

## AVIATION CIVILE

MINISTÈRE DE L'ENVIRONNEMENT,  
DE L'ÉNERGIE ET DE LA MER,  
EN CHARGE DES RELATIONS INTERNATIONALES  
SUR LE CLIMAT

*Direction générale de l'aviation civile*

### Arrêté du 25 mai 2016 modifiant l'arrêté du 11 juin 2013 portant classification des avions légers selon leur indice de performance sonore (JORF n° 0132 du 8 juin 2016)

NOR : DEVA1604730A

La ministre de l'environnement, de l'énergie et de la mer, chargée des relations internationales sur le climat,

Vu le règlement (UE) n° 748/2012 de la Commission du 3 août 2012 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 le code de l'environnement, notamment son article L. 120-1;

Vu la loi n° 2009-967 du 3 août 2009 de programmation relative à la mise en œuvre du Grenelle de l'environnement, notamment son article 37;

Vu l'arrêté du 28 août 1978 modifié portant classification des certificats de navigabilité;

Vu l'arrêté du 11 juin 2013 portant classification des avions légers selon leur indice de performance sonore;

Vu la consultation publique organisée du 11 mars au 4 avril 2016,

Arrête :

**Art 1<sup>er</sup>.** – L'article 2 de l'arrêté du 11 juin 2013 susvisé est remplacé par les dispositions suivantes :

« Pour l'application du présent arrêté, on entend par :

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

1. 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, section B;

2. Soit d'un avion muni d'un certificat de navigabilité, d'un certificat de navigabilité spécial ou d'un certificat de navigabilité restreint d'aéronef sans responsable de navigabilité de type au sens de l'arrêté du 28 août 1978 susvisé.

“Indice de performance sonore (IP)” : l'indice traduisant la performance acoustique de l'avion léger. Plus la valeur de l'indice de performance sonore est élevée, plus l'avion est silencieux. »

**Art. 2** – L'annexe citée à l'article 3 de l'arrêté du 11 juin 2013 susvisé est remplacée par l'annexe au présent arrêté(1).

**Art. 3** – 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 25 mai 2016.

Pour la ministre et par délégation :  
*Le directeur général de l'aviation civile,*  
P. GANDIL

(1) L'annexe au présent arrêté sera publiée au *Bulletin officiel* du ministère de l'écologie du développement durable et de l'énergie.

## ANNEXE À L'ARRÊTÉ DU 25 MAI 2016 MODIFIANT L'ARRÊTÉ DU 11 JUIN 2013 PORTANT CLASSIFICATION DES AVIONS LÉGERS SELON LEUR INDICE DE PERFORMANCE SONORE

### Table des matières

#### MODALITÉS DE CLASSIFICATION D'UN AVION

##### PROTOCOLE DE MESURE CALIPSO

- 1. Champ d'application**
- 2. Évaluation du bruit**
- 3. Procédure d'essai et de mesure**
- 4. Survol de référence**
- 5. Survol d'essai**
  - 5.1. *Avions équipés d'une hélice dont le calage est fixe ou réglable au sol*
    - 5.1.1. Hélice à calage fixe
    - 5.1.2. Hélice à calage réglable au sol
  - 5.2. *Avions équipés d'hélice à calage variable*
    - 5.2.1. Avions munis d'une manette de réglage de la pression d'admission
    - 5.2.2. Avions munis d'une manette de réglage du pourcentage de puissance
- 6. Appareillage de mesure**
  - 6.1. *Sonomètre et système de calibrage*
    - 6.1.1. Classe de précision
    - 6.1.2. Caractéristiques de pondération
    - 6.1.3. Mémorisation du niveau maximal de pression acoustique pondérée
    - 6.1.4. Vérifications sur site
  - 6.2. *Station météorologique*
  - 6.3. *Dispositif de mesure de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef*
  - 6.4. *Tachymètre*
- 7. Conditions d'essai**
  - 7.1. *Point de mesure du bruit*
  - 7.2. *Conditions météorologiques*
  - 7.3. *Bruit résiduel*
- 8. Détermination de l'indice de performance (IP)**
  - 8.1. *Modélisation des niveaux de bruit mesurés*
  - 8.2. *Majoration des niveaux de pression acoustique*
  - 8.3. *Discrétisation de la courbe de régression majorée*
  - 8.4. *Indice de performance non corrigé (IPNC)*
  - 8.5. *Indice de performance (IP)*
- 9. Corrections des résultats d'essai**
- 10. Communication des données**

