la zone de couverture 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 en moins de 3 s.
- 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 pendant 3 s ou plus.



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 de la zone de couverture 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.

7.15 Exemples de messages VDB

7.15.1 Les Tableaux D-7 à D-10 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-7 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-7A 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-8 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-8A 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-8B donne un exemple de messages de type 2 contenant des blocs de données complémentaires 1 et 4 codés dans une rafale, un message de type 3 étant utilisé pour remplir le reste du créneau.

7.15.5 Le Tableau D-9 donne un exemple d'un message de type 4 contenant deux blocs de données FAS.



7.15.6 Le Tableau D-10 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. Le message de type 2 comprend le bloc de données supplémentaires 1.

7.16 Précision des levés du GBAS

Les normes de précision des levés applicables aux aides de navigation figurent dans le RANT 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 du RANT 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 du RANT 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.

7.17 Bloc de données supplémentaires 2 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 G13AS (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 est réservé pour utilisation future.

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 M T 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 σ_{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.



Tableau D-7. Exemple d'un message VDB de type 1

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
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
DONNÉES EMBROUILLÉES					
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
DONNÉES D'APPLICATION					
BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 1)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 1)					
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 ^{re} 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 × 10 ⁻³ m/m	5 × 10 ⁻⁶ m/m	1 × 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
Bloc de mesures 1					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,98 m	0011 0001
B ₁	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B ₂	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B ₃	8	±6,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B ₄	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisée	1000 0000
Bloc de mesures 2					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,2 m/s	0000 0000 1100 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,34 m	0001 0001
B ₁	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B ₂	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B ₃	8	±6,35 m	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B ₄	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilisée	1000 0000



Agence Nationale de l'Aviation Civile
du Togo

RANT 10 – PART 1

Télécommunications aéronautiques

Aides radio à la navigation

SUPPLEMENTS

Page: SUP 170 de 329

Révision: 00

Date: 01/07/2015

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
Bloc de mesures 3					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,02 m	0011 0011
B ₁	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B ₂	8	±6,35 m	0,05 m	+0,25 m	0000 0101
B ₃	8	±6,35 m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B ₄	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilise	1000 0000
Bloc de mesures 4					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	-0,96 m/s	1111 1100 0100 0000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	0,16 m	0000 1000
B ₁	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B ₂	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B ₃	8	±6,35 m	0,05 m	-0,50 m	1111 0110
B ₄	8	±6,35 m	0,05 m	Non utilise	1000 0000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1100 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
FEC D'APPLICATION	48	—	—	—	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)	0 46 10 10 55 30 CA 10 80 BC 17 C2 20 28 00 00 FF 40 FF 26 00 1C FF 8C 40 C0 DF 01 20 7E 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				
Sortie de l'embrouilleur de bits (Note 3)	0 60 27 98 1F 2F D2 3B 5F 26 C2 1B 12 F4 46 D0 09 81 B6 25 1C 18 D0 7C 2A 7F B9 55 A8 B0 27 17 3A 60 EB 5F 1B 3B A5 FE 0A E1 43 D7 FA D7 B3 7A 65 D8 4E D7 79 D2 E1 AD 95 E6 6D 67 12 B3 EA 4F 1A 51 B6 1C 81 F2 31				
Bits de remplissage	0 à 2	—	—	0	
Baisse de la puissance	9	—	—	—	000 000 000
Symboles D8PSK (Note 4)	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-7A. Exemple d'un message VDB de type 101

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
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
DONNÉES EMBROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 à 1 824 bits	1 bit	416	0000000110100000
FEC de la séquence d'apprentissage	5	—	—	—	11011
DONNÉES D'APPLICATION					
BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 101)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 101)					
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 ^{er} 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	5×10^{-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
Bloc de mesures 1					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s	-0,011 m/s	1111 1111 1111 0101
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	9,8 m	0011 0001
Bloc de mesures 2					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s	+0,002 m/s	0000 0000 0000 0010
σ_{pr_gnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	3,4 m	0001 0001
Bloc de mesures 3					
ID de la 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	$\pm 327,67$ m	0,01 m	+4,11 m	0000 0001 1001 1011



Agence Nationale de l'Aviation Civile
du Togo

RANT 10 – PART 1

Télécommunications aéronautiques

Aides radio à la navigation

SUPPLEMENTS

Page: SUP 172 de 329
Révision: 00
Date: 01/07/2015

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,029 m/s	1111 1111 1110 0011
σ_{pr_grnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	10,2 m	0011 0011
Bloc de mesures 4					
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	-0,096 m/s	1111 1111 1010 0000
σ_{pr_grnd}	8	0 à 50,8 m	0,2 m	1,6 m	0000 1000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
EC D'APPLICATION	48	—	—	—	1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)	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				
Sortie de l'embrouilleur de bits (Note 3)	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
Symboles D8PSK (Note 4)	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-8. Exemple de messages VDB de types 1 et 2 dans une seule rafale

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	(NOTE 1)	REPRÉSENTATION BINAIRE
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES						
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
DONNÉES EMBROUILLÉES						
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
DONNÉES D'APPLICATION						
Bloc-message 1 (message de type 1)						
En-tête de bloc-message						
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
Message (exemple de type 1)						
Compte Z modifié	14	0 à 1199,9 s	0,1 s	100 s		00 0011 1110 1000
Indicateur de deuxième message	2	0 à 3	1	2e 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	5×10^{-5} 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
Bloc de mesures 1						
ID de la 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
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m	0,001 m/s	-0,2 m/s		1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m		0110 0010
B ₁	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,10 m		0000 0010
B ₂	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,15 m		0000 0011
B ₃	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	-0,25 m		1111 1011
B ₄	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	Non utilisé		1000 0000
CRC de bloc-message 1	32	—	—	—		1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
Bloc-message 2 (message de type 2)						
En-tête de bloc-message						
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
Message (exemple de type 2)						
Recepteurs de référence GBAS	2	2 à 4	1	3		01



RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	(NOTE 1)	REPRÉSENTATION BINAIRE
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
$C_{vert_iono_gradient}$	8	0 à 25,5 × 10 ⁻⁶ m/m	0,1 × 10 ⁻⁶ 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
Bloc de données supplémentaires 1						
Selecteur 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
$K_{mid_e_POS_GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	6		01111000
$K_{mid_e_GPS}$	8	0 à 12,75	0,05	5		01100100
$K_{mid_e_POS_GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0		00000000
$K_{mid_e_GLONASS}$	8	0 à 12,75	0,05	0		00000000
CRC de bloc-message 2	32	—	—	—		01011101011101100010001100011110
FEC d'application	48					111010000100010100111011001110110100001 01010010
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)	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					
Sortie de l'embrouilleur de bits (Note 3)	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
Symboles D8PSK (Note 4)	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 $\pi/4$ (p. ex. la valeur 5 représente une phase de $5\pi/4$ radians) par rapport à la phase du premier symbole.



Tableau D-8A. 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)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
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
DONNÉES EMBROUILLÉES					
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
DONNÉES D'APPLICATION					
Bloc-message 1 (message de type 1)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 1)					
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 ^e 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	5×10^{-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
Bloc de mesures 1					
ID de la 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	+2,09 m	0000 0000 1101 0001
Correction du taux de variation de distance (RRC)	16	$\pm 32,767$ m/s	0,001 m/s	-0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 à 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B ₁	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B ₂	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B ₃	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	-0,25 m	1111 1011
B ₄	8	$\pm 6,35$ m	0,05 m	Non utilisé	1000 0000
CRC de bloc-message 1	32				00110010 10100100 11001011 00110000
Bloc-message 2 (message de type 2)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 2)					
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	$\pm 180^\circ$	0,25°	58° E	000 1110 1000



RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
De réserve	5			0	0000 0
$G_{\text{vert_iono_gradient}}$	8	0 à 25,5 × 10 ⁻⁶ m/m	0,1 × 10 ⁻⁶ 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
Bloc de données supplémentaires 1					
Selecteur de données de la station de référence	8	0 à 48	1	5	0000 0101
Distance utile maximale (D _{max})	8	2 à 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{\text{md_e_POS,GPS}}$	8	0 à 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{\text{md_e_GPS}}$	8	0 à 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{\text{md_e_POS,GLOMSS}}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{\text{md_e_GLOMSS}}$	8	0 à 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloc de données supplémentaires					
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
Bloc de données supplémentaires 2					
Numéro de canal	16	20 001 à 39 999	1	25 001	0110 0001 1010 1001
Δ Latitude	8	±25,4°	0,2°	5,2	0001 1010
Δ Longitude	8	±25,4°	0,2°	-3,4	1110 1111
CRC de bloc-message 2	32				11100000 01110010 00011101 00100100
FEC d'application	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)		0 42 90 0D 55 73 A4 A8 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 8B 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 0C D3 25 4C 55 73 A4 A8 40 14 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 60 40 95 86 58 F7 24 B8 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47			
Sortie de l'embrouilleur de bits (Note 3)		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
Symboles D8PSK (Note 4)		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 π/4 (p. ex. la valeur 5 représente une phase de 5π/4 radians) par rapport à la phase du premier symbole.					



Tableau D-8B. Exemple d'un message de type 2 contenant les blocs de données 1 et 4

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAIE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
Force 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
DONNÉES EN BROUILLÉES					
Identificateur de créneau de station (SSID)	3	—	—	E	100
Longueur de la transmission (bits)	17	0 – 1824 bits	1 bit	1704	0 0000 0110 1010 1000
FEC de la séquence de l'apprentissage	5	—	—	—	01000
DONNÉES D'APPLICATION					
Bloc de message 1 (message de type 2)					
En-tête de bloc de message					
Identificateur de type-message	8	—	—	Normal	1010 1010
ID de BAS	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificateur de bloc de message	8	1 – 101	1	2	0000 0010
Longueur du message	8	10 – 222 bits	1 bit	37	0010 0101
Message (exemple de type 2)					
Récepteurs de référence BAS	2	2 – 4	1	3	01
Cofacteur de précision au sol	2	—	—	B	01
De réserve	1	—	—	—	0
Indicateur de continuité et d'intégrité de BAS	3	0 – 7	1	2	010
Déclinaison magnétique	11	± 180°	0,25°	E58,0°	000 1110 1000
De réserve	5	—	—	—	0000 0
Overlook gradient	8	0 – 25,5 × 10 ⁻⁶ m/m	0,1 × 10 ⁻⁶ m/m	4 × 10 ⁻⁶	0010 1000
Indice de réfraction	8	16 à 781	3	379	1111 1001
Hauteur d'écuelle	8	0 – 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertitude de réfraction	8	0 – 255	1	20	0001 0100
Latitude	32	± 90,0°	0,0005 arcsec	N45° 40' 32" (+164432")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitude	32	± 180,0°	0,0005	E 93° 25' 13" (+164432")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Hauter au-dessus de l'écuelle	24	± 83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloc de données supplémentaires 1					
Sélecteur de données de la station de référence	8	0 – 48	1	5	0000 0101
Distance maximale (D _{max})	8	2 – 510 km	2 km	50 km	0001 1001
K _{ref, POS, PS}	8	0 – 12,75	0,05	6	0111 1000
K _{ref, C, PS}	8	0 – 12,75	0,05	5	0110 0100
K _{ref, POS, LONASS}	8	0 – 12,75	0,05	0	0000 0000
K _{ref, C, LONASS}	8	0 – 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloc de données supplémentaires 4					
Longueur du bloc de données supplémentaires	8	3	1 bit	3	0000 0011
Numéro du bloc de données supplémentaires	8	4	1	4	0000 0100
Différence du bloc de créneau	8	—	—	E	0011 0000
CRC de bloc de message 1	32	—	—	—	1100 0101 1110 0000 0010 0110 1100 1011
Bloc de message 2 (message de type 2)					



Tableau D-9. Exemple de message de type 4

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
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
DONNÉES EMBROUILLÉES					
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
DONNÉES D'APPLICATION					
BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 4)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 4)					
Ensemble de données FAS 1					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
Bloc de données FAS 1					
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
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
Seuil d'alarme latéral FAS/ état d'approche	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000



RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
Ensemble de données FAS 2					
Longueur de l'ensemble de données	8	2 à 212	1 octet	41	0010 1001
Bloc de données FAS 2					
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 1638,35 m (0 à 3276,7 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 2032 m	8 m	0	0000 0000
CRC de bloc de données FAS 2	32	—	—	—	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 25,4	0,1 m	10	0110 0100
Seuil d'alarme vertical FAS/ état d'approche	8	0 à 50,8	0,2 m	40	1100 1000
CRC de bloc-message	32	—	—	—	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
FEC D'APPLICATION	48	—	—	—	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)	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 40AA81 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 46403C 21 BF 8C 81 B4 80 26 00 EB 05 B2 F5 26 13 D9 7F C0 EA A1 A4 3D 54 89 D8				
Sortie de l'embrouilleur de bits (Note 3)	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 53E464 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 6EE402 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
Symboles D8PSK (Note 4)	000000351120454631650432230077166217071305255667317672434537777615776346166157054361521457640513340167 752142313044430613011502667743417556032762416305275365400152470514203225753334625554377076056527606314 446243163101353722250120760407526435103457714077770415665273600122324007402031443362754444				

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-10. Exemple d'un message de type 5

TENEUR DES DONNÉES	BITS UTILISÉS	PLAGE	RÉSOLUTION	VALEURS	REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)
CONTENU DES DONNÉES DES RAFALES					
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
DONNÉES EMBROUILLÉES					
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
DONNÉES D'APPLICATION BLOC-MESSAGE					
Bloc-message (message de type 5)					
En-tête de bloc-message					
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
Message (exemple de type 5)					
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
Première source concernée					
ID de la 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
Deuxième source concernée					
ID de la 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
Première approche avec obstacles					
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 _A)	8	1 à 31	1	2	0000 0010
Première source concernée pour la première approche avec obstacles					
ID de la 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
Deuxième source concernée pour la première approche avec obstacles					
ID de la 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 1270 s	10 s	1000 s	1100 100
	BI				REPRÉSENTATION BINAIRE (NOTE 1)



Deuxième approche avec obstacles					
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 _A)	8	1 à 31	1	1	0000 0001
Première source concernée pour la deuxième approche avec obstacles					
ID de la 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
CRC de bloc-message	32	—	—	—	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
FEC D'APPLICATION	48	—	—	—	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
Entrée de l'embrouilleur de bits (Note 2)	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				
Sortie de l'embrouilleur de bits	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
Symboles D8PSK (Note 3)	00000035112045463165043220566605510676024161244773634632207001032240066013321241662311636437771101731 1 57430232344514664444				
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 π/4 (p. ex. la valeur 5 représente une phase de 5π/4 radians) par rapport à la phase du premier symbole.					

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. Ces grandes erreurs de pseudodistance sont dues à la distorsion de la crête de corrélation du code C/A 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 C/A normal, sauf que tous les chips positifs 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 GPS ou GLONASS.

8.4.1 Le modèle de menace A du GPS a un seul paramètre Δ , qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en fractions de chip. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0,12 \leq \Delta \leq 0,12$. Le modèle de menace A du GLONASS a un seul paramètre Δ , qui est l'avance ($\Delta < 0$) ou le retard ($\Delta > 0$) exprimé en fractions de chip. La plage des valeurs de ce paramètre est $-0,11 \leq \Delta \leq 0,11$.

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 GPS ou GLONASS. 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 C/A. 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 $\sigma \pm j 2 \pi f_d$, σ 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 :

$$\epsilon(t) = \begin{cases} 0 & t \leq 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t) \left[\cos \omega_d t + \frac{\sigma}{\omega_d} \sin \omega_d t \right] & t \geq 0 \end{cases}$$

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 Δ , f_d et σ :

$$\Delta = 0 ; 4 \leq f_d \leq 17 ; \text{ et } 0,8 \leq \sigma \leq 8,8$$

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 :

$$\Delta = 0 ; 10 \leq f_d \leq 20 ; \text{ et } 2 \leq \sigma \leq 8$$

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 Δ , f_d et σ , avec les plages suivantes:

$$-0,12 \leq \Delta \leq 0,12 ; 7,3 \leq f_d \leq 13 ; \text{ et } 0,8 \leq \sigma \leq 8,8$$

Le modèle de menace C du GLONASS comprend les paramètres Δ , f_d et σ , avec les plages suivantes:

$$-0,11 \leq \Delta \leq 0,11 ; 10 \leq f_d \leq 20 ; \text{ et } 2 \leq \sigma \leq 8$$

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 au signal GPS et au signal GLONASS, le signal 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-12. Le fournisseur de services est tenu de publier le modèle de menace lorsqu'il permet d'utiliser le signal de mesure de distance SBAS 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 par :

$$MERR = K_{\text{fmd}} \sigma_{\text{pr_gnd},i} \text{ et}$$

$$MERR = K_{V,PA} \sqrt{\sigma_{i,UDRE}^2 + \min\{\sigma_{i,UIRE}^2\}}$$

pour l'APV et l'approche de précision au SBAS, $\min\{\sigma_{i,UIRE}^2\}$ 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'UDRE 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-9 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'aplanissement 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 et d'au moins 15 MHz pour le GLONASS.

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 (et normalisées à 100 s) par les récepteurs de référence pour la dérivation des corrections différentielles et par le récepteur embarqué pour le lissage des mesures de pseudodistance (lissage par la porteuse). 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 $\sigma_{D,\text{test}}$ et $\sigma_{R,\text{test}}$ ci-dessous, est dominé par les erreurs dues aux trajets multiples. À noter que le test de mesures peut aussi avoir une valeur

moyenne (μ_{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 :

$$\text{MDE} = (K_{\text{ffd}} + K_{\text{md}}) \sigma_{\text{D,test}} \text{ et}$$

$$\text{MDR} = (K_{\text{ffd}} + K_{\text{md}}) \sigma_{\text{R,test}}$$

où

$K_{\text{ffd}} = 5,26$ 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 ;

$K_{\text{md}} = 3,09$ est un multiplicateur type de détection manquée représentant une probabilité de détection manquée de 10^{-3} par essai ;

$\sigma_{\text{D,test}}$ = l'écart type des valeurs mesurées de la métrique d'essai D ;

$\sigma_{\text{R,test}}$ = 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 :

$$| D_{\text{test}} - \mu_{\text{D,test}} | \geq \text{MDE} \text{ ou}$$

$$| R_{\text{test}} - \mu_{\text{R,test}} | \geq \text{MDR}$$

pour un quelconque des essais effectués, où $\mu_{\text{X,test}}$ 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 propre au PRN de code C/A considéré. (Les crêtes de corrélation du code C/A n'ont pas toutes la même pente. En simulation, cependant, on peut ne pas tenir compte de la distorsion PRN 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, $\sigma_{\text{D,test}}$ et $\sigma_{\text{R,test}}$, 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 montre la Figure D-9. 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 $\sigma_{\text{D,test}}$. 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 GPS ou GLONASS 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 des moniteurs. Ces erreurs peuvent être observées en faisant la moyenne des mesures prises dans une collecte de données réelles. A noter que les erreurs systématiques nominales peuvent dépendre du site et, en règle générale, changement lentement avec le temps.

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 Δ 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 :

$$\left| \frac{d\phi}{d\omega}(f_c) - \frac{d\phi}{d\omega}(f) \right|$$

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 ;

ϕ = 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 qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui suivent des satellites GPS, 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-11,, sauf les exceptions indiquées ci-dessous.

8.11.4.1 Dans le cas de l'équipement GBAS embarqué qui utilise des corrélateurs avance-retard et qui suivent des satellites GPS, 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-11, sauf que la largeur de bande minimale de la Région 1 augmentera à 4 MHz et l'espacement moyen de corrélation.

est réduit à un espacement moyen de 0,21chip ou à un espacement instantané de 0,235 chip.

8.11.5 Dans le cas des récepteurs embarqués qui utilisent des corrélateurs avance-retard et qui suivent des satellites GLONASS, 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-12.

8.11.6 Dans le cas des récepteurs embarqués qui utilisent des corrélateurs double delta et qui suivent des satellites GPS, 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-13.

8.11.7 Dans le cas des récepteurs embarqués qui utilisent des corrélateurs avance-retard ou double delta et qui suivent des satellites SBAS, 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-14.

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 n'a pas que des effets locaux : elle peut se répercuter sur une zone plus étendue et avoir une incidence directe sur les opérations en route. Toute dégradation doit être signalée en diffusant des informations sur la zone considérée. L'exemple type est celui de la défaillance d'un satellite.

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.

Tableau D-11. Contraintes de poursuite GPS pour les corrélateurs avance-retard

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de corrélacion moyen (en chips)	Espacement de corrélacion instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	$7 < BW \leq 16$ MHz	0,045 – 0,21	0,04 – 0,235	≤ 150 ns
3	$16 < BW \leq 20$ MHz	0,045 – 0,12	0,04 – 0,15	≤ 150 ns
4	$20 < BW \leq 24$ MHz	0,08 – 0,12	0,07 – 0,13	≤ 150 ns

Tableau D-12. Contraintes de poursuite GLONASS pour les corrélateurs avance-retard

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$7 < BW \leq 9\text{MHz}$	0,05 – 1,0	0,045 – 1,1	$\leq 100\text{ ns}$
2	$9 < BW \leq 15\text{MHz}$	0,05 – 0,2	0,045 – 0,22	$\leq 100\text{ ns}$
3	$15 < BW \leq 18\text{MHz}$	0,05 – 0,1	0,045 – 0,11	$\leq 100\text{ ns}$

Tableau D-13A. Contraintes de poursuite GPS pour les récepteurs GRAS et SBAS embarqués avec corrélateurs double delta

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (X) (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7\text{ MHz}$ $2 < BW \leq 7\text{ MHz}$	0,1 – 0,2 0,2 – 0,6	0,09 – 0,22 0,18 – 0,65	$\leq 600\text{ ns}$
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (40 \times X) + 11,2\text{ MHz}$ $(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14\text{ MHz}$ $7 < BW \leq 14\text{ MHz}$	0,045 – 0,07 0,07 – 0,1 0,1 – 0,24	0,04 – 0,077 0,062 – 0,11 0,09 – 0,26	$\leq 150\text{ ns}$
3	$14 < BW \leq 16\text{ MHz}$	0,07 – 0,24	0,06 – 0,26	$\leq 150\text{ ns}$

Tableau D-13B. 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 corrélation moyen (X) (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7\text{ MHz}$ $4 < BW \leq 7\text{ MHz}$	0,1 – 0,16 0,16 – 0,6	0,09 – 0,18 0,14 – 0,65	$\leq 600\text{ ns}$
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667\text{ MHz}$ $(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14\text{ MHz}$ $7 < BW \leq 14\text{ MHz}$	0,07 – 0,085 0,085 – 0,1 0,1 – 0,24	0,063 – 0,094 0,077 – 0,11 0,09 – 0,26	$\leq 150\text{ ns}$
3	$14 < BW \leq 16\text{ MHz}$ $14 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667\text{ MHz}$	0,1 – 0,24 0,085 – 0,1	0,09 – 0,26 0,077 – 0,11	$\leq 150\text{ ns}$

Tableau D-14. Contraintes de poursuite de la fonction de mesure de distance SBAS

Région	Largeur de bande (BW) de précorrélacion de 3 dB	Espacement de corrélation moyen (en chips)	Espacement de corrélation instantané (en chips)	Retard de groupe différentiel
1	$2 < BW \leq 7\text{ MHz}$	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 600\text{ ns}$
2	$7 < BW \leq 20\text{ MHz}$	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	$\leq 150\text{ ns}$

9.2 Informations sur le type de dégradation observée

Voici les informations qui doivent être diffusées :

- non-disponibilité du service ;
- baisse du niveau de service (le cas échéant) ;
- 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 et GLONASS 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 Spécification relative au seuil de brouillage à l'entrée de l'antenne

Les seuils de brouillage indiqués sont établis par rapport à l'entrée de l'antenne, c'est-à-dire à l'interface entre cette dernière et le récepteur GNSS, où la puissance du signal reçu du satellite correspond à la puissance minimale nominale (-164,5 dBW dans le cas du GPS, -165,5 dBW dans celui du GLONASS). Par rapport aux récepteurs ne servant qu'à la navigation en route, les récepteurs GNSS utilisés en approche doivent présenter un seuil de brouillage supérieur, car les sources potentielles de brouillage sont alors plus proches.

10.3 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 et GLONASS.

10.4 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.

10.5 Sources de brouillage à bord

10.5.1 À bord, les possibilités de brouillage préjudiciable du GPS et du GLONASS 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.



10.5.2 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.

Note. — Les limites relatives aux stations terriennes d'aéronef émettant des signaux SATCOM sont indiquées dans le RAM 15 Partie 3 Chapitre 4.

10.5.3 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.

10.6 Intégrité en présence de brouillage

La spécification interdisant la production d'informations trompeuses par les récepteurs SBAS et GBAS 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, § 2.4.3), 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 géostationnaires 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 géostationnaires 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 géostationnaires 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 diffusées.

12. Évaluation des performances du GNSS

Les données décrites à la Section 11 peuvent également servir à confirmer périodiquement les performances du GNSS dans la zone de service.

13. GNSS et actualisation des bases de données

Note. — Les dispositions relatives aux données aéronautiques se trouvent dans le RANT 11 Chapitre - 2 et dans le RANT 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 (σ_2) pour que la distribution cumulative des erreurs respecte les conditions suivantes :

$$\int_y^{\infty} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ et}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ pour tous les } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0$$

où

$f(x)$ = la densité de probabilité 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 :

- a) la nature des éléments d'erreur ;
- b) la taille de l'échantillon permettant d'analyser les données avec la certitude qu'elles sont représentatives, et d'estimer chaque distribution ;
- c) le temps de corrélation des erreurs ;
- d) la sensibilité de chaque distribution à l'emplacement géographique et au temps.

Figure D-1. Réservée

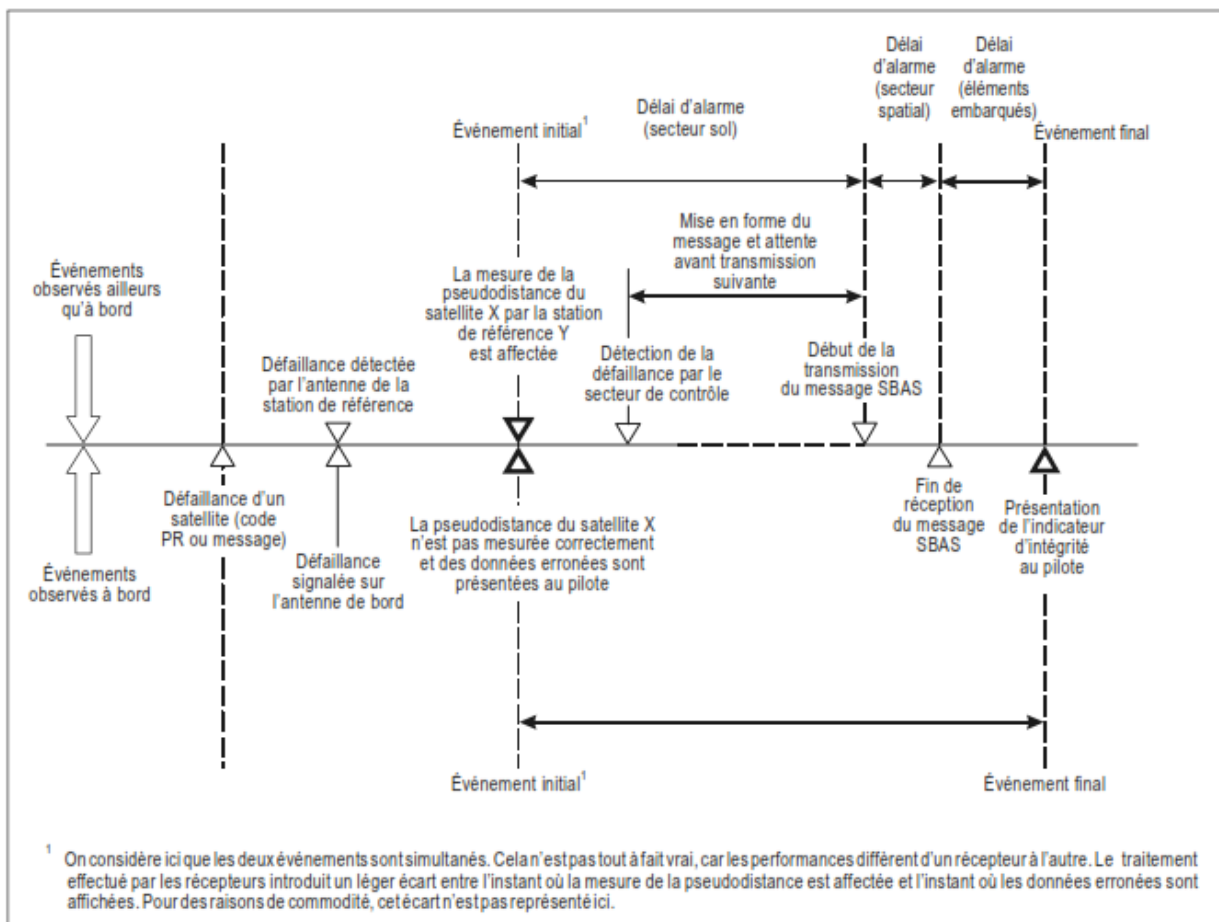


Figure D-2. Délai d'alarme SBAS

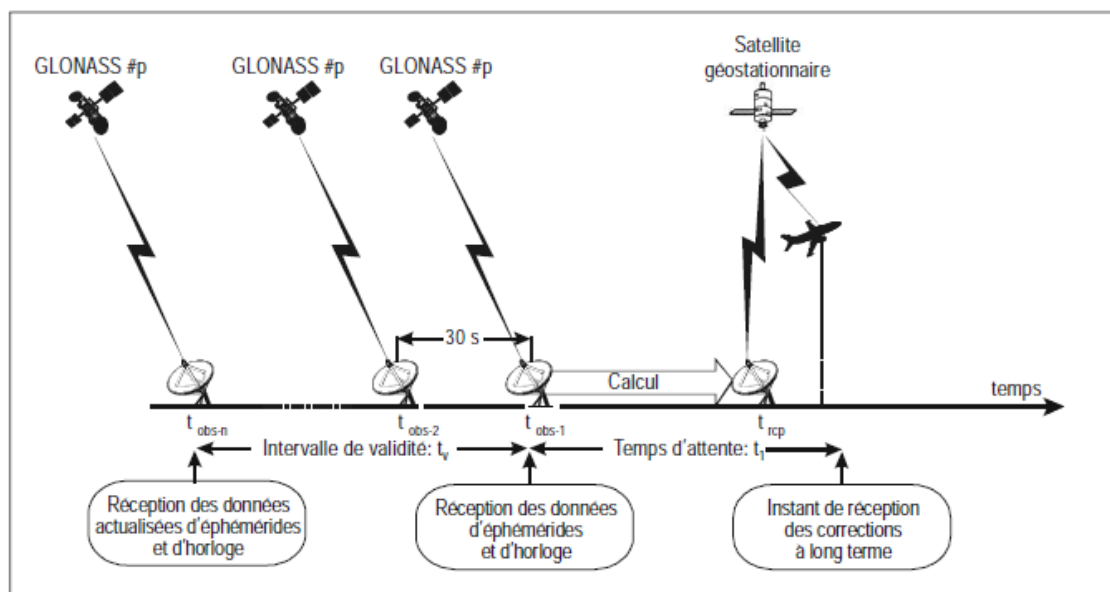
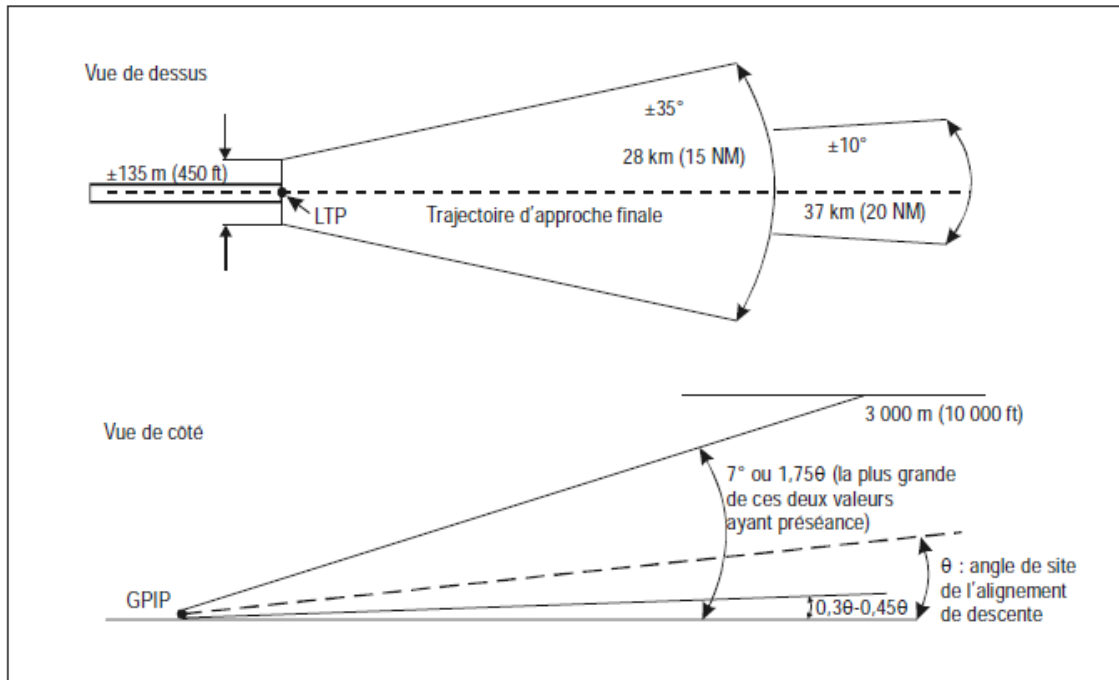


Figure D-3. Temps GLONASS



GPIP — point d'interception de l'alignement de descente
LTP — point de seuil à l'atterrissage

Figure D-4. Couverture GBAS minimale

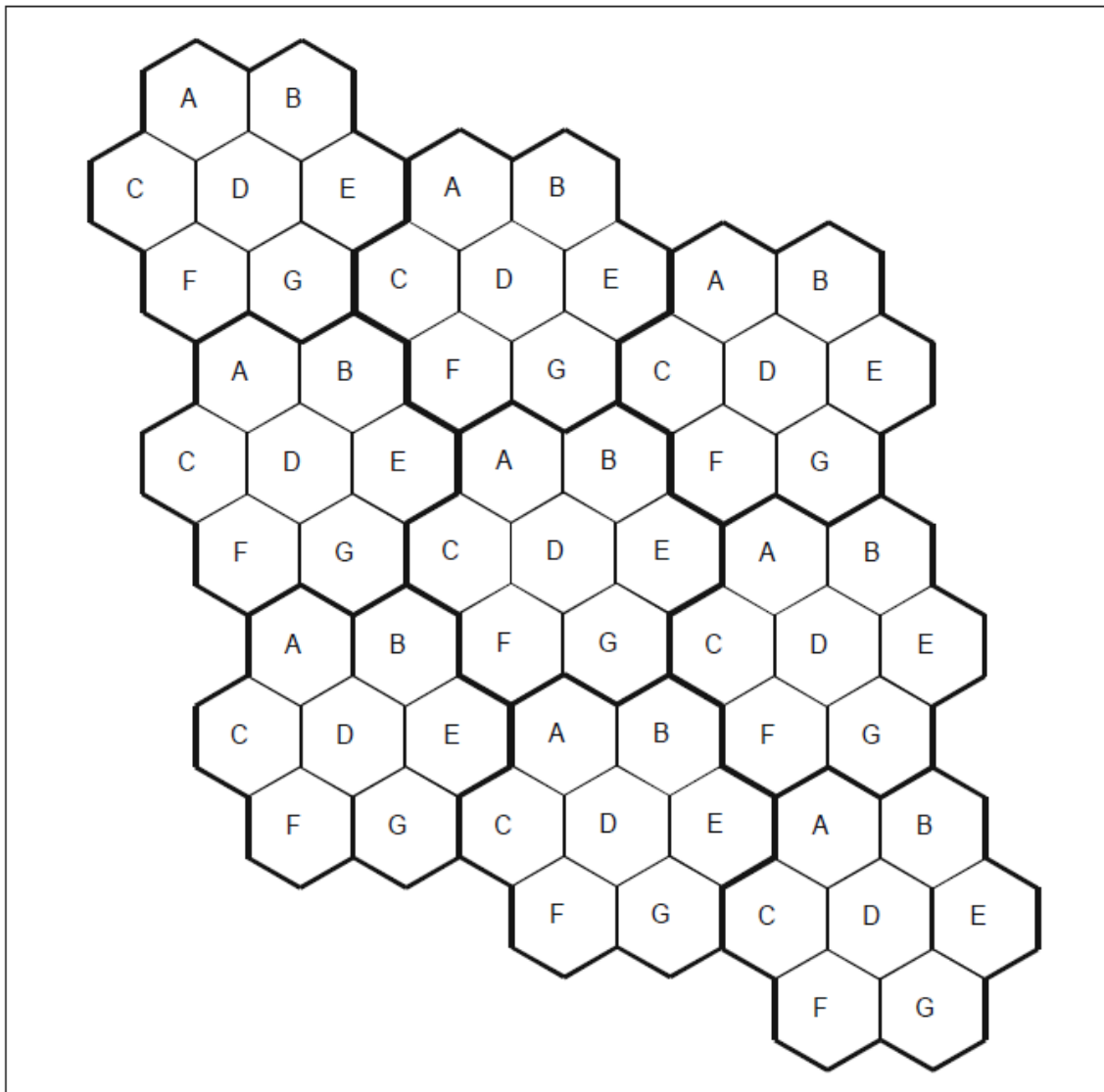
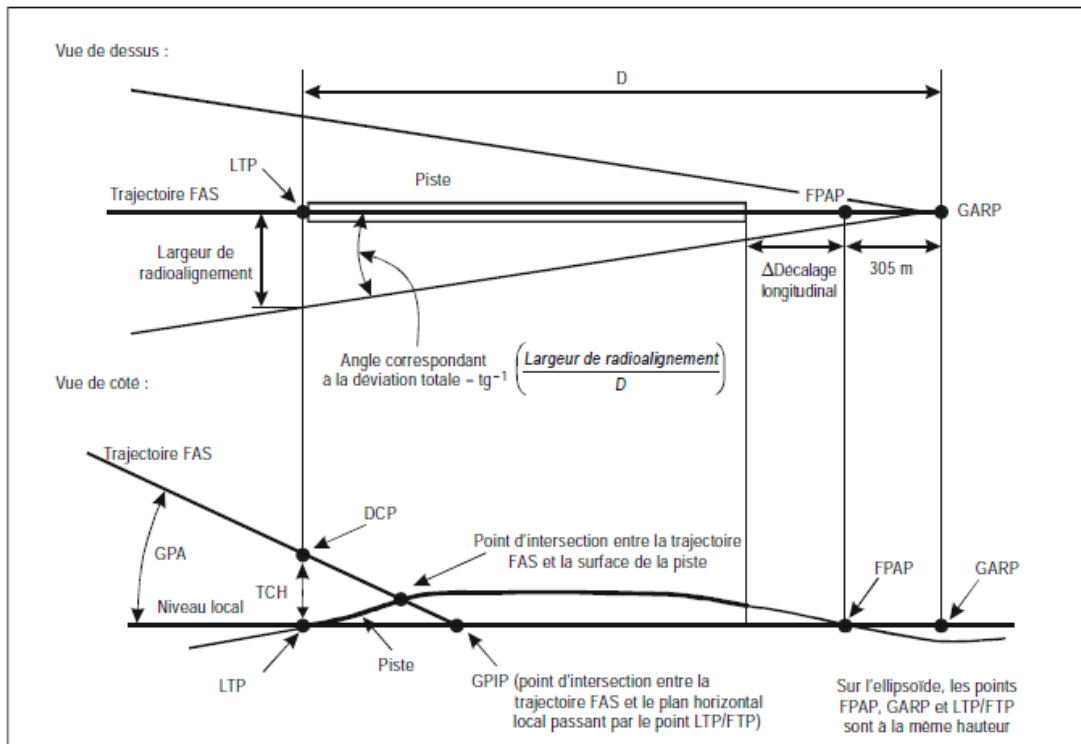


Figure D-4A. Réseau GRAS VHF à fréquence unique utilisant plusieurs créneaux temporels

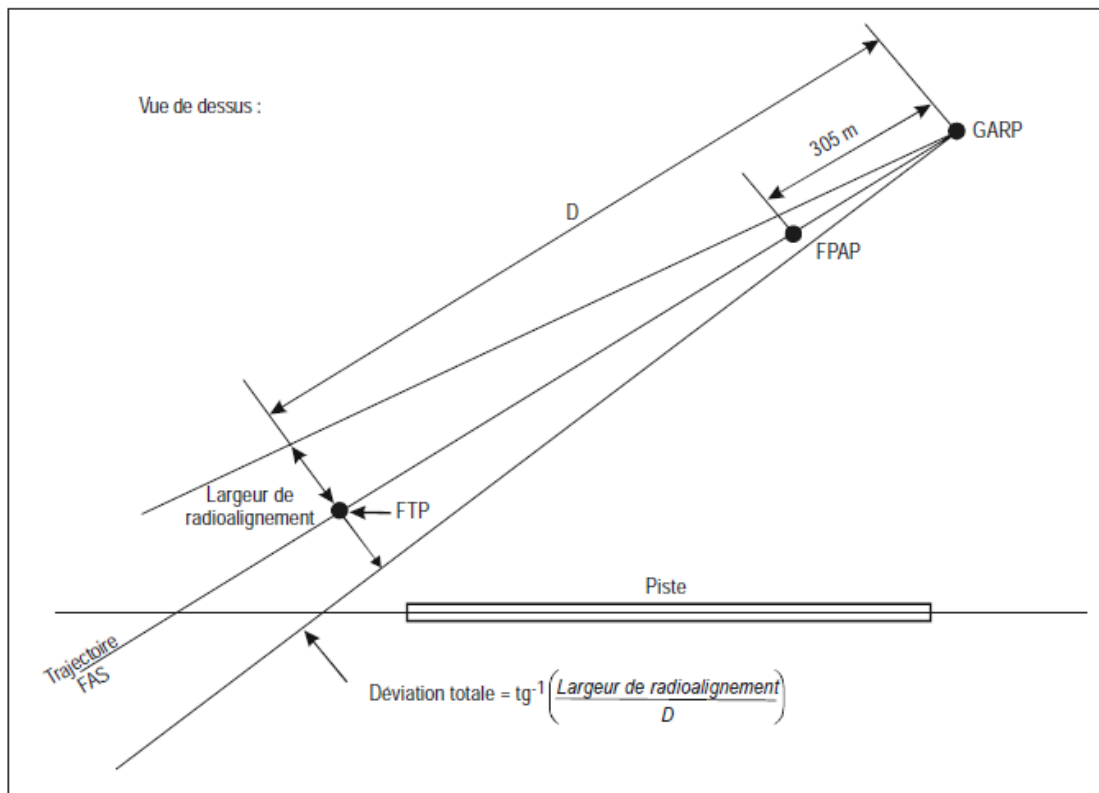


Figure D-5. Embrouilleur/désembrouilleur de bits



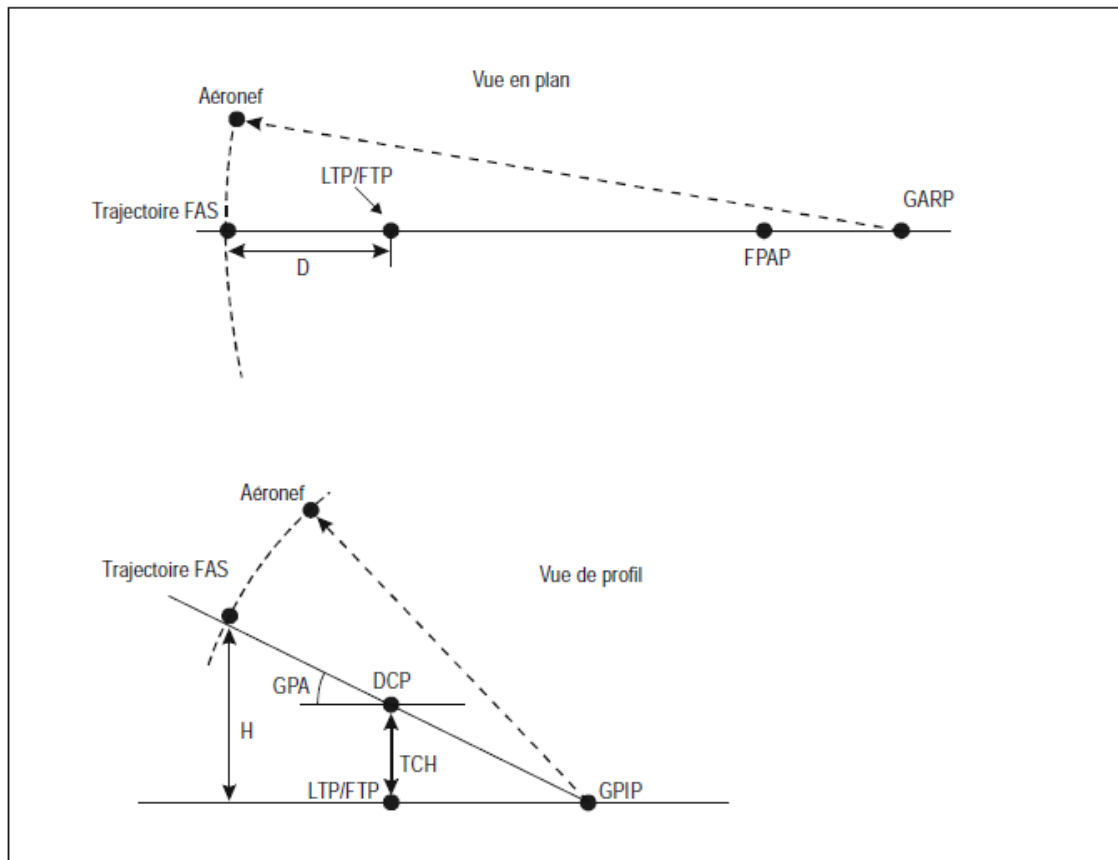
- DCP — point de franchissement de référence
- FAS — segment d'approche finale
- FPAP — point d'alignement de trajectoire de vol
- FTP — point de seuil fictif (voir la Figure D-7)
- GARP — point de référence en azimut du GBAS
- GPA — angle de site de l'alignement de descente
- GPIP — point d'interception de l'alignement de descente
- LTP — point de seuil à l'atterrissage
- TCH — hauteur de franchissement du seuil

Figure D-6. Caractéristiques de la trajectoire FAS



- FAS — segment d'approche finale
- FPAP — point d'alignement de trajectoire de vol
- FTP — point de seuil fictif
- GARP — point de référence en azimut du GBAS

Figure D-7. Caractéristiques de la trajectoire FAS dans le cas d'une approche non alignée avec la piste



- DCP — point de franchissement de référence
- 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 azimut du GBAS
- 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-8. Définition des paramètres D et H dans le calcul des seuils d'alarme

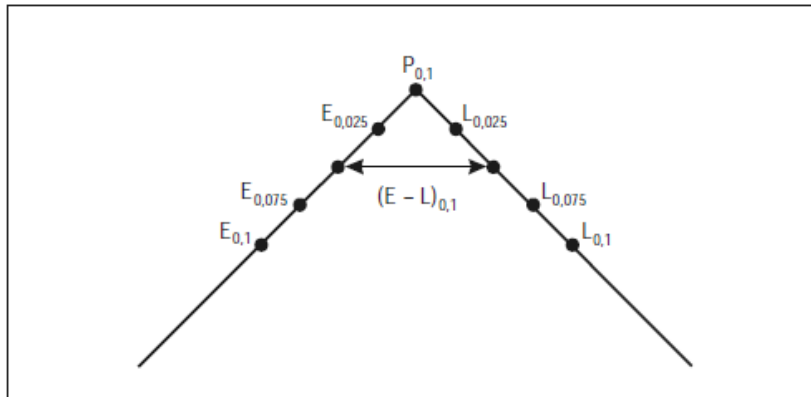


Figure D-9. Crête de corrélation « rapprochée » et valeurs de corrélation mesurées



SUPPLEMENT E

ÉLÉMENTS INDICATIFS SUR LA VÉRIFICATION AVANT LE VOL DE L'ÉQUIPEMENT VOR DE BORD

1. Spécifications Relatives à Une Installation de Vérification de l'Équipement VOR de Bord

1.1 Introduction

Les paragraphes ci-dessous sont destinés à donner des indications aux États qui désirent mettre à la disposition des pilotes un signal pour la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord ; on trouvera ci-dessous les caractéristiques suggérées d'une installation de vérification de l'équipement VOR de bord (VOT).

1.2 Généralités

1.2.1 Un VOT doit être conçu de façon à fournir des signaux capables de faire fonctionner de façon satisfaisante une installation VOR de bord type dans les zones d'un aérodrome qui se prêtent à une vérification avant le vol.

1.2.2 Le VOT doit être construit et réglé de façon que l'indicateur de cap VOR de l'aéronef donne une indication zéro degré « FROM » lorsque l'étalonnage du récepteur n'a pas varié. Cette indication reste constante, quelle que soit l'orientation de l'aéronef par rapport au VOT, dans la zone de couverture choisie.

1.2.3 En raison du mode d'utilisation d'un VOT, il n'est pas absolument indispensable de le doubler d'une installation de secours.

1.2.4 Le VOT doit émettre une fréquence porteuse à laquelle seront appliquées deux modulations distinctes à 30 Hz. Les caractéristiques de ces modulations devraient être identiques à celles des signaux du VOR correspondant à la phase de référence et à la phase variable. Les phases de ces modulations devraient être indépendantes de l'azimut et devraient coïncider à tout moment.

1.3 Fréquence radio

Le VOT fonctionnera dans la bande 108 – 117,975 MHz sur un canal VOR approprié choisi de façon à ne contrecarrer ni gêner aucun service de navigation ou de télécommunications VHF. La plus haute fréquence assignable sera de 117,95 MHz. La tolérance de fréquence pour la porteuse sera de $\pm 0,005$ %, sauf dans les cas visés aux § 3.3.2.2 et 3.3.2.3 du Chapitre 3.

1.4 Polarisation et degré de précision

1.4.1 Les émissions du VOT doivent être polarisées horizontalement.

1.4.2 La précision du « relèvement » fourni par les signaux du VOT devrait être de $\pm 1^\circ$.



Note. — Étant donné que les deux modulations de la porteuse sont constamment en phase, la composante de polarisation verticale n'aura pas d'influence sur la précision de l'installation.

1.5 Couverture

1.5.1 La couverture recherchée et, par conséquent, la puissance rayonnée dépendent évidemment dans une grande mesure des conditions locales. Pour certaines installations on pourra se contenter d'une fraction minimale d'un watt, tandis que dans d'autres cas, notamment lorsque deux ou plusieurs aérodromes très voisins doivent être desservis par une seule installation de vérification, on pourra avoir besoin d'une puissance rayonnée de plusieurs watts.

1.5.2 Lorsqu'il faut protéger de tout brouillage causé par les VOT les VOR, VOT et radiophares d'alignement de piste ILS fonctionnant sur le même canal, les émissions doivent être limitées au minimum nécessaire pour assurer un fonctionnement satisfaisant et pour garantir qu'il n'y aura pas de brouillage sur les autres installations fonctionnant sur le même canal.

