



**D S A C**

**Exigences de Navigabilité Particulières  
pour  
Hélicoptères Ultra-Légers  
(HUL)**

**Edition 1 du 13 Mars 2012**

## Sommaire

<b>Avant propos .....</b>	<b>4</b>
<b>Abréviations et définitions.....</b>	<b>5</b>
<b>Section A - Généralités.....</b>	<b>6</b>
<b>Section B - Vol.....</b>	<b>7</b>
B.1 - Généralités.....	7
B.2 - Performances.....	9
B.3 - Qualités de vol.....	10
B.4 - Stabilité.....	12
B.5 - Manoeuvrabilité au sol ou à flot .....	14
B.6 - Divers.....	14
<b>Section C - Exigences de résistance.....</b>	<b>15</b>
C.1 - Généralités.....	15
C.2 - Charges de vol.....	16
C.3 - Charges sur les gouvernes et commandes de vol.....	18
C.4 - Charges au sol.....	19
C.5 - Charges à flot.....	25
C.6 - Exigences relatives aux éléments principaux.....	26
C.7 - Conditions d'atterrissage d'urgence.....	26
C.8 - Evaluation en fatigue.....	27
<b>Section D - Conception et construction.....</b>	<b>29</b>
D.1 - Généralités.....	29
D.2 - Gouvernes et rotors .....	31
D.3 - Commandes de vol .....	32
D.4 - Train d'atterrissage .....	33
D.5 - Aménagements pour l'équipage .....	36

<b>Section E - Installation motrice.....</b>	<b>38</b>
E.1 - Généralités.....	38
E.2 - Système de transmission rotor.....	38
E.3 - Système carburant.....	41
E.4 - Système de lubrification.....	41
E.5 - Système d'échappement.....	42
<b>Section F - Equipements.....</b>	<b>43</b>
F.1 - Généralités.....	43
F.2 - Instruments : Installation.....	44
<b>Section G - Limitations d'utilisation et Information.....</b>	<b>45</b>
G.1 - Généralités.....	45
G.2 - Limitations d'utilisation.....	45
G.3 - Etiquettes et marquages .....	47

## Avant propos

Les présentes exigences de navigabilité particulières, ou « code », HUL ont été basées sur le code de navigabilité britannique BCAR Section VLH et sur les codes européens CS-VLR et CS-27 publiés par l'AESA, modifiés afin de couvrir les hélicoptères ultralégers répondant à la définition de la classe 6 de l'arrêté du 23 septembre 1998 modifié relatif aux aéronefs ultralégers ;

Ces exigences HUL complètent les conditions techniques de base applicables en France aux aéronefs ultralégers telles que définies au § 7 de l'instruction du 23 septembre 1998 modifiée relative aux aéronefs ultralégers.

Pour les hélicoptères ultralégers de construction amateur, seules les sections A, B, C, D4, D5 et G sont applicables. Ses éléments étant fabriqués de façon industrielle, un aéronef ultraléger livré en kit n'est pas considéré comme étant un aéronef de construction amateur.

Autant que possible, les paragraphes de ce code HUL portent le même numéro que les paragraphes équivalents dans les codes BCAR Section VLH, CS-VLR et CS-27.

A titre d'information, le constructeur de l'hélicoptère pourra se référer aux textes interprétatifs (listés ci-dessous) de ces codes pour en connaître les interprétations et les moyens de démonstration acceptés par les autorités de navigabilité en Europe ou en Amérique du Nord dans le cadre de la certification de type d'un hélicoptère léger ou très léger :

- AMC VLH (= partie 2 du code BCAR Section VLH) ;
- Acceptable Means of Compliance (AMC) VLR (= livre 2 du code CS-VLR) ;
- FAA Advisory Circular (AC) 27-1B, change 3 ou ultérieur.

Les unités S.I. ont été utilisées pour ces exigences. Cependant le strict respect du système S.I. n'est pas compatible avec la pratique aéronautique actuelle. Par conséquent, certains écarts aux unités S.I. se trouvent dans la Section B.

Le constructeur peut proposer à la DGAC d'utiliser pour son hélicoptère tout ou partie d'un des codes précités, ou d'un autre code de navigabilité adapté aux hélicoptères, sous réserve que le code, ou partie de code, proposé permette d'assurer un niveau de sécurité équivalent à celui de ce code HUL.

## Abréviations et définitions

« Pièces critiques » : pièces de l'hélicoptère dont la défaillance pourrait avoir un effet catastrophique sur l'hélicoptère

« Structure primaire » : pièces de la structure dont la défaillance pourrait avoir un effet catastrophique sur l'hélicoptère

« Vitesse équivalente (VE) » : vitesse air  $\times (\rho / \rho_0)^{1/2}$  où  $\rho$  est la densité de l'air et  $\rho_0$  est la densité de l'air au niveau de la mer en conditions standards.

« Vitesse indiquée (VI) » : la vitesse lue sur l'anémomètre équipant l'hélicoptère, corrigée de l'erreur instrumentale

VD: vitesse de calcul maximale, EAS

VDF : vitesse de calcul maximale démontrée en vol, VE. Elle ne peut excéder VD.

VNE : vitesse à ne jamais dépasser, VI. Elle ne peut excéder 0,9 VDF.

VY : vitesse de meilleur taux de montée, VI

VH : vitesse maximale en palier avec le moteur au régime maximal continu, VI

VMC : conditions de vol à vue

« Puissance maximale continue » : puissance maximale identifiée dans les données de performance de l'hélicoptère pour une utilisation de durée non limitée.

« Puissance maximale de décollage » : puissance maximale sur arbre de sortie identifiée dans les données de performance de l'hélicoptère pour une utilisation au décollage, en approche interrompue ou en re-décollage; Elle est limitée à une utilisation continue pendant 5 minutes au maximum.

## Section A – Généralités

### HUL.1 – Applicabilité

(a) Le présent code HUL prescrit les standards de navigabilité pour la délivrance par la DGAC d'une Fiche d'Identification pour un hélicoptère ultraléger :

- (1) répondant à la définition de la classe 6 de l'arrêté du 23 septembre 1998 modifié relatif aux aéronefs ultralégers ;
- (2) ayant un système carburant simple ;
- (3) ne comportant pas de :
  - (i) systèmes hydrauliques;
  - (ii) de chauffage par combustion;

(b) Pour un hélicoptère ultraléger de construction amateur, seules les sections A, B, C, D4, D5 et G sont applicables.

(c) Quand les présentes exigences sont inadaptées à des caractéristiques de conception ou de construction particulières, il sera nécessaire de reconsidérer la validité de ces exigences pour le cas considéré et la DGAC devra être consultée au sujet des exigences applicables.

### HUL.5 - Justifications

Quand il peut être établi qu'un élément particulier est similaire dans tous ses aspects à un élément d'une conception déjà acceptée par l'autorité et qu'il peut être considéré comme une entité séparée de par la fonction qu'il réalise, il peut ne pas être nécessaire de vérifier la conformité de cet élément aux exigences qui lui sont applicables.

## Section B - Vol

### B.1 – Généralités

#### **HUL.21 - Démonstration de conformité**

(a) La conformité aux exigences de cette partie doit être vérifiée par essais en vol avec les combinaisons les plus pénalisantes de masses et centrages à l'intérieur de la plage prévue pour l'utilisation de l'hélicoptère.

Des calculs sont acceptables à la place d'essais s'ils sont basés sur, et si leur précision égale celle, des résultats d'essais.

(b) La conformité à certaines exigences peut être vérifiée par une expérience en service satisfaisante sur un certain nombre d'exemplaires du type de l'hélicoptère considérée.

(c) La conformité doit être établie pour toutes les configurations dans lesquelles l'hélicoptère sera utilisé.

(d) Les variations de performances et de qualités de vol dues à la pluie et l'accumulation des insectes doivent être prises en compte.

#### **HUL.23 - Chargement de l'hélicoptère**

(a) La plage de masses et centrages dans laquelle l'hélicoptère peut être utilisé en toute sécurité doit être définie par le constructeur.

(b) La plage de centrage ne doit pas être inférieure à celle qui correspond à une variation de la masse des occupants entre un minimum de 55 kg pour un pilote seul et un maximum défini par le constructeur, et ce avec une quantité de carburant variant entre zéro et la capacité maximale des réservoirs. La masse maximale des occupants ne doit pas être inférieure à 156 kg pour un hélicoptère biplace, 86 kg pour un monoplace.

#### **HUL.25 – Limites de masse**

(a) *Masse maximale* : la masse maximale opérationnelle choisie par le constructeur doit être inférieure à la limite maximale fixée pour les hélicoptères dans l'arrêté relatif aux aéronefs ultralégers motorisés et doit être également comprise entre les deux limites suivantes, définies par l'instruction relative aux aéronefs ultralégers motorisés :

(1) une limite inférieure égale à la somme de :

(i) la masse à vide maximale ;

(ii) la masse forfaitaire d'un ou de deux occupants soit 86 kg pour un monoplace construit en série, et 156 kg pour un biplace ; et

(iii) la masse de carburant correspondant au minimum à une heure d'autonomie.

