

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Ministère de la transition écologique et
de la cohésion des territoires

Arrêté du portant classification des avions légers selon leur indice de performance sonore

NOR : TREA2327144A

Publics concernés : propriétaires d'avions légers.

Objet : le présent arrêté établit une nouvelle classification des avions légers selon leur indice de performance sonore (CALIPSO).

Entrée en vigueur : l'arrêté entre en vigueur le lendemain de sa publication au Journal officiel de la République française.

Notice : l'arrêté abroge l'arrêté du 11 juin 2013 portant classification des avions légers selon leur indice de performance sonore. Il établit une nouvelle classification des avions légers selon un indice de performance sonore. Les avions légers sont ainsi répartis en cinq classes différentes (A+, A, B, C et D) en fonction d'un indice de performance sonore dont les modalités d'obtention figurent en annexe du présent arrêté.

Références : le texte peut être consulté sur le site Légifrance – <https://www.legifrance.gouv.fr>

Le ministre de la transition écologique et de la cohésion des territoires,

Vu le règlement (UE) n° 748/2012 de la Commission du 3 août 2012 modifié établissant des règles d'application pour la certification de navigabilité et environnementale des aéronefs et produits, pièces et équipements associés, ainsi que pour la certification des organismes de conception et de production ;

Vu l'arrêté du 21 décembre 2021 relatif aux documents de navigabilité des aéronefs ;

Vu les observations formulées lors de la consultation du public organisée du XX au XX XXXXX 2024 en application de l'article L. 123-19-1 du code de l'environnement,

Arrête :

Article 1^{er}

Au sens du présent arrêté, on entend par :

– Avion léger : un avion équipé d'un ou plusieurs moteurs à pistons, dont la masse maximale au décollage est inférieure à 8 618 kg. Il s'agit :

- soit d'un avion muni d'un certificat de navigabilité ou d'un certificat de navigabilité restreint au sens du règlement (UE) n° 748/2012 susvisé, annexe I, partie 21 ;
- soit d'un avion muni d'un certificat de navigabilité, d'un certificat de navigabilité restreint, ou d'un certificat de navigabilité spécial, au sens des articles 3 et 4 de l'arrêté du 21 décembre 2021 relatif aux documents de navigabilité des aéronefs.

– Indice de performance sonore : un indice traduisant la performance acoustique de l'avion léger. Plus sa valeur est élevée, plus l'avion est silencieux.

Article 2

La définition et les modalités d'obtention de l'indice de performance sonore sont fixées par l'annexe au présent arrêté.

Article 3

Les avions légers peuvent être classés dans l'une des cinq classes suivantes :

- Classe A+ : avions dont l'indice de performance sonore est égal ou supérieur à 90 ;
- Classe A : avions dont l'indice de performance sonore est égal ou supérieur à 60 et inférieur à 90 ;
- Classe B : avions dont l'indice de performance sonore est égal ou supérieur à 30 et inférieur à 60 ;
- Classe C : avions dont l'indice de performance sonore est égal ou supérieur à 0 et inférieur à 30 ;
- Classe D : avions dont l'indice de performance sonore est inférieur à 0.

La classe des avions répertoriés est consultable à l'adresse suivante :
« <https://www.ecologie.gouv.fr/calipso-classification-sonore-avions-legers> ».

Article 4

L'avion léger, dont l'attestation de classification délivrée avant l'entrée en vigueur du présent arrêté mentionne un indice de performance sonore égal ou supérieur à 90, est considéré appartenir à la classe A+.

Article 5

L'arrêté du 11 juin 2013 portant classification des avions légers selon leur indice de performance sonore est abrogé.

Article 6

La référence à l'arrêté du 11 juin 2013 susvisé est remplacée par la référence au présent arrêté dans tous les arrêtés et les actes en vigueur.

Article 7

Le directeur général de l'aviation civile est chargé de l'exécution du présent arrêté, qui sera publié au Journal officiel de la République française.

Fait, le

Pour le ministre et par délégation :
Le directeur général de l'aviation civile,
D. CAZÉ

**ANNEXE A L'ARRETE PORTANT CLASSIFICATION DES AVIONS LEGERS SELON LEUR
INDICE DE PERFORMANCE SONORE**

Table des matières

Modalités de classification d'un avion

Protocole de mesure CALIPSO

1	CHAMP D'APPLICATION	3
2	ÉVALUATION DU BRUIT.....	3
3	PROCÉDURE D'ESSAI ET DE MESURE	3
4	SURVOLS DE RÉFÉRENCE.....	6
4.1	Avions dont la masse est supérieure à 490 kg	8
4.1.1	Avions équipés d'une hélice dont le calage est fixe ou réglable au sol	8
4.1.2	Avions équipés d'hélice à calage variable	9
4.2	Avions dont la masse est inférieure à 490 kg	10
5	APPAREILLAGE DE MESURE	11
5.1	Sonomètre et système de calibrage	11
5.1.1	Classe de précision.....	11
5.1.2	Caractéristiques de pondération	11
5.1.3	Mémorisation du niveau maximal de pression acoustique pondérée.....	11
5.1.4	Vérifications sur site.....	11
5.2	Station météorologique	11
5.3	Dispositif de mesure de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef.....	11
5.4	Tachymètre	12
6	CONDITIONS D'ESSAI	12
6.1	Point de mesure du bruit	12
6.2	Conditions météorologiques	12
6.3	Bruit résiduel.....	13
7	DÉTERMINATION DE L'INDICE DE PERFORMANCE (IP)	13
7.1	Modélisation des niveaux de bruit mesurés.....	13
7.2	Majoration des niveaux de pression acoustique	14
7.3	Discrétisation de la courbe de régression majorée.....	14

7.4	Indice de performance non corrigé (IP_{NC}).....	14
7.5	Indice de Performance (IP).....	14
8	CORRECTIONS DES RÉSULTATS D’ESSAI	15
9	COMMUNICATION DES DONNÉES	15
	APPENDICE – MÉTHODES ET CALCULS.....	18
1	CORRECTION DE HAUTEUR ($\Delta 1$).....	18
2	CORRECTION DU NOMBRE DE MACH PÉRIPHÉRIQUE DE L’HÉLICE ($\Delta 2$).....	18
2.1	Calcul du nombre de Mach périphérique de l’hélice	18
2.2	Avions à calage fixe et réglable au sol	18
2.3	Avions équipés d’hélice à calage variable	19
3	CORRECTION DE PUISSANCE ($\Delta 3$).....	19
3.1	Avions à calage fixe et réglable au sol	19
3.2	Avions équipés d’hélice à calage variable	19
4	CORRECTION DE PERFORMANCES AU DÉCOLLAGE ET EN MONTÉE	20
5	RELATION ENTRE VITESSES INDIQUÉES ET VITESSES CONVENTIONNELLES.....	20
6	MÉTHODE DE CALCUL DES INTERVALLES DE CONFIANCE À 90 %	21
7	CALCUL DE LA HAUTEUR ET DE L’ÉCART LATÉRAL DE L’AÉRONEF EN VOL.....	24
8	CALCUL DE LA VITESSE VRAIE	24
9	CALCUL DE LA VITESSE DU SON EN FONCTION DE LA HAUTEUR.....	25
10	CALCUL DE LA TEMPÉRATURE ABSOLUE EN FONCTION DE LA HAUTEUR.....	25
11	CALCUL DE LA DENSITÉ DE L’AIR DANS LES CONDITIONS DE TEST	25
	INDEX.....	26

Modalités de classification d'un avion

Le postulant désireux de faire classer son avion suit la procédure suivante :

1. Il formule sa demande de classification auprès de la DGAC sur la rubrique CALIPSO du site internet du ministère chargé des transports.
2. La DGAC détermine la méthode de classification :
 - a) Soit la classification de l'avion est établie par rapprochement avec un avion déjà classé et présentant des caractéristiques acoustiques identiques ou très similaires,
 - b) Soit la classification de l'avion nécessite des mesures acoustiques. Pour ce faire le postulant s'adresse au service technique de l'aviation civile (STAC), ou à tout autre laboratoire acoustique référencé par la DGAC. Le laboratoire remet à la DGAC (bureau de la performance environnementale des aéronefs de la direction du transport aérien) un rapport de mesures acoustiques pour examen et approbation.
3. La DGAC délivre au postulant une attestation de classification, ainsi que le rapport de mesures acoustiques, et renseigne la base de données publique CALIPSO.

Protocole de mesure CALIPSO

1 CHAMP D'APPLICATION

Les dispositions du présent protocole sont applicables aux avions qui répondent à l'ensemble des trois critères suivants :

- leur masse maximale au décollage certifiée n'excède pas 8 618 kg ;
- ils sont équipés de moteur(s) à pistons ;
- ils relèvent du champ de compétence de l'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA) ou de la Direction générale de l'aviation civile (DGAC).

Les ultras légers motorisés (ULM) ne sont pas concernés par ce protocole.