1.6 Modulation

1.6.1 La porteuse, observée en n'importe quel point de l'espace, sera modulée en amplitude par deux signaux de la façon suivante :

a) par une sous-porteuse de 9 960 Hz, d'amplitude constante, modulée en fréquence à 30 Hz, avec un indice de déviation de 16 ± 1 (soit de 15 à 17) ;

b) par une fréquence de 30 Hz.

1.6.2 Le taux de modulation par les fréquences de 9 960 Hz et 30 Hz devrait être dans les limites de 28 % pour chaque élément.

1.6.3 La modulation en fréquence de la sous-porteuse de 9 960 Hz et la modulation en amplitude de la fréquence porteuse devraient avoir leurs fréquences maintenues toutes les deux à la valeur de 30 Hz dans les limites de ± 1 %.

1.6.4 La fréquence de la sous-porteuse de 9 960 Hz devrait être maintenue dans les limites de ± 1 %.

1.6.5 Le taux de modulation en amplitude de la sous-porteuse à 9 960 Hz, présente à la sortie de l'émetteur, ne devrait pas être supérieur à 5 %.

1.7 Identification

1.7.1 Le VOT devrait transmettre un signal d'identification de 1 020 Hz. Le signal d'identification d'une installation VOT devrait être choisi par l'autorité compétente de façon à caractériser sans aucun risque d'erreur possible le rôle de l'installation de vérification et, si nécessaire, son emplacement.

Note. — Un État utilise actuellement une série continue de points pour identifier les installations VOT dont la couverture est limitée à un seul aérodrome.



1.7.2 Le taux de modulation de la porteuse par le signal d'identification devrait être d'environ 10 %.

1.8 Contrôle

1.8.1 Fondamentalement, le VOT n'a pas besoin de contrôle automatique continu, pourvu que les modulations AM et FM de 30 Hz soient maintenues rigoureusement en phase par un dispositif mécanique, et qu'un équipement soit prévu pour l'inspection et le contrôle à distance périodique de l'état de fonctionnement du VOT.

1.8.2 La réalisation d'un contrôle automatique peut doubler le coût d'une installation VOT et pour cette raison beaucoup d'administrations se contenteront probablement d'une surveillance à distance par un point de contrôle. Toutefois, si un État décide, compte tenu de l'usage qui doit être fait d'un VOT, de lui associer un contrôle automatique, celui-ci devrait posséder les caractéristiques suivantes : le dispositif devrait transmettre un avertissement en un point de contrôle et interrompre l'émission lorsque se produit l'une quelconque des irrégularités suivantes :

a) décalage du « relèvement » transmis par le VOT, supérieur à 1° à l'endroit où est installé le dispositif de contrôle ;

b) réduction de plus de 50 % du niveau des modulations de 9 960 Hz ou 30 Hz, à l'endroit où est installé le dispositif de contrôle.

.Les pannes du dispositif de contrôle devraient entraîner automatiquement la suppression des émissions.

2. Choix et utilisation des points de vérification VOR aux aérodromes

2.1 Généralités

2.1.1 Lorsqu'un VOR est favorablement situé par rapport à un aérodrome, la vérification avant le vol de l'équipement VOR de bord peut être facilitée s'il existe des points de vérification convenablement étalonnés et signalés en différents endroits de l'aérodrome.

2.1.2 En raison de la grande variété de situations possibles, on peut difficilement énoncer des spécifications ou des méthodes normalisées pour le choix des points de vérification VOR aux aérodromes. Cependant, les États qui désirent fournir cette aide aux pilotes pourront s'inspirer des considérations ci-après.

2.2 Emplacement des points de vérification

2.2.1 La puissance du signal de l'installation VOR voisine doit être suffisante pour faire fonctionner une installation VOR de bord type. En particulier le courant du dispositif avertisseur doit être assez intense pour assurer le retrait complet du drapeau.



2.2.2 Dans la mesure où ils ne risquent pas de gêner l'exploitation, les points de vérification devraient être situés à bonne distance de tout bâtiment ou de tout objet réfléchissant (fixe ou mobile) de nature à détériorer la précision ou la stabilité du signal VOR.

2.2.3 Le relèvement VOR observé à chaque point de vérification devrait, dans les conditions idéales, ne pas s'écarter de $\pm 1,5^\circ$ du relèvement déterminé avec précision par des levés topographiques.

Note. — Cette valeur ($\pm 1,5^\circ$) n'influe pas directement sur l'exploitation, étant donné que le relèvement observé sera le relèvement publié. Cependant, si l'on observe un écart plus élevé, il y a risque de mauvaise stabilité du signal.

2.2.4 Les renseignements VOR aux points choisis ne devraient être utilisés pour l'exploitation qu'à la condition de correspondre régulièrement, à 2° près, au relèvement publié. La stabilité des renseignements VOR aux points choisis devrait être vérifiée périodiquement au moyen d'un récepteur étalonné afin de s'assurer que la tolérance de $\pm 2^\circ$ est satisfaite quelle que soit l'orientation de l'antenne réceptrice VOR.

Note. — La tolérance de $\pm 2^\circ$ se rapporte à la régularité des renseignements obtenus aux points choisis et comprend une petite tolérance sur la précision du récepteur VOR étalonné utilisé au point de vérification. Ce chiffre de 2° n'est lié à aucun critère d'acceptation ou de refus d'une installation VOR de bord ; ces derniers critères sont déterminés par les administrations et les usagers compte tenu de l'utilisation prévue.

2.2.5 Les points de vérification capables de répondre aux conditions ci-dessus devraient être choisis en consultation avec les exploitants d'aéronefs intéressés. Il est généralement souhaitable de prévoir des points de vérification aux aires d'attente, aux extrémités de piste et dans les zones d'entretien et de chargement.

2.3 Signalisation des points de vérification VOR

Chaque point de vérification VOR doit être signalé de façon clairement reconnaissable. Cette signalisation doit annoncer le relèvement VOR que le pilote devrait lire sur son équipement de bord si celui-ci fonctionne correctement.

2.4 Utilisation des points de vérification VOR

La précision avec laquelle un pilote doit placer son aéronef par rapport au point de vérification dépend de la distance qui sépare celui-ci de la station VOR. Lorsque la station VOR est relativement proche du point de vérification, le pilote doit veiller tout particulièrement à placer l'antenne réceptrice VOR de bord à la verticale du point de vérification.



SUPPLEMENT F

ÉLÉMENTS INDICATIFS CONCERNANT LA FIABILITÉ ET LA DISPONIBILITÉ DES MOYENS DE RADIOCOMMUNICATION ET DES AIDES RADIO À LA NAVIGATION

1. Introduction et notions fondamentales

Le présent supplément vise à donner des éléments indicatifs qui pourraient aider les États membres à assurer aux installations le degré de fiabilité et de disponibilité correspondant aux besoins de leur exploitation.

Les éléments fournis dans le présent supplément le sont à titre indicatif et dans un but de précision et ne doivent pas être considérés comme faisant partie des normes et pratiques recommandées de ce règlement.

1.1 Définitions

Défaillance d'une installation. Toute circonstance imprévue qui se traduit par le fait qu'une installation ne fonctionne pas dans les limites des tolérances spécifiées pendant une durée qui présente une certaine importance pour l'exploitation.

Disponibilité de l'installation. Rapport entre la durée de fonctionnement réelle et la durée de fonctionnement spécifiées.

Fiabilité de l'installation. Probabilité que l'installation au sol fonctionne dans les limites des tolérances spécifiées.

Note. — Cette définition suppose la probabilité que l'installation fonctionnera pendant une durée spécifiée.

Fiabilité du signal. Probabilité qu'un signal de caractéristiques spécifiées soit à la disposition des aéronefs.

Note. — Cette définition suppose la probabilité que le signal soit présent pendant une durée spécifiée.

Moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF). Quotient de la durée de fonctionnement réelle d'une installation par le nombre total de défaillances de cette installation au cours d'une certaine période de temps.



Note. — La durée de fonctionnement devrait être généralement choisie de manière à inclure au moins cinq défaillances de l'installation, et davantage de préférence, de façon que l'on puisse raisonnablement se fier au chiffre ainsi obtenu.

1.2 Fiabilité de l'installation

1.2.1 La fiabilité d'une installation résulte de la combinaison de plusieurs facteurs. Ces facteurs sont variables et peuvent être réglés individuellement de façon à obtenir au total une réponse optimale aux besoins et aux conditions d'un milieu donné. Par exemple, on peut compenser dans une certaine mesure une fiabilité réduite en prévoyant un personnel d'entretien plus nombreux et/ou une redondance d'équipement. De même, une qualification professionnelle médiocre du personnel d'entretien peut être compensée par le recours à un équipement conçu pour présenter une sécurité extrêmement élevée.

1.2.2 La formule ci-après exprime la fiabilité de l'installation sous forme de pourcentage :

$$R = 100 e^{-t/m}$$

où

R = fiabilité (probabilité qu'une installation soit en état de fonctionner pendant une période t dans les limites des tolérances spécifiées, également appelée probabilité de survivance P_s) ;

e = base des logarithmes népériens ;

t = période de référence ;

m = MTBF.

On voit que la fiabilité augmente avec la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF). Pour obtenir une grande fiabilité avec des valeurs de t qui présentent de l'intérêt du point de vue de l'exploitation, il faut que la MTBF soit grande ; cette moyenne est donc une autre façon, plus pratique, d'exprimer la fiabilité.

1.2.3 Il ressort de résultats expérimentaux que la formule ci-dessus est valable pour la majorité des équipements électroniques dans lesquels les défaillances sont conformes à une répartition de Poisson. Elle ne sera pas applicable au début de la vie de l'équipement lorsqu'il se produit un nombre relativement élevé de défaillances prématurées d'éléments constitutifs ; elle ne sera pas valable non plus lorsque la durée de vie utile de l'équipement est près de s'achever.

1.2.4 Dans de nombreux types d'installations qui utilisent un équipement classique (type à lampes sous vide), on a obtenu régulièrement des valeurs de la MTBF de 1 000 h ou plus. La signification d'une MTBF de 1 000 h apparaît clairement si l'on sait qu'elle correspond à une fiabilité d'environ 97,5



% pour 24 h (autrement dit, que la probabilité qu'une défaillance de l'installation se produise pendant une période de 24 h est d'environ 2,5 %).

1.2.5 La Figure F-1 montre la probabilité pour qu'il y ait survivance de l'installation (P_s) après une période type, t , pour différentes valeurs de la MTBF.

Note. — Il convient de noter que la probabilité de survivance à une période de temps égale à la MTBF est seulement de 0,37 (37 %) ; il ne faudrait donc pas croire que la MTBF correspond à une période exempte de défaillances.

1.2.6 On verra qu'en ajustant la MTBF on obtient le degré de fiabilité désiré. Les facteurs qui influencent la MTBF et, par conséquent, la fiabilité de l'installation sont :

- a) la fiabilité intrinsèque de l'équipement ;
- b) le degré et le type de redondance ;
- c) la fiabilité des moyens connexes tels que les lignes d'alimentation et les lignes de téléphone ou de commande ;
- d) le degré et la qualité de l'entretien ;
- e) les conditions de milieu comme la température et l'humidité.

1.3 Disponibilité de l'installation

1.3.1 La disponibilité peut être exprimée comme étant le rapport, multiplié par 100, entre la durée de fonctionnement réelle et la durée de fonctionnement spécifiée, sur une longue période, soit :

$$A = \frac{\text{durée de fonctionnement réelle} \times 100}{\text{durée de fonctionnement spécifiée}}$$

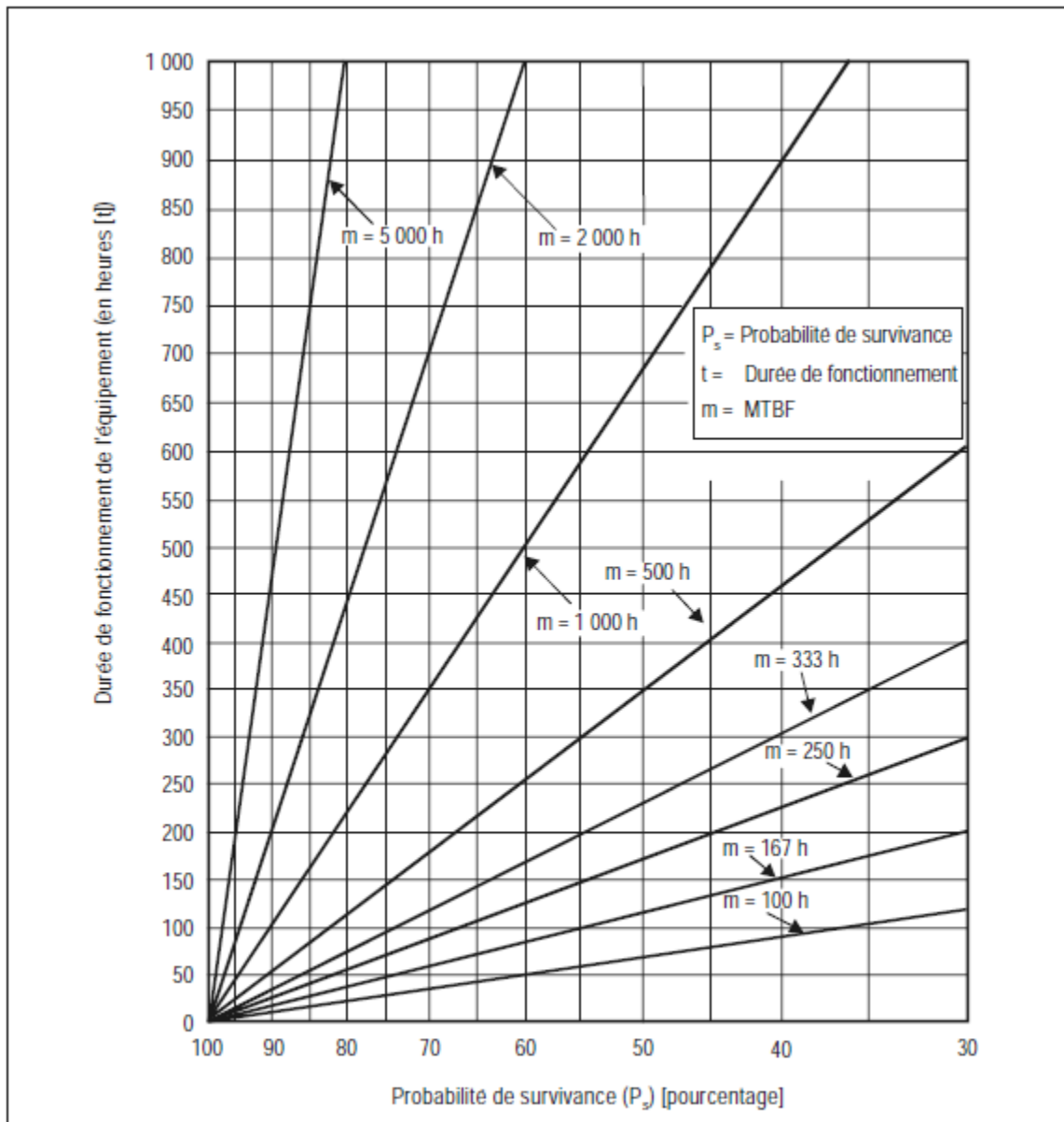


Figure F-1. Graphique de $P_s = 100 e^{-t/m}$

Par exemple, si une installation fonctionnait normalement pendant un total de 700 h sur un mois de 720 h, la disponibilité serait de 97,2 % pour ce mois.

1.3.2 Les principaux facteurs d'un degré élevé de disponibilité sont les suivants :

- fiabilité de l'installation ;
- intervention rapide du personnel d'entretien en cas de défaillance ;
- formation convenable du personnel d'entretien ;



- d) conception de l'équipement permettant d'avoir accès facilement aux éléments et de les entretenir aisément ;
- e) appui logistique efficace ;
- f) existence d'un équipement de vérification convenable ;
- g) équipement et/ou moyens connexes de secours.

2. Aspects pratiques de la fiabilité et de la disponibilité

2.1 Mesure de la fiabilité et de la disponibilité

2.1.1 *Fiabilité*. La valeur que l'on obtient dans la pratique pour la MTBF doit nécessairement être une estimation, puisque la mesure devra être faite sur une période de temps finie. La mesure de la MTBF sur des périodes de temps finies permettra aux administrations de déterminer les variations de la fiabilité de leurs installations.

2.1.2 *Disponibilité*. La disponibilité est également importante en ce qu'elle donne une indication de la mesure dans laquelle une installation (ou un groupe d'installations) est à la disposition des usagers. La disponibilité est directement liée à l'efficacité avec laquelle on rétablit le service normal des installations.

2.1.3 Les qualités de base et le mode de mesure de ces quantités sont indiqués à la Figure F-2. Cette figure n'a pas pour but de représenter une situation typique, qui ferait normalement intervenir un plus grand nombre de périodes d'inactivité pendant la durée de fonctionnement spécifiée. Il faut également observer que, pour obtenir les valeurs les plus significatives de la fiabilité et de la disponibilité, il faut effectuer les mesures sur une durée de fonctionnement spécifiée aussi longue que possible.

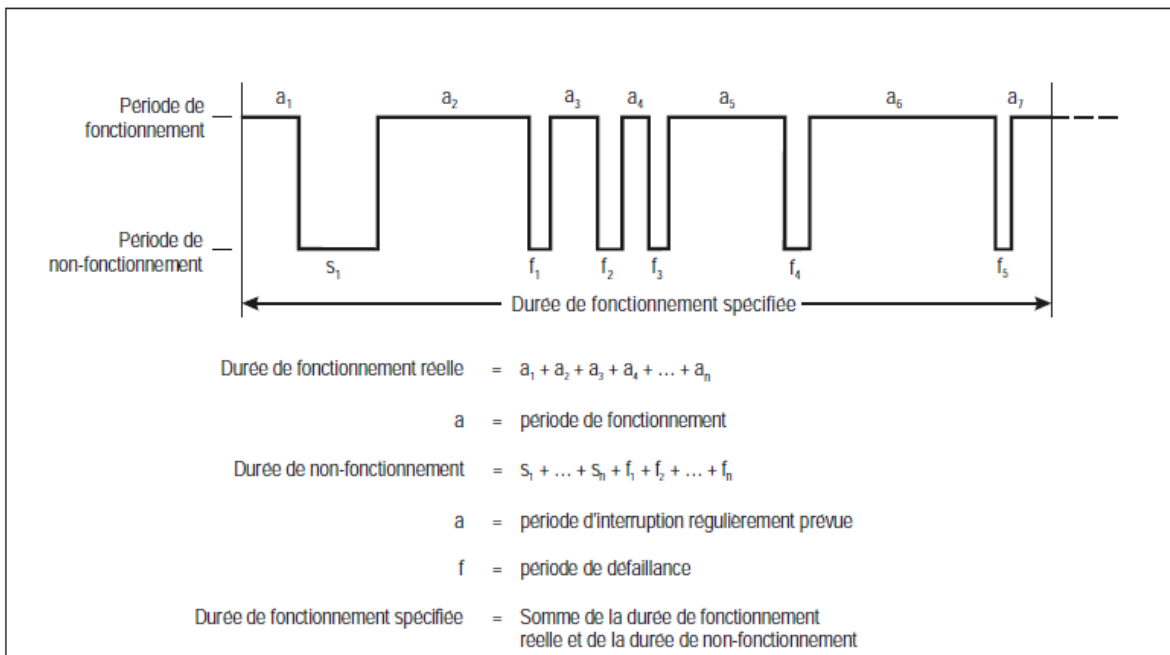


Figure F-2. Évaluation de la disponibilité et de la fiabilité de l'installation

2.1.4 En utilisant les quantités indiquées dans la Figure F-2 qui comprend une période d'interruption régulièrement prévue et cinq périodes de défaillance, on peut calculer la moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) la disponibilité (A) de la façon suivante :

Posons :

$$a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + a_5 + a_6 + a_7 = 5\,540 \text{ h}$$

$$s_1 = 20 \text{ h}$$

$$f_1 = 2\frac{1}{2} \text{ h}$$

$$f_2 = 6\frac{1}{4} \text{ h}$$

$$f_3 = 3\frac{3}{4} \text{ h}$$

$$f_4 = 5 \text{ h}$$

$$f_5 = 2\frac{1}{2} \text{ h}$$

$$\text{Durée du fonctionnement} \quad = \quad 5\,580 \text{ h}$$

spécifiée

$$\text{MTBF} = \frac{\text{Durée de fonctionnement réelle}}{\text{Nombre de défaillances}}$$



$$= \frac{\sum_{i=1}^7 a_i}{5}$$

$$= \frac{5\,540}{5} = 1\,108 \text{ h}$$

$$A = \frac{\text{Durée de fonctionnement réelle} \times 100}{\text{Durée de fonctionnement spécifiée}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^7 a_i \times 100}{\sum_{i=1}^7 a_i + s_1 + \sum_{i=1}^5 f_i}$$

$$= \frac{5\,540}{5\,580} \times 100 = 99,3 \%$$



SUPPLEMENT G

RENSEIGNEMENTS ET ÉLÉMENTS INDICATIFS LIÉS À L'APPLICATION DES NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES SUR LE MLS

1. Définitions I

(Voir aussi Chapitre 3, § 3.11.1)

Niveau dynamique des lobes secondaires. Niveau dépassé pendant 3 % du temps par le diagramme de rayonnement en champ lointain de l'antenne de balayage, en dehors du faisceau principal, lorsque la mesure est effectuée à la cadence de balayage de la fonction à l'aide d'un filtre vidéo d'enveloppe de faisceau de 26 kHz. Le niveau de 3 % est déterminé par le rapport du temps pendant lequel les lobes secondaires dépassent le niveau spécifié à la durée totale du balayage.

Niveau efficace des lobes secondaires. Niveau des lobes secondaires de faisceau battant qui, dans un environnement de multitrajets spécifié, se traduit par une erreur particulière de l'angle de guidage.

Point D MLS. Point situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 900 m (3 000 ft) du seuil dans la direction de l'antenne d'azimut.

Point E MLS. Point situé à 2,5 m (8 ft) au-dessus de l'axe de la piste et à 600 m (2 000 ft) de l'extrémité aval de la piste dans la direction du seuil.

Récepteur normalisé. Modèle de récepteur embarqué servant à la ventilation des erreurs MLS. Ce récepteur possède les principales caractéristiques suivantes :

- 1) traitement du signal basé sur la mesure des centres de faisceau ;
- 2) erreur de centrage négligeable ;
- 3) bruit sur les commandes (CMN) inférieur ou égal aux valeurs indiquées au § 3.11.6.1.1.2 du Chapitre 3 ;
- 4) filtre passe-bas à deux pôles d'enveloppe de faisceau ayant 26 kHz de largeur de bande ; et 5) filtrage des sorties de données d'angle à l'aide d'un filtre passe-bas à un pôle ayant une pulsation de coupure de 10 radians par seconde.



2. Caractéristiques du signal électromagnétique — Fonctions d'angle et de données

2.1 Organisation du format de signal

2.1.1 Le format de signal utilise le multiplexage par répartition dans le temps : les différentes fonctions de guidage en angle sont émises successivement, sur la même fréquence radioélectrique. On obtient l'information d'angle en mesurant l'intervalle de temps qui sépare les passages successifs de faisceaux en éventail non modulés et très directifs. Les fonctions peuvent être émises dans n'importe quel ordre. Des créneaux de temps sont recommandés pour les fonctions d'angle d'azimut d'approche, de site d'approche, d'arrondi et d'azimut arrière. Chaque émission de faisceau battant et de données est précédée d'un préambule qui est rayonné dans tout le volume de couverture par une antenne sectorielle. Le préambule identifie la fonction de balayage suivante ; il synchronise également la logique et les circuits de traitement du signal dans le récepteur embarqué.

2.1.2 Outre la fonction de balayage en angle, il existe des fonctions de données de base et de données auxiliaires, comportant chacune son propre préambule, qui sont aussi rayonnées par les antennes sectorielles. Grâce à ce préambule, chaque fonction est reconnue et traitée indépendamment. Il est donc possible, dans la configuration sol, d'ajouter ou de supprimer des fonctions sans perturber le fonctionnement du récepteur. Les codes utilisés dans le préambule et les fonctions de données sont à modulation par déplacement de phase différentielle (MDPD).

2.1.2.1 *Caractéristiques du signal de données MDPD.* Les données MDPD sont émises par modulation de phase différentielle de la porteuse radiofréquence avec un état de phase relative de 0° ou de 180°. Le signal de données MDPD possède les caractéristiques suivantes :

cadence de données — 15,625 kHz

longueur de bit — 64 μ s

« 0 » logique — absence de transition de phase

« 1 » logique — transition de phase

2.1.3 On trouvera aux Figures G-1 et G-2 des exemples d'organisation et de séquençement de fonction d'angle. Le Chapitre 3 contient, au § 3.11.4.8, le détail et les définitions des données de la Figure G-1. Toutes les figures se trouvent à la fin du présent supplément.

2.1.4 Il a été démontré que les séquences de guidage en angle et d'émissions de données représentées aux Figures G-3A, G-3B et G-3C résistent suffisamment au brouillage synchrone.

2.1.4.1 La structure de ces séquences est destinée à donner aux émissions un caractère suffisamment aléatoire pour prévenir les brouillages synchrones tels que celui qui peut être causé par la rotation des hélices.



2.1.4.2 Les deux séquences représentées dans la Figure G-3A conviennent à l'émission de toutes les fonctions. Toute fonction jugée inutile pourra être supprimée pourvu que les fonctions restantes soient émises aux instants spécifiés.

2.1.4.3 Les deux séquences représentées dans la Figure G-3B conviennent à la fonction d'azimut d'approche à cadence élevée. Toute fonction jugée inutile pourra être supprimée pourvu que les fonctions restantes soient émises aux instants spécifiés.

2.1.4.4 La Figure G-3C représente le cycle complet des émissions multiplexées dans le temps qui pourra se composer des paires de séquences des Figures G-3A ou G-3B. Comme elle l'indique, les intervalles libres entre les séquences pourront servir à l'émission de mots de données auxiliaires. Des mots de données de base pourront être émis aussi pendant tout intervalle inutilisé.

2.1.4.5 Le cycle représenté laisse suffisamment de temps pour émettre les données de base et les données auxiliaires définies dans les mots A1-A4, B1-B39, B40-B45 et B55, pourvu que les données soient également émises pendant les créneaux inutilisés ou pendant les créneaux consacrés aux mots de données à l'intérieur des séquences.

2.1.4.6 Des séquences plus efficaces peuvent être mises au point par ajustement du séquencement à l'intérieur des séquences ou dans les créneaux entre les séquences pour permettre l'émission de mots de données auxiliaires supplémentaires. De telles séquences doivent être mises au point de manière que leur résistance au brouillage synchrone soit équivalente à la résistance des séquences présentées dans les Figures G-3A, G-3B et G-3C. Les techniques d'analyse fréquentielle peuvent servir à démontrer que ces autres fréquences ont un caractère suffisamment aléatoire.

2.2 Paramètres de guidage en angle

2.2.1 Les paramètres de guidage en angle qui définissent le processus de mesure des angles MLS sont spécifiés au Chapitre 3, § 3.11.4.5. Il est utile de connaître deux autres paramètres, soit le temps de point médian de balayage (T_m) et la pause, pour se représenter le fonctionnement du système. Ces paramètres déduits des spécifications du Chapitre 3 sont indiqués ci-dessous à titre de référence.

Temps de point médian de balayage et pause

(voir Figure G-2)

<i>Fonction</i>	<i>Temps de point médian de balayage¹ T_m (μs)</i>	<i>Pause (μs)</i>
Azimut d'approche	7 972	600
Azimut d'approche à cadence élevée	5 972	600
Azimut arrière	5 972	600
Site d'approche	2 518	400
Site d'arrondi	2 368	800

¹ À partir du temps de référence du récepteur
(voir Appendice A, Tableau A-1).

2.2.2 *Précision du séquençement des fonctions.* Étant donné l'imprécision qui caractérise la détermination du temps de référence du code Barker et puisque les circuits de l'émetteur lissent la phase ou l'amplitude pendant les transitions de phase MDPD, il n'est pas possible de déterminer le séquençement du signal avec une précision supérieure à 2 μs par rapport au signal électromagnétique. Il est donc nécessaire de mesurer sur l'équipement sol la précision de séquençement spécifiée au Chapitre 3, § 3.11.4.3.4. Des points d'essai appropriés devraient être prévus dans l'équipement sol.

2.3 Fonctions de guidage en azimut

2.3.1 *Conventions de balayage.* La Figure G-4 représente les conventions de balayage en azimut d'approche et en azimut arrière.

2.3.2 *Couverture.* Les Figures G-5 et G-6 représentent la couverture en azimut spécifiée au Chapitre 3, § 3.11.5.2.2.

2.3.2.1 Lorsque l'on est contraint de disposer les antennes d'azimut d'approche ou d'azimut arrière en dehors de l'axe de piste, il faut étudier les facteurs suivants :

- a) couverture dans toute l'étendue de la zone de piste ;
- b) précision au point de repère correspondant ;
- c) transition entre azimut d'approche et azimut arrière ;
- d) risque de perturbation par des véhicules ou aéronefs en mouvement ou par des structures aéroportuaires.

2.3.2.2 Normalement, une antenne d'azimut déportée doit être réglée de manière que l'azimut zéro degré soit parallèle à l'axe de piste ou qu'il coupe le prolongement de l'axe de piste au point qui conviendrait le mieux du point de vue opérationnel pour l'application prévue. L'azimut zéro degré par rapport à l'axe de piste est émis dans les données auxiliaires.

2.3.3 *Azimut d'approche à cadence élevée.* Lorsque le secteur de guidage proportionnel d'approche s'étend de -40° à $+40^\circ$, il est possible d'appliquer à la fonction d'azimut une cadence de balayage supérieure. On dispose de la fonction d'azimut d'approche à cadence élevée pour compenser l'augmentation de CMN résultant de l'emploi d'antennes à large faisceau (de 3° par exemple). Une réduction de CMN procure deux avantages :

- 1) relâchement possible des spécifications de densité de puissance du signal électromagnétique de guidage en angle ;
- 2) relâchement possible des spécifications de niveau dynamique des lobes secondaires.

2.3.3.1 D'une manière générale, cette fonction réduit le CMN causé par des phénomènes à large bande et sans corrélation comme les multitrajets diffus et le bruit thermique du récepteur dans un rapport de $\sqrt{1/3}$ par rapport à la cadence fondamentale de fonction (13 Hz). Cependant, il est impossible d'obtenir entièrement cette réduction de $\sqrt{1/3}$ de la densité de puissance pour toutes les largeurs de faisceau d'antenne sol, car l'acquisition du signal sur la base d'un simple balayage exige une densité de puissance suffisante. La puissance nécessaire aux émissions MDPD peut être telle que l'emploi de cadences de données plus élevées n'entraînera aucune économie en matière d'émetteur sol (voir Tableau G-1).

2.3.3.2 Cependant, il est possible de profiter intégralement de l'augmentation de la cadence de données en ce qui concerne les performances CMN. C'est ainsi que pour les niveaux minimaux de signal indiqués au Tableau G-2 le CMN en azimut peut être ramené de $0,10^\circ$ à $0,06^\circ$ pour les antennes à faisceau de 1° et 2° .

2.3.4 *Guidage complémentaire*

2.3.4.1 Lorsqu'elles sont utilisées, les impulsions de guidage complémentaire sont émises immédiatement avant ou après les signaux de faisceau battant aux limites du secteur de guidage proportionnel comme il est indiqué dans le schéma de séquençement de la Figure G-7. La limite du secteur de guidage proportionnel se situe à une largeur de faisceau en deçà des angles de départ et d'arrêt du faisceau, de sorte que la zone de transition entre le faisceau battant et les signaux de guidage complémentaire a lieu hors du secteur de guidage proportionnel. La Figure G-8 contient des exemples de formes d'ondes composites qui peuvent apparaître au cours de la transition.

2.3.4.2 Lorsqu'on assure le guidage complémentaire en même temps qu'on utilise une antenne de balayage à faisceau étroit (antenne à faisceau de 1° par exemple), l'antenne de faisceau battant doit



rayonner pendant 15 µs au moment où elle occupe la position correspondant aux angles de départ et d'arrêt du balayage.

2.3.4.3 Sur certains emplacements, il peut être difficile de respecter les critères d'amplitude spécifiés au Chapitre 3, § 3.11.6.2.5.2, en raison des réflexions du signal de guidage complémentaire. On peut y élargir le secteur de balayage.

2.3.4.4 Il faut prendre des précautions lorsqu'on approche des stations d'azimut en sens contraire (par exemple, en cas d'approche en direction de l'antenne d'azimut arrière), car la convention de guidage complémentaire « corrigez à droite »/« corrigez à gauche » n'est plus la même.

2.3.5 *Moniteur de l'azimut d'approche.* Le moniteur a pour but de garantir l'intégrité de guidage appropriée à la procédure d'approche promulguée. Il est entendu que tous les angles d'azimut ne seront pas contrôlés indépendamment mais qu'il faut contrôler au moins l'un des azimuts d'approche, normalement celui qui coïncide avec le prolongement de l'axe de piste, et mettre en œuvre des moyens adéquats pour maintenir les performances et l'intégrité des autres angles.

2.3.6 *Détermination de la limite inférieure de couverture.* Lorsque le seuil n'est pas en visibilité directe depuis l'antenne d'azimut d'approche, on détermine par simulation ou par des mesures faites sur le terrain la hauteur de la limite inférieure de couverture en azimut d'approche dans la zone de piste. La limite inférieure de couverture en azimut à publier est la hauteur au-dessus de la surface de la piste qui satisfait aux normes énoncées au § 3.11.4.9.4 du Chapitre 3, relatives à la précision et qui est déterminée par des mesures faites sur le terrain.

2.3.6.1 Lorsque les opérations envisagées exigent une couverture s'étendant au-dessous de la limite définie au § 2.3.6, l'antenne d'azimut peut être déportée sur le côté de la piste et rapprochée du seuil de façon à couvrir la zone de toucher des roues. L'équipement embarqué doit utiliser le guidage en azimut, la distance indiquée par DME/P et les coordonnées d'implantation de l'équipement sol pour calculer l'axe d'approche. Tous les tableaux se trouvent à la fin du présent supplément.

2.3.6.2 Les minimums d'atterrissage qui peuvent être respectés dans le cas d'une approche axiale calculée dépendent entre autres de la fiabilité et de l'intégrité d'ensemble de l'équipement d'azimut d'approche MLS, du transpondeur DME/P et de l'équipement embarqué.

2.4 Fonctions de guidage en site

2.4.1 *Conventions de balayage.* La Figure G-9 représente les conventions de balayage dans le cas du site d'approche.

2.4.2 *Couverture.* Les Figures G-10A et G-10B illustrent les spécifications de couverture en site du Chapitre 3, § 3.11.5.3.2.

2.4.3 *Moniteur de site.* Le moniteur a pour but de garantir l'intégrité de guidage appropriée à la procédure d'approche promulguée. Il est entendu que tous les angles de site ne seront pas contrôlés



indépendamment mais qu'il faut contrôler au moins l'un d'eux, normalement l'alignement de descente minimal, et mettre en œuvre des moyens adéquats pour maintenir les performances et l'intégrité des autres angles de site.

2.5 Précision

2.5.1 Généralités

2.5.1.1 La précision du système est spécifiée au Chapitre 3, sous forme d'erreur de suivi (PFE), de bruit de suivi (PFN) et de bruit sur les commandes (CMN). Ces paramètres décrivent l'interaction entre le signal de guidage en angle et l'aéronef en des termes qu'il est possible de rapporter directement aux erreurs de guidage de l'aéronef et à la conception des commandes de vol.

2.5.1.2 La PFE du système est la différence entre la mesure d'angle faite par le récepteur embarqué et la position réelle en angle de l'aéronef. Le signal de guidage subit une distorsion du fait d'erreurs dans l'équipement sol et de bord et d'erreurs résultant d'effets de propagation. Pour déterminer si le signal électromagnétique convient au guidage des aéronefs, on étudie ces erreurs dans le domaine de fréquences en cause. La PFE comprend l'erreur moyenne d'alignement de piste et le PFN.

2.5.2 Mesure MLS — Méthodologie

2.5.2.1 On évalue la PFE, le PFN et le CMN à l'aide des filtres définis dans la Figure G-11. Les caractéristiques des filtres ont été déterminées en fonction des propriétés de réponse d'une grande variété d'aéronefs existants et elles sont jugées adéquates également pour les futurs aéronefs de modèles prévisibles.

2.5.2.2 Le terme « PFE » évoque la différence entre une trajectoire de vol souhaitée et la trajectoire de vol réelle d'un aéronef qui suit le signal de guidage, mais en réalité on évalue cette erreur de la manière suivante : l'avion de vérification en vol suit un azimuth MLS souhaité et l'on enregistre la différence entre, d'une part le signal de sortie de l'équipement embarqué à la sortie du filtre de PFE, et de l'autre la position correspondante de l'avion déterminée selon un système de repérage convenable. On applique une technique semblable pour déterminer le CMN au moyen du filtre approprié.

2.5.2.3 *Évaluation des erreurs.* La PFE s'obtient à la sortie du filtre de PFE (point de mesure A dans la Figure G-11). Le CMN estimé s'obtient à la sortie du filtre de CMN (point de mesure B dans la Figure G-11). Les pulsations de coupure des filtres sont indiquées dans la Figure G-11.

2.5.2.3.1 La PFE et le CMN pour l'azimut d'approche ou pour l'azimut arrière sont évalués sur toute tranche de 40 s de l'enregistrement d'erreur de vol dans les limites de couverture ($T = 40$ dans la Figure G-12). La PFE et le CMN pour le site d'approche sont évalués sur toute tranche de 10 s de l'enregistrement d'erreur de vol obtenu dans les limites de couverture ($T = 10$ dans la Figure G-12).

2.5.2.3.2 La règle de la probabilité de 95 % est considérée comme respectée si la PFE ou le CMN ne

dépasse pas les limites d'erreur spécifiées sur plus de 5 % de la tranche d'évaluation (voir Figure G-12).

2.5.2.3.3 On peut utiliser à la place une procédure de vérification en vol dans laquelle n'intervient aucun système de repérage absolu. Dans ce cas, on ne mesure, et on ne compare à la norme PFN, que les composantes variables de l'enregistrement de vol obtenu à la sortie du filtre de PFE. On pose en hypothèse que la valeur moyenne de la PFE ne dépasse pas les tolérances spécifiées d'alignement de piste moyen pendant la vérification en vol. Par conséquent, on ajoute les tolérances d'alignement de piste moyen à la mesure du PFN aux fins de la comparaison à la PFE de système spécifiée. On peut évaluer le CMN de façon semblable sans tenir compte de l'alignement de piste moyen.

2.5.2.4 *Mesure des erreurs instrumentales au sol et à bord.* Il est possible de déterminer l'erreur instrumentale due à l'équipement sol et à l'équipement embarqué d'après des mesures faites en l'absence de multitrajets et d'autres anomalies de propagation susceptibles de perturber l'enveloppe du faisceau.

2.5.2.4.1 On commence par déterminer au moyen d'un banc d'essai les erreurs instrumentales dues au récepteur embarqué normalisé et par régler à zéro l'erreur de centrage. Il est possible de mesurer les erreurs de l'équipement embarqué en faisant un enregistrement de 40 s au moyen d'un banc d'essai normalisé. On peut partager cet enregistrement en quatre tranches de 10 s. On prend pour PFE la moyenne dans chaque tranche, tandis que le double de la racine carrée de la variance associée représente le CMN.

Note. — Si on le souhaite, on peut évaluer la sortie du récepteur au moyen des filtres de PFE et de CMN.

2.5.2.4.2 Ensuite, au moyen de ce récepteur normalisé, on mesure l'erreur instrumentale totale du système en faisant fonctionner l'équipement sol sur une plate-forme d'essai d'antenne ou dans quelque autre environnement exempt de réflexions. Comme l'erreur de centrage du récepteur a été rendue négligeable, la PEE mesurée peut être attribuée à l'équipement sol. On obtient le CMN d'équipement sol en soustrayant la variance connue du CMN du récepteur normalisé de la variance du CMN de la mesure. On prend pour PFE l'erreur moyenne constatée sur une tranche de 10 s, et pour CMN instrumental le double de la racine carrée des variances différentielles.

2.6. Densité de puissance

2.6.1 Généralités

2.6.1.1 Trois critères déterminent les bilans de puissance de guidage en angle :

a) l'acquisition d'un simple balayage en angle exige 14 dB de rapport signal/bruit « S/B » mesuré sur le filtre d'enveloppe de faisceau, c'est-à-dire de rapport « S/B vidéo » ;

b) le CMN en angle doit être maintenu dans des limites spécifiées ;

c) la probabilité de détection des émissions MDPD doit être supérieure ou égale à 72 % aux extrémités de couverture.

2.6.1.2 À 37 km (20 NM), le souffle du récepteur est la principale source de CMN. La formule ci-après donne une valeur estimée de l'erreur $d\theta$ résultant du souffle :

$$d\theta = \frac{\theta_{LF}}{2(\sqrt{S/B}\sqrt{g})}$$

$$g = \frac{\text{Cadence d'échantillonnage de fonction}}{2 (\text{Largeur de bande de bruit du filtre})}$$

Dans ces relations, θ_{LF} est la largeur de faisceau d'antenne en degrés et g est le rapport de la cadence d'échantillonnage de fonction à la largeur de bande de bruit du filtre de sortie du récepteur. Pour un filtre unipolaire, la largeur de bande de bruit est égale à $\pi/2$ fois la largeur de bande à 3 dB. Telle est la relation qui lie le CMN à la largeur de faisceau d'antenne sol et à la cadence d'échantillonnage.

2.6.2 Bilan de puissance du système

2.6.2.1 Le bilan de puissance du système est présenté au Tableau G-1. La densité de puissance spécifiée au Chapitre 3, § 3.11.4.10.1, est liée à la puissance du signal spécifiée au Tableau G-1 à l'emplacement de l'antenne de bord par la relation suivante :

$$\text{Puissance recueillie par une antenne isotrope (dBm)} = \\ \text{densité de puissance (dBW/m}^2\text{)} - 5,5$$

2.6.2.2 Pour la mesure de la fonction d'angle, on suppose que la largeur de bande du filtre d'enveloppe de faisceau est égale à 26 kHz. Le rapport S/B vidéo indiqué au § 2.6.1 est lié au rapport S/B fréquence intermédiaire (FI) par la relation suivante :

$$\text{S/B vidéo} = \text{S/B FI} + \\ + 10 \log \left[\frac{\text{Largeur de bande de bruit FI}}{\text{Largeur de bande de bruit vidéo}} \right]$$

2.6.2.3 L'analyse de fonction de préambule MDPD repose sur les hypothèses suivantes :

1) emploi d'un récepteur embarqué à verrouillage de phase et reconstruction de porteuse ;



2) dans le récepteur, le décodeur de préambule rejette tous les préambules qui ne sont pas conformes au code Barker ou ne satisfont pas au contrôle de parité de préambule.

2.6.2.4 Les articles a) à e) du Tableau G-1 dépendent de la position de l'aéronef et des conditions météorologiques ; on les suppose aléatoires, par conséquent. En d'autres termes, les valeurs correspondant au cas le plus défavorable ne sont atteintes simultanément qu'en de rares occasions. De ce fait, les pertes en question sont considérées comme étant des variables aléatoires et leur somme quadratique donne le composant perte.

2.6.2.5 Pour les atterrissages automatiques, des densités de puissance supérieures à celles qui sont spécifiées pour les signaux angulaires d'azimut d'approche au § 3.11.4.10.1 du Chapitre 3 sont nécessaires à la limite inférieure de couverture au-dessus de la surface de piste pour limiter le bruit sur les commandes à 0,04°. Normalement, cette densité de puissance supplémentaire sera disponible comme conséquence naturelle de l'utilisation du même émetteur pour produire le faisceau de balayage et les signaux MDPD et compte tenu d'autres marges de puissance telles que le gain d'antenne de bord disponible, les pertes de propagation, les pertes de couverture sous de grands angles et les pertes dues à la pluie qui peuvent, au moins partiellement, être négligés dans la zone de la piste (voir Tableau G-1).

2.6.3 Densité de puissance relative des multitrajets

2.6.3.1 Les obstacles fixes ou mobiles situés au voisinage des antennes d'émission MLS au sol peuvent créer des réflexions appelées multitrajets. Ces réflexions ont des incidences sur toutes les transmissions MLS (DPSK, signaux de guidage en angle, signaux d'indication hors limites et impulsions de guidage complémentaire). Le récepteur angulaire MLS utilise les niveaux relatifs entre le signal de guidage direct (codage du bon signal de guidage) et les signaux réfléchis pour acquérir et suivre les bons signaux. Les niveaux relatifs doivent donc se situer à l'intérieur de marges spécifiées et connues pour que les performances des récepteurs soient bonnes. Le document ED-36B de l'Eurocae contient des normes de performances opérationnelles minimales sur les récepteurs MLS permettant d'assurer les performances requises en environnement multitrajet, comme il est indiqué à la section 3.11.4.10.3 du Chapitre 3.

2.6.3.2 Le minimum de 4 dB indiqué dans les § 3.11.4.10.3.1 et 3.11.4.10.3.3 du Chapitre 3 garantit une acquisition valide par le récepteur. Des rapports plus faibles pourraient retarder l'acquisition du signal ou créer une fausse acquisition ou la poursuite de signaux multitrajets.

2.6.3.3 La durée maximale de 1 s spécifiée dans les § 3.11.4.10.3.1 et 3.11.4.10.3.3 du Chapitre 3 garantit que le récepteur continuera à donner les bons renseignements de guidage sans déclencher d'alarme et ne causera donc pas de perte de service. Cette durée doit être évaluée à la vitesse sol minimale d'un aéronef en approche.



2.6.3.4 Les spécifications de précision limitent le niveau et la durée des angles d'azimut de codage des multitrajets dans un secteur étroit autour de l'axe (+/- 4°) étant donné que la forme du faisceau battant indiquée au § 3.11.5.2.1.3 du Chapitre 3 sera perturbée. Des vérifications périodiques au sol et en vol permettront de montrer si la contribution des multitrajets statiques à l'erreur est compatible avec les spécifications de précision. Les procédures de protection des zones critiques et sensibles garantissent que la contribution des multitrajets dynamiques à l'erreur ne dégradera pas la précision globale au-delà des spécifications de précision.

2.6.3.5 Dans le cas du guidage en site, il n'est prévu aucune dégradation des signaux électromagnétiques par les multitrajets à une hauteur plus basse.

2.6.4 Bilan de puissance de l'équipement embarqué

2.6.4.1 Le Tableau G-2 est un exemple de bilan de puissance de l'équipement embarqué ayant servi à élaborer les normes de densité de puissance.

2.7 Utilisation des données

2.7.1 *Données de base.* Les données de base définies au § 3.11.4.8.2.1 du Chapitre 3 permettent aux récepteurs embarqués de traiter les informations de faisceau battant pour diverses configurations d'équipement sol, et d'adapter les résultats de façon à les rendre utilisables par le pilote ou le système embarqué. Les fonctions de données peuvent aussi servir à communiquer des renseignements supplémentaires (par exemple, l'identification de la station ou l'état de l'équipement) au pilote ou aux éléments du système embarqué.

2.7.2 Données auxiliaires

2.7.2.1 Les données auxiliaires définies aux § 3.11.4.8.3.1 et 3.11.4.8.3.2 du Chapitre 3 servent à communiquer numériquement sur liaison montante les renseignements des types suivants :

a) *Données décrivant la géométrie d'implantation de l'équipement sol.* Ces données sont communiquées dans les mots A1 à A4 et dans certains des mots B40 à B54.

b) *Données servant aux opérations MLS/RNAV.* Ces données sont communiquées dans les mots B1 à B39.

c) *Données opérationnelles.* Ces données sont communiquées dans les mots B55 à B64.

2.7.2.2 Les cadences d'émission des mots de données auxiliaires correspondent aux critères suivants:

a) Les données à décoder moins de 6 secondes après l'entrée dans le volume de couverture MLS devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 1 seconde (voir § 7.3.3.1.1).



b) Les données nécessaires à une opération prévue mais qui ne sont pas à décoder en moins de 6 secondes devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 2 secondes. À cette cadence, un avertissement pourra être généré en cas de perte de données en moins de 6 secondes.

c) Les données opérationnelles devraient être émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit de 10 secondes. À cette cadence, un avertissement pourra être généré en cas de perte de données en moins de 30 secondes.

2.7.3 Utilisation des mots de données MLS/RNAV B1 à B39

2.7.3.1 Les données contenues dans les mots de données auxiliaires B1 à B39 sont conçues pour permettre des opérations MLS/RNAV fondées sur la seule utilisation des données contenues dans les mots de données MLS. Ils indiquent le type de la procédure (approche ou départ) et son nom ainsi que la piste et les points de cheminement pour permettre les approches axiales calculées sur les pistes principales ou secondaires, les approches et les départs courbes et les approches interrompues.

2.7.3.2 Les données transmises en azimut d'approche et en azimut arrière sont séparées. Cela signifie, par exemple, que chacune fera l'objet d'un contrôle de redondance cyclique (CRC) et sera décodée indépendamment des autres par l'équipement embarqué. Les données concernant une procédure MLS/RNAV donnée sont transmises dans la couverture où débute la procédure. Ainsi, les données relatives aux approches ou aux approches interrompues sont normalement transmises par l'équipement d'azimut d'approche tandis que celles qui ont trait aux départs le sont par l'équipement d'azimut arrière. Toutefois, les points de cheminement correspondant aux approches, approches interrompues ou départs peuvent être communiqués soit dans la couverture en azimut d'approche, soit dans la couverture en azimut arrière. Par exemple, si un départ est amorcé dans la zone de couverture en azimut d'approche, les données sont transmises dans cette zone. Si la procédure commence dans une région à couverture commune, les données ne peuvent être transmises que dans une seule zone, à moins que les conditions d'exploitation n'exigent de procéder autrement.

2.7.3.3 Les procédures sont définies par une succession de points de cheminement représentés suivant un système de coordonnées cartésiennes (X, Y et Z) dont l'origine est le point d'origine MLS. Le système de coordonnées est illustré à la Figure G-13.

2.7.3.4 Les segments situés entre les points de cheminement sont droits ou courbes. Les segments courbes sont définis par des arcs de cercle joignant deux points de cheminement, comme l'illustre la Figure G-14. L'arc de cercle est toujours tangent au segment qui précède ou qui suit, qu'il soit courbe ou rectiligne. Les segments d'approche finale et les segments qui aboutissent au premier point de cheminement d'une procédure d'approche ou qui commencent au dernier point de cheminement survolé d'une procédure de départ ou d'approche interrompue sont toujours rectilignes. Ce sont des



prolongements de segments rectilignes ou des tangentes à des segments courbes. Ces segments rectilignes n'exigent pas nécessairement de point de cheminement en bordure de la zone de couverture, et ils permettent donc d'utiliser moins de points de cheminement.