(2) une limite supérieure égale à la plus petite des masses suivantes :

(i) la masse maximale de conception considérée lors du dimensionnement de la structure de l'appareil et de ses équipements ;

(ii) la masse maximale de conception considérée lors du programme d'épreuves en vol et au sol.

(b) *Masse minimale* : la masse minimale choisie par le constructeur ne doit pas être supérieure à la somme de :

(1) la masse à vide de l'hélicoptère ;

- (2) la masse minimale d'un pilote (supposée de 55 Kg) ; et
- (3) le carburant nécessaire pour une demi-heure d'autonomie.

### **HUL.27 - Limites de centrage**

- (a) Les limites de centrage avant et arrière doivent être établies pour chaque masse dans la plage définie par le constructeur.
- (b) Si la définition de l'hélicoptère permet une dissymétrie latérale importante dans le chargement, les limites latérales de centrage doivent être établies.

### **HUL.29 – Masse à vide et centrage à vide**

(a) *Masse à vide de référence.* La masse à vide de référence et le centrage correspondant doivent être déterminés en pesant l'hélicoptère,

- (1) avec ;
  - (i) le lest fixe
  - (ii) l'équipement minimum requis.
  - (iii) le carburant non consommable, le maximum d'huile et si approprié, le liquide de refroidissement moteur.
- (2) excluant :
  - (i) la masse des occupants ;
  - (ii) les autres éléments de masse facilement démontables.

(b) *Masse à vide maximale :* masse à vide considérée avec la masse maximale d'équipements prévus par le constructeur.

(c) La configuration de l'hélicoptère au moment de la détermination de la masse à vide doit être telle qu'elle soit bien définie et facilement reproductible.

### **HUL.31 - Lest amovible**

Du lest amovible peut être utilisé pour la démonstration de conformité aux exigences de vol de cette section.

### **HUL.33 - Limites de vitesse de rotation et de pas du rotor principal**

(a) *Limites de vitesses du rotor principal.* Une plage des vitesses du rotor principal doit être établie de sorte que :

- (1) Avec puissance, elle offre une marge adéquate pour supporter les variations de vitesse du rotor qui se produisent dans toute manoeuvre appropriée, et soit compatible avec le type de régulateur ou de synchronisateur utilisé, et
- (2) Sans puissance, elle permette l'exécution de chaque manoeuvre d'autorotation appropriée, dans toutes les plages de vitesse-air et de masse prévues par le constructeur.

(b) *Limites normales de petit pas du rotor principal (sans puissance).* Il doit être montré, sans puissance, que :

- (1) La limite normale petit pas du rotor principal permet une vitesse suffisante du rotor dans toute condition d'autorotation, avec les combinaisons les plus critiques de masse et de vitesse-air; et
- (2) Il est possible d'éviter une survitesse du rotor sans habileté exceptionnelle de pilotage.



(c) *Avertissement de basse vitesse du rotor principal.* Il doit y avoir un avertissement de basse vitesse du rotor principal qui satisfait aux exigences suivantes :

- (1) L'avertissement doit être fourni au pilote dans toutes les conditions de vol, y compris le vol avec puissance et sans puissance, lorsque la vitesse d'un rotor principal approche d'une valeur qui peut compromettre la sécurité du vol.
- (2) L'avertissement peut être fourni soit par les qualités aérodynamiques inhérentes de l'hélicoptère, soit par un dispositif.
- (3) L'avertissement doit être clair et caractérisé dans toutes les conditions, et doit pouvoir être clairement distingué de tous les autres avertissements. Un dispositif visuel qui nécessite l'attention de l'équipage dans le poste de pilotage n'est pas acceptable par lui-même.
- (4) Si un dispositif d'avertissement est utilisé, le dispositif doit automatiquement s'arrêter et se réarmer lorsque la condition de basse vitesse est corrigée. Si le dispositif a un avertisseur audible, il doit également être équipé d'un moyen pour le pilote d'arrêter manuellement l'avertisseur audible avant que la condition de basse vitesse soit corrigée.

## **B.2 – Performances**

### **HUL.45 - Généralités**

(a) Les exigences de performances de cette partie B doivent être déterminées :

- (1) avec une habileté de pilotage normale en conditions moyennes; et
- (2) en air calme en atmosphère standard.

(b) Les performances doivent correspondre à la puissance motrice disponible dans les conditions atmosphériques ambiantes et dans les conditions de vol suivantes :

- (1) à la masse la plus pénalisante;
- (2) avec le centrage le plus défavorable pour chaque phase de vol; et
- (3) en utilisant une puissance motrice inférieure au maximum déclaré pour le type de moteur installé et sans excéder les limitations établies en conformité avec le § HUL.1521.

### **HUL.51 - Décollage**

(a) Le décollage avec la puissance et le régime rotor de décollage :

- (1) ne doit pas exiger une habileté de pilotage exceptionnelle ou des conditions exceptionnellement favorables ; et
- (2) doit être réalisé de telle manière qu'un atterrissage puisse être effectué sans danger en tout point de la trajectoire de vol en cas de panne moteur.

(b) Les exigences du sous-paragraphe (a) doivent être respectées pour toute masse jusqu'à la masse maximale prévue en utilisation et dans toute la plage d'altitude, du niveau de la mer jusqu'à l'altitude maximale d'utilisation prévue.

### **HUL.65 - Montée**

(a) La vitesse de meilleur taux de montée  $V_y$  doit être déterminée :

- (1) pour les conditions standards au niveau de la mer;
- (2) à la masse maximale; et

(3) à la puissance maximale continue.

(b) Le taux de montée stabilisé doit être déterminé :

(1) à la vitesse  $V_y$ ;

(2) en le corrigeant pour les conditions standards au niveau de la mer dans toute la plage d'altitude, du niveau de la mer à l'altitude maximale d'utilisation prévue;

(3) à la masse maximale; et

(4) à la puissance maximale continue.

#### **HUL.71 - Performances en autorotation**

La vitesse-air correspondant au taux de descente minimal et la vitesse-air correspondant au meilleur angle de plané doivent être déterminées en autorotation à la masse maximale.

#### **HUL.73 – Performances à la vitesse minimale d'utilisation**

Le plafond de vol stationnaire doit être déterminé dans toute la plage de masse, d'altitude et de température prévues en utilisation, avec :

(a) la puissance de décollage; et

(b) l'hélicoptère dans l'effet de sol à une hauteur compatible avec les procédures normales de décollage.

#### **HUL.75 - Atterrissage**

L'hélicoptère doit pouvoir atterrir sans accélération verticale excessive, ni tendance aux rebonds, au capotage, au cheval de bois, au marsouinage, ou au cheval de bois à flot, et sans habileté exceptionnelle de pilotage, ni conditions exceptionnellement favorables, avec :

(a) la vitesse d'approche définie par le constructeur;

(b) l'approche et l'atterrissage effectués :

(1) avec la puissance moteur appliquée; et

(2) en autorotation sans puissance.

#### **HUL.79 - Domaine hauteurs-vitesses**

S'il existe une combinaison quelconque de hauteur et de vitesse d'avancement (vol stationnaire inclus) pour laquelle un atterrissage sans danger ne peut être effectué après une perte complète soudaine de puissance, un domaine hauteurs-vitesses doit être défini (incluant toute information pertinente) pour cette condition, dans les plages :

(a) d'altitude, du niveau de la mer en conditions standards jusqu'à l'altitude maximale d'utilisation prévue; et

(b) de masse, jusqu'à la masse maximale définie par le constructeur.

### **B.3 - Qualités de vol**

#### **HUL.141 – Généralités**

(a) L'hélicoptère être conforme aux exigences de qualités de vol de cette section :

(1) aux altitudes et températures envisagées en utilisation;

- (2) pour toute condition critique de chargement dans les plages de masses et centrages prévues par le constructeur;
- (3) en vol avec puissance, pour toute condition de vitesse, puissance et régime rotor prévue par le constructeur; et
- (4) en vol sans puissance, pour toute condition de vitesse et régime rotor prévue par le constructeur.

(b) L'hélicoptère doit être capable de maintenir toute condition de vol exigée et de faire une transition sans brusquerie de toute condition de vol à toute autre condition de vol sans habileté, vigilance ou efforts exceptionnels de pilotage et sans danger de dépasser le facteur de charge limite dans toute condition d'utilisation probable de l'hélicoptère, avec le moteur fonctionnant à tous les régimes possibles correspondant dans l'enveloppe de puissance disponible, incluant les effets des changements de régime et la panne moteur.

Des écarts probables aux techniques de pilotage recommandées ne doivent pas entraîner de condition de vol dangereuse.

