

**République du Niger**  
**Ministère des Transports**  
**Agence Nationale de l'Aviation Civile**



**PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT**

**RAN 16**

**VOLUME1:BRUIT DES AERONEFS**

	NOM	FONCTION	DATE	VISA
REDACTION	MAHAMANE KABIROU TIAMYOU DARI MOURTATA	CHEF DE DIVISION AERONEFS CADRE DET	DECEMBRE 2013	L'ORIGINAL EST ARCHIVE AU DEPARTEMENT EXPLOITATION TECHNIQUE DES AERONEFS
VERIFICATION	SANI BALA	CHEF DU DEPARTEMENT EXPLOITATION TECHNIQUE	MAI 2014	
APPROBATION	SEYDOU YAYE AMADOU	DIRECTEUR GENERAL DE L'ANAC	16 JUILLET 2014	

REPUBLIQUE DU NIGER  
MINISTERE DES TRANSPORTS



AGENCE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE  
ANAC-NIGER

**REGLEMENT RELATIF A LA  
PROTECTION DE  
L'ENVIRONNEMENT (BRUIT DES  
AERONEFS ET EMISSIONS DES  
MOTEURS D'AVIATION)  
(RAN 16)**

2014



## LISTE DES PAGES EFFECTIVES

Chapitre	Page	Nr d'Édition	Date d'Édition	Nr Révision	Date de Révision
LP	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	2	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	3	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
ER	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
LA	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
LR	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
TM	1	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	2	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	3	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	4	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
16.1	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	2	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	3	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
16.2	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	2	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	3	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	4	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	5	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	6	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	7	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	8	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	9	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	10	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	11	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	12	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	13	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	14	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	15	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	16	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	17	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014



	18	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	19	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	20	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	21	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	22	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	23	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	24	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	25	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	26	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	27	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	28	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	29	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	30	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	31	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	32	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	33	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	34	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	35	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	36	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	37	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	38	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	39	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	40	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	41	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	42	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	43	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	44	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	45	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	46	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	47	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	48	01	JUILLET 2014	00	JUILLET 2014
	49	01	AVRIL 2015	00	JUILLET 2014
	50	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	51	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	52	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015



	53	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	54	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	55	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
16.3	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
16.4	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
16.5	1	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015
	2	01	AVRIL 2015	01	AVRIL 2015





Agence Nationale de  
l'Aviation Civile du Niger

# RAN N° 16 PARTIE 1

Page : ER 2 de 1  
Révision : 01  
Date : 17/04/2015



## LISTE DES AMENDEMENTS

Page	Nr Amendement	Date	Motif d'Amendement
Chapitre 16.1			
1	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
Chapitre 16.2			
3	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
4	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
5		17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
7	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
8		17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
9		17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
12	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
13	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
14	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
15	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
16	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
19	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
20	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
21	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
22	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
23	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
24	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
36	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
37	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
38	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
43	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
46	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
47	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
48	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
49	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
50	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
51	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
52	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
53	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
54	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
55	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
Chapitre 16.3			
1	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
Chapitre 16.4			
1	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
Chapitre 16.5			
1	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I
2	1	17/04/2015	Insertion de l'ammendement N°11-A et 11-B de l'annexe 16 volume I









## TABLE DES MATIÈRES

Index	Libellé	Chapitre	Page
16.1	<b>GENERALITES</b>	16.1	1
16.1.1.1	Objectif	16.1	1
16.1.1.2	Domaine d'Application	16.1	1
16.1.1.3	Définitions	16.1	1
16.2	<b>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</b>	16.2	1
16.2.1	<b>Dispositions Administratives</b>	16.2	1
16.2.1.1	Dispositions	16.2	1
16.2.2	<b>Avions à Réactions Subsoniques – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 06 octobre 1977</b>	16.2	4
16.2.2.1	Application	16.2	4
16.2.2.2	Mesure d'Evaluation du Bruit	16.2	5
16.2.2.3	Points de Mesure du Bruit	16.2	5
16.2.2.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	5
16.2.2.5	Compensations	16.2	7
16.2.2.6	Procédures d'Essai	16.2	7
16.2.3	<b>1-Avions à Réactions Subsoniques – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 06 octobre 1977 et avant le 1<sup>er</sup> janvier 1606</b> <b>2-Avions à Hélices de plus de 5 700 kg – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 1<sup>er</sup> janvier 1985 et avant le 17 novembre 1988</b> <b>3-Avions à Hélices de plus de 8 618 kg – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 17 novembre 1988 et avant le 1<sup>er</sup> janvier 1606</b>	16.2	8
16.2.3.1	Application	16.2	8
16.2.3.2	Mesure du Bruit	16.2	9
16.2.3.3	Points de Mesure du Bruit	16.2	9
16.2.3.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	10
16.2.3.5	Compensations	16.2	11
16.2.3.6	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	11
16.2.3.7	Procédures d'Essai	16.2	14
			1



Index	Libellé	Chapitre	Page
16.2.4	<b>1- Avions à Réactions Subsoniques</b> – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 1 <sup>er</sup> janvier 1606 <b>2- Avions à Hélices de plus de 8 618 kg</b> – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 1 <sup>er</sup> janvier 1606	16.2	16
16.2.4.1	Application	16.2	16
16.2.4.2	Mesure du Bruit	16.2	17
16.2.4.3	Points de Référence de Mesure du Bruit	16.2	17
16.2.4.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	17
16.2.4.5	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	18
16.2.4.6	Procédures d'Essai	16.2	18
16.2.4.7	Recertification	16.2	18
16.2.5	<b>Avions à Hélices de plus de 5 700 kg</b> – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 1 <sup>er</sup> janvier 1985	16.2	19
16.2.5.1	Application	16.2	19
16.2.5.2	Mesure du Bruit	16.2	16
16.2.5.3	Points de Mesure du Bruit	16.2	16
16.2.5.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	21
16.2.5.5	Compensations	16.2	22
16.2.5.6	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	22
16.2.5.7	Procédures d'Essai	16.2	24
16.2.6	<b>Avions à Hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg</b> – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 17 novembre 1988	16.2	26
16.2.6.1	Application	16.2	26
16.2.6.2	Mesure d'Evaluation du Bruit	16.2	26
16.2.6.3	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	26
16.2.6.4	Procédure de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	27
16.2.6.5	Procédures d'Essai	16.2	27
16.2.7	<b>Adacs à Hélices</b>	16.2	28
16.2.8	<b>Hélicoptères</b>	16.2	29
16.2.8.1	Application	16.2	29
16.2.8.2	Mesure d'Evaluation du Bruit	16.2	29
16.2.8.3	Points de Référence de Mesure du Bruit	16.2	30
16.2.8.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	30



Index	Libellé	Chapitre	Page
16.2.8.5	Compensations	16.2	32
16.2.8.6	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	32
16.2.8.7	Procédures d'Essai	16.2	35
16.2.9	<b>Groupes Auxiliaires de Puissance (GAP) Installés et Equipements de Bord Associés en Utilisation au sol</b>	16.2	37
16.2.10	<b>Avions à Hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype ou une version dérivée acceptée depuis le 17 novembre 1988</b>	16.2	38
16.2.10.1	Application	16.2	38
16.2.10.2	Mesure d'Evaluation du Bruit	16.2	39
16.2.10.3	Points de Référence de Mesure du Bruit	16.2	39
16.2.10.4	Niveaux Maximaux de Bruit	16.2	39
16.2.10.5	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	39
16.2.10.6	Procédures d'Essai	16.2	41
16.2.11	<b>Hélicoptères d'une mase maximale au décollage certifiée ne dépassant pas 3 175 kg</b>	16.2	42
16.2.11.1	Application	16.2	42
16.2.11.2	Mesure d'Evaluation du Bruit	16.2	43
16.2.11.3	Point de Référence de Mesure du Bruit	16.2	43
16.2.11.4	Niveau Maximal de Bruit	16.2	43
16.2.11.5	Procédures de Référence pour la Certification Acoustique	16.2	43
16.2.11.6	Procédures d'Essai	16.2	45
16.2.12	<b>Avions Supersoniques</b>	16.2	47
16.2.12.1	Avions Supersoniques – Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée avant le 1 <sup>er</sup> janvier 1975	16.2	47
16.2.12.2	Avions Supersoniques– Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée à compter du 1 <sup>er</sup> janvier 1975	16.2	47



	Chapitre	page
<b>16.2.13 Aéronefs à Rotors Basculants</b>	16.2	47
<b>16.2. 13.1 Application</b>	16.2	47
<b>16.2.13.2 Mesure d'évaluation du bruit</b>	16.2	47
<b>16.2. 13.3 Points de référence de mesure du bruit</b>	16.2	47
<b>16.2.13.4 Niveaux maximaux de bruit</b>	16.2	48
<b>16.2.13.5 Compensations</b>	16.2	48
<b>16.2.13.6 Procédures de référence pour la certification acoustique</b>	16.2	49
<b>16.2.13.7 Procédures d'essai</b>	16.2	51
<b>16.2.14.</b>		
<b>1.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55 000 kg —</b>		
<b>Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2017 ou à une date ultérieure</b>	16.2	52
<b>2.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST INFÉRIEURE À 55 000 kg —</b>		
<b>Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure</b>	16.2	52
<b>3.— AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST SUPÉRIEURE À 8 618 kg ET INFÉRIEURE À 55 000 kg —</b>		
<b>Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure</b>	16.2	52
<b>16.2.14.1 Application</b>	16.2	53
<b>16.2. 14.2 Mesure du bruit</b>	16.2	53
<b>16.2.14.3 Points de référence de mesure du bruit</b>	16.2	54
<b>16.2.14.4 Niveaux maximaux de bruit</b>	16.2	54
<b>16.2.14.5 Procédures de référence pour la certification acoustique</b>	16.2	55
<b>16.2.14.6 Procédures d'essai</b>	16.2	55
<b>16.2.14.7 Recertification</b>	16.2	55
<b>16.3 MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE</b>	16.3	1
<b>16.4 ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS</b>	16.4	1
<b>16.5 APPROCHE ÉQUILIBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT</b>	16.5	1



## 16.1 GENERALITES

### 16.1.1.1 OBJECTIF

- (a) Le présent règlement a pour but de décrire et de présenter les méthodes de mesure du bruit des aéronefs, ainsi que les restrictions qu'il conviendrait d'apporter au bruit créé par les aéronefs qui est une source d'inquiétude pour les populations au voisinage des aéroports

### 16.1.1.2 DOMAINE D'APPLICATION

- (a) Le présent règlement détermine les principes directeurs relatifs à la certification acoustique et applicables aux différentes catégories d'aéronefs spécifiées dans les divers chapitres de ce règlement, lorsque lesdits aéronefs effectuent des vols internationaux.
- (b) Ce présent règlement concerne les méthodes de mesure pour le contrôle du bruit, l'évaluation du bruit aux abords des aéroports et l'approche équilibrée de la gestion du bruit.
- (c) Les dispositions de ce présent règlement sont conformes aux normes et pratiques recommandées contenues dans l'Annexe 16 de l'OACI Volume I Bruit des Aéronefs.

### 16.1.1.3 DEFINITIONS

Pour l'application du présent règlement les termes et expressions ci-après ont les significations suivantes :

- (1) **Aéronef.** tout appareil qui peut se soutenir dans l'atmosphère grâce à des réactions de l'air autres que les réactions de l'air sur la surface de la terre ;
- (2) **Aéronef à rotors basculants.** Aéronef à sustentation motorisée capable de décollage vertical, d'atterrissage vertical et de vol lent en continu, qui dépend principalement de rotors entraînés par un organe moteur montés sur des nacelles inclinables pour la sustentation dans ces régimes de vol, et d'une voilure non tournante pour la sustentation en vol à vitesse élevée.
- (3) **Aéronef à sustentation motorisée.** Aérodynes capable de décollage vertical, d'atterrissage vertical et de vol lent, qui dépend principalement de dispositifs de sustentation entraînés par un organe moteur ou de la poussée d'un ou de plusieurs moteurs dans ces régimes de vol, et d'une voilure non tournante pour la sustentation en vol horizontal.



