



RAM 5601
REGLEMENT RELATIF A LA
PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT
(Bruit)

Edition 02- Juillet 2016
Amdt 01 05/05/2017

Annexe à la Décision n°248 DGE / DRG / AIR du 19/07/2017



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : FC.1**

FICHE DE CONTRÔLE

Amendement		Insertion		
N°	Date d'application*	Date d'insertion	Nom et signature	observations
1				
2				
3				
4				
5				
6				
7				
8				
9				
10				
11				
12				
13				
14				

(*) A remplir par le détenteur du RAM à chaque amendement

Chaque détenteur est responsable de sa mise à jour dès la réception de l'avis de mise à jour



LISTE DES AMENDEMENTS

ITEM	PAGE	DESCRIPTION DES REVISIONS
Page de garde amendée		
Liste des amendements amendée		
Liste des pages effectives amendée		
Table des matières amendée		
PARTIE I- DÉFINITIONS-SYMBOLS ET UNITES		
RAM 5601.001	Etat d'immatriculation	Nouvelle définition insérée
	Groupe auxiliaire de puissance (GAP)	Insertion : « ou en vol, et qui est distinct du moteur ou des moteurs de propulsion. »
RAM 5601.002		Nouvel item
PARTIE I- CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AERONEFS		
Mise en page de la partie (numérotation décalée)		
RAM 5601.3.6	3.6.1.5 (a) et (b)	Points révisés
	(f)	Point inséré
RAM 5601.5.6	5.6.1.5 (a) ;(b) et (c)	Points révisés
	(e)	Point inséré
RAM 5601.6.4	(a)	Insertion : « de » et « qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI ; »
	(b)	Insertion : « au niveau de la mer » Changement : « (soit ISA + 10 °C), » en « qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65oC par 100m) »
	Notes	Points insérés
RAM 5601.6.5	6.5.2	Formule révisée
RAM 5601.8.6	(a)	Changement : « au niveau de la mer : » en « constante de »
	(b)	Insertion : constante de
	(c)	Suppression : « (soit ISA + 10 °C) ; »
	8.6.2 (a) ;(b) ;(d) et (e) 8.6.4 (b)	Insertion : constante de Changement : « Vy » en « VY »
RAM 5601.10.2		Changement : « (LAm _{ax}) » en « LAS _{max} »
RAM 5601.10.5	10.5.1.4 (a)	Insertion : « de » et « qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI ; »
	10.5.1.4 (b)	Insertion : « au niveau de la mer » Changement : « (soit ISA + 10 °C), » en « qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65oC par 100m) » Points insérés
	10.5.1.4 (c) Notes	Insertion : « constante de » Points insérés
	10.5.2 second phase	Changement : « Vy » en « VY »



RAM 5601.11.5	11.5.1.4 (a)	Changement : « au niveau de la mer » en « constante de »
	11.5.1.4 (b) et (c)	Insertion : « constante de »
RAM 5601.13.2	Note	Changement : « (LAMax) » en « LASmax »
RAM 5601.13.3		Changement : « 6 » en « 13.6 » et « 7 » en « 13.7 »
RAM 5601.13.6	13.6.1.5	Changement : « établies pour » en « calculées dans »
	(a)	Changement : « au niveau de la mer : » en « constante de »
	(b)	Insertion : « constante de » Suppression : « C (soit ISA + 10 °C) »
	(c)	Insertion : « constante de »
	13.6.2 (f)	Suppression : « BRC »
	13.6.3(d) et (e)(1)/(2)	Changement : « 0,9VCON » en « 0.9 VCON »
	13.6.3(e)(2)	Changement : « 0,9VMCP » en « 0.9 VMCP »



LISTE DES PAGES EFFECTIVES

Page	N°édition	Date d'édition	N° amendement	Date d'amendement

Page de garde				
00	02	18/07/2016	01	05/05/2017
Fiche de contrôle				
FC.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
Liste des amendements				
LA.1	02	18/07/2016	01	05/05/2017
LA.2	02	18/07/2016	01	05/05/2017
Liste des pages effectives				
PE.1	02	18/07/2016	01	05/05/2017
PE.2	02	18/07/2016	00	18/07/2016
Liste des détenteurs				
LD.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
Feuille d'observations				
FO.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
Table des matières				
TM.1	02	18/07/2016	01	05/05/2017
TM.2	02	18/07/2016	01	05/05/2017
TM.3	02	18/07/2016	01	05/05/2017
TM.4	02	18/07/2016	01	05/05/2017
TM.5	02	18/07/2016	01	05/05/2017
PARTIE I				
I.1	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.2	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.3	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.4	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.5	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.6	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.7	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.8	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.9	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.10	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.11	02	18/07/2016	01	05/05/2017
I.12	02	18/07/2016	01	05/05/2017
PARTIE II				
II.1	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.2	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.3	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.4	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.5	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.6	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.7	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.8	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.9	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.10	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.11	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.12	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.13	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.14	02	18/07/2016	01	05/05/2017



II.15	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.16	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.17	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.18	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.19	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.20	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.21	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.22	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.23	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.24	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.25	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.26	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.27	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.28	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.29	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.30	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.31	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.32	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.33	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.34	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.35	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.36	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.37	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.38	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.39	02	18/07/2016	01	05/05/2017
II.40	02	18/07/2016	01	05/05/2017
PARTIE III				
III.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
III.2	02	18/07/2016	00	18/07/2016
PARTIE IV				
IV.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
IV.2	02	18/07/2016	00	18/07/2016
PARTIE V				
V.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016
V.2	02	18/07/2016	00	18/07/2016
Annexe				
ANN.1	02	18/07/2016	00	18/07/2016



LISTE DES DETENTEURS

INTERNE ACM

N°	TITRE	SIGLE	SUPPORT	NOMBRE
1	Direction de la Supervision de la Sécurité	DSE	- Papier - électronique	1
2	Direction de la Règlementation	DRG	- Papier - électronique	1
4	Direction des affaires Juridiques et Economiques	DJE	- électronique	

EXTERNE ACM

N°	TITRE	SIGLE	SUPPORT	NOMBRE
1	Compagnies aériennes	...	- électronique (disponible sur le site d'ACM)	
2	Organismes de maintenance	OMA	- électronique (disponible sur le site d'ACM)	
3	Autres usagers		- électronique (disponible sur le site d'ACM)	



FEUILLE D'OBSERVATIONS

Malgré les vérifications faites, certaines inexactitudes ou erreurs peuvent subsister dans les informations fournies. Toute personne ayant relevé de telles erreurs ou inexactitudes dans ce document est priée de bien vouloir en faire mention sur cette feuille en précisant la référence de la page en question.

Cette page doit ensuite être envoyée à la direction de la Règlementation d'ACM.

Date :	Nom du rédacteur : Entité:
Pages:	OBSERVATIONS :



TABLE DES MATIERES

FICHE DE CONTRÔLE

LISTE DES AMENDEMENTS

LISTE DES PAGES EFFECTIVES

LISTE DES DETENTEURS

FEUILLE D'OBSERVATIONS

TABLE DES MATIERES

PARTIE I- DÉFINITIONS-SYMBOLS ET UNITES

RAM 5601.001 Définitions

RAM 5601.002 Symboles et unités

PARTIE II- CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS

CHAPITRE 1. DISPOSITIONS ADMINISTRATIVES

**CHAPITRE 2. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES - DEMANDE DE CERTIFICAT DE DE
TYPE PRÉSENTÉE AVANT LE 6 OCTOBRE 1977**

RAM 5601.2.1 Application

RAM 5601.2.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.2.3 Points de mesure du bruit

RAM 5601.2.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.2.5 Compensations

RAM 5601.2.6 Procédures d'essai

CHAPITRE 3.

**AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES : Demande de certificat de navigabilité pour le prototype
acceptée depuis le 6 octobre 1977 et avant le 1er janvier 2006**

**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 1er janvier 2006**

RAM 5601.3.1 Application

RAM 5601.3.2 Mesure du bruit

RAM 5601.3.3 Points de mesure du bruit

RAM 5601.3.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.3.5 Compensations

RAM 5601.3.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.3.7 Procédures d'essai

CHAPITRE 4.

**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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant
le 31 décembre 2017**

2. —AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE



CERTIFIÉE NE DÉPASSE PAS 55 000 kg — Demande de certificat de type présentée le 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020

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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020

RAM 5601.4.1 Application

RAM 5601.4.2 Mesure du bruit

RAM 5601.4.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.4.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.4.6 Procédures d'essai

RAM 5601.4.7 Recertification

CHAPITRE 5. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg— Demande de certificat de type présentée avant le 1er janvier 1985

RAM 5601.5.1 Application

RAM 5601.5.2 Mesure du bruit

RAM 5601.5.3 Points de mesure du bruit

RAM 5601.5.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.5.5 Compensations

RAM 5601.5.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.5.7 Procédures d'essai

CHAPITRE 6.- AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg DEMANDE DE CERTIFICAT DE TYPE PRESENTEEAVANT LE 17 NOVEMBRE 1988

RAM 5601.6.1 Application

RAM 5601.6.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.6.3 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.6.4 Procédure de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.6.5 Procédures d'essai

CHAPITRE 7. ADACS À HÉLICES

CHAPITRE 8. HÉLICOPTÈRES

RAM 5601.8.1 Application

RAM 5601.8.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.8.3 Points de référence de mesure du bruit

RAM 5601.8.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.8.5 Compensations

RAM 5601.8.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.8.7 Procédures d'essai

CHAPITRE 9- GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) INSTALLÉS ET ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

CHAPITRE 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 depuis le 17 novembre 1988

RAM 5601.10.1 Application

RAM 5601.10.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.10.3 Points de référence de mesure du bruit

RAM 5601.10.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.10.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.10.6 Procédures d'essai

CHAPITRE 11-HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3 175 kg

RAM 5601.11.1 Application

RAM 5601.11.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.11. 3 Point de référence de mesure du bruit

RAM 5601.11. 4 Niveau maximal de bruit

RAM 5601.11.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.11.6 Procédures d'essai

CHAPITRE 12. AVIONS SUPERSONIQUES

RAM 5601.12.1 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée avant le 1er janvier 1975

RAM 5601.10.2 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée à compter du 1er janvier 1975

CHAPITRE 13. AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS

RAM 5601.13.1 Application

RAM 5601.13.2 Mesure d'évaluation du bruit

RAM 5601.13.3 Points de référence de mesure du bruit

RAM 5601.13.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.13.5 Compensations

RAM 5601.13.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.13.7 Procédures d'essai

CHAPITRE 14.