### **HUL.143 - Contrôlabilité et manœuvrabilité**

(a) L'hélicoptère doit être contrôlable et manœuvrable sans danger :

- (1) durant le vol stabilisé; et
- (2) durant toute manœuvre appropriée à son type, incluant :
  - (i) le décollage;
  - (ii) la montée;
  - (iii) le vol en palier;
  - (iv) les virages;
  - (v) l'autorotation;
  - (vi) atterrissage (avec et sans puissance); et
  - (vii) reprise du vol avec puissance à partir d'une approche manquée en autorotation.

(b) La marge de commande cyclique doit permettre le contrôle satisfaisant en roulis et tangage à la Vne avec :

- (1) la masse la plus pénalisante;
- (2) le centrage le plus pénalisant;
- (3) le régime rotor le plus pénalisant; et
- (4) avec puissance et sans puissance.

(c) Il doit être vérifié que l'hélicoptère est utilisable sans perte de contrôle au sol ou près du sol, avec une vitesse de vent d'au moins 17 nœuds pour un hélicoptère biplace, ou 12 nœuds pour un hélicoptère monoplace, dans toute manœuvre appropriée au type (telle que décollage avec vent de travers, translation latérale, et vol vers l'arrière), avec :

- (1) la masse la plus pénalisante;
- (2) le centrage le plus pénalisant;
- (3) le régime rotor le plus pénalisant; et
- (4) une altitude, du niveau de la mer dans les conditions standards jusqu'à l'altitude maximale d'utilisation prévue.

(d) L'hélicoptère, après une panne moteur, doit être contrôlable dans toute la plage de vitesses et d'altitudes prévues en utilisation quand une telle panne survient avec la puissance maximale continue et à la masse la plus pénalisante. Aucun temps de réaction pour une action corrective

suivant une panne moteur ne doit être inférieur :

- (1) pour le vol de croisière, une seconde, ou le temps normal de réaction d'un pilote ( le plus grand de ces deux temps étant pris en compte); et
- (2) pour toute autre condition de vol, le temps de réaction normal d'un pilote.

(e) Pour les hélicoptères pour lesquels la Vne sans puissance est établie en conformité avec le § HUL.1505(c), la vérification de conformité doit être réalisée avec le régime rotor le plus pénalisant et doit montrer que :

- (1) l'hélicoptère peut être ralenti en toute sécurité jusqu'à la Vne sans puissance, sans exiger d'habileté de pilotage exceptionnelle, après une panne moteur à la Vne avec puissance;
- (2) à une vitesse de 1,1 Vne sans puissance, la marge de commande cyclique doit permettre un contrôle satisfaisant en roulis et tangage lors du vol sans puissance.

### **HUL.151 - Commandes de vol**

(a) Les commandes longitudinale, latérale, directionnelle et du collectif ne doivent pas présenter une réaction, une friction, ou une précharge excessive à vaincre.

(b) Les réactions du système de commande et le libre jeu ne doivent pas empêcher une réponse souple, directe de l'hélicoptère à l'action du système de commande.

### **HUL.161 - Commande de compensation**

La commande de compensation (si installée) :

(a) doit compenser toutes les réactions stables des commandes longitudinales et latérales et du collectif pour les annuler en vol en palier à toute vitesse appropriée; et

(b) ne doit introduire aucune discontinuité indésirable dans les gradients des forces de commande.

## **B.4 – Stabilité**

### **HUL.171 – Stabilité: Généralités**

L'hélicoptère doit être pilotable, sans fatigue ou efforts anormaux du pilote, dans toutes les manoeuvres normales pendant une période de temps aussi longue que celle envisagée en utilisation normale. Au moins trois atterrissages et trois décollages doivent être faits pendant cette démonstration.

### **HUL.173 - Stabilité statique longitudinale**

(a) La commande cyclique longitudinale doit être conçue de façon que, un mouvement vers l'arrière de la commande soit nécessaire pour obtenir une vitesse-air inférieure à la vitesse de compensation et un mouvement vers l'avant de la commande soit nécessaire pour obtenir une vitesse supérieure à la vitesse-air de compensation

(b) Dans toute la plage d'altitudes prévues en utilisation, avec la commande de gaz et le pas collectif maintenus constants au cours des manoeuvres spécifiées aux § HUL.175 (a) à (c), la pente de la courbe de position de commande en fonction de la vitesse-air doit être positive.

(c) Pendant la manoeuvre spécifiée au § HUL.175(d), la courbe de position de commande longitudinale en fonction de la vitesse-air peut avoir une pente négative à l'intérieur de la plage des vitesses spécifiées si le déplacement négatif n'est pas supérieur à 10% du déplacement total de la commande.

## **HUL.175 - Démonstration de stabilité longitudinale statique**

### *(a) - Montée*

La stabilité statique longitudinale doit être vérifiée en montée à des vitesses-air comprises entre 0,85 VY et 1,2 VY avec :

- (1) la masse la plus pénalisante;
- (2) le centrage le plus pénalisant;
- (3) la puissance maximale continue; et
- (4) l'hélicoptère compensé à VY.

### *(b) - Croisière*

La stabilité statique longitudinale doit être vérifiée en croisière à des vitesses-air comprises entre 0,7 VH ou 0,7 VNE, en retenant la plus faible des deux valeurs, et 1,1 VH ou 1,1 VNE, en retenant la plus faible des deux valeurs, avec :

- (1) la masse la plus pénalisante;
- (2) le centrage le plus pénalisant;
- (3) la puissance nécessaire pour le vol en palier à 0,9 VH ou 0,9 VNE, en retenant la plus faible des deux valeurs; et
- (4) l'hélicoptère compensé à 0,9 VH ou 0,9 VNE, en retenant la plus faible des deux valeurs.

### *(c) - Autorotation*

La stabilité statique longitudinale doit être vérifiée en autorotation à des vitesses-air comprises entre 0,5 la vitesse-air de taux de descente minimal et la VNE, ou 1,1 VNE sans puissance si la Vne sans puissance est établie en conformité avec le § HUL.1505(c), avec :

- (1) la masse la plus pénalisante;
- (2) le centrage le plus pénalisant;
- (3) sans puissance; et
- (4) l'hélicoptère compensé aux vitesses-air appropriées nécessaires pour démontrer la stabilité dans toute la plage prévue en utilisation.

### *(d) - Vol stationnaire*

La commande cyclique longitudinale doit fonctionner dans le sens et la direction du mouvement prescrit par le § HUL.173 entre la vitesse-air maximum vers l'arrière et une vitesse-air vers l'avant d'au moins 17 nœuds pour un hélicoptère biplace, ou 12 nœuds pour un hélicoptère monoplace, avec :

- (1) la masse la plus pénalisante ;
- (2) le centrage le plus pénalisant ;
- (3) la puissance nécessaire pour maintenir une hauteur constante en effet de sol; et
- (4) l'hélicoptère compensé pour le vol stationnaire.

## **HUL.177 - Stabilité statique directionnelle**

La stabilité directionnelle statique doit être positive avec la commande des gaz et le manche collectif maintenus constants aux conditions de compensation spécifiées aux § HUL.175 (a) et (b) Ceci doit être vérifié en augmentant la déflexion de la commande de direction pour obtenir des angles de dérapage compris entre  $-10^\circ$  et  $+10^\circ$  autour de la position compensée. Des indications suffisantes doivent accompagner le dérapage afin d'alerter le pilote lorsqu'il approche les limites d'angles de dérapage.

## **B.5 - Manoeuvrabilité au sol ou à flot**

### **HUL.231 - Généralités**

L'hélicoptère doit avoir des caractéristiques satisfaisantes de manoeuvrabilité au sol et à flot, comprenant l'absence de tendances incontrôlables dans toute condition envisagée en utilisation.

### **HUL.235 - Condition de roulement au sol**

Si équipé d'un train d'atterrissage à roues, l'hélicoptère doit être conçu pour résister aux charges qui sont susceptibles de se produire lorsqu'il roule sur un sol le plus inégal qui peut être raisonnablement envisagé en utilisation normale.

### **HUL.238 - Conditions de vent et de houle**

Si l'hélicoptère est prévu pour une utilisation amphibie alors les conditions extrêmes de vent et de houle pour cette utilisation doivent être établies. L'utilisation doit être envisagée sur des plans d'eau abrités caractérisés par une houle relativement faible.

### **HUL.239 - Projections d'eau**

Si l'hélicoptère est prévu pour une utilisation amphibie, les projections d'eau au cours des évolutions à flot, du décollage ou de l'amerrissage ne doivent pas gêner la vision du pilote ou endommager les rotors ou autres parties de l'hélicoptère.

### **HUL.241 - Résonance sol**

L'hélicoptère ne doit pas avoir de tendance dangereuse à osciller sur le sol quand le rotor tourne.

## **B.6 – Divers**

### **HUL.251 - Vibrations**

Tout élément de l'hélicoptère doit être exempt de vibrations excessives dans chaque condition de vitesse et de puissance appropriée.