2 ÉVALUATION DU BRUIT

L'évaluation du bruit est caractérisée par le niveau maximal de pression acoustique avec la pondération en fréquence A et la pondération temporelle LENTE (LpA).

3 PROCEDURE D'ESSAI ET DE MESURE

L'avion effectue une série de passages en palier à la verticale du point de mesure acoustique.

Pour chaque survol, le niveau maximal de pression acoustique (LpA) TEST est recueilli. La figure 3-1 illustre un exemple d'évolution temporelle du niveau de pression acoustique et la valeur maximale retenue.

Le niveau maximal de pression acoustique mesuré (LpA) TEST est corrigé afin d'obtenir le niveau de pression acoustique (LpA) REF dans les conditions de référence. Une courbe de régression polynomiale est déterminée à partir des couples ((LpA) REF; RPM) pour les avions équipés d'hélice à calage fixe et des couples ((LpA) REF; Pa) ou ((LpA) REF;

%puissance) pour les avions équipés d'hélice à calage variable. Les niveaux de pression acoustique issus de la courbe de régression sont désignés (LpA) REG.

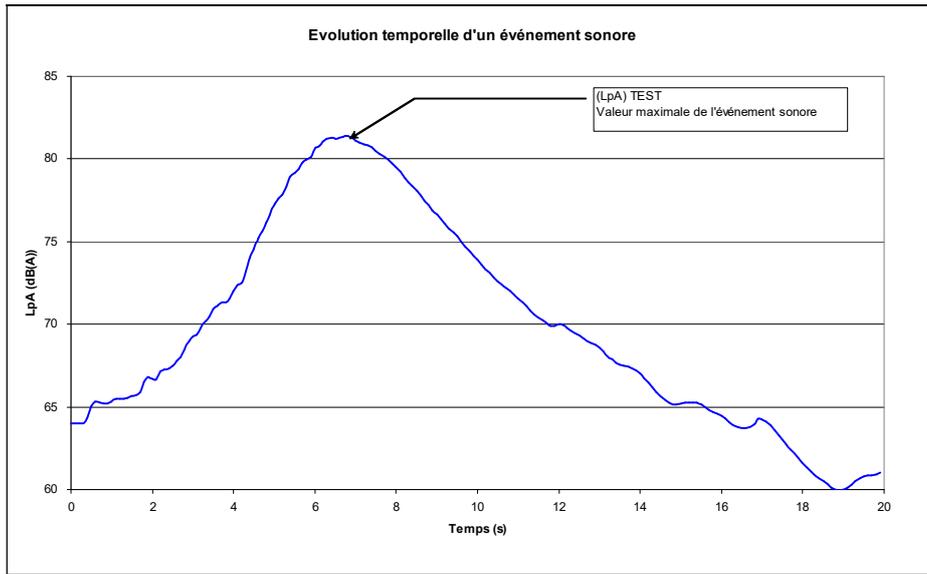


Figure 3-1

Les niveaux de pression acoustique de la courbe de régression (LpA) REG sont majorés de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90 %.

Note : la courbe de régression (LpA) REG majorée révèle le niveau maximal de pression acoustique qui peut être observé.

Les figures ci-dessous illustrent des exemples fictifs de l'expression du niveau de pression acoustique LpA en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice pour un avion muni d'une hélice à calage fixe (figure 3-2), en fonction de la pression d'admission (Pa) ou du pourcentage de puissance moteur (%puissance) pour un avion muni d'une hélice à calage variable (figure 3-3). Sont également présentées les courbes (LpA) REG et (LpA) REG majorée de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90 %.

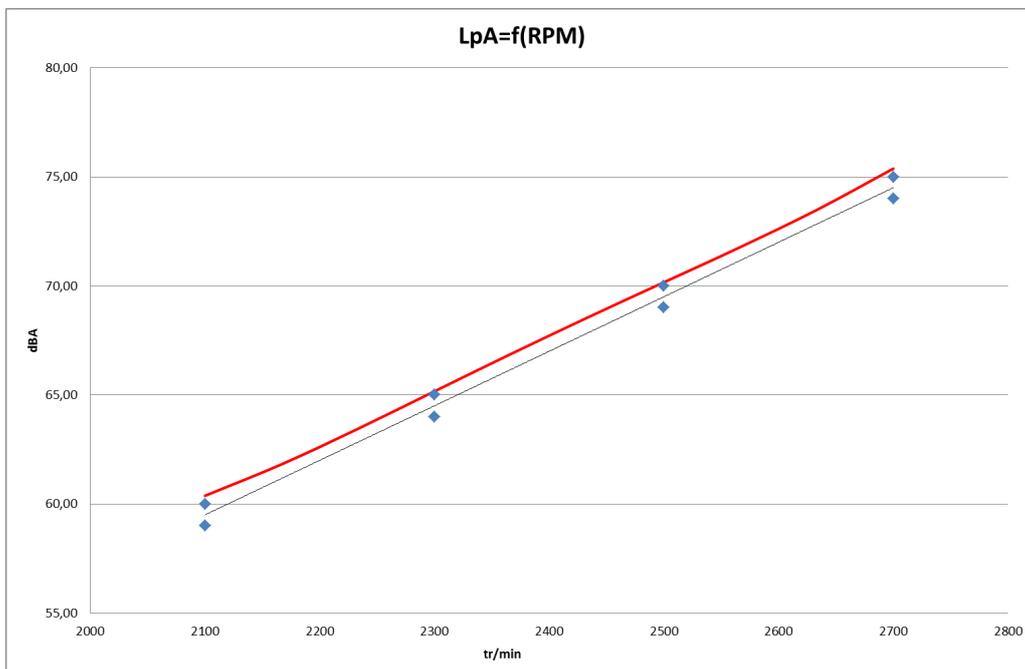


Figure 3-2

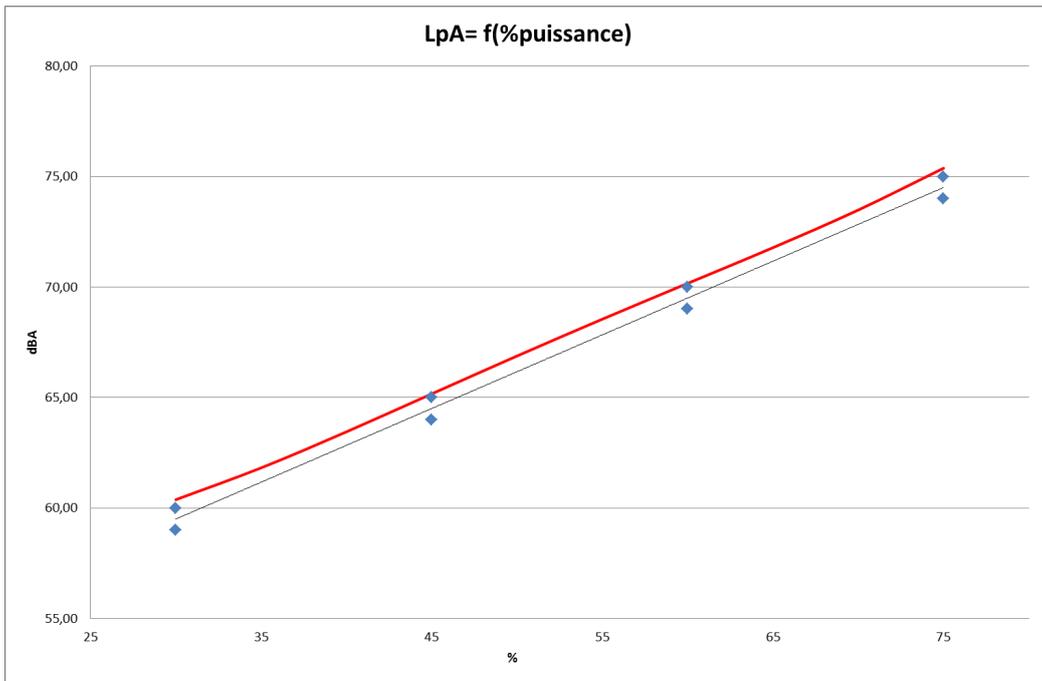


Figure 3-3

La courbe (LpA) REG majorée est ensuite discrétisée en dix points qui sont comparés à 70 dB(A). La somme des écarts entre 70 dB(A) et les niveaux sonores associés aux points de la courbe (LpA) REG majorée est égale à l'indice de performance sonore non corrigé, IP_{NC}.

Note : il est considéré qu'un niveau sonore de 68 dB(A) force l'arrêt d'une conversation entre deux personnes situées à 1 mètre l'une de l'autre. Ce niveau est majoré de 2 dB(A) pour tenir compte de la différence entre la hauteur moyenne de l'avion dans le circuit de piste (1 000 ft) et la hauteur de référence pour les essais (800 ft). Cet abaissement de la hauteur de vol lors de la mesure a pour but de garantir une émergence suffisante du bruit de l'avion par rapport au bruit résiduel, en particulier pour les survols opérés à faible vitesse.