2.7.3.5 Quel que soit le type de la procédure, le codage commence par le point de cheminement situé le plus loin du seuil et se termine avec celui qui se trouve le plus près de la piste. Tous les points de cheminement des procédures d'approche doivent être codés avant tous points de cheminement d'approche interrompue ou points de cheminement de départ. Cette règle simplifie le décodage en séparant des autres les points de cheminement correspondant aux approches. Un ou plusieurs points de cheminement peuvent être partagés par plusieurs procédures. Dans un tel cas, il est possible de ne transmettre ces renseignements qu'une seule fois. Les points de cheminement partagés doivent être les derniers dans le cas des approches et les premiers dans celui des approches interrompues et des départs. Les données peuvent servir aux approches, aux approches interrompues et aux départs si elles sont transmises dans le même secteur de couverture. Lorsque des points de cheminement sont partagés avec une procédure qui a été définie précédemment dans la base de données, le point de cheminement est suivi d'un indice qui indique à quel endroit de la base de données se trouvent les données concernant le premier point de cheminement partagé.

2.7.3.6 L'indice de point de cheminement représente l'ordre dans lequel les points sont énumérés dans la base de données. On l'utilise dans le codage pour indiquer où se trouvent les points de cheminement d'une procédure donnée. Si l'indicateur de procédure donne comme indice un zéro, cela signifie qu'il s'agit d'une approche axiale calculée, pour laquelle aucun point de cheminement n'est fourni.

2.7.3.7 Même si les points de cheminement sont définis au moyen de coordonnées X, Y et Z, les trois coordonnées ne sont pas toujours émises. C'est le cas notamment avec les points de cheminement situés dans l'axe de la piste principale, pour lesquels la coordonnée Y est de zéro. Le champ contenant ce renseignement peut être omis en mettant à ZÉRO le bit « coordonnée Y suit ».

2.7.3.8 Lorsque la coordonnée Z n'est pas nécessaire à la construction de la trajectoire, on peut l'omettre et ainsi réduire le nombre de données émises. Il suffit pour cela de régler à ZÉRO le bit « coordonnée Z suit ». Cette mesure peut être appliquée aux points de cheminement initiaux précédant le repère d'approche finale lorsque le guidage est basé sur des données altimétriques et non sur une position verticale MLS calculée. Elle peut l'être également dans le cas de points de cheminement situés sur une pente constante entre des points de cheminement dont la valeur Z est définie. Dans ce cas, l'équipement embarqué calcule la coordonnée Z en prenant comme hypothèse une pente constante. On peut aussi omettre la coordonnée Z des points de cheminement d'approche interrompue et de départ, qui sont situés dans la zone de couverture en azimuth arrière, étant donné que le guidage vertical n'est pas assuré dans cette zone. Pour ce qui est de l'application en azimuth arrière, la coordonnée Z peut être émise à l'usage de l'équipement embarqué pour déterminer la



position horizontale de l'aéronef. Cela permet de réduire les écarts latéraux dans la conversion de la portée oblique et de l'angle d'azimut arrière conique en coordonnées X-Y.

2.7.3.9 Le champ de trois bits qui suit les coordonnées de point de cheminement contient l'identificateur de segment/ champ suivant. Cet élément de données indique si le segment suivant de la procédure est rectiligne ou courbe, si le point de cheminement actuel est le dernier défini pour la procédure, et s'il faut lier la procédure à une approche interrompue ou à une portion partagée d'une autre procédure indiquée par un indice d'approche interrompue ou un indice de point de cheminement suivant. Il indique aussi si un champ de données pour la hauteur de franchissement du seuil ou la distance de l'azimut virtuel au point de cheminement est annexé à la définition du point de cheminement.

2.7.3.9.1 Voici l'explication de quelques applications types d'identificateurs indiqués au Tableau A-17 de l'Appendice A. Cette liste n'est pas complète :

a) Les identificateurs 0 et 1 sont utilisés lorsque le point de cheminement suivant de la procédure n'est pas un point de cheminement partagé, ou est un point de cheminement partagé qui est codé pour la première fois.

b) Les identificateurs 2 et 3 sont utilisés pour les points de cheminement suivants de la procédure qui sont déjà codés et partagés avec une autre procédure. Le codage de ces points n'est pas répété, l'indice permettant la connexion de la procédure aux points de cheminement partagés de l'autre procédure.

c) Les identificateurs 4 et 5 sont utilisés pour l'avant-dernier point de cheminement dans les procédures se terminant ou commençant sur la piste principale, le dernier point étant le seuil. Seule la hauteur de franchissement du seuil est spécifiée pour ce point, étant donné que l'emplacement exact du seuil par rapport au point de repère MLS est donné dans les mots de données auxiliaires A. On utilise l'identificateur 4 lorsque le guidage d'approche interrompue n'est pas nécessaire, et l'identificateur 5 lorsqu'un « indice d'approche interrompue » suit.

d) Les identificateurs 6 et 7 sont utilisés pour le point de cheminement final de n'importe quelle procédure à l'exception de ce qui est indiqué à l'alinéa c) ci-dessus. Dans le cas de la piste principale, on les emploie s'il est nécessaire de préciser les coordonnées X, Y et Z du dernier point de cheminement. Ces identificateurs sont aussi utilisés pour les pistes secondaires et les plates-formes d'hélicoptère. On utilise l'identificateur 7 ou 6 selon qu'une procédure d'approche interrompue suit ou non.

e) Les identificateurs 5 et 7 ne s'appliquent pas aux approches interrompues ni aux départs.

2.7.3.10 Conformément à la convention concernant les autres données MLS de base et auxiliaires, l'émission des données numériques codées dans la base de données débute toujours par le bit de



pois faible, le bit représentant le signe étant le bit de poids fort (1 = valeur négative). Les adresses de mot de données auxiliaires qui servent à indiquer le dernier mot de la base de données d'azimut d'approche et le premier mot de la base de données d'azimut arrière sont émises le bit de poids fort en premier.

2.7.4 Exemple d'utilisation de mots de données MLS/RNAV

2.7.4.1 Les paragraphes qui suivent illustrent le processus d'affectation des données MLS/RNAV aux mots de données auxiliaires B1 à B39. Ils contiennent un échantillon de procédures d'approche et de départ et décrivent le processus par lequel les divers points de cheminement et les caractéristiques des procédures connexes sont interprétés et mis en format en vue de leur émission.

2.7.4.2 Le Tableau G-3 énumère des procédures d'approche, d'approche interrompue et de départ pour deux pistes fictives. Le Tableau G-4 contient des données sur les points de cheminement de ces procédures, qui sont représentées schématiquement à la Figure G-15.

2.7.4.3 Avant d'insérer les renseignements sur les données de procédure dans la structure des mots de données B1 à B39, il faut comprendre les caractéristiques des données MLS/RNAV pour utiliser au mieux le nombre de mots de données disponibles. Dans les données des Tableaux G-3 et G-4, on peut noter ce qui suit : les procédures KASEL et NELSO partagent les points de cheminement n° 1 (WP 1) et n° 2 (WP 2) et sont liées à une procédure d'approche interrompue ; la procédure SEMOR s'applique à une approche sur une piste secondaire ; la procédure LAWSO est une procédure de départ et ses données sont émises dans la couverture en azimut arrière ; il n'est pas nécessaire d'émettre la coordonnée Z de tous les points de cheminement se trouvant à l'extérieur du repère d'approche finale de précision (PFAF) ; il n'est pas nécessaire non plus d'émettre la coordonnée Y de plusieurs points de cheminement situés dans le prolongement de l'axe de la piste principale.

2.7.4.4 Le mot de données B1 spécifié au Tableau A-15 de l'Appendice A définit la structure des données MLS/RNAV à émettre dans le secteur de couverture en azimut d'approche. Il contient également le code CRC d'azimut d'approche. D'après le Tableau G-3, il y a trois procédures à émettre en azimut d'approche. L'adresse du dernier mot de données contenant des renseignements d'azimut d'approche MLS/RNAV est déterminée une fois que tous les renseignements sont insérés dans la structure. Dans ce cas, cette adresse est B11. Le code CRC est calculé conformément aux indications de la Note 3 du Tableau A-15. Comme les mots B42 et B43 ne sont pas émis, les bits correspondants sont mis à ZÉRO. Comme le mot A4 est émis, le bit correspondant est mis à UN. Le codage du mot de donnée B1 figure au Tableau G-5.

2.7.4.5 Le mot de données B39 spécifié au Tableau A-15 de l'Appendice A définit la structure des données MLS/RNAV à émettre dans le secteur de couverture en azimut arrière. Il contient également le code CRC d'azimut arrière. Il y a une procédure à émettre en azimut arrière. L'adresse du premier mot de données contenant des renseignements d'azimut arrière MLS/RNAV est déterminée une fois



que tous les renseignements sont insérés dans la structure. Dans ce cas, cette adresse est B36. Le code CRC est calculé conformément aux indications de la Note 3 du Tableau A-15. Comme le mot B43 n'est pas émis, le bit correspondant est mis à ZÉRO. Le bit indicateur de correspondance/CRC d'azimut arrière est mis à UN pour signaler qu'il s'agit d'un mot de correspondance/ CRC. Le codage du mot de données B39 figure au Tableau G-5.

2.7.4.6 Les mots indicateurs de procédure spécifiés au Tableau A-15 de l'Appendice A sont définis pour toutes les procédures d'approche et de départ. Il n'y a pas d'indicateur pour les procédures d'approche interrompue étant donné qu'elles sont liées à des procédures d'approche dans la structure des données. Les mots indicateurs de procédure pour les données fournies en exemple figurent au Tableau G-6. Il est noté que les mots de données d'indicateurs de procédure ne peuvent pas être entièrement définis tant que l'affectation des données de point de cheminement n'est pas effectivement terminée, en raison de la nécessité d'associer un « indice de premier point de cheminement » à chaque procédure. Cet élément est le premier point de cheminement de la séquence des procédures. L'indice est produit conformément aux indications du § 2.7.3.6. L'« indicateur de validité » de la désignation d'une procédure (voir Tableau G-4) est le numéro de la version d'une procédure et il s'agit d'une valeur de 1 à 9.

2.7.4.7 L'affectation des données de point de cheminement se fait conformément aux indications des Tableaux A-15, A-16 et A-17 de l'Appendice A. Le Tableau G-7 présente l'affectation des données fournies en exemple, sans les préambules, adresses et bits de parité. L'affectation des données du premier point de cheminement de la première procédure commence au mot de données qui suit immédiatement le mot indicateur de procédure d'approche. Pour les données fournies en exemple, le mot de données B5 est donc le premier qui contient des renseignements sur un point de cheminement. L'étape suivante consiste à introduire les données dans la structure qui convient. Les données sur les procédures commencent toujours par la coordonnée X du premier point de cheminement. La structure de la base de données permet le chevauchement d'éléments de données individuels entre deux mots de données auxiliaires. Ainsi, les quatorze premiers bits de la coordonnée X du point de cheminement 3 de la procédure KASEL sont transmis dans le mot B5 et le dernier bit, dans le mot B6.

2.7.4.7.1 Vu le poids du bit de poids faible de la coordonnée de point de cheminement, il faut arrondir la coordonnée de point de cheminement codée. Il est souhaitable d'obtenir un résultat aussi rapproché que possible de la valeur réelle de la coordonnée de point de cheminement. Pour arrondir, on ajoute normalement à la valeur réelle la moitié du poids du bit de poids faible puis on opère sur le résultat une division entière. Par exemple, la coordonnée X du point de cheminement 2 de la procédure KASEL est 6 556 m (valeur réelle). La valeur binaire codée devrait être 2 561 puisque



$$\text{Nombre entier} \left[\frac{\left(|6\,556| + \frac{2,56}{2} \right)}{2,56} \right] = 2\,561$$

Pour les nombres négatifs, le signe du bit doit être conservé tout au long du calcul.

2.7.4.8 Après la coordonnée X vient le bit « coordonnée Y suit ». Le bit correspondant serait mis à zéro, et la coordonnée ne serait pas émise comme le montre le Tableau G-7, pour les points de cheminement 2 et 1 de la procédure KASEL. Comme on l'indique pour le point de cheminement 3 de la procédure KASEL, la coordonnée Y est nécessaire et est émise après le bit « coordonnée Y suit ».

2.7.4.9 En fonction du codage du bit « coordonnée Y suit », le bit « coordonnée Z suit » est codé après les renseignements concernant la coordonnée Y. Cet élément n'a pas à être émis pour le point de cheminement 4 de la procédure KASEL, puisque ce point précède le PFAF. Il en va de même pour le point de cheminement 2 étant donné que la trajectoire de descente suit une pente constante entre les points de cheminement 3 et 1. Comme on l'indique pour le point de cheminement 3 de la procédure KASEL, la coordonnée Z est nécessaire et est émise après le bit « coordonnée Z suit ».

2.7.4.10 L'affectation de l'identificateur de segment/champ suivant se fait conformément aux indications du Tableau A-17 de l'Appendice A. En ce qui concerne l'identificateur qui suit le point de cheminement 2 de la procédure KASEL, la valeur 5 signifie que le prochain renseignement émis est la hauteur du point de cheminement de seuil, suivie de l'indice du point de cheminement de la procédure d'approche interrompue. Dans le cas de la procédure NELSO, étant donné qu'elle partage les deux derniers points de cheminement avec la procédure KASEL, l'identificateur qui suit le point de cheminement 3 a la valeur 3, ce qui signifie que le prochain renseignement émis est l'indice du point de cheminement suivant. Dans ce cas, l'indice est 3, indiquant le point de cheminement 2 de la procédure KASEL. Pour la procédure d'approche interrompue, l'identificateur est réglé à 6, indiquant qu'il s'agit du dernier point de cheminement de la procédure. Pour la procédure SEMOR, qui concerne la piste secondaire, l'identificateur est lui aussi mis à 6. Dans ce cas, toutefois, il indique que le prochain renseignement émis est la distance de l'azimut virtuel au point de cheminement.

2.7.4.11 Le Tableau G-8 présente l'affectation des points de cheminement de la procédure de départ. Les données de départ commencent au mot B36, qui est l'indicateur de procédure. Les données concernant les points de cheminement commencent au mot B37. Les données de départ sont affectées de la même manière que les données d'approche.

2.7.4.12 Lorsque la base de données est complètement affectée, on peut calculer les valeurs CRC au moyen des mots B1-B39 et des autres éléments de données requis. Le Tableau G-9 indique le résultat de ce calcul pour les données présentées comme exemple, y compris les mots de données auxiliaires A, le mot de données de base B6 et les mots de données auxiliaires B40 et B41.



2.8 Brouillage entre canaux adjacents

2.8.1 Cette norme a été structurée de manière que l'on obtienne une marge minimale de 5 dB pour tenir compte des variations de la puissance apparente rayonnée au-dessus de la densité de puissance minimale spécifiée. La spécification de brouillage correspond au cas le plus défavorable de combinaisons de largeur de faisceau d'antenne, de cadence de données et de synchronisation du brouillage.

3. Équipement sol

3.1 Forme du faisceau battant

3.1.1 L'enveloppe de faisceau battant d'azimut sur l'axe de pointage d'antenne et l'enveloppe de faisceau battant de site sous l'angle de site préféré détectées par un récepteur normalisé devraient respecter les limites stipulées pour les enveloppes de faisceau d'azimut et de site spécifiées dans la Figure G-16 en présence de rapports S/B élevés et de multitrajets négligeables (par exemple, lors d'un essai sur une plate-forme d'essai d'antenne). On n'attend pas nécessairement de l'équipement la symétrie à -10 dB relativement aux performances en matière de précision.

3.2 Lobes secondaires de faisceau battant

3.2.1 *Spécification de performances.* Par conception, les lobes secondaires d'antenne doivent remplir deux conditions :

- 1) le niveau dynamique des lobes secondaires n'empêche pas le récepteur embarqué d'acquérir et de poursuivre le faisceau principal. Il est impossible de garantir des performances satisfaisantes si le niveau des lobes secondaires dynamiques se maintient au-dessus de -10 dB ;
- 2) le niveau efficace des lobes secondaires est compatible avec le bilan des erreurs du système.

3.2.2 Le niveau efficace P_{ESL} est lié au niveau dynamique P_{DYN} par la relation :

$$P_{ESL} = K \times P_{DYN}$$

dans laquelle K est un facteur de réduction qui dépend de la réalisation de l'antenne. Ce facteur peut dépendre :

- a) d'un diagramme de rayonnement d'élément d'antenne directionnelle de nature à réduire le niveau du signal multitrajet dans le volume de couverture ;
- b) du caractère aléatoire des lobes secondaires dynamiques.

Note. — On se soucie moins des lobes secondaires dynamiques si les mesures de leurs niveaux sont inférieures aux niveaux efficaces spécifiés.

3.2.3 Les multitrajets latéraux causés par les lobes secondaires d'antenne d'azimut et les multitrajets par réflexion au sol causés par les lobes secondaires d'antenne de site peuvent perturber le faisceau

principal et causer à leur tour des erreurs d'angle. Pour s'assurer que l'erreur $d\theta$ due aux lobes secondaires d'antenne se situe dans les limites des bilans des erreurs de propagation, on peut obtenir une valeur estimée du niveau efficace nécessaire des lobes secondaires P_{ESL} à l'aide de la relation suivante :

$$P_{ESL} = \frac{d\theta}{\theta_{LF} P_R P_{LD}}$$

Dans cette relation, P_R est le coefficient de réflexion multitrajet par les obstacles, θ_{LF} est la largeur de faisceau d'antenne sol et P_{LD} est le facteur de lissage dynamique.

Note. — En général, un P_{ESL} de -25 dB permettra de respecter le bilan des erreurs de propagation dans un environnement de propagation complexe.

3.2.4 Le facteur de lissage dynamique dépend de la géométrie spécifique des multitrajets, de la vitesse de l'aéronef, de la cadence de données de la fonction considérée et de la largeur de bande du filtre de sortie. Lorsque les combinaisons de la géométrie des multitrajets et de la vitesse de l'aéronef sont telles que la fréquence des sinuosités dues aux multitrajets est supérieure à 1,6 Hz, ce facteur de lissage dynamique est donnée par

$$P_{LD} = \sqrt{\frac{2 (\text{Largeur de bande de bruit du filtre de sortie})}{\text{Cadence de données de fonction}}}$$

3.2.5 Ce facteur peut être encore plus faible aux valeurs élevées de la fréquence des sinuosités dues aux multitrajets lorsqu'il n'y a pas de corrélation entre d'une part les distorsions du faisceau causées par les multitrajets et de l'autre l'intervalle de temps qui sépare les balayages ALLER et RETOUR.

3.3 Diagramme de rayonnement d'antenne de site d'approche

3.3.1 S'il le faut pour limiter les effets des multitrajets, le diagramme de rayonnement horizontal de l'antenne de site d'approche est tel que le niveau de signal baisse progressivement à mesure que l'on s'écarte de l'axe de pointage. Dans le cas type, le rayonnement horizontal de l'antenne de site d'approche doit baisser de 3 dB à 20° de l'axe de pointage et de 6 dB à 40° de cet axe. Il peut être nécessaire de réduire plus ou moins le rayonnement horizontal selon les conditions effectives de multitrajet.

3.4 Canaux d'azimut d'approche/azimut arrière

3.4.1 Lorsqu'une piste est dotée du MLS pour les deux directions d'approche, l'équipement qui n'est pas utilisé pour l'approche peut fonctionner en tant qu'équipement d'azimut arrière. Si l'on veut assigner un canal différent pour chacune de ces directions, les éléments d'azimut doivent nécessairement fonctionner sur des fréquences différentes, selon le mode :azimut d'approche ou



azimut arrière. Pour assigner des canaux, on veillera à ce que les deux fréquences soient suffisamment rapprochées pour qu'un réglage mécanique du diagramme vertical de l'antenne d'azimut ne soit pas nécessaire lorsque la direction d'approche est inversée.

3.4.2 La séparation entre les fréquences devrait être limitée de telle sorte que les marges de puissance de l'émetteur indiquées au Tableau G-1 pour la fonction d'azimut arrière permettent de faire face à la baisse de gain sur le diagramme d'azimut arrière (par rapport à la valeur optimale d'approche).

4. Considérations d'implantation

4.1 Coïmplantation MLS/ILS

4.1.1 Antenne de site MLS

4.1.1.1 Introduction

4.1.1.1.1 En cas de coïmplantation d'une antenne de site MLS et d'un radiophare d'alignement de descente ILS, une série de décisions devront être prises pour déterminer l'emplacement de l'antenne de site. Des critères d'implantation ont été établis sur la base de la limitation des incidences de l'équipement de site MLS sur le signal d'alignement de descente ILS. Ces critères, ainsi que les considérations relatives au signal électromagnétique, les considérations opérationnelles et les considérations relatives aux zones critiques et à la limitation des obstacles, auront des incidences sur l'emplacement définitif de l'antenne de site.

4.1.1.1.2 L'objectif est de déterminer d'abord une zone générale d'implantation de l'antenne de site, puis de la réduire de manière à obtenir l'emplacement optimal d'une installation particulière. Pour atteindre cet objectif, on étudie successivement une série de facteurs et de considérations. Ce processus de prise de décision est l'objet de l'ordinogramme de la Figure G-17. Les présents éléments indicatifs ne sont pas destinés à constituer un manuel complet d'implantation du MLS, mais seulement un guide supplémentaire dans les cas où le MLS doit être coïmplanté avec l'ILS.

4.1.1.1.3 Sur la Figure G-17, le numéro désigne l'une des trois géométries d'implantation : le § 4.1.1.2 se rapporte à « l'implantation de l'antenne de site entre l'antenne d'alignement de descente et la piste », etc. Le numéro figurant dans chaque case désigne le paragraphe correspondant du texte accompagnant la Figure G-17. Ce paragraphe donne une description plus détaillée du ou des facteurs à prendre en considération à ce moment.

4.1.1.1.4 Les deux zones générales d'implantation de l'antenne de site sont représentées sur la Figure G-18. Selon l'emplacement du radiophare d'alignement de descente, l'une ou l'autre des deux zones pourra ne pas exister. De plus, pour être prises en considération, ces zones doivent déjà répondre aux critères relatifs au signal électromagnétique.

4.1.1.2 Implantation de l'antenne de site entre l'antenne d'alignement de descente et la piste

4.1.1.2.1 Le recul de l'antenne de site dépend de la hauteur du point de repère d'approche MLS (ARD). Celui-ci doit répondre aux critères indiqués au § 3.11.4.9.1 du Chapitre 3. Le recul de l'antenne de site peut être déterminé au moyen de l'équation ci-après (voir Figure G-19) :

$$SB = \frac{ARDH - RPCH}{\text{tg } \theta} \geq \frac{15 - RPCH}{\text{tg } \theta}$$

où

toutes les distances sont exprimées en mètres ;

SB est le recul du centre de phase de l'antenne de site par rapport au seuil de piste, mesuré le long de l'axe de piste ;

RPCH est la hauteur du centre de phase de l'antenne de site par rapport à la surface de la piste au seuil. (Sont comprises la hauteur du centre de phase de l'antenne de site et la différence entre l'altitude du seuil et l'altitude de l'emplacement de l'antenne de site.) ;

ARDH est la hauteur souhaitée du point de repère d'approche MLS ;

θ est l'alignement de descente minimal.

4.1.1.2.2 Du fait de l'emploi de coordonnées coniques et du déport de l'antenne de site par rapport à l'axe, l'alignement de descente minimal se trouvera plus haut que le point de repère d'approche. Étant donné la recommandation figurant au § 3.11.5.3.5.2.2 du Chapitre 3, ce déport devrait être limité par l'équation suivante :

$$(OS)^2 + (SB)^2 \leq \left[\frac{(18 - RPCH)}{\text{tg } \theta} \right]^2$$

où :

toutes les distances sont exprimées en mètres ;

OS est la distance du centre de phase de l'antenne de site au plan vertical passant par l'axe de piste, ou déport (voir Figure G-19).

4.1.1.2.3 En outre, l'ARD MLS devrait coïncider à un mètre près avec le point de repère ILS, comme il est indiqué au § 3.11.5.3.5.3 du Chapitre 3. Cette condition est exprimée sous la forme suivante :

$$\frac{RDH - 1 - RPCH}{\text{tg } \theta} \leq SB \leq \frac{RDH + 1 - RPCH}{\text{tg } \theta}$$

où :

toutes les distances sont exprimées en mètres ;



RDH est la hauteur du point de repère ILS.

4.1.1.2.4 Pour déterminer la limite oblique de la zone 1 de la Figure G-8, il faut prendre en considération deux facteurs. En premier lieu, l'antenne de site ne doit pas faire saillie dans la zone à travers laquelle la zone de Fresnel de l'alignement de descente ILS se déplace au cours d'une approche. En général, on peut remplir cette condition en implantant l'antenne de site du côté piste de la ligne oblique joignant le mât d'antenne d'alignement de descente à l'intersection de l'axe de piste et du seuil. La valeur de ϕ dans la Figure G-18 dépend de l'emplacement du mât d'antenne d'alignement de descente par rapport à cette intersection. En second lieu, il faut limiter la pénétration latérale dans le diagramme de l'antenne d'alignement de descente (voir § 4.1.1.3.2). Pour cette zone d'antenne de site, cependant, la prise en compte du second facteur est préférable mais non indispensable.

4.1.1.2.5 Après avoir déterminé la plage acceptable d'emplacements de l'antenne de site selon les critères ci-dessus, on détermine le déport minimal de l'antenne de site sur la base des spécifications en matière de limitation des obstacles du RAM 07 partie 1, Chapitre 4.

4.1.1.2.6 Lorsque cela est possible, il convient de déplacer l'antenne de site de manière à limiter les incidences de sa zone critique sur les vols. De plus, il peut être souhaitable de choisir l'emplacement de l'antenne de site de façon que la zone critique de l'antenne de site MLS et la zone critique de l'antenne d'alignement de descente ILS coïncident au maximum. Cette coïncidence permettra de limiter la zone totale résultant de la combinaison de ces zones critiques. Puisqu'il est nécessaire de l'implanter en avant de l'antenne d'alignement de descente, l'antenne de site sera normalement située dans la zone critique de l'alignement de descente. Pour les zones critiques d'antenne de site, voir § 4.3. Pour la description de la zone critique de l'antenne d'alignement de descente, voir le Supplément C, § 2.1.10.

4.1.1.2.7 Une fois choisi l'emplacement de l'antenne de site, il faut trouver un emplacement pour le moniteur de site. Le signal de site doit être contrôlé de la façon indiquée au § 2.4.3. La hauteur du moniteur extérieur dépend du contrôle incorporé de l'alignement de descente minimal et des critères de limitation des obstacles. Les considérations suivantes pourront aider à déterminer l'emplacement du moniteur :

a) Il est souhaitable que le moniteur extérieur soit implanté à la plus grande distance possible pour subir le minimum d'effets en champ proche. Toutefois, il faut limiter cette distance pour éviter de fausses alertes dues à des véhicules et aéronefs circulant entre le moniteur extérieur et l'antenne.

b) Il est souhaitable de limiter le blocage et la distorsion du signal de site par le moniteur dans la zone d'approche finale. On peut y parvenir si l'emplacement du moniteur est décalé de 30° maximum par rapport à l'axe de pointage de l'antenne de site et à des distances allant de 40 m (130 ft) à 80 m (260 ft) selon le modèle d'équipement utilisé.



c) Il faut limiter le décalage du moniteur extérieur par rapport à l'axe de pointage de l'antenne, afin de maintenir la sensibilité appropriée de ce moniteur à la stabilité mécanique. Ce décalage ne devrait pas dépasser 30° par rapport à l'axe de pointage de l'antenne de site.

d) Le moniteur extérieur de site sera implanté de manière à ne pas affecter le moniteur extérieur d'alignement de descente ILS ou à ne pas être affecté par ce dernier.

4.1.1.3 Déport de l'antenne de site supérieur à celui de l'antenne d'alignement de descente

4.1.1.3.1 Lorsque l'antenne de site est implantée à une distance comprise entre 130 m (430 ft) et 180 m (590 ft) de l'axe de piste, l'effet conique sur la hauteur réalisée du point de repère d'approche devient plus marqué. Selon l'installation, le recul de l'antenne de site devra peut-être être modifié pour répondre aux critères exposés aux § 4.1.1.2.1, 4.1.1.2.2 et 4.1.1.2.3.

4.1.1.3.2 Lorsque l'antenne de site est implantée plus loin de l'axe de piste que l'antenne d'alignement de descente déjà en place, elle ne devrait pas pénétrer dans le diagramme latéral de l'alignement de descente. La valeur de Φ dans la Figure G-18, dépend du type d'antenne d'alignement de descente déjà en place et des caractéristiques physiques de l'équipement de site. D'une manière générale, « Φ » correspond au point -10 dB du diagramme latéral de l'antenne d'alignement de descente. Pour être moins strict, on pourrait remplacer la valeur -10 dB par la valeur -4 dB, en particulier pour les antennes d'alignement de descente à effet de capture, sous réserve de vérification de la qualité du signal d'alignement de descente.

4.1.1.3.3 Après avoir déterminé la plage acceptable d'emplacements de l'antenne de site selon les critères ci-dessus, on devra peut-être limiter davantage l'emplacement de l'antenne de site pour respecter les spécifications du RAM 07 partie 1 sur la limitation des obstacles et en particulier les critères de séparation entre voie de circulation et obstacles.

4.1.1.4 Solutions possibles

4.1.1.4.1 Si la coïmplantation de l'antenne de site et de l'antenne d'alignement de descente n'est pas facile, une autre solution consiste à planter l'antenne de site du côté opposé de la piste.

4.1.2 Antenne d'azimut MLS

4.1.2.1 Introduction

4.1.2.1.1 En cas de coïmplantation de l'antenne d'azimut MLS et du radiophare d'alignement de piste ILS, une série de décisions devront être prises pour déterminer l'emplacement de l'antenne d'azimut. Des critères d'implantation ont été élaborés sur la base de la limitation des incidences que l'équipement d'azimut MLS et le signal d'alignement de piste ILS exercent l'un sur l'autre. Ces critères, ainsi que les considérations relatives au signal électromagnétique, les considérations opérationnelles et les considérations relatives aux zones critiques et à la limitation des obstacles, auront des incidences sur l'emplacement définitif de l'antenne d'azimut. Comme la présence d'une

piste bombée ou d'un dispositif lumineux d'approche peut exiger que la hauteur du centre de phase (PCH) de l'antenne d'azimut soit augmentée, il faut tenir compte de ces facteurs pour appliquer n'importe lequel des critères suivants.

4.1.2.1.2 L'objectif est de déterminer d'abord une zone générale d'implantation de l'antenne d'azimut, puis de la réduire de manière à obtenir l'emplacement optimal d'une installation particulière. Pour atteindre cet objectif, on étudie successivement une série de considérations, selon l'ordinogramme de la Figure G-20.

4.1.2.1.3 Sur la Figure G-20, le numéro désigne l'une des quatre géométries d'implantation : le § 4.1.2.2 se rapporte à « l'implantation de l'antenne d'azimut en avant de l'antenne d'alignement de piste », etc. Le numéro figurant dans chaque case désigne le paragraphe du texte accompagnant la Figure G-20. Ce paragraphe donne une description plus détaillée des facteurs à prendre en considération à ce moment.

4.1.2.1.4 Les zones générales d'implantation de l'antenne d'azimut sont indiquées sur la Figure G-21.

4.1.2.2 *Implantation de l'antenne d'azimut en avant de l'antenne d'alignement de piste*

4.1.2.2.1 L'antenne d'azimut sera implantée de façon systématique dans l'axe de l'alignement de piste, au minimum à 30 m (100 ft) en avant de l'antenne d'alignement de piste. La distance maximale (variable « X » sur la Figure G-21) est déterminée par l'obligation de respecter les spécifications du RANT 14 sur la limitation des obstacles en ce qui concerne à la fois l'antenne d'azimut et le moniteur d'azimut. C'est l'emplacement ainsi déterminé qui sera retenu de préférence pour l'antenne d'azimut. Toutefois, des facteurs tels que la présence d'un moniteur en champ proche d'alignement de piste peuvent obliger à disposer l'antenne d'azimut ailleurs. L'antenne d'azimut ne peut pas être implantée de manière à empêcher le moniteur extérieur d'alignement de piste de « voir » l'antenne d'alignement de piste. Comme la station d'azimut peut empêcher le moniteur de voir le point de vérification ILS au sol, il sera peut-être nécessaire de réévaluer la position de ces points de vérification.

4.1.2.2.2 Il est souhaitable, chaque fois que cela est possible, de coïmplanter l'antenne DME/P et l'antenne d'azimut. Cependant, si cette coïmplantation est impossible parce qu'elle ne permettrait pas de respecter les spécifications sur la limitation des obstacles, on peut envisager soit un déport du DME/P, soit une autre configuration de coïmplantation (voir le Supplément C, § 7.1.6 et Section 5 ci-dessous).

4.1.2.2.3 Lorsque cela est possible, l'antenne d'azimut peut être déplacée pour limiter les incidences de la zone critique d'antenne d'azimut sur les vols. De plus, il peut être souhaitable de faire coïncider au maximum la zone critique de l'antenne d'azimut et la zone critique du radiophare d'alignement de piste. Comme il faut disposer l'antenne d'azimut tout près de l'antenne d'alignement de piste, l'une de ces antennes devra se trouver dans la zone critique de l'autre. Pour la zone critique de l'antenne



d'azimut, voir § 4.3. Pour les zones critiques du radiophare d'alignement de piste, voir le Supplément C, § 2.1.10.

4.1.2.2.4 Après avoir déterminé un emplacement approprié pour l'antenne d'azimut, il faudra trouver un emplacement pour son moniteur extérieur. L'antenne d'azimut devrait être contrôlée de la manière indiquée au § 2.3.5. L'emplacement préféré du moniteur extérieur se trouve dans le prolongement de l'axe de piste. Cependant, le support du moniteur peut être une source de dégradation du signal d'azimut. Par conséquent, si l'emplacement de ce moniteur cause une dégradation inacceptable du signal ou rend le contrôle peu satisfaisant du fait de la présence du dispositif lumineux, du radiophare d'alignement de piste ILS, etc., un autre emplacement peut être souhaitable. Cette seconde solution n'est recommandée que si un contrôle incorporé de la radiale d'approche peut être assuré. Les considérations suivantes pourront aider à déterminer l'emplacement du moniteur :

a) Il est souhaitable que le moniteur extérieur soit implanté à la plus grande distance possible pour subir le minimum d'effets en champ proche. Toutefois, il faut limiter cette distance afin d'éviter de fausses alertes dues à des véhicules et aéronefs circulant entre le moniteur et l'antenne d'azimut.

b) Il est souhaitable de limiter le blocage et la distorsion du signal d'azimut par le moniteur extérieur dans la zone finale. Le moniteur extérieur devrait être implanté aussi bas que possible au-dessous du centre de phase de l'antenne d'azimut.

c) Il faudrait limiter le décalage du moniteur extérieur par rapport à l'axe de pointage de l'antenne afin de maintenir la sensibilité de ce moniteur à la stabilité mécanique.

d) Le moniteur extérieur d'azimut devrait être implanté de manière à ne pas affecter le moniteur d'alignement de piste ou à ne pas être affecté par ce dernier.

4.1.2.3 *Implantation de l'antenne d'azimut en arrière du radiophare d'alignement de piste ILS*

4.1.2.3.1 La distance entre le radiophare d'alignement de piste et l'antenne d'azimut MLS dépendra des spécifications relatives à la limitation des obstacles, du terrain disponible, de l'existence d'un alignement de piste arrière et de l'intérêt d'une coïmplantation de l'antenne DME/P et de l'antenne d'azimut. Si un alignement de piste arrière est utilisé, il est recommandé de prévoir une distance d'au moins 30 m (100 ft) entre l'antenne d'azimut et l'antenne d'alignement de piste, et l'antenne d'azimut doit être implantée dans l'axe de l'alignement de piste de manière que son plan vertical de symétrie continue cet axe. Pour les antennes d'alignement de piste caractérisées par un rapport élevé de puissance avant-arrière on pourrait prévoir une séparation de moins de 30 m (100 ft). Une fois que l'on connaît la distance entre les antennes d'azimut et d'alignement de piste, on peut utiliser la Figure G-22 pour déterminer la hauteur du centre de phase de l'aérien d'azimut par rapport à l'aérien d'alignement de piste. Pour que les erreurs de guidage en azimut causées par la dispersion des signaux par l'antenne d'alignement de piste ILS demeurent sans conséquence ($\leq 0,03^\circ$) dans l'ensemble du volume de couverture en azimut, on choisit généralement le point « W » (Figure G-22)



pour déterminer la valeur de la variable « X » de la Figure G-22. Si le choix de ce point entraîne une implantation d'antenne d'azimut qui n'est pas conforme aux exigences en matière de limitation des obstacles ou la construction impossible d'un mât, on peut envisager les mesures suivantes :

a) Sachant précisément de quel équipement d'alignement de piste et d'azimut il s'agit, on peut effectuer une analyse pour déterminer la hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut. En général, il est recommandé que cette hauteur soit telle que les erreurs dues à la dispersion du signal par l'antenne d'alignement de piste soient limitées à $0,03^\circ$. Cependant, il se peut que cette erreur admissible doive être augmentée compte tenu d'erreurs d'origines différentes telles que des erreurs d'équipement sol et embarqué, des réflexions dans les lobes secondaires par des bâtiments, des réflexions par le sol et des erreurs causées par des aéronefs perturbateurs (voir Tableau G-10).

b) On peut choisir un point sur la ligne $W - W_N$ (Figure G-22) pour déterminer la valeur de la variable « X ». Il est préférable que le point choisi se trouve aussi près que possible du point « W », et il faut qu'il soit acceptable au point de vue exploitation pour la procédure considérée. Étant donné que l'erreur admissible ayant servi à élaborer ce critère ne représente qu'une faible partie du bilan total d'erreurs de propagation, le signal d'azimut satisfera aux exigences en matière de précision aux endroits situés au-dessous du plan horizontal qui contient le point choisi et le centre de phase de l'antenne d'azimut. Le point jusqu'auquel existe un signal d'azimut acceptable le long de la pente de descente minimale peut être déterminé par des mesures en vol.

4.1.2.3.2 Si un moniteur en champ proche d'alignement de piste se trouve dans le prolongement de l'axe de piste, il faudra peut-être faire varier la hauteur du centre de phase (PCH) de l'antenne d'azimut ou la hauteur de ce moniteur pour limiter les effets du support du moniteur sur le signal d'azimut. Cependant, tant que le support du moniteur se trouve à la même hauteur que les éléments d'antenne d'alignement de piste ou plus bas, il ne faudra probablement aucun autre changement du fait de la présence de ce support.

4.1.2.4 *Intégration des antennes d'azimut et d'alignement de piste*

4.1.2.4.1 *Antenne d'azimut disposée sous l'aérien d'alignement de piste*

4.1.2.4.1.1 On commence par déterminer la hauteur du plan de limitation des obstacles à l'emplacement de l'aérien d'alignement de piste. La distance entre le sol et le plan de limitation des obstacles en ce point devrait être au moins égale à la hauteur de l'antenne d'azimut, socle compris, plus la distance verticale nécessaire entre le sommet de l'antenne d'azimut et les éléments d'antenne d'alignement de piste. Si cette distance totale n'est pas respectée, il faut envisager une autre configuration de coimplantation.

4.1.2.4.1.2 Selon les résultats d'essais effectués à l'aide d'une antenne log-périodique d'alignement de piste composée de 24 éléments, la séparation verticale entre le sommet de l'antenne d'azimut et la base des éléments de l'antenne d'alignement de piste doit être d'au moins 0,5 m (1,6 ft), une



séparation supérieure à 0,7 m (2,3 ft) étant préférée. Pour les radiophares d'alignement de piste comportant des éléments à couplage relativement plus élevé, une plus grande séparation verticale est préférable.

4.1.2.4.2 *Antenne d'azimut disposée à l'intérieur de l'aérien d'alignement de piste*

4.1.2.4.2.1 Dans cette configuration, il n'est peut-être pas nécessaire de considérer la hauteur de la surface de limitation des obstacles puisque l'antenne d'azimut est habituellement plus basse que l'antenne d'alignement de piste déjà en place. Pour intégrer l'antenne d'azimut, il faut apporter sur place à l'antenne d'alignement de piste certaines modifications qui peuvent influencer le signal électromagnétique d'alignement de piste. Cependant, les effets dépendent beaucoup du type de radiophare d'alignement de piste.

4.1.2.4.2.2 Selon des résultats expérimentaux recueillis à l'aide d'un radiophare à double fréquence et à antennes doublets, de légères modifications apportées sur place à l'antenne d'alignement de piste permettent de compenser ces effets. La faisabilité de cette intégration doit être confirmée pour chaque type de radiophare d'alignement de piste.

4.1.2.4.3 S'il existe un moniteur en champ proche ILS, il faut déterminer l'augmentation de la hauteur du centre de phase de l'antenne d'azimut, ou la diminution de la hauteur du moniteur d'alignement de piste, qui est nécessaire pour limiter les effets du support du moniteur sur le signal d'azimut. En général, on peut obtenir des résultats satisfaisants en implantant le centre de phase de l'antenne d'azimut à 0,3 m (1 ft) environ au-dessus du support du moniteur. La valeur exacte dépend de la conception et de l'emplacement du moniteur d'alignement de piste.

4.1.2.5 *Azimut décalé*

4.1.2.5.1 Sur certains emplacements où l'ILS et le MLS doivent être coïmplantés, il peut être impossible, pour des raisons matérielles, d'implanter l'antenne d'azimut MLS en avant ou en arrière de l'antenne d'alignement de piste ILS ou d'intégrer ces deux antennes. Une solution avantageuse serait alors de décaler les antennes MLS et DME/P. L'information d'implantation faisant partie des données auxiliaires permettrait de calculer à bord une approche axiale MLS. Les minimums utilisables devraient tenir compte de l'intégrité réalisable de l'équipement combiné intervenant dans le calcul.

4.1.2.5.2 Dans cette configuration de coïmplantation, l'implantation préférée consiste à disposer le radome de l'antenne d'azimut dans le plan de l'aérien d'alignement de piste (zone 1 dans la Figure G-21). Il est recommandé de ménager une distance minimum de 3 m (10 ft) entre l'équipement d'azimut et l'élément extrême de l'aérien d'alignement de piste.

4.1.2.5.3 S'il n'est pas possible dans la pratique de disposer l'antenne d'azimut par le travers du radiophare d'alignement de piste, on peut l'implanter en arrière du plan de l'aérien d'alignement de piste (zone 2 dans la Figure G-21). Le décalage de l'antenne d'azimut doit garantir une distance d'au



moins 3 m (10 ft) et empêcher l'aérien d'alignement de piste de faire saillie dans la zone de guidage proportionnel en azimut.

4.1.2.5.4 S'il faut disposer l'antenne d'azimut en avant du plan de l'aérien d'alignement de piste, il peut y avoir dégradation du signal d'alignement de piste. La zone où l'équipement d'azimut exercera probablement le moins d'effet sur le signal d'alignement de piste est dénommée « zone 3 » dans la Figure G-21. On peut vérifier l'emplacement de l'antenne d'azimut à l'aide d'une maquette de l'équipement d'azimut.

4.2 Implantation du MLS à l'intérieur d'un dispositif lumineux d'approche

4.2.1 La présence d'un dispositif lumineux d'approche destiné à l'approche dans le sens opposé aura des incidences sur l'implantation de l'antenne d'azimut MLS. Une implantation correcte exige que l'on tienne compte de la couverture nécessaire (voir § 2.3.2), de la nécessité d'éviter de bloquer les faisceaux lumineux, de la limitation des obstacles et des réflexions multiples du signal d'azimut sur les structures des feux.

4.2.2 Ces critères sont applicables à des installations types dans lesquelles les feux d'approche sont pratiquement à la même hauteur ou de plus en plus haut à mesure que l'on s'éloigne de la piste.

4.2.3 Les éléments indicatifs ci-dessous s'appliquent à l'implantation du MLS à l'intérieur d'un dispositif lumineux existant. Il peut être plus pratique d'employer des feux dont la structure n'influe pas sur le signal électromagnétique, si on peut s'en procurer.

4.2.4 S'il n'est pas possible ou pratique d'implanter une antenne d'azimut MLS dans le prolongement de l'axe de piste à 60 m (200 ft) au-delà de la barre extérieure du dispositif lumineux d'approche, cette antenne pourra être disposée à l'intérieur du couloir lumineux, pourvu que les critères ci-après soient respectés :

a) Dans le plan horizontal, l'antenne devrait être disposée dans le prolongement de l'axe de piste, à 300 m au moins de l'extrémité aval de piste et aussi loin que possible du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste. (De ce fait, le dos de l'équipement d'azimut est placé contre un feu.)

b) La station d'azimut doit être implantée de manière que soit limité le masquage des feux, en particulier dans les limites de la hauteur de décision. La station d'azimut ne devrait masquer aucun feu autre que des feux centraux de barre transversale ou de barrette axiale le RAM 07 partie 1 donne des indications supplémentaires).

4.2.4.1 Si l'intervalle entre feux adjacents est de 30 m (100 ft) au minimum, le centre de phase devrait se trouver à 0,3 m (1 ft) au minimum au-dessus de la ligne axiale lumineuse du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste. Cette hauteur pourrait être ramenée à 0,15 m (0,5 ft) au



besoin si autrement le site ne pose pas de problèmes importants de multitrajets. Cela peut exiger l'emploi d'une station d'azimut surélevée.

4.2.4.2 Si l'intervalle entre feux adjacents est inférieur à 30 m (100 ft), le centre de phase devrait se trouver à 0,6 m (2 ft) au minimum au-dessus de la ligne axiale lumineuse du feu le plus proche dans la direction de l'extrémité aval de piste.

4.3 Zones critiques et sensibles

4.3.1 Les signaux MLS sont brouillés ou non selon les conditions de réflexion et de masquage qui existent autour des antennes MLS, et aussi selon la largeur de faisceau d'antenne. On considère que les véhicules et les objets fixes se trouvant à moins de 1,7 largeur de faisceau de l'emplacement du récepteur sont dans la zone « intrafaisceau » ; les signaux de guidage MLS subit du fait de ces véhicules et objets fixes du brouillage par multitrajets dans le lobe principal. Dans le cas type, les largeurs de faisceau de l'équipement sol sont fixées de manière qu'il n'y ait pas de réflexion intrafaisceau en azimut le long de l'alignement d'approche finale et pas de multitrajets intrafaisceau en site le long des alignements de descente officiels. Cependant, des objets mobiles peuvent, en pénétrant dans les zones de multitrajets intrafaisceau, causer des réflexions gênantes des signaux de guidage ou masquer ces signaux à tel point que ceux-ci deviennent inacceptables. Les zones dans lesquelles des véhicules peuvent causer de telles dégradations des performances doivent être définies et reconnues. Pour élaborer des critères de zonage protectif, il est possible de répartir ces zones dans deux catégories : les zones critiques et les zones sensibles.

a) La zone critique MLS est une zone de dimensions définies de part et d'autre des antennes d'azimut et de site, dans laquelle la présence de véhicules, aéronefs compris, est exclue pendant toutes les opérations MLS. La zone critique est protégée parce que la présence de véhicules ou d'aéronefs dans ses limites cause des perturbations inacceptables des signaux de guidage.

b) La zone sensible MLS est une zone s'étendant au-delà de la zone critique et dans laquelle on réglemente le stationnement ou les mouvements des véhicules, aéronefs compris, pour qu'il n'y ait aucune possibilité de brouillage inacceptable des signaux MLS pendant les opérations MLS. La zone sensible assure une protection contre le brouillage par de gros objets qui se trouvent hors de la zone critique mais encore normalement dans les limites de l'aérodrome.

Note 1. — Dans les cas où le brouillage des signaux ne peut se produire qu'à une certaine hauteur au-dessus du sol, on emploie les termes « volume critique » et « volume sensible ».

Note 2. — On définit des zones critiques et sensibles pour assurer une protection adéquate des signaux de guidage MLS. Ces termes sont utilisés différemment par les États. Dans certains d'entre eux, le terme « zone critique » désigne aussi la zone appelée « zone sensible » dans le présent supplément.



4.3.2 On trouvera dans les Figures G-23 et G-24 des exemples types de zones critiques et sensibles à protéger. Les valeurs numériques indiquées dans les tableaux des Figures G-23 et G-24 s'appliquent dans le cas de procédures d'approche telles que l'angle de site mesure 3° minimum. Pour garantir la qualité du signal, il est nécessaire, normalement, d'interdire l'entrée de tous les véhicules et la circulation au sol ou le stationnement d'aéronefs dans cette zone pendant toutes les opérations MLS. La zone critique déterminée pour chaque antenne d'azimut et de site devrait être clairement désignée. Il faut peut-être prévoir des moyens de signalisation appropriés sur les voies de circulation et sur les voies routières qui pénètrent dans la zone critique afin de limiter l'entrée des véhicules et aéronefs.

4.3.3 On peut avoir recours à la technique de modélisation par ordinateur pour calculer l'amplitude et la durée des perturbations du signal causées par des structures ou des aéronefs de dimensions diverses, différemment orientés et se trouvant à différents emplacements. Dans le cas type, pour utiliser un tel modèle on a besoin de connaître les paramètres suivants : largeurs de faisceau d'antenne et dimensions, emplacement et orientation des objets réfléchissants ou masquants. En tenant compte de la dégradation multitrajets maximum admissible du signal due à des aéronefs présents au sol, on peut déterminer les zones critiques et sensibles correspondantes. Cette méthode a permis d'élaborer les Figures G-23 et G-24 après validation de modèles informatiques comprenant des comparaisons, en des points choisis, des résultats calculés avec des données effectivement recueillies sur le terrain et en vol sur le brouillage des signaux de guidage MLS par des aéronefs en stationnement.

4.3.4 Il suffit en général de contrôler les zones critiques et de désigner des zones sensibles sur l'aérodrome pour protéger les signaux MLS contre les multitrajets causés par de grandes structures fixes au sol. Cela est particulièrement important si l'on considère les dimensions des nouvelles constructions. Les structures existant hors des limites de l'aérodrome ne nuisent généralement pas à la qualité du signal MLS tant qu'elles répondent aux critères de limitation des obstacles.

4.3.5 La limite de la zone protégée (zone critique et zone sensible combinées) est définie de manière que le brouillage causé par des aéronefs et des véhicules se trouvant au dehors ne cause pas d'erreurs dépassant les valeurs admissibles types fixées pour les effets de propagation. Pour la protection des profils d'approche axiale, les erreurs admissibles qu'indiquent les Tableaux G-10 et G-11 pour un milieu de propagation « propre » et un milieu « complexe » se calculent comme suit. Les erreurs admissibles de l'équipement sont soustraites (selon la méthode de la racine carrée de la somme des carrés, ou RSS) des limites d'erreurs du système au point de repère d'approche (ARD) et le reste du bilan d'erreurs peut être attribué aux anomalies de propagation. Il est tenu compte de la réflexion par le sol aux emplacements propres comme aux emplacements complexes, tandis qu'en milieu complexe une marge est prévue pour tenir compte de causes supplémentaires d'erreurs telles que des vibrations de la structure sur laquelle repose le MLS, des signaux résultant de la diffraction



causée par exemple par les feux et supports de feux d'approche (ALS) ou des réflexions latérales plus intenses. Enfin, on dispose de 70 % du reste pour définir la limite de la zone protégée. On dispose donc du reste des erreurs pour définir les limites de la zone protégée pour les cas extrêmes d'un milieu de propagation très propre où il n'y a que des réflexions par le sol et d'un milieu très complexe où existent plusieurs causes importantes d'erreurs de propagation.