## **Section C – Exigences de résistance**

### **C.1 – Généralités**

#### **HUL.301 - Charges**

(a) Les exigences de résistance de cette partie sont exprimées en termes de charges limites (les charges maximales envisagées en utilisation) et en charges ultimes (les charges limites multipliées par un coefficient de sécurité spécifié). Sauf indication contraire, les charges considérées sont les charges limites.

(b) Sauf indication contraire, les charges aérodynamiques et les charges au sol doivent être placées en équilibre avec les forces d'inertie, en considérant chaque masse élémentaire importante de l'hélicoptère. Ces charges doivent être distribuées de manière à représenter les conditions réelles ou des approximations pénalisantes de celles-ci.

(c) Si les déformations sous charges conduisent à un changement important de la distribution des charges externes ou internes, ces redistributions doivent être prises en compte.

#### **HUL.303 - Coefficient de sécurité**

Sauf indication contraire, un coefficient de sécurité de 1.5 doit être appliqué.

#### **HUL.305 - Résistance et déformation**

(a) La structure et les commandes de vol doivent être conçue pour supporter les charges limites sans déformations permanentes. Les déformations de la structure sous charges ne doivent pas compromettre la sécurité du vol.

(b) La structure doit être capable de supporter les charges extrêmes sans rupture. Ceci doit être montré par :

- (1) L'application des charges extrêmes à la structure lors d'un essai statique pendant au moins 3 secondes; ou
- (2) Des essais dynamiques simulant l'application des charges réelles.

#### **HUL.307 – Justification de la structure**

(a) La vérification de la conformité aux exigences du paragraphe précédent doit être faite pour chaque condition de charge critique, par analyses théoriques représentatives et fiables ou par essais de chargements statiques conduits jusqu'aux charges ultimes.

(b) Les essais à réaliser doivent inclure :

- (1) essais dynamiques et d'endurance des rotors, des transmissions et des commandes de vol;
- (2) essais aux charges limites pour les commandes de vol;
- (3) essais opérationnels des commandes de vol; et
- (4) essais de chute du train d'atterrissage.

#### **HUL.309 - Limitations de conception**

Les valeurs et limitations suivantes doivent être établies pour montrer la conformité avec les exigences de résistance structurale de cette partie :

- (a) la masse maximale;
- (b) les plages de régime du rotor principal avec et sans puissance;
- (c) la vitesse d'avancement maximale pour chaque régime du rotor principal dans les plages définies au sous paragraphe précédent;
- (d) les vitesses maximales de vol latéral et vers l'arrière;
- (e) le centrage limite correspondant aux limitations définies aux paragraphes précédents (b), (c) et (d);
- (f) les rapports de vitesse de rotation du moteur et des éléments tournants connectés à celui-ci;
- (g) les facteurs de charge limites de manœuvre négatif et positif.

## **C.2 - Charges de vol**

### **HUL.321 - Généralités**

- (a) Le facteur de charge en vol doit être supposé agir perpendiculairement à l'axe longitudinal de l'hélicoptère, et être d'amplitude égale et de direction opposée au facteur de charge d'inertie au centre de gravité de l'hélicoptère.
- (b) La conformité aux exigences de charges en vol de cette partie doit être montrée :
  - (1) pour chaque masse comprise entre la masse minimale de calcul et la masse maximale de calcul; et
  - (2) pour toute répartition pratique de la charge utilisable dans les limites opérationnelles du Manuel d'utilisation de l'hélicoptère.

### **HUL.337 - Facteurs de charge limite en manœuvre**

La structure de l'hélicoptère doit pouvoir supporter un facteur de charge de manoeuvre compris entre une limite positive de 3,5 et une limite négative de -1.

### **HUL.339 – Charge résultante limite en manœuvre**

Les charges résultant de l'application des facteurs de charge limite en manoeuvre sont supposées agir au centre de chaque moyeu rotor, et agir dans des directions représentant chaque condition critique de manoeuvre.

### **HUL.341 – Charges de rafale**

L'hélicoptère doit être conçu pour résister, à chaque vitesse-air critique, y compris le vol stationnaire, aux charges résultant d'une rafale de vent verticale de 9.1m/s (30 ft/s) pour un hélicoptère biplace, ou 6,1 m/s (20 ft/s) pour un hélicoptère monoplace.

### **HUL.351 - Conditions de lacet**

- (a) Chaque hélicoptère doit être conçu pour les charges résultant des manoeuvres spécifiées aux paragraphes (b) et (c) de la présente section, avec :
  - (1) Les moments aérodynamiques non équilibrés agissant autour du centre de gravité auxquels l'hélicoptère réagit de manière rationnelle ou pénalisante en considérant les masses essentielles qui fournissent les forces d'inertie de réaction; et
  - (2) La vitesse maximale du rotor principal.



(b) Pour produire la charge exigée au paragraphe a) de la présente section, en vol non accéléré et à lacet nul, à des vitesses d'avancement comprises entre zéro et 0,6 VNE :

(1) Déplacer brusquement la commande de direction du poste de pilotage sur son débattement maximal limité par les butées de commande ou par l'effort pilote maximal spécifié au § HUL.395 (a);

(2) Atteindre l'angle de dérapage résultant ou un angle de 90 degrés, selon le plus petit des deux; et

(3) Ramener brusquement la commande de direction au neutre.

(c) Pour produire la charge stipulée au paragraphe a) de la présente section, en vol non accéléré à lacet nul, à des vitesses d'avancement comprises entre 0,6 VNE et VNE ou VH, selon la plus petite des deux vitesses :

(1) Déplacer brusquement la commande de direction du poste de pilotage sur son débattement maximal limité par les butées de commande ou par l'effort pilote maximal spécifié au § HUL.395 (a);

(2) Atteindre l'angle de dérapage résultant ou un angle de 15 degrés, selon le plus petit des deux, à la vitesse la plus faible entre VNE et VH;

(3) Varier les angles de dérapage des paragraphes (b)(2) et (c)(2) de la présente section directement avec la vitesse; et

(4) Ramener brusquement la commande de direction au neutre.

#### **HUL.361 - Couple moteur**

(a) Pour un moteur à pistons, le couple moteur limite ne doit pas être inférieur au couple moyen correspondant à la puissance maximale continue, multiplié par un facteur de :

(1) Pour un moteur à 4 temps :

(i) 1,33 pour un moteur ayant 5 cylindres ou plus; et

(ii) 2, 3, 4 et 8 pour un moteur ayant quatre, trois, deux et un cylindre, respectivement.

(2) Pour un moteur à 2 temps :

(i) 2 pour un moteur ayant 3 cylindres ou plus,

(ii) 3, et 6, pour un moteur ayant deux et un cylindre, respectivement.

(b) Pour un turbomoteur, le couple moteur limite ne doit pas être inférieur au couple moyen pour la puissance maximale continue multiplié par 1.25.

#### **HUL.363 - Charges latérales sur les fixations du moteur**

(a) Les fixations du moteur et sa structure portante doivent être conçues pour supporter un facteur de charge limite latéral d'au moins un tiers du facteur de charge limite du § HUL.337

(b) Les charges prescrites en (a) peuvent être supposées indépendantes des autres conditions de vol.

### **C.3 - Charge sur les gouvernes et les commandes de vol**

#### **HUL.391 - Généralités**

Chaque rotor auxiliaire, chaque gouverne ou chaque surface stabilisatrice fixe ou mobile, et chaque système assurant le fonctionnement des commandes de vol doit satisfaire aux exigences des § HUL 395, 397, 399, 411 et 427.

#### **HUL.395 - Système de commandes de vol**

La partie de chaque système de commande de vol comprise entre les commandes du pilote et les butées de commande doit être conçue de façon à résister à des efforts résultants des efforts limites pilote spécifiés au § HUL.397;

#### **HUL.397 - Efforts pilote et couples limites**

Pour les commandes de vol principales, les efforts pilote limites sont les suivants :

- (a) pour les commandes au pied, 580 N (130 livres)
- (b) pour les commandes par manche :
  - (1) 450 N (100 livres) vers l'avant et vers l'arrière, et verticalement et
  - (2) 300 N (67 livres) latéralement ; et
- (c) pour les commandes par torsion,  $356 \times R$  Ncm (rayon en cm) ( $80 \times R$  livres-pouces (rayon en pouces)) (où R = rayon de la commande par torsion)

#### **HUL.399 - Système de doubles commandes de vol**

Chaque système de doubles commandes de vol principales doit être conçu pour résister aux charges qui résultent lorsque des efforts pilote égaux à 0,75 fois ceux obtenus selon le § HUL.397 sont appliqués :

- (a) dans la même direction; et
- (b) en opposition.

#### **HUL.411 - Garde au sol : protection du rotor de queue**

- (a) Il doit être impossible au rotor de queue de toucher la surface d'atterrissage au cours d'un atterrissage normal.
- (b) Si une protection du rotor de queue est exigée pour montrer la conformité au paragraphe (a) :
  - (1) Des charges de calcul convenables doivent être établies pour la protection; et
  - (2) La protection et sa structure-support doivent être conçues pour résister à ces charges.