- (4) **Avion.** Aérodyne entraîné par un organe moteur et dont la sustentation en vol est obtenue principalement par des réactions aérodynamiques sur des surfaces qui restent fixes dans des conditions données de vol.
- (5) **Avion subsonique.** Avion ne pouvant maintenir un vol en palier à des vitesses dépassant Mach 1.
- (6) **Certificat de type.** Document délivré par un Etat contractant pour définir la conception d'un type d'aéronef et certifier que cette conception répond aux spécifications pertinentes de navigabilité de cet Etat.
- (7) **Équipement externe (hélicoptères).** Instrument, mécanisme, pièce, appareil, dispositif ou accessoire qui est fixé à l'extérieur de l'hélicoptère ou fait saillie, mais qui n'est pas utilisé ni destiné à être utilisé pour le fonctionnement ou la manœuvre de l'hélicoptère en vol, et qui ne fait pas partie de la cellule ou du moteur.
- (8) **Équipements de bord associés.** Dispositifs, à bord d'un aéronef, qui sont alimentés en énergie électrique ou en air comprimé par un groupe auxiliaire de puissance au cours des opérations au sol.
- (9) **Etat de conception.** Etat qui a juridiction sur l'organisme de conception de type.
- (10) **Groupe auxiliaire de puissance (GAP).** Groupe de puissance autonome, à bord d'un aéronef, qui alimente des équipements de bord en énergie électrique ou en air comprimé au cours des opérations au sol.
- (11) **Hélicoptère.** Aérodyne dont la sustentation en vol est obtenue principalement par la réaction de l'air sur un ou plusieurs rotors qui tournent, entraînés par un organe moteur, autour d'axes sensiblement verticaux.
- (12) **Motoplaneur.** Avion motorisé disposant d'une puissance motrice qui lui permet de rester en vol en palier mais non de décoller par ses propres moyens.
- (13) **Performances humaines.** Capacités et limites de l'être humain qui ont une incidence sur la sécurité et l'efficacité des opérations aéronautiques.
- (14) **Recertification.** Certification d'un aéronef avec ou sans révision de ses niveaux acoustiques de certification, par rapport à une norme différente de celle en fonction de laquelle il a été certifié à l'origine.
- (15) **Taux de dilution.** Rapport entre la masse d'air qui passe par les conduits de dérivation d'une turbine à gaz et la masse d'air qui passe par les chambres de combustion, calculé à la poussée maximale lorsque le moteur est immobile en atmosphère type internationale au niveau de la mer.





- (16) **Version dérivée d'un avion.** Avion qui, du point de vue de la navigabilité, est semblable au prototype qui a obtenu une certification acoustique, mais qui comporte des modifications de type susceptibles d'avoir un effet défavorable sur ses caractéristiques de bruit.

*Note 1.— Si le service de certification estime que la modification de conception, de configuration, de puissance ou de masse qui est proposée est d'une ampleur suffisante pour exiger une nouvelle vérification relativement complète de la conformité aux règlements de navigabilité applicables, l'avion devrait être considéré comme un type nouveau et non comme une version dérivée.*

*Note 2.— Le mot « défavorable » correspond à une augmentation de plus de 0,10 dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique, sauf quand les effets cumulatifs des modifications de type sont suivis au moyen d'une procédure approuvée. Dans ce cas, le mot « défavorable » correspond à une augmentation cumulative du niveau de bruit de plus de 0,30 dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique ou à la marge de conformité, si la valeur de cette dernière est plus faible.*

- (17) **Version dérivée d'un hélicoptère.** Hélicoptère qui, du point de vue de la navigabilité, est semblable au prototype qui a obtenu une certification acoustique, mais qui comporte des modifications de type susceptibles d'avoir un effet défavorable sur ses caractéristiques de bruit.

*Note 1.— Pour l'application des normes de la présente Annexe, un hélicoptère basé sur un prototype existant mais qui est considéré par le service de certification comme un type nouveau du point de vue de la navigabilité sera quand même traité comme une version dérivée si le service de certification juge que ses caractéristiques de bruit sont identiques à celles du prototype.*

*Note 2.— Le mot « défavorable » correspond à une augmentation de plus de 0,30 dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique pour les hélicoptères certifiés conformément aux dispositions du sous-chapitre 16.2.8, et de 0,30 DB(A) du niveau de certification pour les hélicoptères certifiés conformément aux dispositions du sous-chapitre 16.2.11.*



## **16.2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AERONEFS**

### **16.2.1 DISPOSITIONS ADMINISTRATIVES**

#### **16.2.1.1 DISPOSITIONS**

- (a) Les dispositions des sections 16.2.1.1 (b) à (f) s'appliquent à tous les aéronefs compris dans les catégories définies aux fins de certification acoustique aux sous-chapitres 16.2.2 / 16.2.3 / 16.2.4 / 16.2.5/ 16.2.6/ 16.2.8/ 16.2.10/ 16.2.11 et 16.2.12 de la présente Partie, lorsque lesdits aéronefs effectuent des vols internationaux.
- (b) La certification acoustique est accordée ou validée par l'État du Niger pour un aéronef immatriculé au Niger sur la base de la production de preuves satisfaisantes que l'aéronef répond à des spécifications au moins égales aux normes applicables qui figurent dans le présent Règlement.
- (c) Dans le cas d'une demande de recertification acoustique, celle-ci est accordée ou validée par l'État du Niger pour un aéronef immatriculé au Niger sur la base de la production de preuves satisfaisantes selon lesquelles l'aéronef répond à des spécifications au moins égales aux normes applicables qui figurent dans le présent Règlement. La date utilisée par le service de certification pour déterminer la base de recertification est la date d'acceptation de la première demande de recertification.
- (d) Les pièces justificatives de la certification acoustique seront approuvées par l'État du Niger pour un aéronef immatriculé au Niger et l'État du Niger exigera qu'elles soient transportées à bord de l'aéronef.
- (e) Les pièces justificatives de la certification acoustique d'un aéronef contiendront au moins les renseignements suivants :
- (1) Rubrique 1. Nom de l'État.
  - (2) Rubrique 2. Titre du document de certification acoustique.
  - (3) Rubrique 3. Numéro du document.
  - (4) Rubrique 4. Marque de nationalité ou marque commune et marques d'immatriculation.
  - (5) Rubrique 5. Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur.
  - (6) Rubrique 6. Numéro de série de l'aéronef.
  - (7) Rubrique 7. Constructeur, type et modèle du moteur



- (8) Rubrique 8. Type et modèle d'hélices pour les avions à hélices.
- (9) Rubrique 9. Masse maximale au décollage en kilogrammes.
- (10) Rubrique 10. Masse maximale à l'atterrissage en kilogrammes pour les certificats délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.2 / 16.2.3 / 16.2.4 / 16.2.5/ et 16.2.12 du présent Règlement.
- (11) Rubrique 11. Chapitre et section du présent Règlement, en vertu desquels l'aéronef a été certifié.
- (12) Rubrique 12. Modifications supplémentaires introduites aux fins de la conformité avec les normes applicables de certification acoustique.
- (13) Rubrique 13. Niveau de bruit latéral/à plein régime dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.2 / 16.2.3 / 16.2.4 / 16.2.5/ et 16.2.12 du présent Règlement.
- (14) Rubrique 14. Niveau de bruit à l'approche dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.2 / 16.2.3 / 16.2.4 / 16.2.5/ 16.2.8 et 16.2.12 du présent Règlement.
- (15) Rubrique 15. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.2 / 16.2.3 / 16.2.4 / 16.2.5/ et 16.2.12 du présent Règlement.
- (16) Rubrique 16. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.6 / 16.2.8 et 16.2.11 du présent Règlement.
- (17) Rubrique 17. Niveau de bruit au décollage dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des sous-chapitres 16.2.8 et 16.2.10 du présent Règlement.
- (18) Rubrique 18. État de conformité, y compris en référence à l'Annexe 16, Volume I de l'OACI
- (19) Rubrique 19. Date de délivrance du document de certification acoustique.
- (20) Rubrique 20. Signature de l'administrateur qui délivre le document.
- (f) Les titres des rubriques sur les documents de certification acoustique doivent être uniformément numérotés à l'aide de chiffres arabes comme il est indiqué en 16.2.1.1 (e) de façon que sur tout document de certification acoustique, quel que soit l'ordre adopté, le numéro renvoie toujours au même titre de rubrique, sauf si les renseignements figurant dans les rubriques 1 à 6 et 18 à 20 sont donnés dans le certificat de navigabilité ; dans un tel cas, c'est la numérotation du certificat de navigabilité indiquée dans le RAN 08 qui sera retenue.
- (g) Un système administratif de mise en place de la documentation de certification acoustique sera élaboré par l'État d'immatriculation.



*Note.— Voir le Supplément G de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI en ce qui concerne la présentation et l'agencement des documents de certification acoustique.*

- (h) L'État du Niger reconnaîtra la validité d'une certification acoustique délivrée par un autre État contractant à condition que les spécifications en vertu desquelles elle a été délivrée soient au moins égales aux normes applicables qui figurent dans le présent Règlement
- (i) L'État du Niger suspendra ou révoquera la certification acoustique d'un aéronef immatriculé au Niger si ledit aéronef ne répond plus aux normes acoustiques applicables. L'État du Niger n'annulera pas la suspension d'une certification acoustique ni n'accordera une nouvelle certification tant que l'aéronef en question ne sera pas jugé, après un nouvel examen, conforme aux normes acoustiques applicables.
- (j) Sauf indication contraire dans le présent Règlement, la date à utiliser par l'État du Niger pour l'application des normes du présent Règlement sera la date à laquelle la demande de certificat de type aura été présentée à l'Etat de conception ou la date de présentation de la demande au titre d'une procédure équivalente prescrite par le service de certification de l'Etat de conception.
- (k) Dans le cas des versions dérivées pour lesquelles les dispositions régissant l'applicabilité des normes du présent règlement se rapportent « à la demande de certification de la modification de la conception de type », la date à utiliser par l'Etat du Niger pour déterminer l'applicabilité des normes du présent règlement sera la date de la demande de modification de la conception de type présentée à l'Etat contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type, ou la date de présentation de la demande au titre d'une procédure équivalente prescrite par le service de certification de l'Etat contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type.
- (l) Les demandes seront en vigueur pour la période spécifiée dans la désignation des règlements de navigabilité correspondant au type d'aéronef, sauf dans les cas spéciaux où le service de certification accepte que cette période soit prolongée. Lorsque cette période d'application est dépassée, la date à utiliser pour déterminer l'applicabilité des normes du présent règlement sera la date de délivrance du certificat de type ou d'approbation de la modification de la conception de type, ou la date de délivrance de l'approbation au titre d'une procédure équivalente prescrite par l'Etat de conception, diminuée de la période d'application.



## **16.2.2 AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES – Demande de certificat de type présentée avant le 06 octobre 1977**

### **16.2.2.1 APPLICATION**

(a) Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les avions à réaction subsoniques pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 6 octobre 1977, à l'exception des avions :

(1) qui exigent une longueur de piste<sup>1</sup> inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ;

(2) qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1<sup>er</sup> mars 1972 ; ou

(3) qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est inférieur à 2 et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 1<sup>er</sup> janvier 1969, et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1<sup>er</sup> janvier 1976.

(b) Les niveaux maximaux de bruit 16.2.2.4(a) seront applicables sauf dans le cas des versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de modification de la conception de type a été présentée le 26 novembre 1981 ou à une date ultérieure, auquel cas les niveaux de bruit maximaux du 16.2.2.4(b) s'appliqueront.

(c) Indépendamment des 16.2.2.1 (a) et 16.2.2.1 (b) l'État du Niger peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des normes du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions lourds à hélices :

(1) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;

(2) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;

(3) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette



prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

### **16.2.2.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT**

- (a) La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 1 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI

### **16.2.2.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT**

- (a) Lors des essais effectués conformément aux procédures d'essai en vol spécifiées en 16.2.2.6 les niveaux de bruit engendrés par un avion n'excéderont pas les niveaux spécifiés en 16.2.2.4 aux points de mesure ci-après :
- (1) *point de mesure latéral* : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 650 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
  - (2) *point de mesure survolé au décollage* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;
  - (3) *point de mesure à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de piste, 120 (394ft) au-dessus d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil. ; Sur terrain plat, ce point de mesure est situé à 2000 m du seuil.