4.3.6 Les zones critiques MLS sont moins étendues que les zones critiques ILS. Lorsque les antennes MLS sont disposées très près des antennes ILS, dans la plupart des cas les zones critiques ILS protègent le MLS pour des trajectoires d'approche semblables.

Note. — Il est possible de réduire l'étendue des zones critiques et sensibles MLS en faisant des mesures ou une analyse dans lesquelles intervient le milieu précis en question. Il est recommandé que des échantillons soient prélevés au moins tous les 15 m (50 ft).

4.3.7 *Azimut.* Pour une antenne d'azimut servant à une approche dans l'axe suivant l'azimut zéro degré, la zone critique doit être la zone comprise entre l'antenne d'azimut et l'extrémité aval de la piste. La zone sensible que représente la Figure G-23A assure une protection supplémentaire du signal pendant les opérations d'atterrissage par faible visibilité. En général, la zone sensible d'azimut se trouve dans les limites de la piste, de sorte qu'il est possible de régler adéquatement l'ensemble de la circulation pour éviter tout brouillage inacceptable des signaux MLS. Pour déterminer les longueurs de la zone sensible qu'indique le Tableau G-12A, on a admis que l'avion de type B-727 (ou B-747) qui vient d'atterrir a dégagé la piste avant que l'avion qui s'apprête à atterrir ne parvienne à 90 m (300 ft) [ou 180 m (600 ft) pour un B-747] de hauteur. Cette hypothèse résulte des facteurs suivants :

- a) séparation de 5,6 km (3 NM) derrière les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747 ;
- b) séparation de 3,7 km (2 NM) derrière les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727 ;
- c) temps d'occupation de la piste par l'avion qui vient d'atterrir : 30 secondes ;
- d) vitesse de l'aéronef en cours d'approche : environ 220 km/h (2 NM/min).

4.3.7.1 Il est nécessaire de protéger une zone sensible supplémentaire pour l'équipement d'azimut d'approche assurant le guidage des aéronefs à la surface de la piste. Étant donné la faible densité de puissance reçue par un aéronef au sol dont l'antenne de réception est à la limite inférieure de la couverture, la densité de puissance relative du faisceau d'azimut diffracté par le fin bord de fuite d'un aéronef qui quitte une piste ou s'en approche peut être importante et créer des effets de multitrajets intrafaisceau. Les surfaces types à l'intérieur desquelles une dérive d'avion ne devrait pas pénétrer sont décrites à la Figure G-23B. Il y a des secteurs angulaires commençant à l'antenne d'azimut avec une demi-largeur de 1,7 largeur de faisceau centrée sur l'axe d'une piste. La demi-largeur se limite à la valeur donnée au Tableau G-12E pour un centre de phase d'antenne d'azimut à 1,4 m au-dessus

d'une piste plane. Si la densité de puissance reçue au sol est différente de ce qui est escompté de la propagation au-dessus d'un terrain plat, certaines corrections doivent être appliquées. Il a été déterminé par exemple que si la densité de puissance réelle à 2,5 m au-dessus de la piste est supérieure de 6 dB (par exemple, parce que le centre de phase de l'antenne d'azimut est deux fois plus haut), la demi-largeur de la zone sensible peut être réduite de 6 m (ou augmentée si la densité de puissance est inférieure de 6 dB).

4.3.7.2 Pour une antenne d'azimut servant à une approche décalée, les zones critiques et sensibles dépendront de l'emplacement de l'antenne d'azimut et de l'orientation de la route d'approche par rapport à l'azimut zéro degré. La zone critique s'étend sur 300 m (1 000 ft) minimum devant l'antenne d'azimut. Pour éviter tout masquage pendant les opérations d'atterrissage, une zone sensible doit assurer une protection supplémentaire. Le Tableau G-12B indique la longueur de la zone sensible pour une installation d'azimut déportée. Lorsqu'une procédure est exécutée suivant un azimut autre que l'azimut zéro degré, la projection horizontale doit tenir compte de l'étalement du faisceau. La Figure G-25 représente des exemples types.

Note. — Les présents éléments indicatifs s'appliquent également à une antenne d'azimut remplissant la fonction d'azimut arrière.

4.3.7.2 *Zones critiques et sensibles pour la procédure d'approche axiale calculée.* La Figure G-26 donne une idée générale de la zone à protéger des mouvements incontrôlés de véhicules et d'aéronefs au sol. La forme exacte de cette zone dépend de l'emplacement de l'antenne d'azimut, de la distance de l'antenne d'azimut au seuil, de la hauteur de décision, du type d'aéronef évoluant à proximité de l'installation, et de l'environnement multitrajets.

4.3.7.2.1 Pour déterminer la zone à protéger, il convient de procéder comme suit :

- a) déterminer la direction du segment de droite AG (Figure G-26) qui relie l'antenne d'azimut (point A) au point le plus proche de la piste où le guidage est nécessaire (point G) ;
- b) situer le point C, sur le segment de droite AG, à une distance de l'antenne d'azimut que l'on tire du Tableau G-12C ou G-12D en partant de la distance de l'antenne d'azimut au seuil, de la taille du plus gros aéronef se trouvant au sol et de la hauteur du point G sur l'alignement de descente minimal ;
- c) tracer le segment de droite AB de même longueur que le segment de droite AC, donner à l'angle formé par ces deux segments de droite une valeur correspondant aux multitrajets intrafaisceau (1,7 largeur de faisceau) et une valeur admissible de l'écart par rapport à la trajectoire de vol, qui tient compte des écarts que l'aéronef en cours d'approche commet par rapport à la route d'approche nominale ;
- d) déterminer la direction du segment de droite AF mené de l'antenne d'azimut au point F à 300 m (1 000 ft) de hauteur sur l'alignement de descente minimal ;



e) déterminer la direction du segment de droite AD qui fait avec AF un angle égal à $1,7$ largeur de faisceau ;

f) tirer du Tableau G-12C ou G-12D la longueur du segment de droite AD en partant de la hauteur du point F ;

g) protéger la zone délimitée par le polygone ABCD.

4.3.7.2.2 En général, les parties du polygone ABCD de la Figure G-26 qui sont situées à moins de 300 m (1 000 ft) ou 600 m (2 000 ft) au minimum de l'antenne d'azimut doivent être les zones critiques respectivement en cas d'exploitation d'aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727 et en cas d'exploitation d'aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747. Le reste du polygone doit être une zone sensible. Dans la mesure du possible, l'antenne d'azimut doit être déportée sur le côté de la piste, à l'opposé des voies de circulation en service. Dans le cas d'installations telles que l'antenne d'azimut est reculée de moins de 300 m (1 000 ft) ou située en avant de l'extrémité aval de piste, une analyse détaillée et l'étude du plan de l'aéroport permettront peut-être de réduire la zone à protéger.

4.3.7.3 *Zones critiques et sensibles pour les procédures MLS/RNAV.* Pour les procédures d'approche MLS/RNAV, il faut étendre les zones critiques et sensibles en vue de la protection contre les multitrajets intrafaisceau dans les secteurs utilisés. Les zones étendues protègent des procédures d'approche que l'ILS ne permet pas. La longueur de la zone à protéger dépend de la surface de hauteur minimum en exploitation, tirée du Tableau G-13. La Figure G-27 contient des renseignements servant à déterminer la zone à protéger. Pour une vaste gamme de profils, la simulation indique que, là où sont utilisés des aéronefs de dimensions comparables à celles du B-727, une protection adéquate sera assurée si les 300 premiers mètres (1 000 premiers pieds) de la zone protégée constituent une zone critique et le reste une zone sensible. Pour les aéronefs de dimensions comparables à celles du B-747, on considère les 600 premiers mètres (2 000 premiers pieds). Pour des profils d'approche plus hauts, la longueur tirée du Tableau G-13 ou de la relation qui l'accompagne peut être inférieure ; dans ce cas la zone étendue tout entière doit être une zone critique. On pourra se montrer encore plus souple en procédant à une analyse dans laquelle interviennent le profil d'approche particulier et l'environnement aéroportuaire.

4.3.8 *Site.* La zone critique de site à protéger résulte du volume critique indiqué dans la Figure G-24. Normalement, aucune zone sensible n'est définie pour l'antenne de site. Comme la limite inférieure du volume critique se trouve normalement nettement au-dessus du niveau du sol, les aéronefs peuvent attendre près de l'antenne de site tant qu'ils ne font pas saillie au-dessus de cette limite inférieure.

4.3.8.1 En cas d'implantation normale d'une antenne de site de $1,0^\circ$ de largeur de faisceau sur un terrain plat, le fuselage de la plupart des types d'aéronefs n'atteint pas la limite inférieure du volume critique indiqué dans la Figure G-24.



4.3.8.2 Pour une antenne de site de $1,5^\circ$ de largeur de faisceau, on peut tolérer que le fuselage d'un aéronef fasse saillie dans une certaine mesure au-dessus de la limite inférieure du volume critique indiqué dans la Figure G-24 si l'on définit comme volume sensible la partie inférieure du volume critique comprise entre $1,5^\circ$ et $1,7^\circ$ largeur de faisceau au-dessous de l'alignement de descente minimal. Aux emplacements où les tolérances sont bien respectées, les aéronefs peuvent attendre devant l'antenne pourvu :

- a) que l'angle qui sépare l'alignement de descente du sommet du fuselage de l'aéronef mesure $1,5^\circ$ minimum ;
- b) que la dérive de l'aéronef ne fasse pas saillie au-dessus de la limite inférieure du volume critique ;
- c) que le fuselage soit orienté perpendiculairement à l'axe.

4.3.8.3 Pour les procédures MLS/RNAV, il faut étendre la projection horizontale de la zone critique de site pour garantir la qualité du signal de site le long de la route d'approche nominale (Figure G-28). Les zones étendues protègent des procédures d'approche que l'ILS ne permet pas. Les caractéristiques de la projection verticale (Figure G-24) restent inchangées, et on remarquera que la limite inférieure est rapportée à la route d'approche nominale. Les présents éléments indicatifs s'appliquent à une vaste gamme de profils. On pourra se montrer encore plus souple en procédant à une analyse dans laquelle interviennent le profil d'approche particulier et l'environnement aéroportuaire.

5. Aspects opérationnels de l'implantation de l'équipement sol DME

5.1 Toutes les fois que cela sera possible, l'équipement DME devrait indiquer au pilote la distance de l'aéronef au point de toucher des roues pour répondre aux besoins opérationnels actuels.

5.1.1 Lorsqu'un DME/P est mis en place en même temps que le MLS, l'équipement embarqué peut déterminer la distance de l'aéronef au point d'origine MLS d'après les coordonnées comprises dans les données MLS. Le DME/P devrait indiquer la distance de l'aéronef à son emplacement.

6. Rapports mutuels entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol

6.1 Les rapports sont jugés nécessaires pour garantir que les aéronefs ne recevront pas de guidage incomplet qui puisse compromettre la sécurité, mais continueront néanmoins de recevoir un guidage valide qui peut être utilisé en sécurité au cas où certaines fonctions ne seraient plus assurées.

Note. — Les rapports mutuels entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol sont présentés dans le Tableau G-14.



7. Équipement embarqué

7.1 Généralités

7.1.1 Les paramètres et tolérances d'équipement embarqué qui figurent dans la présente section doivent permettre d'interpréter les normes du Chapitre 3, § 3.11, et tiennent compte comme il convient:

- a) des variations des paramètres de l'équipement sol dans les limites définies au Chapitre 3, § 3.11 ;
- b) des manœuvres, vitesses et assiettes normales des aéronefs à l'intérieur du volume de couverture.

Note 1. — L'équipement embarqué comprend les antennes de bord, le récepteur embarqué, l'interface avec le pilote et les interconnexions nécessaires.

Note 2. — L'Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile (EUROCAE) et la Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) ont procédé à la mise au point et à la coordination de « spécifications de performances minimales » détaillées pour l'avionique MLS. L'OACI communique régulièrement aux États contractants des listes à jour des publications de ces organisations qui sont coordonnées à l'échelon international conformément aux Recommandations 3/18 a) et 6/7 a) de la septième Conférence de navigation aérienne.

7.1.2 Décodage de fonctions

7.1.2.1 L'équipement embarqué doit être capable de décoder et de traiter les fonctions d'azimut d'approche, d'azimut d'approche à cadence élevée, d'azimut arrière et de site d'approche, ainsi que les données qu'exige l'opération prévue.

7.1.2.2 En outre, le récepteur utilise des techniques destinées à éviter tout traitement résultant de la présence de préambules de fonction noyés dans les champs données de mots de données de base et de mots de données auxiliaires et le rayonnement de lobes secondaires du faisceau battant. L'une des techniques utilisables consiste à décoder tous les préambules de fonction. À la suite du décodage d'un préambule, la détection et le décodage de tous les préambules de fonction sont arrêtés pendant un laps de temps correspondant à la longueur de la fonction.

7.1.2.3 L'information de distance est décodée à part.

7.1.3 Le récepteur décode toute la gamme d'angles autorisés par le format de signal pour chaque fonction. L'angle de guidage est déterminé par mesure de l'intervalle de temps à la réception entre les enveloppes des balayages « ALLER » et « RETOUR ». La relation entre l'angle décodé et cet intervalle de temps satisfait à l'équation figurant au Chapitre 3, § 3.11.4.5.

7.1.4 Le récepteur est capable d'assurer le traitement normal de chaque fonction rayonnée quelle que soit la position de la fonction dans les séquences d'émission.



7.1.5 Si l'information sur l'azimut d'approche ou l'azimut arrière MLS utilisé apparaît sur le sélecteur ou sur les instruments, elle doit être affichée en degrés magnétiques. Les récepteurs fonctionnant en mode automatique affichent les renseignements pertinents communiqués par la station sol dans le mot de données de base 4.

7.1.6 Le récepteur a la possibilité de sélectionner à la fois manuellement et automatiquement la route d'approche, l'angle de site et la radiale d'azimut arrière. En mode automatique, la sélection se fait comme suit :

7.1.6.1 *Azimut d'approche* — sélectionner l'inverse angulaire de l'orientation magnétique de l'azimut d'approche dans le mot de données de base 4.

7.1.6.2 *Angle de site* — sélectionner l'alignement de descente minimal dans le mot de données de base 2.

7.1.6.3 *Azimut arrière* — sélectionner l'orientation magnétique de l'azimut arrière dans le mot de données de base 4.

Note. — Le récepteur indique si l'information de déviation est rapportée au signal d'azimut arrière.

7.1.7 Le récepteur embarqué MLS doit être d'une intégrité compatible avec l'intégrité globale du MLS, qui est d'au moins $1 - 1 \times 10^{-7}$ lors d'un atterrissage quelconque.

7.1.8 L'équipement embarqué qui est utilisé pour les opérations MLS/RNAV doit pouvoir afficher sans ambiguïté la procédure choisie.

7.2 Réponse radiofréquence

7.2.1 Largeur de bande d'acceptation

7.2.1.1 Le récepteur devrait répondre aux spécifications d'acquisition et de performances lorsque la fréquence du signal reçu est décalée de ± 12 kHz par rapport à la fréquence centrale normale du canal. Ce chiffre tient compte d'un décalage de l'émetteur au sol de ± 10 kHz, ainsi que d'un effet Doppler de ± 2 kHz. Le récepteur devrait décoder toutes les fonctions indépendamment des différents décalages de fréquence d'une fonction par rapport à l'autre.

7.2.2 Sélectivité

7.2.2.1 Lorsque le récepteur est accordé sur un canal inutilisé et qu'un signal MLS non désiré d'un niveau supérieur de 33 dB au niveau spécifié au Chapitre 3, § 3.11.4.10.1, pour la MDPD d'azimut d'approche est émis sur l'un des canaux restants, le récepteur ne devrait pas acquérir le signal.

7.2.3 Réponse parasite sur le canal



7.2.3.1 Les performances du récepteur devraient être conformes aux spécifications du Chapitre 3, § 3.11.6, lorsque, en plus, un brouillage sur le même canal de niveau inférieur ou égal au niveau spécifié au Chapitre 3, § 3.11.4.1.4, est reçu.

7.2.4 Brouillage résultant d'émissions hors bande

7.2.4.1 Les performances du récepteur doivent être conformes aux spécifications du § 3.11.6 du Chapitre 3, lorsque, de plus, un brouillage de niveau inférieur ou égal à $-124,5$ dBW/m² résultant de signaux non désirés est capté par l'antenne du récepteur MLS.

7.3 Traitement du signal

7.3.1 Acquisition

7.3.1.1 Le récepteur devrait, lorsqu'il reçoit un signal de guidage conforme aux spécifications du § 3.11.4 du Chapitre 3, acquérir et valider ce signal, avant de faire la transition au mode poursuite, en moins de 2 secondes le long de la portion critique de l'approche, et en moins de 6 secondes aux limites de la couverture.

7.3.1.2 L'acquisition du signal de guidage en azimut d'approche ou en azimut d'approche à cadence élevée n'est pas permise au-dessous de 60 m (200 ft).

Note. — Au-dessous de 60 m (200 ft), il y a un risque d'acquérir un faux signal de guidage, le niveau du signal multitrajet pouvant se trouver au-dessus du niveau du signal direct. Une perte de puissance de l'aéronef ou le réglage d'accord par le pilote sont des causes possibles d'une acquisition au-dessous de 60 m (200 ft). Il conviendrait de prendre des mesures techniques ou opérationnelles pour éviter cette situation.

7.3.2 Poursuite

7.3.2.1 Au cours de la poursuite, le récepteur devrait assurer une protection contre les signaux parasites de courte durée (moins de 1 s) et à large amplitude. Lorsque la poursuite est réussie, le récepteur devrait fournir une information de guidage valide avant de supprimer l'avertissement. Pendant le fonctionnement en mode poursuite, le processus de validation devrait continuer de fonctionner.

7.3.2.2 À la suite d'une perte du signal en cours de poursuite durant plus d'une seconde, le récepteur devrait fournir un signal d'avertissement. Pendant une seconde, l'information de guidage devrait conserver sa dernière valeur de sortie.

Note 1. — Un signal de guidage validé est un signal qui répond aux critères ci-après :

- a) l'identification de fonction correcte est décodée ;*
- b) le signal de séquençement du préambule est décodé ;*



c) les faisceaux battants « ALLER » et « RETOUR » ou les signaux de guidage complémentaire gauche/droite sont présents et disposés symétriquement de part et d'autre du temps de point médian ;

d) la largeur de faisceau détecté est comprise entre 25 et 250 μ s.

Note 2. — La validation du signal de guidage exige aussi que le récepteur confirme de façon répétée que le signal en cours d'acquisition ou de poursuite est le signal le plus fort pendant au moins 1s .

7.3.2.3 L'aéronef devrait être sur l'axe de la piste ou sur l'angle d'azimut choisi à 200 ft et le récepteur doit être en mode poursuite. Au-dessous de cette hauteur, le récepteur doit continuer à suivre le signal d'azimut d'approche ou d'azimut d'approche à cadence élevée dans la mesure où ce signal code un angle à l'intérieur d'un secteur étroit centré sur l'axe de la piste ou sur l'angle d'azimut choisi même si d'autres signaux ont jusqu'à 10 dB de plus que le signal suivi.

7.3.3 Fonctions de données

7.3.3.1 *Acquisition des données.* On distingue deux parties dans les performances recommandées en ce qui concerne l'acquisition à bord des données fournies par la fonction de données de base ou par la fonction de données auxiliaires : le temps alloué pour acquérir les données et la probabilité d'une erreur non détectée dans les données acquises.

7.3.3.1.1 À la densité de puissance minimale du signal, le temps d'acquisition des données contenues dans le mot de données de base 2, qui sont émises à la cadence de 6,25 Hz, ne dépasse pas 2 secondes avec une probabilité de 95 %. Le temps d'acquisition des données qui sont émises à la cadence de 1 Hz ne dépasse pas 6 secondes sur une base de 95 %.

7.3.3.1.2 Dans le processus d'acquisition, le récepteur décode les mots de données appropriés et exécute certaines vérifications pour s'assurer que la probabilité d'erreurs non détectées ne dépasse pas 1×10^{-6} à la densité de puissance minimale du signal pour les données qui exigent ce niveau d'intégrité. Le respect des spécifications de performances recommandées pour les erreurs non détectées peut exiger un traitement supplémentaire des données par l'équipement embarqué, en plus du simple décodage. Par exemple, on peut traiter des échantillons multiples du même mot de données.

7.3.3.1.3 Si le récepteur n'acquiert pas les données indispensables à l'opération prévue, un avertissement approprié doit être donné.

7.3.3.1.4 À la densité de puissance minimale du signal, le temps d'acquisition de tous les mots de données nécessaires aux opérations MLS/RNAV (mots de données auxiliaires B1-B41, A1/B42, A2, A3 et A4/B43, et mot de données de base 6) ne doit pas dépasser 20 secondes avec une probabilité de 95 %. L'équipement MLS/RNAV doit garantir que la probabilité d'erreurs non détectées pour ce bloc de données ne dépasse pas $0,5 \times 10^{-9}$. Cette performance suppose une amélioration de 2 dB du rapport signal-bruit. On peut y parvenir en réduisant la perte de câble ou la marge de bruit ou en

améliorant la sensibilité du récepteur (voir le bilan de puissance de l'équipement embarqué au Tableau G-2). En outre, il est prévu qu'avec des niveaux de signal supérieurs à cette valeur, le temps d'acquisition sera inférieur à 20 secondes.

7.3.3.2 *Validation des données.* Il est recommandé qu'après l'acquisition des données, le récepteur confirme à plusieurs reprises que les données qu'il reçoit sont les mêmes que les données acquises. Le récepteur doit décoder plusieurs données consécutives et identiques différentes des données acquises précédemment avant d'accepter les nouvelles données décodées.

7.3.3.2.1 En ce qui concerne les données nécessaires aux opérations MLS/RNAV, l'équipement embarqué soumet les données à un contrôle de redondance cyclique (CRC) pour s'assurer qu'on a atteint un niveau d'intégrité suffisant. Les données qui continuent à être reçues continuent à être validées. L'équipement MLS/RNAV n'accepte pas un nouveau bloc de données à utiliser jusqu'à ce qu'il soit validé par le CRC avant de commencer à accepter les nouvelles données décodées.

7.3.3.3 *Perte de données.* Moins de 6 secondes après la perte de données de base ou de données auxiliaires qui sont émises de manière que l'intervalle maximum entre émissions soit inférieur ou égal à 2 secondes, le récepteur donne un avertissement approprié et supprime les données existantes. Moins de 30 secondes après la perte de données auxiliaires autres que celles dont il vient d'être question, le récepteur donne un avertissement approprié.

7.3.3.3.1 En ce qui concerne les données nécessaires aux opérations MLS/RNAV, l'équipement embarqué n'efface pas les données existantes après la validation sauf dans les conditions décrites au § 7.3.3.2.1. Un bloc de données MLS/RNAV qui a été validé par le CRC n'est pas effacé tant qu'un nouveau bloc de données avec une identification d'équipement sol différente dans le mot de données de base 6 n'a pas été reçu, qu'un nouveau canal MLS n'a pas été sélectionné ou que l'alimentation est maintenue. En outre, le bloc de données n'est pas effacé lors d'une transition à la couverture d'azimut arrière.

7.3.4 *Performances en présence de multitrajets*

7.3.4.1 Là où la densité de puissance du signal rayonné est assez élevée pour que la part du souffle de l'équipement embarqué soit négligeable, les spécifications ci-après devraient s'appliquer pour les fréquences de sinuosités comprises entre 0,05 Hz et 999 Hz.

7.3.4.1.1 *Multitrajets intrafaisceau.* Les signaux multitrajets codés à moins de deux largeurs de faisceau du signal direct et aux amplitudes inférieures de 3 dB ou plus au signal direct ne devraient pas diminuer la précision du guidage en angle de plus de $\pm 0,5$ largeur de faisceau (erreur de crête). Le récepteur ne doit pas perdre le signal lorsque cette situation se produit.

7.3.4.1.2 *Multitrajets hors faisceau.* Les signaux multitrajets codés à deux largeurs de faisceau ou plus du signal direct et aux amplitudes inférieures de 3 dB ou plus au signal direct ne devraient pas



diminuer la précision du guidage en angle de plus de $\pm 0,02$ largeur de faisceau. Dans le cas des signaux d'azimut, et dans un secteur étroit autour de l'axe de la piste ou autour de l'angle d'azimut choisi, les signaux multitrajets ayant une amplitude jusqu'à 10 dB au-dessus du signal direct et ne déformant pas le faisceau direct indiqué au § 3.11.5.2.1.3 du Chapitre 3 ne devraient pas diminuer la précision du guidage en angle de plus de $\pm 0,02$ largeur de faisceau. Le récepteur ne doit pas perdre le signal lorsque cette situation se produit.

**Tableau G-12E. Demi-largeur type de zone sensible d'azimut
pour protéger le guidage de roulement au sol (voir § 4.3.7)**
[distances en mètres (ft)]

Distance azimut – seuil	Largeur de faisceau de 2,0°					Largeur de faisceau de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Emplacement propre/complexe	38 (123)	48 (157)	59 (193)	70 (230)	83 (271)	54 (177)	62 (202)	69 (227)

7.3.5 Guidage complémentaire

7.3.5.1 L'équipement embarqué devrait fournir une information de guidage complémentaire chaque fois que l'antenne est en présence d'un signal valide de guidage complémentaire.

7.3.5.2 Lorsque l'angle décodé indiqué est extérieur au secteur de guidage proportionnel défini au Chapitre 3, Tableau A-7, le signal de guidage MLS doit être interprété comme étant un signal de guidage complémentaire.

7.3.5.3 Lorsque des impulsions de guidage complémentaire sont émises, le récepteur doit être en mesure de traiter la gamme des formes d'enveloppes d'impulsions qui peuvent apparaître au moment de la transition entre les signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant. L'enveloppe d'une impulsion donnée dépend de la position du récepteur, de la largeur du faisceau de l'antenne de balayage, ainsi que de la phase relative et des rapports d'amplitude des signaux de guidage complémentaire et de faisceau battant, comme le montre la Figure G-17. Il faudra aussi que le récepteur traite les rapides variations d'angle indiqué de l'ordre de $1,5^\circ$ (amplitude de crête) hors des limites de guidage proportionnel.

7.3.5.4 Dans les récepteurs qui sont capables de sélectionner ou d'afficher une information de guidage en angle supérieure à $\pm 10^\circ$, les limites de couverture proportionnelle qui sont contenues dans les données de base doivent être décodées et servir à prévenir l'utilisation d'un guidage erroné.

7.4 Commande et information

7.4.1 Facteur d'échelle de déviation en azimut d'approche et en site d'approche

7.4.1.1 *Azimut d'approche*. Lorsque l'information de déviation en azimuth d'approche doit avoir les mêmes caractéristiques de sensibilité que dans le cas de l'ILS, elle est fonction de la « distance antenne d'azimut d'approche-seuil » comprise dans les données de base, conformément au tableau suivant :

Distance antenne d'azimut d'approche-seuil (ATT)	Largeur nominale d'alignement
0 — 400 m	$\pm 3,6^\circ$
500 — 1 900 m	$\pm 3,0^\circ$
2 000 — 4 100 m	$\pm \text{arc tg} \left(\frac{105}{\text{ATT}} \right)$ degrés
4 200 — 6 300 m	$\pm 1,5^\circ$

7.4.1.2 *Site d'approche*. L'information de déviation est une fonction continue de l'angle de site Θ sélectionné manuellement ou automatiquement, exprimée par la formule $\Theta/4 =$ une demi-largeur nominale d'alignement de descente, de sorte que les largeurs d'alignement de descente concordent nominalement avec les exemples suivants :

Angle de site sélectionné	Largeur nominale d'alignement de descente
3°	$\pm 0,75^\circ$
$7,5^\circ$	$\pm 1,875^\circ$

Note. — Ces caractéristiques de sensibilité s'appliquent aux angles de $7,5^\circ$ au maximum.

7.4.2 Caractéristiques du filtre de sortie de données d'angle

7.4.2.1 *Retards de phase*. Pour les fréquences d'entrée sinusoïdales, en vue d'une interface correcte avec le pilote automatique, le filtre de sortie du récepteur n'induit pas de retard de phase supérieur aux valeurs suivantes :

- a) 4° de 0,0 à 0,5 rad/s pour la fonction d'azimut ;
- b) $6,5^\circ$ de 0,0 à 1,0 rad/s et 10° à 1,5 rad/s pour la fonction de site.

7.4.3 *Alignement de descente minimal*. Lorsqu'il est possible de choisir l'angle de site d'approche, un avertissement approprié doit être donné si l'angle choisi est inférieur à l'alignement de descente minimal indiqué dans le mot de données de base 2.

7.4.4 *Bits d'état*. Il est recommandé qu'un avertissement approprié soit donné lorsque les bits d'état de fonction, dans les données de base acquises, indiquent que la fonction correspondante n'est pas rayonnée ou qu'elle est rayonnée en mode essai.



7.5 Emploi du guidage en azimut arrière pour les approches interrompues et les départs

7.5.1 Angles d'azimut arrière utilisables

7.5.1.1 Selon des essais en vol, il est possible d'utiliser à titre de guidage de navigation pour les approches interrompues et les départs des angles d'azimut arrière faisant $\pm 30^\circ$ maximum avec l'axe de la piste. Avec des techniques d'interception appropriées, on pourrait juger acceptables des angles supérieurs jusqu'aux limites utilisables de la couverture en azimut arrière. Dans le cas du départ, on peut utiliser le signal d'azimut arrière pour le guidage axial d'un bout à l'autre du roulement au décollage et du départ initial. Le virage pour intercepter l'angle d'azimut arrière devrait se faire à une altitude acceptable du point de vue de l'exploitation, et la procédure prescrite doit être protégée conformément à des critères de franchissement d'obstacles appropriés.

7.5.2 Échelle de déviation en azimut arrière

7.5.2.1 L'échelle de déviation en azimut arrière doit être assez grande pour permettre les départs sur radiale d'azimut arrière et les approches interrompues qui ne se font pas suivant l'azimut d'approche, aussi bien que les routes d'approche interrompue et de départ prolongeant l'azimut d'approche. Une très forte sensibilité cause des dépassements latéraux et limite l'utilité du signal, alors qu'une très faible sensibilité entraîne l'occupation d'un vaste espace aérien. Une sensibilité nominale telle que $\pm 6^\circ$ correspondant à la largeur de l'alignement permet une interception acceptable des radiales d'azimut arrière en cours d'approche interrompue et de départ.

7.5.3 Commutation de l'azimut d'approche à l'azimut arrière

7.5.3.1 Après le début d'une approche interrompue pour laquelle on utilise le guidage en azimut arrière, le guidage doit être commuté de l'azimut d'approche à l'azimut arrière. Cette commutation effectuée automatiquement ou manuellement, vise à assurer un guidage continu utilisable dans toute la séquence d'approche interrompue. La commutation ne devrait pas se produire avant que l'aéronef ne reçoive un signal d'azimut arrière validé, mais elle devrait se produire avant que le guidage en azimut d'approche ne devienne trop sensible pour être suivi. La commutation fondée sur la perte de l'azimut d'approche peut ne pas avoir lieu avant que l'aéronef n'arrive très près de l'antenne d'azimut d'approche, et dans ce cas le guidage n'est pas utilisable. La commutation fondée seulement sur la perte du guidage en site peut se produire avant que l'aéronef ne reçoive un signal d'azimut arrière valide. Toutefois, la commutation pourrait être fondée sur la perte du guidage en site une fois que le signal d'azimut arrière a été validé. La commutation automatique en un point situé exactement ou approximativement à mi-chemin entre les deux antennes d'azimut permettra à l'aéronef de disposer d'un guidage continu pendant la transition. La méthode de commutation à mi-chemin entre les antennes exigera peut-être l'utilisation d'une information DME dans le récepteur MLS. Il faut prendre des précautions pour que la commutation azimut d'approche — azimut arrière ne se fasse pas automatiquement à moins qu'une approche interrompue n'ait été amorcée.



8. Fonctionnement du MLS à la limite et à l'extérieur des secteurs de couverture MLS publiés

8.1 Les limites des secteurs de guidage proportionnel en azimut sont communiquées dans les mots de données de base 1 et 5. Ces limites ne sont pas les angles d'azimut d'approche et d'azimut arrière MLS maximums utilisables, qui sont normalement inférieurs. Par exemple, pour une installation d'azimut d'approche produisant un secteur de guidage proportionnel de $\pm 40^\circ$, il y aura jusqu'à $\pm 37^\circ$ environ des angles d'azimut d'approche MLS utilisables de $\pm 3^\circ$ de largeur maximum d'alignement. Pour une installation d'azimut arrière, il y aura jusqu'à moins de 6° des limites du secteur de guidage proportionnel des angles d'azimut arrière utilisables de largeur maximum d'alignement.

8.2 La conception des antennes MLS de base devrait empêcher la manifestation de signaux non désirés en dehors de la zone de couverture. Dans des conditions d'implantation inhabituelles, les signaux MLS peuvent être réfléchis vers des zones extérieures au secteur de couverture publié avec une force suffisante pour qu'une information de guidage erronée soit présentée par le récepteur. Selon la procédure actuelle, l'autorité chargée de la mise en œuvre spécifierait des procédures opérationnelles fondées sur l'utilisation d'autres aides de navigation pour ramener l'aéronef dans la zone de couverture du système d'atterrissage sans passer par le secteur en question, ou bien elle pourrait publier des avis pour signaler la situation aux pilotes. De plus, le format de signal MLS permet d'appliquer deux techniques pour réduire davantage le risque d'apparition erratique du drapeau.

8.2.1 Si les signaux MLS non désirés sont des signaux réfléchis et si les conditions opérationnelles le permettent, le secteur de couverture peut être modifié (agrandi ou rétréci), de manière que dans le récepteur le signal direct soit plus fort que tout signal réfléchi ou que le réflecteur ne soit pas éclairé. Cette technique est connue sous le nom d'adaptation de la couverture.

8.2.2 Des signaux d'indication hors limites peuvent être émis vers les secteurs hors limites pour être utilisés dans le récepteur afin de faire apparaître un drapeau chaque fois qu'un signal de guidage en angle non désiré est présent. En pareil cas, un signal d'indication hors limites plus fort que le signal non désiré est émis à destination de la zone en question.

8.3 Si la confirmation du canal MLS sélectionné est souhaitable du point de vue opérationnel en dehors des secteurs de couverture publiés du MLS, il est entendu que cette information résultera de l'identification du DME associé. Aucune information sur l'état du MLS n'est disponible en dehors des secteurs de couverture MLS publiés.

9. Critères d'espacement exprimés sous forme de rapports de signaux et affaiblissement de propagation

9.1 Espacement géographique

9.1.1 Les critères d'espacement sont donnés aux § 9.2 et 9.3, sous forme de rapports signal utile/bruit; en les combinant avec l'affaiblissement de propagation approprié, on peut évaluer les



assignations de fréquences MLS de la bande C du point de vue du brouillage du canal même et du point de vue du brouillage de canaux adjacents. Pour choisir des fréquences destinées aux installations MLS, il faut prendre en considération des critères analogues applicables au DME/P ou au DME/N associé qui se trouvent dans le Supplément C.

9.2 Fonctionnement sur fréquence commune

9.2.1 Il faudrait procéder à l'assignation d'une fréquence MLS commune pour éviter l'acquisition des préambules MDPD d'une installation non désirée fonctionnant sur le même canal. Le niveau nécessaire du signal non désiré est inférieur à -120 dBm, soit 2 dB de moins que la sensibilité d'un système MLS embarqué qui soit sensible, comme il est indiqué ci-après :

$$\begin{array}{rcl} \text{— sensibilité du récepteur} & = & -112 \text{ dBm} \\ \text{— marge pour gain d'antenne de bord} & = & -6 \text{ dBm} \\ \text{au-dessus du niveau minimal} & & \\ \hline & & -118 \text{ dBm} \end{array}$$

Compte tenu du bilan de puissance du système figurant dans le Tableau G-1, d'après lequel le niveau minimal du signal à l'emplacement de l'aéronef doit être au moins égal à -95 dBm, le niveau de -120 dBm est respecté si l'espacement géographique est tel que de l'installation non désirée fonctionnant sur le même canal à tout point du secteur de couverture publié de l'installation utile la distance est supérieure à la distance à l'horizon radioélectrique.

Note. — Il faut assurer au signal MDPD une meilleure protection qu'au faisceau battant, de sorte que, si le signal sur canal commun non désiré est limité à -120 dBm, le brouillage dû au faisceau battant soit négligeable.

9.3 Fonctionnement sur fréquences adjacentes

9.3.1 Comme il n'y a pas de spécifications sur les caractéristiques du spectre de l'émetteur pour les premier et deuxième canaux adjacents, l'espacement géographique entre les stations sol fonctionnant sur ces fréquences devrait être supérieur à la distance de l'horizon radioélectrique en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée.

Note. — Une méthode moins prudente pour assurer la protection du récepteur lorsque le premier ou le deuxième canal adjacent doit être assigné pour des raisons précises (par exemple l'appariement des canaux ILS/MLS/DME) consiste à garantir que les valeurs minimales du SNR énoncées au § 3.11.6.1.4 du Chapitre 3, sont disponibles en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée pendant que l'installation non désirée émet.

9.3.2 L'espacement géographique des stations sol fonctionnant sur les fréquences du troisième canal adjacent ou des canaux adjacents suivants devrait garantir que les valeurs minimales du SNR



énoncées au § 3.11.6.1.4 du Chapitre 3, sont disponibles en tout point du secteur de couverture publié de l'installation désirée pendant que les installations non désirées émettent.

9.3.2.1 S'il n'y a pas d'émission MLS non désirée à moins de 4 800 m de tout point du secteur de couverture publié, la puissance maximale de $194,5 \text{ dBW/m}^2$ indiquée au § 3.11.4.1.4.2 du Chapitre 3, comparée à la densité de puissance minimale indiquée au § 3.11.4.10.1 du Chapitre 3, garantit que les valeurs minimales de SNR seront atteintes. Aucune contrainte n'est prévue.

9.3.2.2 S'il y a des émissions MLS non désirées à moins de 4 800 m d'un point de la couverture publiée, la puissance maximale produite par cette émission et mesurée, pendant l'émission des signaux d'angle et de données, dans une bande de 150 kHz centrée sur la fréquence nominale désirée doit être évaluée compte tenu de l'espacement des fréquences, des performances d'utilisation du spectre, du diagramme d'antenne de l'émetteur et de l'affaiblissement de propagation approprié. Cette puissance maximale doit alors être comparée au niveau désiré des signaux d'angle et de données pour vérifier que les valeurs minimales de SNR définies au § 3.11.6.1.4 du Chapitre 3, sont atteintes. Si elles ne le sont pas, il faut assigner un autre canal où l'espacement des fréquences est plus grand de façon à réduire la puissance maximale non désirée en tirant parti des caractéristiques spectrales de l'émetteur.

9.4 Définition des critères de planification des fréquences

9.4.1 Le facteur déterminant dans la définition des critères de planification des fréquences des canaux adjacents est le spectre rayonné de la station sol MLS. Dans la définition des critères de planification des fréquences du troisième canal adjacent et des canaux adjacents suivants, il faudrait idéalement tenir compte du spectre rayonné en sortie de chacune des stations sol MLS. Cependant, il est peut-être possible dans une région géographique d'utiliser un masque d'émetteur MLS générique qui satisfait aux exigences de cette région.

10. Éléments concernant les installations MLS implantées à des endroits particuliers

10.1 Performances des installations MLS dans tout le volume de couverture

10.1.1 Il est reconnu qu'à certains endroits, les spécifications MLS du Chapitre 3, § 3.11, ne peuvent être respectées dans tout le volume de couverture à cause des effets de l'environnement sur le signal. Il est prévu qu'à ces endroits, les spécifications du Chapitre 3, § 3.11, devront être satisfaites au moins dans le secteur de guidage pour toutes les procédures aux instruments publiées, jusqu'à un point défini au-delà duquel le guidage MLS n'est pas utilisé pour les opérations prévues. Pour aider les autorités compétentes à déterminer initialement si de telles installations MLS conviennent aux opérations prévues, il faudra publier les restrictions pertinentes en matière de couverture.



11. Intégrité et continuité du service — Équipement sol MLS

11.1 Introduction

11.1.1 Les éléments ci-après ont pour but de donner une description des objectifs en matière d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol MLS et de fournir des indications sur la conception technique et les caractéristiques de cet équipement. Du point de vue opérationnel, il faut connaître l'intégrité et la continuité du service pour déterminer l'application opérationnelle qu'un MLS rendrait possible.

11.1.2 Il est également admis, indépendamment de l'objectif opérationnel, que 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 1×10^{-7} . Ce critère est fréquemment appelé « facteur de risque global ».

11.1.3 Dans le cas des opérations de catégorie I, des normes minimales de précision et d'intégrité doivent être respectées dans les premières phases de l'atterrissage, mais c'est surtout au pilote qu'il incombe de faire en sorte que l'objectif ci-dessus ne soit pas dépassé. Dans les opérations de catégorie III, le même objectif s'impose 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 du service de l'équipement sol. L'intégrité est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef reçoive un guidage erroné au cours de l'approche ; la continuité du service est nécessaire pour garantir une faible probabilité qu'un aéronef soit privé de signal de guidage pendant les dernières phases de l'approche.

11.1.4 À divers besoins opérationnels correspondent divers objectifs d'intégrité et de continuité du service. Le Tableau G-15 identifie et décrit quatre niveaux d'intégrité et de continuité du service, applicables aux procédures de base pour lesquelles le DME n'est pas un élément critique.

11.2 Obtention et maintien des niveaux fixés d'intégrité et de continuité du service

11.2.1 Il peut y avoir manque d'intégrité si le rayonnement d'un signal qui dépasse les limites de tolérances ou qui est erroné (dans le cas de données numériques) 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 erreur grossière.

11.2.2 Il est clair que les manques d'intégrité ne sont pas tous également dangereux dans toutes les phases de l'approche. Par exemple, dans les phases critiques de l'approche, les pannes non détectées ayant pour effet une erreur de suivi (PFE) significative sont d'une importance particulière, alors que la situation ne deviendrait pas forcément dangereuse en cas de perte de signaux de guidage complémentaire ou d'identification. Quoi qu'il en soit, pour déterminer lesquels des modes de



défaillance doivent être étudiés, il faut tenir compte de toutes les pannes nuisibles qui ne peuvent être détectées à coup sûr ni par les commandes automatiques de vol, ni par le pilote.

11.2.3 Il importe tout particulièrement que les moniteurs soient conçus pour garantir un fonctionnement à sûreté intégrée par respect des normes du Chapitre 3, § 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3, ce qui exige souvent une analyse approfondie de la conception. Autrement, des signaux erronés pourraient être rayonnés du fait de défaillances du moniteur. On trouvera ci-dessous quelques exemples de conditions qui peuvent constituer un danger en exploitation de catégories de performances II et III :

- a) panne non détectée entraînant une augmentation sensible de la PFE constatée par un aéronef en approche ;
- b) erreur non détectée de l'alignement de descente minimal communiquée dans le mot de données de base 2 ;
- c) erreur non détectée de synchronisation MRT, entraînant un chevauchement ;
- d) perte de puissance ayant pour effet de porter le CMN jusqu'à des limites inacceptables.

11.2.4 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 assurer cette protection grâce à une conception soignée qui ramène à une faible valeur la probabilité de ces défaillances et grâce à des vérifications périodiques des performances du moniteur, effectuées à des intervalles déterminés par une analyse au stade de la conception. Cette analyse peut servir à calculer le niveau d'intégrité du système lors d'un atterrissage quelconque. Les formules ci-après peuvent être appliquées à certains types de MLS et constituent un exemple de détermination de l'intégrité I du système par calcul de la probabilité P de rayonnement erroné non détecté.

$$I = 1 - P$$

$$P = \frac{T^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

où

I = intégrité ;

P = probabilité de défaillances simultanées 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 ;



$\frac{1}{\alpha_1} =$ rapport du taux de défaillances de l'émetteur entraînant le rayonnement d'un signal erroné au taux global de défaillances de l'émetteur ;

$\frac{1}{\alpha_2} =$ 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 = intervalle de temps (en heures) entre vérifications consécutives du système de contrôle et du système de commande associé.

Ces formules seraient applicables à un moniteur non redondant de conception telle qu'une seule valeur de T s'applique à tous les éléments du système de contrôle et du système de commande associé.

11.2.5 En ce qui concerne l'intégrité, la probabilité qu'une défaillance dangereuse se produise à l'intérieur de l'équipement de contrôle ou de commande est extrêmement faible ; par conséquent, 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 approfondie de conception de l'équipement. Cependant, on peut avoir confiance dans cette analyse jusqu'à un certain point si l'on démontre que les fonctions d'émission et de contrôle sont indépendantes l'une de l'autre. On pourra alors évaluer indépendamment les performances prévues de l'émetteur et du moniteur, donc ramener la durée des périodes d'évaluation à une valeur plus pratique.

11.2.6 La MTBF et la continuité du service de l'équipement dépendent des caractéristiques fondamentales de construction et aussi de l'environnement opérationnel. Ces caractéristiques fondamentales comprennent le taux de défaillances des composants de l'équipement et les relations physiques entre les composants. Le taux de défaillances ($1/MTBF$) et la continuité du service ne sont pas toujours directement liés, étant donné que toutes les défaillances d'équipement n'entraînent pas nécessairement une interruption du service ; par exemple, la défaillance d'un émetteur entraîne le passage immédiat sur émetteur de secours. Le fabricant de l'équipement devrait fournir les caractéristiques de conception pour permettre le calcul de la MTBF et de la continuité du service. La conception de l'équipement doit faire appel aux techniques, matériaux et composants les plus appropriés ; une inspection approfondie devrait être assurée en cours de fabrication. Il est essentiel de veiller à ce que l'équipement soit utilisé dans les conditions ambiantes spécifiées par le constructeur.

11.2.7 La valeur théorique de la continuité du service devrait dépasser aussi largement que possible celle qui est indiquée au § 12.4, pour les motifs suivants :

- a) la MTBF observée dans un environnement opérationnel est souvent inférieure à celle qui est déterminée par calcul au stade de la conception, du fait de l'incidence de facteurs opérationnels ;
- b) les objectifs de continuité du service indiqués au § 12.4 sont des valeurs minimales à réaliser dans un environnement opérationnel. Toute amélioration des performances telle que ces valeurs sont dépassées accroît la sécurité générale de l'atterrissage ;
- c) il faut ménager une marge entre l'objectif de continuité du service et la continuité qui est réalisée afin de réduire le risque de rejeter à tort un équipement comme ne convenant pas pour un niveau de service particulier du fait d'incertitudes statistiques.

Note. — Les valeurs de la continuité du service pour les niveaux 3 et 4 comprennent un facteur tenant compte de la capacité du pilote d'éviter un accident mortel en cas de perte de guidage. Il est particulièrement souhaitable de réduire ce facteur dans toute la mesure possible en obtenant la meilleure continuité possible du service de l'équipement des niveaux 3 et 4.

11.2.8 L'expérience montre qu'il existe souvent une différence entre la continuité du service qui est calculée et celle qui est constatée dans un environnement opérationnel, à la fois parce que les performances de l'équipement peuvent être différentes de la valeur calculée et à cause de l'incidence de facteurs opérationnels (environnement aéroportuaire, mauvaises conditions météorologiques, alimentation électrique, qualité et fréquence des interventions de maintenance, etc.). C'est pourquoi il est recommandé que la MTBF et la continuité du service de l'équipement soient confirmées par une évaluation faite dans un environnement opérationnel. La continuité du service peut être évaluée à l'aide de la moyenne des temps entre interruptions du service (MTBO), une interruption du service étant par définition une interruption imprévue de l'émission du signal électromagnétique. La MTBO est le rapport du temps total de fonctionnement de l'installation au nombre d'interruptions du service. Pour les niveaux 2, 3 ou 4 d'intégrité et de continuité du service, la période d'évaluation sera assez longue pour permettre de déterminer avec un haut degré de confiance que le niveau voulu est bien réalisé. Pour déterminer si les performances d'un équipement particulier justifient son classement aux niveaux 2, 3 ou 4, il faut étudier attentivement différents facteurs comme les suivants :

- a) performances passées et expérience pratique de l'emploi du système pendant une période suffisamment longue ;
- b) valeur moyenne de la MTBO réelle de ce type d'équipement ;
- c) tendance du taux de défaillances.

11.2.9 Le niveau minimal admissible de confiance pour l'acceptation et le rejet est de 60 %. En fonction du niveau de service du MLS, cela peut se traduire par différentes périodes d'évaluation. Pour évaluer l'influence de l'environnement d'un aéroport, il faut en général une période d'évaluation d'un an au minimum pour un nouveau type d'installation à cet aéroport particulier. 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. L'installation ultérieure du même type d'équipement dans des conditions d'exploitation et d'environnement analogues peut suivre différentes périodes d'évaluation. En général, ces périodes minimales pour les installations ultérieures sont, pour le niveau 2, de 1 600 heures, pour le niveau 3, de 3 200 heures, et pour le niveau 4, d'au moins 6 400 heures. 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.

11.2.10 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.

11.2.11 Une méthode apte à évaluer le comportement d'une installation particulière consiste à faire un relevé et à calculer la MTBO moyenne sur les 5 à 8 dernières défaillances de l'équipement. On trouvera aux Figures G-35A et G-35B un relevé type de cette méthode.

11.2.12 Pendant l'évaluation de l'équipement et après sa mise en service opérationnel, il faut tenir un dossier de toutes les défaillances et interruptions de service afin de s'assurer que la continuité du service souhaitée est respectée.

Note. — Si un équipement redondant ou un équipement de secours est nécessaire pour assurer la continuité du service requise d'un équipement particulier, des dispositions du genre prévu au § 11.3.4 seront prises afin que cet équipement de secours soit disponible en cas de besoin.

11.3 Autres considérations relatives à la continuité du service et l'intégrité

11.3.1 L'exploitation de catégorie III est impossible sans un haut degré d'intégrité et de continuité du service ; de ce fait, l'équipement doit être suffisamment protégé contre les défaillances. La fiabilité de l'équipement sol doit être très élevée pour garantir que la sécurité dans la phase critique de l'approche et de l'atterrissage ne sera pas compromise par une défaillance de l'équipement sol au moment où l'aéronef se trouve à une hauteur ou en assiette telle qu'il est impossible au pilote de prendre des mesures correctives compatibles avec la sécurité. Il faut assurer une probabilité élevée de



performances dans les limites spécifiées. Il est clair que la fiabilité de l'installation, exprimée sous forme de MTBF, doit être rapportée, au niveau du système, à la probabilité de défaillance susceptible d'affecter une caractéristique quelconque du signal électromagnétique total

11.3.2 La configuration décrite ci-dessous est un exemple d'architecture redondante susceptible d'être conforme aux objectifs d'intégrité et de continuité du service des niveaux 3 ou 4. L'installation d'azimut est composée de deux émetteurs et d'un système de contrôle associé qui remplit les fonctions suivantes:

- a) contrôle de fonctionnement dans les limites spécifiées de l'émetteur principal et de l'aérien par vote majoritaire des moniteurs redondants ;
- b) contrôle de l'équipement de secours.