##### APPENDICES – MÉTHODES ET CALCULS

- 1. Correction de hauteur ( $\Delta 1$ )**
- 2. Correction du nombre de Mach périphérique de l'hélice ( $\Delta 2$ )**
  - 2.1. *Calcul du nombre de Mach périphérique de l'hélice*

- 2.2. *Avions à calage fixe et réglable au sol*
- 2.3. *Avions équipés d'hélice à calage variable*
- 3. Correction de puissance ( $\Delta 3$ )**
  - 3.1. *Avions à calage fixe et réglable au sol*
  - 3.2. *Avions équipés d'hélice à calage variable*
- 4. Correction de performances au décollage et en montée**
- 5. Relation entre vitesses indiquées et vitesses conventionnelles**
- 6. Méthode de calcul des intervalles de confiance à 90 %**
- 7. Calcul de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef en vol**
- 8. Calcul de la vitesse vraie**
- 9. Calcul de la vitesse du son en fonction de la hauteur**
- 10. Calcul de la température absolue en fonction de la hauteur**
- 11. Calcul de la densité de l'air dans les conditions de test**

INDEX

## 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 de l'environnement, de l'énergie et de la mer.
2. La DGAC détermine la méthode de classification :
  - a) la classification de l'avion est établie par rapprochement (avion d'ores et déjà classé, présentant des caractéristiques acoustiques identiques ou très similaires) ;
  - b) 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 tout autre laboratoire acoustique référencé par la DGAC. Le laboratoire remet un rapport de mesures acoustiques au postulant qui le soumet à la DGAC pour examen et approbation.
3. La DGAC délivre au postulant une attestation de classification 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 :

- munis 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, section B ; ou
- munis d'un certificat de navigabilité, d'un certificat de navigabilité spécial ou d'un certificat de navigabilité restreint d'aéronef sans responsable de navigabilité de type au sens de l'arrêté du 28 août 1978 susvisé ;
- dont la masse maximale au décollage certifiée n'excède pas 8 618 kg ;
- équipés de moteurs à piston.

### 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. Procédure 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.

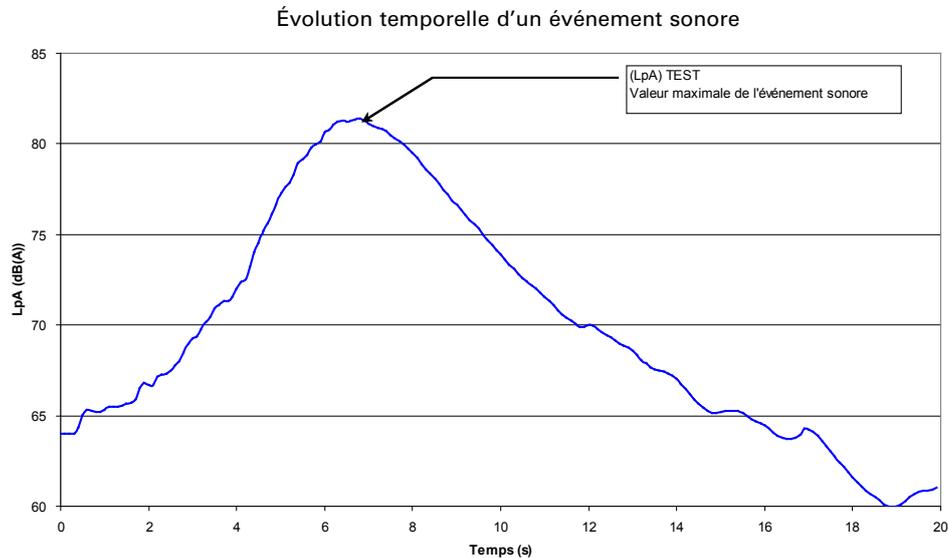


Figure 3-1

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 %.