### **16.2.2.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

- (a) Les niveaux maximaux de bruit des avions visés en 16.2.2.1(a) déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 1 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :
- (1) *au point de mesure latéral et au point de mesure à l'approche* : 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 272 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 102 EPNdB à 34 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.
  - (2) *au point de mesure survolé au décollage* : 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 272 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 5 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 93 EPNdB à 34 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note.— Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.*



(b) Les niveaux maximaux de bruit des avions visés en 16.2.2.1(b) déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 1 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

(1) *Au point de mesure latéral*

106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion, pour atteindre la limite inférieure de 97 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

(2) *Au point de mesure au survol*

(i) *Avions monomoteurs ou bimoteurs*

104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 93 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(ii) *Avions trimoteurs*

Comme à l'alinéa (i), mais 107 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg

*ou*

comme en 16.2.2.4 (a)(2), si la limite ainsi définie est inférieure.

(iii) *Avions équipés de quatre moteurs ou plus*

Comme à l'alinéa (i), mais 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg

*ou*

comme en 16.2.2.4 (a)(2), si la limite ainsi définie est inférieure.

(3) *Au point de mesure à l'approche*

108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 280 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion, pour atteindre la limite inférieure de 101 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note.— Voir au Supplément A de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.*





#### **16.2.2.5 COMPENSATIONS**

- (a) Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :
- (1) la somme des dépassements n'excédera pas 4 EPNdB ; toutefois, dans le cas des avions quadrimoteurs propulsés par des moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification avant le 1er décembre 1969, la somme des dépassements éventuels n'excédera pas 5 EPNdB ;
  - (2) le dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 3 EPNdB ;
  - (3) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points de mesure.

#### **16.2.2.6 PROCÉDURES D'ESSAI**

(a) **Procédure d'essai au décollage**

- (1) La poussée de décollage moyenne<sup>1</sup> sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur d'au moins 210 m (690 ft) au-dessus de la piste et cette poussée ne sera pas ramenée à une valeur inférieure à la poussée nécessaire pour maintenir une pente de montée d'au moins 4 %.

1. Poussée de décollage représentative des caractéristiques moyennes du moteur de série.

- (2) Une vitesse égale à au moins  $V_2 + 19$  km/h ( $V_2 + 10$  kt) sera atteinte dès que possible après l'envol et maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage.
- (3) Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, sera maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage, mais le train d'atterrissage peut être rentré.

(b) **Procédure d'essai à l'approche**

- (1) L'avion volera en régime stabilisé et suivant un angle de descente de  $3^\circ \pm 0,5^\circ$ .
- (2) L'approche sera effectuée à une vitesse stabilisée égale ou supérieure à  $1,3 VS + 19$  km/h ( $1,3 VS + 10$  kt) en régime stabilisé pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et cette vitesse sera maintenue jusqu'à l'atterrissage normal.
- (3) La configuration de l'avion sera celle qui correspond au braquage maximal admissible des volets hypersustentateurs.

*Note.*— Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501) volume I-- procédures de certification acoustique des aéronefs.





**16.2.3 1- AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES – Demande de certificat de type présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure et avant le 1<sup>er</sup> janvier 2006.**

**2- AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8618 kg – Demande de certificat de type présentée le 1<sup>er</sup> janvier 1985 ou une date ultérieure et avant le 1<sup>ER</sup> janvier 2006.**

#### **16.2.3.1 APPLICATION**

(a) Les normes du présent chapitre, à l'exception des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux fins de l'agriculture ou de la lutte contre les incendies, seront applicables :

(1) à tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste<sup>1</sup> inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou une date ultérieure et avant le 1<sup>er</sup> janvier 2006 ;

1 – Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé

(2) à tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8618 kg, et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1<sup>er</sup> janvier 1985 ou a une date ultérieure et avant le 1<sup>er</sup> janvier 2006. ;

(b) Indépendamment de la sous-section 16.2.3.1(a), l'État du Niger peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des normes du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions lourds à hélices :

(1) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;

(2) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et



retour du pylône ou autre mât externe) ;

(3) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

### **16.2.3.2 MESURE DU BRUIT**

#### *(a) Mesure d'évaluation du bruit*

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

### **16.2.3.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT**

(a) Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux spécifiés en 16.2.3.4, aux points ci-après

#### *(1) point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance*

- (i) pour les avions à réaction : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 450 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
- (ii) pour les avions à hélices : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 650 m dans le plan vertical au-dessous de la trajectoire de vol en montée, à pleine puissance de décollage, comme il est indiqué en 16.2.3.6(b). Jusqu'au 19 mars 2002, la prescription de 16.2.3.3 (a) relative au bruit latéral sera admise à titre de solution de rechange ;

*Note.— Concernant les avions spécifiés en 16.2.3.1(a)(2) dont la demande de certificat de type a été présentée avant le 19 mars 2002, la prescription en 16.2.3.3(a)(1)(i) relative au bruit latéral sera admise à titre de solution de rechange.*

(2) *point de référence de mesure du bruit au survol* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;

(3) *point de référence de mesure du bruit à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de la piste à 2 000 m du seuil ; sur terrain plat, ce point est situé à 120 m (394 ft) au-dessous d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil.

#### *(b) Points de mesure de bruit pendant les essais*

(1) Si les points de mesure du bruit ne sont pas situés aux points de référence de détermination du bruit, les corrections dues aux différences de position de ces points



devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.

- (2) Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral seront utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. Pour les avions à réaction, il sera procédé à des mesures simultanées en un point symétrique à l'un de ces points, de l'autre côté de la piste. Dans le cas d'avions à hélices, vu l'asymétrie du bruit latéral qui leur est propre, des mesures simultanées seront effectuées en position symétrique à chacun de ces points de mesure (sur une parallèle à l'axe de piste à  $\pm 10$  m) du côté opposé de la piste.

#### **16.2.3.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

- (a) Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les valeurs ci-après.

(1) *Au point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance* : 103 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 94 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

(2) *Au point de référence de mesure du bruit au survol* :

- (i) *Avions monomoteurs ou bimoteurs*

101 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 385 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

- (ii) *Avions trimoteurs*

Comme à l'alinéa (i), mais 104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

- (iii) *Avions équipés de quatre moteurs ou plus*

Comme à l'alinéa (i), mais 106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

(3) *Au point de référence de mesure du bruit à l'approche*

105 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 280 000 kg, cette



valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 98 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note.— Voir au Supplément A de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.*

### **16.2.3.5 COMPENSATIONS**

(a) Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :

- (1) la somme des dépassements n'excédera pas 3 EPNdB ;
- (2) tout dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 2 EPNdB ;
- (3) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

### **16.2.3.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

(a) **Conditions Générales**

- (1) Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications des règlements de navigabilité.
- (2) Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.
- (3) Les procédures de référence au décollage et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies en 16.2.3.6 (b) et 16.2.3.6 (c) sauf pour le cas envisagé en 16.2.3.6 (a)(4).
- (4) Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec les § 16.2.3.6 (b) et 16.2.3.6 (c), les procédures de référence devront :
  - (i) ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 16.2.3.6 (b) et 16.2.3.6 (c) que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
  - (ii) être approuvées par le service de certification.
- (5) Les procédures de référence seront calculées dans les conditions de référence suivantes :

- (i) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (ii) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;



- (iii) humidité relative : 70 % ;
- (iv) vent nul ;
- (v) pour la définition des profils de décollage de référence aux fins des mesures du bruit au décollage et du bruit latéral, la pente de la piste sera nulle.

*Note.— L'atmosphère de référence est homogène en ce qui concerne la température et l'humidité relative lorsqu'elle est utilisée pour le calcul des coefficients d'absorption atmosphérique.*

**(b) Procédure de référence au décollage**

La trajectoire de décollage de référence sera calculée comme suit :

- (1) la poussée ou puissance de décollage du moteur moyen sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur suivante au-dessus du niveau de la piste :
  - (i) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
  - (ii) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
  - (iii) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- (2) une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa (1) ci-dessus, la poussée ou puissance ne sera pas réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
  - (i) une pente de montée de 4 % ; ou
  - (ii) dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement ;si la valeur de la poussée ou puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente ;
- (3) pour déterminer le niveau de bruit latéral à pleine puissance, la trajectoire de vol de référence sera calculée en se fondant sur la pleine puissance au décollage, tout au long de l'essai, sans réduction de la poussée ou de la puissance ;
- (4) la vitesse sera
  - (i) Dans le cas des avions pour lesquels les spécifications de navigabilité applicables définissant  $V_2$ , la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en exploitation normale, laquelle sera au moins égale à  $V_2 + 19$  km/h ( $V_2 + 10$  kt) sans dépasser  $V_2 + 37$  km/h ( $V_2 + 20$  kt) et sera atteinte aussitôt que possible après l'envol et maintenue tout au long de l'essai de certification



acoustique au décollage. L'augmentation de  $V_2$  sera la même pour toutes les masses de référence d'un modèle d'avion, sauf en cas de différence justifiée par les caractéristiques de performance de l'avion.

- (ii) Dans le cas des avions pour lesquels les spécifications de navigabilités applicables ne définissent pas  $V_2$ , la vitesse de décollage à 15m(50ft) plus une augmentation d'au moins 19km/h(10kt) sans dépasser 37km/h(20kt), ou la vitesse de montée minimale, la plus élevée de ces deux valeurs étant retenue. Cette vitesse sera atteinte dès possible après l'envol et maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage.

- (5) une configuration de décollage constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé. Le terme configuration désignera, dans ce contexte, l'état des systèmes et la position du centre de gravité et indiquera notamment quelles sont les positions des dispositifs d'hypersustentation utilisées, si le GAP fonctionne et si les prises d'air et les extracteurs de puissance sont en service ;

la masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée ;

- (6) le moteur moyen sera défini par la moyenne de tous les moteurs remplissant les conditions de certification qui sont utilisés pendant les essais en vol de l'avion jusqu'à la certification et pendant celle-ci, lorsque les limites et les procédures indiquées dans le manuel de vol sont respectées. Ceci constituera une norme technique précisant notamment la relation entre la poussée ou la puissance et les paramètres de commande (par exemple N1 ou EPR). Les mesures de bruit faites pendant les essais de certification devront être ramenées à cette norme.

*Note.— La poussée ou la puissance de décollage utilisée sera le maximum disponible pour les opérations normales qui est indiqué dans la section du manuel de vol de l'avion relative aux performances, pour les conditions atmosphériques de référence données en 16.2.3.6 (a)(5).*

#### (c) Procédure de référence à l'approche

La trajectoire de référence à l'approche sera calculée comme suit :

- (1) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- (2) une vitesse d'approche constante de  $V_{REF} + 19$  km/h ( $V_{REF} + 10$  kt), à poussée ou puissance stabilisée, sera maintenue au-dessus du point de mesure ;

*Note.— En navigabilité,  $V_{REF}$  désigne la « vitesse d'atterrissage de référence », qui est définie comme suit : « vitesse de l'avion, dans une configuration d'atterrissage spécifiée,*



*au point où il franchit la hauteur-écran d'atterrissage dans la détermination de la distance d'atterrissage pour les atterrissages manuels ».*

- (3) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- (4) la masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie en 16.2.3.6 (c)(3) pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (5) on utilisera la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) comportant le déploiement normal des gouvernes aérodynamiques, y compris les dispositifs destinés à modifier la portance et la traînée, à la masse pour laquelle la certification est demandée. Cette configuration comprend tous les éléments énumérés au § 5.2.5 dans l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI qui contribueront à l'état continu le plus bruyant à la masse maximale à l'atterrissage en utilisation normale.

#### **16.2.3.7 PROCÉDURES D'ESSAI**

- (a) Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.
- (b) Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.
- (c) Les données acoustiques seront ramenées par les méthodes indiquées dans l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre. Les ajustements de vitesse et de poussée seront effectués de la façon décrite à la section 8 de l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI
- (d) Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour laquelle la certification acoustique est demandée, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de l'EPNL en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage. De même, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.
- (e) En ce qui concerne les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de  $3^\circ \pm 0,5^\circ$ .