Les figures suivantes illustrent des exemples fictifs de détermination de l'indice de performance sonore non corrigé pour un avion équipé d'une hélice à calage fixe (figure 3-4), pour un avion équipé d'une hélice à calage variable piloté avec la pression d'admission (Pa) ou avec le pourcentage de puissance moteur (%puissance) (figure 3-5).

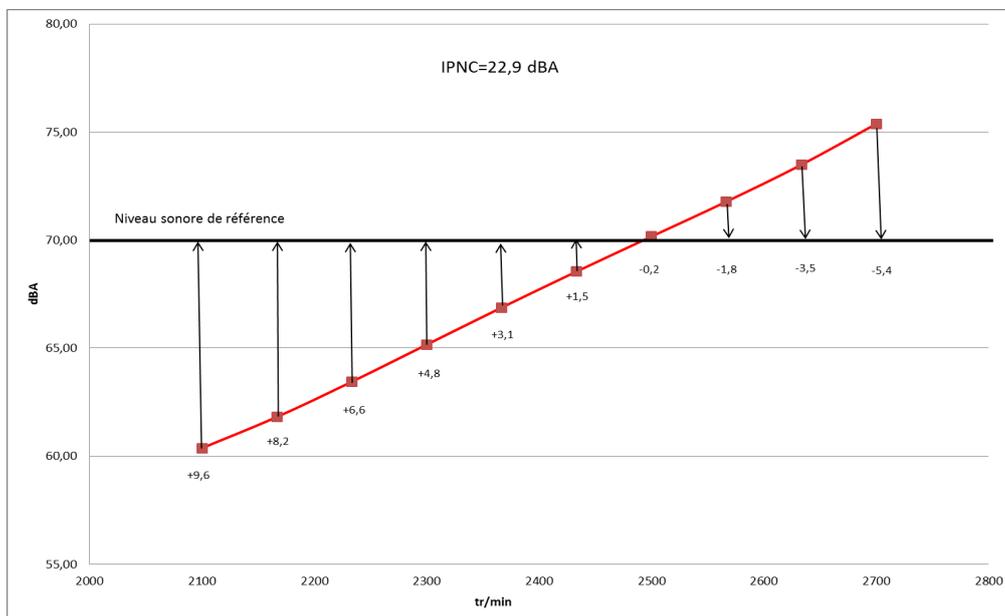


Figure 3-4

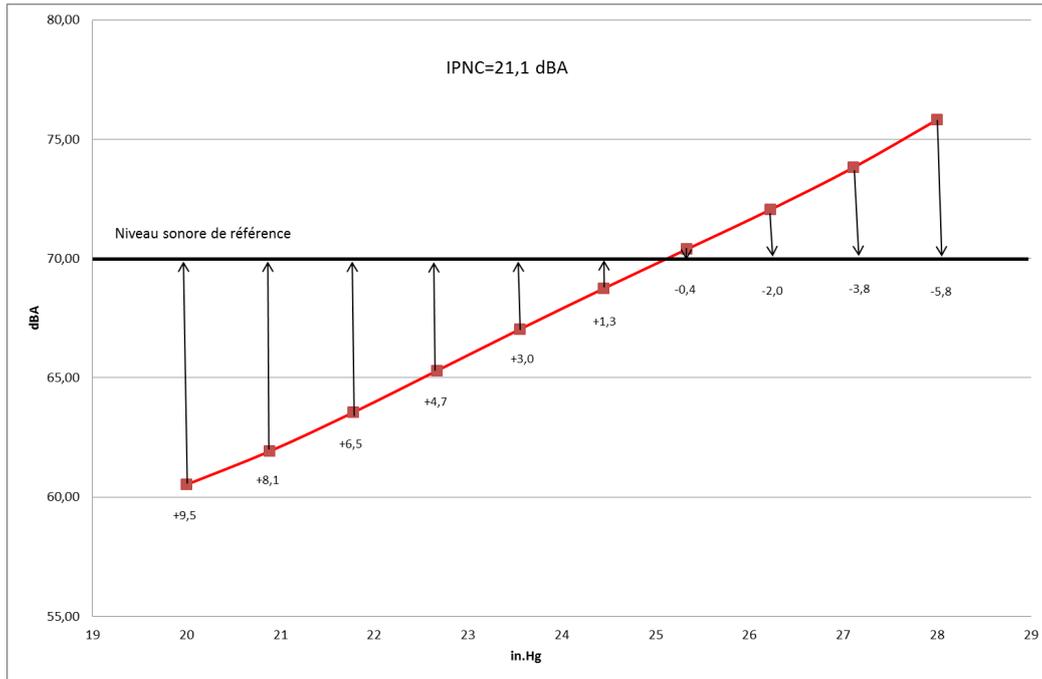


Figure 3-5

L'indice de performance sonore IP_{NC} est corrigé pour tenir compte du fait que les avions à performances plus élevées peuvent monter suivant une pente plus abrupte et voler dans le circuit en affichant un régime moins élevé. L'Indice de Performance sonore de l'avion (IP) est l'indice de performance sonore IP_{NC} corrigé.

4 SURVOLS DE REFERENCE

La hauteur de l'avion lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone est de 800 ft (243,8 m) par rapport au sol.

Note : la hauteur fixée à 800 ft a pour but de garantir une émergence suffisante du bruit de l'avion par rapport au bruit résiduel. Pour certains survols, cette hauteur peut s'avérer trop élevée. Elle pourra donc être abaissée sans toutefois être inférieure à 640 ft (195 m).

Les conditions atmosphériques de référence sont les suivantes :

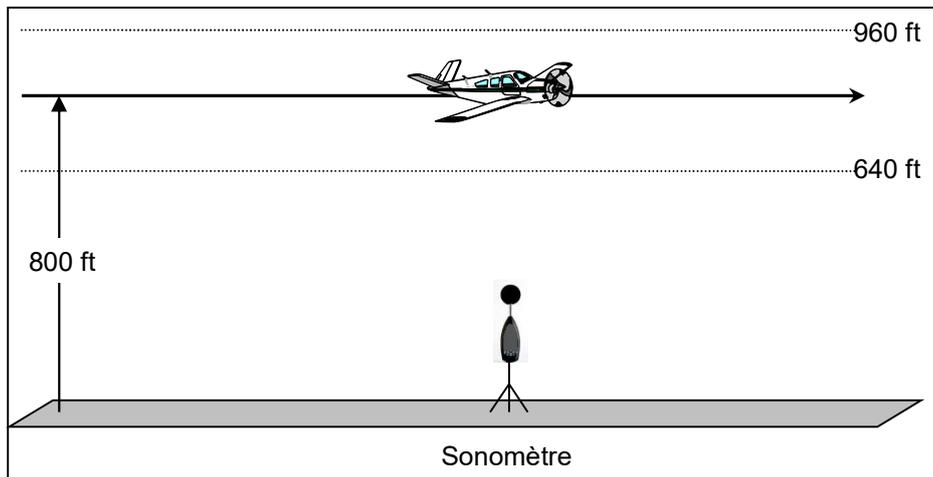
- pression atmosphérique au niveau de la mer : 1013,25 hPa,
- température de l'air ambiant : 15 °C,
- humidité relative : 70 %,
- vent nul.

Survols d'essai

L'avion survole le point de mesure acoustique à une hauteur comprise entre 640 ft (195 m) et 960 ft (293 m).

La hauteur de l'avion est mesurée lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone.

Protocole de mesure CALIPSO



L'avion survole le point de mesure de bruit à $\pm 10^\circ$ de la verticale. La mesure s'effectue dans la portion du cône représenté en figure 5-1.

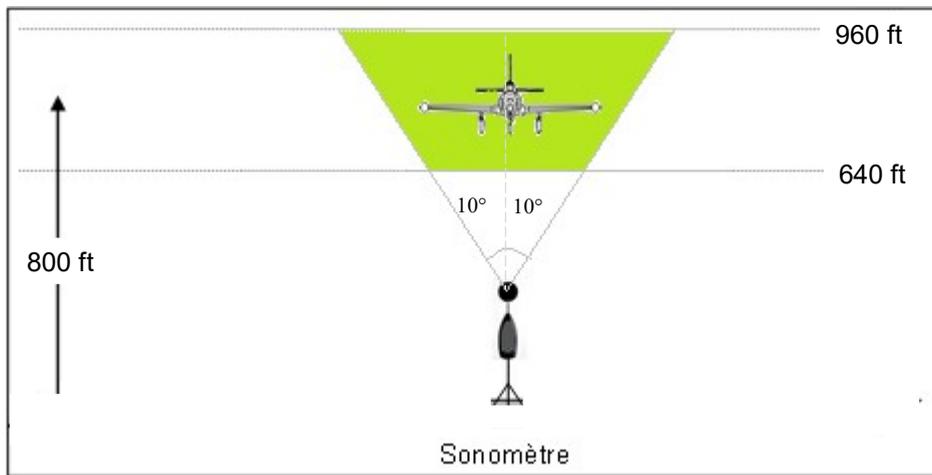


Figure 5-1

Note : dans un souci de simplification il est considéré que la longueur du trajet du bruit, dans les conditions de mesure, est égale à la hauteur de passage de l'avion lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone.