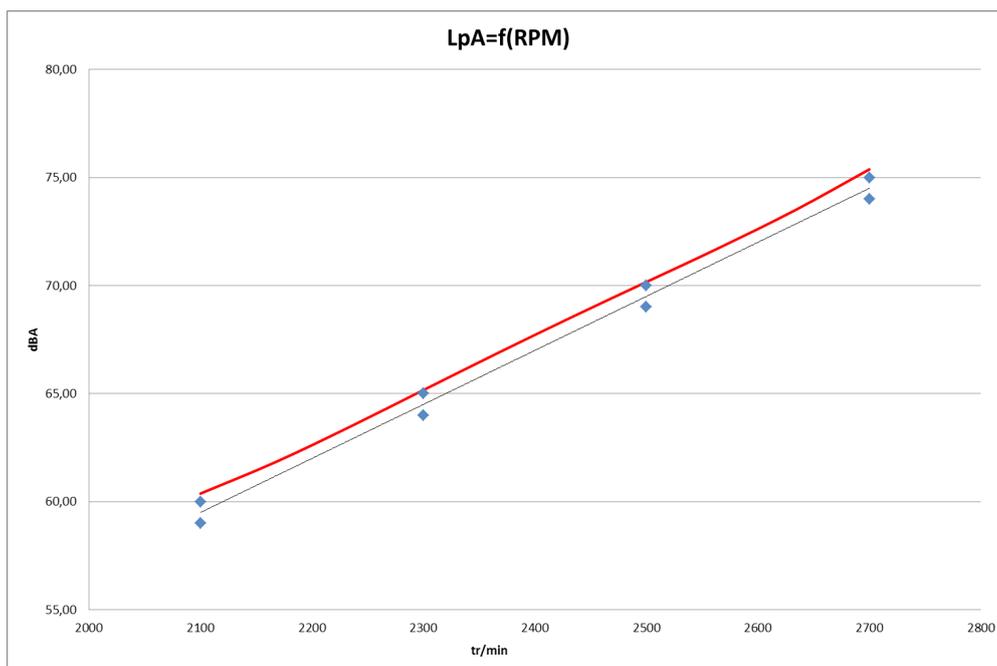


Figure 3-2

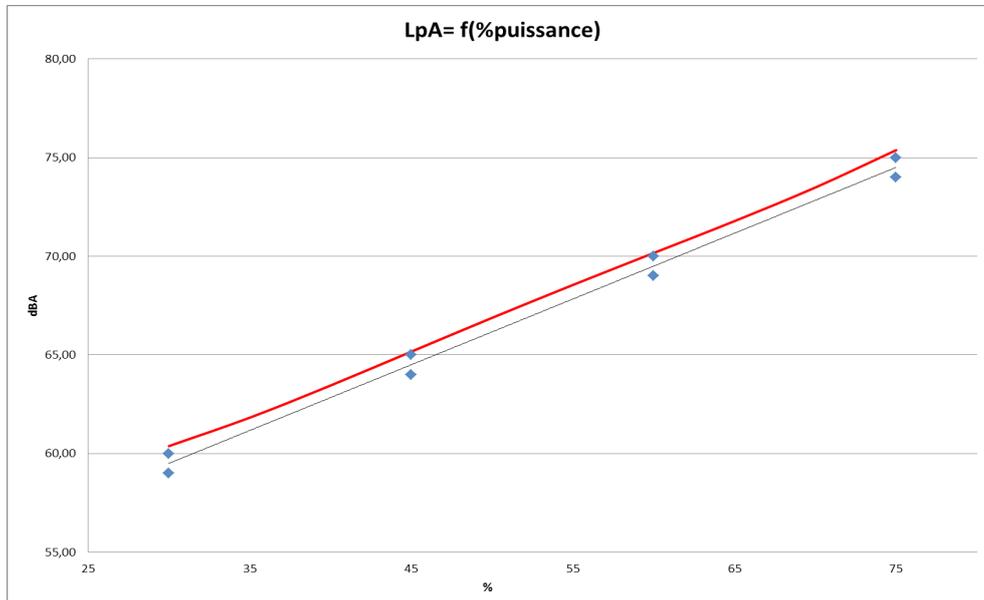


Figure 3-3

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, IPNC.

*Note :* 70 dB(A) correspond au niveau sonore maximal de la conversation 68 dB(A) majorée de 2 dB(A) pour tenir compte de la différence entre la hauteur moyenne de l'avion dans le circuit de piste (1000 ft) et la hauteur de référence pour les essais (800 ft). Cet abaissement de la hauteur 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).