- (f) Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent des procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne dépasseront pas 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues seront inférieures de plus de 2 EPNdB aux limites de bruit spécifiées en 16.2.3.4.

*Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501) volume-- procédures de certification acoustique des aéronefs.*

- (g) Pour les mesures du bruit au décollage, du bruit latéral et du bruit à l'approche, la variation de la vitesse indiquée instantanée de l'avion, affichée sur l'anémomètre du pilote, doit se maintenir à  $\pm 3$  % de la vitesse moyenne entre les points où il y a atténuation de 10 dB. Toutefois, si la vitesse indiquée instantanée de l'avion s'écarte de plus de  $\pm 5,5$  km/h ( $\pm 3$  kt) de la vitesse moyenne au-dessus des points à 10 dB au dessus du maximum, et si le représentant du service de certification à bord juge que l'écart est dû à la turbulence atmosphérique, le vol ne sera pas pris en compte aux fins de la certification acoustique.





## **16.2.4 1 - AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES – Demande de certificat de type présentée le 1<sup>er</sup> janvier 2006 ou à une date ultérieure**

## **2 - AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg – Demande de certificat de type présentée le 1<sup>er</sup> janvier 2006 ou une date ultérieure**

### **16.2.4.1 APPLICATION**

(a) Les normes du présent chapitre, à l'exception des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux de l'agriculture ou lutte contre incendies, seront applicables :

(1) à tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste<sup>1</sup> inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1<sup>er</sup> janvier 2006 ou une date ultérieure ;

1 – Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé

(2) à tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg, et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1<sup>er</sup> janvier 2006 ou une date ultérieure ;

(3) à tous les avions à réaction subsoniques et à tous les avions à hélices qui ont été certifiés à l'origine comme étant conformes au présent règlement, sous-chapitre 16.2.3 ou 16.2.5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du sous-chapitre 16.2.4.

*Note.— Des éléments indicatifs sur la recertification figurent dans le Manuel technique environnemental(Doc 9501) Volume I-- Procédures de certification acoustique des aéronefs*

(b) Indépendamment de la section 16.2.4.1(a), l'Etat du Niger peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des normes du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions lourds à hélices :

(1) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;



(2) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe ;

(3) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

#### **16.2.4.2 MESURE DU BRUIT**

(a) *Mesure d'évaluation de bruit*

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est décrit à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

#### **16.2.4.3 POINTS DE REFERENCE DE MESURE DU BRUIT**

(a) Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux maximaux de bruit spécifiés en 16.2.4.4, mesurés aux points spécifiés à la section 16.2.3.3 (a)(1),(2) et (3).

(b) *Points de mesure du bruit pendant les essais*

Les dispositions de la la section 16.2.3.3 (b) relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliqueront.

#### **16.2.4.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

(a) Les niveaux maximaux de bruit autorisés sont définis en 16.2.3.4 (a)(1), (a)(2) et (a)(3), et ne seront dépassés en aucun des points de mesure.

(b) La somme des différences aux trois points de mesure entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés spécifiés en 16.2.3.4 (a)(1), (a)(2) et (a)(3), ne sera pas inférieure à 10 EPNdB.

(c) La somme des différences en deux points de mesure quelconques entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés correspondants spécifiés en 16.2.3.4 (a)(1), (a)(2) et (a)(3), ne sera pas inférieure à 2 EPNdB.

#### **16.2.4.5 PROCEDURES DE REFERENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**



- (a) Les procédures de référence pour la certification acoustique seront celles qui sont spécifiées en 16.2.3.6.

#### **16.2.4.6 PROCEDURES D'ESSAI**

- (a) Les procédures d'essai seront celles qui sont spécifiées en 16.2.3.7.

#### **16.2.4.7 RECERTIFICATION**

- (a) En ce qui concerne les aéronefs spécifiés en 16.2.4.1(a)(3) la recertification sera accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au sous-chapitre 16.2.4 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés 16.2.4.1(a)(1) et 16.2.4.1(a)(2).



## **16.2.5 AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8618 kg – Demande de certificat de type présentée avant le 1<sup>er</sup> janvier 1985**

### **16.2.5.1 APPLICATION**

*Note 1.— Voir également le sous-chapitre 16.2.1, en 16.2.1.1(i).*

*Note 2.— Voir dans le Supplément E de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.*

(a) Les normes définies ci-après ne sont pas applicables :

(1) aux avions qui exigent une longueur de piste<sup>1</sup> inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité ;

<sup>1</sup> – Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé

(2) aux avions spécialement conçus pour la lutte contre l'incendie ;

(3) aux avions spécialement conçus pour l'agriculture ;

(b) Les normes du présent sous-chapitre seront applicables à tous les avions à hélices, y compris leurs versions dérivées, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8618 kg et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou une date ultérieure et avant le 1<sup>er</sup> janvier 1985.

(c) Les normes du sous-chapitre 16.2.2, à l'exception des dispositions des sections 16.2.2.1 et 16.2.2.4(b)(1), seront applicables aux avions à hélices de plus de 8618kg pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 6 octobre 1977, et qui sont :

(1) des versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou une date ultérieure ;ou

(2) des avions individuels pour lesquels un certificat de navigabilité a été délivré pour la première fois le 26 novembre 1981 ou une date ultérieure.

*Note.— Bien qu'elles aient été conçues antérieurement pour les avions à réaction subsoniques, les normes des sous-chapitres 16.2.2 et 16.2.3 sont jugées applicables à d'autres types d'avion, quel que soit leur mode de propulsion.*

(d) Indépendamment des § 16.2.5.1(b) à 16.2.5.1(d) l'État du Niger peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions lourds à hélices :

(1) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du



vol ;

(2) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;

(3) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

### **16.2.5.2 MESURE DU BRUIT**

#### *(a) Mesure d'évaluation du bruit*

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

### **16.2.5.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT**

#### **(a) Points de référence de mesure du bruit**

Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux spécifiés en 16.2.5.4, aux points ci-après :

- (1) *point de référence de détermination du bruit latéral* : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 450 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
- (2) *point de référence de détermination du bruit au survol* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;
- (3) *point de référence de détermination du bruit à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de la piste à 2 000 m du seuil ; sur terrain plat, ce point est situé à 120 m (394 ft) au-dessous d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil.

#### **(b) Points de mesure du bruit pendant les essais**

- (1) Si les points de mesure du bruit ne sont pas situés aux points de référence de détermination du bruit, les corrections dues aux différences de position de ces points devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.
- (2) Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral seront utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. Il sera procédé à des mesures simultanées en un point de mesure



du bruit pendant les essais occupant une position symétrique par rapport à l'axe de piste.

- (3) Le postulant devra démontrer au service de certification que durant les essais les niveaux de bruit en latéral et au cours du survol ne sont pas optimisés séparément.

#### **16.2.5.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

- (a) Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

- (1) *au point de référence de détermination du bruit latéral* : limite constante de 96 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 103 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;
- (2) *au point de référence de détermination du bruit au survol* : limite constante de 89 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 5 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 106 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;
- (3) *au point de référence de détermination du bruit à l'approche* : limite constante de 98 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 105 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note.— Voir au Supplément A de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.*

#### **16.2.5.5 COMPENSATION**

- (a) Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :
- (1) la somme des dépassements n'excédera pas 3 EPNdB ;
- (2) tout dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 2 EPNdB ;
- (3) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à



l'autre ou aux autres points.

## **16.2.5.6 PROCEDURES DE REFERENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

### **(a) Conditions générales**

- (1) Les procédures de référence devront satisfaire aux exigences des règlements de navigabilité.
- (2) Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.
- (3) Les procédures de référence de décollage et d'approche seront respectivement celles qui sont définies en 16.2.5.6(b) et 16.2.5.6(c), sauf pour le cas envisagé au § 16.2.5.6(a)(4).
- (4) Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec les § 16.2.5.6(b) et 16.2.5.6(c) les procédures de référence devront :
  - (i) ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 16.2.5.6(b) et 16.2.5.6(c) que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
  - (ii) être approuvées par le service de certification.
- (5) Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :
  - (i) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
  - (ii) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) mais à la discrétion des autorités de certification, on peut utiliser une température de référence de l'air ambiant de 15 °C (soit ISA) ;
  - (iii) humidité relative : 70 % ;
  - (iv) vent nul.

### **(b) Procédure de référence au décollage**

La trajectoire de décollage sera calculée comme suit :

- (1) la puissance de décollage moyenne sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur au-dessus du niveau de la piste indiquée ci-après. La puissance de décollage utilisée sera le maximum disponible pour les opérations normales qui est indiqué dans la section du manuel de vol de



l'avion relative aux performances, pour les conditions atmosphériques de référence données au § 16.2.5.6(a)(5) :

- (i) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
  - (ii) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
  - (iii) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- (2) une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa (1) ci-dessus, la puissance ne sera pas réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
- (i) une pente de montée de 4 % ; ou
  - (ii) dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement ;

si la valeur de la puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente ;

- (3) la vitesse sera la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en vol normal, elle sera au moins égale à  $V_2 + 19$  km/h ( $V_2 + 10$  kt), sera atteinte aussitôt que possible après le déjaugage et sera maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage ;
- (4) une configuration de décollage constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé ;
- (5) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.

**(c) Procédure de référence d'approche**

La trajectoire de référence d'approche sera calculée comme suit :

- (1) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- (2) l'approche sera effectuée à une vitesse constante au moins égale à  $1,3 V_S + 19$  km/h ( $1,3 V_S + 10$  kt), à puissance constante pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et elle sera poursuivie jusqu'à l'atterrissage normal ;
- (3) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- (4) la masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie en 16.2.5.6(c)(3), pour laquelle la





certification acoustique est demandée ;

- (5) la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) à la masse pour laquelle la certification est demandée, devrait être utilisée.

#### **16.2.5.7 PROCEDURES D'ESSAI**

- (a) Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.
- (b) Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront effectuées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.
- (c) Les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes indiquées dans l'Appendice 2 aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre. Les ajustements de vitesse et de poussée seront effectués de la façon décrite à la section 8 de l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.
- (d) Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour laquelle la certification acoustique est demandée, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de l'EPNL en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage. De même, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.
- (e) Pour les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de  $3^\circ \pm 0,5^\circ$ .
- (f) Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent des procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne dépasseront pas 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues ne seront pas inférieures de moins de 2 EPNdB aux niveaux de bruit limites spécifiés en 16.2.5.4.

*Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental(Doc 9501)-- procédures de certification acoustique des aéronefs.*



## 16.2.6 AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg – Demande de certificat de type présentée avant le 17 NOVEMBRE 1988

### 16.2.6.1 APPLICATION

*Note 1.— Voir également le sous-chapitre 16.2.1, en 16.2.1.1(i).*

*Note 2.— Voir dans le Supplément E de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.*

(a) Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 8 618 kg, à l'exception des avions spécialement conçus et utilisés pour l'acrobatie, le travail agricole ou à la lutte contre les incendies et pour lesquels :

(1) la demande de certificat de type a été présentée le 1<sup>er</sup> janvier 1975 ou une date ultérieure et avant le 17 novembre 1988, sauf en ce qui concerne les versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la modification de conception de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou une date ultérieure, auquel cas les normes du Chapitre 16.2.10 s'appliquent ; ou

(2) un premier certificat de navigabilité individuel a été délivré le 1<sup>er</sup> janvier 1980 ou à une date ultérieure.

### 16.2.6.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

(a) On utilisera, pour la mesure d'évaluation du bruit, le niveau global pondéré de pression acoustique défini dans la publication <sup>no</sup> 179<sup>1</sup> de la Commission électrotechnique internationale (CEI). La pondération appliquée à chaque composante sinusoïdale de pression acoustique sera donnée en fonction de la fréquence par la courbe type de référence dite « A ».