11.3.2.1 Toutes les fois que le système de contrôle rejette l'un des équipements d'azimut, le niveau de continuité du service de l'installation est abaissé, car la probabilité de cessation du rayonnement du signal par suite d'une défaillance de l'autre équipement augmente. Cette variation des performances doit être indiquée automatiquement à distance.

11.3.2.2 Des dispositions identiques sont prises en vue du contrôle de l'installation de site.

11.3.3 Dans l'exemple ci-dessus, l'équipement serait conçu de manière que les vérifications du système de contrôle puissent avoir lieu aux intervalles indiqués par le fabricant après analyse faite au stade de la conception, afin que le niveau d'intégrité voulu soit réalisé. Ces vérifications, qui peuvent être manuelles ou automatiques, permettent de s'assurer que le système de contrôle, notamment les circuits de commande et le système de commutation, fonctionnent correctement. Il est souhaitable d'effectuer ces vérifications sans interrompre le service opérationnel. Un test automatique d'intégrité du moniteur présente l'avantage de pouvoir s'accomplir plus fréquemment, et de permettre ainsi un plus haut niveau d'intégrité.

11.3.4 Pour éviter que le fonctionnement de l'installation ne soit interrompu par des pannes d'alimentation principale, il faut prévoir des sources d'alimentation de secours appropriées telles que des accumulateurs ou des groupes générateurs à fonctionnement continu. Grâce à ces sources d'alimentation, l'installation devrait pouvoir continuer à fonctionner pendant la période où un aéronef peut se trouver dans les phases critiques de l'approche. La source d'alimentation de secours devrait donc avoir une capacité suffisante pour permettre à l'installation de fonctionner pendant au moins deux minutes.

11.3.5 En cas de défaillance d'un élément critique du système, par exemple de la source d'alimentation principale, un avertissement doit être donné aux points de commande désignés si cette défaillance a des incidences sur l'utilisation opérationnelle.



11.3.6 Afin de réduire le risque de défaillance d'un équipement qui approche peut-être de ses limites de tolérance moniteur, il est utile que le système de contrôle puisse déclencher une alarme préliminaire au point de commande désigné lorsque les paramètres contrôlés atteignent une limite qui est de l'ordre de 75 % de la limite d'alarme moniteur.

11.3.7 Il faut aussi envisager de protéger l'intégrité du signal électromagnétique contre des détériorations pouvant résulter soit d'un brouillage électromagnétique d'origine externe mais situé dans la bande de fréquences MLS, soit du re-rayonnement des signaux MLS.

11.3.8 Un moniteur extérieur peut assurer une protection supplémentaire en donnant un avertissement en cas de dépassement des limites d'erreur de suivi résultant d'un mouvement de l'antenne MLS ou assurer une protection contre des défauts du moniteur intégré.

11.3.9 En général, la conception de l'équipement de contrôle repose sur le principe d'un contrôle continu des signaux électromagnétiques rayonnés ; ce contrôle assuré en des points précis à l'intérieur du volume de couverture doit garantir qu'ils sont conformes aux normes énoncées aux § 3.11.5.2.3 et 3.11.5.3.3 du Chapitre 3. Il indique dans une certaine mesure que le signal électromagnétique se situe également dans les limites de tolérance partout ailleurs dans le volume de couverture, mais 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.

11.3.10 Une configuration semblable à celle qui est décrite au § 11.3.2, mais sans émetteur redondant, et l'application des indications données aux § 11.3.5, 11.3.6, 11.3.7, 11.3.8 et 11.3.9, devraient normalement permettre de réaliser les objectifs d'intégrité et de continuité du service du niveau 2.

12. Classification des installations MLS sol d'azimut d'approche, de site et DME

12.1 Le système de classification décrit ci-après vise à déterminer de façon concise les renseignements essentiels à utiliser par les concepteurs de procédures aux instruments, par les exploitants et par les services de la circulation aérienne en ce qui concerne les performances d'une installation MLS particulière. Ces renseignements doivent être publiés dans l'AIP (publication d'information aéronautique).

12.2 Les renseignements sur les performances de l'installation MLS devraient comprendre :

- a) les limites du secteur de guidage proportionnel en azimut ;
- b) la limite de guidage en site ;
- c) l'indication de l'existence du signal de guidage le long de la piste ;
- d) la fiabilité du signal de guidage (azimut, site et DME).



12.3 Le système de classification, donnant des renseignements sur une installation MLS particulière, est défini au moyen des formats suivants :

a) *Limites du secteur de guidage proportionnel en azimut.* Ce secteur indique pour un MLS particulier les limites de couverture du guidage proportionnel en azimut telles qu'elles sont définies dans le mot de données de base 1. Deux valeurs séparées par le signe de ponctuation deux points (XX:YY) indiquent les limites de secteur telles qu'elles sont vues de la direction d'approche. La première valeur est la limite du secteur située à gauche de la radiale d'azimut zéro degré et la seconde est la limite du secteur située à droite de la radiale d'azimut zéro degré.

b) *Limite de guidage en site.* Ce champ, venant directement après la limite d'azimut (format : XX:YY/ZZ m [ou XX:YY/ZZ ft]), représente la hauteur minimale (en mètres ou en pieds) au-dessus du seuil sur le segment d'approche final le long de l'alignement de descente minimal (MGP) jusqu'à laquelle le système est conforme aux caractéristiques du signal spécifiées au Chapitre 3, § 3.11.

c) *Guidage sur piste.* Le caractère D ou E (tel qu'il est défini à la Section 1 du Supplément G) représente le point jusqu'auquel le guidage en azimut le long de la piste est conforme aux caractéristiques du signal spécifiées au Chapitre 3, § 3.11 (format : XX:YY/ZZ/E). Si le signal de guidage le long de la piste n'est pas conforme aux caractéristiques ci-dessus, on utilise un tiret (—) dans le format.

d) *Fiabilité du signal de guidage.* Le caractère 1, 2, 3 ou 4 indique le niveau d'intégrité et de continuité du service du signal de guidage (Tableau G-15). Le caractère A, placé après la désignation de niveau 3 ou 4, indique que les objectifs de site et DME/P sont équivalents aux objectifs d'azimut, conformément à la Note 6 du Tableau G-15 (format : XX:YY/ZZ/E/4A).

Note 1. — Là où le DME n'est pas nécessaire aux opérations MLS prévues, il est inutile d'inclure la fiabilité du DME/P dans la classification des MLS.

Note 2. — Là où une fiabilité accrue en site et/ou DME/P est nécessaire compte tenu de la Note 6 du Tableau G-15 pour les opérations MLS/RNAV prévues, la fiabilité accrue en site et/ou DME/P doit être incluse dans la classification MLS.

12.3.1 Toute dégradation du signal qui le fait tomber au-dessous du niveau spécifié dans les normes du présent règlement ou au-dessous des performances publiées antérieurement devrait être promulguée par l'autorité compétente (Chapitre 2, § 2.1.2 et Section 10 ci-dessus).

12.4 Le Tableau G-15 indique les objectifs de continuité du service et d'intégrité pour les opérations MLS de base et MLS/RNAV.

Note. — Il est entendu que les diverses opérations MLS seraient, dans les cas types, associées aux divers niveaux d'intégrité et de continuité du service comme suit :



1) Niveau 2 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations par faible visibilité lors desquelles l'information de position fournie dans la phase d'atterrissage est complétée par des repères visuels. Ce niveau constitue un objectif recommandé pour l'équipement destiné aux opérations de catégorie I.

2) Niveau 3 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations lors desquelles on compte beaucoup sur le guidage MLS pour la mise en place jusqu'au toucher des roues. Ce niveau constitue un objectif obligatoire pour l'équipement destiné aux opérations des catégories II et IIIA.

3) Niveau 4 : objectif de performances de l'équipement MLS destiné aux opérations lors desquelles on compte beaucoup sur le guidage MLS jusqu'au toucher des roues et jusqu'à la fin de la course au sol. Ce niveau répond essentiellement aux besoins de toute la gamme des opérations de catégorie III.

12.5 L'exemple de classification d'installations MLS:40:30/50 ft/E/4A représente le système suivant :

a) secteur de guidage proportionnel allant de 40° à gauche à 30° à droite de la radiale d'azimut zéro degré ;

b) guidage en site jusqu'à 50 ft au-dessus du seuil ;

c) guidage de la course au sol jusqu'au point E MLS ;

d) intégrité et continuité du service de niveau 4, les objectifs en site et DME/P étant équivalents aux objectifs en azimut.

13. Approches axiales calculées

13.1 Généralités

13.1.1 Les approches axiales calculées dont il est question ci-dessous sont fondées sur une trajectoire calculée le long d'un axe de piste, l'antenne d'azimut n'étant pas implantée dans le prolongement de l'axe de piste. Dans la forme la plus simple d'une approche axiale calculée, la route nominale est parallèle à zéro degré d'azimut. Pour exécuter une opération avancée MLS/RNAV, une possibilité plus grande que celle qui est disponible dans le récepteur MLS de base est nécessaire.

13.1.2 Les approches axiales calculées sur la piste principale MLS sont effectuées sur la piste dont la relation avec l'équipement sol MLS est identifiée dans les mots de données auxiliaires.

13.1.3 Lorsque le segment final est contenu dans le volume de couverture MLS, les approches axiales calculées peuvent être effectuées le long d'un segment final rectiligne sur une pente de descente jusqu'à la hauteur de décision (DH). Les approches axiales calculées peuvent se traduire par des hauteurs de décision supérieures à celles qui sont réalisables avec des approches MLS dans l'axe.

13.2 Bilan d'erreurs d'approche axiale calculée

13.2.1 La RTCA (RTCA/DO-198) a décrit un bilan d'erreurs totales du système pour l'équipement de navigation de surface (RNAV) MLS. Ce bilan d'erreurs tient compte de contributions dues aux facteurs suivants :

- a) performances du système sol ;
- b) performances du capteur embarqué ;
- c) effets de la géométrie du système sol ;
- d) erreur de calcul de l'ordinateur RNAV MLS ;
- e) erreur technique de vol (FTE).

13.2.2 L'ensemble des erreurs ci-dessus, à l'exclusion de la FTE, est appelé erreur totale de position. À moins de 3,7 km (2 NM) du point de repère d'approche MLS, l'erreur totale admissible de position latérale de l'équipement MLS/RNAV à une position située à 60 m (200 ft) au-dessus du point de repère d'approche MLS sur un angle de site de 3° et une longueur de piste de 3 000 m (10 000 ft), est de 15 m (50 ft) (voir la note ci-dessous). De même, l'erreur totale admissible de position verticale est de 3,7 m (12 ft) à la même position. Une partie du bilan d'erreurs totales de position a été réservée pour les performances de l'ordinateur MLS/RNAV (erreur de calcul). À moins de 3,7 km (2 NM) du point de repère d'approche MLS, la partie du bilan d'erreurs réservée à l'erreur de calcul est de $\pm 0,6$ m (2 ft) aussi bien latéralement que verticalement. Les résultats présentés au § 13.5 supposent que l'on répond à cette spécification de précision de calcul.

13.2.3 Si l'on utilise la méthode de la racine carrée de la somme des carrés, l'erreur totale admissible de position latérale, exclusion faite des performances de l'ordinateur MLS/RNAV, est légèrement inférieure à ± 15 m (50 ft). De même, l'erreur totale admissible de position verticale, exclusion faite de l'erreur de calcul, est légèrement inférieure à $\pm 3,7$ m (12 ft). En conséquence, l'erreur combinée due aux performances du système sol, aux performances du capteur embarqué et aux effets de la géométrie du système sol, ne devrait pas dépasser ± 15 m (50 ft) latéralement et $\pm 3,7$ m (12 ft) verticalement à l'emplacement décrit. Sur la base de ces renseignements et d'hypothèses au sujet des performances des capteurs sol et embarqué, on peut obtenir les dépôts maximaux admissibles de l'antenne d'azimut et de l'antenne de site (effets de la géométrie) par rapport à l'axe de la piste.

13.2.4 Les erreurs de CMN ne dépassent pas $\pm 7,3$ m (24 ft) latéralement et $\pm 1,9$ m (6,3 ft) verticalement, ou l'équivalent linéaire de $\pm 0,1^\circ$, si cette valeur est inférieure aux précédentes. Les valeurs linéaires sont basées sur l'implantation nominale de l'antenne [distance de l'antenne d'azimut au seuil de 3 300 m (11 000 ft) et distance du point de repère au seuil de 230 m (760 ft)], avec un angle de site de 3°. Jusqu'à 3,7 km (2 NM) du point de référence d'approche MLS, la partie du bilan



d'erreurs de CMN réservée aux erreurs de calcul est de 1,1 m (3,5 ft) latéralement et de 0,6 m (2,0 ft) verticalement.

Note. — Toutes les erreurs correspondent au percentile 95.

13.3 Considérations relatives à l'implantation et à la précision

13.3.1 Une analyse théorique et opérationnelle a montré que plusieurs facteurs auront des incidences sur l'importance du déport latéral de l'antenne d'azimut qui peut être permis tout en assurant la précision de position latérale et verticale dont il est question au § 13.2.

13.3.2 *Distance entre les antennes d'azimut et de site*

13.3.2.1 Pour un déport donné d'antenne d'azimut, une courte distance azimut-site se traduit par des angles d'azimut relativement importants aux positions situées près du point de repère d'approche. Il s'ensuit que l'erreur provenant du DME est importante, et que la précision latérale peut se dégrader de façon inacceptable. Sur une piste où il y a un déport important de l'antenne d'azimut et une courte distance azimut-site, l'emploi du DME/P au lieu du DME/N peut être nécessaire pour réaliser la précision latérale requise.

13.3.3 *Précision en azimut*

13.3.3.1 Les limites de déport de l'antenne d'azimut dont il est question au § 13.5 sont basées sur la spécification de précision PFE en azimut de ± 6 m (20 ft) (voir Chapitre 3, § 3.11.4.9.4). La spécification de précision d'azimut recommandée de ± 4 m (13,5 ft) permettrait des déports plus importants de l'antenne d'azimut tout en permettant d'obtenir la précision requise de la position calculée à la DH. On suppose que la précision de l'angle d'azimut se dégrade conformément au § 3.11.4.9 du Chapitre 3.

13.3.4 *Précision DME*

13.3.4.1 On obtient de plus petites erreurs de détermination de la position lorsque l'équipement DME/P est utilisé et lorsque le segment d'approche finale s'étend sur moins de 9,3 km (5 NM) par rapport au point de repère d'approche MLS. Il y a deux normes de précision de mode d'approche finale DME/P dans cette zone. Les valeurs résultantes du déport de l'antenne d'azimut que l'on obtient quand on utilise le DME/P, et qui sont présentées au § 13.5, sont fondées sur la norme de précision 1 du mode d'approche finale. Des valeurs plus importantes de déport de l'antenne d'azimut peuvent être admissibles si on utilise un équipement DME/P conforme à la norme de précision 2. On suppose que la précision de mesure de distance en mode d'approche finale DME/P conforme à la norme de précision 1 se dégrade conformément au § 3.5.3.1.3.4 du Chapitre 3 et au Tableau B. On suppose que le DME/N se dégrade conformément au § 3.5.3.1.3.2 du Chapitre 3.

13.3.5 *Utilisation de l'information de site dans le calcul de la position latérale*



13.3.5.1 En général, le calcul de la position latérale, qui exclut les renseignements de site, sera suffisant pour les approches axiales calculées sur la piste principale. Si l'information de site n'est pas utilisée dans le calcul de position latérale, l'erreur latérale augmente. Cette erreur augmente avec l'angle d'azimut et la hauteur et en raison inverse de la distance. Les déports admissibles de l'antenne d'azimut qui sont présentés au § 13.5 sont réduits si l'information de site n'est pas utilisée dans le calcul de position latérale. On suppose que la précision de l'angle de site se dégrade conformément au § 3.11.4.9 du Chapitre 3.

13.4 Considérations relatives à l'équipement

13.4.1 Les performances des capteurs embarqués, l'équipement sol MLS et la mise en œuvre d'avionique MLS/RNAV influent sur la gamme d'application des approches axiales calculées. Les renseignements présentés au § 13.5 sont basés sur les considérations suivantes relatives à l'équipement.

13.4.2 Capteurs embarqués

13.4.2.1 On suppose que le récepteur décodera tous les mots de données auxiliaires requis pour les approches axiales calculées MLS à moins que l'information contenue dans les mots de données ne puisse être obtenue d'autres sources avioniques avec la même précision et la même intégrité que celles qui sont nécessaires pour les données auxiliaires. Les données numériques d'angle et de distance MLS sont nécessaires pour calculer la position latérale et verticale. La quantification des données d'angle est de $0,01^\circ$. La quantification de distance est de 0,2 m (0,001 NM).

13.4.3 Calculs RNAV

13.4.3.1 Aucune supposition n'est faite quant à l'endroit où les calculs de position RNAV sont faits. Une partie du bilan d'erreurs d'approche axiale calculée a été réservée pour l'erreur de calcul. Cela permet une mise en œuvre d'algorithme souple.

13.4.4 Techniques admissibles de calcul du déport de l'antenne d'azimut

13.4.4.1 Le RTCA (RTCA/DO-198, Appendice D) a défini plusieurs algorithmes différents de détermination de la position. Différents algorithmes peuvent traiter différentes configurations d'équipement sol. L'algorithme conçu pour traiter n'importe quelle géométrie d'équipement sol est l'algorithme 12 de la RTCA. Les valeurs admissibles de déport d'antenne ont été obtenues au moyen des méthodes de simulation Monte Carlo. Les résultats ont également été obtenus au moyen d'une méthode d'analyse directe. La méthode analytique utilise les transformations géométriques des erreurs maximales d'angle et de distance MLS pour déterminer les performances du système. La méthode Monte Carlo, grâce à l'émulation d'un système MLS/RNAV, est une méthode statistique utilisée pour déterminer les performances du système.



13.4.4.2 *Restriction possible dans la détermination de la position.* En fonction de la géométrie de l'équipement sol, il peut y avoir une zone de solutions multiples à la détermination de la position. Cette zone de solutions multiples dépend des emplacements de l'antenne de site et du transpondeur DME par rapport à la piste et à la trajectoire d'approche calculée. L'effet le plus prononcé se produit lorsque le transpondeur DME se trouve dans la zone située entre le point DH de la trajectoire d'approche et l'antenne de site. Les ambiguïtés de position peuvent être résolues lorsque le transpondeur DME est situé derrière l'antenne de site, pour un observateur qui se trouve dans la direction d'approche. Lorsque le transpondeur DME est situé devant l'antenne de site, il ne sera peut-être pas possible de résoudre l'ambiguïté de position.

13.4.5 *Géométrie de l'équipement sol*

13.4.5.1 La géométrie nominale de l'équipement sol en termes de la position relative des composants sol est représentée à la Figure G-29. On suppose que le transpondeur DME/P est coïmplanté avec l'antenne d'azimut. Lorsque l'équipement sol DME/P n'est pas disponible, on suppose que le transpondeur DME/N est situé entre les antennes d'azimut et de site MLS.

13.4.5.2 À cause de l'importante erreur appliquée au DME/N, l'emplacement du transpondeur DME/N n'a guère d'influence sur le déport admissible calculé de l'antenne d'azimut. Cela permet d'implanter le DME/N sur une zone étendue située entre les antennes d'azimut et de site. De même, le déport de l'antenne de site n'aura guère d'effet.

13.5 Positions admissibles de déport d'antenne d'azimut pour les approches axiales calculées sur la piste principale

13.5.1 *Résultats DME*

13.5.1.1 Le déport maximal de l'antenne d'azimut représente, pour un ensemble donné de conditions, le déport le plus important qui ne dépasse pas le bilan d'erreurs d'approche axiale calculée dont il est question au § 13.2. Les résultats DME/P sont présentés en fonction de la distance azimut-site. La Figure G-30 présente les déports admissibles de l'antenne d'azimut en cas d'emploi du DME/P.

13.5.1.2 Pour une distance azimut-site donnée, l'antenne d'azimut peut être située en tout point de la zone ombrée, et l'approche axiale calculée résultante répond aux conditions du § 13.2.

13.5.1.3 Des résultats ont été obtenus lorsque les précisions de distance DME/N sont utilisées. Ces résultats sont présentés à la Figure G-31.

13.6 Approches par faible visibilité

13.6.1 *Applications possibles*

13.6.1.1 La possibilité d'approche axiale calculée par faible visibilité se limite peut-être à des opérations sur la piste principale aux instruments à cause des considérations de géométrie qui



interviennent dans la réalisation de la précision appropriée. Les applications de piste aux instruments principale dans lesquelles la capacité d'exécuter une approche axiale calculée serait utile sont celles où l'azimut est déporté par rapport à l'axe de la piste à cause d'importantes restrictions d'implantation. Il peut y avoir de telles applications de déport d'azimut lorsque des opérations par faible visibilité sont considérées utiles.

13.6.1.2 On s'attend à ce que l'équipement embarqué mis en œuvre pour de telles approches axiales calculées par faible visibilité utilise un guidage de site sans calcul (à supposer que l'antenne sol de site soit implantée normalement) et un guidage latéral provenant d'une combinaison d'azimut (y compris les données d'implantation MLS contenues dans les fonctions de données de base et auxiliaires) et de mesure de distance provenant du transpondeur DME/P.

13.6.2 Performances des systèmes embarqués

13.6.2.1 Le logiciel d'une importance critique pour la sécurité qui est lié à la fonction de guidage pour les approches non calculées par faible visibilité fait principalement intervenir le récepteur MLS. Pour les approches axiales calculées, l'interrogateur DME et les calculs de navigation doivent également être pris en compte. Le logiciel d'une importance critique pour la sécurité pour ces fonctions devra être conçu, élaboré, documenté et évalué.

13.6.2.2 Les algorithmes nécessaires sont relativement simples et ne posent aucune difficulté en matière de certification. Cependant, l'expérience acquise sur les ordinateurs de système de gestion de vol (FMS) indique qu'il serait difficile de certifier une fonction critique pour la sécurité mise en œuvre à l'intérieur d'un FMS existant. Les architectures FMS actuelles ne sont pas divisées en segments pour permettre la certification distincte de différentes fonctions à différents niveaux d'importance critique, et les dimensions et la complexité d'un FMS empêchent la certification de l'intégralité de l'ordinateur FMS du point de vue logiciel critique pour la sécurité. En conséquence, des solutions de rechange pour la mise en œuvre FMS peuvent être prises en compte pour les possibilités d'approche axiale calculée prévues pour les applications avec faible visibilité (par exemple, l'incorporation dans le pilote automatique ou dans le récepteur MLS). Ces solutions de rechange fourniraient un guidage de sortie ayant les mêmes caractéristiques de sortie qu'une approche directe normale.

13.6.3 Performances des systèmes sol

13.6.3.1 Sur la base de la mise en œuvre prise comme hypothèse au § 13.3.5, le guidage en site serait utilisé exactement de la même façon que pour les approches MLS de base. En conséquence, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol de site resteraient les mêmes que ceux qui sont déjà donnés au Tableau G-15. Pour le guidage latéral, les objectifs d'intégrité et de continuité du service donnés au Tableau G-15 pour l'azimut s'appliqueraient à l'azimut et au DME combinés, se traduisant pour les deux systèmes par des objectifs plus stricts que ceux qui sont nécessaires pour les opérations MLS de base. Cependant, on pourra peut-être réaliser une approche

axiale calculée avec faible visibilité jusqu'à une DH de 30 m (100 ft) en utilisant un équipement sol répondant aux objectifs de niveau 4 du Tableau G-15.

13.6.4 Précision

13.6.4.1 Le MLS/RNAV permettra de suivre des trajectoires calculées jusqu'à des hauteurs de décision de catégorie I pour la piste principale avec les limitations d'implantation indiquées à la Figure G-30. En outre, dans certaines conditions, le MLS/RNAV fournira peut-être suffisamment de précision pour les approches de catégories II et III. Voir à ce propos le § 13.6.1.2 relatif à la mise en œuvre de l'équipement embarqué.

13.6.4.2 Les bilans d'erreurs pour les procédures de catégories II et III sont les suivants. Pour la catégorie III, les spécifications de précision latérale sont basées sur les précisions du capteur d'azimut MLS spécifiées au point de référence d'approche (seuil), à savoir ± 6 m (20 ft) pour la PFE et $\pm 3,2$ m (10,5 ft) pour le CMN (Chapitre 3, § 3.11.4.9.4). Pour la catégorie II, les spécifications de précision latérale sont obtenues en élargissant les valeurs admissibles de catégorie III du point de référence d'approche jusqu'à la hauteur de décision de catégorie II de 30 m (100 ft). Les équations utilisées pour calculer ces valeurs en mètres sont les suivantes :

$$PFE = 6 \times \frac{(D_{AZ-ARD} + R)}{D_{AZ-ARD}}$$

$$CMN = 3,2 \times \frac{(D_{AZ-ARD} + R)}{D_{AZ-ARD}}$$

$$R = \frac{(DH_{Cat II} - DH_{Cat III})}{\text{tg } \theta}$$

où

D_{AZ-ARD} = distance entre la station AZ et le point de référence d'approche (seuil)

R = distance entre $DH_{Cat II}$ et $DH_{Cat III}$

θ = angle de site

Par exemple, pour une piste de 3 000 m et un site de 3° , l'azimut étant repoussé de 300 m, une hauteur de décision de catégorie III de 15 m (50 ft) et une hauteur de décision de catégorie II de 30 m (100 ft), on obtient les valeurs suivantes :

$$D_{AZ-ARD} = 3\,300 \text{ m}$$

$$R = 286 \text{ m}$$

$$PFE_{DH \text{ Cat II}} = 6,5 \text{ m (21,3 ft)}$$

$$CMN_{bH \text{ Cat II}} = 3,5 \text{ m (11,5 ft)}$$



13.6.4.3 Les moyens d'approche axiale calculée jusqu'à la hauteur de décision de catégorie II ne permettront pas nécessairement les opérations d'atterrissage automatique étant donné que le guidage peut ne pas être assuré jusqu'à la piste et dans le voisinage de la piste. Vu les tolérances d'erreur plus strictes pour la catégorie II/III, il y aura par conséquent plus de contraintes en matière d'implantation d'antenne que pour la catégorie I, ce qui se traduit principalement par des limitations dans le déport latéral de l'azimut par rapport à l'axe de la piste.

13.7 Approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles

13.7.1 Telle qu'elle est définie ici, une piste secondaire est une piste caractérisée par une relation géométrique différente de celle qui est contenue dans les mots de données auxiliaires A. Les approches axiales calculées sur une piste secondaire parallèle sont réalisées le long d'une trajectoire calculée dans le prolongement d'axe de piste, qui ne coïncide pas avec une radiale d'azimut ou un angle de site MLS mais est parallèle à l'axe de la piste principale.

13.7.2 Les éléments de la présente section donnent des indications sur les géométries de piste admissibles pour les approches axiales calculées sur une piste secondaire parallèle jusqu'à des hauteurs de décision de 60 m (200 ft). Les éléments de la présente section sont basés sur l'application théorique des SARP MLS et DME/P (norme de précision 1). Le bilan d'erreurs utilisé est le bilan d'erreurs prudent dont il est question au § 13.2, mais il est à noter qu'un assouplissement de ce bilan d'erreurs est décrit au § 13.7.6.1.

13.7.3 Considérations relatives à la géométrie de la piste

13.7.3.1 La Figure G-32 présente la géométrie de la piste et de l'équipement. L'emplacement de la piste secondaire est établi latéralement, l'espacement de la piste étant indiqué en mètres. Les valeurs négatives représentent les emplacements de la piste secondaire à gauche de la piste principale. L'emplacement longitudinal du seuil de la piste secondaire est appelé décalage du seuil par rapport à la piste principale. Les valeurs négatives représentent le décalage de la piste en avant du seuil de la piste principale.

13.7.4 Considérations relatives à un espacement important de la piste

13.7.4.1 Des considérations supplémentaires sont nécessaires pour les approches axiales calculées sur des pistes parallèles largement espacées. Ces considérations comprennent :

- a) une couverture de signal suffisante jusqu'à la DH pour certaines géométries de pistes parallèles peut exiger l'emploi d'une antenne de site de plus de $\pm 40^\circ$ de couverture horizontale ;
- b) les zones critiques entourant les antennes MLS devront peut-être être élargies pour ces opérations;
- c) ces opérations exigent l'emploi d'un guidage en site au-dessous de la pente de descente minimale de la piste principale.



13.7.5 Géométrie des pistes

13.7.5.1 La Figure G-33 indique les espacements de pistes et décalages de seuils permis pour la piste secondaire. Elle représente les résultats concernant une piste principale de 3 000 m (10 000 ft). Les géométries changent marginalement avec la longueur de la piste principale. La zone ombrée représente les résultats obtenus au moyen des SARP actuelles MLS et DME/P (norme de précision 1) et du bilan d'erreurs dont il est question au § 13.2. Pour utiliser la Figure G-33, on introduit les valeurs correspondant à l'espacement et au décalage du seuil de la piste secondaire. Si le point résultant se trouve dans la zone ombrée, une approche axiale calculée jusqu'à une DH de 60 m (200 ft) sur un site de 3° est possible.

Note. — La zone circulaire proche de la courbe correspondant à une séparation de 1 200 m entre les pistes résulte de la limite supérieure du guidage en site utilisé. On ne s'attend pas que cette zone présente des limites opérationnelles quelconques dans la pratique.

13.7.6 Extensions des géométries de pistes

13.7.6.1 Des essais en vol et au sol ont indiqué que la zone ombrée peut être élargie sur la base des considérations supplémentaires ci-après :

a) une extension angulaire est possible si l'on utilise le guidage de site existant en-dehors du secteur minimal spécifié de guidage proportionnel en azimut. Le guidage en site pour cet élargissement angulaire doit être vérifié ;

b) une extension dans le sens de la radiale est possible avec un léger assouplissement du bilan d'erreurs verticales à 4,9 m (16 ft). Cet assouplissement est encore très prudent et représente 66 % du bilan d'erreurs ILS équivalent [7 m (24,1 ft)].

13.7.6.2 Le point A est un exemple d'emploi de la Figure G-33. Lorsqu'on utilise ces extensions, une approche axiale calculée sur une piste secondaire est possible pour un espacement de -1 400 m entre les pistes et un décalage de ± 200 m des seuils.

14. Application des objectifs de niveau de service du Tableau G-15 aux opérations MLS/RNAV

14.1 Les procédures MLS/RNAV examinées ci-dessous peuvent être réalisées avec un équipement au sol répondant aux objectifs d'intégrité et de continuité du service indiqués au Tableau G-15. Beaucoup de ces opérations peuvent être réalisées avec un équipement au sol ne répondant qu'aux objectifs de niveau 2. En outre, la plupart des procédures n'exigeront peut-être pas un guidage positif pendant la procédure d'approche interrompue. Là où les procédures ne permettent pas d'assurer le franchissement d'obstacles le long d'une approche interrompue sans guidage, on aura besoin d'un genre ou l'autre de guidage secondaire. Les besoins de précision du système de guidage secondaire seront déterminés par la nature de l'environnement riche en obstacles.



14.1.1 Dans les rares cas où une procédure MLS/RNAV s'effectue dans un environnement riche en obstacles, le temps d'exposition aux obstacles (OET) calculé exigera peut être un type d'équipement de niveau plus élevé que celui nécessaire à l'atterrissage.

14.1.2 Détermination des segments critiques

14.1.2.1 Les termes ci-après sont utilisés pour déterminer la longueur des segments critiques d'une procédure MLS/RNAV.

Environnement riche en obstacles. Environnement où il n'est pas possible de construire une approche interrompue sans guidage grâce aux procédures. Un guidage secondaire sera nécessaire pour pouvoir grimper à une altitude de secteur sûr.

Segment critique. Segment sur lequel une approche interrompue sans guidage exposerait l'aéronef à un obstacle.

Temps d'exposition aux obstacles (OET). Intervalle nécessaire pour traverser le segment critique d'une procédure MLS/RNAV. Ce temps est utilisé pour établir le niveau requis de service de l'équipement de guidage non embarqué.

14.1.2.2 Pour déterminer l'OET on peut suivre la procédure ci-après (voir Figure G-34) :

- a) déterminer s'il existe un environnement riche en obstacles en alignant la surface d'approche interrompue sans guidage sur tout cap qui pourrait être suivi au cours d'une approche interrompue sans guidage, à partir de la procédure MLS/RNAV ;
- b) déterminer s'il existe une procédure permettant d'éviter l'obstacle sans faire appel au guidage secondaire ;
- c) déterminer l'OET comme étant la période pendant laquelle l'obstacle se trouve à l'intérieur de la surface d'approche interrompue sans guidage, et pendant laquelle il n'y a pas de procédure permettant d'éviter l'obstacle.

14.2 Opérations axiales calculées

14.2.1 Lorsqu'elles aboutissent à la piste principale, ces opérations n'exigent du système embarqué que le calcul du guidage latéral. Le guidage vertical est assuré directement par la fonction de site. L'équipement embarqué qui assure le guidage latéral doit posséder la même intégrité que celle qui est exigée du récepteur MLS pour les opérations MLS de base effectuées à une hauteur de décision équivalente. Les opérations axiales calculées effectuées à une hauteur de décision inférieure à une hauteur de décision de catégorie I exigent du DME un niveau de précision, de continuité du service et d'intégrité applicable au type d'opération.



14.2.2 Lorsqu'elles aboutissent à une piste secondaire parallèle, ces opérations exigent que le système embarqué calcule le guidage latéral et vertical. Les hauteurs de décision peuvent être limitées par la couverture du signal MLS et la précision du guidage calculé réalisables.

14.2.3 L'équipement MLS sol qui répond aux objectifs de service du niveau 2 peut suffire pour les opérations axiales calculées :

- a) lorsque l'opération est effectuée à des hauteurs de décision de catégorie I ou supérieures ;
- b) lorsque la construction de trajectoire de référence et le guidage calculé latéral et vertical assuré par l'équipement embarqué possèdent le même niveau d'intégrité que le récepteur MLS pour une opération MLS de base.

14.2.4 Lorsque les opérations axiales calculées sont effectuées au-dessous des hauteurs de décision de catégorie 1, le niveau de service de l'équipement MLS sol doit être compatible avec la hauteur de décision utilisée. De même, l'équipement embarqué qui assure le guidage calculé doit posséder la même intégrité que le récepteur de base utilisé pour les opérations MLS de base avec hauteur de décision équivalente.

14.3 Procédures d'approche courbe MLS

14.3.1 Ces procédures doivent être examinées avec soin afin de déterminer le niveau de service exigé de l'équipement sol. Pour les courbes MLS, l'exigence la plus stricte en matière d'intégrité et de continuité du service peut être fondée sur une partie de la trajectoire de vol précédant la hauteur de décision. En pareil cas, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement MLS sol ne peuvent reposer uniquement sur la catégorie d'atterrissage. Lorsque les exigences en matière de franchissement d'obstacles prévoient que la précision du guidage doit être hautement fiable, les objectifs d'intégrité et de continuité du service de l'équipement sol peuvent être déterminés à l'aide de la méthode de l'arborescence des risques décrite à la Section X. Les exigences ci-après doivent également être prises en compte :

- a) l'équipement embarqué doit pouvoir construire les trajectoires de référence et calculer le guidage vertical et latéral, avec contrôle positif dans les virages ;
- b) l'intégrité et la continuité du service de l'équipement embarqué doivent être compatibles avec le degré de confiance dans la précision du guidage nécessaire pour exécuter la procédure en toute sécurité.

15. Application des configurations MLS simplifiées

15.1 Les SARP sur les configurations MLS de base et élargies contiennent une norme unique sur le signal hertzien, mais le Chapitre 3, § 3.11.3.4, définit une configuration MLS simplifiée qui permet d'utiliser le MLS pour les opérations de navigation fondée sur les performances



Agence Nationale de l'Aviation Civile
du Togo

RANT 10 – PART 1
Télécommunications aéronautiques
Aides radio à la navigation
SUPPLEMENTS

Page: SUP **278** de 329

Révision: 00

Date: 01/07/2015

15.2 Les limites assouplies en matière de couverture, de précision et de contrôle ne dépassent pas celles qui sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.1, pour les ILS des installations de catégorie de performances I. Cette configuration MLS simplifiée permet les opérations de catégorie I avec des réductions importantes des dimensions des antennes d'azimut et de site. Des réductions supplémentaires de la complexité de l'équipement peuvent être réalisées selon que l'on déroge à l'exigence CMN pour les applications permettant les opérations d'approche et d'atterrissage qui n'exigent pas de pilote automatique.

15.3 La configuration MLS simplifiée est compatible avec les configurations MLS de base et élargies.



Tableau G-1. Bilan de puissance du système
[Couverture en azimut $\pm 40^\circ$; couverture en site $0-20^\circ$; portée de 37 km (20 NM)]

Élément du bilan de puissance (Note 1)	Fonction d'azimut d'approche			Fonction de site		Fonction d'azimut arrière						
	Largeur de faisceau		MDPPD	1°	2°	MDPPD	Largeur de faisceau		MDPPD			
	1°	2°					3° (Note 2)	1°		2°	3°	
Signal nécessaire à l'emplacement de l'aéronef (dBm)	-95,0	-93,5	-91,2	-85,2	-81,7	-95,0	-93,5	-90,0	-95,0	-93,5	-88,2	-84,7
Affaiblissement de propagation (dB) (Notes 3 et 4)	139,0	139,0	139,0	139,0	139,0	138,1	138,1	138,1	133,9	133,9	133,9	133,9
Pertes probabilistes (dB) :												
a) Polarisation	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
b) Pluie	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	1,3	1,3	1,3	1,3
c) Atmosphère	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
d) Multitrajet horizontal	3,0	3,0	0,5	0,5	0,5	3,0	-	-	3,0	0,5	0,5	0,5
e) Multitrajet vertical	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	1,0	1,0	2,0	2,0	2,0	2,0
Total (somme quadratique a) à e) (dB)	4,3	4,3	3,1	3,1	3,1	4,3	2,5	2,5	3,9	2,5	2,5	2,5
Perte sur le diagramme horizontal et vertical (dB)	-	1,0	2,0	2,0	2,0	-	6,0	6,0	-	2,0	2,0	2,0
Marge du moniteur (dB)	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Gain d'antenne (dB) (Note 5)	-	-13,3	-23,0	-20,0	-18,0	-	-20,8	-17,8	-	-23,0	-20,0	-18,0
Gain net de puissance aux extrémités de couverture (dB)	-7,3	-	-	-	-	-7,3	-	-	-7,3	-	-	-
Puissance d'émission nécessaire (dBm)	42,5	39,0	31,4	40,4	41,1	41,6	33,8	40,3	37,1	23,4	31,7	37,2
Exemple émetteur 20 watt (dBm)	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0
Marge de puissance de l'émetteur (dB)	0,5	4,0	11,6	2,6	1,9	1,4	9,2	2,7	5,9	19,6	11,3	5,8

NOTES—

1. Les gains et les pertes indiqués pour l'antenne sont des valeurs représentatives.
2. Le débit de données élevé pour la largeur de faisceau en azimut de 3° permettra de réduire de 4,8 dB la puissance d'émission nécessaire.
3. On admet que la distance à l'antenne d'azimut est égale à 41,7 km (22,5 NM).
4. On admet que la distance à l'antenne d'azimut arrière est égale à 23,1 km (12,5 NM).
5. On peut réduire la puissance requise de l'émetteur en employant des antennes à plus grande efficacité.



Tableau G-2. Bilan de puissance du système embarqué

Élément du bilan de puissance	MDPD	Guidage complémentaire	Fonction d'azimut d'approche				Fonction de site		Fonction d'azimut arrière		
			Largeur de faisceau				Largeur de faisceau		Largeur de faisceau		
			1°	2°	3°	3° (Note 1)	1°	2°	1°	2°	3°
Rapport S/B FI (dB) nécessaire pour :											
a) taux de décodage 72 %	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
b) CMN 0,1° (Note 2)	—	—	8,8	14,8	18,3	13,5	—	10,0	—	11,8	15,3
c) Acquisition	—	6,5	—	—	—	—	6,5	—	6,5	—	—
Puissance du bruit dans une bande FI 150 kHz (dBm)	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0	-122,0
Puissance de signal nécessaire à FI (dBm)	-117,0	-115,5	-113,2	-107,2	-103,7	-108,5	-115,5	-112,0	-115,5	-110,2	-106,7
Bruit (dB)	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11
Perte en câble (Note 3) (dB)	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Gain d'antenne de bord (dBi)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Marge (dB)	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Signal nécessaire à l'emplacement de l'aéronef (dBm)	-95,0	-93,5	-91,2	-85,2	-81,7	-86,5	-93,5	-90,0	-93,5	-88,2	-84,7
<i>NOTES.—</i>											
1. Fonction d'azimut à cadence élevée.											
2. CMN 0,2° pour la fonction d'azimut arrière.											
3. Pertes en câble antenne antérieure ou antenne postérieure dans une installation type. L'avionique des avions de ligne peut admettre des pertes plus élevées (jusqu'à 11 dB).											

Tableau G-3. Exemples de procédures RNAV pour une installation MLS sur la piste 23R
(Voir Figure G-15)

Procédure	Type de procédure	Piste	Approche interrompue	Nombre de points de cheminement	AAZ ou BAZ
KASEL-1-A	Approche	23R	Oui	4	AAZ
NELSO-1-B	Approche	23R	Oui	3	AAZ
S/O	Approche interrompue	23R	S/O	2	AAZ
SEMOR-1-C	Approche	26 (Note)	Non	2	AAZ
LAWSO-6-D	Départ	23R	S/O	3	BAZ

Note.— La piste 26 est une piste secondaire. La distance de l'azimut virtuel au point de cheminement est de 3 000 m.



**Tableau G-4. Exemples de renseignements concernant
des points de cheminement de procédures MLS/RNAV**

Indicateur de base	Indicateur de validité	Indicateur de route	Numéro de point de cheminement	X (mètres)	Y (mètres)	Z (mètres)	Notes
KASEL	1	A	4	8 200	-9 094	S/O	Z non émise
			3	9 954	-5 336	789	PFAF
			2	6 556	0	344	Z et Y non émises
			1	259	0	16,8 (Note)	Seuil
NELSO	1	B	3	9 742	6 499	819	PFAF
			2	6 556	0	344	Partagé avec KASEL
			1	259	0	16,8 (Note)	Partagé avec KASEL
S/O (approche interrompue)	S/O	S/O	2	-7 408	0	S/O	Z et Y non émises
			1	0	0	S/O	Z et Y non émises
SEMOR	1	C	2	5 567	-5 276	346	PFAF
			1	159	-2 401	16	Seuil
LAWSO	6	D	3	-8 018	3 057	S/O	Z non émise
			2	-4 964	0	S/O	Z et Y non émises
			1	0	0	S/O	Z et Y non émises

Note.— Cette valeur est la hauteur de franchissement du seuil, rapportée au niveau du sol au seuil. La hauteur du seuil par rapport au point de repère MLS est donnée dans le mot de données auxiliaires A2.



Tableau G-5. Exemples d'affectations pour les mots de données B1 et B39

Désignation du mot de donnée	Mot de donnée	Bits n°	Élément de donnée	Valeur	Codage
Correspondance/CRC d'azimut d'approche	B1	I ₂₁₋₂₄	Nombre d'indicateurs de procédure	3	1100
		I ₂₅₋₃₀	Dernier mot de la base de données d'azimut d'approche	11	001011 (Note 2)
		I ₃₁₋₆₂	Code CRC	Voir Tableau G-9	
		I ₆₃	Mot B42 émis	Non	0
		I ₆₄	Mot A4 émis	Oui	1
		I ₆₅	Mot B43 émis	Non	0
		I ₆₆₋₆₉	Réserve	Zéros	0000
Correspondance/CRC d'azimut arrière (Note 3)	B39	I ₂₁₋₂₄	Nombre d'indicateurs de procédure	1	1000
		I ₂₅₋₃₀	Premier mot de la base de données d'azimut arrière	36	100100 (Note 2)
		I ₃₁₋₆₂	Code CRC	Voir Tableau G-9	
		I ₆₃	Mot B43 émis	Non	0
		I ₆₄₋₆₈	Réserve	Zéros	00000
		I ₆₉	Indicateur de correspondance/CRC d'azimut arrière	Correspondance/ CRC	1

NOTES:—

1. Le numéro de bit le plus bas est à gauche.
2. Les adresses des mots de données sont conformes aux indications du Tableau A-9 de l'Appendice A et débutent par le bit de poids fort.
3. Une installation pour laquelle il n'existe pas de base de données d'azimut arrière peut utiliser tous les mots jusqu'au mot B39 pour la base de données d'azimut d'approche.



Tableau G-6. Exemple d'affectation de mots indicateurs de procédure

Élément de donnée	Bits n°	Mots de données indicateurs de procédure							
		KASEL		NELSO		SEMOR		LAWSO	
		B2		B3		B4		B36	
		Valeur	Code	Valeur	Code	Valeur	Code	Valeur	Code
Indicateur de base (premier caractère)	I ₂₁ -I ₂₅	K	11010	N	01110	S	11001	L	00110
Deuxième caractère	I ₂₆ -I ₃₀	A	10000	E	10100	E	10100	A	10000
Troisième caractère	I ₃₁ -I ₃₅	S	11001	L	00110	M	10110	W	11101
Quatrième caractère	I ₃₆ -I ₄₀	E	10100	S	11001	O	11110	S	11001
Cinquième caractère	I ₄₁ -I ₄₅	L	00110	O	11110	R	01001	O	11110
Indicateur de validité	I ₄₆ -I ₄₉	1	1000	1	1000	1	1000	6	0110
Indicateur de route	I ₅₀ -I ₅₄	A	10000	B	01000	C	11000	D	00100
Numéro de piste	I ₅₅ -I ₆₀	23	111010	23	111010	26	010110	23	111010
Lettre de piste	I ₆₁ -I ₆₂	R	10	R	10	–	00	R	10
Type de procédure	I ₆₃	APP	0	APP	0	APP	0	DEP	1
Indice du premier point de cheminement	I ₆₄ -I ₆₉	1	100000	4	001000	5	101000	1	100000

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.



Tableau G-7. Exemple d'affectation de points de cheminement (WP) pour approche MLS/RNAV

Procédure	Mot de donnée	Bits n°	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP	
KASEL	B5	I ₂₁₋₃₅	WP 4 – Coordonnée X	8 200 m	110000010011000	1	
		I ₃₆	Coordonnée Y suit	Oui	1		
		I ₃₇₋₅₁	WP 4 – Coordonnée Y	-9 094 m	000001111011001	2	
		I ₅₂	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₅₃₋₅₅	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000		
		I ₅₆₋₆₉	WP 3 – Coordonnée X (14 premiers bits)	9 954 m	00001100111100		
	B6	I ₂₁	WP 3 – Coordonnée X (dernier bit)		0	3	
		I ₂₂	Coordonnée Y suit	Oui	1		
		I ₂₃₋₃₇	WP 3 – Coordonnée Y	-5 336 m	001001000001001		
		I ₃₈	Coordonnée Z suit	Oui	1		
		I ₃₉₋₅₁	WP 3 – Coordonnée Z	789 m	100111011000		
		I ₅₂₋₅₄	Identificateur du prochain segment/champ	Courbe = 1	100		
	B7	I ₂₁	Coordonnée Y suit	Non	0	4	
		I ₂₂	Coordonnée Z suit	Oui	1		
		I ₂₃₋₃₅	WP 2 – Coordonnée Z	344 m	0011110110000		
		I ₃₆₋₃₈	Identificateur du prochain segment/champ	5	101		
		I ₃₉₋₄₄	Hauteur du point de cheminement de seuil	16,8 m	010001		
		I ₄₅₋₅₀	Indice d'approche interrompue	7	111000		
NELSO		I ₅₁₋₆₅	WP 3 – Coordonnée X	9 742 m	101110110111000	4	
		I ₆₆	Coordonnée Y suit	Oui	1		
		I ₆₇₋₆₉	WP 3 – Coordonnée Y (trois premiers bits)	6 499 m	110		
	B8	I ₂₁₋₃₂	WP 3 – Coordonnée Y (douze derniers bits)		101111001000	5	
		I ₃₃	Coordonnée Z suit	Oui	1		
		I ₃₄₋₄₆	WP 3 – Coordonnée Z	819 m	1110100111000		
		I ₄₇₋₄₉	Identificateur du prochain segment/champ	Partagé = 3	110		
		I ₅₀₋₅₅	Indice du prochain point de cheminement	3	110000		
SEMOR		I ₅₆₋₆₉	WP 2 – Coordonnée X (quatorze premiers bits)	5 567 m	11111110000100		
	B9	I ₂₁	WP 2 – Coordonnée X (dernier bit)		0	6	
		I ₂₂	Coordonnée Y suit	Oui	1		
		I ₂₃₋₃₇	WP 2 – Coordonnée Y	-5 276 m	101100000001001		
		I ₃₈	Coordonnée Z suit	Oui	1		
		I ₃₉₋₅₁	WP 2 – Coordonnée Z	346 m	0111110110000		
	I ₅₂₋₅₄	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000			
	B10		I ₅₅₋₆₉	WP 1 – Coordonnée X	159 m		011111000000000
			I ₂₁	Coordonnée Y suit	Oui		1
			I ₂₂₋₃₆	WP 1 – Coordonnée Y	-2 401 m		010101011100001
			I ₃₇	Coordonnée Z suit	Oui		1



Procédure	Mot de donnée	Bits n°	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP	
Approche interrompue		I ₃₈₋₅₀	WP 1 – Coordonnée Z	16 m	0010111000000		
		I ₅₁₋₅₃	Identificateur du prochain segment/champ	6	011		
		I ₅₄₋₅₉	Distance de l'azimut virtuel	3 000 m	011110		
		I ₆₀₋₆₉	WP 2 – Coordonnée X (dix premiers bits)	-7 408 m	0111001011	7	
	B11	I ₂₁₋₂₅	WP 2 – Coordonnée X (cinq derniers bits)			01001	
		I ₂₆	Coordonnée Y suit	Non	0		
		I ₂₇	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₂₈₋₃₀	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000		
		I ₃₁₋₄₅	WP 1 – Coordonnée X	0	0000000000000000	8	
		I ₄₆	Coordonnée Y suit	Non	0		
		I ₄₇	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₄₈₋₅₀	Identificateur du prochain segment/champ	6	011		
		I ₅₁₋₆₉	Réserve	Zéros	000...000		

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.

Tableau G-8. Exemple d'affectation de points de cheminement (WP) pour départ MLS/RNAV

Procédure	Mot de donnée	Bits n°	Élément de donnée	Valeur	Codage	Indice WP	
LAWSO	B37	I ₂₁₋₃₅	WP 3 – Coordonnée X	-8 018 m	001111000011001	1	
		I ₃₆	Coordonnée Y suit	Oui	1		
		I ₃₇₋₅₁	WP 3 – Coordonnée Y	3 057 m	010101010010000		
		I ₅₂	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₅₃₋₅₅	Identificateur du prochain segment/champ	Courbe = 1	100		
		I ₅₆₋₆₉	WP 2 – Coordonnée X (quatorze premiers bits)	-4 964 m	11001001111000	2	
	B38	I ₁₁	WP 2 – Coordonnée X (dernier bit)			1	
		I ₁₂	Coordonnée Y suit	Non	0		
		I ₁₃	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₂₄₋₂₆	Identificateur du prochain segment/champ	Droit = 0	000		
		I ₂₇₋₄₁	WP 1 – Coordonnée X	0	0000000000000000	3	
		I ₄₂	Coordonnée Y suit	Non	0		
		I ₄₃	Coordonnée Z suit	Non	0		
		I ₄₄₋₄₆	Identificateur du prochain segment/champ	Dernier WP = 6	011		
I ₄₇₋₆₉	Réserve	Zéros	000...000				

Note.— Le numéro de bit le plus bas est à gauche.