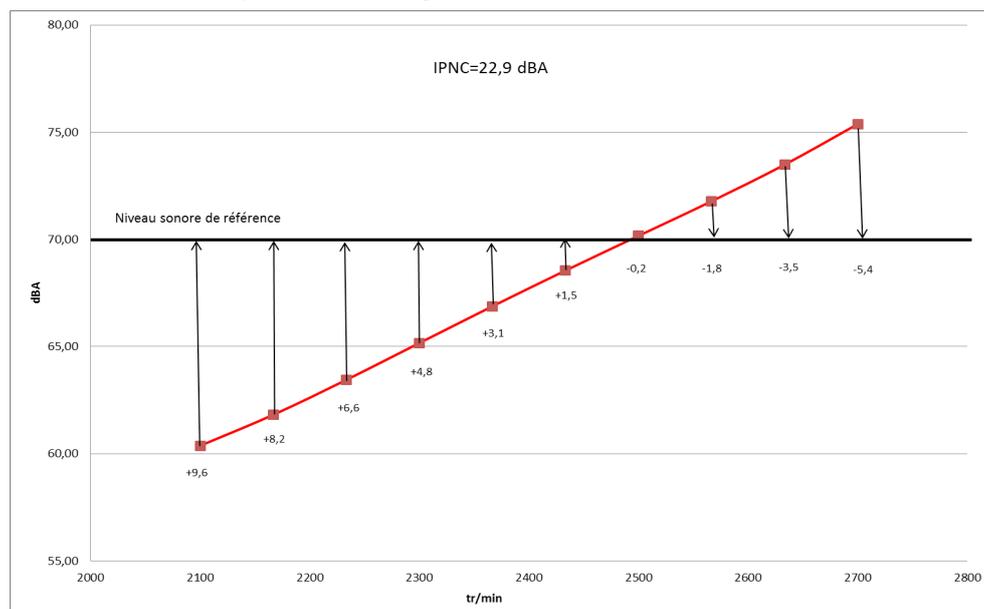


Figure 3-4

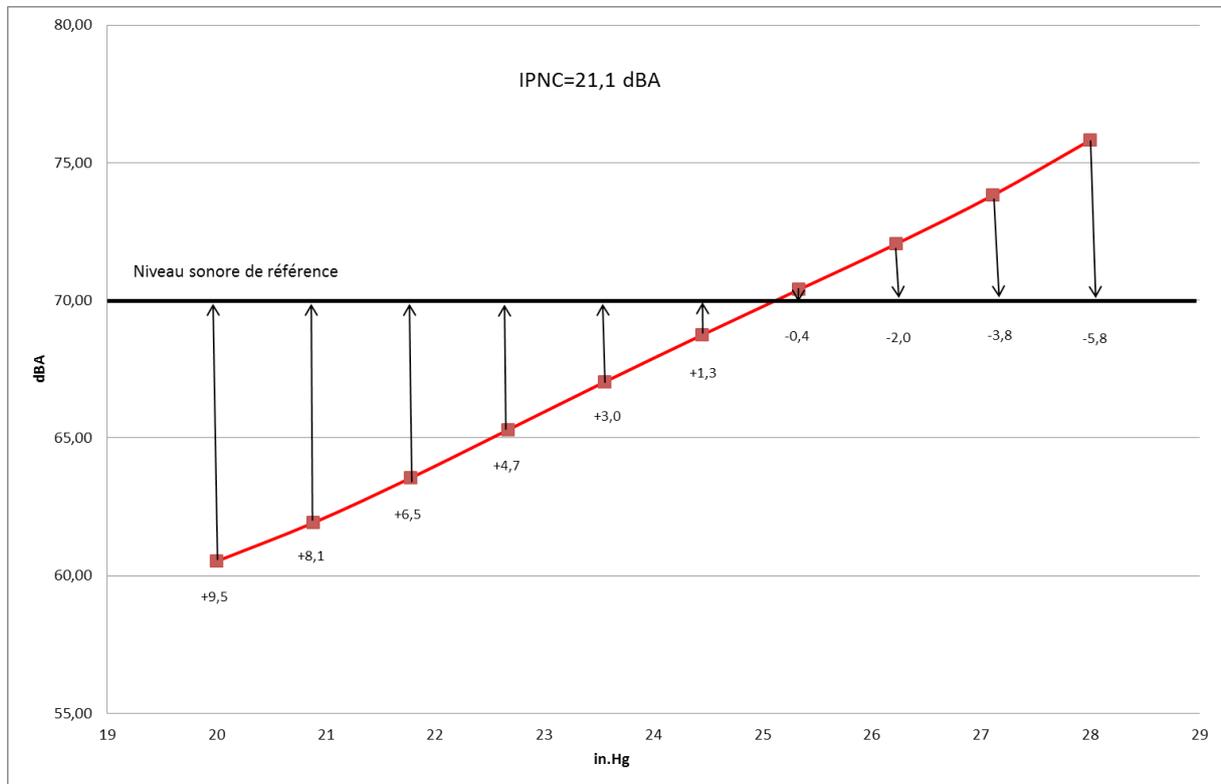


Figure 3-5

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. Survol de référence

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 les survols opérés à faible vitesse cette hauteur peut s'avérer trop élevée. Elle pourra donc être abaissée sans toutefois être inférieure à 640 ft (195 m).

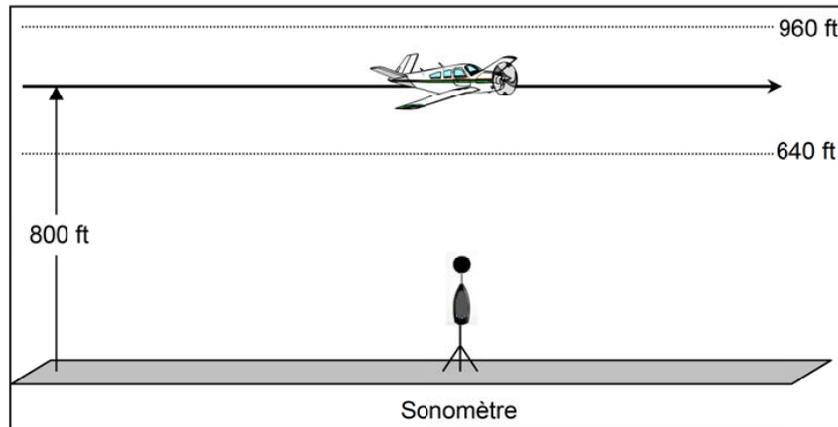
Les conditions atmosphériques de référence sont les suivantes :

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

## 5. Survol 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.



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.