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

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

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

RAM 5601.14.1 Application

RAM 5601.14.2 Mesure du bruit

RAM 5601.14.3 Points de référence de mesure du bruit



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 01
Date : 05/05/2017
Page : TM.4**

RAM 5601.14.4 Niveaux maximaux de bruit

RAM 5601.14.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

RAM 5601.14.6 Procédures d'essai

RAM 5601.14.7 Recertification

PARTIE III- MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE

PARTIE IV- ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS

PARTIE V- APPROCHE ÉQUILBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT

ANNEXE 1 CERTIFICAT ACOUSTIQUE



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 01
Date : 05/05/2017
Page : TM.5**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



PARTIE I- DÉFINITIONS-SYMBOLS ET UNITES

RAM 5601.001 Définitions

Dans le Règlement relatif à la protection de l'environnement (bruit), les termes suivants ont la signification indiquée ci-après :

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.

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.

Aéronef à sustentation motorisée. Aérodrome 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.

Avion. Aérodrome 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.

Avion subsonique. Avion ne pouvant maintenir un vol en palier à des vitesses dépassant Mach 1.

Certificat de type. Document délivré par un État contractant pour définir la conception d'un type d'aéronef et certifier que cette conception répond aux spécifications pertinentes de navigabilité de cet État.

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.

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.

État d'immatriculation. État dans le registre duquel l'aéronef est inscrit

État de conception. État qui a juridiction sur l'organisme responsable de la conception de type.

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 ou en vol, et qui est distinct du moteur ou des moteurs de propulsion.

Hélicoptère. Aérodrome 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.

Motoplanneur. Avion motorisé disposant d'une puissance motrice qui lui permet de rester en vol en palier mais non de décoller par ses propres moyens.

Performances humaines. Capacités et limites de l'être humain qui ont une incidence sur la sécurité et l'efficacité des opérations aéronautiques.



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.

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.

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.

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.

RAM 5601.002 Symboles et unités

Note – Un grand nombre de définitions et de symboles figurant ci-dessous ne s'appliquent qu'à la certification acoustique des aéronefs, mais certains d'entre eux pourraient aussi s'appliquer à d'autres domaines.

1.1 Vitesse

Symbol e	Unit é	Signification
cR	m/s	<i>Vitesse de référence du son.</i> Vitesse du son dans les conditions de référence.
MATR		<i>Nombre de Mach périphérique de pale avançante de référence du rotor de l'hélicoptère.</i> Somme de la vitesse de rotation de référence d'extrémité de pales du rotor et de la vitesse de référence de l'hélicoptère, divisée par la vitesse de référence du son.
MH		<i>Nombre de Mach périphérique de l'hélice.</i> Racine carrée de la somme du carré de la vitesse d'essai de rotation de l'hélice et du carré de la vitesse anémométrique d'essai de l'aéronef, divisée par la vitesse d'essai du son.
MHR		<i>Nombre de Mach périphérique de référence l'hélice.</i> Racine carrée de la somme du carré de la vitesse d'essai de rotation de référence de l'hélice et du carré de la vitesse anémométrique d'essai de référence de l'aéronef, divisée par la vitesse d'essai de référence du son.
Best R/C	m/s	<i>Vitesse ascensionnelle optimale.</i> Vitesse ascensionnelle maximale approuvée au régime et à la vitesse maximums du moteur.
VAR	km/h	<i>Vitesse de référence ajustée.</i> Pour un jour d'essai non standard, vitesse de référence de l'hélicoptère ajustée pour obtenir le même nombre de Mach périphérique de pale avançante que la vitesse de référence dans les conditions de référence.



Symbol e	Unit é	Signification
VCON	km/h	<i>Vitesse anémométrique maximale en mode conversion.</i> Vitesse anémométrique jamais dépassée par un aéronef à rotors basculants en mode conversion.
VG	km/h	<i>Vitesse sol.</i> Vitesse de l'aéronef par rapport au sol.
VGR	km/h	<i>Vitesse sol de référence.</i> Vitesse réelle de l'aéronef par rapport au sol dans la direction de la route dans les conditions de référence. VGR est la composante horizontale de la vitesse de référence de l'aéronef VR.
VH	km/h	<i>Vitesse anémométrique maximale de vol en palier.</i> Vitesse anémométrique maximale d'un hélicoptère volant en palier fonctionnant à la puissance maximale continue.
VMCP	km/h	<i>Vitesse anémométrique maximale de vol en palier.</i> Vitesse anémométrique maximale d'un aéronef à rotors basculants volant en palier fonctionnant en mode avion à la puissance maximale continue.
VMO	km/h	<i>Vitesse anémométrique maximale de fonctionnement.</i> Vitesse anémométrique maximale limite de fonctionnement d'un aéronef à rotors basculants, qui ne doit pas être dépassée délibérément.
VNE	km/h	<i>Vitesse anémométrique à ne jamais dépasser.</i> Vitesse anémométrique de fonctionnement qui ne doit pas être dépassée délibérément.
VR	km/h	<i>Vitesse de référence.</i> Vitesse réelle de l'aéronef dans les conditions de référence dans la direction de la trajectoire de vol. <i>Note: —Il ne faudrait pas confondre ce symbole avec celui communément utilisé pour la vitesse de cabrage de l'aéronef au décollage.</i>
VREF	km/h	<i>Vitesse anémométrique d'atterrissage de référence.</i> Vitesse de l'avion, dans une configuration d'atterrissage spécifique, au point où il franchit la hauteur-écran d'atterrissage dans la détermination de la distance d'atterrissage pour les atterrissages manuels.
VS	km/h	<i>Vitesse anémométrique de décrochage.</i> Vitesse anémométrique minimale constante dans la configuration d'atterrissage.
Vtip	m/s	<i>Vitesse périphérique.</i> Vitesse de rotation de l'extrémité d'un rotor ou d'une hélice dans les conditions d'essai, sans composante de vitesse de l'aéronef.



Symbole	Unité	Signification
VtipR	m/s	<i>Vitesse périphérique de référence.</i> Vitesse de rotation de l'extrémité d'un rotor ou d'une hélice dans les conditions de référence, sans composante de vitesse de l'aéronef.
VY	km/h	<i>Vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale.</i> Vitesse anémométrique d'essai pour la vitesse ascensionnelle optimale de décollage.
V2	km/h	<i>Vitesse de sécurité au décollage.</i> Vitesse anémométrique minimale pour la sécurité du décollage.

1.2 Temps

Symbole	Unité	Signification
t0	s	<i>Durée de référence.</i> Durée utilisée comme référence dans l'équation d'intégration pour le calcul de l'EPNL, dans laquelle $t_0 = 10$ s.
tR	s	<i>Temps de réception de référence.</i> Temps de réception de référence calculé à partir du temps de référence de la position de l'aéronef et de la distance entre celui-ci et le microphone utilisé dans la procédure d'intégration.
Δt	s	<i>Intervalle de temps.</i> Nombre d'intervalles de temps égaux entre les spectres des bandes de tiers d'octave, où $\Delta t = 0,5$ s.
δtR	s	<i>Intervalle de temps de référence.</i> Durée effective d'un intervalle de temps entre les temps de réception de référence associés aux points de PNLT utilisée dans la méthode intégrée.

**1.3 Indices**

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
EPNL	EPNdB	<i>Niveau effectif de bruit perçu.</i> Évalueur à un chiffre pour le passage d'un aéronef, qui tient compte des effets subjectifs du bruit de l'aéronef sur l'être humain, égal à l'intégration du niveau de bruit perçu (PNL) sur la durée du bruit ajusté pour tenir compte des irrégularités spectrales (PNLT), et normalisé à une durée de référence de 10 secondes (voir l'Appendice 2, Section 4.1 pour les spécifications).
EPNLA	EPNdB	<i>EPNL d'approche.</i> Niveau effectif de bruit perçu aux points de mesure de référence du bruit d'approche de l'avion.
EPNLF	EPNdB	<i>EPNL de survol.</i> Niveau effectif de bruit perçu aux points de mesure de référence du bruit de survol de l'avion.
EPNLL	EPNdB	<i>EPNL latéral.</i> Niveau effectif de bruit perçu aux points de mesure de référence du bruit latéral de l'avion.
LAE	dB SEL	<i>Niveau d'exposition au bruit (SEL).</i> Niveau de bruit unique pour le passage d'un aéronef égal à l'intégration du niveau sonore pondéré A (dBA) sur la durée du bruit, normalisée à une durée de référence d'une seconde (voir l'Appendice 4, Section 3, pour les spécifications.).
LAS	dB(A)	<i>Niveau sonore à pondération A lente.</i> Niveau de bruit ayant un coefficient de pondération A en fréquence et S en temps à un instant précis.
LASmax	dB(A)	<i>Niveau sonore maximum à pondération A lente.</i> Valeur maximale de LAS pendant un intervalle de temps spécifié.
LASmaxR	dB(A)	<i>Niveau sonore maximum à pondération A lente de référence.</i> Valeur maximale de LAS pendant un intervalle de temps spécifié corrigée pour les conditions de référence.
LIMITA	EPNdB	<i>Limite de l'EPNL d'approche.</i> Niveau maximum de bruit permis aux points de mesure de référence du bruit d'approche de l'avion.
LIMITF	EPNdB	<i>Limite de l'EPNL de survol.</i> Niveau maximum de bruit permis aux points de mesure de référence du bruit de survol de l'avion.