#### **HUL.427 - Charges dissymétriques**

- (a) L'empennage horizontal et sa structure support doivent être conçus pour résister aux charges dissymétriques résultant des mouvements de lacet et du sillage rotor combinées aux conditions de vol prescrites.

(b) Pour répondre aux critères de conception du paragraphe (a) de la présente section, en l'absence de données rationnelles supplémentaires, les deux conditions suivantes doivent être satisfaites :

(1) 100 % des charges maximales des conditions de vol symétriques spécifiées agissant sur un côté du plan de symétrie de l'empennage, et aucune charge agissant sur l'autre côté.

(2) 50 % des charges maximales des conditions de vol symétriques spécifiées agissant de chaque côté du plan de symétrie, en directions opposées.

(c) Dans le cas des configurations d'empennage où l'empennage horizontal est supporté par un empennage vertical, l'empennage vertical et sa structure support doivent être conçus de manière à pouvoir résister aux charges combinées sur les empennages vertical et horizontal résultant de chaque condition de vol prescrite, considérées séparément. Les conditions de vol doivent être choisies afin que les charges maximales de calcul soient obtenues sur chaque surface. En l'absence de données rationnelles supplémentaires, les distributions de charges dissymétriques sur l'empennage horizontal spécifiées dans la présente section doivent être satisfaites.

## **C.4 - Charges au sol**

### **HUL.471 - Généralités**

(a) Les charges limites au sol obtenues dans les conditions d'atterrissage de ce chapitre doivent être considérées comme des charges externes qui se produiraient dans la structure de l'hélicoptère. Dans chaque condition d'atterrissage spécifiée, les charges externes doivent être équilibrées d'une manière rationnelle ou pénalisante par des forces d'inertie linéaires et angulaires.

(b) Les centrages critiques situés dans le domaine prévu en utilisation, doivent être choisis de manière à obtenir les charges de calcul maximales sur chaque élément du train d'atterrissage.

### **HUL.473 - Conditions de charges au sol et hypothèses**

(a) Pour les conditions d'atterrissage spécifiées, la masse maximale doit être utilisée. La portance du rotor peut être supposée passer par le centre de gravité pendant l'impact à l'atterrissage. Cette portance ne doit pas dépasser les 2/3 du poids maximal de calcul;

(b) Sauf indications contraires, pour chaque condition d'atterrissage spécifiée, l'hélicoptère doit être conçu pour un facteur de charge limite non inférieur au facteur de charge d'inertie limite justifié selon le § HUL.725.

### **HUL.475 – Pneumatiques et amortisseurs**

Lorsque le train comporte des roues et/ou des amortisseurs, et sauf indications contraires, pour chaque condition d'atterrissage spécifiée, les pneumatiques doivent être supposés être dans leur position statique et les amortisseurs dans leur position la plus critique.

### **HUL.477 - Disposition du train d'atterrissage**

Les paragraphes HUL.235, HUL.479 à HUL.485 et HUL.493 s'appliquent aux trains d'atterrissage à roues équipés de deux atterrisseurs en arrière, et un ou plusieurs atterrisseurs en avant du centre de gravité.

### **HUL.479 - Conditions d'atterrissage en ligne de vol**

(a) *Assiettes*. Pour chacune des conditions de charge prescrites au sous-paragraphe (b), l'hélicoptère est supposé être dans chacune des assiettes d'atterrissage en ligne de vol suivantes :

(1) Une assiette pour laquelle toutes les roues entrent en contact avec le sol simultanément.

(2) Une assiette pour laquelle les roues arrière entrent en contact avec le sol tandis que les roues avant sont juste au-dessus du sol.

(b) *Conditions de charge*. L'hélicoptère doit être conçu pour les conditions de charge à l'atterrissage suivantes :

(1) Charges verticales appliquées selon le § HUL.471.

(2) Charges résultant d'une combinaison des charges appliquées selon le sous-paragraphe (b)(1) avec des charges de traînée sur chaque roue non inférieures à 25% de la charge verticale sur cette roue.

(3) S'il y a deux atterrisseurs avant, une répartition des charges appliquées à ces atterrisseurs selon les sous-paragraphe (b)(1) et (b)(2) dans un rapport de 40:60.

(c) *Moments de tangage*. Les moments de tangage sont supposés être encaissés par :

(1) dans le cas de l'assiette spécifiée au sous-paragraphe (a) (1), l'atterrisseur avant; et

(2) dans le cas de l'assiette spécifiée au sous-paragraphe (a) (2), les forces d'inertie angulaires.

### **HUL.481 Conditions d'atterrissage en cabré**

(a) L'hélicoptère est supposé être à l'assiette en cabré maximal, compte tenu de la garde au sol de chaque partie de l'hélicoptère.

(b) À cette assiette, les charges au sol sont supposées agir perpendiculairement au sol.

### **HUL.483 - Conditions d'atterrissage sur un atterrisseur**

Dans la condition d'atterrissage sur un atterrisseur, l'hélicoptère est supposé être en ligne de vol et entrer en contact avec le sol sur un atterrisseur arrière. À cette assiette :

(a) la charge verticale doit être la même que celle obtenue sur ce côté, selon le § HUL.479 (b)(1); et

(b) les charges externes non équilibrées doivent être équilibrées par l'inertie de l'hélicoptère.

### **HUL.485 - Conditions d'atterrissage ripé**

(a) L'hélicoptère est supposé être à une assiette d'atterrissage en ligne de vol, avec :

(1) Charges latérales combinées avec la moitié des réactions maximales au sol obtenues dans les conditions d'atterrissage en ligne de vol du § HUL.479 (b)(1); et

(2) Les charges obtenues selon le sous-paragraphe (a)(1) appliquées :

(i) au point de contact avec le sol; ou

(ii) pour les atterrisseurs à roues entièrement pivotantes, au centre de l'essieu.

(b) L'hélicoptère doit être conçu pour résister, au contact du sol :

(1) Lorsque seuls les atterrisseurs arrière entrent en contact avec le sol, à des charges latérales de 0,8 fois la réaction verticale agissant vers l'intérieur sur un côté, et de 0,6 fois la réaction verticale agissant vers l'extérieur sur l'autre côté, toutes combinées avec les charges verticales spécifiées au sous-paragraphe (a); et

(2) Lorsque les atterrisseurs entrent simultanément en contact avec le sol :

(i) pour les atterrisseurs arrière, aux charges latérales spécifiées au sous-paragraphe (b)(1); et

(ii) pour les atterrisseurs avant, à une charge latérale de 0,8 fois la réaction verticale combinée avec la charge verticale spécifiée au sous-paragraphe (a).

### **HUL.493 - Conditions de roulement freiné**

Dans des conditions de roulement freiné avec les amortisseurs dans leur position statique :

(a) La charge limite verticale doit être basée sur un facteur de charge d'au moins :

(1) 1,33 pour l'assiette spécifiée au § HUL.479 (a)(1); et

(2) 1,0 pour l'assiette spécifiée au § HUL.479 (a)(2); et

(b) La structure doit être calculée pour résister au point de contact avec le sol de chaque roue avec freins, à une charge de traînée au moins égale à la plus faible des valeurs suivantes :

(1) la charge verticale multipliée par un coefficient de frottement de 0,8; et

(2) la valeur maximale basée sur le couple de freinage limite.

### **HUL.497 - Conditions de charges au sol : train d'atterrissage avec atterrisseur de queue**

(a) *Généralités.* Les hélicoptères équipés de trains d'atterrissage avec deux atterrisseurs en avant et un atterrisseur en arrière du centre de gravité doivent être conçus pour les conditions de charges prescrites dans cette section.

(b) *Assiette d'atterrissage en ligne de vol avec seulement les atterrisseurs avant en contact avec le sol.* À cette assiette :

(1) Les charges verticales doivent être appliquées selon les § HUL.471 à HUL.475;

(2) La charge verticale appliquée à chaque essieu doit être combinée avec une charge de traînée à cet essieu non inférieure à 25% de cette charge verticale; et

(3) Les moments de tangage non équilibrés, sont supposés être équilibrés par les forces d'inertie angulaires.

(c) *Assiette d'atterrissage en ligne de vol avec tous les atterrisseurs entrant simultanément en contact avec le sol.* À cette assiette, l'hélicoptère doit être conçu pour les conditions de charges à l'atterrissage prescrites au sous-paragraphe (b).