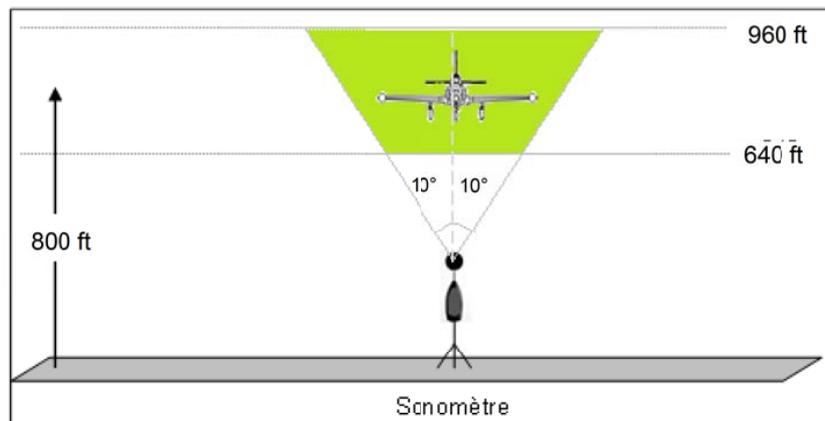


Figure 5-1

*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.

### 5.1. 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.

### 5.1.1. Hélice à calage fixe

Les survols en palier sont réalisés en configuration lisse. 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<sup>(1)</sup> ;
- 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 en configuration lisse<sup>(1)</sup>.

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.

<sup>(1)</sup> La vitesse de rotation de l'hélice associée à la puissance maximale continue et la vitesse de décrochage en configuration lisse figurent dans 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 à l'appendice 5.