Symbole	Unité	Signification
LIMITL	EPNdB	<i>Limite de l'EPNL latéral.</i> Niveau maximum de bruit permis aux points de mesure de référence du bruit latéral de l'avion.
<i>n</i>	noy	<i>Bruyance perçue.</i> Bruyance perçue du niveau de pression acoustique d'une bande de tiers d'octave dans un spectre donné.
<i>N</i>	noy	<i>Bruyance perçue totale.</i> Bruyance totale perçue d'un spectre donné calculé à partir des 24 valeurs de <i>n</i> .
PNL	PNdB	<i>Niveau de bruit perçu.</i> Évaluateur de bruit basé sur la perception des effets subjectifs du bruit à large bande perçu à un instant donné lors du passage d'un aéronef. C'est le niveau de bruit déterminé empiriquement comme étant aussi élevé que 1 kHz d'une bande de tiers d'octave d'un échantillon de bruit aléatoire (voir l'Appendice 2, Section 4.2 pour les spécifications.).
PNLT	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs.</i> Valeur de PNL d'un spectre donné corrigée pour tenir compte des irrégularités spectrales.
PNLTR	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu de référence corrigé pour les sons purs.</i> Valeur de PNLT corrigée pour les conditions de référence.
PNLTM	TPNdB	<i>Niveau maximum de bruit perçu corrigé pour les sons purs.</i> Valeur maximale de PNLT au cours d'une période spécifiée, corrigée pour l'ajustement au partage de bande ΔB .
PNLTMR	TPNdB	<i>Niveau maximal de bruit perçu de référence corrigé pour les sons purs.</i> Valeur maximale de PNLTR au cours d'une période spécifiée, corrigée pour l'ajustement au partage de bande ΔB dans la méthode simplifiée et ΔBR dans la méthode intégrée.
SPL	dB	<i>Niveau de pression acoustique.</i> Niveau du son, par rapport au niveau de référence de 20 μPa à un instant donné dans une gamme de fréquences spécifiée. Il est égal à dix fois le logarithme décimal du rapport entre la valeur moyenne prise sur une durée spécifiée du carré de la pression acoustique et du carré de la pression acoustique de référence de 20 μPa . <i>Note: — En matière de certification acoustique des aéronefs, on considère habituellement une bande de tiers d'octave précise, par exemple SPL (i,k) pour la ie bande du ke spectre dans les variations du bruit de l'aéronef en fonction du temps.</i>
SPLR	dB	<i>Niveau de pression acoustique de référence.</i> Niveau de pression acoustique de la bande de tiers d'octave ajusté aux conditions de référence.



Symbole	Unité	Signification
SPLS	dB	Niveau de pression acoustique à pondération lente. Valeur des niveaux de pression acoustique de la bande de tiers d'octave avec un coefficient de pondération du temps S.
$\Delta 1$	TPNdB	Ajustement de PNLTM. Dans la méthode d'ajustement simplifiée, ajustement à ajouter à l'EPNL mesuré pour tenir compte des variations de niveau du bruit imputables aux différences d'absorption atmosphérique et de longueur de trajet du bruit entre les conditions d'essai et de référence au PNLTM.
	dB(A)	Pour les avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg, ajustement à ajouter à LASmax pour tenir compte des variations de niveau du bruit imputables aux différences entre les hauteurs d'essai et de référence de l'avion.
$\Delta 2$	TPNdB	Ajustement du temps. Dans la méthode d'ajustement simplifiée, ajustement à ajouter à l'EPNL mesuré pour tenir compte des variations de niveau du bruit imputables aux différences entre la vitesse d'essai et de référence de l'aéronef et sa position relative par rapport au microphone.
	dB(A)	Pour les avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg, ajustement à ajouter à LASmax pour tenir compte du nombre de Mach périphérique de l'hélice.
$\Delta 3$	TPNdB	Ajustement du bruit à la source. Dans la méthode d'ajustement simplifiée ou intégrée, ajustement à ajouter à l'EPNL mesuré pour tenir compte des variations de niveau du bruit imputables aux différents mécanismes de production de bruit entre les conditions d'essai et de référence.
	dB(A)	Pour les avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg, ajustement à ajouter à LASmax pour tenir compte de la puissance moteur.
$\Delta 4$	dB(A)	Ajustement de la pression atmosphérique. Pour les avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg, ajustement à ajouter au LASmax mesuré pour tenir compte des variations de niveau du bruit dans l'absorption atmosphérique imputables aux différences entre les hauteurs d'essai et de référence de l'avion.
ΔB	TPNdB	Ajustement du partage de bande. Ajustement à ajouter au PNLT maximum pour tenir compte de la suppression possible d'une tonalité imputable au partage de bande de tiers d'octave de cette tonalité. Le PNLTM est égal au PNLT plus ΔB .
ΔBR	TPNdB	Ajustement de référence au partage de bande. Ajustement à ajouter au PNLTR maximum dans la méthode intégrée pour tenir compte de la suppression possible d'une tonalité imputable au partage de bande de tiers d'octave de cette tonalité. Le PNLTMR est égal au PNLTR plus ΔBR .
Δpic	TPNdB	Ajustement de crête. Ajustement à ajouter à l'EPNL mesuré lorsque le PNLT pour une crête secondaire, déterminé dans le calcul de l'EPNL à partir des données et ajusté aux conditions de référence, est supérieur au PNLT pour le spectre de PNLTM ajusté.



1.5 Calcul du PNL et du facteur de correction de la tonalité

Symbole	Unité	Signification
C	dB	<i>Facteur de correction de la tonalité.</i> Facteur à ajouter au PNL d'un spectre donné pour tenir compte de la présence d'irrégularités spectrales telles que des tonalités.
f	Hz	<i>Fréquence.</i> Fréquence moyenne géométrique nominale d'une bande de tiers d'octave.
F	dB	Δ dB. Différence entre le niveau initial de pression acoustique et le niveau final de pression acoustique du bruit à large bande d'une bande de tiers d'octave dans un spectre donné.
$\log n(a)$		<i>Coordonnée de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de $\log n$ au point d'intersection des droites représentant la variation de SPL en fonction de $\log n$.
M		<i>Pente inverse de bruyance.</i> Valeurs inverses des pentes des droites représentant les variations de SPL en fonction de $\log n$.
s	dB	<i>Pente du niveau de pression acoustique.</i> Variation entre les niveaux de pression acoustique de bandes adjacentes de tiers d'octave dans un spectre donné.
Δs	dB	<i>Variation de la pente du niveau de pression acoustique.</i>
s'	dB	<i>Pente corrigée du niveau de pression acoustique.</i> Variation entre les niveaux de pression acoustique corrigés de bandes adjacentes de tiers d'octave dans un spectre donné.
\bar{s}	dB	<i>Pente moyenne du niveau de pression acoustique.</i>
SPL(a)	dB	<i>Niveau de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de SPL à la coordonnée de discontinuité des droites représentant la variation de SPL en fonction de $\log n$.



Symbole	Unité	Signification
SPL(b) SPL(c)	dB	<i>Niveaux d'interception de bruyance.</i> Interception des droites représentant les variations de SPL en fonction de $\log n$ avec l'axe des ordonnées.
SPL(d)	dB	<i>Niveau de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de SPL à la coordonnée de discontinuité où $\log n$ est égal à -1 .
SPL(e)	dB	<i>Niveau de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de SPL à la coordonnée de discontinuité où $\log n$ est égal à $0,3$.
SPL'	dB	<i>Niveau de pression acoustique corrigé.</i> Première approximation du niveau de pression acoustique du bruit à large bande dans une bande de tiers d'octave d'un spectre donné.
SPL''	dB	<i>Niveau final de pression acoustique du bruit à large bande.</i> Deuxième et dernière valeurs approximatives du niveau de pression acoustique du bruit à large bande dans une bande de tiers d'octave d'un spectre donné.

1.6 Géométrie de la trajectoire de vol

Symbole	Unité	Signification
H	m	<i>Hauteur.</i> Hauteur de l'aéronef au-dessus ou par le travers du centre du microphone.
HR	m	<i>Hauteur de référence.</i> Hauteur de référence de l'aéronef au-dessus ou par le travers du centre du microphone
X	m	<i>Position de l'aéronef le long de la route.</i> Coordonnée de la position de l'aéronef le long de l'axe des x à un instant donné.
Y	m	<i>Position latérale de l'aéronef par rapport à la route de référence.</i> Coordonnée de la position de l'aéronef le long de l'axe des y à un instant donné.
Z	m	<i>Position verticale de l'aéronef par rapport à la route de référence.</i> Coordonnée de la position de l'aéronef le long de l'axe des z à un instant donné.



Symbole	Unité	Signification
θ	degrés	<i>Angle d'émission acoustique.</i> Angle compris entre la trajectoire de vol et la trajectoire directe de propagation du son en direction du microphone. Il est identique pour les trajectoires de vol mesurées et de référence.
ψ	degrés	<i>Angle de site.</i> Angle compris entre la trajectoire de propagation du son et un plan horizontal passant à travers le microphone, là où la trajectoire de propagation du son est définie comme une ligne passant par un point d'émission acoustique sur la trajectoire de vol mesurée et le diaphragme du microphone.
ψ_R	degrés	<i>Angle de site de référence.</i> Angle compris entre la trajectoire de propagation de référence du son et un plan horizontal passant à travers l'emplacement du microphone de référence, là où la trajectoire de propagation du son est définie comme une ligne passant par un point d'émission acoustique sur la trajectoire de vol de référence et le diaphragme du microphone de référence.

1.7 Autres définitions

Symbole	Unité	Signification
antilog		<i>Antilogarithme de base 10</i>
D	m	<i>Diamètre.</i> Diamètre de l'hélice ou du rotor.
D15	m	<i>Distance de décollage.</i> Distance de décollage nécessaire pour qu'un avion atteigne une hauteur de 15 m au-dessus du niveau du sol.
e		<i>Nombre d'Euler.</i> Constante mathématique représentant la base du logarithme népérien, approximativement égal à 2,71828.
log		<i>Logarithme de base 10.</i>
N	rpm	<i>Vitesse de l'hélice.</i>
N1	rpm	<i>Régime du compresseur.</i> Régime du compresseur basse pression de la turbomachine à la première étape.



Symbole	Unité	Signification
RH	%	<i>Humidité relative.</i> Humidité relative de l'air ambiant.
T	°C	<i>Température.</i> Température ambiante.
u	m/s	<i>Composante de la vitesse le long de la route.</i> Composante du vecteur de la vitesse le long de la route de référence.
v	m/s	<i>Composante de vitesse du vent transversale.</i> Composante du vecteur de la vitesse du vent horizontalement perpendiculaire à la route de référence.
α	dB/100 m	<i>Coefficient d'absorption atmosphérique d'essai.</i> Taux d'atténuation du son imputable à l'absorption atmosphérique dans une bande de tiers d'octave spécifiée pour la température et l'humidité relative de l'air ambiant mesurées.
α_R	dB/100 m	<i>Coefficient d'absorption atmosphérique de référence.</i> Taux d'atténuation du son imputable à l'absorption atmosphérique dans une bande de tiers d'octave spécifiée pour une température et une humidité relative de l'air ambiant de référence.
μ		<i>Paramètre de performances acoustiques du moteur.</i> Pour les avions à réaction, généralement régime du compresseur basse pression normalisé, poussée moteur normalisée, ou rapport de pressions moteur utilisés pour calculer l'ajustement du bruit à la source.