Au début du programme d'essai en vol, la masse de l'avion est égale à la masse maximale au décollage, et est rétablie à cette valeur après 90 minutes de vol.

Note : atteindre précisément la masse maximale au décollage peut présenter une difficulté pratique. Par conséquent, la masse de l'avion peut être moindre sans toutefois atteindre une valeur inférieure à 95 % de la masse maximale au décollage certifiée.

Durant les essais, différentes configurations de vol sont demandées au pilote. Il doit voler à la puissance maximale continue et à basse vitesse ($1,45 V_s$).

Pour des raisons de sécurité, notamment pour les avions dont les données de performance ne sont pas certifiées, une vérification de la stabilité du vol en palier à $1,45 V_s$ est nécessaire.

5 AVIONS DONT LA MASSE EST SUPERIEURE A 490 KG

6 Avions équipés d'une hélice dont le calage est fixe ou réglable au sol

Une hélice dont le calage est réglable au sol offre la possibilité de choisir un calage avant le vol selon l'usage de l'avion, (par exemple croisière, entraînement), ou de la densité de l'air ambiant.

7 **Hélice à calage fixe**

Les survols sont réalisés en palier, en lisse et trains rentrés si ceux-ci sont escamotables à l'exception de ceux opérés à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage qui, pour des raisons de sécurité, peuvent être réalisés trains sortis. Ces derniers survols sont réalisés en lisse ou avec le braquage des volets le plus faible si la vitesse de décrochage en lisse ne figure pas dans le manuel de vol. La taille de l'échantillon pour chacune des conditions citées ci-après est d'au moins deux mesures :

- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu⁽¹⁾,
- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale continue, diminuée de I_{RPM} ,
- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale continue, diminuée de $2 \times I_{RPM}$,
- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage⁽¹⁾.

L'intervalle de vitesse de rotation de l'hélice entre deux séries de mesure (I_{RPM}) est égal à 1/3 de la différence entre la vitesse de rotation de l'hélice la plus élevée et la vitesse de rotation de l'hélice la plus faible qui est mesurée lors des essais.

⁽¹⁾La vitesse de rotation de l'hélice associée à la puissance maximale continue et la vitesse de décrochage figurent dans le manuel de vol.

Note : les consignes de vitesse communiquées au pilote sont exprimées en vitesse indiquée. La conversion des vitesses indiquées en vitesses conventionnelles est décrite dans l'appendice.

8 **Hélice à calage réglable au sol**

Après avoir fixé un angle de calage, l'avion se comporte en vol comme un avion muni d'une hélice à calage fixe. Le protocole de mesure est donc identique à celui d'un avion muni d'une hélice à calage fixe.

Les essais sont réalisés pour chaque calage d'hélice choisi par le postulant. Un indice de performance est associé à chacune des configurations.

Note : certains avions ont la possibilité de choisir entre les positions « grand pas » ou « plein petit pas » en vol. Ces avions seront mesurés en fixant le calage sur « plein petit pas » selon le protocole de mesure hélice à calage fixe.

9 Avions équipés d'hélice à calage variable

10 Avions munis d'une manette de réglage de la pression d'admission

Les survols sont réalisés en palier, en lisse et trains rentrés si ceux-ci sont escamotables à l'exception de ceux opérés à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage. Pour des raisons de sécurité, il est souhaitable de réaliser ces survols trains sortis, en lisse ou avec le braquage des volets le plus faible si la vitesse de décrochage en lisse, trains sortis ne figure pas dans le manuel de vol. La taille de l'échantillon pour chacune des conditions citées ci-après est d'au moins trois mesures :

- pression d'admission correspondant à $P_{a_m}^{(1)}$,
- pression d'admission correspondant à P_{a_m} diminuée de I_{pa} ,
- pression d'admission correspondant à P_{a_m} diminuée de $2 \times I_{pa}$,
- pression d'admission correspondant à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage ⁽¹⁾.

P_{a_m} est la valeur de la pression d'admission du moteur associée à 75 % à ± 3 % de la puissance dans les conditions suivantes :

- ✓ altitude pression à 2 000 ft (609,6 m),
- ✓ température standard à cette altitude (11 °C),
- ✓ régime moteur maximal associé à 75 %, indiqué dans le manuel de vol ⁽²⁾.

Si plusieurs valeurs de pression d'admission sont indiquées, alors la valeur la plus proche de 75 % est retenue.

L'intervalle de pression d'admission entre deux séries de mesure (I_{pa}) est égal à 1/3 de la différence entre la pression d'admission P_{a_m} et la pression d'admission correspondant à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage.

⁽¹⁾La pression d'admission correspondant à P_{a_m} ainsi que la vitesse de décrochage figurent dans le manuel de vol.

⁽²⁾Lors des passages effectués à P_{a_m} , le régime moteur ne doit pas s'écarter de plus de 50 rpm de la valeur fixée dans le manuel de vol.

Note 1 : lors de l'essai, le pilote agit uniquement sur la position de la manette de pression d'admission (P_a). Le pilote ne doit plus agir sur la position de la manette de pas. Par convention, la manette de pression d'admission est de couleur noir et la manette de pas est de couleur bleue.

Note 2 : les consignes de vitesse communiquées au pilote sont exprimées en vitesse indiquée. La conversion des vitesses indiquées en vitesses conventionnelles est décrite dans l'appendice.

La figure 5.2.1-1 est un extrait d'une page de manuel de vol sur lequel est indiquée la valeur de la pression d'admission P_{a_m} qu'il convient de retenir, en l'occurrence à 23 in.Hg.

Protocole de mesure CALIPSO

PERFORMANCES DE CROISIERE - ALTITUDE PRESSION 2000 ft - 610 m

CONDITIONS : 1406 kg - Mélange appauvri recommandé - Volets de capot fermés.

RE-GIME	P. A.	20° EN DESSOUS DE LA TEMPERATURE STANDARD - 9° C					TEMPERATURE STANDARD 11° C					20° AU-DESSUS DE LA TEMPERATURE STANDARD 31° C								
		PUISSANCE %	VITESSE PROPRE		CONSOM.		PUISSANCE %	VITESSE PROPRE		CONSOM.		PUISSANCE %	VITESSE PROPRE		CONSOM.					
t/mn	in.Hg	%	km/h	kt	MPH	US gal	l.	%	km/h	kt	MPH	US gal	l.	%	km/h	kt	MPH	US gal	l.	
FIGURE 5-7 (1/6)	2400	23	74	265	143	165	13,3	50,7	76	274	148	170	13,6	51,5	73	276	149	171	13,2	50,0
		22	69	259	140	161	12,4	46,9	67	261	141	162	12,0	45,4	64	263	142	163	11,6	43,9
		20	64	252	136	157	11,6	43,9	62	254	137	158	11,3	42,8	60	256	138	159	10,9	41,3
	2300	23	75	269	145	167	13,5	51,1	72	271	146	168	13,1	49,6	70	272	147	169	12,6	47,7
		22	71	261	141	162	12,7	48,1	68	263	142	163	12,3	46,6	66	265	143	165	11,9	45,0
		21	66	254	137	158	11,9	45,0	64	256	138	159	11,5	43,5	62	258	139	160	11,2	42,4
	2200	20	61	248	134	154	11,2	42,4	59	250	135	155	10,8	40,9	57	250	135	155	10,5	39,7
		23	72	263	142	163	12,9	48,8	69	265	143	165	12,5	47,3	67	267	144	166	12,1	45,8
		22	67	258	139	160	12,1	45,8	65	259	140	161	11,7	44,3	63	261	141	162	11,4	43,1

Manuel de vol
REIMS/CESSVA FR 182

Figure 5.2.1-1

11 Avions munis d'une manette de réglage du pourcentage de puissance

Les survols sont réalisés en palier, en lisse et trains rentrés si ceux-ci sont escamotables à l'exception de ceux opérés à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage. Pour des raisons de sécurité, il est souhaitable de réaliser ces survols trains sortis, en lisse ou avec le braquage des volets le plus faible si la vitesse de décrochage en lisse, trains sortis ne figure pas dans le manuel de vol. La taille de l'échantillon pour chacune des conditions citées ci-après est d'au moins deux mesures :

- pourcentage de puissance correspondant à 75 %,
- pourcentage de puissance correspondant à 75 % diminuée de I_0 ,
- pourcentage de puissance correspondant à 75 % diminuée de $2 \times I_0$,
- pourcentage de puissance correspondant à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage ⁽¹⁾.

L'intervalle de pourcentage de puissance moteur entre deux séries de mesure (I_0) est égal à 1/3 de la différence entre 75 % et le pourcentage de puissance correspondant à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage.

⁽¹⁾ La vitesse de décrochage figure dans le manuel de vol.

Note : les consignes de vitesse communiquées au pilote sont exprimées en vitesse indiquée. La conversion des vitesses indiquées en vitesses conventionnelles est décrite dans l'appendice.