### 5.1.2. 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.

## 5.2. Avions équipés d'hélice à calage variable

### 5.2.1. Avions munis d'une manette de réglage de la pression d'admission

Les survols en palier sont réalisés en configuration lisse. La taille de l'échantillon pour chacune des conditions citées ci-après est d'au moins deux mesures :

- pression d'admission correspondant à  $Pa_m$ <sup>(2)</sup> ;
- pression d'admission correspondant à  $Pa_m$  diminuée de  $I_{pa}$  ;
- pression d'admission correspondant à  $Pa_m$  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 en configuration lisse<sup>(2)</sup> ;
- $Pa_m$  est la valeur de la pression d'admission du moteur associée à 75 % à  $\pm 3$  % de la puissance dans les conditions suivantes :
  - altitude pression à 2000 ft (609,6 m) ;
  - température standard à cette altitude (11 °C) ;
  - régime moteur maximal associé à 75 %, indiqué dans le manuel de vol.

Si plusieurs valeurs de pression d'admission sont indiquées, 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  $Pa_m$  et la pression d'admission correspondant à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage en configuration lisse.

<sup>(2)</sup> La pression d'admission correspondant à  $Pa_m$  ainsi que la vitesse de décrochage en configuration lisse figurent 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 (Pa). 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 noire et la manette de pas est de couleur bleu.

Note 2: les consignes de vitesse communiquées au pilote sont exprimées en vitesse indiquée. La conversion des vitesses indiquées en vitesses conventionnelles est décrite à l'appendice 5.

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.

PERFORMANCES DE CROISIÈRE - ALTITUDE PRES. ION 2000 ft - 610 m

CONDITIONS : 1406 kg - Mélange appauvri recommandé - Volets de capot levés

RE- GIME	P. A.	20° EN DESSOUS DE LA TEMPÉRA- TURE STANDARD - 9° C					TEMPÉRA- TURE STANDARD 11° C					20° AU-DESSUS DE LA TEMPÉRA- TURE STANDARD 31° C							
		t/mn	in.Hg	PUIS- SANCE %	VITESSE PROPRE km/h kt MPH	CONSOM. US gal, l.	PUIS- SANCE %	VITESSE PROPRE km/h kt MPH	CONSOM. US gal, l.	PUIS- SANCE %	VITESSE PROPRE km/h kt MPH	CONSOM. US gal, l.							
2400	23	—	—	—	—	—	76	274	148	170	13,6	51,5	73	276	149	171	13,2	50,0	
	21	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	23	61	248	134	154	11,2	42,4	59	250	135	155	10,8	40,9	57	250	135	155	10,5	39,7
	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

FIGURE 5-7 (1/6) REIMS/CESSNA FR 182 Manuel de vol

Figure 5.2.1-1

### 5.2.2. Avions munis d'une manette de réglage du pourcentage de puissance

Les survols en palier sont réalisés en configuration lisse. 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 1 % ;
- pourcentage de puissance correspondant à 75 % diminuée de 2 x 1 % ;
- pourcentage de puissance correspondant à une vitesse indiquée égale à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage en configuration lisse <sup>(1)</sup> ;
- L'intervalle de pourcentage de puissance moteur entre deux séries de mesure (1 %) est égale à 1/3 de la différence entre 75 % et le pourcentage de puissance correspondant à 1,45 fois la vitesse conventionnelle (CAS) de décrochage en configuration lisse.

<sup>(1)</sup> La vitesse de décrochage en configuration lisse 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 à l'appendice 5.

## 6. 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.

### 6.1. Sonomètre et système de calibrage

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

#### 6.1.1. Classe de précision

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

### 6.1.2. Caractéristiques de pondération

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

### 6.1.3. 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.

### 6.1.4. Vérifications sur site

Un nombre suffisant de vérification 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.

## 6.2. Station météorologique

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.

### 6.3. Dispositif de mesure de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef

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 à l'appendice 7), un système DGPS ou par tout autre moyen approuvé par la DGAC.

### 6.4. Tachymètre

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

## 7. 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.

### 7.1. 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.

### 7.2. Conditions météorologiques

Les essais sont 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 kts (18,52 km/h) et vent traversier inférieur ou égal à 5 kts (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 mètres.

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 atmosphérique, 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.

Pour des raisons de simplification, l'instant à associer au LASmax est celui qui correspond à la position de l'avion lorsqu'il se trouve à la verticale du point de mesure.

### 7.3. Bruit résiduel

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 faibles 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 à l'appendice 1 ;

- 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.

## 8. Détermination de l'indice de performance (IP)

### 8.1. Modélisation des niveaux de bruit mesurés

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.

### 8.2. 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.

### 8.3. Discrétisation de la courbe de régression majorée

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 en configuration lisse, 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 en configuration lisse, 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 en configuration lisse, 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.