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 01
Date : 05/05/2017
Page : I.12**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



PARTIE II- CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS

CHAPITRE 1. DISPOSITIONS ADMINISTRATIVES

RAM 5601.1.1 Les dispositions des §1.2 à 1.6 s'appliquent à tous les aéronefs compris dans les catégories définies aux fins de certification acoustique aux Chapitres 2, 3, 4, 5, 6, 8, 10, 11, 12, 13 et 14 de la présente Partie, lorsque lesdits aéronefs effectuent des vols internationaux.

RAM 5601.1.2 La certification acoustique est accordée ou validée par l'État de MADAGASCAR 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.

RAM 5601.1.3 Dans le cas d'une demande de recertification acoustique, celle-ci est accordée ou validée par l'État de MADAGASCAR 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.

RAM 5601.1.4 Les pièces justificatives de la certification acoustique sont approuvées par l'État de MADAGASCAR et doivent être transportées à bord de l'aéronef.

RAM 5601.1.5 Les pièces justificatives de la certification acoustique d'un aéronef doivent contenir au moins les renseignements suivants :

- | | |
|---------------------|--|
| <i>Rubrique 1.</i> | Nom de l'État. |
| <i>Rubrique 2.</i> | Titre du document de certification acoustique. |
| <i>Rubrique 3.</i> | Numéro du document. |
| <i>Rubrique 4.</i> | Marque de nationalité ou marque commune et marques d'immatriculation. |
| <i>Rubrique 5.</i> | Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur. |
| <i>Rubrique 6.</i> | Numéro de série de l'aéronef. |
| <i>Rubrique 7.</i> | Constructeur, type et modèle du moteur. |
| <i>Rubrique 8.</i> | Type et modèle d'hélices pour les avions à hélices. |
| <i>Rubrique 9.</i> | Masse maximale au décollage en kilogrammes. |
| <i>Rubrique 10.</i> | Masse maximale à l'atterrissage en kilogrammes pour les certificats délivrés au titre des Chapitres 2, 3, 4, 5, 12 et 14 du présent Règlement |
| <i>Rubrique 11.</i> | Chapitre et section du présent Règlement, en vertu desquels l'aéronef a été certifié. |
| <i>Rubrique 12.</i> | Modifications supplémentaires introduites aux fins de la conformité avec les normes applicables de certification acoustique. |
| <i>Rubrique 13.</i> | Niveau de bruit latéral/à plein régime dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 2, 3, 4, 5, 12 et 14 du présent Règlement. |
| <i>Rubrique 14.</i> | Niveau de bruit à l'approche dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 2, 3, 4, 5, 8, 12,13 et 14 du présent Règlement. |



- Rubrique 15.* Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 2, 3, 4, 5, 12 et 14 du présent Règlement.
- Rubrique 16.* Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 6, 8, 11 et 13 du présent Règlement.
- Rubrique 17.* Niveau de bruit au décollage dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 8, 10 et 13 du présent Règlement.
- Rubrique 18.* État de conformité.
- Rubrique 19.* Date de délivrance du document de certification acoustique.
- Rubrique 20.* Signature de l'administrateur qui délivre le document.

RAM 5601.1.6 Les titres des rubriques sur les documents de certification acoustique doivent être uniformément numérotés à l'aide de chiffres arabes comme il est indiqué au § 1.5 de façon que sur tout document de certification acoustique, quel que soit l'ordre adopté, le numéro doit toujours renvoyer 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 RAM 5201 qui doit être retenue.

RAM 5601.1.7 L'Etat de MADAGASCAR élabore un système administratif de mise en place de la documentation de certification acoustique.

RAM 5601.1.8 L'Etat de MADAGASCAR reconnaît 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.

RAM 5601.1.9 L'Etat de MADAGASCAR suspend ou révoque la certification acoustique d'un aéronef immatriculé par lui si ledit aéronef ne répond plus aux normes acoustiques applicables. L'Etat de MADAGASCAR n'annule pas la suspension d'une certification acoustique ni n'accorde une nouvelle certification tant que l'aéronef en question n'est pas jugé, après un nouvel examen, conforme aux normes acoustiques applicables.

RAM 5601.1.10 L'amendement du présent règlement qui doit être utilisé par un État contractant particulier sera celui qui s'applique à la date de la demande présentée audit État contractant concernant :

- a) un certificat de type dans le cas d'un nouveau type ; ou
- b) une approbation de modification de conception de type dans le cas d'une version dérivée ; ou
- c) dans les deux cas, une procédure de demande équivalente prescrite par le service de certification dudit État contractant.

RAM 5601.1.11 À moins de spécifications contraires dans le présent Règlement, la date utilisée pour l'application des normes du présent Règlement est la date de la demande de certificat de type, ou la date d'une demande au titre d'une procédure réglementaire équivalente par le service de certification de l'État de conception.

RAM 5601.1.12 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 les États contractants pour déterminer l'applicabilité des normes du présent règlement est la date de la demande de modification de la conception de type présentée à l'État 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'État contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type.

RAM 5601.1.13 La demande est en vigueur durant une période égale à celle qui s'applique dans la désignation des règles de navigabilité adaptées au type d'aéronef, sauf dans les cas spéciaux où le service de certification accepte un prolongement de cette période. Lorsque cette période d'application est dépassée, la date à utiliser pour déterminer l'application des normes du présent Règlement est la date de délivrance du certificat de type ou de délivrance de l'approbation d'une procédure équivalente prescrite, moins la durée d'application effective.

CHAPITRE 2. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES - DEMANDE DE CERTIFICAT DE DE TYPE PRESENTÉE AVANT LE 6 OCTOBRE 1977

RAM 5601.2.1 Application

2.1.1 Les normes du présent chapitre sont 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 :

- a) qui exigent une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ;
- b) 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 1er mars 1972 ; ou
- c) qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est inférieur à 2 et pour lesquels la demande a été présentée avant le 1er janvier 1969 et enfin pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1er janvier 1976.

2.1.2 Les niveaux maximaux de bruit du § 2.4.1 sont applicables sauf dans le cas des versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la 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 § 2.4.2 s'appliquent.

2.1.3 Indépendamment des §2.1.1 et 2.1.2, l'État de MADAGASCAR reconnaît 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 à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 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 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.

RAM 5601.2.2 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB.

RAM 5601.2.3 Points de mesure du bruit

Lors des essais effectués conformément aux procédures d'essai en vol spécifiées au § 2.6, les niveaux de bruit engendrés par un avion ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés au § 2.4 aux points de mesure ci-après :

- a) *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 ;
- b) *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 ;
- c) *point de mesure à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de piste, 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. Sur terrain plat, ce point de mesure est situé à 2 000 m du seuil.

RAM 5601.2.4 Niveaux maximaux de bruit

2.4.1 Les niveaux maximaux de bruit des avions visés au § 2.1.1 ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après :

- a) *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 ;
- b) *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.

2.4.2 Les niveaux maximaux de bruit des avions visés au § 2.1.2 ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après :

2.4.2.1 *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.

2.4.2.2 *Au point de mesure au survol*

- a) *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.



- b) Avions trimoteurs:* Comme à l'alinéa a), mais 107 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg ou comme au § 2.4.1, alinéa b), si la limite ainsi définie est inférieure.
- c) Avions équipés de quatre moteurs ou plus :* Comme à l'alinéa a), mais 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg ou comme au § 2.4.1, alinéa b), si la limite ainsi définie est inférieure.

2.4.2.3 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.

RAM 5601.2.5 Compensations

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

- a) 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 ne doit pas excéder 5 EPNdB ;
- b) le dépassement éventuel en un point donné ne doit pas être supérieur à 3 EPNdB ;
- c) les dépassements éventuels doivent être compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points de mesure.

RAM 5601.2.6 Procédures d'essai

2.6.1 Procédure d'essai au décollage

2.6.1.1 La poussée de décollage moyenne (Poussée de décollage représentative des caractéristiques moyennes du moteur de série) doit être 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 doit pas être ramenée à une valeur inférieure à la poussée nécessaire pour maintenir une pente de montée d'au moins 4 %.

2.6.1.2 Une vitesse égale à au moins $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt) doit être atteinte dès que possible après l'envol et maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage.

2.6.1.3 Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, doit être maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage, mais le train d'atterrissage peut être rentré.

2.6.2 Procédure d'essai à l'approche

2.6.2.1 L'avion doit voler en régime stabilisé et suivant un angle de descente de $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

2.6.2.2 L'approche doit être effectuée à une vitesse stabilisée égale ou supérieure à $1,3 V_S + 19$ km/h ($1,3 V_S + 10$ kt) en régime stabilisé pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et cette vitesse doit être maintenue jusqu'à l'atterrissage normal.

2.6.2.3 La configuration de l'avion doit être celle qui correspond au braquage maximal admissible des volets hypersustentateurs.



CHAPITRE 3.

AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES : Demande de certificat de navigabilité pour le prototype acceptée depuis le 6 octobre 1977 et avant le 1er janvier 2006

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 1er janvier 2006

RAM 5601.3.1 Application

3.1.1 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, sont applicables :

- a) à tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité, au sujet desquels la demande de certificat de type a été présentée depuis le 6 octobre 1977 et avant le 1er janvier 2006 ;
- b) à tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg, et au sujet desquels la demande de certificat de type a été présentée depuis le 1er janvier 1985 et avant le 1er janvier 2006.

3.1.2 Indépendamment du §3.1.1, MADAGASCAR reconnaît 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 à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 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 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.

RAM 5601.3.2 Mesure du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB.

RAM 5601.3.3 Points de mesure du bruit

3.3.1 Points de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés au § 3.4, aux points ci-après :



a) point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance :

- 1) 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 ;
- 2) 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 au § 3.6.2. Jusqu'au 19 mars 2002, la prescription du § 3.3.1, alinéa a) 1), relative au bruit latéral sera admise à titre de solution de rechange ;

b) 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 ;

c) 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.

3.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

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

b) Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral doivent être 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 ± 10 m) du côté opposé de la piste.

RAM 5601.3.4 Niveaux maximaux de bruit

3.4.1 Les niveaux maximaux de bruit ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après.

3.4.1.1 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 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.

3.4.1.2 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 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.

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.

3.4.1.3 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 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.