12 AVIONS DONT LA MASSE EST INFÉRIEURE A 490 KG

Le protocole de mesure concernant ces catégories d'avions ne peut pas être généralisé. Il convient de suivre les lignes directrices des avions dont la masse est supérieure à 490 kg en s'attachant à respecter les trois principes suivants :

- la sécurité du vol, notamment aux basses vitesses,
- l'équité de traitement avec les autres catégories d'avion,
- la stabilité de la source acoustique.

Le plan de mesurage de ces avions, démontrant le respect des critères ci-dessus, doit être validé par la DGAC avant les mesures.

13 APPAREILLAGE DE MESURE

L'appareillage de mesure comporte les éléments suivants :

- un sonomètre muni de sa boule anti-vent,
- un système de calibrage du sonomètre,
- une station météo,
- un dispositif de mesure de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef,
- un tachymètre indépendant des instruments de bord.

Les appareils de mesure sont synchronisés entre eux.

14 SONOMETRE ET SYSTEME DE CALIBRAGE

Les caractéristiques du sonomètre sont conformes aux recommandations de la publication n° 61672-1 de la Commission Electrotechnique Internationale (CEI).

15 Classe de précision

Le sonomètre et son calibre sont approuvés de Classe 1. La dernière vérification périodique ou primitive du couple sonomètre et calibre utilisé lors des essais a été faite dans les deux ans qui précèdent la conduite des essais.

16 Caractéristiques de pondération

Le sonomètre est configuré avec la pondération en fréquence A et la pondération temporelle LENTE désignée S.

17 Mémorisation du niveau maximal de pression acoustique pondérée

Le sonomètre est équipé d'un dispositif de mémorisation du niveau maximal de pression acoustique désigné LASmax. Le sonomètre est configuré pour mémoriser les valeurs LASmax à un intervalle de temps n'excédant pas 1 seconde.

18 Vérifications sur site

Un nombre suffisant de vérifications de calibrage du niveau de pression acoustique est effectué au cours des essais pour garantir l'efficacité acoustique du système de mesures durant toute la durée des essais. Si les valeurs lues lors de deux vérifications successives diffèrent de plus de 0,5 dB les mesurages sont invalidés.

19 STATION METEOROLOGIQUE

Une station de mesure météorologique enregistre la pression atmosphérique, la température, l'humidité, la vitesse et la direction du vent.

La vitesse du vent et sa direction sont mesurées chaque seconde, puis moyennées sur une durée de 30 secondes. Ces valeurs moyennées sont enregistrées chaque seconde pendant le survol du point de mesure acoustique.

20 DISPOSITIF DE MESURE DE LA HAUTEUR ET DE L'ECART LATERAL DE L'AERONEF

La hauteur de l'avion et sa position latérale par rapport à la trajectoire de référence sont déterminées par une méthode indépendante des instruments de bord de l'aéronef.

Elles peuvent être évaluées au moyen d'un appareil photographique (méthode de calcul décrite dans l'appendice), un système DGPS ou par tout autre moyen approuvé par la DGAC.

21 TACHYMETRE

La vitesse de rotation de l'hélice est relevée et enregistrée au moyen d'un appareil indépendant des instruments de bord de l'aéronef.

22 CONDITIONS D'ESSAI

Cette section décrit les conditions dans lesquelles les essais sont effectués. Des corrections peuvent être apportées aux valeurs mesurées en vue de transposer les résultats dans les conditions de référence. Au-delà des limites indiquées, les méthodes de correction ne sont plus adaptées.

23 POINT DE MESURE DU BRUIT

Le point de mesure du bruit est entouré d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son comme celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il ne doit y avoir aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore émis par l'avion à l'intérieur d'un volume conique ayant son sommet au point de mesure, son axe perpendiculaire au sol et un demi-angle au sommet de 75°.

Le microphone est installé de façon que le centre de l'élément détecteur se trouve à 1,2 m (4 ft) au-dessus du sol et orienté pour une incidence du son identique à la direction de référence spécifiée par le constructeur. La position du microphone est dans le plan défini par la trajectoire de vol de référence prévue de l'avion et le point de mesure de bruit.

24 CONDITIONS METEOROLOGIQUES

Les essais sont normalement effectués dans les conditions suivantes :

- absence de précipitation,
- humidité relative comprise entre 30 % et 95 % et température ambiante comprise entre 5°C et 35°C,
- force du vent inférieure ou égale à 10 kt (18,52 km/h) et vent traversier inférieur ou égal à 5 kt (9,26 km/h),
- absence de toute inversion de température, de conditions anormales de vent ou de toutes autres conditions météorologiques anormales qui influeraient sensiblement sur le niveau de bruit mesuré.

Les conditions météorologiques sont relevées dans une zone géographique représentative de celle dans laquelle les mesures de bruit sont effectuées et les mesures sont effectuées à une hauteur comprise entre 1,2 et 10 m.

La température, l'humidité et la pression atmosphérique sont mesurées avant et après l'essai. Ces deux mesures représentent les conditions qui prévalent durant l'essai et au moins l'une d'entre elles est prise à moins de 30 minutes de l'essai.

Pour chaque survol :

- l'instant associé aux grandeurs de pression, de température et d'humidité mesurées est celui du LASmax,
- l'instant associé aux valeurs moyennes de la vitesse du vent et de sa direction est celui du LASmax auquel il est ajouté 15 secondes.

Si les essais ne peuvent être réalisés dans le respect des conditions de température et d'humidité relative mentionnées ci-dessus, alors des corrections pourront être apportées dans le rapport de mesures acoustiques, en s'appuyant sur les recommandations du Volume I de l'annexe 16 à la convention de Chicago. Dans ces cas exceptionnels, les corrections à apporter seront décidées en commun entre la DGAC et le laboratoire de mesures acoustiques.

25 BRUIT RESIDUEL

Le bruit résiduel qui comprend à la fois le fond sonore et le bruit électrique du système de mesure, est observé au point de mesure, le gain étant réglé aux niveaux utilisés pour les mesures du bruit des avions. Le bruit résiduel est représentatif du fond sonore qui existe pendant l'essai de survol.

Les niveaux de pression acoustique des aéronefs sont corrigés pour tenir compte du bruit résiduel :

- si le niveau de pression acoustique de l'aéronef dépasse d'au moins 6 dB(A) le niveau du bruit résiduel, aucune correction n'est appliquée,

Note : en ce qui concerne les survols opérés à basses vitesses, l'avion peut produire un niveau de bruit maximal LASmax insuffisant malgré un faible bruit résiduel. Dans ces conditions, la hauteur de survol est abaissée afin d'obtenir l'émergence requise (différence entre le bruit de l'avion et le bruit résiduel), sans toutefois être inférieure à 640 ft. Les résultats de mesure sont ensuite transposés à la hauteur de référence conformément aux méthodes de corrections décrites dans l'Appendice.

- si le niveau de pression acoustique de l'aéronef dépasse de 3 à 6 dB(A) le niveau du bruit résiduel, la valeur mesurée est corrigée du bruit résiduel par soustraction logarithmique des niveaux,
- si le niveau de pression acoustique de l'aéronef ne dépasse pas d'au moins 3 dB(A) le niveau du bruit résiduel, une procédure adaptée est soumise à l'approbation de la DGAC.

26 DETERMINATION DE L'INDICE DE PERFORMANCE (IP)

27 MODELISATION DES NIVEAUX DE BRUIT MESURES

Une courbe de régression polynomiale est déterminée à partir des couples ((LpA) REF; RPM) pour les avions équipés d'hélice dont le calage est fixe et des couples ((LpA) REF; Pa) ou ((LpA) REF; %puissance) pour les avions équipés d'hélice dont le calage est variable. Les niveaux de pression acoustique issus de la courbe de régression sont désignés (LpA) REG.

L'ordre de la courbe de régression polynomiale est celui qui traduit le mieux le phénomène physique observé.

28 MAJORATION DES NIVEAUX DE PRESSION ACOUSTIQUE

Les niveaux de pression acoustique de la courbe de régression (LpA) REG sont majorés de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90 %. Cette nouvelle courbe est nommée (LpA) REG majorée.

29 DISCRETISATION DE LA COURBE DE REGRESSION MAJOREE

La courbe (LpA) REG majorée est discrétisée en dix points uniformément répartis sur la courbe.

Le premier point correspond au niveau sonore associé selon les cas :

- à la vitesse de rotation de l'hélice lorsque l'avion vole à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle de décrochage pour la configuration définie au paragraphe 5.1.1 pour les avions équipés d'hélice à calage fixe ou réglable au sol,
- à la pression d'admission lorsque l'avion vole à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle de décrochage pour la configuration définie au paragraphe 5.2.1 pour les avions équipés d'hélice à calage variable munis d'une manette de réglage de la pression d'admission du moteur,
- au pourcentage de puissance lorsque l'avion vole à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle de décrochage pour la configuration définie au paragraphe 5.2.2 pour les avions équipés d'hélice à calage variable munis d'une manette de réglage du pourcentage de puissance moteur.