#### 8.4. Indice de performance non corrigé ( $IP_{NC}$ )

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 ceux des dix points de la courbe (LpA) REG majorée.

#### 8.5. 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 », ( $Perf$ ), est alors ajouté à l' $IP_{NC}$  de l'avion selon la formule :

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

La méthode de détermination de ( $Perf$ ) est décrite à l'appendice 4.

### 9. Corrections des résultats d'essai

Lorsque les conditions des essais s'écartent des conditions de référence, 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. Les conditions d'essai étant effectuées dans les conditions météorologiques décrites au paragraphe 7.2, 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 en appendices 1, 2 et 3.

## 10. Communication des données

Le compte rendu contient les renseignements suivants :

- selon le cas, l'immatriculation, le type, le modèle et le numéro de série de l'avion, les références des moteurs et des hélices ;
- 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, 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 exprimé 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 à l'appendice 10.

- 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.

## Appendices – Méthodes 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 périphérique de l'hélice ( $\Delta 2$ )

#### 2.1. Calcul du nombre de Mach périphérique de l'hélice

$M^T$  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 exprimé 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.

#### 2.2. Avions à calage fixe et réglable 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 d'ordre 2 ou 3 qui exprime le niveau de bruit corrigé de hauteur en fonction du nombre de Mach périphérique dans les conditions d'essai.

#### 2.3. Avions équipés d'hélice à 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 :

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

### 3. Correction de puissance ( $\Delta_3$ )

#### 3.1. Avions à calage fixe et réglable 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.

#### 3.2. Avions équipés d'hélice à calage variable

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

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

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;
- $\sigma$  est le ratio de densité de l'air, avec  $\sigma = \frac{\sigma_T}{\sigma_R}$ ;
- $\sigma_R$  et  $\sigma_T$  sont respectivement les densités de l'air dans les conditions de référence et d'essai,  $\sigma_R = 0,977$ .

### 4. Correction de performances au décollage et en montée

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

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

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 multimoteurs sont utilisées.

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

- si la correction calculée est inférieure à  $-5$ , alors ( $\text{Perf} = -5$  dB(A));
- si la correction calculée est supérieure à  $5$ , alors ( $\text{Perf} = 5$  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.

### 5. Relation entre vitesses indiquées 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:

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

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 :

- une équation de conversion ;
- un tableau de correction anémométrique ;
- une courbe de correspondance entre CAS et IAS.

Selon la configuration de l'avion (en lisse, 1 cran de volet, trains sortis...), différentes conversions peuvent être proposées, dans notre cas la conversion à appliquer est celle correspondante à un avion en configuration lisse (volets et trains rentrés) dans les conditions standards.

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

## 6. Méthode de calcul des intervalles de confiance à 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  $\mu$ , on admet que le modèle de régression polynôme 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  $\varepsilon_i$  et  $e_i$  représentent respectivement l'erreur aléatoire et l'erreur résiduelle associées à la mesure. On admet que l'erreur aléatoire,  $\varepsilon_i$  est un échantillon pris au hasard dans une population normale dont la moyenne est zéro et l'écart type  $\sigma$ . 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  $\sigma$  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 ( $x_i$ ) et sa transposée ( $x_i'$ ) 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

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

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  $\zeta$  degrés de liberté. Pour le cas général d'une analyse à régression multiple impliquant K variables indépendantes (K+1 coefficients),  $\zeta$  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  $\sigma$ , l'écart type vrai.

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

DEGRÉS DE LIBERTÉ ( $\xi$ )	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

## 7. Calcul de la hauteur et de l'écart latéral de l'aéronef 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 :

$$H = \left( \text{focale} \times \frac{\text{taille}_{\text{réelle}}}{\text{taille}_{\text{photo}}} \times \text{grossissement}_{\text{photo}} \right) + 1,2$$

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

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

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.

## 8. Calcul de la vitesse vraie

TAS<sub>T</sub> et TAS<sub>R</sub> sont respectivement les vitesses vraies de l'avion exprimé en mètre par seconde dans les conditions d'essai et les conditions de référence. Elles s'expriment selon les équations suivantes :

$$\text{TAS}_T = \frac{\text{CAS}}{\sqrt{\sigma_T}}$$

et,

$$\text{TAS}_R = \frac{\text{CAS}}{\sqrt{\sigma_R}}$$

où :

- CAS est la vitesse conventionnelle de l'avion, exprimée en mètre par seconde ;
- $\sigma_R$  et  $\sigma_T$  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 CAS ≈ IAS, on considère ces vitesses égales dans les calculs de la vitesse vraie.