RAM 5601.3.5 Compensations

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

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

RAM 5601.3.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

3.6.1 Conditions générales

3.6.1.1 Les procédures de référence doivent satisfaire aux spécifications des règlements de navigabilité.

3.6.1.2 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence doivent être approuvés par le service de certification.

3.6.1.3 Les procédures de référence au décollage et à l'approche doivent être respectivement celles qui sont définies au § 3.6.2 et 3.6.3 sauf pour le cas envisagé au § 3.6.1.4.

3.6.1.4 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 § 3.6.2 et 3.6.3, les procédures de référence doivent :

- ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 3.6.2 et 3.6.3 que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- être approuvées par le service de certification.

3.6.1.5 Les procédures de référence doivent être calculées dans les conditions de référence suivantes :

- pression atmosphérique au niveau de la mer de 1 013,25 hPa qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI ;
- température de l'air ambiant au niveau de la mer de 25 °C qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65°C par 100 m) ;
- humidité relative constante: 70 % ;
- vent nul ;
- 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.
- l'atmosphère de référence est considérée comme homogène en ce qui concerne la température et l'humidité relative (c'est-à-dire une température ambiante de 25°C et une humidité relative de 70 %) aux fins du calcul :



- 1) du taux d'atténuation du son, de référence, imputable à l'absorption atmosphérique; et
- 2) de la vitesse de référence du son utilisée pour le calcul de la propagation géométrique du son de référence.

Note 1.— Des informations détaillées sont fournies pour le calcul de la variation de la pression atmosphérique de référence avec l'altitude dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, en ce qui concerne l'atmosphère type OACI.

Note 2. — Les caractéristiques de l'atmosphère type OACI sont spécifiées présentées dans le Manuel de l'atmosphère type OACI (Doc 7488/3).

3.6.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de décollage de référence doit être calculée comme suit :

- a) 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 :
 - 1) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
 - 2) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
 - 3) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- b) une fois que l'avion a atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa a) ci-dessus, la poussée ou puissance ne doit pas être réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
 - 1) une pente de montée de 4 % ; ou
 - 2) 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 ;
- c) pour déterminer le niveau de bruit latéral à pleine puissance, la trajectoire de vol de référence doit être 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 ;
- d) la vitesse doit être :
 - 1) dans le cas des avions pour lesquels les spécifications de navigabilité applicables définissent V_2 , la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui est choisie par le postulant pour être utilisée en exploitation normale, laquelle est 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 doit être 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 doit être 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.

Note. — V_2 est définie conformément aux spécifications de navigabilité applicables.

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

Note. — La vitesse de décollage à 15 m (50 ft) et la vitesse de montée minimale seront définies conformément aux spécifications de navigabilité applicables.

- e) une configuration de décollage constante choisie par le postulant doit être maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage peut toutefois être relevé. Le terme



configuration désigne, dans ce contexte, l'état des systèmes et la position du centre de gravité et indique 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 ;

- f) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins doit être la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée ;
- g) le moteur moyen doit être 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 constitue 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 ramenés 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 au § 3.6.1.5.

3.6.3 Procédure de référence à l'approche

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

- a) l'avion doit voler en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- b) une vitesse d'approche constante de $V_{REF} + 19$ km/h ($V_{REF} + 10$ kt), à poussée ou puissance stabilisée, doit être 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 ».

- c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, doit être maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- d) la masse de l'avion au toucher des roues doit être la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie au § 3.6.3, alinéa c), pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- e) la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) doit être celle utilisée comportant notamment 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 doit comprendre tous les éléments qui contribueront à l'état continu le plus bruyant à la masse maximale à l'atterrissage en utilisation normale.

RAM 5601.3.7 Procédures d'essai

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

3.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit doivent être 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.

3.7.3 Les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.

3.7.4 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 ne doit pas excéder 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB



pour les approches. Les données approuvées par le service de certification doivent 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 ne doit pas excéder 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

3.7.5 En ce qui concerne les conditions d'approche, les procédures d'essai doivent être acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de $3^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$.

3.7.6 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 doivent être approuvées par le service de certification. Les ajustements ne doivent pas dépasser 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues seront doivent être inférieures de plus de 2 EPNdB aux limites de bruit spécifiées au § 3.4.

3.7.7 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 le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. Toutefois, si la vitesse indiquée instantanée de l'avion s'écarte de plus de $\pm 5,5$ km/h (± 3 kt) de la vitesse moyenne au-dessus des points à 10 dB au-dessous 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 doit pas être pris en compte aux fins de la certification acoustique.

CHAPITRE 4.

**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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2017**

2. —AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSE PAS 55 000 kg — Demande de certificat de type présentée le 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020

**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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020**

RAM 5601.4.1 Application

4.1.1 Les normes du présent chapitre, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste (Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610m 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, sont applicables :

- a) à tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2017 ;
- b) à 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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020 ;



- c) à 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 1er janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020 ;
- d) 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, Chapitre 3 ou 5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du Chapitre 4.

4.1.2 Indépendamment du §4.1.1, Madagascar reconnaît 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 à hélices dont la masse au décollage certifiée est supérieure à 8 618 kg:

- 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 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.

RAM 5601.4.2 Mesure du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB.

RAM 5601.4.3 Points de référence de mesure du bruit

4.3.1 Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux maximaux de bruit spécifiés au § 4.4, mesurés aux points spécifiés au Chapitre 3, § 3.3.1, alinéas a), b) et c).

4.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais : les dispositions du Chapitre 3, § 3.3.2, relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliquent.

RAM 5601.4.4 Niveaux maximaux de bruit

4.4.1 Les niveaux maximaux de bruit autorisés sont définis au Chapitre 3, §3.4.1.1, 3.4.1.2 et 3.4.1.3, et ne doivent -en aucun des points de mesure dépassés.

4.4.1.1 La somme des différences aux trois points de mesure entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés spécifiés au Chapitre 3, § 3.4.1.1, 3.4.1.2 et 3.4.1.3, ne doit pas être inférieure à 10 EPNdB.

4.4.1.2 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 au Chapitre 3, § 3.4.1.1, 3.4.1.2 et 3.4.1.3, ne doit pas être inférieure à 2 EPNdB.



RAM 5601.4.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

Les procédures de référence pour la certification acoustique doivent être celles qui sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.6.

RAM 5601.4.6 Procédures d'essai

Les procédures d'essai doivent être celles qui sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.7.

RAM 5601.4.7 Recertification

En ce qui concerne les aéronefs spécifiés au § 4.1.1, alinéa c), la recertification doit être accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au Chapitre 4 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés au § 4.1.1, alinéas a) et b).

CHAPITRE 5. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg— Demande de certificat de type présentée avant le 1er janvier 1985

RAM 5601.5.1 Application

5.1.1 Les normes définies ci-après ne sont pas applicables :

- a) aux avions qui exigent une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité ;
- b) aux avions spécialement conçus et utilisés pour la lutte contre l'incendie ;
- c) aux avions spécialement conçus pour l'agriculture.

5.1.2 Les normes du présent chapitre seront applicables à tous les avions à hélices, y compris leurs versions dérivées, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée à compter du 6 octobre 1977 mais avant le 1er janvier 1985.

5.1.3 Les normes du Chapitre 2, à l'exception des dispositions des sections 2.1 et 2.4.2, sont applicables aux avions-à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 6 octobre 1977 et qui sont :

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

5.1.4 Indépendamment des § 5.1.2 à 5.1.4, MADAGASCAR reconnaît 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 à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 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 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.

RAM 5601.5.2 Mesure du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB.

RAM 5601.5.3 Points de mesure du bruit

5.3.1 Points de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés du § 5.4, aux points ci-après :

- a) *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 ;
- b) *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 ;
- c) *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.

5.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

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

5.3.2.2 Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral doivent être utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. Il doit être 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.

5.3.2.3 Le postulant doit 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.

RAM 5601.5.4 Niveaux maximaux de bruit

Les niveaux maximaux de bruit ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après :

- a) *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 ;

- b) *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 ;
- c) *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.

RAM 5601.5.5 Compensations

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

- a) la somme des dépassements ne doit pas excéder 3 EPNdB ;
- b) tout dépassement éventuel en un point donné ne doit pas être supérieur à 2 EPNdB ;
- c) les dépassements éventuels doivent être compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

RAM 5601.5.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

5.6.1 Conditions générales

5.6.1.1 Les procédures de référence doivent satisfaire aux exigences des règlements de navigabilité.

5.6.1.2 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence doivent être approuvés par le service de certification.

5.6.1.3 Les procédures de référence au décollage et à l'approche doivent être respectivement celles qui sont définies aux § 5.6.2 et 5.6.3, sauf pour le cas envisagé au § 5.6.1.4.

5.6.1.4 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 § 5.6.2 et 5.6.3, les procédures de référence doivent :

- a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 5.6.2 et 5.6.3 que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- b) être approuvées par le service de certification.

5.6.1.5 Les procédures de référence doivent être calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :

- a) pression atmosphérique au niveau de la mer : de 1 013,25 hPa, qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI ;
- b) température de l'air ambiant au niveau de la mer: 25 °C qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65°C par 100m), à la discrétion des autorités de certification il est possible d'utiliser une température de l'air ambiant au niveau de la mer de 15 °C;
- c) humidité relative constante de : 70 %;
- d) vent nul.
- e) l'atmosphère de référence est considérée comme homogène en ce qui concerne la température et l'humidité relative (température de l'air ambiant de 25°C et humidité relative de 70 %) aux fins du calcul :



- 1) du taux d'atténuation du son, de référence, imputable à l'absorption atmosphérique; et
- 2) de la vitesse de référence du son utilisée pour le calcul de la propagation géométrique du son de référence.

Note 1.— Des informations détaillées sont fournies pour le calcul de la variation de la pression atmosphérique de référence avec l'altitude dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, en ce qui concerne l'atmosphère type OACI.

Note 2. — Les caractéristiques de l'atmosphère type OACI sont présentées dans le Manuel de l'atmosphère type OACI (Doc 7488/3).

5.6.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de décollage doit être calculée comme suit :

- a) la puissance de décollage moyenne doit être 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 doit être 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 § 5.6.1.5 :
 - 1) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
 - 2) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
 - 3) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- b) une fois que l'avion a atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa a) ci-dessus, la puissance ne doit pas être réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
 - 1) une pente de montée de 4 % ; ou
 - 2) 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 ;
- c) la vitesse doit être la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui est choisie par le postulant pour être utilisée en vol normal, elle doit être au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), sera atteinte aussitôt que possible après le déjaugeage et doit être maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage ;
- d) 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 ;
- e) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.