Le dernier point, correspond au niveau sonore associé selon les cas :

- à la vitesse de rotation de l'hélice lorsque l'avion vole à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu, pour les avions équipés d'hélice à calage fixe ou réglable au sol,
- à la pression d'admission P_{a_m} , pour les avions équipés d'hélice à calage variable munis d'une manette de réglage de la pression d'admission du moteur,
- à 75 % de puissance, pour les avions équipés d'hélice à calage variable munis d'une manette de réglage du pourcentage de puissance moteur.

30 INDICE DE PERFORMANCE NON CORRIGE (IP_{NC})

Les dix points issus de la discrétisation sont comparés au niveau sonore de référence de 70 dB(A). L'indice de performance sonore non corrigé est égal à la somme algébrique des écarts entre le niveau sonore de référence et chacun des dix points de la courbe (LpA) REG majorée.

31 INDICE DE PERFORMANCE (IP)

Les avions avec des performances plus élevées décollent plus rapidement selon une pente plus abrupte. Une correction dite « de performance au décollage et en montée », $\Delta Perf$, est alors ajoutée à l' IP_{NC} de l'avion selon la formule :

$$IP = IP_{NC} + \Delta Perf$$

La méthode de détermination de $\Delta Perf$ est décrite dans l'appendice.

32 CORRECTIONS DES RESULTATS D'ESSAI

Lorsque les conditions des essais s'écartent des conditions décrites au paragraphe 6.2, des corrections sont appliquées aux valeurs de bruit mesurées.

Les corrections tiennent compte des effets :

- des différences entre les conditions météorologiques d'essai et les conditions de référence sur l'absorption atmosphérique,
- de la différence de trajet du bruit sur la trajectoire de vol réelle de l'avion et la trajectoire de référence,
- de la différence de nombre de Mach périphérique de l'hélice entre les conditions d'essai et celles de référence,
- de la différence de puissance du moteur entre les conditions d'essai et celles de référence.

Pour chaque survol, on obtient le niveau de bruit dans les conditions de référence $(LpA)_{REF}$ en ajoutant au niveau de bruit de l'essai, $(LpA)_{TEST}$, des incréments déduits des conditions de référence.

$$(LpA)_{REF} = (LpA)_{TEST} + \Delta(M) + \Delta 1 + \Delta 2 + \Delta 3$$

où :

- $\Delta(M)$ est l'ajustement destiné à tenir compte des variations de l'absorption atmosphérique entre les conditions d'essai et les conditions de référence. Si les conditions d'essai sont les conditions météorologiques décrites au paragraphe 6.2, alors aucun ajustement n'est nécessaire et $\Delta(M) = 0$.
- $\Delta 1$ est l'ajustement destiné à tenir compte de l'effet de variation de la distance de propagation,
- $\Delta 2$ est l'ajustement destiné à tenir compte du nombre de Mach périphérique de l'hélice,
- $\Delta 3$ est l'ajustement destiné à tenir compte de la puissance du moteur. Cette correction n'est pas appliquée aux avions équipés d'une hélice à calage fixe.

Les méthodes de détermination de ces corrections sont décrites dans l'appendice.

33 COMMUNICATION DES DONNEES

Le compte rendu contient les renseignements suivants :

- l'immatriculation, le type, le modèle et le numéro de série de l'avion, les références des moteurs et des hélices, et, selon le cas, l'angle du calage du pas par rapport au plateau pour les pas réglables au sol,
- le descriptif des caractéristiques du dispositif atténuateur de bruit pour l'avion équipé,
- toute modification ou tout équipement facultatif qui pourrait influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'avion,
- la masse maximale au décollage, la vitesse conventionnelle de décrochage, vitesse indiquée correspondant à 1,45 fois la vitesse conventionnelle de décrochage et la configuration de l'avion associée, la vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu pour les avions équipés

d'hélice à calage fixe, la P_{a_m} pour les avions équipés d'hélice à calage variable, le diamètre de l'hélice,

- les données de performance de l'avion :
 - D15 est la distance de décollage aux 15 m, à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage (piste en dur) exprimée en mètre,
 - R/C est la vitesse ascensionnelle optimale, à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage exprimée en mètre par seconde,
 - V_y est la vitesse de montée correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage exprimée en mètre par seconde,

- pour chaque survol du point de mesure :
 - la hauteur et l'écart latéral de l'avion à la verticale du point de mesure,
 - la vitesse indiquée V(IAS), la vitesse vraie V(TAS),
 - le régime moteur en nombre de tours par minute,
 - selon le cas, la pression d'admission exprimée en unité de mercure ou le pourcentage de puissance moteur exprimé en pourcentage,
 - la température de l'air à la hauteur de survol,

Note : cette température est déterminée à partir de la température relevée au point de mesure, partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur, du gradient vertical de la température, méthode décrite dans l'appendice.

- le type d'équipement utilisé pour les mesures acoustiques et météorologiques,
- les données météorologiques ambiantes, mesurées pendant la période d'essai au point de mesure comprenant :
 - la température de l'air et l'humidité relative,
 - la vitesse et la direction du vent,
 - la pression atmosphérique,

- une description de la topographie locale.

En vue d'exprimer la performance acoustique de l'avion, le compte rendu comporte :

- le niveau de pression acoustique mesuré (LpA) TEST, les corrections apportées $\Delta 1$, $\Delta 2$ et $\Delta 3$, le niveau de pression acoustique corrigé (LpA) REF, la vitesse de rotation de l'hélice et pour les appareils équipés d'hélice à calage variable, la pression d'admission ou le pourcentage de puissance pour chaque survol,
- l'expression mathématique des courbes de régression polynomiales,
- une représentation graphique de l'expression des niveaux de pression acoustique (LpA) REF, (LpA) REG, et (LpA) REG majorée en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice pour les avions équipés d'hélice à calage fixe et en fonction de la pression d'admission ou du pourcentage de puissance moteur pour les avions équipés d'hélice à calage variable,
- une représentation graphique de la discrétisation en 10 points de la courbe (LpA) REG majorée,
- les valeurs des indices de performance IP_{NC} et IP.

Note : aucun résultat d'essai n'est écarté des calculs, sauf indication contraire de la DGAC.

APPENDICE – METHODES ET CALCULS

1 CORRECTION DE HAUTEUR ($\Delta 1$)

L'ajustement destiné à tenir compte de l'effet de variation de la distance de propagation est déterminé selon la formule :

$$\Delta 1 = 22 \times \log_{10} \left(\frac{H^T}{H^R} \right)$$

où H^T et H^R sont respectivement les hauteurs de Test et de Référence de l'aéronef, en mètre, $H^R = 243,84$ m.

2 CORRECTION DU NOMBRE DE MACH PERIPHERIQUE DE L'HELICE ($\Delta 2$)

3 CALCUL DU NOMBRE DE MACH PERIPHERIQUE DE L'HELICE

M^T et M^R sont respectivement les valeurs du nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions d'essai et les conditions de référence.

$$M^T = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + TAS_T^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{c^T} \quad M^R = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + TAS_R^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{c^R}$$

où

- D est le diamètre de l'hélice exprimé en mètre,
- TAS_T et TAS_R sont respectivement les vitesses vraies de l'avion exprimées en mètre par seconde dans les conditions d'essai et de référence,
- N est la vitesse de l'hélice exprimée en tour par minute,
- c^T est la vitesse du son, à l'altitude de l'avion, exprimée en mètre par seconde, en fonction de la température à la hauteur de test, en partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur du gradient vertical de la température,
- c^R est la vitesse du son, à l'altitude de l'avion, exprimée en mètre par seconde, en fonction de la température à la hauteur de référence, en partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur du gradient vertical de la température, $c^R = 339,32$ m/s.

4 AVIONS A CALAGE FIXE ET REGLABLE AU SOL

Les niveaux de bruit mesurés sont corrigés en fonction du nombre de Mach périphérique de l'hélice selon la formule :

$$\Delta 2 = f(M^R) - f(M^T)$$

où $f(M)$ est l'équation de la courbe de régression polynomiale, dont l'ordre traduit le mieux le phénomène physique, qui exprime le niveau de bruit corrigé de hauteur en fonction du nombre de Mach périphérique dans les conditions d'essai.

5 AVIONS EQUIPES D'HELICE A CALAGE VARIABLE

Aucun ajustement destiné à tenir compte des variations du nombre de Mach périphérique de l'hélice n'est nécessaire si ce nombre est :

- supérieur ou égal à sa valeur de référence,
- inférieur ou égal à 0,70 et ne diffère pas de plus de 0,014 de sa valeur de référence,
- supérieur à 0,70 sans dépasser 0,80 et ne diffère pas de plus de 0,007 de sa valeur de référence,
- supérieur à 0,80 et ne diffère pas de plus de 0,005 de sa valeur de référence.