Tableau G-9. Exemple de base de données MLS/RNAV complète

Mot	Position des bits															
	1 3456	2 7890	3 1234	4 5678	5 9012	6 3456	7 7890	8 1234	9 5678	10 9012	11 3456	12 7890	13 1234	14 5678	15 9012	16 3456
A1	0000	0111	0011	0010	0101	1101	1001	1000	0010	0110	0010	0100	0000	0000	0000	0100
A2	0000	1010	0011	0010	0111	0000	0010	0111	1001	1000	0000	0000	0110	0000	0001	1010
A3	0000	1101	0011	0010	0001	0111	0110	0110	0011	0000	0100	0110	0111	0000	0111	1101
A4	0001	0011	0011	0010	0111	0000	0010	0000	0000	0000	0001	0000	0000	0000	0110	1000
B1	0000	0111	1100	0010	1100	0111	0100	0011	1111	0000	0001	1001	0001	0000	0010	0111
B2	0000	1010	1101	0100	0011	0011	0100	0011	0100	0100	0011	1010	1001	0000	0111	1001
B3	0000	1101	0111	0101	0000	1101	1001	1111	0100	0010	0011	1010	1000	0100	0000	1101
B4	0001	0011	1100	1101	0010	1101	1110	0100	1100	0110	0001	0110	0001	0100	0011	1110
B5	0001	0100	1100	0001	0011	0001	0000	0111	1011	0010	0000	0001	1001	1110	0000	0001
B6	0001	1001	0100	1001	0000	0100	1110	0111	1011	0001	0010	0000	0001	0100	0011	0000
B7	0001	1110	0100	1111	0110	0001	0101	0001	1110	0010	1110	1101	1100	0111	0110	1001
B8	0010	0010	1011	1100	1000	1111	0100	1110	0011	0110	0001	1111	1100	0010	0000	0011
B9	0010	0101	0110	1100	0000	0100	1101	1111	0110	0000	0001	1111	0000	0000	0101	0110
B10	0010	1000	1010	1010	1110	0001	1001	0111	0000	0001	1011	1100	1110	0101	1110	0100
B11	0010	1111	0100	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0110	0100
B36	1001	0001	0011	0100	0011	1011	1001	1111	0011	0001	0011	1010	1011	0000	0010	0101
B37	1001	0110	0011	1100	0011	0011	0101	0101	0010	0000	1001	1001	0011	1100	0100	0000
B38	1001	1011	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1101
B39	1001	1100	1000	1001	0010	1011	0010	0001	1000	1011	1111	0010	0000	0000	1010	1001
B40	1010	0000	0111	0011	0110	0110	0110	1000	0101	0110	0101	0010	0010	1010	0110	1001
B41	1010	0111	1100	0000	0000	0110	1101	1001	0111	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1111
B44	1011	0011	1110	1010	0101	1000	0100	1010	0000	1110	1110	1000	1000	0000	0001	1011
B45	1011	0100	1111	1001	0000	0000	0000	1101	0010	0100	0000	0000	0010	1111	0000	0011
BDW6	0011	0011	1000	1000	0011											

Note.— Les bits I₁ à I₁₂ du préambule ne sont pas indiqués.



Tableau G-10. Détermination des zones critiques et sensibles d'azimut MLS — Erreurs admissibles
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) et les erreurs, en degrés]

Largeur de faisceau d'antenne	Distance azimut — seuil m (ft)							
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 360 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
	2°	2°	2°	2°	2°	1°	1°	1°
a) Bilan système pour PFN = 3,5 m (11,5 ft)	0,1098	0,0941	0,0824	0,0732	0,0659	0,0599	0,0549	0,0507
b) Erreur admissible de l'équipement sol	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120
c) Réflexion par le sol — Erreur admissible	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0200	0,0200	0,0200
d) Emplacement propre — Erreur admissible $[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}]$	0,1016	0,0844	0,0710	0,0601	0,0510	0,0552	0,0497	0,0450
e) Support ALS/moniteur — Erreur admissible	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0150	0,0150	0,0150
f) Emplacement complexe — Erreur admissible $[f = \sqrt{d^2 - e^2}]$	0,0970	0,0788	0,0643	0,0521	0,0412	0,0531	0,0474	0,0424
g) Emplacement complexe — 70 % de l'erreur admissible	0,0679	0,0552	0,0450	0,0365	0,0288	0,0372	0,0332	0,0297
a) Bilan système pour CMN = 3,2 m (10,5 ft)	0,1003	0,0859	0,0752	0,0668	0,0602	0,0547	0,0501	0,0463
b) Erreur admissible de l'équipement (GND)	0,0315	0,0270	0,0236	0,0210	0,0189	0,0172	0,0158	0,0145
c) Erreur admissible de l'équipement (ABN)	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150
d) Vibrations de la structure — Erreur admissible	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320
e) Emplacement propre/ complexe — Erreur admissible $[e = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2}]$	0,0884	0,0735	0,0620	0,0527	0,0449	0,0380	0,0319	0,0261
f) Emplacement complexe — 70 % de l'erreur admissible	0,0619	0,0515	0,0434	0,0369	0,0314	0,0266	0,0223	0,0183



Tableau G-11. Détermination de la zone critique de site MLS — Erreurs admissibles
(En degrés)

Largeur de faisceau d'antenne	1,5°	1,0°
a) Bilan système pour PFN = 0,4 m (1,3 ft)	0,083	0,083
b) Erreur admissible de l'équipement sol	0,010	0,010
c) Réflexions dans les lobes secondaires	0,055	0,037
d) Emplacement propre — Erreur admissible $[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}]$	0,061	0,073
e) Diffractions verticales (moniteurs extérieurs)	0,030	0,030
f) Réflexions latérales — Erreur admissible	0,031	0,043
g) Emplacement complexe — Erreur admissible $[g = \sqrt{d^2 - e^2 - f^2}]$	0,043	0,051
h) Emplacement complexe — 70 % de l'erreur admissible	0,030	0,036
a) Bilan système pour CMN = 0,3 m (1,0 ft)	0,064	0,064
b) Erreur admissible de l'équipement sol	0,032	0,032
c) Erreur admissible de l'équipement embarqué	0,010	0,010
d) Réflexions dans les lobes secondaires — Erreur admissible	0,015	0,010
e) Vibrations de la structure — Erreur admissible	0,010	0,010
f) Emplacement propre/complexe — Erreur admissible $[f = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2 - e^2}]$	0,052	0,053
g) Emplacement complexe — 70 % de l'erreur admissible	0,036	0,037

Tableau G-12A. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche dans l'axe suivant l'azimut zéro degré, voir § 4.3.7)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

Distance azimut — seuil	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, emplacement propre	490 (1 600)	520 (1 700)	580 (1 900)	610 (2 000)	640 (2 100)	670 (2 200)	700 (2 300)	700 (2 300)
B-727, emplacement propre	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)
B-747, emplacement complexe	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	640 (2 100)	700 (2 300)	730 (2 400)	760 (2 500)	820 (2 700)
B-727, emplacement complexe	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	550 (1 800)	460 (1 500)	490 (1 600)	550 (1 800)



Tableau G-12B. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche décalée, voir § 4.3.7.1)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

Distance azimut — seuil	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, emplacement propre	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	880 (2 900)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
B-727, emplacement propre	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
B-747, emplacement complexe	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
B-727, emplacement complexe	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)

Tableau G-12C. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche axiale calculée, voir § 4.3.7.2, emplacements propres)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

Distance antenne d'azimut — seuil	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Aéronefs comparables au B-727, emplacement propre								
Hauteur : 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)	610 (2 000)	610 (2 000)	670 (2 200)
45 (150)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)	610 (2 000)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)
30 (100)	300 (1 000)	520 (1 700)	610 (2 000)	700 (2 300)	820 (2 700)	920 (3 000)	980 (3 200)	1 100 (3 600)
15 (50)	610 (2 000)	730 (2 400)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 100 (3 600)	1 040 (3 400)	1 190 (3 900)
Aéronefs comparables au B-747, emplacement propre								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	520 (1 700)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	850 (2 800)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
60 (200)	700 (2 300)	790 (2 600)	820 (2 700)	920 (3 000)	940 (3 100)	940 (3 100)	1 010 (3 300)	1 010 (3 300)
45 (150)	760 (2 500)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 070 (3 500)	1 190 (3 900)	1 400 (4 600)
30 (100)	850 (2 800)	960 (3 100)	1 100 (3 600)	1 250 (4 100)	1 400 (4 600)	1 550 (5 100)	1 710 (5 600)	1 890 (6 200)
15 (50)	1 070 (3 500)	1 340 (4 400)	1 580 (5 200)	1 830 (6 000)	1 980 (6 500)	2 040 (6 700)	2 070 (6 800)	2 070 (6 800)



Tableau G-12D. Longueurs types de la zone sensible d'azimut
(Approche axiale calculée, voir § 4.3.7.2, emplacements complexes)
[Les distances sont exprimées en mètres (ft) ; valeurs arrondies dans les deux cas]

Distance antenne d'azimut — seuil	Largeur de faisceau 2,0°					Largeur de faisceau 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Aéronefs comparables au B-727, emplacement complexe								
Hauteur : 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)
300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)	730 (2 400)
330 (1 100)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	670 (2 200)	700 (2 300)	790 (2 600)	880 (2 900)
330 (1 100)	330 (1 100)	550 (1 800)	640 (2 100)	730 (2 400)	1 010 (3 300)	940 (3 100)	1 040 (3 400)	1 160 (3 800)
640 (2 100)	640 (2 100)	790 (2 600)	940 (3 100)	1 070 (3 500)	1 250 (4 100)	1 250 (4 100)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)
Aéronefs comparables au B-747, emplacement complexe								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	670 (2 200)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
60 (200)	730 (2 400)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 040 (3 400)	1 070 (3 500)	1 220 (4 000)
45 (150)	820 (2 700)	880 (2 900)	980 (3 200)	1 100 (3 600)	1 220 (4 000)	1 100 (3 600)	1 190 (3 900)	1 430 (4 700)
30 (100)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)	1 580 (5 200)	1 770 (5 800)	1 950 (6 400)
15 (50)	1 100 (3 600)	1 370 (4 500)	1 620 (5 300)	1 830 (6 000)	2 130 (7 000)	2 230 (7 300)	2 350 (7 700)	2 380 (7 800)



Tableau G-13. Pente de la surface de hauteur minimum et longueur du volume de couverture protégé correspondant pour les procédures d'approche MLS/RNAV

Longueur du volume de couverture protégé L[m(ft)] PCH = 2,0 m	Pente θ de la surface de hauteur minimum Pente/angle de site (degrés)	
	B-727 perturbateur	B-747 perturbateur
300 (1 000)	1,81	3,49
450 (1 500)	1,23	2,36
600 (2 000)	0,95	1,79
750 (2 500)	0,77	1,44
900 (3 000)	S/O	1,21

La relation ci-dessous peut servir à déterminer la pente θ de la surface de hauteur minimum par rapport au centre de phase d'une antenne d'azimut pour une longueur arbitraire L du volume de couverture protégé.

$$\theta = \text{tg}^{-1} \left[\frac{\text{TFH} + \frac{\sqrt{\lambda(L)}}{4} - \text{PCH}}{L} \right]$$

Dans cette relation :

TFH = hauteur de la dérive ;

PCH = hauteur du centre de phase ;

λ = longueur d'onde MLS.

Note.— TFH est égale à 10,4 m pour le B-727 et à 19,3 m pour le B-747 ; λ est égale à 0,06 m. PCH et L doivent être exprimés en mètres si TFH et λ le sont.

Tableau G-14. Relations entre le moniteur et les mesures de commande de l'équipement sol

Panne de sous-système	Conséquence						
	Azimut d'approche	Site d'approche	Azimut arrière	Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut d'approche	Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut arrière	Données auxiliaires	DME/N ou DME/P
Azimut d'approche	*	*		+		+	
Site d'approche		*					
Azimut arrière			*		+		
Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut d'approche	*	*		*		+	
Données de base rayonnées vers la couverture de l'azimut arrière			*		*		
Données auxiliaires	+	+		+		*	
DME/N ou DME/P							*

* Le rayonnement devrait cesser.
+ Le rayonnement peut se poursuivre lorsque l'exploitation l'exige.

Tableau G-15. Objectifs de continuité du service et d'intégrité dans le cas des opérations MLS de base et MLS/RNAV

Niveau	Azimut ou site			DME/P (Note 6)		
	Intégrité lors d'un atterrissage quelconque	Continuité du service	MTBO (heures)	Intégrité lors d'un atterrissage quelconque (Note 4)	Continuité du service	MTBO (heures)
1	Non démontrées mais conçues pour être conformes aux spécifications du niveau 2 (Note 3)					
2	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
3	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (15 s)	2 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
4 (Note 5)	$1 - 0,5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (30 s Az) (15 s EI) (Note 6)	4 000 Az 2 000 EI (Note 6)	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000

NOTES.—

- La continuité du service et l'intégrité de la fonction de données sont prises en considération dans les valeurs spécifiées pour la fonction d'angle pour chaque niveau.
- L'azimut arrière n'est pas requis pour les procédures de base.
- Tous les équipements devraient être au moins conformes aux spécifications du niveau 2.
- Si le DME/N est utilisé avec le MLS, les chiffres pourraient être ramenés à $1 - 1 \times 10^{-7}$.
- Les temps d'exposition du niveau 4 sont basés sur l'expérience de l'utilisation de l'ILS et sont compatibles avec les possibilités opérationnelles actuelles. À mesure que l'on acquerra de l'expérience de l'utilisation du MLS et que l'on proposera des possibilités opérationnelles supérieures, il faudra peut-être modifier ces valeurs.
- Les procédures MLS/RNAV exigeront peut-être que, aux niveaux 3 et 4, les objectifs d'intégrité, de continuité du service et de MTBO des éléments site, DME/P et azimut arrière (s'il est utilisé), soient équivalents à ceux de l'équipement azimut.

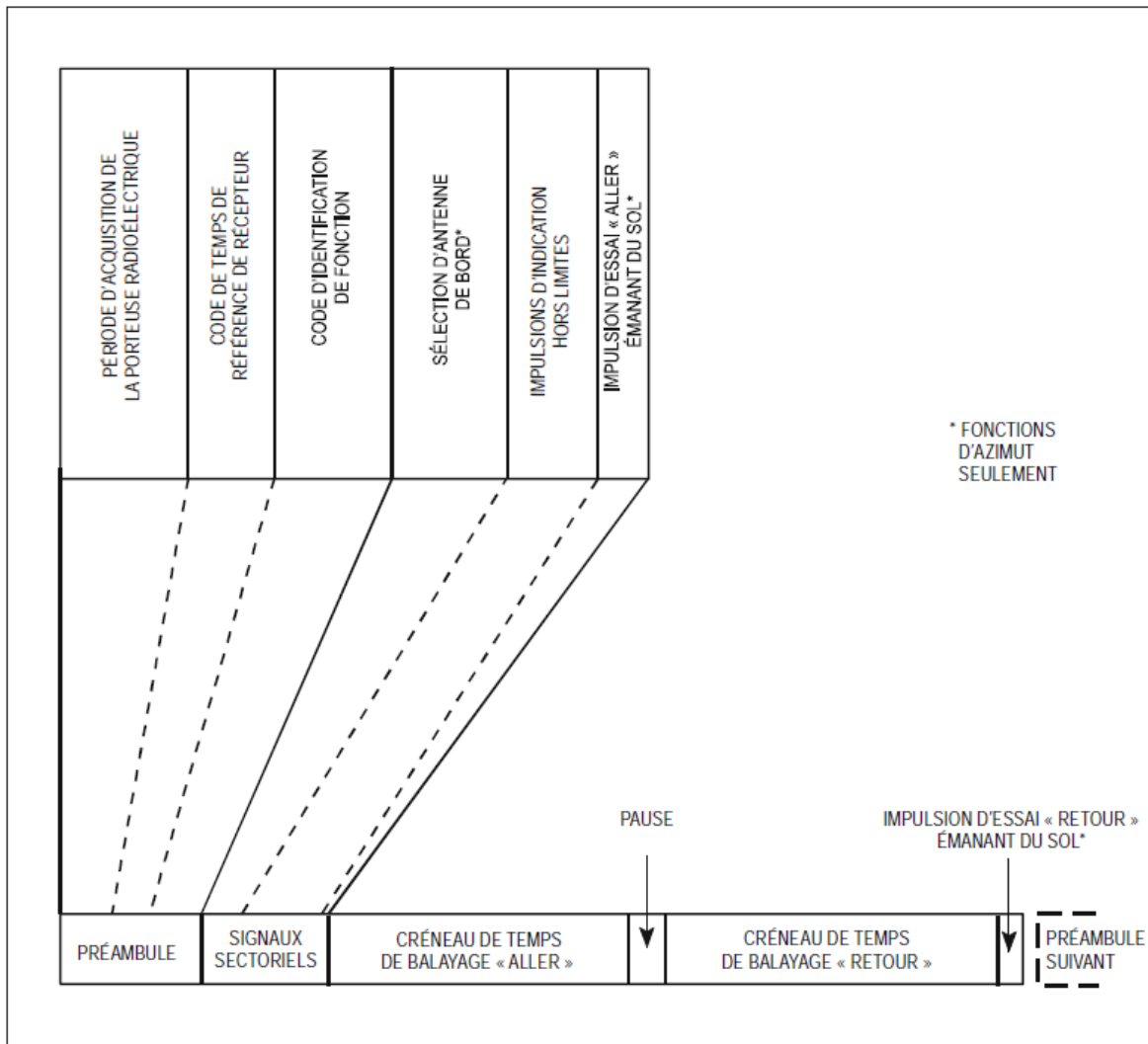


Figure G-1. Organisation de fonction d'angle

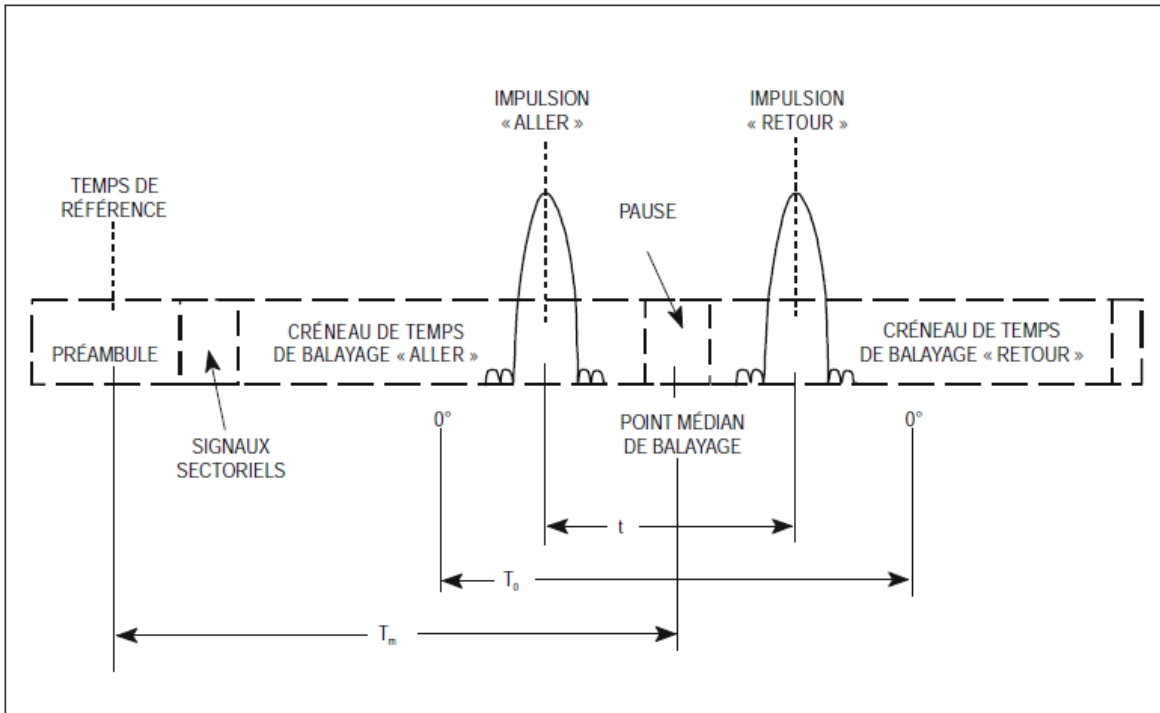


Figure G-2. Paramètres de séquençage de balayage en angle

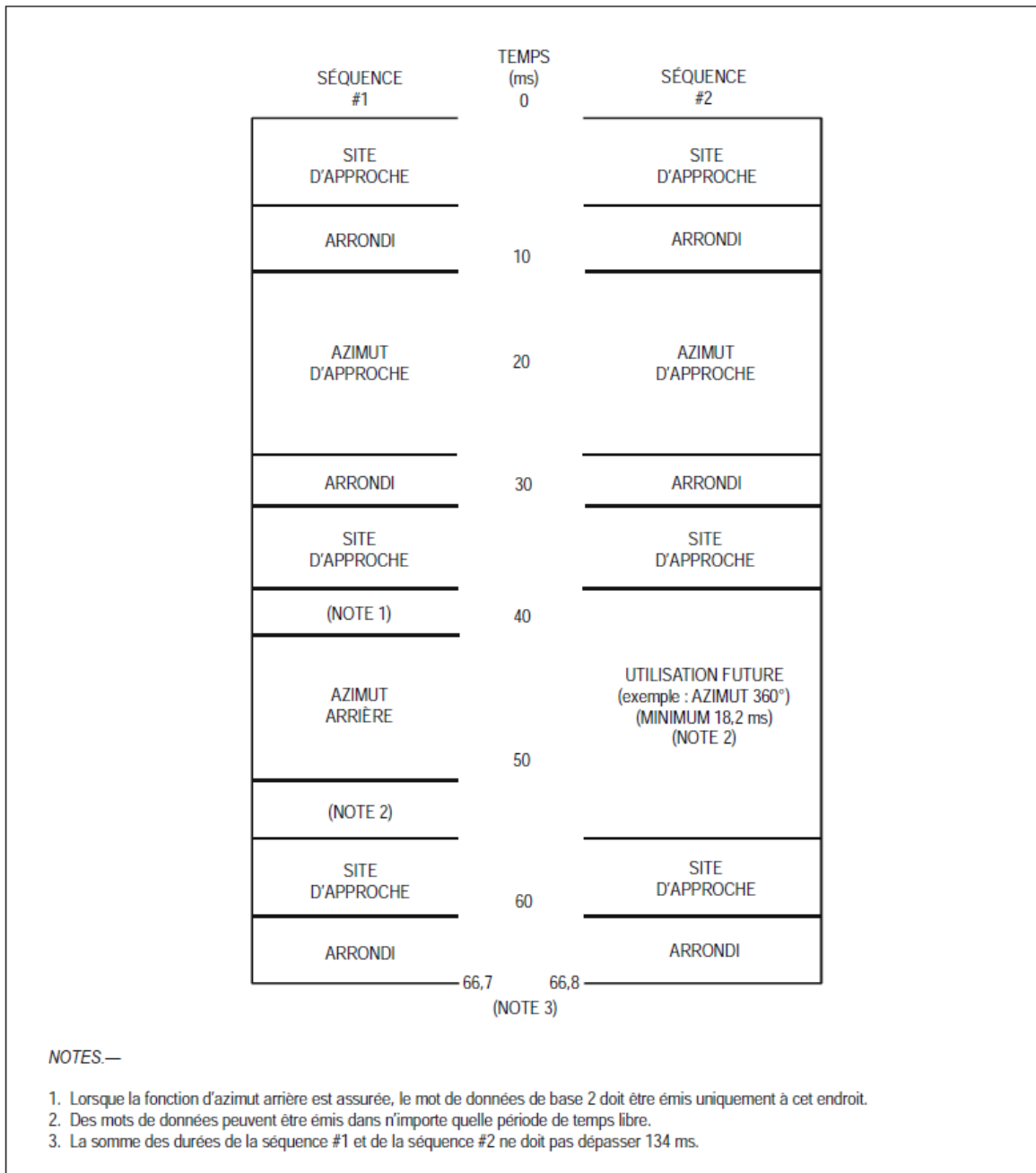


Figure G-3A. Paire de séquences d'émission avec place pour toutes les fonctions de guidage en angle MLS

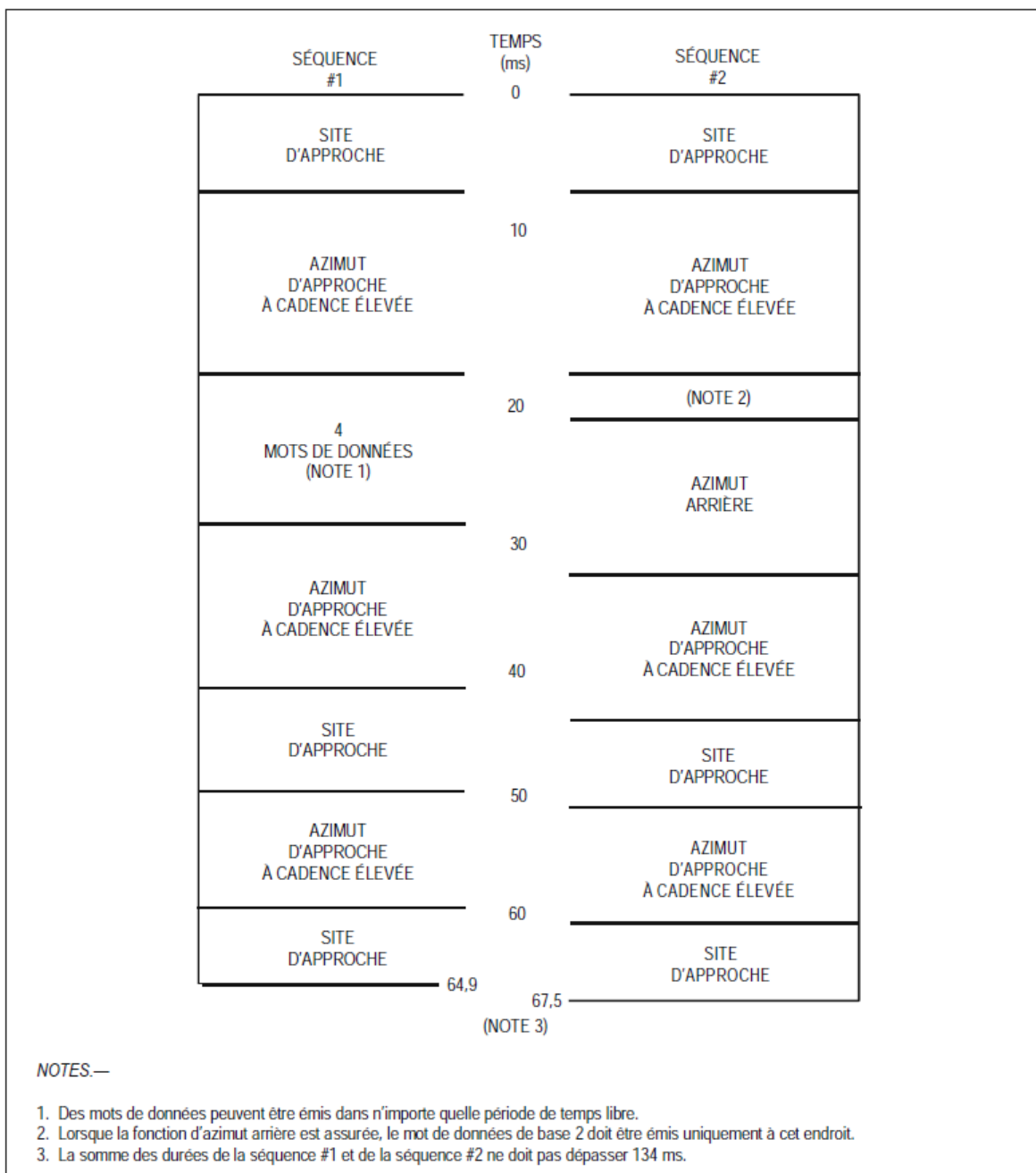


Figure G-3B. Paire de séquences d'émission avec place pour la fonction de guidage en angle d'azimut d'approche à cadence élevée MLS

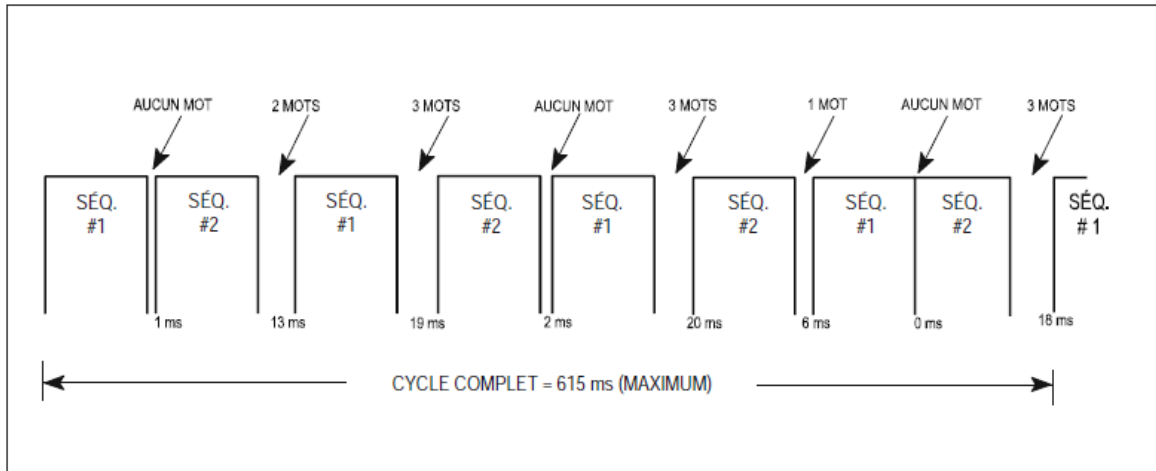


Figure G-3C. Cycle complet d'émission multiplex avec indication des périodes de temps libre pouvant servir à l'émission de mots de données

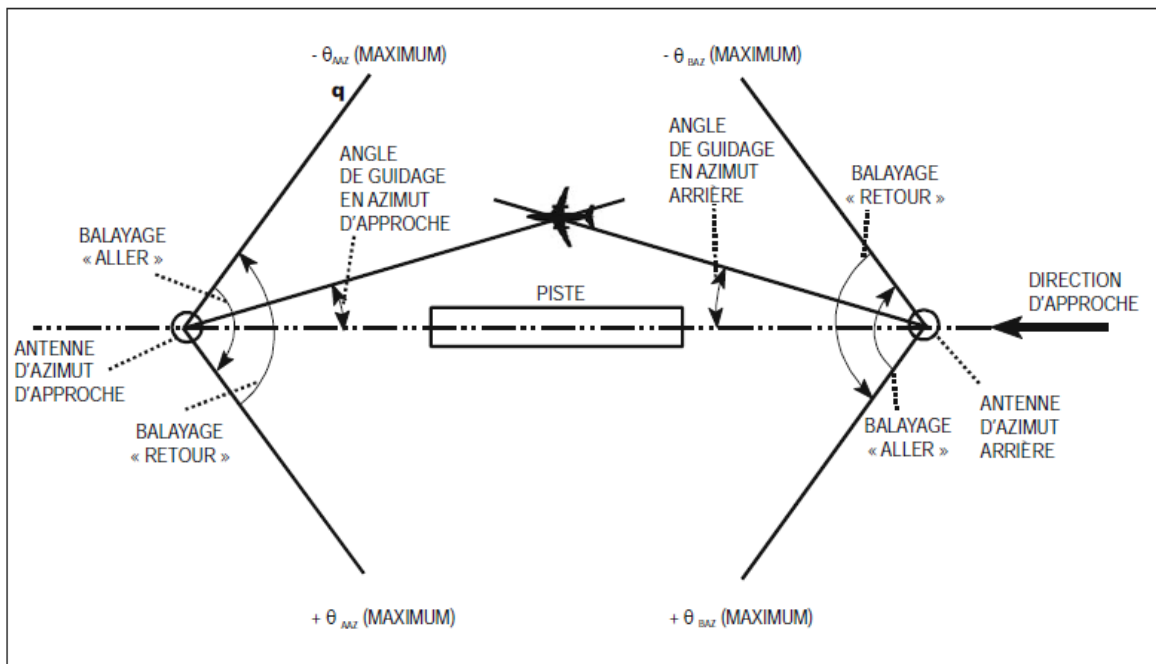


Figure G-4. Conventions de balayage pour les fonctions de guidage en azimut

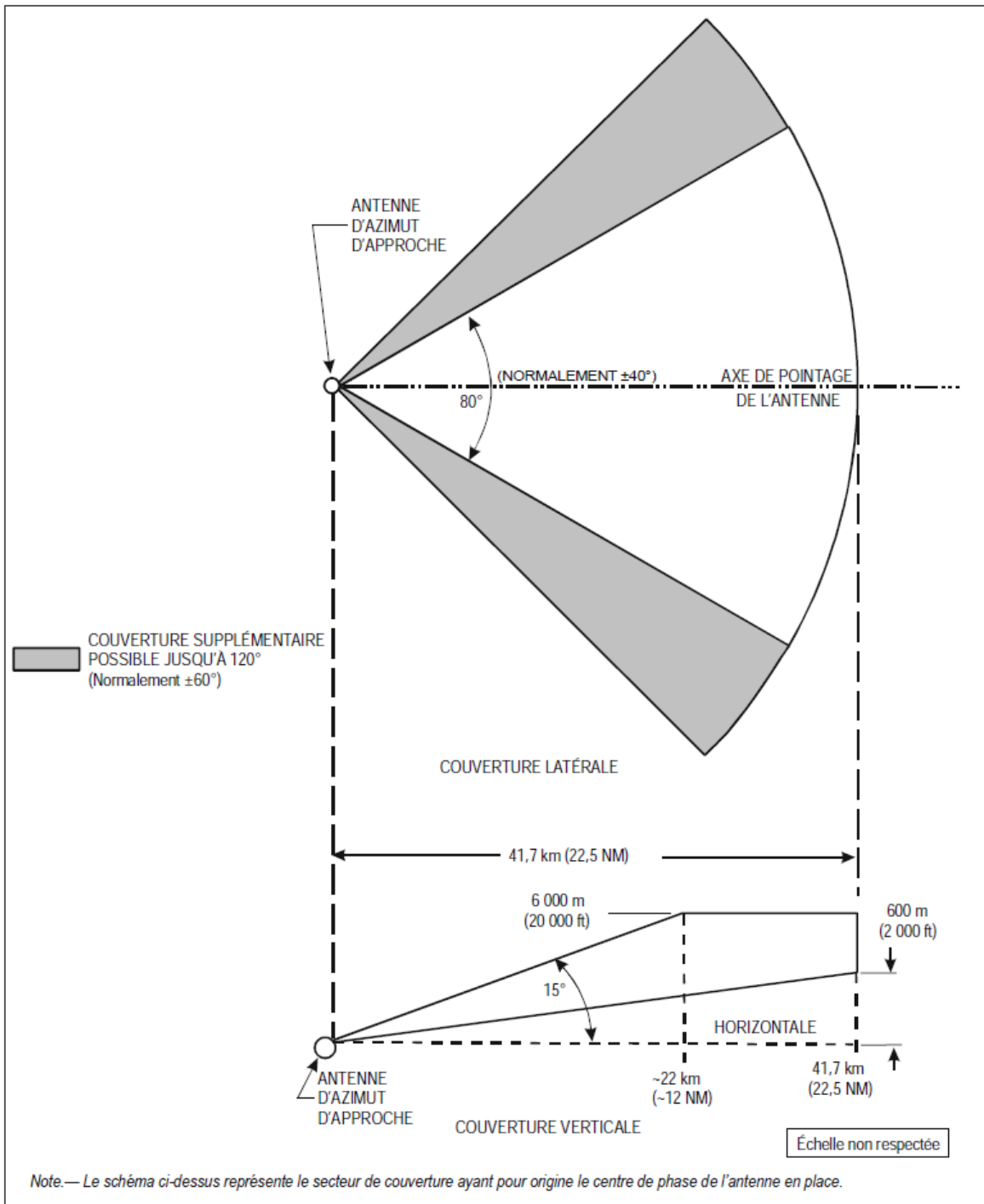


Figure G-5A. Couverture en azimut dans la zone d'approche

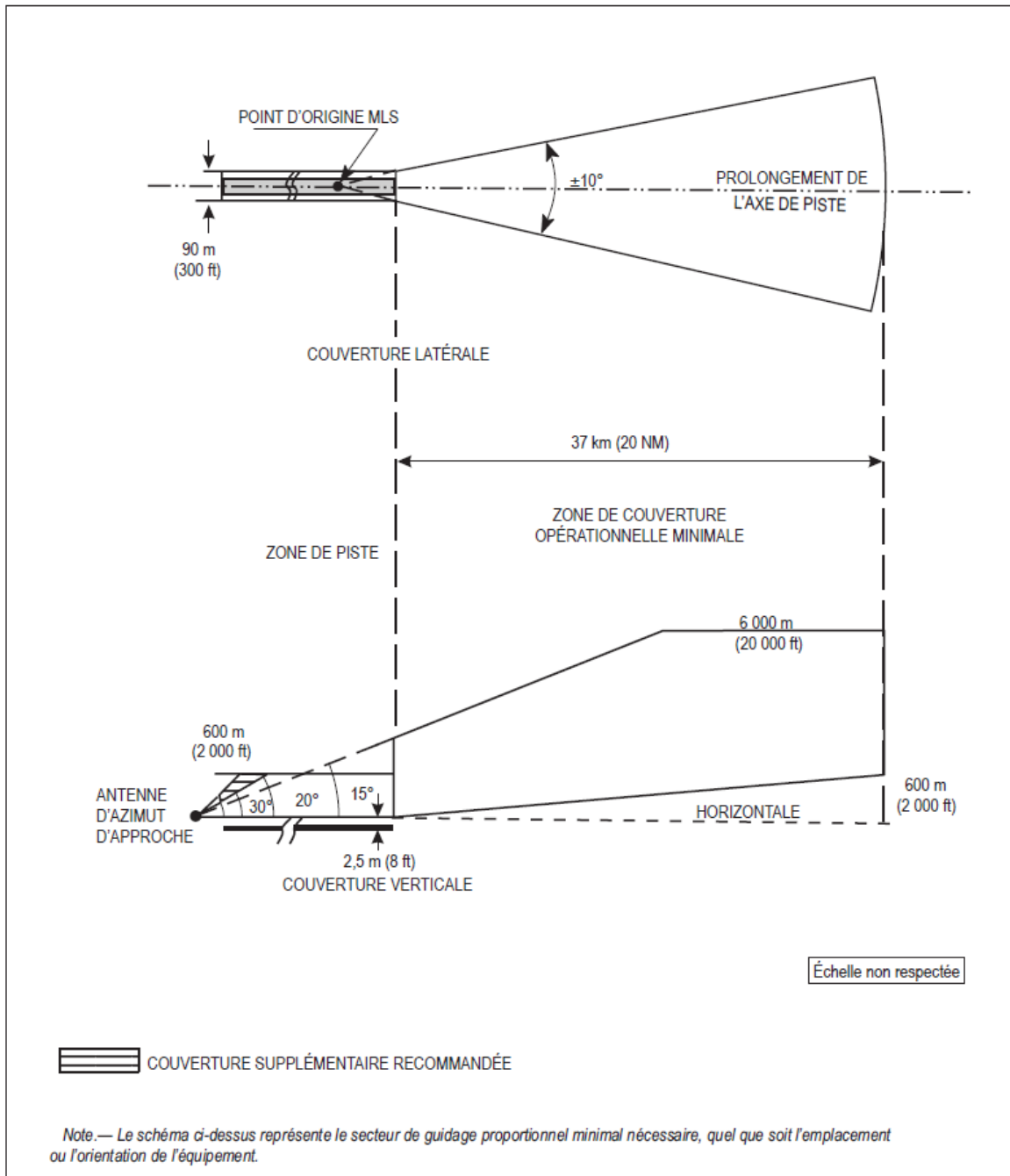


Figure G-5B. Couverture en azimut d'approche dans la zone de piste et couverture opérationnelle minimale pour la zone d'azimut d'approche

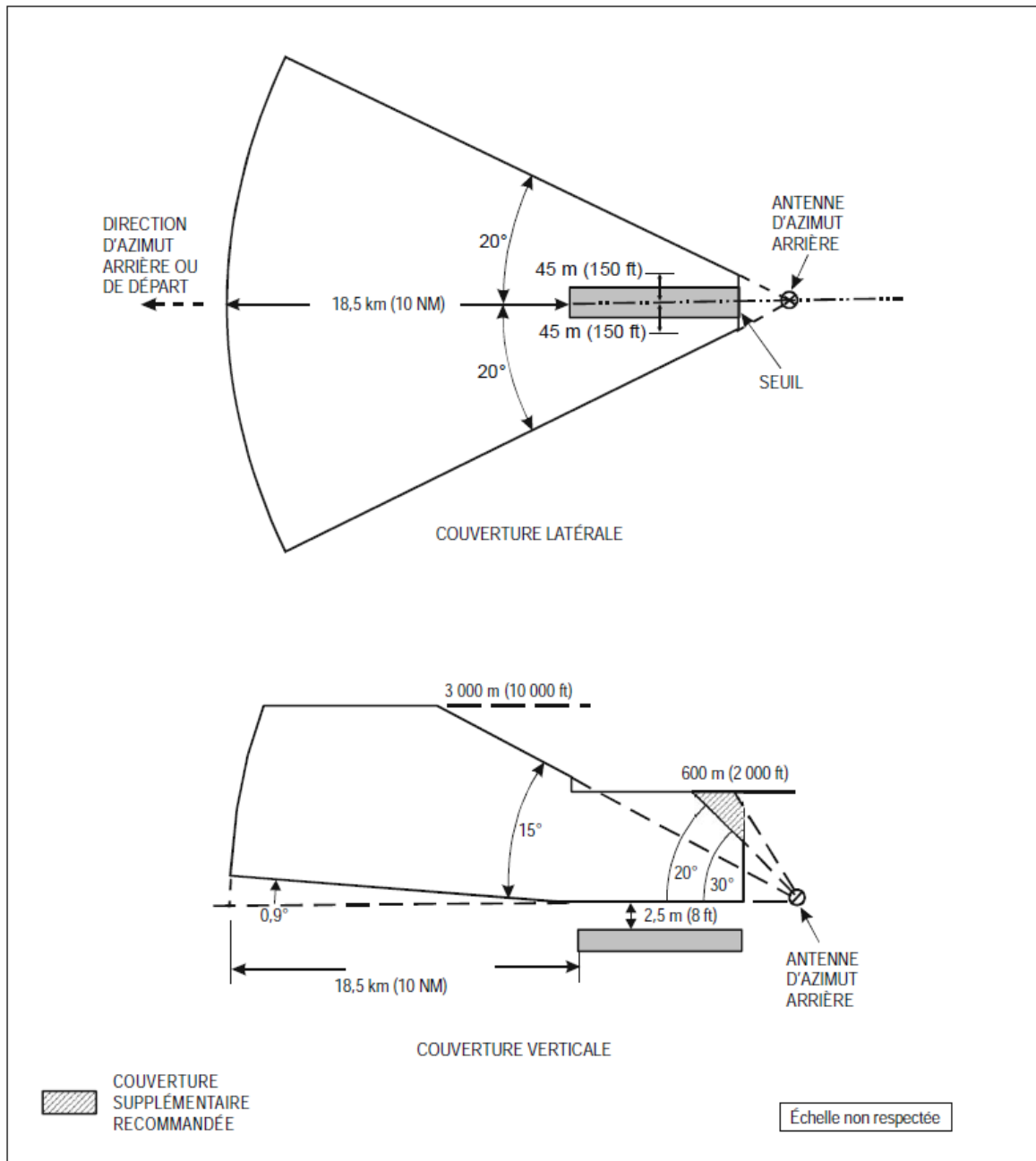


Figure G-6. Couverture en azimut dans la zone d'azimut arrière

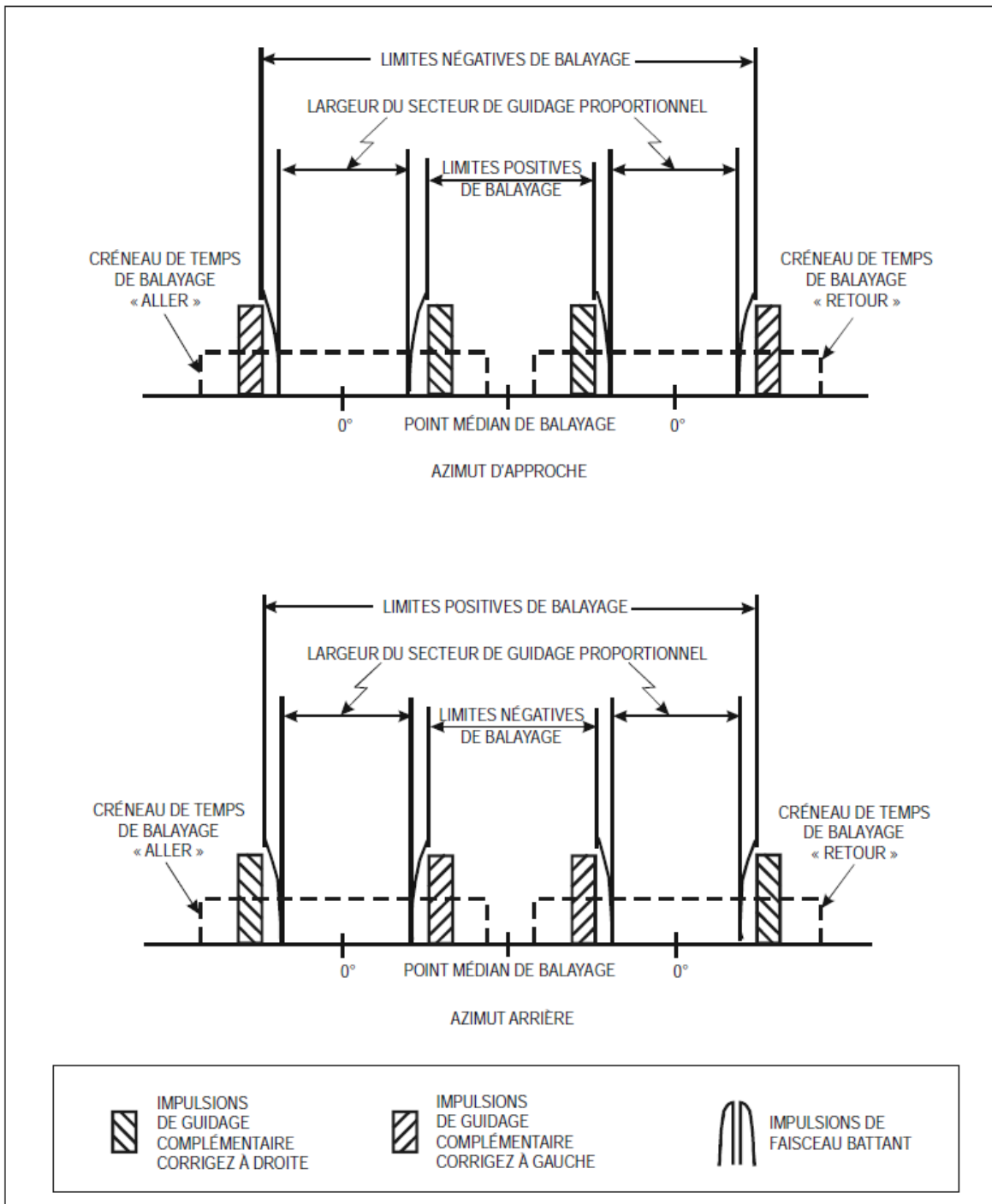


Figure G-7. Conventions applicables aux impulsions de guidage complémentaire dans le cas des fonctions d'azimut

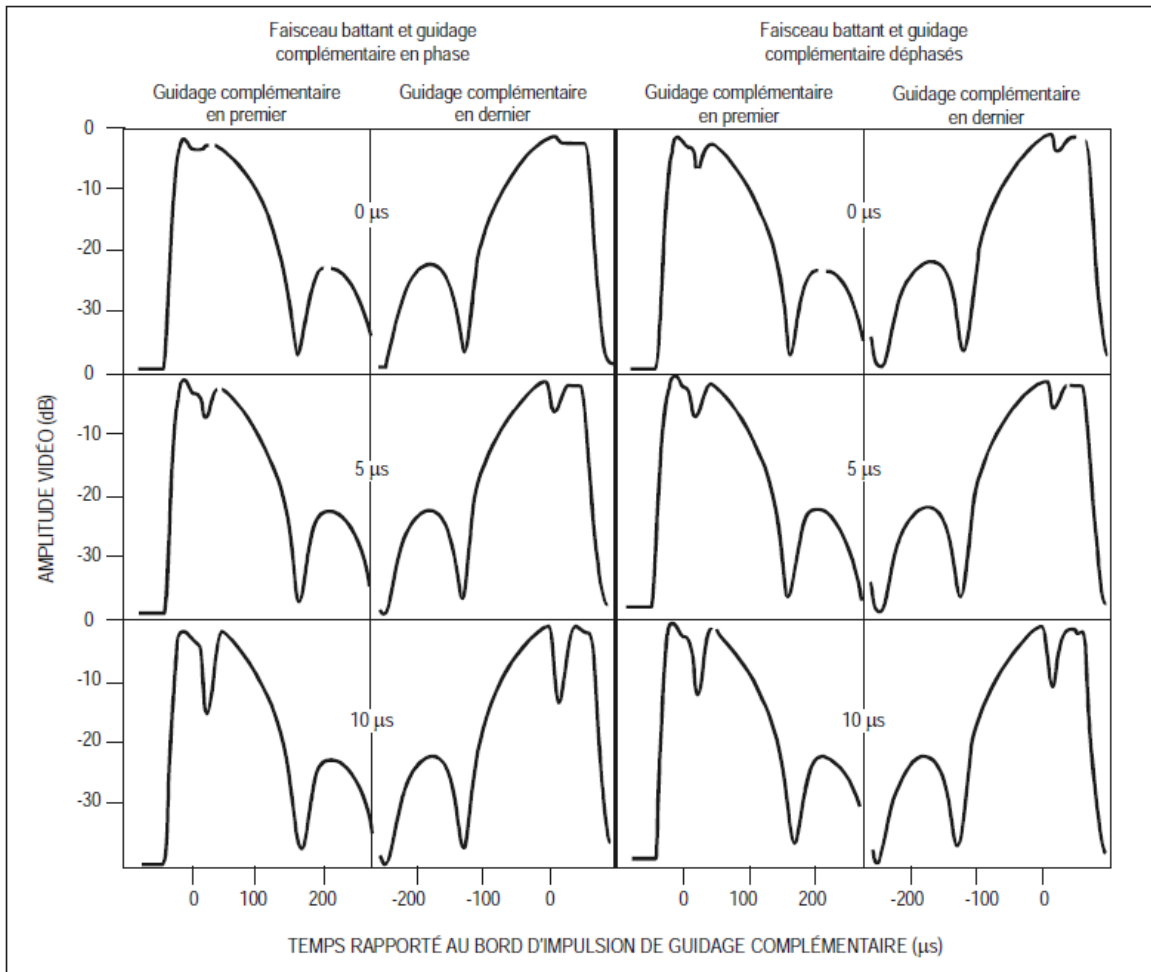


Figure G-8. Exemples de formes d'ondes vidéo reçues dans la zone de transition faisceau battant/guidage complémentaire (temps de commutation : 0 μs, 5 μs et 10 μs)