(d) *Assiette maximale en cabré avec seulement l'atterrisseur arrière entrant en contact avec le sol.* L'assiette pour cette condition doit être l'assiette en cabré maximale envisagée en utilisation normale, y compris les atterrissages en autorotation. À cette assiette :

(1) Les charges au sol appropriées spécifiées au sous-paragraphes (b)(1) et (b)(2) doivent être déterminées et appliquées, en utilisant une méthode rationnelle pour tenir compte du bras de levier entre la réaction au sol de l'atterrisseur arrière et le centre de gravité de l'hélicoptère; ou

(2) La condition du sous-paragraphes (d)(1) peut ne pas être appliquée si la probabilité d'un atterrissage avec l'atterrisseur arrière entrant le premier en contact avec le sol est extrêmement faible.

(e) *Assiette d'atterrissage en ligne de vol avec seulement un atterrisseur avant entrant en contact avec le sol.* À cette assiette, l'hélicoptère doit être conçu pour les charges au sol spécifiées au sous-paragraphes (b)(1) et (b)(3).

(f) *Charges latérales avec assiette d'atterrissage en ligne de vol.* Pour les assiettes spécifiées aux sous-paragraphes (b) et (c), ce qui suit s'applique :

(1) Les charges latérales doivent être combinées à chaque atterrisseur avec la moitié des réactions verticales maximales du sol obtenues pour cet atterrisseur selon les sous-paragraphes (b) et (c). Dans cette condition, les charges latérales doivent être :

(i) pour les atterrisseurs avant, 0,8 fois la réaction verticale (sur un côté) agissant vers l'intérieur, et 0,6 fois la réaction verticale (sur l'autre côté) agissant vers l'extérieur; et

(ii) pour l'atterrisseur arrière, 0,8 fois la réaction verticale.

(2) Les charges spécifiées au sous-paragraphes (f)(1) doivent être appliquées :

(i) Au point de contact avec le sol avec l'atterrisseur orienté vers l'arrière (pour un atterrisseur non entièrement pivotant avec un verrou, un dispositif d'orientation ou un amortisseur de shimmy pour maintenir l'atterrisseur orienté vers l'arrière); ou

(ii) Au centre de l'essieu (pour un atterrisseur entièrement pivotant sans verrou, ni dispositif d'orientation ni amortisseur de shimmy).

(g) *Conditions de roulement freiné avec assiette d'atterrissage en ligne de vol.* Pour les assiettes spécifiées aux sous-paragraphes (b) et (c), et avec les amortisseurs dans leur position statique, l'hélicoptère doit être conçu pour les charges de roulement freiné comme suit :

(1) La charge verticale limite doit être basée sur un facteur de charge verticale limite non inférieur à :

(i) 1,0 pour l'assiette spécifiée au sous-paragraphes (b); et

(ii) 1,33 pour l'assiette spécifiée au sous-paragraphes (c).

(2) Pour chaque roue équipée de freins, une charge de traînée doit être appliquée, au point de contact avec le sol, non inférieure à la plus faible des valeurs suivantes :

(i) 0,8 fois la charge verticale; et

(ii) la valeur maximale basée sur le couple de freinage limite.

(h) *Charges de virage sur l'atterrisseur arrière à une assiette statique au sol.* À une assiette statique au sol, et avec les amortisseurs et les pneus dans leurs positions statiques, l'hélicoptère doit être conçu pour les charges de virage sur l'atterrisseur arrière comme suit :

(1) Une réaction verticale du sol égale à la charge statique sur l'atterrisseur arrière doit être combinée avec une charge latérale égale.

(2) La charge spécifiée au sous-paragraphe (h)(1) doit être appliquée à l'atterrisseur arrière :

(i) Sur l'axe, s'il y a un pivot (la roue arrière étant supposée avoir pivoté de 90° par rapport à l'axe longitudinal de l'hélicoptère); ou

(ii) Au point de contact avec le sol, s'il y a un verrou, un dispositif d'orientation ou un amortisseur de shimmy (la roue arrière étant supposée être vers l'arrière).

(i) *Condition d'évolution au sol.* L'hélicoptère et son train d'atterrissage doivent être conçus pour les charges qui se produiraient lorsque l'hélicoptère évolue sur le sol le plus inégal qui peut être raisonnablement envisagé en utilisation normale.

### **HUL.501 - Conditions de charges au sol : atterrisseur à patins**

(a) *Généralités.* Les hélicoptères équipés d'atterrisseurs à patins doivent être conçus pour les conditions de charges spécifiées dans cette section. En montrant la conformité à cette section, ce qui suit s'applique :

(1) La masse maximale de calcul, le centrage et le facteur de charge doivent être déterminés selon les § HUL.471 à 475.

(2) La déformation structurale des éléments élastiques sous des charges limites, est acceptable.

(3) Les charges extrêmes de calcul pour les éléments élastiques n'ont pas à dépasser celles obtenues lors d'un essai de chute du train avec :

(i) Une hauteur de chute de 1,5 fois celle spécifiée au § HUL.725; et

(ii) Une portance de rotor supposée non supérieure à 1,5 fois celle utilisée pour les essais de chute limite prescrits au § HUL.725.

(4) La conformité aux paragraphes (b) à (e) doit être montrée avec :

(i) L'atterrisseur dans sa position la plus critique d'affaissement pour la condition d'atterrissage considérée; et

(ii) Les réactions du sol réparties rationnellement le long de la partie inférieure du tube de patin.

(b) *Réactions verticales avec assiette d'atterrissage en ligne de vol.* À l'assiette en ligne de vol, l'hélicoptère entrant en contact avec le sol sur toute la partie inférieure des deux patins, les réactions verticales doivent être appliquées comme prescrit dans le paragraphe (a) .

(c) *Réactions de traînée avec assiette d'atterrissage en ligne de vol.* À l'assiette en ligne de vol, l'hélicoptère entrant en contact avec le sol sur toute la partie inférieure des deux patins, ce qui suit s'applique :

(1) Les réactions verticales doivent être combinées avec des réactions horizontales de traînée égales à 50% de la réaction verticale appliquée au sol.

(2) Les charges au sol résultantes doivent être égales à la charge spécifiée au paragraphe (b) .

d) *Charges latérales avec assiette d'atterrissage en ligne de vol.* Lorsque l'hélicoptère avec assiette en ligne de vol, entre en contact avec le sol sur la partie inférieure de ses deux patins, ce qui suit s'applique :

(1) La réaction verticale du sol doit être :

(i) Égale aux charge verticales obtenues dans la condition spécifiée au paragraphe (b) ; et

(ii) Également répartie sur les patins.

(2) Les réactions verticales du sol doivent être combinées à une charge latérale horizontale égale à 25% de leur valeur.

(3) La charge latérale totale doit être appliquée également entre les patins et sur toute la longueur des patins.

(4) Les moments non-équilibrés sont supposés être équilibrés par l'inertie angulaire.

(5) L'atterrisseur à patins doit être étudié pour :

(i) Les charges latérales agissant vers l'intérieur; et

(ii) Les charges latérales agissant vers l'extérieur.

(e) *Charges d'atterrissage sur un seul patin avec assiette en ligne de vol.* Lorsque l'hélicoptère, avec assiette en ligne de vol, entre en contact avec le sol sur la partie inférieure d'un seul patin, ce qui suit s'applique :

(1) La charge verticale sur le côté entrant en contact avec le sol doit être la même que celle obtenue de ce côté dans la condition spécifiée au paragraphe b) .

(2) Les moments non-équilibrés sont supposés être équilibrés par l'inertie angulaire.

(f) *Conditions spéciales.* En plus des conditions spécifiées aux paragraphes b) et c) , l'hélicoptère doit être conçu pour les réactions du sol suivantes :

(1) Une charge de réaction du sol agissant vers le haut et vers l'arrière sous un angle de 45° par rapport à l'axe longitudinal de l'hélicoptère. Cette charge doit être :

(i) Égale à 1,33 fois le poids maximal;

(ii) Répartie symétriquement entre les patins;

(iii) Concentrée à l'extrémité avant de la partie du tube du patin; et

(iv) Appliquée uniquement à l'extrémité avant du tube du patin et à son attache à l'hélicoptère.

(2) L'hélicoptère ayant une assiette d'atterrissage en ligne de vol, une charge verticale de réaction du sol égale à la moitié de la charge verticale déterminée selon le paragraphe (b) . Cette charge doit être :

(i) Appliquée uniquement au tube du patin et à son attache à l'hélicoptère; et

(ii) Répartie également sur 33,3 pour cent de la longueur entre les attaches du tube du patin et située au centre à mi-distance entre les attaches du tube du patin.

### **HUL.505 - Conditions d'atterrissage sur skis**

Si l'utilisation de skis est prévue, l'hélicoptère équipé de skis doit être conçu pour résister aux conditions de charges suivantes (où  $P$  est le poids statique maximal sur chaque ski avec le giravion à la masse maximale de calcul, et où  $n$  est le facteur de charge limite déterminé selon le § HUL.473 (b)).

(a) Les conditions de charge vers le haut pour lesquelles :

(1) Une charge verticale  $Pn$  et une charge horizontale  $Pn/4$  sont appliquées simultanément aux supports; et

(2) Une charge verticale de 1,33  $P$  est appliquée aux supports.