1-Amendée. On peut se la procurer au Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

### 16.2.6.3 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

(a) Dans le cas des avions visés au § 16.2.6.1, alinéas (a)(1) et (a)(2), les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 3 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les niveaux suivants :



— une limite constante de 68 dB(A) pour les avions dont la masse ne dépasse pas 600 kg, cette limite variant linéairement avec la masse à partir de ce point jusqu'à 1 500 kg, la limite devenant alors constante à 80 dB(A) jusqu'à 8 618 kg.

*Note.— Lorsqu'un avion est assujéti aux dispositions du Chapitre 16.2.10, § 16.2.10.1.(b), la limite de 80 dB(A) s'applique jusqu'à 8 618 kg.*

#### **16.2.6.4 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

(a) La procédure de référence sera calculée dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (1) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (2) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C).

#### **16.2.6.5 PROCÉDURES D'ESSAI**

(a) On utilisera soit les procédures d'essai décrites aux § 16.2.6.5.(b) et 16.2.6.5.(c), soit des procédures d'essai équivalentes approuvées par le service de certification.

(b) Les essais destinés à démontrer la conformité avec les niveaux maximaux de bruit du § 16.2.6.3 comprendront une série de passages en palier à la verticale de la station, à une hauteur de :

$$\begin{array}{ccc} 300 & +10 & +30 \\ & \text{m} & \text{(985 ft)} \\ & -30 & -100 \end{array}$$

L'avion passera au-dessus du point de mesure à  $\pm 10^\circ$  de la verticale.

(c) Le survol sera exécuté à la puissance maximale dans la gamme des puissances normales d'utilisation<sup>2</sup>, à vitesse anémométrique stabilisée et en configuration de croisière.

*Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental(9501) Volume I-- procédures de certification acoustique des aéronefs.*

<sup>2</sup> - Celle-ci devrait être indiquée dans le manuel de vol de l'avion et sur les instruments de bord.



## 16.2.7 ADACS À HÉLICES

*Note. —Les normes et pratiques recommandées au présent chapitre n'ont pas encore été élaborées. En attendant, les éléments indicatifs du Supplément B de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI peuvent être utilisés pour la certification acoustique des adacs à hélices pour lesquels le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré depuis le <sup>1er</sup> janvier 1976.*



## 16.2.8 HÉLICOPTÈRES

### 16.2.8.1 APPLICATION

- (a) Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les hélicoptères visés par les dispositions des § 16.2.8.1(b) à 16.2.8.1(d), à l'exception de ceux qui sont spécialement conçus et utilisés pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.
- (b) Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de type a été présentée le 1<sup>er</sup> janvier 1985 ou à une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 16.2.8.1(d), les niveaux de bruit indiqués au § 16.2.8.4(a) s'appliqueront.
- (c) Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle une demande de modification de la conception de type a été présentée, le 17 novembre 1988 ou une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 16.2.8.1(d) les niveaux de bruit indiqués au § 16.2.8.4(a) s'appliqueront.
- (d) Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée, le 21 mars 2002 ou une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 16.2.8.4(b) s'appliqueront.
- (e) La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement.

*Note.— Les hélicoptères qui se conforment aux normes lorsqu'ils transportent des charges internes peuvent bénéficier d'une exemption lorsqu'ils transportent des charges externes ou de l'équipement externe, si ce transport se fait dans des conditions telles que la masse brute ou d'autres paramètres d'exploitation dépassent ceux qui font l'objet du certificat de navigabilité pour le transport de charges internes.*

- (f) Un postulant visé au § 16.2.8.1(a) peut choisir, comme solution de rechange, de démontrer la conformité au Chapitre 16.2.11 au lieu du Chapitre 16.2.8 si l'hélicoptère a une masse maximale au décollage certifiée égale ou inférieure à 3 175 kg.

### 16.2.8.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

- (a) La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu, exprimé en EPNdB, décrit à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

### 16.2.8.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

- (a) Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux spécifiés du § 16.2.8.4, aux points ci-après :



**(1) Points de référence de mesure du bruit au décollage**

- (i) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol sur la projection de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et horizontalement à 500 m dans la direction du vol, du point auquel la montée est amorcée dans la procédure de référence (voir § 16.2.8.6(b)) ;
- (ii) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

**(2) Points de référence de mesure du bruit au survol**

- (i) un point de référence de la trajectoire de vol situé à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence (voir § 16.2.8.6(c)(1)) ;
- (ii) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

**(3) Points de référence de mesure du bruit à l'approche**

- (i) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence (voir § 16.2.8.6.(d)). Sur terrain plat, le point est situé à 1 140 m de l'intersection de la pente d'approche de 6° et du plan du sol ;
- (ii) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

Note.— Voir le Supplément H de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, Lignes directrices pour l'obtention de données sur le bruit des hélicoptères aux fins de la planification de l'utilisation des terrains, où sont définies des procédures supplémentaires acceptables pour la production de données relatives à la planification de l'utilisation des terrains.

#### **16.2.8.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

(a) Pour les hélicoptères visés aux § 16.2.8.1(b) et 16.2.8.1(c), les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI ne dépasseront pas les valeurs ci-après.

- (1) **Pour le décollage** : 109 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la



masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(2) **Pour le survol** : 108 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 88 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(3) **Pour l'approche** : 110 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 90 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Voir au Supplément A de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage.

(b) Dans le cas des hélicoptères spécifiés au § 16.2.8.1(d), les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les valeurs ci-après.

(1) **Pour le décollage** : 106 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 86 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(2) **Pour le survol** : 104 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 84 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(3) **Pour l'approche** : 109 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.



### **16.2.8.5 COMPENSATIONS**

- (a) Si les limites de niveau de bruit sont dépassées en un ou deux points de mesure :
- (1) la somme des dépassements n'excédera pas 4 EPNdB ;
  - (2) tout dépassement éventuel en un seul point ne sera pas supérieur à 3 EPNdB ; et
  - (3) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

### **16.2.8.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

#### **(a) Conditions Générales**

- (1) Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications de navigabilité appropriées.
- (2) Les procédures et trajectoires de vol de référence seront approuvées par le service de certification.
- (3) Sauf dans le cas envisagé au § 16.2.8.6.(a)(4), les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies aux § 16.2.8.6.(b), 16.2.8.6.(c) ou 16.2.8.6.(d).
- (4) Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des § 16.2.8.6.(b), 16.2.8.6.(c) ou 16.2.8.6.(d), les procédures de référence devront :
  - (i) ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 16.2.8.6(b), 16.2.8.6(c) ou 16.2.8.6(d) que dans la mesure où des caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ; et
  - (ii) être approuvées par le service de certification.
- (5) Les procédures de référence seront établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :
  - (i) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
  - (ii) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
  - (iii) humidité relative : 70 % ;
  - (iv) vent nul.
- (6) La valeur maximale d'utilisation normale dont il est question au § 16.2.8.6 (b) alinéa (1)(iii), au § 16.2.8.6(c) alinéa (1)(iii) et au § 16.2.8.6 (d), alinéa (1)(iii) sera égale à la





vitesse de rotor la plus élevée pour chaque procédure de référence, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification. S'il est spécifié une tolérance pour la vitesse de rotor la plus élevée, la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor sera égale à la vitesse la plus élevée par rapport à laquelle cette tolérance est indiquée. Si la vitesse du rotor est liée automatiquement au régime de vol, c'est la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor correspondant à ce régime de vol qui sera retenue pour la procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on retiendra la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence durant la procédure de certification acoustique.

**(b) Procédure de référence au décollage**

(1) La trajectoire de vol de référence au décollage sera établie comme suit :

- (i) l'hélicoptère sera stabilisé à la puissance maximale de décollage correspondant à la puissance installée minimale spécifiée disponible dans les conditions ambiantes de référence, ou au couple limite de la boîte de transmission si la puissance correspondante est inférieure, et sur une trajectoire commençant en un point situé à 500 m en amont du point de référence de la trajectoire de vol, à 20 m (65 ft) au-dessus du sol ;
- (ii) pendant toute la procédure de référence au décollage on maintiendra la vitesse  $V_y$  correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage, si cette dernière est supérieure à  $V_y$  ;
- (iii) pour la montée en régime stabilisé, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- (iv) une configuration constante de décollage choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage, la position du train d'atterrissage étant compatible avec les essais de certification de navigabilité pour l'établissement de la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle  $V_y$  ;
- (v) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (vi) la trajectoire de décollage de référence est définie comme un segment de droite incliné à partir du point de départ (500 m en amont de l'emplacement du microphone central et 20 m [65 ft] au-dessus du niveau du sol) à un angle déterminé par le taux de montée optimal (BRC) et  $V_y$  pour les performances minimales spécifiées du moteur.



**(c) Procédure de référence au survol**

(1) La procédure de référence au survol sera établie comme suit :

- (i) l'hélicoptère sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft) ;
- (ii) la plus faible des vitesses ci-après sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol :  $0,9 V_H$ ,  $0,9 V_{NE}$ ,  $0,45 V_H + 120 \text{ km/h}$  ( $0,45 V_H + 65 \text{ kt}$ ) ou  $0,45 V_{NE} + 120 \text{ km/h}$  ( $0,45 V_{NE} + 65 \text{ kt}$ ) ;

*Note.— Aux fins de la certification acoustique,  $V_H$  est définie comme étant la vitesse propre de vol en palier obtenue en utilisant le couple correspondant à la puissance maximale continue (puissance minimale installée) disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C à la masse maximale certifiée pertinente.  $V_{NE}$  est définie comme étant la vitesse aérodynamique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification.*

- (iii) au survol, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier ;
- (iv) l'hélicoptère sera en configuration de croisière ;
- (v) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

(2) La valeur de  $V_H$  et  $V_{NE}$  utilisée pour la certification acoustique sera indiquée dans le manuel de vol approuvé.

**(d) Procédure de référence à l'approche**

(1) La procédure de référence à l'approche sera établie comme suit :

- (i) l'hélicoptère sera stabilisé et suivra une pente d'approche de  $6,0^\circ$  ;
- (ii) l'approche sera effectuée à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle  $V_y$  ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure à  $V_y$ . La puissance sera stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et l'approche se poursuivra jusqu'au toucher des roues normal ;
- (iii) pendant l'approche, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;
- (iv) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;



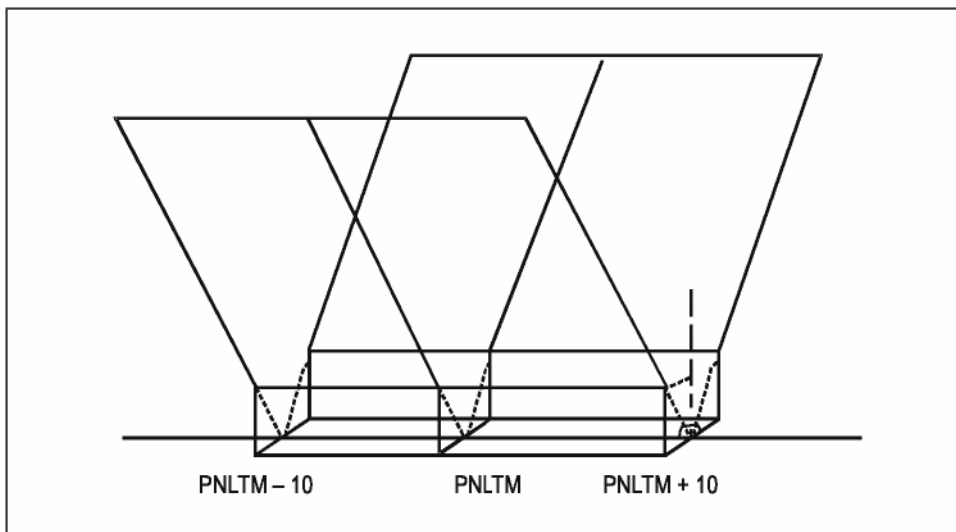
- (v) la masse de l'hélicoptère au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

### **16.2.8.7 PROCÉDURES D'ESSAI**

- (a) Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.
- (b) Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.
- (c) Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées par les méthodes décrites dans l'Appendice 2 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.
- (d) Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas :
- (1) pour le décollage : 4,0 EPNdB, la somme arithmétique de  $\Delta_1$  et du terme  $-7,5\log(QK/Q_rK_r)$  de  $\Delta_2$  ne devant dépasser 2,0 EPNdB ;
- (2) pour le survol ou l'approche : 2,0 EPNdB.
- (e) Au cours de l'essai, le régime moyen du rotor ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de  $\pm 1,0$  % pendant la période entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.
- (f) La vitesse anémométrique de l'hélicoptère ne s'écartera pas de plus de  $\pm 9$  km/h (5 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant la période entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.
- (g) Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout sera égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.
- (h) L'hélicoptère passera au maximum à  $\pm 10^\circ$  ou  $\pm 20$  m, si l'écart est plus grand dans ce cas, de la verticale de la trajectoire de référence, pendant la période entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum (voir Figure 8-1).
- (i) La hauteur de l'hélicoptère ne variera pas durant le survol de plus de  $\pm 9$  m ( $\pm 30$  ft) par rapport à la hauteur de référence, à la verticale.
- (j) Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'hélicoptère suivra correctement une trajectoire d'approche à vitesse constante à l'intérieur du volume d'espace aérien compris entre les angles d'approche de  $5,5^\circ$  et  $6,5^\circ$ .