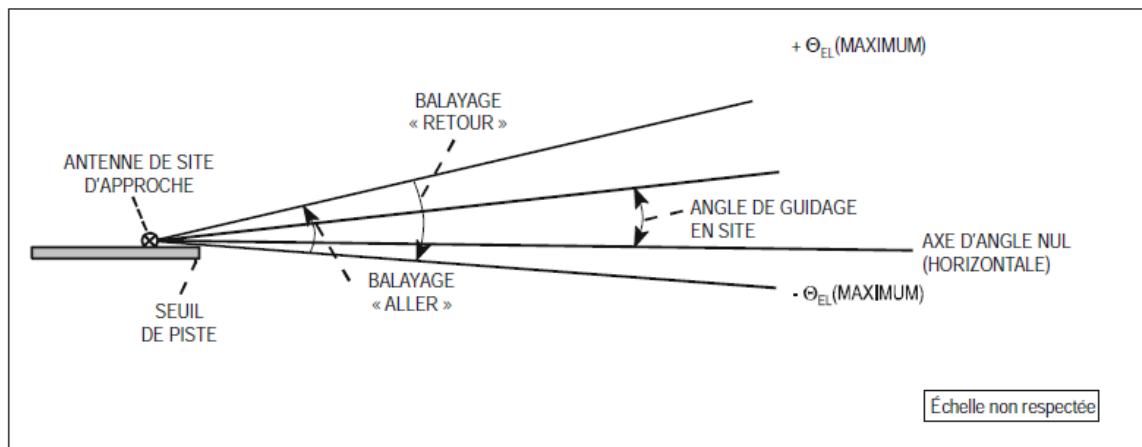


Figure G-9. Conventions de balayage pour la fonction de guidage en site d'approche

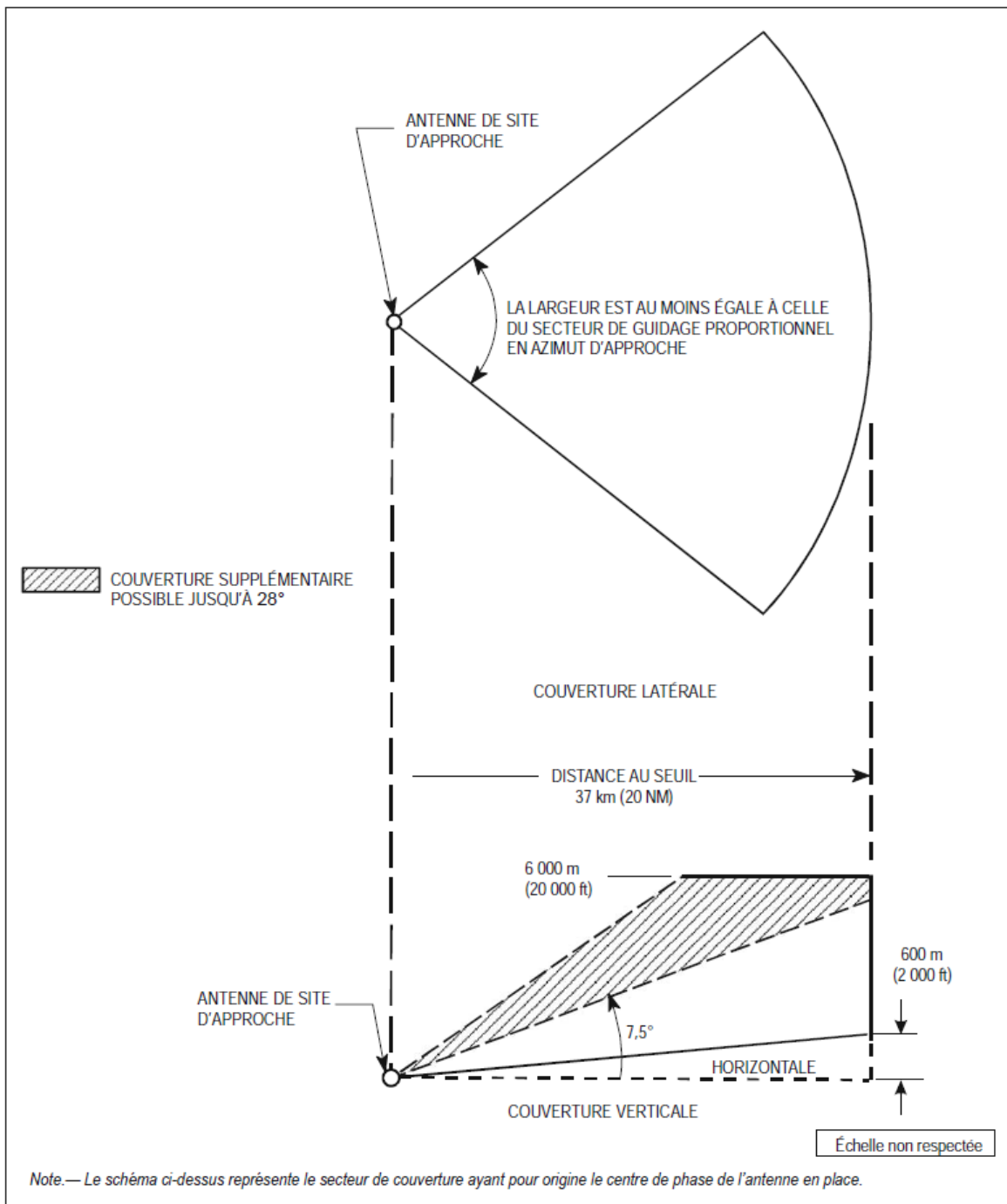


Figure G-10A. Couverture en site dans la zone d'approche

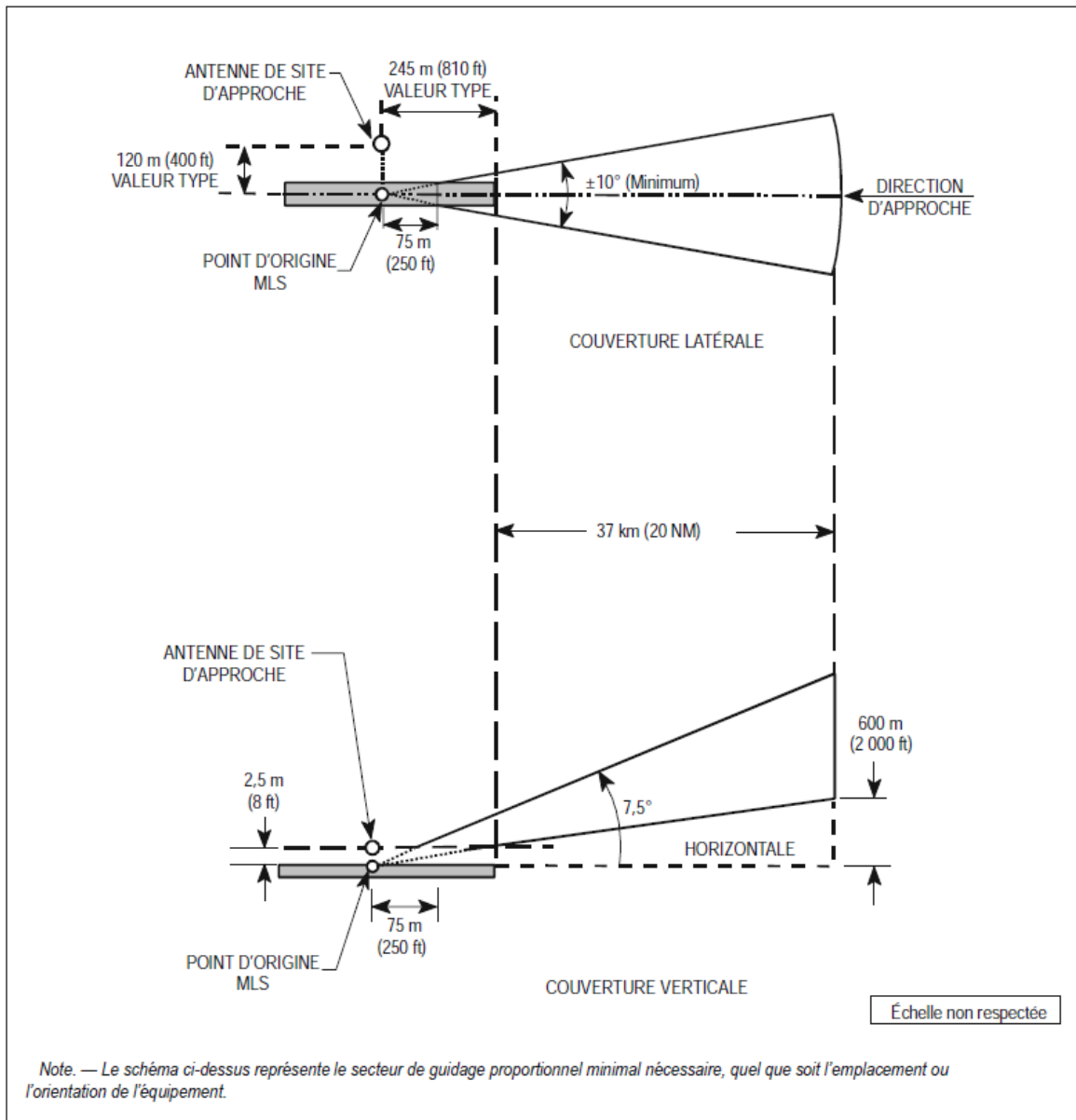


Figure G-10B. Couverture opérationnelle minimale pour le site d'approche

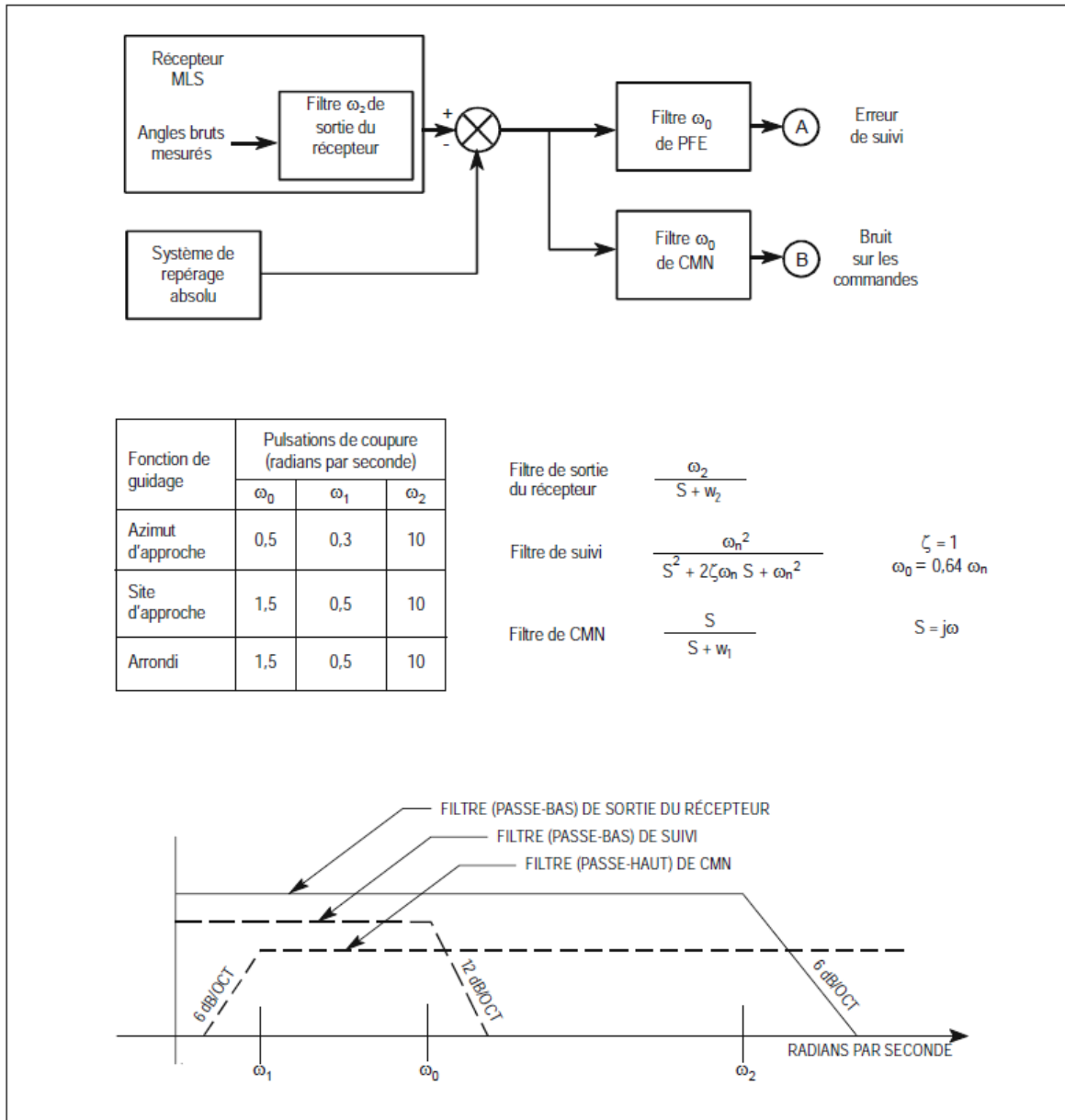


Figure G-11. Configurations de filtres et pulsations de coupure

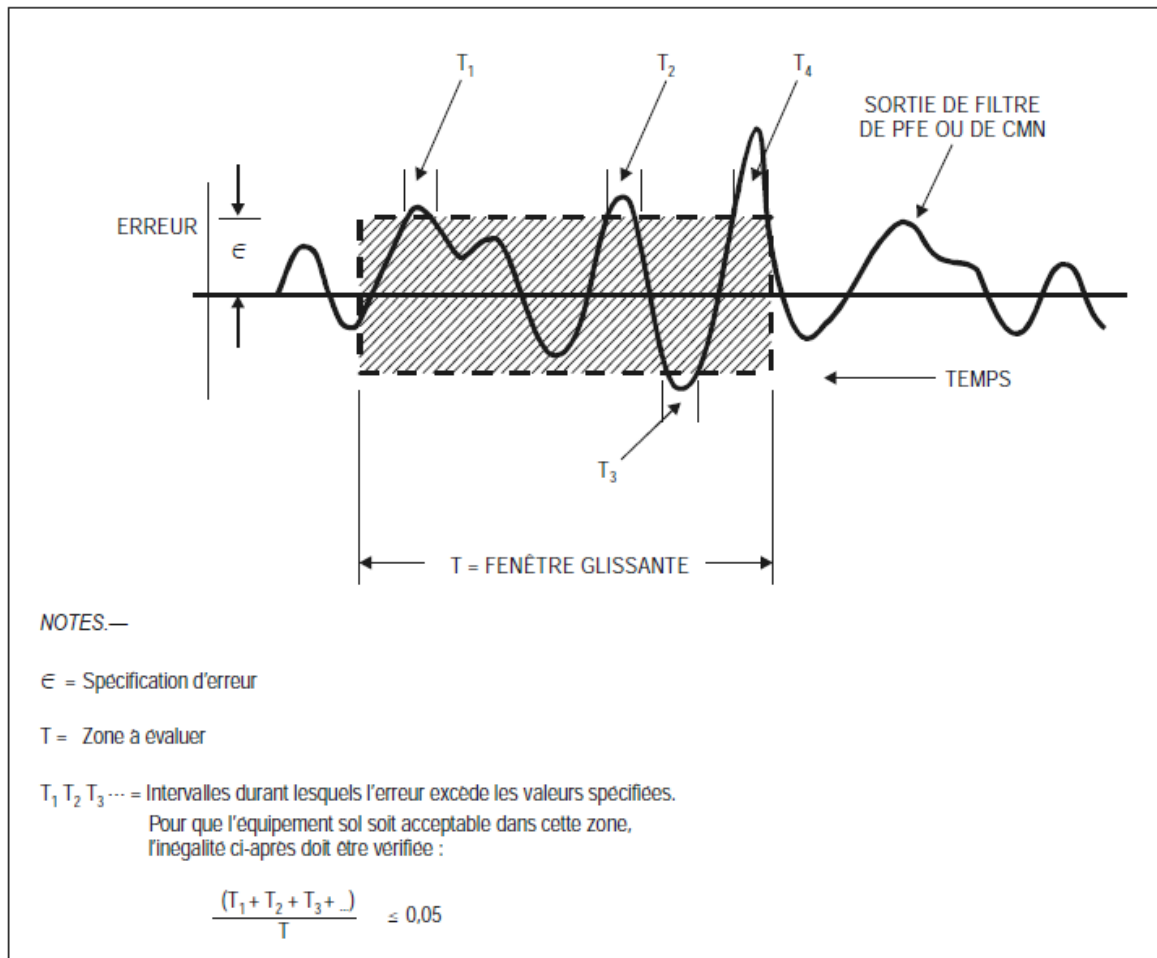


Figure G-12. Méthode de mesure MLS

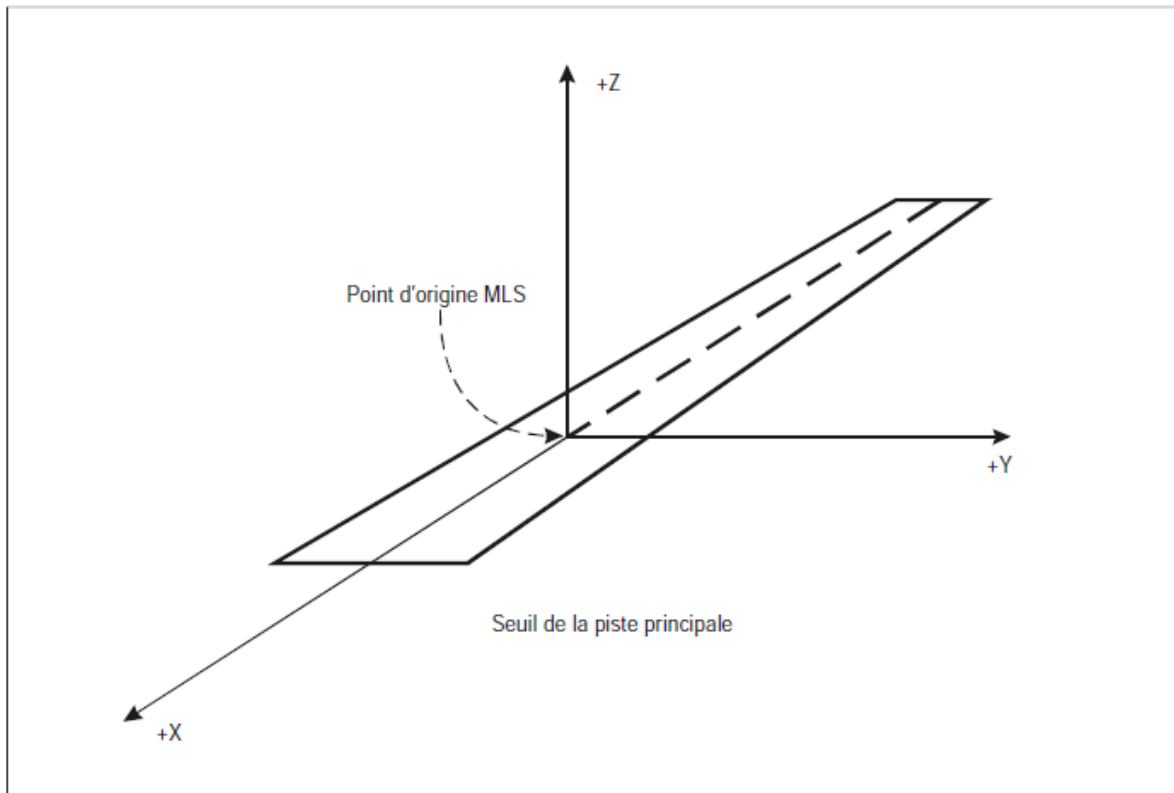


Figure G-13. Système de coordonnées des points de cheminement MLS/RNAV

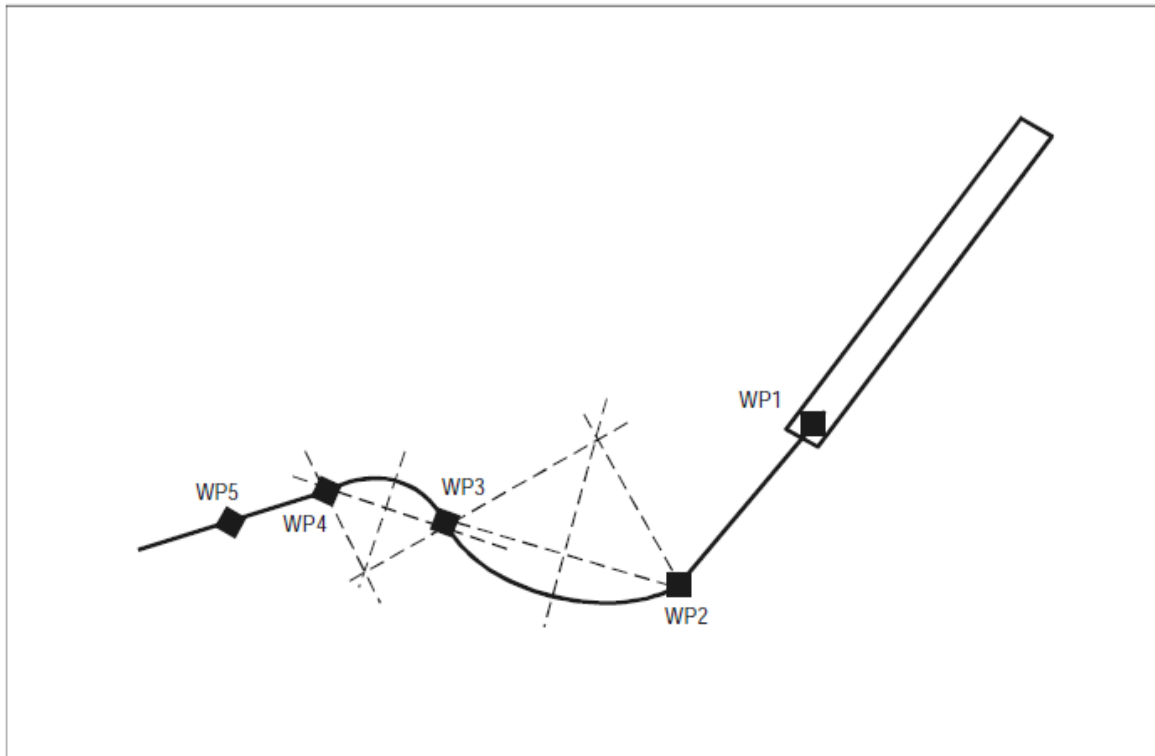


Figure G-14. Définition des segments courbes

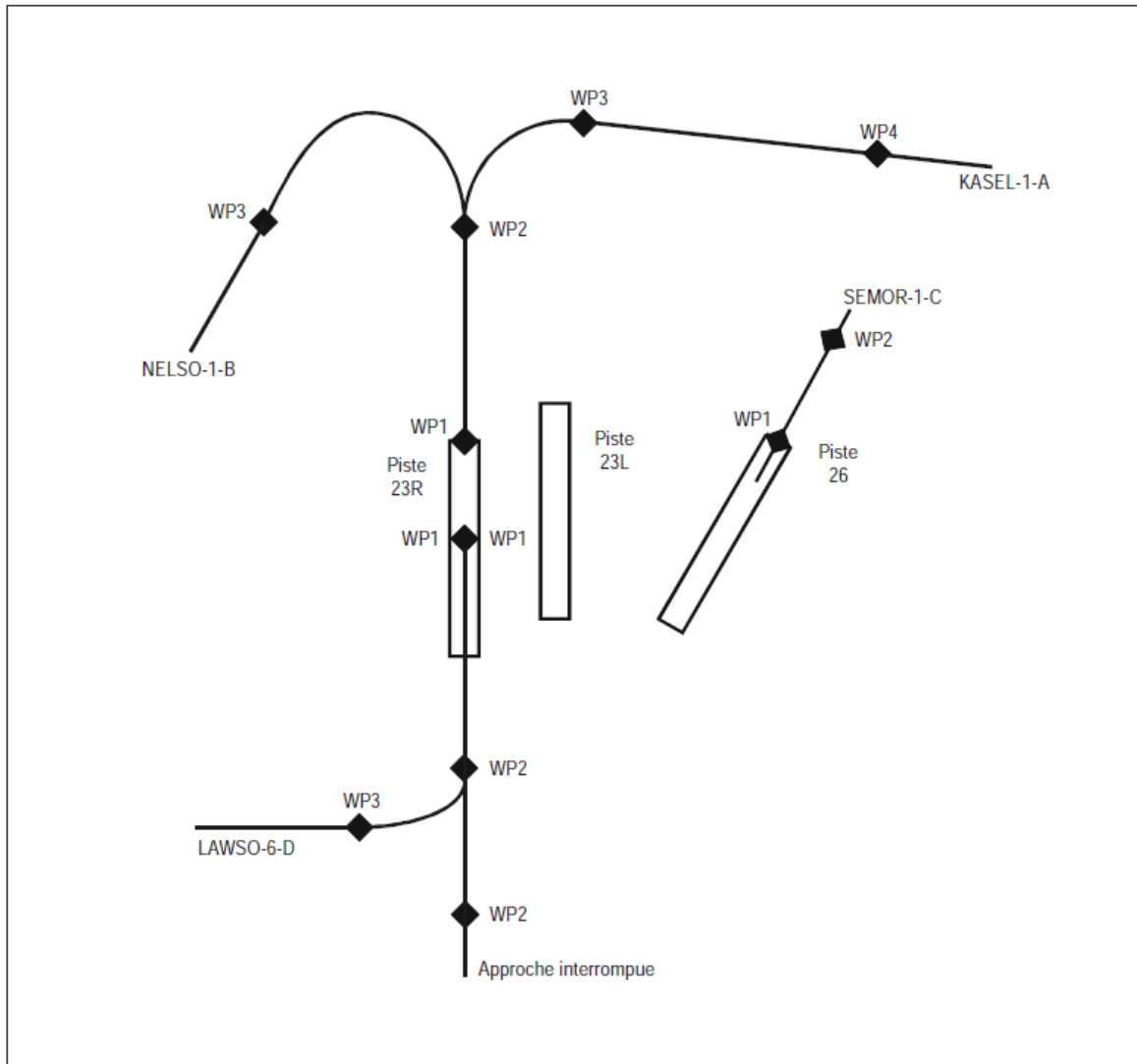


Figure G-15. Diagramme d'exemples de procédures MLS/RNAV

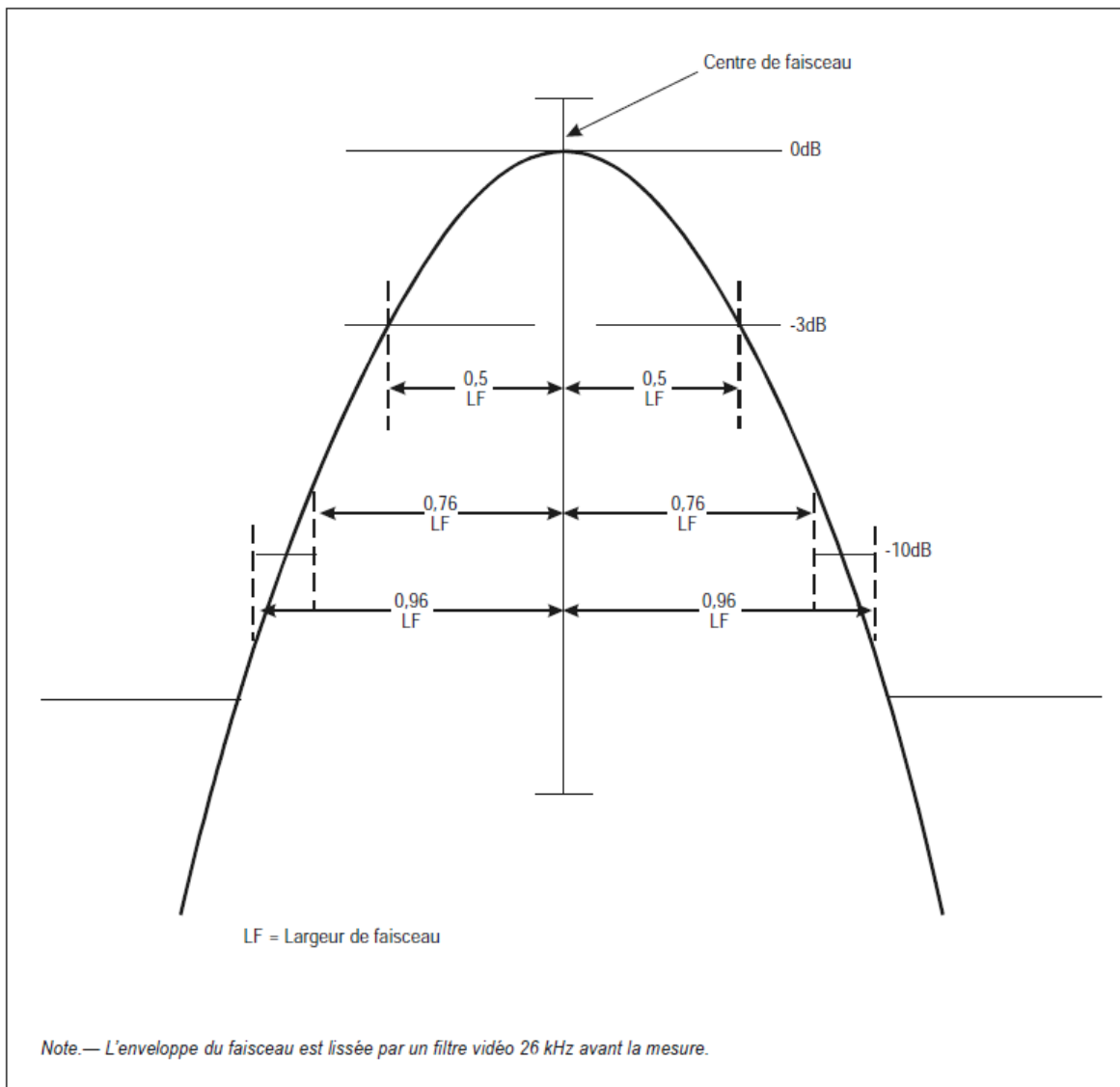


Figure G-16. Signal électromagnétique dynamique en champ lointain

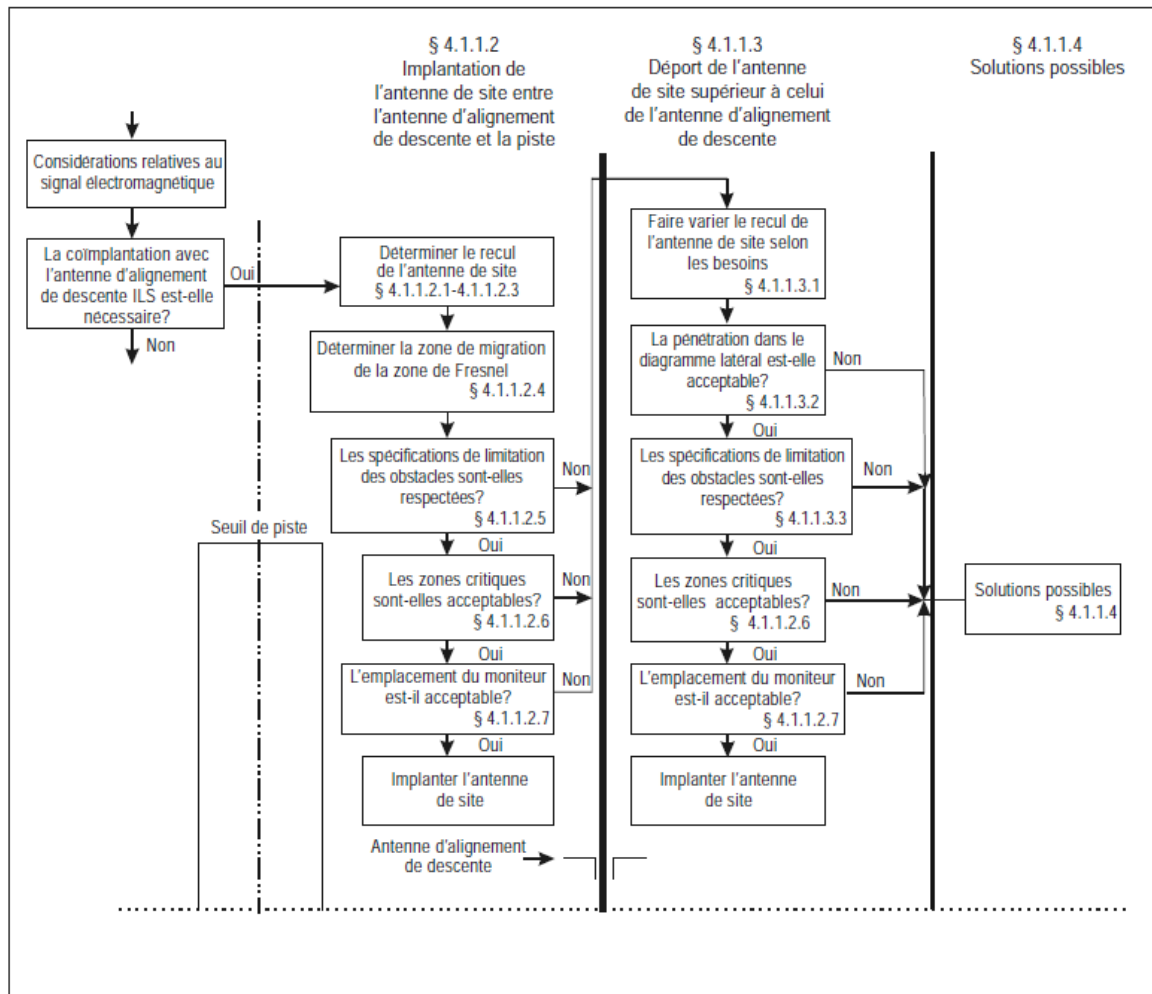
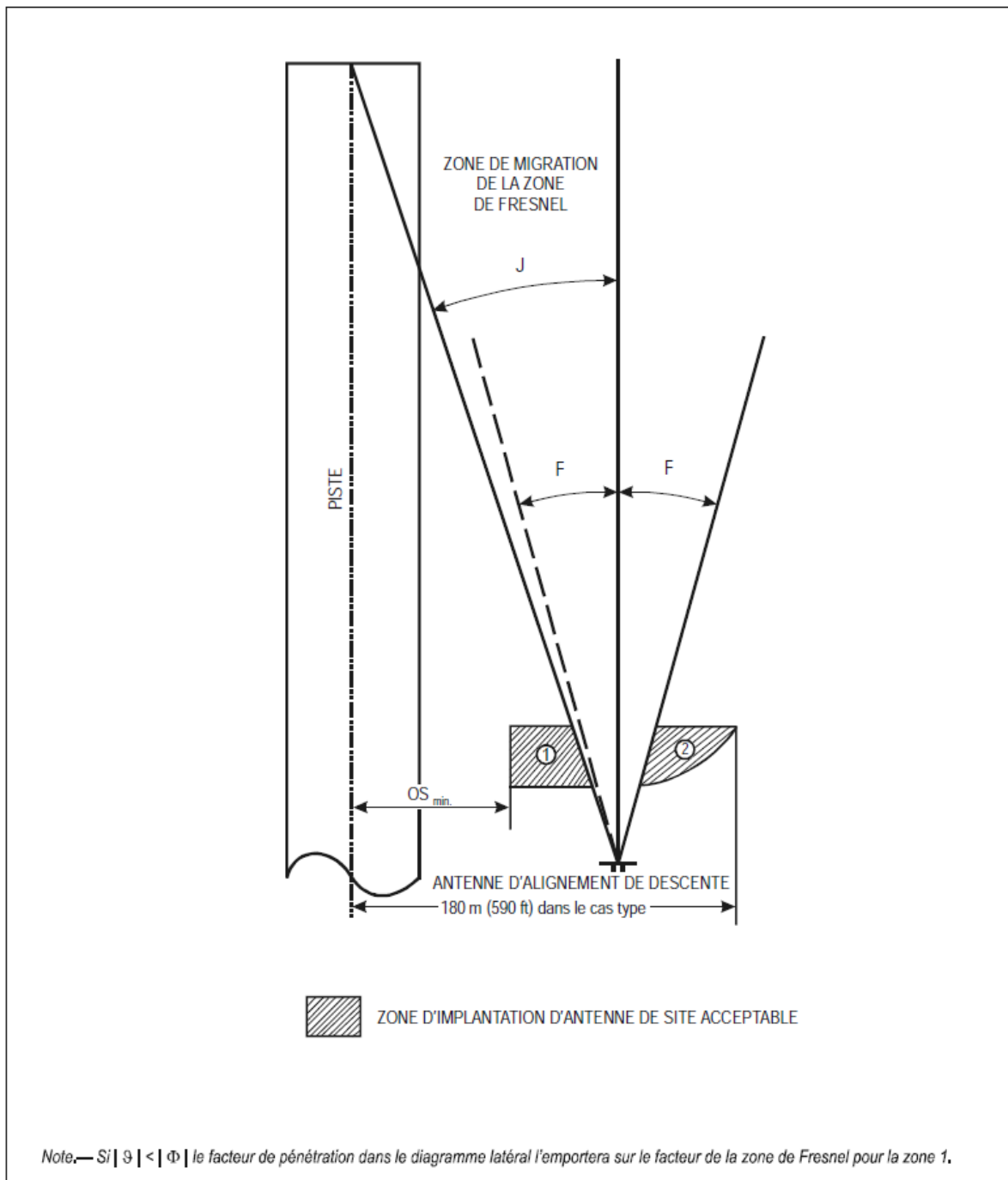


Figure G-17. Ordinoigramme antenne de site/antenne d'alignement de descente



**Figure G-18. Zones d'antenne de site pour la coïmplantation avec l'ILS
(alignement de descente minimal 3°)**

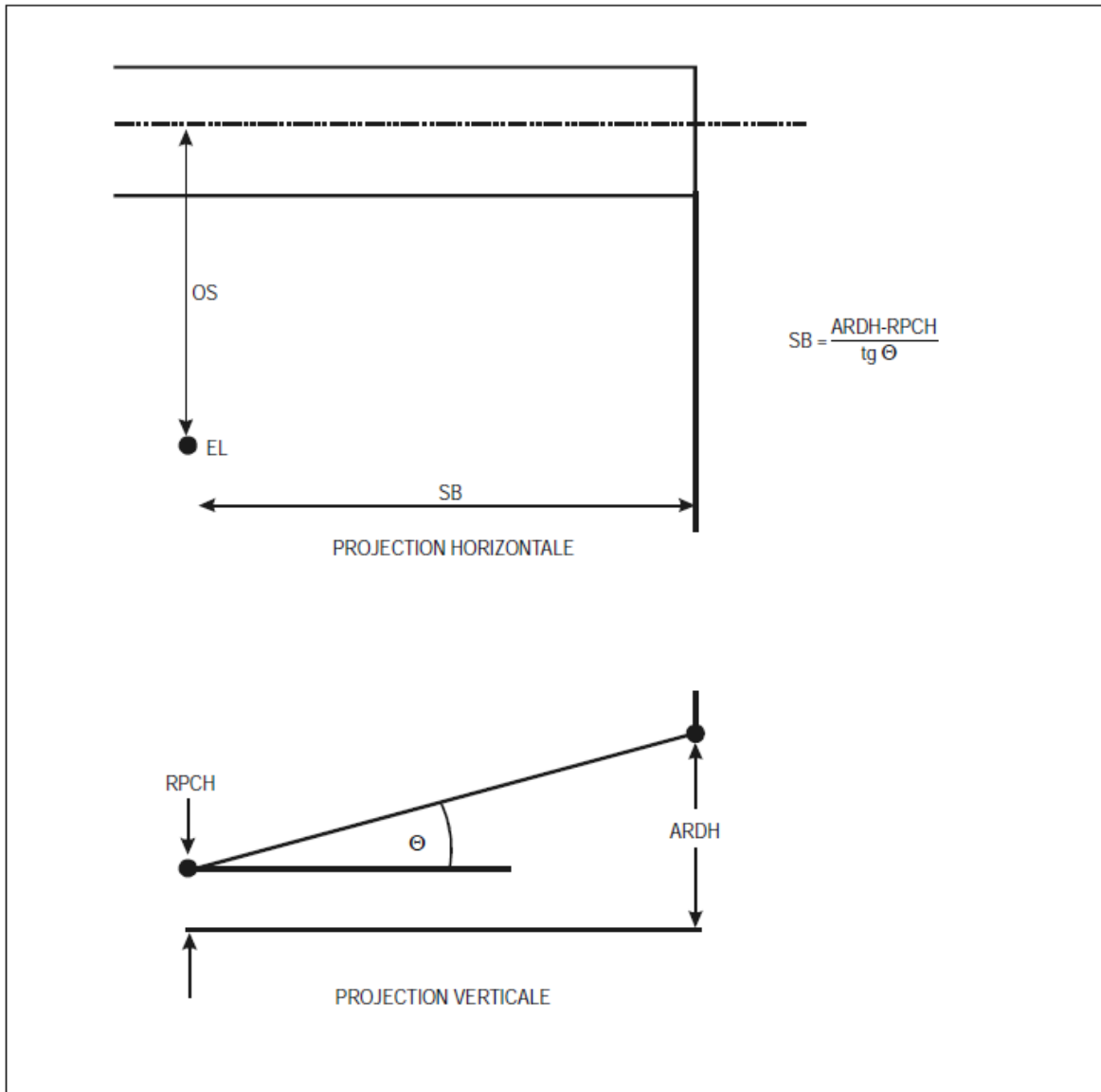


Figure G-19. Paramètres d'implantation de l'antenne de site

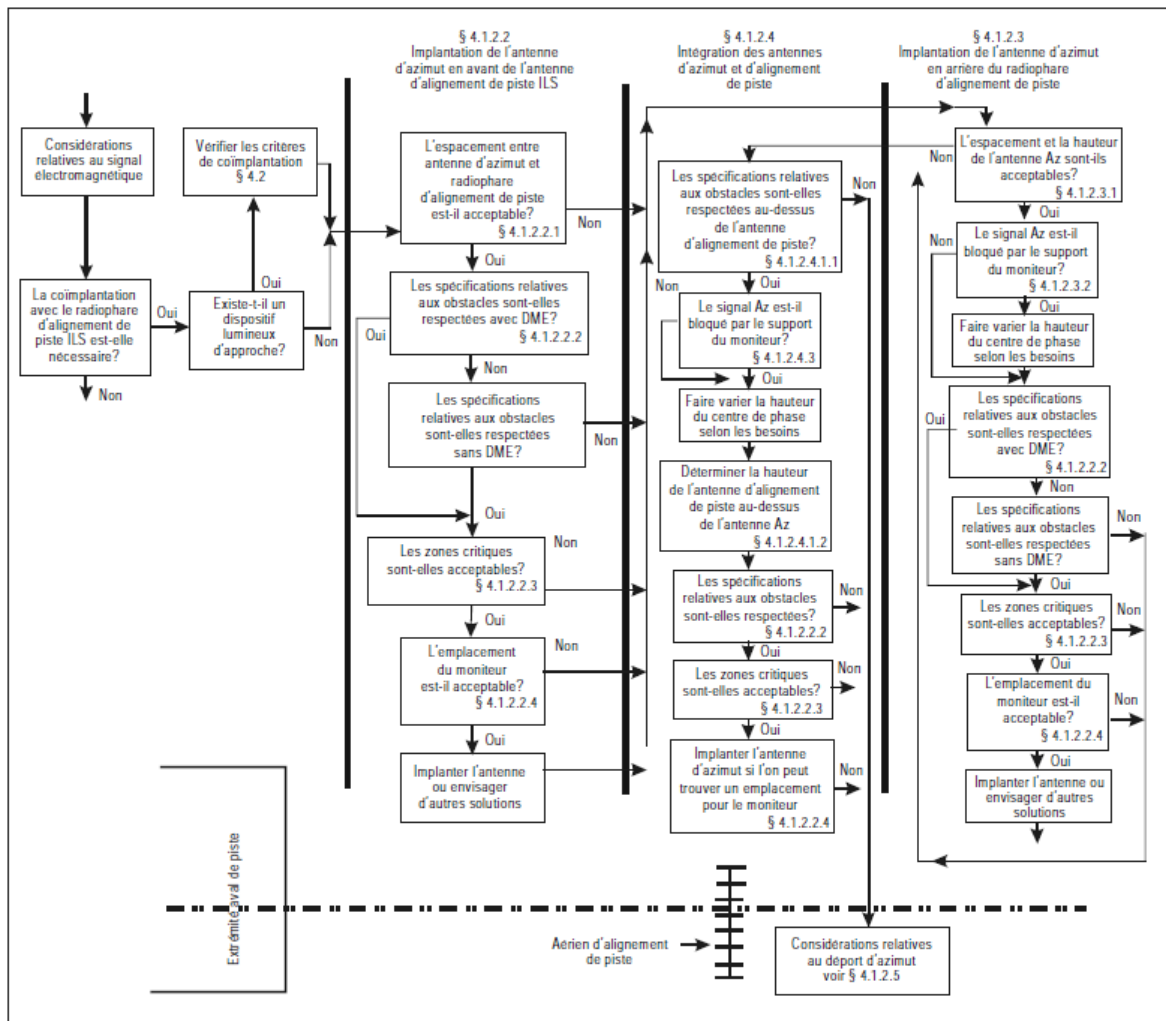


Figure G-20. Ordigramme antenne d'azimut/radiophare d'alignement de piste

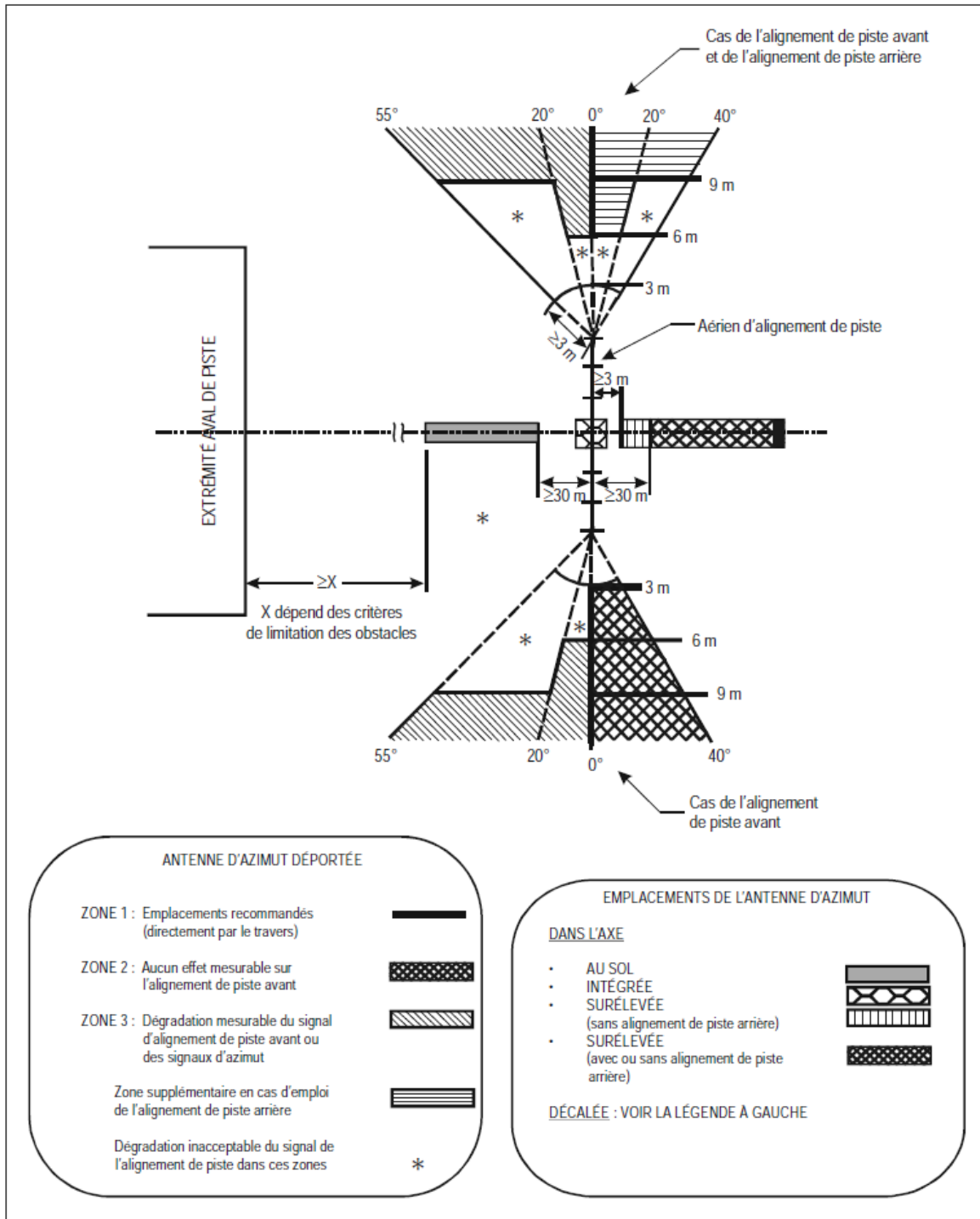


Figure G-21. Zones de coïmplantation d'antenne d'azimut

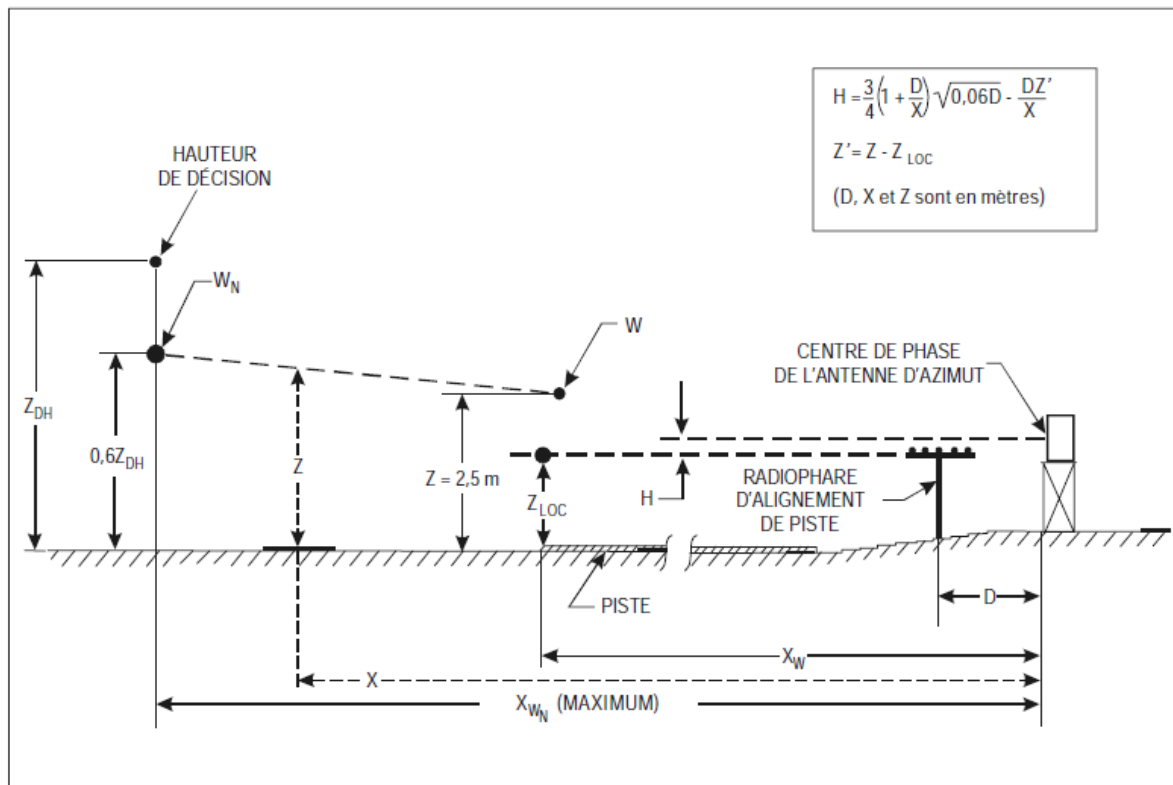


Figure G-22. Hauteur nécessaire du centre de phase de l'antenne d'azimut en cas d'implantation de cette antenne en arrière d'un radiophare d'alignement de piste ILS