## 9. 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 se traduit par l'équation suivante :

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

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

#### 10. Calcul de la température 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 :

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

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

#### 11. Calcul de la densité 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 :

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

où

- $P_{\text{mesure}}$  est la pression mesurée par la station météo, exprimée en hectopascal ;
- $P_{\text{st}}$  est la pression dans les conditions standard,  $P_{\text{st}} = 1013,25$  hPa ;
- $T_{\text{st}}$  est la température absolue dans les conditions standard,  $T_{\text{st}} = 288,15$  K ;
- $\beta$  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 ;
- $\alpha$  est un coefficient,  $\alpha = 9, \frac{80665}{287,05 * 0,0065} = 5,256$ .

## INDEX

### #

%puissance	Pourcentage de puissance délivré par le moteur (en %)
$\alpha$	Coefficient (5,256)
$\beta$	Gradient vertical de température (-0,0065 K/m)
$\Delta(M)$	Correction d'absorption atmosphérique (en dBA)
$\Delta 1$	Correction de hauteur (en dBA)
$\Delta 2$	Correction du nombre de Mach périphérique de l'hélice (en dBA)
$\Delta 3$	Correction de la puissance moteur (en dBA)
$\Delta Perf$	Correction de performance de l'aéronef (en dBA)
$\sigma$	Ratio de densité de l'air
$\sigma_R$	Densité de l'air dans les conditions de référence (0,977)
$\sigma_T$	Densité de l'air dans les conditions de d'essai
<b>C</b>	
$C_{20}$	Vitesse du son dans l'air à la température T20 (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 knot ou en km/h)
CEI	Commission électrotechnique 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)
<b>D</b>	
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)
<b>H</b>	
$H^R$	Hauteur de l'aéronef dans les conditions de référence (243,84 m)
$H^T$	Hauteur de l'aéronef lors des essais, (en m)
<b>I</b>	
$I_{\%}$	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 knot ou en km/h)
IP	Indice de performance de l'aéronef (en dBA)
$IP_{NC}$	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
<b>L</b>	
LASmax	Niveau maximal de pression acoustique pondéré fréquentiellement A et temporellement Slow (en dBA)
LpA	Niveau de pression acoustique avec la pondération fréquentielle A, et la pondération temporelle Slow (en dBA)

(LpA)REF	Niveau de pression acoustique dans les conditions de référence corrigé, (en dBA)
(LpA)REG	Niveau de pression acoustique calculé à partir de l'équation de régression polynomiale (en dBA)
(LpA)TEST	Niveau de pression acoustique mesuré lors du survol de l'aéronef (en dBA)
<b>M</b>	
M <sup>R</sup>	Nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions de référence
M <sup>T</sup>	Nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions de test
<b>N</b>	
N	Vitesse de rotation de l'hélice (en tour par minute)
<b>P</b>	
Pa	Pression d'admission du moteur (in.Hg ou mm.Hg)
Pa <sub>m</sub>	Pression d'admission maximale du moteur visée lors des essais (in.Hg ou mm.Hg)
P <sub>mesure</sub>	Pression mesurée (hPa)
Pst	Pression dans les conditions standards (1013,25 hPA)
<b>R</b>	
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)
<b>S</b>	
STAC	Service technique de l'aviation civile
<b>T</b>	
T <sub>20</sub>	Température absolue à 20 degrés Celsius (293,15 K)
TAS	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) (en m/s)
TAS <sub>R</sub>	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) dans les conditions de référence (en m/s)
TAST	Vitesse vraie de l'aéronef (True Air Speed) dans les conditions d'essai (en m/s)
T <sub>mesure</sub>	Température absolue mesurée (en K)
T <sub>R</sub>	Température absolue standard à la hauteur de référence (286,57 K)
T <sub>st</sub>	Température absolue dans les conditions standards (288,15 K)
T <sub>T</sub>	Température absolue à la hauteur d'essai (en K)
<b>V</b>	
V <sub>y</sub>	Vitesse de montée correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage (en m/s)