(b) Une condition de charge latérale pour laquelle une charge latérale de 0,35  $Pn$  est appliquée aux supports dans un plan horizontal perpendiculaire à l'axe du giravion.

(c) Une condition de couple pour laquelle un couple de 1,33  $P$  (en pi-lbs) est appliqué au ski par rapport à l'axe vertical passant par l'axe des supports.



## **C.5 - Charges à flot**

### **HUL.521 - Conditions d'amerrissage sur flotteurs**

Si l'utilisation avec flotteurs est prévue, l'hélicoptère équipé avec des flotteurs doit être conçu pour résister aux conditions de charges suivantes (où le facteur de charge limite est déterminé selon le § HUL.473 (b) ou supposé être égal à celui déterminé pour le train d'atterrissage à roue) :

(a) Conditions de charge vers le haut pour lesquelles :

(1) Une charge est appliquée de manière que, l'hélicoptère étant à l'assiette horizontale statique, la réaction résultante de l'eau passe verticalement par le centre de gravité; et

(2) La charge verticale prescrite au sous-paragraphe (1) est appliquée simultanément avec une composante arrière égale à 0,25 fois la composante verticale.

(b) Une condition de charge latérale dans laquelle :

(1) Une charge verticale de 0,75 fois la charge verticale totale spécifiée dans le paragraphe (a)(1) est répartie également entre les flotteurs; et

(2) Pour chaque flotteur, la fraction de charge déterminée selon le sous-paragraphe (1), combinée avec une charge totale latérale de 0,25 fois la charge totale verticale spécifiée dans le sous-paragraphe (1), est appliquée à ce flotteur seulement.

## **C.6 - Exigences relatives aux éléments principaux**

### **HUL.547 - Structure du rotor principal**

(a) Chaque ensemble de rotor principal (y compris moyeux de rotors et les pales) doit être conçu comme prescrit dans cette section.

(b) La structure du rotor principal doit être conçue pour résister aux charges suivantes prescrites aux § HUL.337 à 341 :

(1) Charges de vol critiques.

(2) Charges limites se produisant dans les conditions normales d'autorotation. Dans cette condition, le régime du rotor doit être choisi de façon à inclure des effets de l'altitude.

(c) La structure du rotor principal doit être conçue pour résister aux charges simulant :

(1) Pour les pales, moyeux et articulation de battement du rotor, la force d'impact de chaque pale contre sa butée pendant le fonctionnement au sol ; et

(2) Toute autre condition critique envisagée en utilisation normale.

(d) La structure du rotor principal doit être conçue pour résister au couple limite à toute vitesse de rotation, y compris la vitesse nulle. De plus :

(1) Le couple limite n'a pas à dépasser le couple défini par un dispositif de limitation du couple (s'il est prévu), et ne doit pas être inférieur à la plus grande des valeurs suivantes :

(i) Le couple maximal susceptible d'être transmis à la structure du rotor dans l'une ou l'autre direction; et

(ii) Le couple moteur limite spécifié au § HUL.361.

(2) Le couple limite doit être réparti de façon rationnelle entre les pales du rotor.

### **HUL.549 - Structures du fuselage, du train d'atterrissage et du pylône rotor**

(a) Chaque structure du fuselage, du train d'atterrissage et du pylône rotor doit être conçue comme prescrit dans cette section. Les forces résultantes du rotor peuvent être représentées comme une seule force appliquée au point de fixation du moyeu rotor.

(b) Chaque structure doit être conçue pour résister :

(1) Aux charges critiques prescrites dans les § HUL.337 à 341;

(2) Aux charges au sol applicables prescrites dans les § HUL 471, 473, 501, 505 et 521; et

(3) Aux charges prescrites dans les § HUL.547 (d)(2) et (e).

(c) La poussée du rotor auxiliaire, et les charges d'équilibre aérodynamique et d'inertie intervenant dans des conditions de vol accéléré, doivent être considérées.

(d) Chaque bâti moteur et chaque structure adjacente du fuselage doit être conçue pour résister aux charges se produisant dans des conditions de vol accéléré et d'atterrissage, y compris le couple moteur.

### **C.7 - Conditions d'atterrissage et d'amerrissage forcés**

#### **HUL.561 - Généralités**

(a) Bien qu'il puisse être endommagé dans des conditions d'atterrissage ou d'amerrissage d'urgence, l'hélicoptère doit être conçu comme prescrit dans cette section pour protéger les occupants dans ces conditions.

(b) La structure doit être conçue pour donner à chaque occupant toute chance raisonnable d'éviter des blessures graves dans un crash à l'atterrissage et à l'amerrissage lorsqu'un usage convenable est fait des sièges, ceintures et autres aménagements de sécurité prévus à la conception, dans les conditions suivantes :

(1) Les roues sont rétractées (si applicable); et

(2) Chaque occupant est soumis aux facteurs de charges inertielles extrêmes suivants :

(i) Vers le haut, 4 g ;

(ii) Vers l'avant, 9 g ;

(iii) Latéralement, 3 g ;

(iv) Vers le bas, 4,5 g ;

(v) Vers l'arrière, 1,5 g ;

Ces forces sont indépendantes et sont relatives à la structure environnante.

(c) La structure des supports doit être calculée pour permettre la retenue, sous les charges spécifiées au sous paragraphe (b) du présent paragraphe, de tout élément qui pourrait blesser un occupant en se détachant lors d'un crash à l'atterrissage.

(d) Pour un hélicoptère dont le moteur est situé derrière un siège, les fixations du moteur et sa structure portante doivent être capables de retenir le moteur, la transmission et tout autre élément fixé sur la structure portante du moteur, quand ils sont soumis une force d'inertie extrême vers l'avant correspondant à un facteur de charge de 15.

(e) Les réservoirs de carburant et d'huile et les tuyauteries de carburant et d'huile doivent être capables de retenir leur contenu sous les forces d'inerties du sous paragraphe (b) sans rupture.

### **HUL.563 - Aménagements structuraux pour l'amerrissage forcé**

Si l'utilisation de flotteurs est prévue, la résistance structurale pour l'amerrissage forcé doit satisfaire aux exigences suivantes :

(a) *Conditions d'amerrissage avec vitesse d'avancement.*

L'hélicoptère doit heurter initialement la vague la plus critique dans des conditions raisonnablement probables d'eau à des vitesses d'avancement comprises entre zéro et 30 noeuds, et à des assiettes probables de tangage, roulis et lacet. La vitesse descensionnelle limite du giravion ne doit pas être inférieure à 5 pieds (1,52 m) par seconde par rapport à la surface moyenne de l'eau. La portance rotor peut être utilisée pour déplacer le centre de gravité au moment de l'impact à l'amerrissage. Toutefois, cette portance ne peut dépasser les deux tiers de la masse maximale de calcul. Une vitesse d'avancement maximale d'au moins 30 noeuds peut être utilisée pour le calcul s'il peut être démontré que la vitesse d'avancement choisie ne sera pas dépassée lors d'un amerrissage normal avec un moteur arrêté.

(b) *Conditions des flotteurs auxiliaires ou de secours.*

En plus des charges à l'amerrissage spécifiées au paragraphe (a) de la présente section, chaque flotteur auxiliaire ou de secours, ou son support et sa structure d'attache dans la cellule ou le fuselage, doit être conçu pour la charge engendrée par un flotteur complètement immergé, à moins que l'on puisse montrer qu'une immersion totale est peu probable. Lorsqu'une immersion totale est peu probable, la charge de flottabilité du flotteur la plus haute probable doit être appliquée. La charge de flottabilité la plus haute probable doit tenir compte de la possibilité qu'un flotteur soit partiellement immergé et engendre des moments stabilisateurs pour compenser les moments de renversement causés par le vent latéral, le chargement dissymétrique du giravion, l'action des vagues, l'inertie du giravion ainsi que les dommages structuraux et fuites probables.

### **HUL.571 – Evaluation en fatigue de la structure primaire**

(a) La conception détaillée des pales et du moyeu et d'autres parties de la structure primaire et des commandes de vol de l'hélicoptère doit être telle que, autant que raisonnablement possible, les caractéristiques qui provoquent de fortes concentrations de contraintes sont évitées, sauf s'il peut être démontré que des parties ayant une conception, spécification et utilisation similaires et opérant à des niveaux de contraintes similaires ont accumulé une très grande expérience en service satisfaisante.

(b) À l'exception de l'axe du moyeu du rotor, des boulons ou des pièces filetées ne doivent pas être utilisés dans la construction du moyeu du rotor ou des pales dans toute application dans laquelle ils sont soumis à une contrainte de traction alternée, sauf s'il peut être démontré que des parties ayant une conception, spécification et utilisation similaires et opérant à des niveaux de contraintes similaires ont accumulé une très grande expérience en service satisfaisante.

(c) Des essais ou analyses de fatigue sur l'axe du moyeu du rotor, les boulons, rondelles et les surfaces d'appuis associés, doivent montrer une marge extrême de sécurité supérieure 10.