- (k) Les essais seront effectués avec un hélicoptère dont la masse ne sera pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de cette masse. Pour chacun des trois régimes de vol, au moins un essai devra être mené à bien à la masse maximale certifiée pertinente ou à une masse supérieure.

Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I- procédures de certification acoustique des aéronefs (Doc 9501).



**Figure 8-1.** Tolérances d'écart latéral de l'hélicoptère



## **16.2.9 GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) INSTALLÉS ET ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL**

*Note.– Les normes et pratiques recommandées destinées au présent chapitre n'ont pas encore été élaborées. En attendant, les éléments indicatifs du Supplément C de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI peuvent être utilisés pour la certification acoustique des groupes auxiliaires de puissance (GAP) installés et des équipements de bord associés*

*sur :*

- (a) tous les aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été présentée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977 ;*
- (b) les aéronefs d'un type existant pour lesquels une demande de modification de la conception du type, y compris celle de l'installation du GAP de base, a été présentée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977.*



**16.2.10 AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg – Demande de certificat de type ou de certification de version dérivée présentée le 17 novembre 1988 ou une date ultérieure.**

**16.2.10.1 APPLICATION**

*Note 1.— Voir également le sous-chapitre 16.2.1, en 16.2.1.1(i).*

*Note 2.— Voir dans le Supplément E de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.*

- (a) Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 8 618 kg, à l'exception de ceux qui sont spécialement conçus et utilisés pour l'acrobatie, le travail agricole ou la lutte contre les incendies ainsi que des motoplans.
- (b) Dans le cas des avions, ou de toutes les versions dérivées, pour lesquelles la demande de certificat de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou une date ultérieure, les niveaux maximaux du 16.2.10.4, alinéa (a)(1) s'appliqueront, sauf en ce qui concerne les avions spécifiés au § 16.2.10.1(d).
- (c) Dans le cas des avions spécifiés au § 16.2.10.1(b) pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 17 novembre 1993 et qui ne respectent pas les normes du présent chapitre, les normes du Chapitre 16.2.6 s'appliqueront.
- (d) Dans le cas des avions dérivées, à l'exception de celles qui sont spécifiées au 16.2.10.1(f), pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit de 16.2.10.4(a)(1) s'appliqueront.
- (e) Dans le cas des versions dérivées spécifiées au 16.2.10.1(d) pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée avant le 17 novembre 1993 et qui ne respectent pas les normes du présent chapitre, les normes du 16.2.6 s'appliqueront.
- (f) Dans le cas des avions monomoteurs, à l'exception des hydravions et des avions amphibies:
  - (1) Les niveaux maximaux de bruit du 16.2.10.4(a)(2), s'appliqueront aux avions pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 4 novembre 1999 ou une date ultérieure, y compris à leurs versions dérivées ;
  - (2) Les niveaux maximaux de bruit du 16.2.10.4(a)(2), s'appliqueront aux versions dérivées des avions pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 4



novembre 1999 et pour lesquels la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 4 novembre 1999 ou une date ultérieure ; sauf

(3) Pour les versions dérivées décrites au 16.2.10.1(f)(2), pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée avant le 4 novembre 2004 et qui dépassent les niveaux maximaux de bruit du 16.2.10.4(a)(2), auquel cas les niveaux maximaux de bruit 16.2.10.4(a)(1) s'appliqueront.

### **16.2.10.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT**

(a) La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau maximal de bruit avec pondération A ( $L_{Amax}$ ) décrit à l'Appendice 6 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

### **16.2.10.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT**

(a) Le niveau du bruit engendré par un avion et mesuré conformément aux présentes normes ne dépassera pas le niveau spécifié au § 16.2.10.4 au point de référence de mesure du bruit au décollage.

(b) Le point de référence de mesure du bruit au décollage est le point situé dans le prolongement de l'axe de la piste, à une distance de 2 500 m du début du roulement au décollage.

### **16.2.10.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT**

(a) Les niveaux maximaux de bruit, déterminés selon la méthode d'évaluation acoustique de l'Appendice 6 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI ne dépasseront pas les valeurs suivantes :

(1) dans le cas des avions visés au § 16.2.10.1(b) et au § 16.2.10.1(d), alinéa (3) : limite constante de 76 dB(A) jusqu'à une masse de 600 kg, limite qui varie ensuite linéairement avec le logarithme de la masse jusqu'à ce qu'elle atteigne 88 dB(A) à 1 400 kg, après quoi elle reste constante jusqu'à une masse de 8 618 kg ;

(2) dans le cas des avions visés au § 16.2.10.1(d), alinéas (1) et (2) : limite constante de 70 dB(A) jusqu'à une masse de 570 kg, limite qui augmente ensuite linéairement avec le logarithme de la masse jusqu'à ce qu'elle atteigne 85 dB(A) à 1 500 kg, après quoi elle reste constante jusqu'à une masse de 8 618 kg.

### **16.2.10.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

(a) **Conditions Générales**

(1) Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.



- (2) La procédure de référence de décollage sera celle qui est définie au § 16.2.10.5(b), sauf pour le cas envisagé au § 16.2.10.5(a)(3).
- (3) Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec le § 16.2.10.5(b), les procédures de référence devront :
- (i) ne s'écarter des procédures de référence définies que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
  - (ii) être approuvées par le service de certification.
- (4) Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :
- (i) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
  - (ii) température de l'air ambiant : 15 °C (soit ISA) ;
  - (iii) humidité relative : 70 % ;
  - (iv) vent nul.
- (5) Les conditions atmosphériques de référence pour les mesures acoustiques seront les mêmes que les conditions de référence pour le vol.

**(b) Procédure de référence au décollage**

La trajectoire de décollage sera calculée en prenant en considération les deux phases ci-après :

**(1) Première phase**

- (i) La puissance au décollage sera utilisée à partir du lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur de 15 m (50 ft) au-dessus de la piste.
- (ii) Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, sera maintenue pendant toute la durée de cette phase.
- (iii) La masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.
- (iv) La longueur de cette première phase correspondra à la longueur indiquée dans la documentation de navigabilité pour un décollage effectué sur piste plane en dur.

**(2) Seconde phase**

- (i) Le début de la seconde phase correspond à la fin de la première.
- (ii) L'avion sera en configuration de montée, avec le train rentré s'il est escamotable et un braquage des volets correspondant à une montée normale, pendant toute la durée de





cette seconde phase.

- (iii) La vitesse sera la vitesse ascensionnelle optimale  $V_y$ .
- (iv) La puissance de décollage et, dans le cas des avions dotés d'hélices à pas variable ou à vitesse constante, le régime de décollage seront maintenus tout au long de la seconde phase. Si les limites de navigabilité ne permettent pas de maintenir la puissance et le régime de décollage jusqu'au point de référence, on les maintiendra aussi longtemps que lesdites limites l'autorisent, après quoi on utilisera la puissance et le régime continus maximaux. Il ne sera pas autorisé de limiter la durée pendant laquelle la puissance et le régime de décollage seront utilisés pour se conformer aux dispositions du présent chapitre. La hauteur de référence sera calculée en présumant des pentes de montée appropriées pour chaque réglage de puissance utilisé.

#### **16.2.10.6 PROCÉDURES D'ESSAI**

- (a) Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.
- (b) Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit en unités L<sub>Amax</sub>, comme le décrit l'Appendice 6 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.
- (c) Les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes exposées dans l'Appendice 6 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.
- (d) Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes, les procédures d'essai et toutes les méthodes d'ajustement des résultats aux procédures de référence seront approuvées par le service de certification.

Note.— *Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501) Volume I--.procédures de certification acoustique des aéronefs*



## **16.2.11 HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3 175 kg**

### **16.2.11.1 APPLICATION**

*Note.— Voir également sous-chapitre 16.2.1, en 16.2.1.10, 11, 12 et 13.*

- (a) Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 3 175 kg et qui sont visés par les dispositions des § 16.2.11.1(b) à 16.2.11.1(d), à l'exception de ceux qui sont conçus et utilisés pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.
- (b) Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de navigabilité de type a été présentée le 11 novembre 1993 ou une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 16.2.11.1(d), les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 16.2.11.4(a) s'appliqueront.
- (c) Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle la demande de la certification de la modification de la conception de type aura été présentée le 11 novembre 1993 ou une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 16.2.11.1 (d), les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 16.2.11.4 (a) s'appliqueront.
- (d) Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 21 mars 2002 ou une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 16.2.11.4 (b) s'appliqueront.
- (e) La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement.

*Note.— Les hélicoptères qui se conforment aux normes lorsqu'ils transportent des charges internes peuvent bénéficier d'une exemption lorsqu'ils transportent des charges externes ou de l'équipement externe, si ce transport se fait dans des conditions telles que la masse brute ou d'autres paramètres d'exploitation dépassent ceux qui font l'objet du certificat de navigabilité pour le transport de charges internes.*

- (f) Un postulant visé aux § 16.2.11.1 (a), 16.2.11.1 (b), 16.2.11.1(c) ou 16.2.11.1 (d) peut choisir, comme solution de rechange, de démontrer la conformité au Chapitre 16.2.8, au lieu de se conformer au présent chapitre.



### **16.2.11.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT**

- (a) La mesure employée pour l'évaluation du bruit sera le niveau d'exposition au bruit (SEL), décrit à l'Appendice 4 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI.

### **16.2.11.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT**

- (a) Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux spécifiés au § 16.2.11.4 à un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de référence au survol (voir § 16.2.11.5.(b)(1)).

Note.— Voir le Supplément H de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, Lignes directrices pour l'obtention de données sur le bruit des hélicoptères aux fins de la planification de l'utilisation des terrains, où sont définies des procédures supplémentaires acceptables pour la production de données relatives à la planification de l'utilisation des terrains.

### **16.2.11.4 NIVEAU MAXIMAL DE BRUIT**

- (a) Pour les hélicoptères visés aux § 16.2.11.1(b) et 16.2.11.1(c), les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 4 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI ne dépasseront pas un SEL de 82 dB pour les hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifiée à laquelle la certification acoustique est demandée pouvant atteindre 788 kg, et augmenteront ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.
- (b) Pour les hélicoptères visés au § 16.2.11.1(d), les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 4 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas un SEL de 82 dB pour les hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifiée à laquelle la certification acoustique est demandée pouvant atteindre 1 417 kg, et augmenteront ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.

### **16.2.11.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

#### **(a) Conditions Générales**

- (1) Les procédures de référence devront répondre aux spécifications de navigabilité appropriées et être approuvées par le service de certification.
- (2) Sauf approbation d'une autre procédure, la procédure de survol de référence sera celle qui est définie au § 16.2.11.5(b).