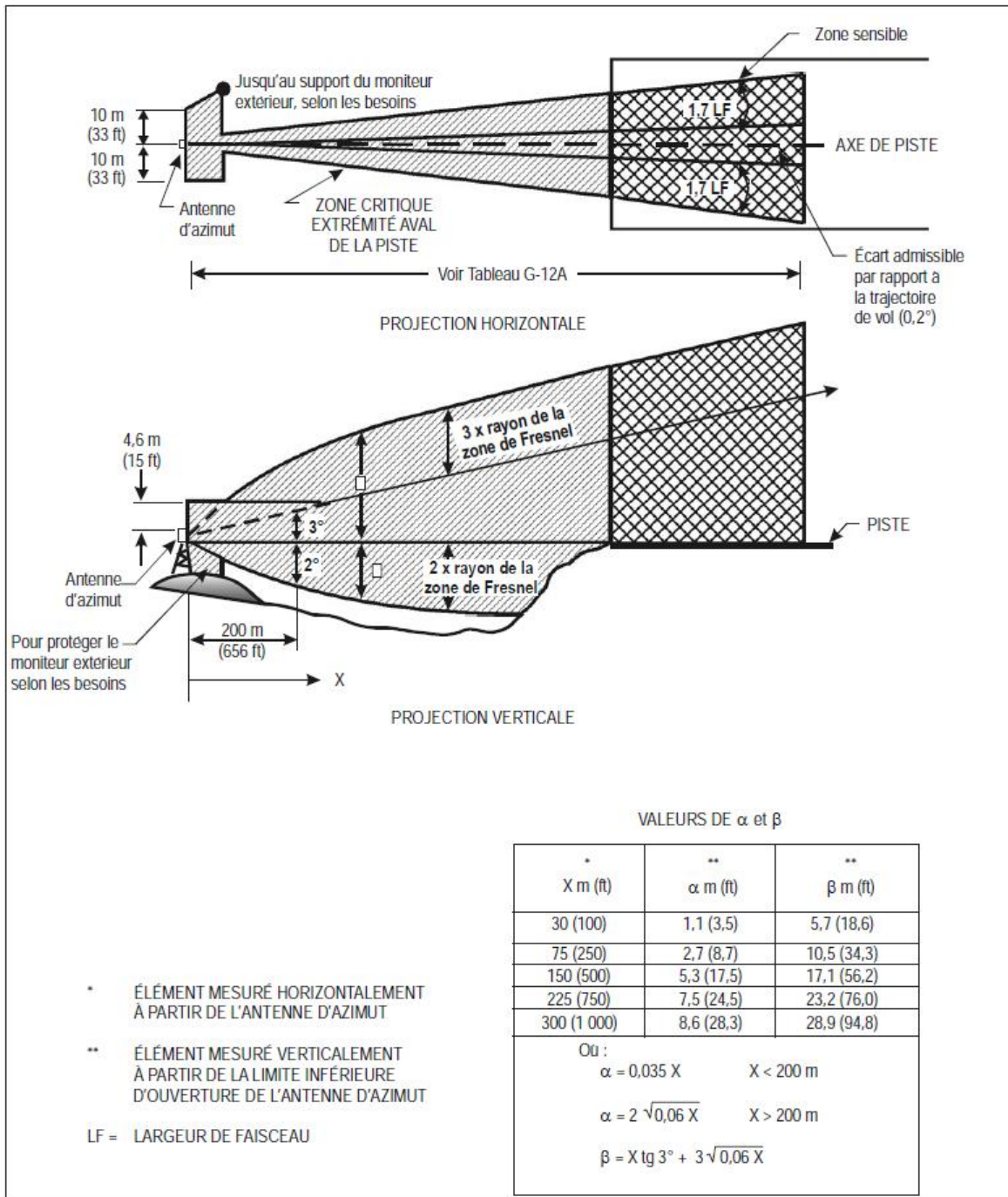


Figure G 23 A Zones critique et sensible d'azimut types

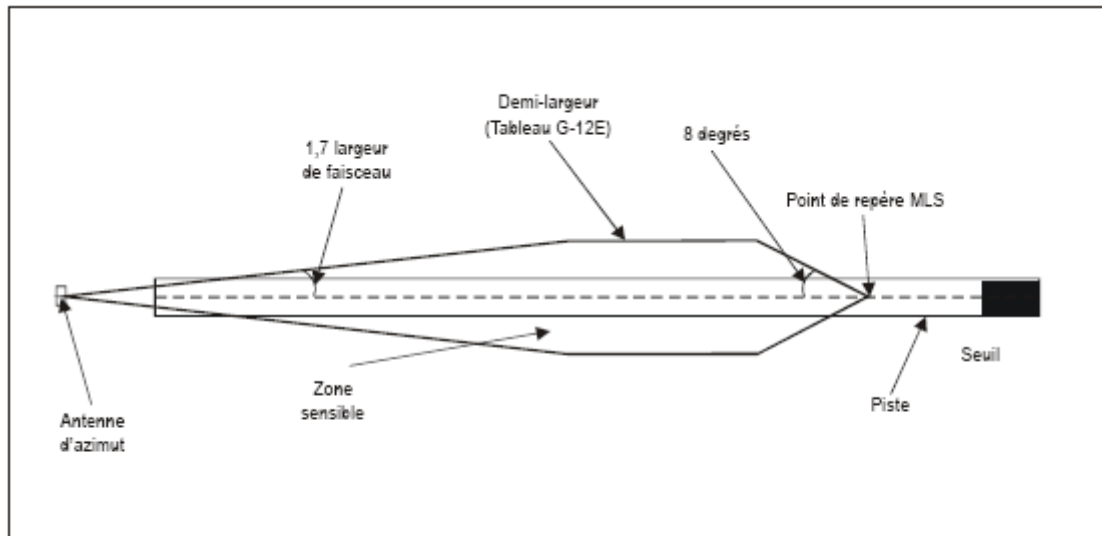


Figure G-23B. Zone sensible d'azimut type pour protéger le guidage de la course au sol

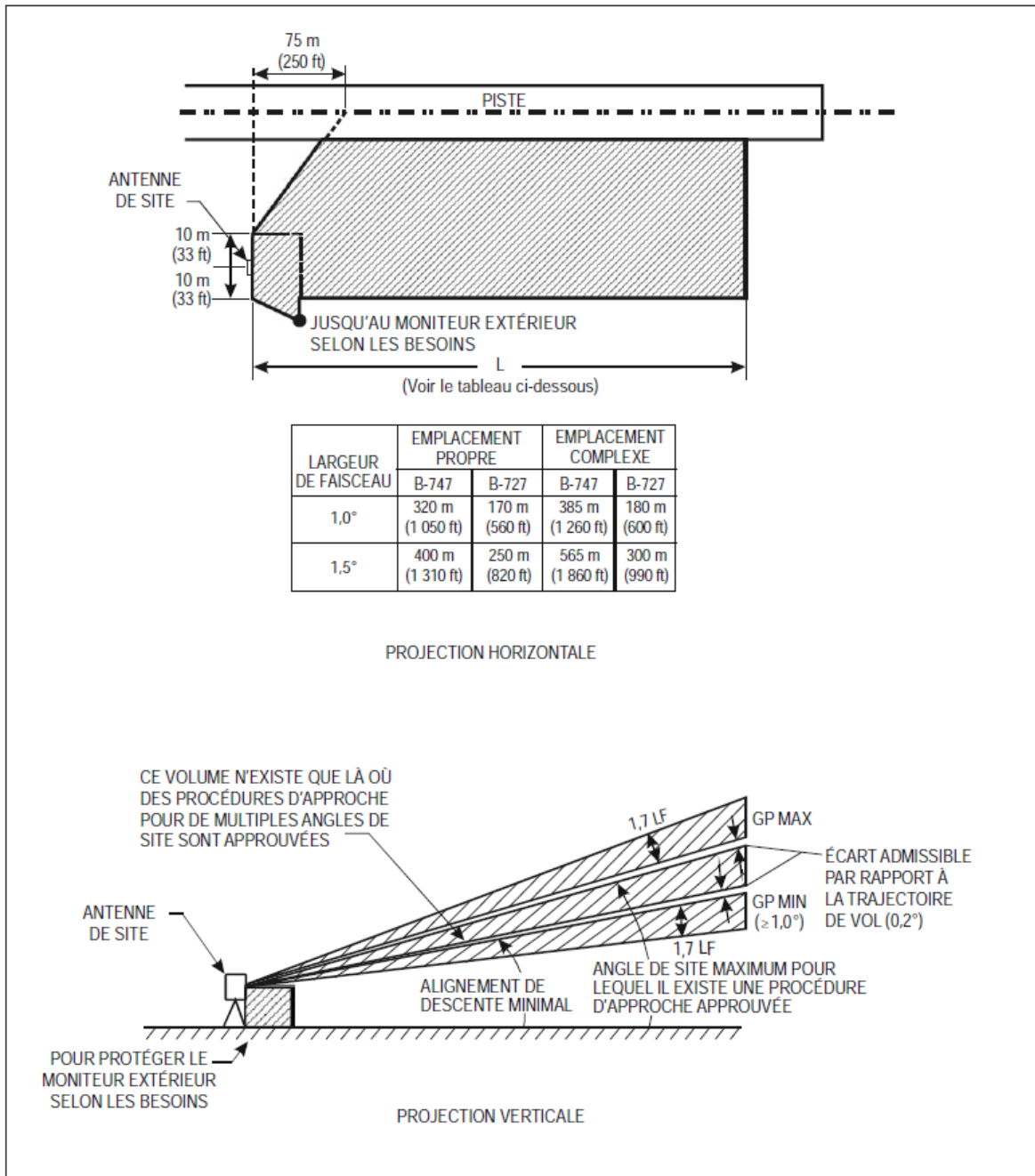


Figure G-24. Zones/volumes critiques et sensibles de site types

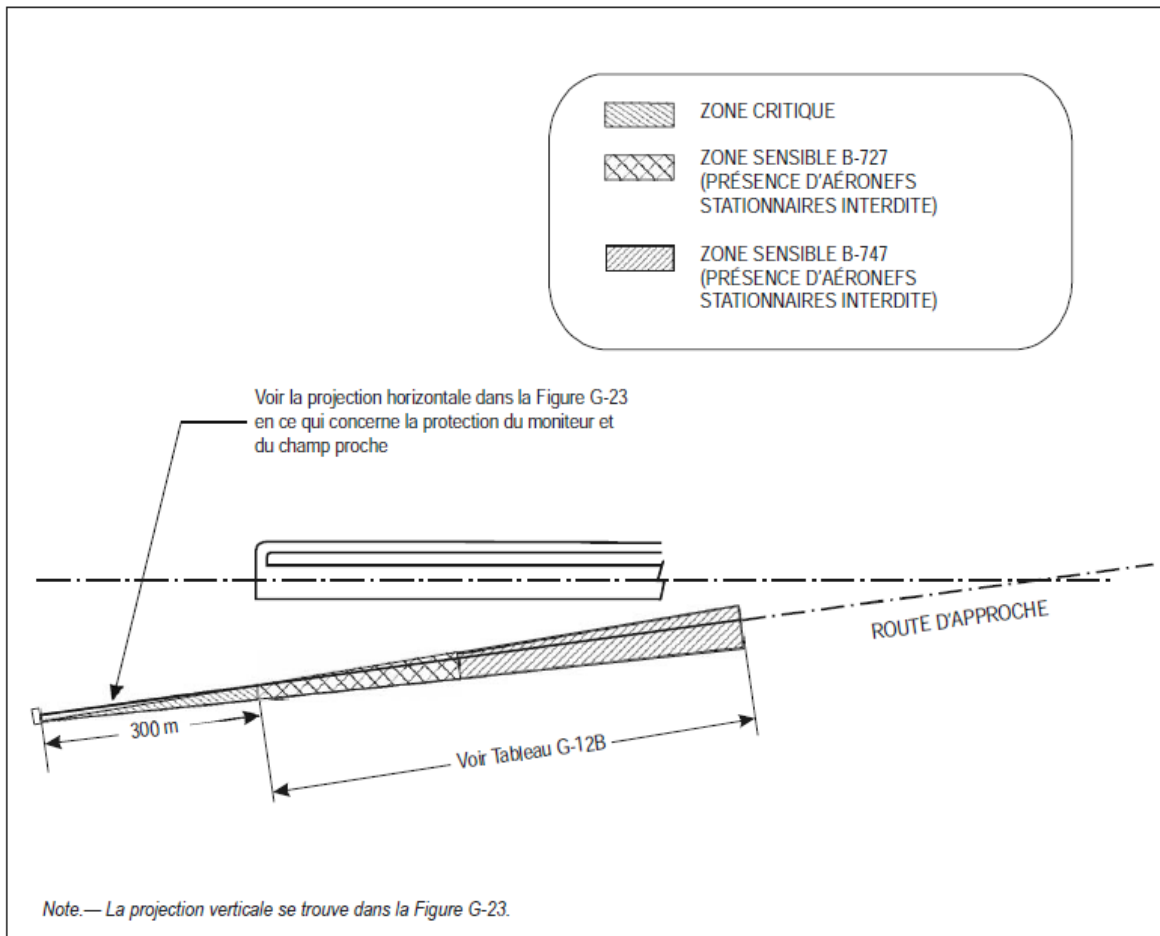


Figure G-25. Zones critique et sensible d'azimut types pour une installation d'azimut déportée

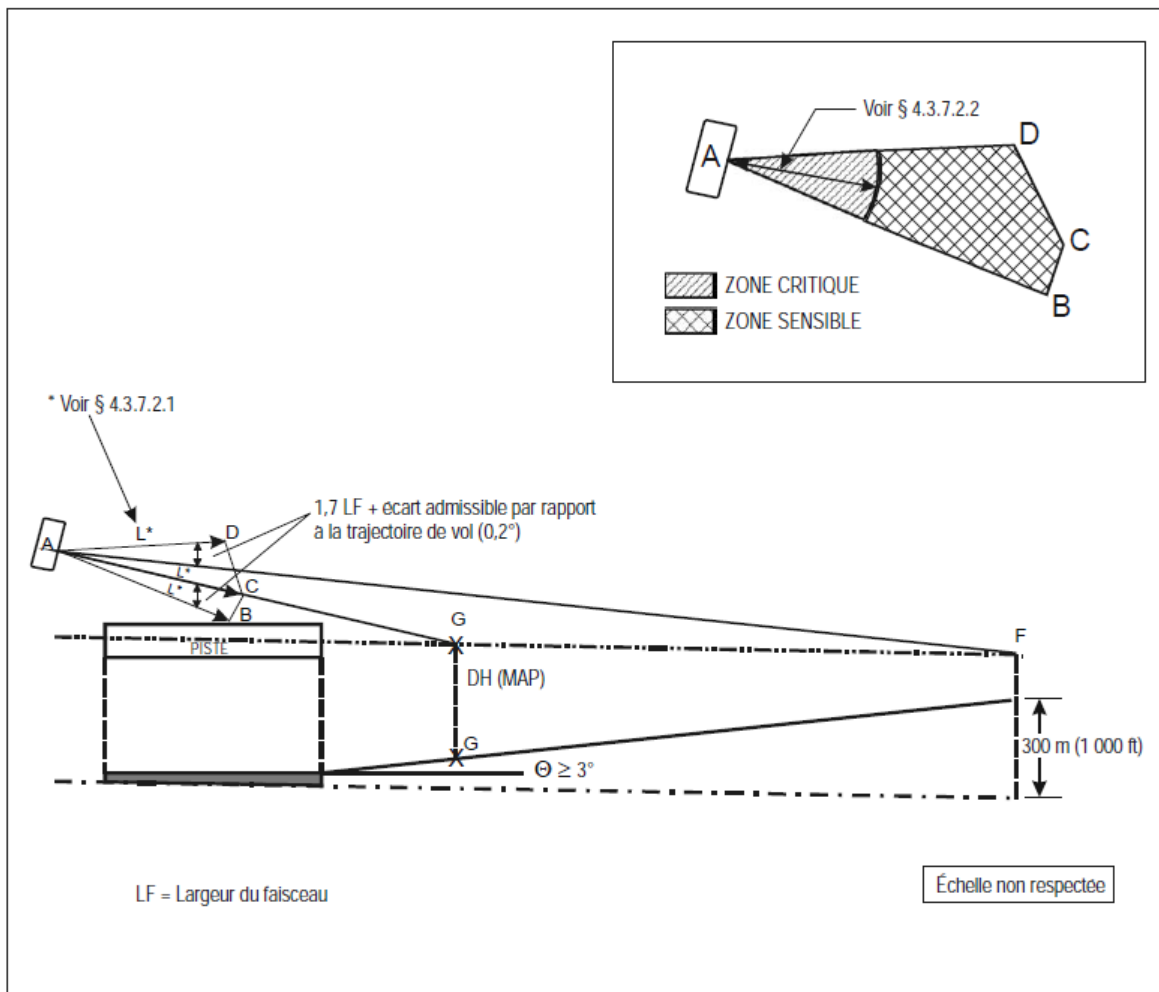


Figure G-26. Zones/volumes critiques et sensibles d'azimut types pour les approches axiales calculées

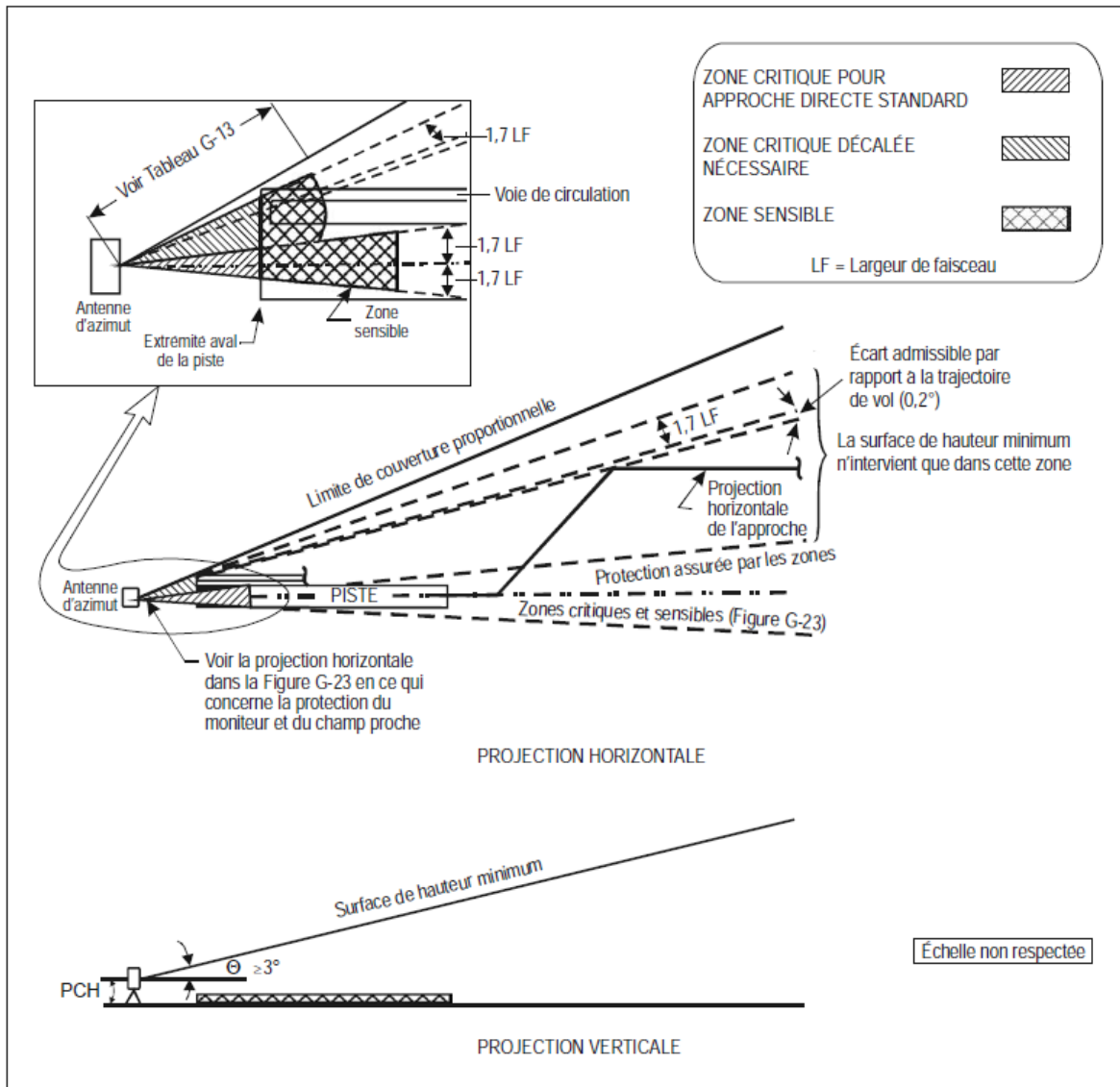


Figure G-27. Extension type des zones critique et sensible d'azimut pour les approches courbes

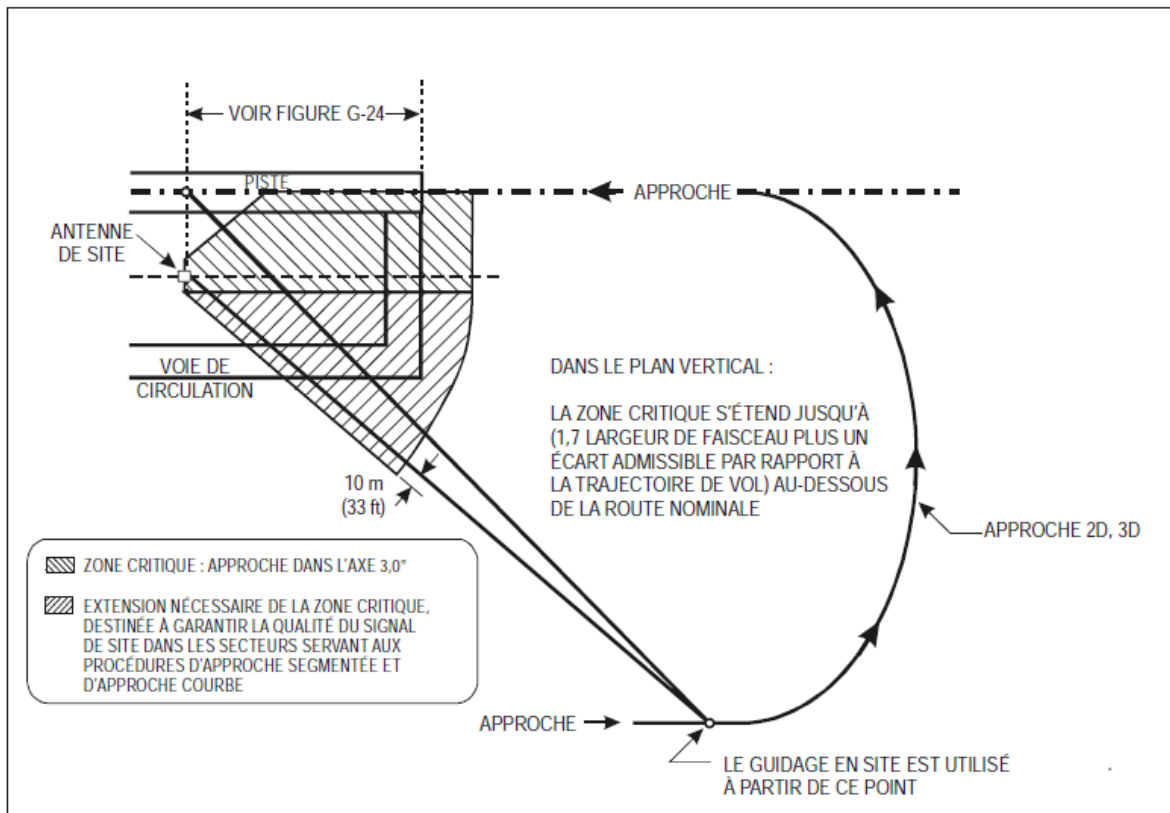


Figure G-28. Extension type de la zone critique de site pour les approches courbes

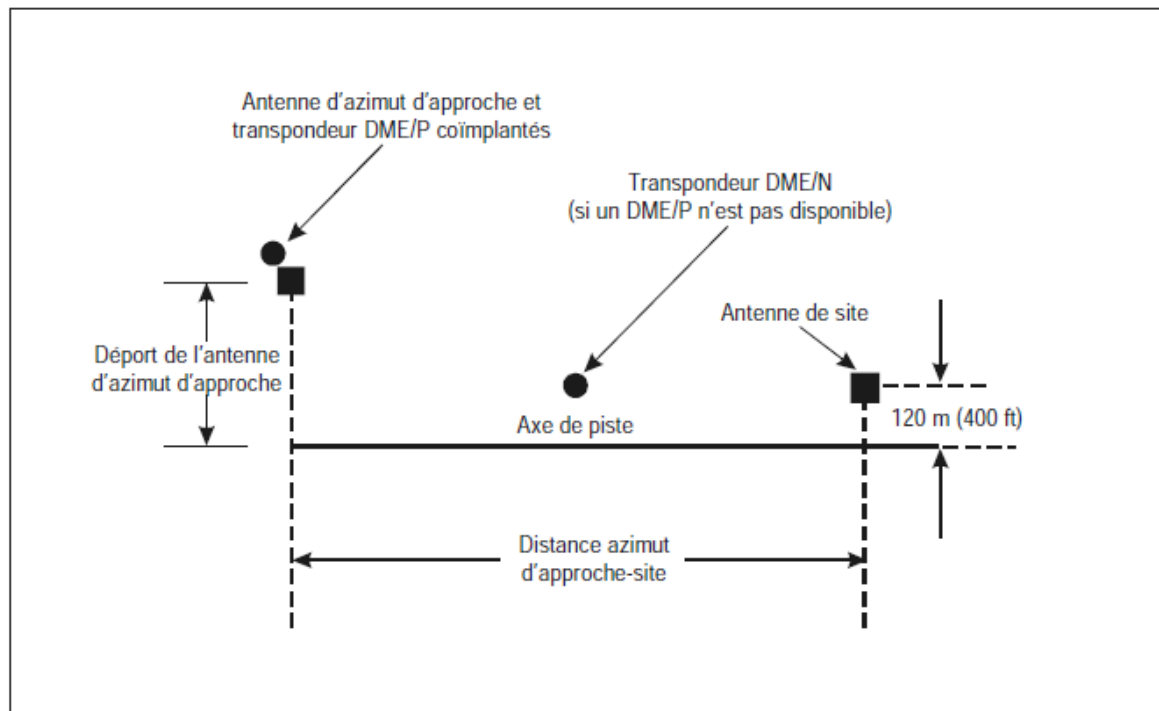
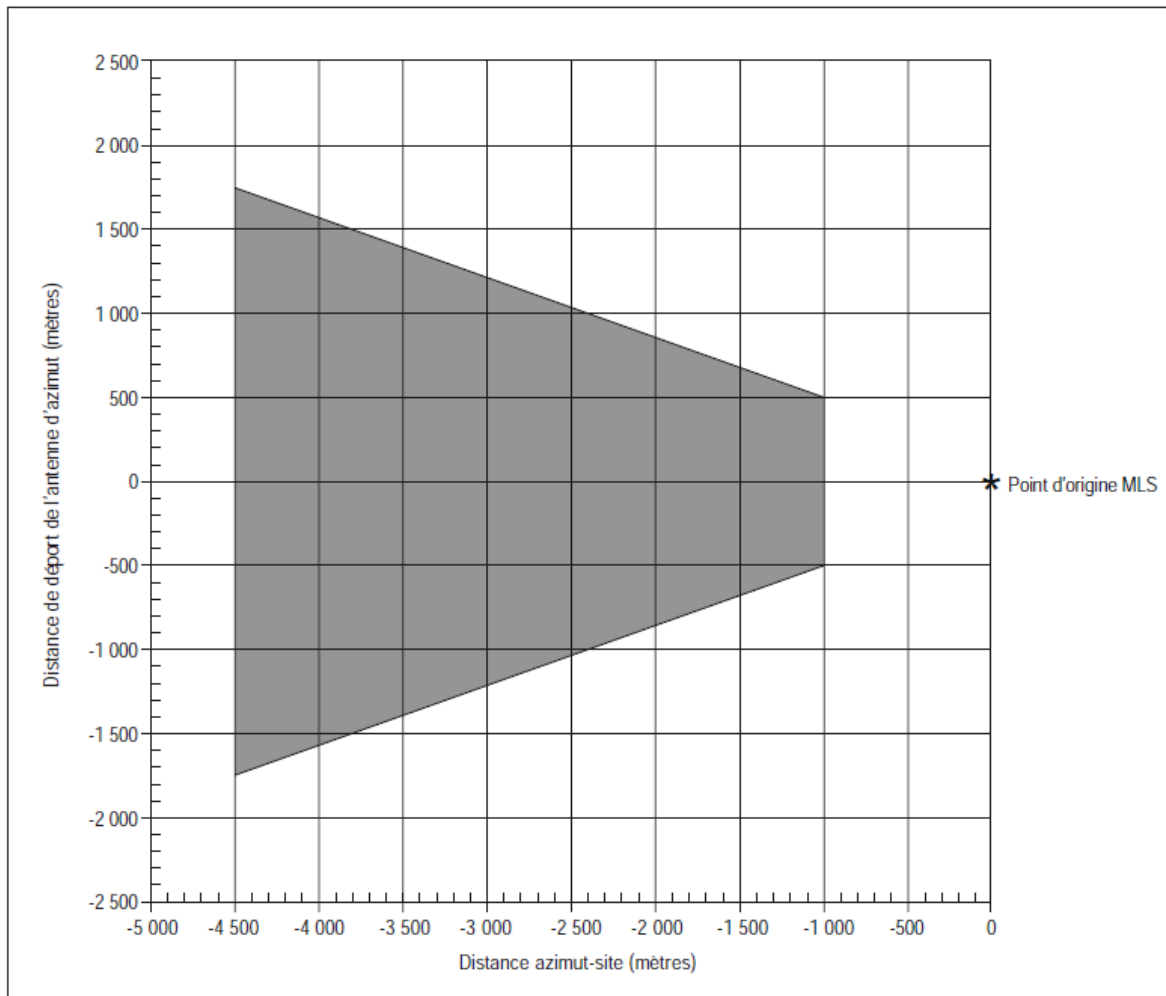


Figure G-29. Géométrie de l'équipement sol pour les approches axiales calculées



**Figure G-30. Départs d'antenne d'azimut admissibles pour les approches axiales
calculées avec mesure de distance DME/P (norme de précision 1)**

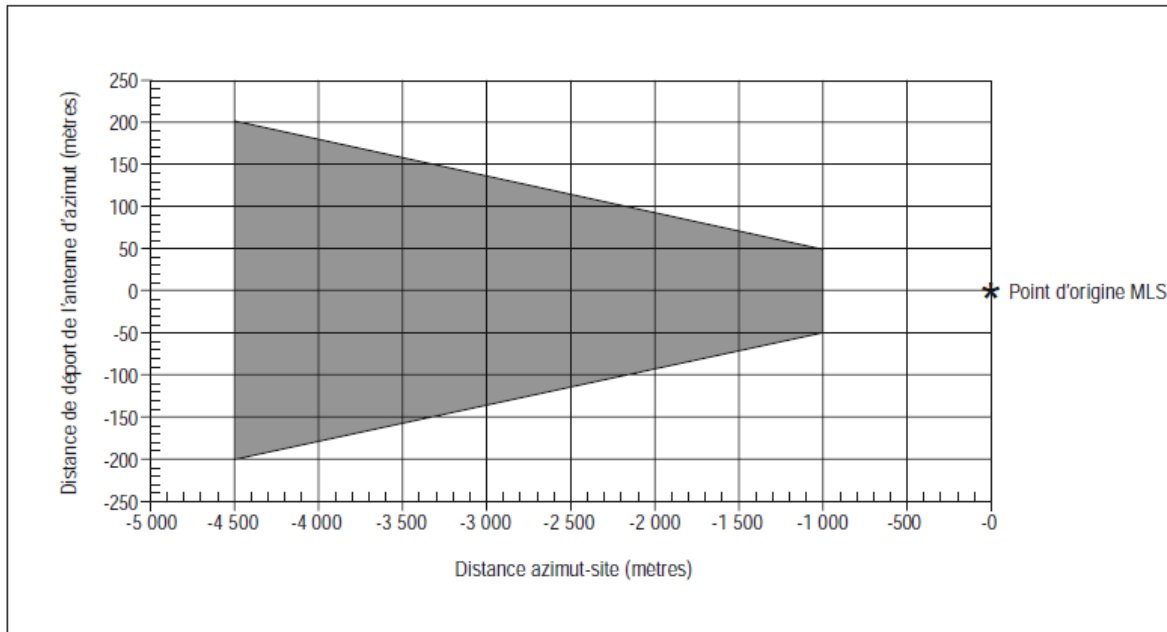


Figure G-31. Déports d'antenne d'azimut admissibles pour les approches axiales calculées avec mesure de distance DME/N

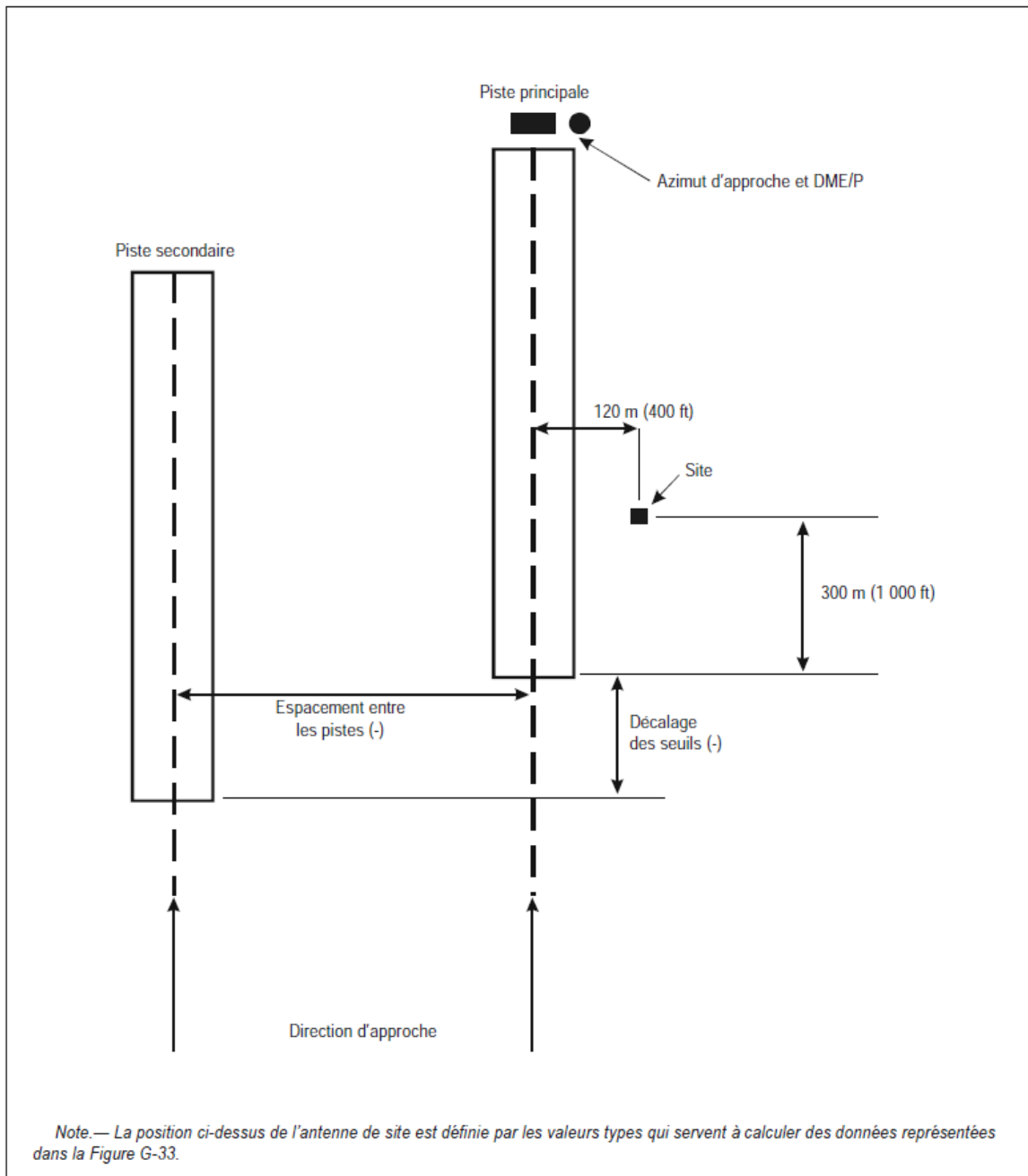


Figure G-32. Géométrie des pistes et de l'équipement pour les approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles

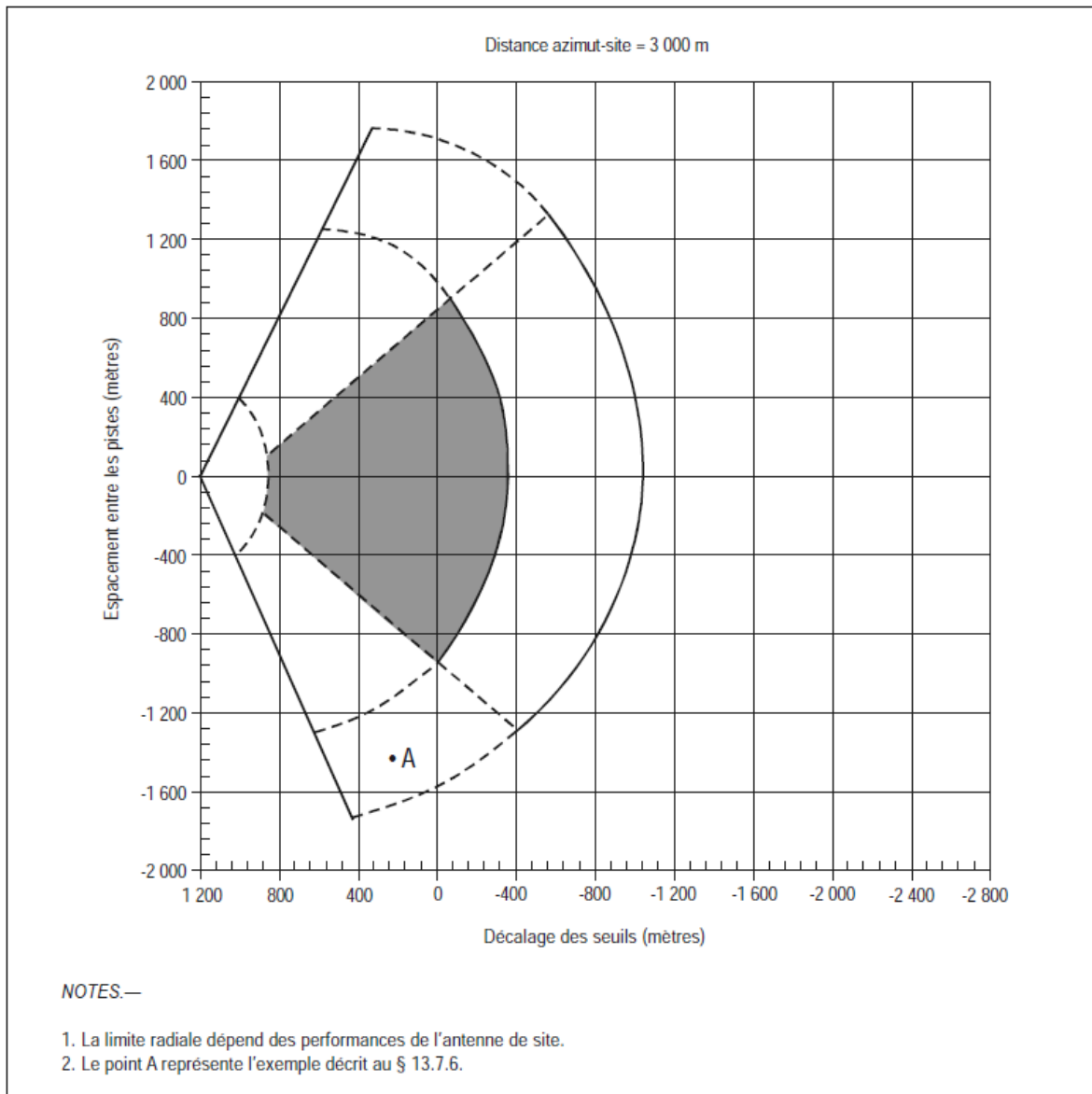


Figure G-33. Géométries de pistes admissibles pour les approches axiales calculées sur des pistes secondaires parallèles

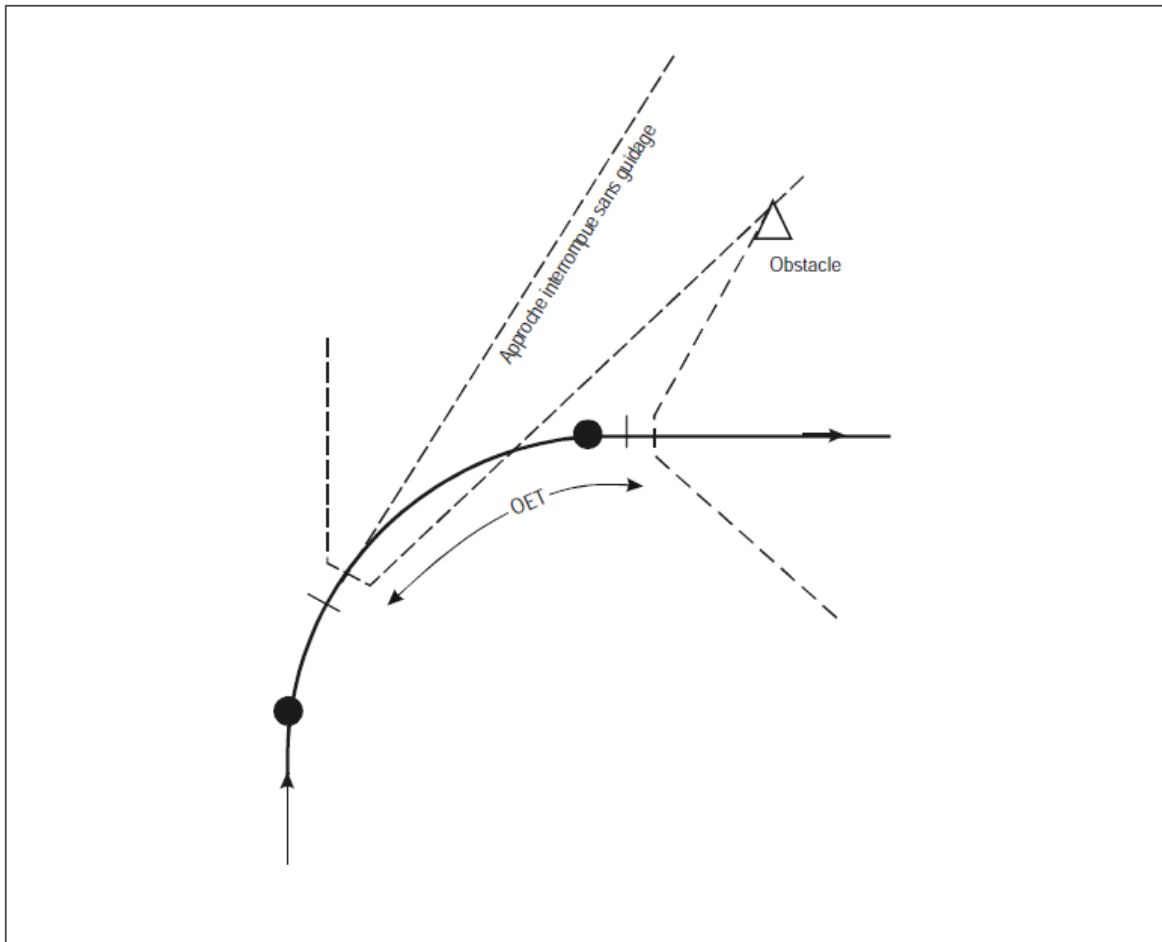


Figure G-34. Détermination du temps d'exposition aux obstacles (OET)

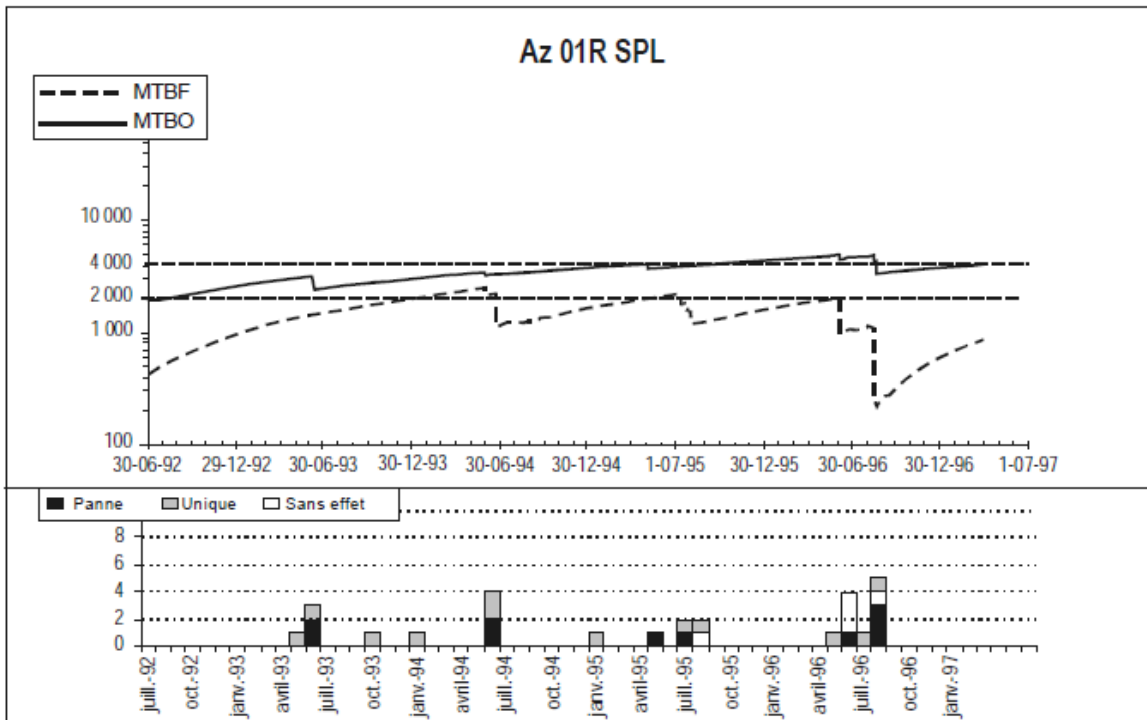


Figure G-35A. Exemple de relevé de pannes pour une installations d'azimut MLS

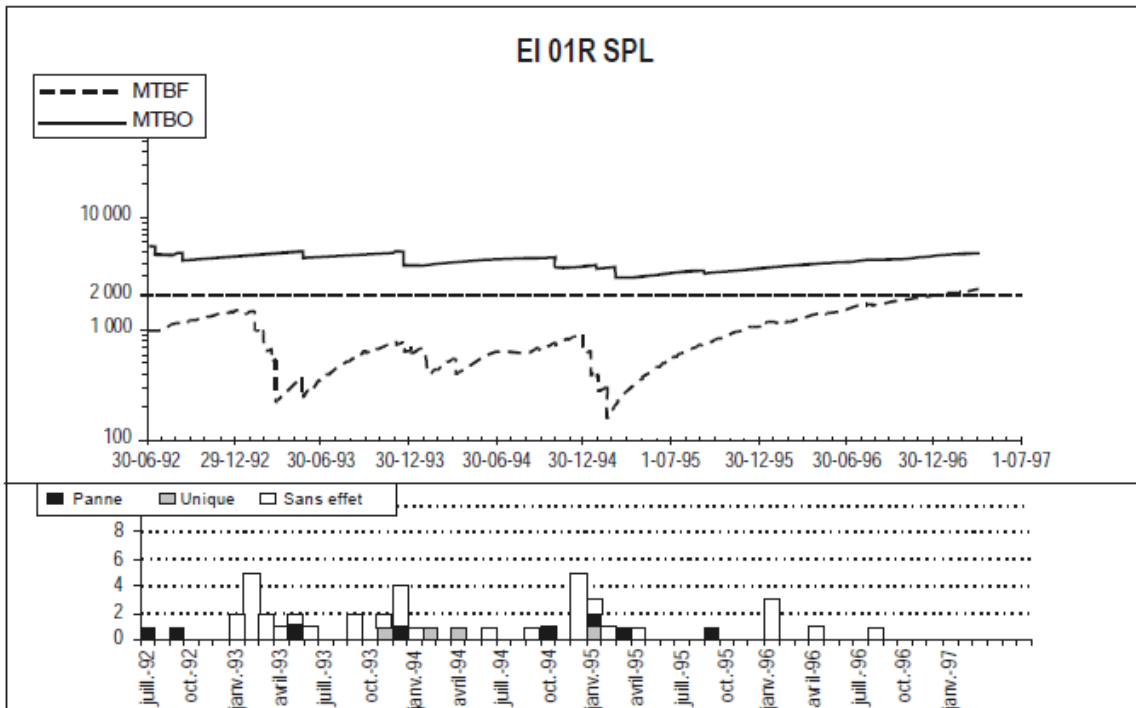


Figure G-35B. Exemple de relevé de pannes pour une installation de site MLS