5.6.3 Procédure de référence à l'approche

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

- a) l'avion doit voler en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- b) l'approche doit être effectuée à une vitesse constante au moins égale à $1,3 VS + 19$ km/h ($1,3 VS + 10$ kt), à puissance constante pendant l'approche et au-dessus du point de mesure, et elle doit être poursuivie jusqu'à l'atterrissage normal ;
- c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, doit être maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;



- d) la masse de l'avion au toucher des roues doit être la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie au § 5.6.3, alinéa c), pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- e) la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) à la masse pour laquelle la certification est demandée doit être utilisée.

RAM 5601.5.7 Procédures d'essai

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

5.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit doivent être 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.

5.7.3 Les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.

5.7.4 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 ne doit pas excéder 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification doivent 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 ne doit pas excéder 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

5.7.5 Pour les conditions d'approche, les procédures d'essai sont acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

5.7.6 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 doivent être approuvées par le service de certification. Les ajustements ne doivent pas dépasser 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues ne doivent pas être inférieures de moins de 2 EPNdB aux niveaux de bruit limites spécifiés au § 5.4.

CHAPITRE 6.- AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg DEMANDE DE CERTIFICAT DE TYPE PRESENTÉE AVANT LE 17 NOVEMBRE 1988

RAM 5601.6.1 Application

Les normes du présent chapitre sont 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 pour l'acrobatie ou affectés au travail agricole ou à la lutte contre les incendies et pour lesquels :

- a) la demande de certificat de type a été présentée depuis le 1er janvier 1975 et avant le 17 novembre 1988, sauf en ce qui concerne les versions dérivées au sujet desquelles une demande de certificat de navigabilité a été acceptée ou une autre procédure équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 17 novembre 1988, auquel cas les normes du Chapitre 10 s'appliquent ; ou
- b) un premier certificat de navigabilité individuel a été délivré le 1er janvier 1980 ou à une date ultérieure.



RAM 5601.6.2 Mesure d'évaluation du bruit

Pour la mesure d'évaluation du bruit, le niveau global pondéré de pression acoustique défini dans la publication no 179 de la Commission électrotechnique internationale (CEI) est utilisé. La pondération appliquée à chaque composante sinusoïdale de pression acoustique doit être donnée en fonction de la fréquence par la courbe type de référence dite « A ».

RAM 5601.6.3 Niveaux maximaux de bruit

Dans le cas des avions visés au § 6.1, alinéas a) et b), les niveaux maximaux de bruit ne doivent pas dépasser 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 8618 kg

RAM 5601.6.4 Procédure de référence pour la certification acoustique

La procédure de référence doit être calculée dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a) pression atmosphérique au niveau de la mer de 1 013,25 hPa, qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI ;
- b) température de l'air ambiant au niveau de la mer de 25 °C qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65°C par 100m) ;

Note 1.— Des informations détaillées sont fournies pour le calcul de la variation de la pression atmosphérique de référence avec l'altitude dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, en ce qui concerne l'atmosphère type OACI.

Note 2.— Les caractéristiques de l'atmosphère type OACI sont spécifiées présentées dans le Manuel de l'atmosphère type OACI (Doc 7488/3).

RAM 5601.6.5 Procédures d'essai

6.5.1 On doit utiliser soit les procédures d'essai décrites aux § 6.5.2 et 6.5.3, soit des procédures d'essai équivalentes approuvées par le service de certification.

6.5.2 Les essais destinés à démontrer la conformité avec les niveaux maximaux de bruit du § 6.3 doivent comprendre une série de passages en palier à la verticale de la station, à une hauteur de :

$$\text{--- } \frac{300 \quad +10}{-30} \text{ m (985 } \frac{+30}{-100} \text{ ft) ---}$$

$300 \frac{+10}{-30} \text{ m (984 } \frac{+30}{-100} \text{ ft)}$
--

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

6.5.3 Le survol doit être exécuté à la puissance maximale dans la gamme des puissances normales d'utilisation (Celle-ci devrait être indiquée dans le manuel de vol de l'avion et sur les instruments de bord), à vitesse anémométrique stabilisée et en configuration de croisière.



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 01
Date : 05/05/2017
Page : II.19**

CHAPITRE 7. ADACS À HÉLICES

Réservé



CHAPITRE 8. HÉLICOPTÈRES

RAM 5601.8.1 Application

8.1.1 Les normes du présent chapitre sont applicables à tous les hélicoptères visés par les dispositions des § 8.1.2 à 8.1.4 à l'exception de ceux qui sont conçus exclusivement pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.

8.1.2 Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de type a été présentée, à compter du 1er janvier 1985, à l'exception des hélicoptères spécifiés au §8.1.4, les niveaux de bruit indiqués au § 8.4.1 s'appliquent.

8.1.3 Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle une demande de modification de conception de type a été présentée, à compter du 17 novembre 1988, à l'exception des hélicoptères spécifiés au §8.1.4, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 8.4.1 s'appliquent.

8.1.4 Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée à compter du 21 mars 2002, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 8.4.2 s'appliquent.

8.1.5 La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe est 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.

8.1.6 Un postulant visé au §8.1.1 peut choisir, comme solution alternative, de démontrer la conformité au Chapitre 11 au lieu du Chapitre 8 si l'hélicoptère a une masse maximale au décollage certifiée égale ou inférieure à 3 175 kg.

RAM 5601.8.2 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau effectif de bruit perçu, exprimé en EPNdB.

RAM 5601.8.3 Points de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés du § 8.4, aux points 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 et horizontalement à 500 m 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 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 à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence ;
- 2) 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.

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. Sur terrain plat, le point est situé à 140 m de l'intersection de la pente d'approche de 6° et du plan du sol ;
- 2) 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.

RAM 5601.8.4 Niveaux maximaux de bruit

8.4.1 Pour les hélicoptères visés aux § 8.1.2 et 8.1.3, les niveaux maximaux de bruit déterminés ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après.

8.4.1.1. 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.

8.4.1.2. 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.

8.4.1.3. 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.

8.4.2 Dans le cas des hélicoptères spécifiés au § 8.1.4, les niveaux maximaux de bruit ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après.

8.4.2.1 **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.

8.4.2.2 **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.

- 8.4.2.3 **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.

RAM 5601.8.5 Compensations

Si les limites de niveau de bruit sont dépassées en un ou deux points de mesure :

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

RAM 5601.8.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

8.6.1 Conditions générales

8.6.1.1 Les procédures de référence doivent satisfaire aux spécifications de navigabilité appropriées.

8.6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence doivent être approuvées par le service de certification.

8.6.1.3 Sauf dans le cas envisagé au § 8.6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche doivent être respectivement celles qui sont définies aux § 8.6.2, 8.6.3 ou 8.6.4.

8.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des § 8.6.2, 8.6.3 ou 8.6.4, les procédures de référence doivent :

- a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux § 8.6.2, 8.6.3 ou 8.6.4 que dans la mesure où des caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;
- b) être approuvées par le service de certification.

8.6.1.5 Les procédures de référence doivent être établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a) pression atmosphérique: constante de 1 013,25 hPa ;
- b) température de l'air ambiant constante de: 25 °C;
- c) humidité relative constante de : 70 % ;
- d) vent nul.

8.6.1.6 La valeur maximale d'utilisation normale dont il est question aux § 8.6.2, alinéa c), 8.6.3.1, alinéa c), et 8.6.4, alinéa c), doit être 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 doit être 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 au régime de vol de référence qui doit être retenue pour la



procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on doit retenir 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.

8.6.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de vol de référence au décollage doit être établie comme suit :

- a) l'hélicoptère doit être 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 ;
- b) pendant toute la procédure de référence au décollage, on doit maintenir la vitesse VY correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage, si cette dernière est supérieure à VY ;
- c) pour la montée en régime stabilisé, le régime du rotor doit être stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- d) une configuration constante de décollage choisie par le postulant doit être 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 VY ;
- e) la masse de l'hélicoptère doit être 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 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 et VY pour les performances minimales spécifiées du moteur.

8.6.3 Procédure de référence au survol

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

- a) l'hélicoptère doit être 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) la plus faible des vitesses ci-après doit être maintenue pendant toute la procédure de référence au survol : 0,9 VH, 0,9 VNE, 0,45 VH + 120 km/h (0,45 VH + 65 kt) ou 0,45 VNE + 120 km/h (0,45 VNE + 65 kt) ;

Note. — Aux fins de la certification acoustique, VH 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. VNE est définie comme étant la vitesse anémométrique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification.

- a) au survol, le régime du rotor doit être stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier ;
- b) l'hélicoptère doit être en configuration de croisière ;
- c) la masse de l'hélicoptère doit être la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

8.6.3.2 La valeur de VH et VNE utilisée pour la certification acoustique doit être indiquée dans le manuel de vol approuvé.



8.6.4 Procédure de référence à l'approche

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

- a) l'hélicoptère doit être stabilisé et suit une pente d'approche de $6,0^\circ$;
- b) l'approche doit être effectuée à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle VY ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure à VY. La puissance doit être stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et l'approche doit se poursuivre jusqu'au toucher des roues normal ;
- c) pendant l'approche, le régime du rotor doit être 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, doit être maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- e) la masse de l'hélicoptère au toucher des roues doit être la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

RAM 5601.8.7 Procédures d'essai

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

8.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit doivent être 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.

8.7.3 Les conditions et procédures d'essai doivent être analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

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

- 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 devant pas dépasser 2,0 EPNdB ;
- b) **pour le survol ou l'approche** : 2,0 EPNdB.