- (3) Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions du § 16.2.11.5(b), la procédure de référence pourra s'écarter de la procédure de référence type, avec l'accord du service de certification, mais seulement dans la mesure où l'exigent les caractéristiques de conception qui rendent impossible l'application de la procédure de référence.
- (4) La procédure de référence sera établie pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :
- (i) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
  - (ii) température de l'air ambiant : 25 °C ;
  - (iii) humidité relative : 70 % ;
  - (iv) vent nul.
- (5) La valeur maximale d'utilisation normale sera égale à la vitesse du rotor la plus élevée, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification pour le survol. S'il est spécifié une tolérance pour la vitesse de rotor la plus élevée, la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor sera égale à la vitesse la plus élevée par rapport à laquelle cette tolérance est indiquée. Si la vitesse du rotor est liée automatiquement au régime de vol, c'est la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor correspondant à ce régime de vol qui sera retenue pour la procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on retiendra la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence durant la procédure de certification acoustique.

**(b) Procédure de référence**

- (1) La procédure de référence sera établie comme suit :
- (i) l'hélicoptère sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft)  $\pm$ 15 m (50 ft) ;
  - (ii) la plus faible des vitesses ci-après sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol :  $0,9 V_H$ ,  $0,9 V_{NE}$ ,  $0,45 V_H + 120 \text{ km/h}$  (65 kt) ou  $0,45 V_{NE} + 120 \text{ km/h}$  (65 kt). Aux fins de la certification acoustique,  $V_H$  est définie comme étant la vitesse propre de vol en palier obtenue en utilisant le couple correspondant à la puissance installée minimale, puissance continue maximale disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C à la masse maximale certifiée pertinente.  $V_{NE}$  est définie comme étant la vitesse anémométrique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le



constructeur et approuvée par le service de certification ;

(iii) au survol, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier ;

(iv) l'hélicoptère sera en configuration de croisière ;

(v) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

(2) Les valeurs de  $V_H$  et  $V_{NE}$  utilisées pour la certification acoustique seront indiquées dans le manuel de vol approuvé.

#### **16.2.11.6 PROCÉDURES D'ESSAI**

(a) Les procédures d'essai devront être acceptables pour les services de certification de navigabilité et de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

(b) La procédure d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau d'exposition au bruit (SEL), exprimé en décibels avec pondération « A », comme le décrit l'Appendice 4 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI

(c) Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées par les méthodes décrites dans l'Appendice 4 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

(d) Pendant l'essai, un nombre égal de vols avec vent debout et vent arrière seront exécutés.

(e) Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas 2,0 dB(A).

(f) Au cours de l'essai, le régime moyen du rotor ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de  $\pm 1,0$  % pendant toute la période entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessus du maximum.

(g) La vitesse anémométrique de l'hélicoptère ne s'écartera pas de plus de  $\pm 5$  km/h ( $\pm 3$  kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol décrite dans l'Appendice 4 pendant toute la période entre les points où le niveau de bruit est de 10dB au dessus du maximum. .

(h) L'hélicoptère passera au maximum à  $\pm 10^\circ$  de la verticale de la trajectoire de référence contenant le point de référence de mesure du bruit.



- (i) Les essais seront effectués avec un hélicoptère dont la masse ne sera pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de la masse maximale certifiée.

*Note.— Des éléments indicatifs sur l'emploi de procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental(Doc 9501) Volume I-- procédures de certification acoustique des aéronefs*



## **16.2.12 AVIONS SUPERSONIQUES**

### **16.2.12.1 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée avant le 1<sup>er</sup> janvier 1975**

- (a) Les normes du Chapitre 16.2.2 du présent règlement, à l'exception des niveaux de bruit maximaux spécifiés au § 16.2.2.4, seront applicables à tous les avions supersoniques, y compris leurs versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 1<sup>er</sup> janvier 1975, et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois après le 26 novembre 1981.
- (b) Les niveaux de bruit maximaux des avions visés au § 16.2.12.1(a), lorsqu'ils seront déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit de l'Appendice 1 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI, ne dépasseront pas les niveaux mesurés de bruit du premier avion certifié du même type.

### **16.2.12.2 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée le 1er janvier 1975 ou à une date ultérieure**

**Note.**— *les normes et pratiques recommandées relatives à ces avions n'ont pas été élaborées. Cependant, les niveaux maximaux de bruits indiqués dans le présent règlement qui seraient applicables aux avions à réaction subsoniques peuvent être utilisés comme directrices. Les niveaux acceptables de bang sonique n'ont pas été établis et on ne peut présumer que le respect des normes applicables au bruit subsonique autorise des vols supersoniques.*



## **16.2.13. AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS**

*Note.— Les présentes normes ne sont pas destinées à être appliquées à des aéronefs à rotors basculants dont une ou plusieurs configurations ont reçu une certification de navigabilité pour des opérations d'atterrissage et de décollage courts seulement. Dans le cas de ces aéronefs, des procédures/conditions différentes ou supplémentaires seront vraisemblablement nécessaires.*

### **16.2. 13.1 Application**

*Note.— Voir aussi le Chapitre 16.2.1, § 16.2.1.10, 16.2.1.11, 6.2.1.12 et 6.2.1.13.*

16.2.13.1.1 Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les aéronefs à rotors basculants, versions dérivées comprises, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1er janvier 2018 ou à une date ultérieure.

16.2.13.1.2 La certification acoustique des aéronefs à rotors basculants qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement externes.

### **16.2.13.2 Mesure d'évaluation du bruit**

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, décrit à l'Appendice 2 de l'Annexe 16 volume I. La correction des irrégularités spectrales commencera à 50 Hz (voir le § 4.3.1 de l'Appendice 2).

*Note.— Les données supplémentaires concernant les niveaux SEL et LAmax, qui sont définis dans l'Appendice 4 de l'annexe 16 volume I, et les niveaux SPL de bande de tiers d'octave, qui sont définis dans l'Appendice 2 correspondant à LAmax, devraient être mises à la disposition du service de certification aux fins de la planification de l'utilisation des terrains.*

### **16.2. 13.3 Points de référence de mesure du bruit**

Les niveaux de bruit engendrés par un aéronef à rotors basculants testé conformément aux procédures de référence de la section 6 et aux procédures d'essai de la section 7 n'excéderont pas les niveaux spécifiés à la section 16.2.13.4, aux points de référence ci-après :

(a) *points de référence de mesure du bruit au décollage :*

( 1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol sur la projection de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence (voir § 16.2.13.6.2) et horizontalement à 500 m (1 640 ft) dans la direction du vol, du point auquel la montée est amorcée dans la procédure de référence ;

( 2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;

(b) *points de référence de mesure du bruit au survol :*

(1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence (voir § 16.2.13.6.3) ;

(2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;





(c) *points de référence de mesure du bruit à l'approche :*

- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence (voir § 16.2.13.6.4). Sur terrain plat, le point est situé à 1 140 m (3 740 ft) de l'intersection de la pente d'approche de 6,0° et du plan du sol ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

#### **16.2.13.4 Niveaux maximaux de bruit**

16.2.13.4.1 Pour les aéronefs à rotors basculants visés à la section 16.2.13.1, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit des hélicoptères décrite à l'Appendice 2 de l'annexe 16 volume I n'excéderont pas les valeurs ci-après :

16.2. 13.4.1.1 *Pour le décollage* : 109 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;

16.2. 13.4.1.2 *Pour le survol* : 108 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 88 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note 1.— Il n'y a pas de niveau de bruit maximal pour les aéronefs à rotors basculants en mode avion.*

*Note 2.— Le mode adav/conversion englobe toutes les configurations et tous les modes de vol approuvés dans lesquels le régime nominal d'utilisation des rotors correspond à celui qui est utilisé pour le vol stationnaire*

16.2.13.4.1.3 *Pour l'approche* : 110 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 90 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

*Note.— Les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage qui figurent à la section 7 du Supplément A pour les conditions décrites au Chapitre 16.2.8, § 16.2.8.4.1, sont compatibles avec les niveaux maximaux de bruit définis à la section 16.2.13.4.*

#### **16.2.13.5 Compensations**

Si les niveaux maximaux de bruit sont dépassés en un ou deux points de mesure :

- (a) la somme des dépassements n'excédera pas 4 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un seul point ne sera pas supérieur à 3 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

 <p>Agence Nationale de l'Aviation Civile du Niger</p>	<p><b>RAN 16</b> <b>PARTIE 1</b></p>	<p>Page : 16.2. 49 de 55 Révision : 01 Date : 17/04/2015</p>
---	--	--

### 16.2.13.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

#### 16.2.13.6.1 Conditions générales

16.2.13.6.1.1 Les procédures de référence satisferont aux spécifications de navigabilité appropriées.

16.2.13.6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence seront approuvées par le service de certification.

16.2.13.6.1.3 Sauf dans les cas envisagés au § 16.2.13.6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies aux § 16.2.13.6.2, 16.2.13.6.3 et 16.2.13.6.4.

16.2.13.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'aéronef à rotors basculants ne permettraient pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des § 16.2.13.6.2, 16.2.13.6.3 ou 16.2.13.6.4, les procédures de référence :

(a) ne s'écarteront des procédures de référence définies aux § 16.2.13.6.2, 16.2.13.6.3 ou 16.2.13.6.4 que dans la mesure où ces caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;

(b) seront approuvées par le service de certification.

16.2.13.6.1.5 Les procédures de référence seront établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.2.13.6.1.6 Le régime maximal d'utilisation normale dont il est question aux § 16.2.13.6.2, alinéa d),

16.2.13.6.3, alinéa d) et 16.2.13.6.4, alinéa c), sera égal au régime de rotor le plus élevé pour chaque procédure de référence, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification. S'il est spécifié une tolérance pour le régime de rotor le plus élevé, le régime maximal d'utilisation normale des rotors sera égal au régime le plus élevé par rapport auquel cette tolérance est indiquée. Si le régime des rotors est lié automatiquement au régime de vol, c'est le régime maximal d'utilisation normale des rotors correspondant au régime de vol de référence qui sera retenu pour la procédure de certification acoustique. Si le régime des rotors peut être modifié par intervention du pilote, on retiendra, pour la procédure de certification acoustique, le régime maximal des rotors en exploitation normale que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence.

#### 16.2.13.6.2 Procédure de référence au décollage

La procédure de référence au décollage sera établie comme suit :

(a) une configuration constante de décollage, y compris l'angle de nacelle, choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage ;



- (b) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé à la puissance maximale de décollage correspondant à la puissance installée minimale spécifiée disponible dans les conditions ambiantes de référence, ou au couple limite de la boîte de transmission si la puissance correspondante est inférieure, et sur une trajectoire commençant en un point situé à 500 m (1 640 ft) en amont du point de référence de la trajectoire de vol, à 20 m (65 ft) au-dessus du sol ;
- (c) l'angle de nacelle et la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage si cette dernière est supérieure, seront maintenus pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- (d) pour la montée en régime stabilisé, le régime des rotors sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (f) la trajectoire de décollage de référence est définie comme un segment de droite incliné à partir du point de départ (500 m [1 640 ft] en amont de l'emplacement du microphone central et 20 m [65 ft] au-dessus du niveau du sol) à un angle déterminé par le taux de montée optimal (BRC) et par la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi et pour les performances minimales spécifiées des moteurs.

#### 16.2.13.6.3 Procédure de référence au survol

16.2.13.6.3.1 La procédure de référence au survol sera établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft) ;
- (b) une configuration constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol ;
- (c) la masse de l'aéronef à rotors basculants sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (d) en mode adav/conversion, l'angle de nacelle au point d'exploitation fixe autorisé situé le plus près de l'angle de nacelle le plus faible certifié pour une vitesse nulle, une vitesse de  $0,9V_{CON}$  et un régime de rotor stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier seront maintenus pendant toute la procédure de référence au survol ;

*Note.— Aux fins de la certification acoustique,  $V_{CON}$  est définie comme étant la vitesse maximale autorisée pour le mode adav/conversion, pour un angle de nacelle spécifié.*

- (e) en mode avion, les nacelles seront maintenues contre les butées basses pendant toute la procédure de référence au survol :

( 1) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur associée au mode adav/conversion et la vitesse, fixée à  $0,9V_{CON}$  ;

(2) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur normale de croisière associée au mode avion et la vitesse, fixée à la valeur de  $0,9V_{MCP}$  ou  $0,9V_{MO}$  correspondante, si cette dernière est inférieure, certifiée pour le vol en palier.