En dehors de ces limites, les niveaux de bruit mesurés sont corrigés en fonction du nombre de Mach périphérique de l'hélice selon la formule :

$$\Delta 2 = 150 \times \log_{10} \left(\frac{M^R}{M^T} \right)$$

6 CORRECTION DE PUISSANCE ($\Delta 3$)

7 AVIONS A CALAGE FIXE ET REGLABLE AU SOL

La courbe de sensibilité élaborée à partir du nombre de Mach en fonction du niveau de bruit dérivé des essais en vol d'un avion équipé d'une hélice à calage fixe inclue non seulement les effets du nombre de Mach périphérique mais aussi de la puissance absorbée par l'hélice. Dans ces circonstances, il n'est pas approprié d'appliquer une correction de puissance.

8 AVIONS EQUIPES D'HELICE A CALAGE VARIABLE

Les niveaux de bruit mesurés sont corrigés en fonction de la puissance du moteur selon la formule :

$$\Delta_3 = 17 \times \log_{10} \left(\left(\frac{T_T}{T_R} \right)^{\frac{1}{2}} \times \left(\frac{0,883}{\sigma - 0,117} \right) \right)$$

où :

- T_R est la température absolue standard à la hauteur de référence, $T_R = 286,57$ K,
- T_T est la température absolue à la hauteur d'essai de l'avion en Kelvin,
- σ est le ratio de densité de l'air, avec $\sigma = \frac{\sigma_T}{\sigma_R}$,
- σ_R et σ_T sont respectivement les densités de l'air dans les conditions de référence et d'essai, $\sigma_R = 0,977$.

9 CORRECTION DE PERFORMANCES AU DECOLLAGE ET EN MONTEE

L'ajustement destiné à tenir compte des performances au décollage et en montée de l'avion est déterminé selon la formule :

$$\Delta Perf = 20 \times \log_{10} \left[\left((3500 - D_{15}) \times \frac{R/C}{V_y} \right) + 15 \right] - 49,6$$

où :

- D_{15} est la distance de décollage aux 15 m, à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage (piste en dur) exprimée en mètre,
- R/C est la vitesse ascensionnelle optimale à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage en lisse exprimée en mètre par seconde,
- V_y est la vitesse de montée correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage en lisse et exprimée dans la même unité.

Note : Lorsque la D_{15} n'est pas certifiée, les distances de 610 m pour les avions monomoteurs ou de 825 m pour les avions multi moteurs sont utilisées.

La valeur de la correction de performance est bornée de la manière suivante :

- si la correction calculée est inférieure à -5, alors $\Delta Perf = -5$ dB(A),
- si la correction calculée est supérieure à 5, alors $\Delta Perf = 5$ dB(A),
- si la correction ne peut pas être calculée (données non validées, manque de données,...), la valeur forfaitaire de -5 dB(A) est retenue.

10 RELATION ENTRE VITESSES INDIQUEES ET VITESSES CONVENTIONNELLES

Les valeurs de vitesse lues à bord de l'aéronef sont des vitesses indiquées (IAS).

La vitesse conventionnelle (Calibrated Air Speed) est directement liée à la vitesse indiquée à bord de l'aéronef selon la formule :

$$CAS = IAS + \text{correction de l'erreur de position}$$

où :

- CAS est la vitesse conventionnelle de l'avion,
- IAS est la vitesse indiquée sur l'anémomètre à bord de l'avion.

La conversion de la vitesse indiquée à la vitesse conventionnelle (ou inversement) inscrite dans la section 5 du manuel de vol se présente selon trois formes différentes :

1. une équation de conversion,
2. un tableau de correction anémométrique,
3. une courbe de correspondance entre CAS et IAS.

Selon la configuration de l'avion (en lisse, un cran de volet, trains sortis, ...), différentes conversions peuvent être proposées.

Protocole de mesure CALIPSO

Par convention, lorsque qu'aucune donnée n'apparaît dans le manuel de vol, les vitesses conventionnelles et indiquées sont considérées égales.

11 METHODE DE CALCUL DES INTERVALLES DE CONFIANCE A 90 %

Si n mesures (y_1, y_2, \dots, y_n) sont obtenues respectivement pour des valeurs des paramètres (x_1, x_2, \dots, x_n) qui varient de façon significative, une régression polynomiale pourra être appliquée aux données par la méthode des moindres carrés. Pour déterminer la valeur moyenne des mesures μ , on admet que le modèle de régression polynomial ci-après s'applique :

$$\mu = B_0 + B_1x + B_2x^2 + \dots + B_kx^k$$

et que la valeur estimée de la moyenne pour la courbe qui représente les données mesurées est :

$$y = b_0 + b_1x + b_2x^2 + \dots + b_kx^k$$

La valeur de chaque coefficient de régression (B_i) est estimée en fonction de b_i à partir de l'échantillon de données par la méthode des moindres carrés, dans un processus résumé comme suit :

Chaque observation ($x_i ; y_i$) satisfait aux équations :

$$\begin{aligned} y_i &= B_0 + B_1x_i + B_2x_i^2 + \dots + B_kx_i^k + \varepsilon_i \\ &= b_0 + b_1x_i + b_2x_i^2 + \dots + b_kx_i^k + e_i, \end{aligned}$$

où ε_i et e_i représentent respectivement l'erreur aléatoire et l'erreur résiduelle associées à la mesure. On admet que l'erreur aléatoire, ε_i est un échantillon pris au hasard dans une population normale dont la moyenne est zéro et l'écart type σ . L'erreur résiduelle (e_i) est la différence entre la valeur mesurée et la valeur estimée, lorsque l'on utilise les coefficients de régression estimés et x_i . Sa moyenne quadratique (s) est la valeur estimée de σ pour l'échantillon. Ces équations sont généralement qualifiées d'équations normales.

Les n points de données de mesures ($x_i ; y_i$) sont traités comme suit :

Chaque vecteur élémentaire (\underline{x}_i) et sa transposée (\underline{x}_i') sont formés de telle façon que :

$$\underline{x}_i = [1 \quad x_i \quad x_i^2 \quad \dots \quad x_i^k], \text{ vecteur rangée,}$$

et

$$\underline{x}_i' = \begin{bmatrix} 1 \\ x_i \\ x_i^2 \\ \vdots \\ x_i^k \end{bmatrix}, \text{ vecteur colonne.}$$

Protocole de mesure CALIPSO

Une matrice \underline{X} est formée à partir de tous les vecteurs élémentaires \underline{x}_i pour $i = 1, \dots, n$. \underline{X}' est la transposée de \underline{X} . Une matrice \underline{A} est définie de telle sorte que $\underline{A} = \underline{X}'\underline{X}$ et \underline{A}^{-1} est l'inverse de \underline{A} . En outre, $\underline{y} = (y_1 \ y_2 \ \dots \ y_n)$, et $\underline{b} = (b_0 \ b_1 \ b_k)$ étant la solution des équations normales :

$$\underline{y} = \underline{X}\underline{b} \text{ et } \underline{X}'\underline{y} = \underline{X}'\underline{X}\underline{b} = \underline{A}\underline{b}$$

de sorte que

$$\underline{b} = \underline{A}^{-1}\underline{X}'\underline{y}$$

L'intervalle de confiance à 90 % CI_{90} de la valeur moyenne de la mesure, estimé pour la valeur associée x_0 du paramètre d'entrée, est alors défini comme suit :

$$CI_{90} = \bar{y}(x_0) \pm t_{.95,\zeta} \cdot s \cdot \vartheta(x_0)$$

où

$$\vartheta(x_0) = \sqrt{\underline{x}_0 \cdot \underline{A}^{-1} \cdot \underline{x}'_0}$$

Dès lors,

$$CI_{90} = \bar{y}(x_0) \pm t_{.95,\zeta} \cdot s \cdot \sqrt{\underline{x}_0 \cdot \underline{A}^{-1} \cdot \underline{x}'_0}$$

où

- $\underline{x}_0 = [1 \ x_0 \ x_0^2 \ \dots \ x_0^k]$,
- \underline{x}'_0 est la transposée de \underline{x}_0 ,
- $\bar{y}(x_0)$ est l'estimation de la valeur moyenne de la mesure, pour la valeur associée du paramètre d'entrée,
- $t_{.95,\zeta}$ est obtenue avec ζ degrés de liberté. Pour le cas général d'une analyse à régression multiple impliquant K variables indépendantes ($K+1$ coefficients), ζ est défini comme $\zeta = n-K-1$ (pour le cas spécifique d'une analyse à régression polynomiale, pour laquelle k est l'ordre de la courbe correspondant aux données, nous avons k variables indépendantes de la variable dépendante, et donc $\zeta = n-k-1$),
- $s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}(x_i))^2}{n-K-1}}$ est la valeur estimée de σ , l'écart type vrai.