8.7.5 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 où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

8.7.6 La vitesse anémométrique de l'hélicoptère ne doit pas s'écarter de plus de ± 9 km/h (± 5 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant toute la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

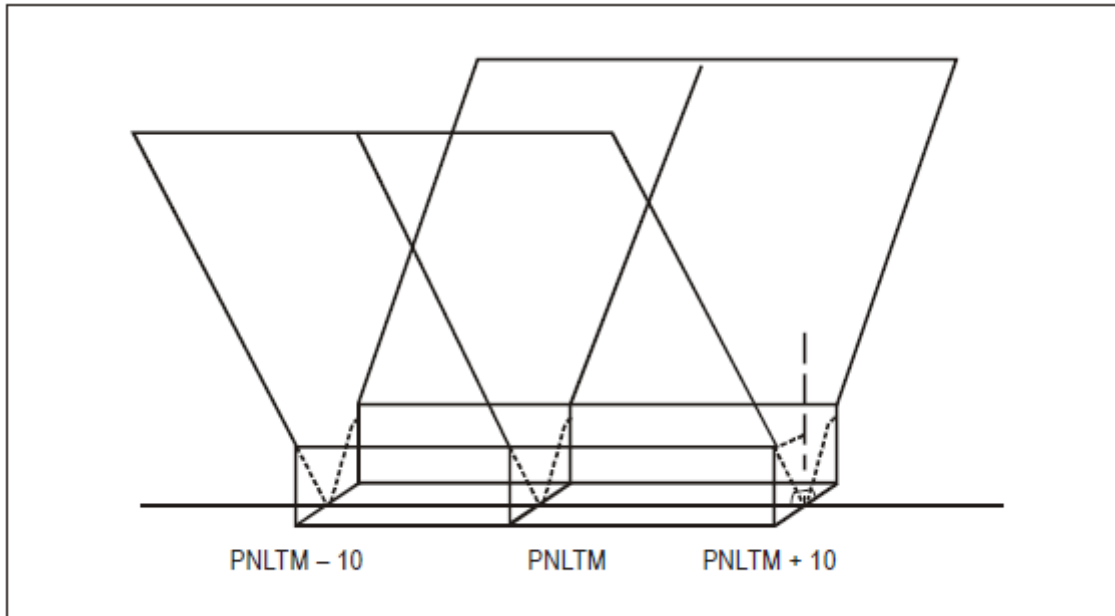
8.7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout doit être égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.

8.7.8 L'hélicoptère doit passer au maximum à $\pm 10^\circ$ ou ± 20 m, 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 Figure ci-dessous).

8.7.9 La hauteur de l'hélicoptère ne doit pas varier durant le survol de plus de ± 9 m (± 30 ft) par rapport à la hauteur de référence, à la verticale.



8.7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'hélicoptère doit suivre 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 $6,5^\circ$.



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

Tapez une équation ici.



CHAPITRE 9- GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) INSTALLÉS ET ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

Réservé

CHAPITRE 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 depuis le 17 novembre 1988

RAM 5601.10.1 Application

10.1.1 Les normes du présent chapitre sont 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 pour l'acrobatie, le travail agricole ou la lutte contre les incendies ainsi que des motoplaneurs.

10.1.2 Dans le cas des avions, ou de toutes les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée à compter du 17 novembre 1988, les limites acoustiques du § 10.4, alinéa a) s'appliquent, sauf en ce qui concerne les avions spécifiés au § 10.1.1.6

10.1.3 Dans le cas des avions spécifiés au § 10.1.2 qui ne respectent pas les normes du présent chapitre pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 17 novembre 1993, les normes du Chapitre 6 s'appliquent.

10.1.4 Dans le cas des versions dérivées, à l'exception de celles qui sont spécifiées au § 10.1.6, pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit du § 10.4, alinéa a), s'appliquent.

10.1.5 Dans le cas des versions dérivées spécifiées au § 10.1.4 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 Chapitre 6 s'appliquent.

10.1.6 Dans le cas des avions monomoteurs, à l'exception des hydravions et des avions amphibies, pour lesquels :

- a) la demande de certificat de type a été présentée à compter du 4 novembre 1999, les limites acoustiques du § 10.4, alinéa b) s'appliquent ;
- b) une demande de certificat de type a été présentée à compter du 4 novembre 1999 et pour lesquels la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée avant le 4 novembre 1999, les limites acoustiques du § 10.4, alinéa b) s'appliquent aux versions dérivées des avions;
- c) pour les versions dérivées décrites au § 10.1.6, alinéa b), 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 § 10.4, alinéa b), auquel cas les niveaux maximaux de bruit du § 10.4, alinéa a), s'appliquent

RAM 5601.10.2 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit est le niveau maximal de bruit avec pondération A LASmax .



RAM 5601.10.3 Points de référence de mesure du bruit

- 10.3.1 Le niveau du bruit engendré par un avion et mesuré conformément aux présentes normes ne doit pas dépasser le niveau spécifié au § 10.4 au point de référence de mesure du bruit au décollage.
- 10.3.2 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.

RAM 5601.10.4 Niveaux maximaux de bruit

Les niveaux maximaux de bruit déterminés ne doivent pas dépasser les valeurs suivantes :

- a) dans le cas des avions visés au § 10.1.2 et au § 10.1.4, alinéa c) : 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 ;
- b) dans le cas des avions visés au § 10.1.4: 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.

RAM 5601.10.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

10.5.1 Conditions générales

10.5.1.1 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence doivent être approuvés par le service de certification.

10.5.1.2 La procédure de référence au décollage doit être celle qui est définie au § 10.5.2, sauf pour le cas envisagé au §10.5.1.3.

10.5.1.3 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 § 10.5.2, les procédures de référence doivent :

- a) ne s'écarter des procédures de référence définies que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- b) être approuvées par le service de certification.

10.5.1.4 Les procédures de référence doivent être calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :

- a) pression atmosphérique au niveau de la mer de: 1 013,25 hPa ; qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI
- b) température de l'air ambiant au niveau de la mer de 15 °C qui décroît avec l'altitude comme défini par l'atmosphère type OACI (c'est-à-dire 0,65°C par 100 m ;
- c) humidité relative constante de: 70 % ;
- d) vent nul.

Note 1.— Des informations détaillées sont fournies pour le calcul de la variation de la pression atmosphérique de référence avec l'altitude dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, en ce qui concerne l'atmosphère type OACI. 18



Note 2. — Les caractéristiques de l'atmosphère type OACI sont spécifiées présentées dans le Manuel de l'atmosphère type OACI (Doc 7488/3).

10.5.1.5 Les conditions atmosphériques de référence pour les mesures acoustiques doivent être les mêmes que les conditions de référence pour le vol.

10.5.2 Procédures de référence au décollage

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

Première phase

- a) la puissance au décollage doit être 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 ;
- b) une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, doit être maintenue pendant toute la durée de cette phase ;
- c) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins doit être la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée ;
- d) La longueur de cette première phase doit correspondre à la longueur indiquée dans la documentation de navigabilité pour un décollage effectué sur piste plane en dur.

Seconde phase

- a) le début de la seconde phase correspond à la fin de la première ;
- b) l'avion doit être 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.
- c) la vitesse doit être la vitesse ascensionnelle optimale VY;
- d) la puissance de décollage et, dans le cas des avions dotés d'hélices à pas variable ou à vitesse constante, le régime de décollage doivent être 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 doit les maintenir aussi longtemps que lesdites limites l'autorisent, après quoi on doit utiliser la puissance et le régime continus maximaux. Il ne doit pas être autorisé de limiter la durée pendant laquelle la puissance et le régime de décollage sont utilisés pour se conformer aux dispositions du présent chapitre. La hauteur de référence doit être calculée en présumant des pentes de montée appropriées pour chaque réglage de puissance utilisé.

RAM 5601.10.6 Procédures d'essai

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

10.6.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit doivent être exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit en unités L_{Amax}.

10.6.3 Les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.

10.6.4 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 doivent être approuvées par le service de certification.

**CHAPITRE 11-HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3 175 kg****RAM 5601.11.1 Application**

- 11.1.1 Les normes du présent chapitre sont 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 § 11.1.2 à 11.1.4, à l'exception de ceux qui sont conçus exclusivement pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.
- 11.1.2 Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de type a été présentée à compter du 11 novembre 1993, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 11.1.4, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 11.4.1 s'appliquent.
- 11.1.3 Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée à compter du 11 novembre 1993, à l'exception des hélicoptères spécifiés au § 11.1.4, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 11.4.1 s'appliquent.
- 11.1.4 Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée à compter du 21 mars 2002, les niveaux maximaux de bruit indiqués au § 11.4.2 s'appliquent.
- 11.1.5 La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe doit être 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.*
- 11.1.6 Un postulant visé aux § 11.1.1, 11.1.2, 11.1.3 ou 11.1.4 peut choisir, comme solution alternative, de démontrer la conformité au Chapitre 8, au lieu de se conformer au présent chapitre.

RAM 5601.11.2 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure employée pour l'évaluation du bruit est le niveau d'exposition au bruit (SEL).

RAM 5601.11. 3 Point de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés au § 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 § 11.5.2.1)

RAM 5601.11. 4 Niveau maximal de bruit

11.4.1 Pour les hélicoptères visés aux § 11.1.2 et 11.1.3, les niveaux maximaux de bruit déterminés ne doivent pas dépasser 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 augmente ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.



11.4.2 Pour les hélicoptères visés au § 11.1.4, les niveaux maximaux de bruit déterminés ne doivent pas dépasser 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 augmente ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.

RAM 5601.11.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

11.5.1 Conditions générales

11.5.1.1 Les procédures de référence doivent répondre aux spécifications de navigabilité appropriées et être approuvées par le service de certification.

11.5.1.2 Sauf approbation d'une autre procédure, la procédure de survol de référence doit être celle qui est définie au § 11.5.2.

11.5.1.3 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions du § 11.5.2, la procédure de référence peut 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.

11.5.1.4 La procédure de référence doit être établie pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a) pression atmosphérique constante de: 1 013,25 hPa ;
- b) température de l'air ambiant constante de: 25 °C ;
- c) humidité relative constante de: 70 % ;
- d) vent nul.

11.5.1.5 La valeur maximale d'utilisation normale doit être 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 doit être 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 au régime de vol de référence qui doit être retenue pour la procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on doit retenir 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.

11.5.2 Procédure de référence

11.5.2.1 La procédure de référence doit être établie comme suit :

- a) l'hélicoptère doit être stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m ± 15 m (492 ft ± 50 ft) ;
- b) la plus faible des vitesses ci-après doit être maintenue pendant toute la procédure de référence au survol : 0,9 VH, 0,9 VNE, 0,45 VH + 120 km/h (65 kt) ou 0,45 VNE + 120 km/h (65 kt). Aux fins de la certification acoustique, VH 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. VNE est définie comme étant la vitesse anémométrique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification ;



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

11.5.2.2 Les valeurs de VH et VNE utilisées pour la certification acoustique doivent être indiquées dans le manuel de vol approuvé.

RAM 5601.11.6 Procédures d'essai

11.6.1 Les procédures d'essai doivent être acceptables pour les services de certification de navigabilité et de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

11.6.2 La procédure d'essai et les mesures du bruit doivent être 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 ».