*Note.— Aux fins de la certification acoustique, VMCP est définie comme étant la vitesse anémométrique maximale d'exploitation en mode avion correspondant à la puissance maximale continue (puissance minimale installée) disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C (77 °F) à la masse maximale certifiée pertinente. VMO est la vitesse anémométrique maximale d'exploitation qui ne peut pas être dépassée intentionnellement.*

16.2.13.6.3.2 Les valeurs de VCON et de VMCP ou VMO utilisées pour la certification acoustique seront indiquées dans le manuel de vol approuvé.

#### 16.2.13.6.4 Procédure de référence à l'approche

La procédure de référence à l'approche sera établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé et suivra une pente d'approche de 6,0° ;
- (b) l'approche sera effectuée dans une configuration approuvée du point de vue de la navigabilité qui produit le maximum de bruit, à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure, la puissance étant stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et maintenue jusqu'au toucher des roues normal ;
- (c) pendant l'approche, le régime des rotors sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;
- (d) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

### 16.2.13.7 Procédures d'essai

16.2.13.7.1 Les procédures d'essai seront acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

16.2.13.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée à la section 16.2.13.2.

16.2.13.7.3 Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes décrites pour les hélicoptères dans l'Appendice 2, aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

16.2.13.7.4 Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas :

- (a) *pour le décollage* : 4,0 EPNdB, la somme arithmétique de  $\Delta 1$  et du terme  $-7,5 \log (QK/QrKr)$  de  $\Delta 2$  ne dépassant pas 2,0 EPNdB ;
- (b) *pour le survol ou l'approche* : 2,0 EPNdB.

13.7.5 Au cours de l'essai, le régime moyen des rotors ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de  $\pm 1,0$  % pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.



16.2.13.7.6 La vitesse anémométrique de l'aéronef à rotors basculants ne s'écartera pas de plus de  $\pm 9$  km/h ( $\pm 5$  kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.2.13.7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout sera égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière

16.2.13.7.8 L'aéronef à rotors basculants passera au maximum à  $\pm 10^\circ$  ou  $\pm 20$  m ( $\pm 65$  ft), si l'écart est plus grand dans ce cas, de la verticale de la trajectoire de référence, pendant toute la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum (voir la Figure 8-1).

16.2.13.7.9 La hauteur de l'aéronef à rotors basculants ne variera pas durant le survol de plus de  $\pm 9$  m ( $\pm 30$  ft) par rapport à la hauteur de référence, pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.2.13.7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'aéronef à rotors basculants sera établi en approche stabilisée à vitesse constante à l'intérieur du volume d'espace aérien compris entre les angles d'approche de  $5,5^\circ$  et  $6,5^\circ$ , pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.2.13.7.11 Les essais seront effectués avec un aéronef à rotors basculants dont la masse n'est pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de cette masse. Pour chacun des régimes de vol, au moins un essai doit être mené à bien à la masse maximale certifiée pertinente ou à une masse supérieure

## **16.2.14.**

**1.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55 000 kg —**  
Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2017 ou à une date ultérieure

**2.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST INFÉRIEURE À 55 000 kg —**  
Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure

**3.— AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST SUPÉRIEURE À 8 618 kg ET INFÉRIEURE À 55 000 kg —**  
Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure

 <p>Agence Nationale de l'Aviation Civile du Niger</p>	<p><b>RAN 16</b> <b>PARTIE 1</b></p>	<p>Page : 16.2. 53 de 55 Révision : 01 Date : 17/04/2015</p>
---	--	--

### 16.2.14.1 Application

*Note.— Voir aussi le Chapitre 16.2.1, § 16.2.1.10, 16.2.1.11, 16.2.1.12 et 16.2.1.13*

16.2.14.1.1 Les normes du présent chapitre, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste<sup>1</sup> inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ou des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux fins de l'agriculture ou de la lutte contre les incendies, seront applicables à :

(a) tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au<sup>1</sup> décollage certifiée est égale ou supérieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2017 ou à une date ultérieure ;

(b) tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est inférieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure ;

(c) tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 8 618 kg et inférieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure ;

(d) tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices qui ont été certifiés à l'origine comme étant conformes au RAN 16 partie I, Chapitre 16.2.3, 16.2.4 ou 16.2.5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du Chapitre 16.2. 14

*Note.— Des éléments indicatifs sur les demandes de recertification figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs*

16.2.14.1.2 Indépendamment du § 16.2.14.1.1, l'Etat du Niger peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des normes du RAN 16 Partie I, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions à hélices de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 8 618 kg, qui sont inscrits sur son registre :

- (a) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;
- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du RAN 16 Partie I, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

### 16.2. 14.2 Mesure du bruit

#### 16.2.14.2.1 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à

1. Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé.



 <p>Agence Nationale de l'Aviation Civile du Niger</p>	<p><b>RAN 16</b> <b>PARTIE 1</b></p>	<p>Page : 16.2. 54 de 55 Révision : 01 Date : 17/04/2015</p>
---	--	--

l'Appendice 2 de l'annexe 16 volume I.

### 16.2.14.3 Points de référence de mesure du bruit

16.2.14.3.1 Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux maximaux de bruit spécifiés au § 16.2.14.4, mesurés aux points spécifiés au Chapitre 16.2.3, § 16.2.3.3.1, alinéas a), b) et c).

16.2.14.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

Les dispositions du Chapitre 16.2. 3, § 16.2.3.3.2, relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliqueront.

### 16.2.14.4 Niveaux maximaux de bruit

16.2.14.4.1 Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2 de l'annexe 16 volume I, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

16.2.14.4.1.1 *Au point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance*

103 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 94 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 88,6 EPNdB à 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante

16.2.14.4.1.2 *Au point de référence de mesure du bruit au survol*

(a) *Avions monomoteurs ou bimoteurs*

101 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 385 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre 89 EPNdB, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié jusqu'à une masse de 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

(b) *Avions trimoteurs*

Comme à l'alinéa a), mais 104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

(c) *Avions équipés de quatre moteurs ou plus*

Comme à l'alinéa a), mais 106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

16.2.14.4.1.3 *Au point de référence de mesure du bruit à l'approche*

105 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 280 000 kg, cette valeur



décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 98 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 93,1 EPNdB à 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

16.2.14.4.1.4 La somme des différences aux trois points de mesure entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés spécifiés aux § 16.2.14.4.1.1, 16.2.14.4.1.2 et 16.2.14.4.1.3 ne sera pas inférieure à 17 EPNdB.

16.2.14.4.1.5 Le niveau maximal de bruit à chacun des trois points de mesure ne sera pas inférieur à 1 EPNdB au-dessous du niveau maximal de bruit autorisé correspondant spécifié aux § 16.2.14.4.1.1, 16.2.14.4.1.2 et 16.2.14.4.1.3.

*Note.— Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage*

#### **16.2.14.5 Procédures de référence pour la certification acoustique**

Les procédures de référence pour la certification acoustique seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.2.3, § 16.2.3.6.

#### **16.2.14.6 Procédures d'essai**

Les procédures d'essai seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.2.3, § 16.2.3.7.

#### **16.2.14.7 Recertification**

En ce qui concerne les avions spécifiés au § 16.2.14.1.1, alinéa d), la recertification sera accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au Chapitre 16.2.14 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés au § 16.2.14.1.1, alinéas a), b) et c).





## 16.4 ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS

*Note – les recommandations ci-après ont été élaborées en vue de favoriser les communications à l'échelle internationale entre les Etats qui ont été adoptés diverses méthodes d'évaluation du bruit aux fins de la planification de l'utilisation des terrains.*

**Recommandation.**— *Pour faciliter la comparaison internationale des évaluations du bruit au voisinage des aéroports, il est recommandé d'employer la méthodologie exposée dans le DOC 9911--**Méthode recommandée pour le calcul des courbes de niveau de bruit au voisinage des aéroports.***

**Recommandation**—*les Etats contractants qui n'ont pas encore adopté une méthodologie nationale d'évaluation du bruit ou qui envisagent de modifier la leur sont encouragés à employer la méthodologie exposée dans le DOC 9911—méthode recommandée pour le calcul des courbes de niveau de bruit au voisinage des aéroports.*



## 16.5 APPROCHE ÉQUILIBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT

Note. — Les dispositions du chapitre 16.2 du présent règlement visent la certification acoustique, laquelle se rapporte au bruit maximal émis par l'aéronef. Cependant, les procédures d'exploitation à moindre bruit approuvées par les administrations nationales et figurant dans les manuels d'utilisation des aéronefs permettent une réduction du bruit produit lors de l'utilisation de l'aéronef.

1. L'approche équilibrée de la gestion du bruit consiste à identifier le problème de bruit à un aéroport puis à analyser les diverses mesures disponibles pour l'atténuer en étudiant quatre principaux éléments, à savoir la réduction du bruit à la source (question abordée dans la partie 2 du présent règlement), la planification et la gestion de l'utilisation des terrains, les procédures opérationnelles d'atténuation du bruit et des restrictions de l'exploitation, en vue d'attaquer le problème du bruit aussi économiquement que possible. Tous les éléments de l'approche équilibrée sont abordés dans le document intitulé *Orientations relatives à l'approche équilibrée de la gestion du bruit des aéronefs* (Doc 9829) de l'OACI.
  
2. Des procédures d'exploitation à moindre bruit ne seront prescrites que l'Autorité chargée de la réglementation établit, sur la base d'études et de consultations appropriées, qu'il existe un problème de bruit.
  
3. **Recommandation**—*il est recommandé que les procédures d'exploitation à moindre bruit soient élaborées en coopération avec les exploitants qui utilisent l'aérodrome en cause.*
  
4. **Recommandation**—*il est recommandé que les facteurs à prendre en compte dans l'élaboration des procédures appropriées d'exploitation à moindre bruit comprennent :*
  - (a) *la nature et l'importance du problème de bruit, notamment :*
    - (1) *l'emplacement des zones sensibles au bruit ;*
    - (2) *les heures critiques ;*
  - (b) *les types de trafic en cause, notamment la masse des aéronefs, l'altitude de l'aérodrome, les questions de température ;*
  - (c) *les types de procédures susceptibles d'être les plus efficaces ;*
  - (d) *les marges de franchissement d'obstacles (PANS-OPS, Volumes I et II [Doc 8168]) ;*
  - (e) *les performances humaines dans l'application des procédures d'exploitation.*



*Note 1.— Voir l'Annexe 6 de l'OACI, 1<sup>re</sup> Partie, Chapitre 4, au sujet des procédures d'exploitation à moindre bruit.*

*Note 2.— On trouve des éléments indicatifs sur les facteurs humains dans le **Manuel d'instruction sur les facteurs humains** (Doc 9683).*

**5. Recommandation.**— *Bien que dans la plupart des pays la planification et la gestion de l'utilisation des terrains relève de la responsabilité des services de planification nationaux et/ou locaux plutôt que des autorités aéronautiques, l'OACI a élaboré des éléments indicatifs pour aider les services de planification à prendre les mesures appropriées pour garantir la compatibilité de la gestion de l'utilisation des terrains aux abords des aéroports dans l'intérêt à la fois des aéroports et des communautés avoisinantes (**Manuel de planification d'aéroport, Partie 2,5[ Doc 9184]**).*



## **16.3 MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE**

*Note- la recommandation ci-après a été élaborée dans le but d'aider les Etats qui mesurent le bruit aux fins de la surveillance, jusqu'à ce qu'il soit possible de convenir d'une méthode unique*

**Recommandation.**— Il est recommandé d'utiliser la méthode présentée à l'Appendice 5 de l'Annexe 16 Volume I de l'OACI lorsque **la mesure du bruit des aéronefs est réalisée aux fins de la surveillance.**

*Note.*— Les fins précitées comprennent notamment : le contrôle de l'application des procédures éventuellement exigées, en matière d'atténuation du bruit, pour les aéronefs en vol ou au sol et la vérification de l'efficacité de ces procédures. Il serait nécessaire d'obtenir une indication du degré de corrélation entre les valeurs obtenues par les méthodes utilisées pour les mesures du bruit effectuées aux fins de la conception des aéronefs et aux fins de la surveillance.