Protocole de mesure CALIPSO

Distribution t de Student (pour 90 % de confiance) pour différents degrés de liberté

Degrés de liberté (ξ)	$t_{.95, \xi}$
1	6,314
2	2,920
3	2,353
4	2,132
5	2,015
6	1,943
7	1,895
8	1,860
9	1,833
10	1,812
12	1,782
14	1,761
16	1,746
18	1,734
20	1,725
24	1,711
30	1,697
60	1,671
>60	1,645

12 CALCUL DE LA HAUTEUR ET DE L'ECART LATERAL DE L'AERONEF EN VOL

L'évaluation de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef peut être effectuée au moyen d'un appareil photographique fixé sur un trépied à une hauteur de 1,2 mètre par rapport au sol et rigoureusement orienté verticalement vers le ciel.

Au passage de l'aéronef à la verticale du point de mesure, une photographie est prise. La hauteur de passage et l'écart latéral sont calculés en fonction de la distance focale de l'appareil, par comparaison d'une dimension mesurée sur la photographie, comme l'envergure de l'aéronef, avec sa dimension correspondante réelle.

La précision relative à l'évaluation de la hauteur et de l'écart latéral dépend de la précision avec laquelle est mesurée la dimension de l'aéronef sur la photographie.

Note : cette hauteur, H, s'obtient par la formule :

$$H = \left(\text{focale} \times \frac{\text{taille_réelle}}{\text{taille_photo}} \times \text{grossissement_photo} \right) + 1,2$$

De même, l'angle correspondant à l'écart latéral peut être calculé au moyen de la formule suivante :

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{d}{\text{focale} \times \text{grossissement_photo}} \right)$$

où d est la distance mesurée sur la photographie entre le milieu de l'envergure des ailes de l'avion et la ligne médiane de la photographie.

13 CALCUL DE LA VITESSE VRAIE

TAS_T et TAS_R sont respectivement les vitesses vraies de l'avion exprimées en mètre par seconde dans les conditions d'essai et les conditions de référence. Elles s'expriment selon les équations suivantes :

$$TAS_T = \frac{CAS}{\sqrt{\sigma_T}}$$

et,

$$TAS_R = \frac{CAS}{\sqrt{\sigma_R}}$$

où :

- CAS est la vitesse conventionnelle de l'avion, exprimée en mètre par seconde,
- σ_R et σ_T sont respectivement les densités de l'air dans les conditions de référence et d'essai, $\sigma_R = 0,977$.

Note : dans la gamme de vitesse de croisière la CAS est équivalente à l'IAS, on considère ces vitesses égales dans les calculs de la vitesse vraie.

14 CALCUL DE LA VITESSE DU SON EN FONCTION DE LA HAUTEUR

La vitesse du son à la hauteur de l'avion, exprimée en mètre par seconde, est fonction de la température à la hauteur du test en partant de l'hypothèse d'un gradient vertical de la température selon la hauteur.

La vitesse du son en fonction de la hauteur est donnée par l'équation suivante :

$$c^T = c_{20} \times \left(\frac{T_{mesure} + \beta \times H^T}{T_{20}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

où :

- C_{20} est la vitesse du son dans l'air à la température T_{20} , exprimée en mètre par seconde, $C_{20} = 343,2$ m/s,
- T_{20} est la température absolue à 20 degrés Celsius, $T_{20} = 293,15$ K,
- T_{mesure} est la température absolue mesurée, exprimée en Kelvin,
- β est le gradient vertical de température, $\beta = - 0,0065$ K/m,
- H^T est la hauteur de test de l'aéronef exprimée en mètre.

15 CALCUL DE LA TEMPERATURE ABSOLUE EN FONCTION DE LA HAUTEUR

La température absolue à la hauteur de l'avion, exprimée en Kelvin, est calculée en partant de l'hypothèse d'un gradient vertical de la température fonction de la hauteur, selon la formule suivante :

$$T_T = (T_{mesure} + \beta \times (H^T))$$

où :

- T_{mesure} est la température absolue mesurée par la station météo, exprimée en Kelvin,
- β est le gradient vertical de température, $\beta = - 0,0065$ K/m,
- H^T est la hauteur de test de l'aéronef exprimée en mètre.

16 CALCUL DE LA DENSITE DE L'AIR DANS LES CONDITIONS DE TEST

La densité de l'air est fonction de la pression atmosphérique du jour de l'essai et de la hauteur de l'avion, elle s'exprime selon la formule suivante :

$$\sigma_T = \left(\left(\frac{P_{mesure}}{P_{st}} \right)^{\frac{1}{\alpha}} + \frac{\beta}{T_{st}} \times (H^T) \right)^{\alpha-1}$$

où

- P_{mesure} est la pression mesurée par la station météo, exprimée en hectopascal,
- P_{st} est la pression dans les conditions standards, $P_{st} = 1013,25$ hPa,
- T_{st} est la température absolue dans les conditions standards, $T_{st} = 288,15$ K,
- β est le gradient vertical de température, $\beta = - 0,0065$ K/m,
- H^T est la hauteur de Test de l'aéronef par rapport au sol exprimée en mètre,

Protocole de mesure CALIPSO

- α est un coefficient, $\alpha = \frac{9,80665}{287,05 \cdot 0,0065} = 5,256$.

INDEX

%puissance	Pourcentage de puissance délivré par le moteur (en %)
α	Coefficient (5,256)
β	Gradient vertical de température (-0,0065 K/m)
$\Delta(M)$	Correction d'absorption atmosphérique (en dB(A))
$\Delta 1$	Correction de hauteur (en dB(A))
$\Delta 2$	Correction du nombre de Mach périphérique de l'hélice (en dB(A))
$\Delta 3$	Correction de la puissance moteur (en dB(A))
$\Delta Perf$	Correction de performance de l'aéronef (en dB(A))
σ	Ratio de densité de l'air
σ_R	Densité de l'air dans les conditions de référence (0,977)
σ_T	Densité de l'air dans les conditions de d'essai
C	
C_{20}	Vitesse du son dans l'air à la température T_{20} (343,20 m/s)
CALIPSO	Classification des Avions Légers selon leur Indice de Performance SONORE
CAS	Vitesse conventionnelle de l'aéronef (Calibrated Air Speed) (en m/s ou en kt ou en km/h)
CEI	Commission Electrotechnique Internationale
C^R	Vitesse du son à la hauteur de référence de l'avion (339,32 m/s)
C^T	Vitesse du son à la hauteur de test de l'avion (en m/s)
D	
D	Diamètre de l'hélice (en m)
D15	Distance de décollage aux 15 mètres, à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage sur piste en dur (en m)
DGAC	Direction générale de l'Aviation civile
DGPS	GPS différentiel (Differential Global Positioning System)
H	
H^R	Hauteur de l'aéronef dans les conditions de référence (243,84 m)
H^T	Hauteur de l'aéronef lors des essais (en m)
I	
$I_{\%}$	Intervalle de pourcentage de puissance moteur entre deux séries de mesure
IAS	Vitesse indiquée de l'aéronef (Indicated Air Speed) (en m/s ou en kt ou en km/h)
IP	Indice de Performance de l'aéronef (en dB(A))
IP_{NC}	Indice de Performance non corrigé de la correction de performance de l'aéronef (en dBA)
I_{pa}	Intervalle de pression d'admission entre deux séries de mesure
I_{RPM}	Intervalle de vitesse de rotation de l'hélice entre deux séries de mesure
L	
LA_{Smax}	Niveau maximal de pression acoustique pondéré fréquentiellement A et temporellement Slow (en dB(A))
LpA	Niveau de pression acoustique avec la pondération fréquentielle A, et la pondération temporelle Slow (en dB(A))

Protocole de mesure CALIPSO

(LpA)REF	Niveau de pression acoustique dans les conditions de référence corrigé, (en dB(A))
(LpA)REG	Niveau de pression acoustique calculé à partir de l'équation de régression polynomiale (en dB(A))
(LpA)TEST	Niveau de pression acoustique mesuré lors du survol de l'aéronef (en dB(A))
M	
M^R	Nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions de référence
M^T	Nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions de test
N	
N	Vitesse de rotation de l'hélice (en tour par minute)
P	
Pa	Pression d'admission du moteur (in.Hg ou mm.Hg)
P_{a_m}	Pression d'admission maximale du moteur visée lors des essais (in.Hg ou mm.Hg)
P_{mesure}	Pression mesurée (hPa)
P_{st}	Pression dans les conditions standards (1013,25 hPa)
R	
R/C	Vitesse ascensionnelle optimale à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage (en m/s)
RPM	Nombre de tour par minute de l'hélice (Rotation Per Minute)
S	
STAC	Service Technique de l'Aviation Civile
T	
T_{20}	Température absolue à 20 degrés Celsius (293,15 K)
TAS	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) (en m/s)
TAS_R	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) dans les conditions de référence (en m/s)
TAS_T	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) dans les conditions d'essai (en m/s)
T_{mesure}	Température absolue mesurée (en K)
T_R	Température absolue standard à la hauteur de référence (286,57 K)
T_{st}	Température absolue dans les conditions standards (288,15 K)
T_T	Température absolue à la hauteur d'essai (en K)
V	
V_y	Vitesse de montée correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage (en m/s)

Protocole de mesure CALIPSO