11.6.3 Les conditions et procédures d'essai doivent être analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

11.6.4 Pendant l'essai, un nombre égal de vols avec vent debout et vent arrière doivent être exécutés.

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

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

11.6.7 La vitesse anémométrique de l'hélicoptère ne doit pas s'écarter de plus de $\pm 5,5$ km/h (± 3 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

11.6.8 L'hélicoptère doit passer au maximum à $\pm 10^\circ$ de la verticale de la trajectoire de référence contenant le point de référence de mesure du bruit.

11.6.9 Les essais doivent être effectués avec un hélicoptère dont la masse ne doit pas être inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée et ils peuvent l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de la masse maximale certifiée.



CHAPITRE 12. AVIONS SUPERSONIQUES

RAM 5601.12.1 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée avant le 1er janvier 1975

12.1.1 Les normes du Chapitre 2 du présent Règlement, à l'exception des niveaux de bruit maximaux spécifiés au § 2.4, sont applicables à tous les avions supersoniques, y compris leurs versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 1er janvier 1975 et enfin pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois après le 26 novembre 1981.

12.1.2 Les niveaux de bruit maximaux des avions visés au § 10.1.1 ne doivent pas dépasser les niveaux mesurés de bruit du premier avion certifié du même type.

RAM 5601.10.2 Avions supersoniques — Demande de certificat de type présentée à compter du 1er janvier 1975

Note. — Les dispositions relatives à ces avions n'ont pas encore été élaborées, Cependant, les niveaux maximaux de bruit indiqués dans la présente partie qui seraient applicables aux avions à réaction subsoniques peuvent être utilisés comme lignes 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.

CHAPITRE 13. AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS

RAM 5601.13.1 Application

13.1.1 Les normes du présent chapitre sont 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.

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

RAM 5601.13.2 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit doit être le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB. La correction des irrégularités spectrales doit commencer à 50 Hz.

Note. — Les données supplémentaires concernant les niveaux SEL et LASmax, et les niveaux SPL de bande de tiers d'octave, correspondant à LASmax, devraient être mises à la disposition du service de certification aux fins de la planification de l'utilisation des terrains.

RAM 5601.13.3 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 13.6 et aux procédures d'essai de la section 13.7 ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés à la section 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 § 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 § 11.6.3) ;

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 § 11.6.4). 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.

RAM 5601.13.4 Niveaux maximaux de bruit

13.4.1 Pour les aéronefs à rotors basculants visés à la section 13.1, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit des hélicoptères ne doivent pas excéder les valeurs ci-après :

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 ;

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.

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.



RAM 5601.13.5 Compensations

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

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

RAM 5601.13.6 Procédures de référence pour la certification acoustique

13.6.1 Conditions générales

13.6.1.1 Les procédures de référence doivent satisfaire aux spécifications de navigabilité appropriées.

13.6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence doivent être approuvées par le service de certification.

13.6.1.3 Sauf dans les cas envisagés au § 13.6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche doivent être respectivement celles qui sont définies aux § 13.6.2, 13.6.3 et 13.6.4.

13.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'aéronef à rotors basculants ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des § 13.6.2, 13.6.3 ou 13.6.4, les procédures de référence :

- a) ne doivent pas s'écarter des procédures de référence définies aux § 13.6.2, 13.6.3 ou 13.6.4 que dans la mesure où ces caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;
- b) doivent être approuvées par le service de certification.

13.6.1.5 Les procédures de référence doivent être calculées dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- a) pression atmosphérique constante de: 1 013,25 hPa ;
- b) température de l'air ambiant constante de: 25 °C ;
- c) humidité relative constante de: 70 % ;
- d) vent nul.

13.6.1.6 Le régime maximal d'utilisation normale dont il est question aux § 13.6.2, alinéa d), 13.6.3, alinéa d) et 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 doit être 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 doit être retenu pour la procédure de certification acoustique. Si le régime des rotors peut être modifié par intervention du pilote, on doit retenir, 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.



13.6.2 Procédure de référence au décollage

La procédure de référence au décollage doit être établie comme suit :

- a) une configuration constante de décollage, y compris l'angle de nacelle, choisie par le postulant doit être maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- b) l'aéronef à rotors basculants doit être 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, doivent être maintenus pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- d) pour la montée en régime stabilisé, le régime des rotors doit être stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- e) la masse de l'aéronef à rotors basculants doit être 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 et par la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi et pour les performances minimales spécifiées des moteurs.

13.6.3 Procédure de référence au survol

13.6.3.1 La procédure de référence au survol doit être établie comme suit :

- a) l'aéronef à rotors basculants doit être 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 doit être maintenue pendant toute la procédure de référence au survol ;
- c) la masse de l'aéronef à rotors basculants doit être 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 0.9 VCON et un régime de rotor stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier doivent être maintenus pendant toute la procédure de référence au survol ;

Note. — Aux fins de la certification acoustique, VCON 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 doivent être 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 0.9 VCON ;
 - 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 0.9 VMCP ou 0.9VMO 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.

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

13.6.4 Procédure de référence à l'approche

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

- a) l'aéronef à rotors basculants doit être stabilisé et suit une pente d'approche de 6,0° ;
- b) l'approche doit être 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 doit être 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, doit être maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- e) la masse de l'aéronef à rotors basculants au toucher des roues doit être la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

RAM 5601.13.7 Procédures d'essai

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

13.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit doivent être exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée à la section 13.2.

13.7.3 Les conditions et procédures d'essai doivent être analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques doivent être ramenées aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

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

- 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 doit pas s'écarter 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.

13.7.6 La vitesse anémométrique de l'aéronef à rotors basculants ne doit pas s'écarter de plus de ± 9 km/h (± 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.



13.7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout doit être égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.

13.7.8 L'aéronef à rotors basculants doit passer au maximum à $\pm 10^\circ$ ou ± 20 m (± 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).

13.7.9 La hauteur de l'aéronef à rotors basculants ne doit pas varier durant le survol de plus de ± 9 m (± 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.

13.7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'aéronef à rotors basculants doit être 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.

13.7.11 Les essais doivent être effectués avec un aéronef à rotors basculants dont la masse n'est pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils peuvent 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.

CHAPITRE 14.

**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**

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

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

RAM 5601.14.1 Application

14.1.1 Les normes du présent chapitre, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) 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, sont applicables à :

- a) tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au 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 présent règlement, Chapitre 3, 4 ou 5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du Chapitre 14.

14.1.2 Indépendamment du § 14.1.1, Madagascar 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 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 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.

RAM 5601.14.2 Mesure du bruit

La mesure d'évaluation du bruit doit être le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB.

RAM 5601.14.3 Points de référence de mesure du bruit

14.3.1 Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes ne doivent pas excéder les niveaux maximaux de bruit spécifiés au § 12.4, mesurés aux points spécifiés au Chapitre 3, § 3.3.1, alinéas a), b) et c).

14.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

Les dispositions du Chapitre 3, § 3.3.2, relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliquent.

RAM 5601.14.4 Niveaux maximaux de bruit

14.4.1 Les niveaux maximaux de bruit, déterminés ne doivent pas dépasser les valeurs ci-après :

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.

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.

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.

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 § 14.4.1.1, 14.4.1.2 et 14.4.1.3 ne doit pas être inférieure à 17 EPNdB.

14.4.1.5 Le niveau maximal de bruit à chacun des trois points de mesure ne doit pas être inférieur à 1 EPNdB au-dessous du niveau maximal de bruit autorisé correspondant spécifié aux § 14.4.1.1, 14.4.1.2 et 14.4.1.3.

RAM 5601.14.5 Procédures de référence pour la certification acoustique

Les procédures de référence pour la certification acoustique doivent être celles qui sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.6.

RAM 5601.14.6 Procédures d'essai

Les procédures d'essai doivent être celles qui sont spécifiées au Chapitre 3, § 3.7.

RAM 5601.14.7 Recertification

En ce qui concerne les avions spécifiés au § 14.1.1, alinéa d), la recertification doit être accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au Chapitre 14 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés au § 14.1.1, alinéas a), b) et c).



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 01
Date : 05/05/2017
Page : II.40**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : III.1**

PARTIE III- MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE

Réservée



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : III.2**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : IV.1**

PARTIE IV- ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS

Réservée



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : IV.2**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



PARTIE V- APPROCHE ÉQUILBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT

1. 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 de la présente Annexe), la planification et la gestion de l'utilisation des terrains, les procédures opérationnelles d'atténuation du bruit et les restrictions de l'exploitation, en vue d'attaquer le problème du bruit aussi économiquement que possible.
2. Des procédures d'exploitation à moindre bruit ne doivent pas être prescrites que si l'autorité chargée de la réglementation établit, sur la base d'études et de consultations appropriées, qu'il existe un problème de bruit.
3. Les procédures d'exploitation à moindre bruit doivent être élaborées en coopération avec des exploitants qui utilisent l'aérodrome concerné.



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : V.2**

PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE



ANNEXE 1 CERTIFICAT ACOUSTIQUE



AVIATION CIVILE DE MADAGASCAR

ACM

LOGO ACM	AVIATION CIVILE DE MADAGASCAR		3. Numéro de document :		
2. CERTIFICAT ACOUSTIQUE					
4. Marques de nationalité et d'immatriculation	5. Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur :		6. Numéro de série de l'aéronef :		
7. Moteur :		8. Hélice :*			
9. Masse maximale au décollage :	10. Masse maximale à l'atterrissage :		11. Norme de certification acoustique :		
12. Modifications supplémentaires introduites en vue de la conformité avec les normes applicables de certification acoustique :					
13. Niveau de bruit latéral/plein e puissance :*	14. Niveau de bruit à l'approche :*	15. Niveau de bruit au survol :*	16. Niveau de bruit au survol :*	17. Niveau de bruit au décollage :*	
Observations :					
18. Le présent certificat acoustique est délivré conformément aux dispositions de l'Annexe 16, Volume I, à la Convention relative à l'aviation civile internationale, pour l'aéronef mentionné ci-dessus, qui est jugé conforme à la norme acoustique indiquée, à condition d'être entretenu et exploité dans le respect des spécifications et limitations d'exploitation pertinentes.					



Aviation Civile de Madagascar

**Règlement Aéronautique de Madagascar
relatif à la protection de l'environnement
(bruit)
RAM 5601**

**Édition : 02
Amendement : 00
Date : 18/07/2016
Page : ANN.2**