(d) Les matériaux connus pour avoir de médiocres propriétés quant à la propagation des criques ne doivent pas être utilisés dans les éléments de la structure primaire.

(e) Tout élément de la structure primaire doit être accessible pour inspection.

(f) Des peintures ou revêtements souples ne doivent pas être utilisés sur les surfaces externes de la structure primaire.

## **C.8 – Autres charges**

### **HUL.597 – Charges dues aux masses ponctuelles**

Les fixations de toutes les masses ponctuelles, qui font partie de l'équipement de l'hélicoptère, y compris le ballast, doivent être conçues pour supporter des charges correspondant aux facteurs de charge maximaux de conception résultant des charges en vol et au sol établies, y compris les conditions d'atterrissage d'urgence du § HUL.561.

## **Section D - Conception et construction**

### **D.1 - Généralités**

#### **HUL.601 – Généralités**

(a) La conception de l'hélicoptère ne doit pas avoir des caractéristiques ou des éléments dont l'expérience a montrée qu'ils étaient dangereux ou non fiables.

(b) La conformité de la conception pour tout élément ou pièce sujet à caution, doit être établie par des essais.

#### **HUL.603 – Matériaux**

La conformité et la résistance des matériaux utilisés pour des éléments, dont la défaillance aurait des effets négatifs sur la sécurité doivent :

(a) être établie par l'expérience ou des essais; et

(b) répondre à des caractéristiques qui assurent leur résistance et autres propriétés prises en compte dans les données de conception.

#### **HUL.605 - Méthodes de construction.**

Les méthodes de construction utilisées doivent produire des structures solides et homogènes, qui doivent être fiables en ce qui concerne le maintien leur résistance initiale sous des conditions raisonnables d'utilisation. Si un procédé de construction (tel que collage, soudure par points, traitement thermique ou emploi de matériaux non métalliques) nécessite un contrôle attentif pour atteindre cet objectif, le procédé doit être effectué selon une méthode spécifiée. Des méthodes de construction non conventionnelles doivent être validées par des essais adéquats.

#### **HUL.607 – Verrouillages et branchements**

Un moyen de verrouillage acceptable doit être prévu sur tout assemblage d'éléments de la structure primaire, des commandes et autre systèmes mécaniques qui sont essentiels au fonctionnement sûr de l'hélicoptère. En particulier des écrous autobloquants ne doivent pas être employés sur des boulons soumis à une utilisation en rotation, à moins qu'un système sans friction soit employé en plus du système autobloquant.

#### **HUL.609 – Protection de la structure**

Chaque élément de la structure doit :

(a) être convenablement protégé contre la détérioration ou perte de résistance en utilisation en raison de toutes causes incluant :

(1) les intempéries;

(2) la corrosion;

(3) l'abrasion; et

(b) avoir des dispositions adéquates pour la ventilation et le drainage.

### **HUL.611 – Inspection**

Des moyens doivent être prévus pour permettre l'inspection (incluant l'inspection des éléments de structure statiques et rotatifs, et des systèmes de commande), la surveillance attentive, la réparation et le remplacement de chaque élément nécessitant périodiquement une inspection, de l'entretien, des réglages pour assurer un alignement et un fonctionnement satisfaisant, une lubrification ou un dépannage.

### **HUL.612 – Dispositions pour le montage et le démontage**

La conception doit être telle que s'il est prévu de démonter et remonter des éléments de manière régulière, la probabilité de dommage ou d'assemblage incorrect soit minimisée. Il doit être possible de contrôler facilement le montage correct de l'hélicoptère.

### **HUL.613 – Résistance et propriétés des matériaux et paramètres de conception**

(a) Le dimensionnement lors de la conception doit être réalisé de manière telle que la probabilité d'apparition de contraintes sur une quelconque des structures suite à des variations de caractéristique des matériaux soit extrêmement faible.

(b) La solidité, la conception des pièces et la fabrication de la structure doivent minimiser la probabilité d'une défaillance désastreuse due à la fatigue, particulièrement aux endroits où il y a concentration de contraintes.

(c) Aux endroits où la température atteinte dans un composant ou structure essentiel en cours d'opération normale a un effet significatif sur la solidité, cette effet doit être pris en compte.

### **HUL.619 – Coefficients spéciaux**

(a) Le coefficient de sécurité prescrit dans le § HUL.303 doit être multiplié par une combinaison appropriée des coefficients spéciaux prescrits dans les § HUL.619 (b), HUL.621 à HUL.626, et HUL.693.

(b) Pour chaque élément de la structure non couvert par les § HUL.621 à HUL.625 mais dont la solidité est :

(1) incertaine;

(2) probable de se détériorer en fonctionnant avant remplacement normal; ou

(3) sujet à des altérations dues à des incertitudes dans les procédés de fabrication ou méthodes d'inspection;

le coefficient spécial doit être choisi tel qu'une défaillance de l'élément due à une résistance inadéquate est improbable.

### **HUL.621 – Coefficients de fonderie**

Pour des éléments de fonderie pour lesquels la résistance est justifiée par au moins un essai statique, un coefficient de fonderie de 2,0 doit être appliqué. Ce coefficient peut être réduit à 1,25 si cette réduction est justifiée par des essais sur au moins trois échantillons de fonderie et si ceux-ci et toute la production des pièces de fonderie est soumise à une inspection visuelle et radiographique acceptable ou à une inspection non destructive équivalente et acceptable.

### **HUL.623 – Coefficients de palier**

Le coefficient de sécurité pour la charge des paliers des articulations assemblées par boulons ou goupilles doit être multiplié par 2,0 pour prévoir :

- (a) les mouvements relatifs en fonctionnement; et
- (b) les articulations avec ajustement libre sujettes à battements et/ou vibrations.

#### **HUL.625 – Coefficients de ferrure**

Pour chaque ferrure (pièce ou embout utilisé pour assembler un composant de la structure avec un autre) ce qui suit s'applique :

(a) Pour chaque ferrure dont la résistance n'est pas vérifiée par des essais de charges limite et ultimes, essais effectués aux conditions réelles de contraintes simulées pour le raccord et la structure environnante, un facteur de sécurité de 1,15 doit être appliqué à chaque élément, soit ;

- (1) le raccord;
- (2) les moyens de fixation ; et
- (3) les paliers des composants de l'assemblage;

(b) Le coefficient de ferrure n'est pas à appliquer pour des techniques de raccordement basées sur des données étendues issues d'essais (telles que: joints continus dans un revêtement métallique, assemblages dans un revêtement soudé, entures de pièces en bois);

(c) Pour chaque ferrure intégrale, la pièce doit être traitée comme une ferrure jusqu'à l'endroit où les propriétés de la section deviennent typiques de l'élément.

(d) Les points d'attache des ceintures ou harnais sur la structure principale de l'hélicoptère doivent faire preuve, par analyse, essai ou les deux, d'une résistance au moins égale à 1,33 fois la charge correspondant à la charge inertielle d'un atterrissage d'urgence du § HUL.561.

#### **HUL.626 – Coefficient pour les câbles**

Un coefficient de sécurité extrême de 2,0 doit être appliqué à la résistance nominale des câbles utilisés pour la structure et pour tout système de commande primaire.

#### **HUL.629 - Prévention du flottement et rigidité de la structure**

Chaque élément principal de l'hélicoptère doit être exempt de vibrations aéroélastiques ou de résonances pour chaque combinaison de vitesse et de puissance, et ceci doit être vérifié par des essais en vol à toutes vitesses jusqu'à VDF.

### **D.2 – Gouvernes et rotors**

#### **HUL.653 – Drainage**

(a) Pour chaque pale de rotor :

- (1) il doit y avoir un moyen de mise à l'air libre de la pression interne de la pale ;
- (2) des orifices de drainage doivent être prévus pour la pale ; et
- (3) la pale doit être conçue pour empêcher l'eau d'être emprisonnée.

(b) Les sous-paragraphes (a) (1) et (2) ne s'appliquent pas pour des pales étanches, capables de résister au maximum de pression différentielle prévue en utilisation.

#### **HUL.659 – Masses d'équilibrage**

(a) Le rotor et les pales doivent être équilibrés tant que nécessaire pour :

(1) prévenir les vibrations excessives ; et

(2) prévenir les battements aéroélastiques à toutes vitesses jusqu'à la vitesse maximum d'avancement maximale.

(b) L'intégrité structurelle des masses d'équilibrage doit être vérifiée.

#### **HUL.661 – Garde des pales du rotor**

Il doit y avoir assez d'espace entre les pales du rotor et les autres parties de la structure de l'hélicoptère pour empêcher les pales de heurter une quelconque partie de la structure, ou en passant dans une zone où elles seraient susceptibles de blesser les occupants au cours de toutes conditions d'opération.

#### **HUL.663 – Résonance sol et moyens de prévention**

(a) La fiabilité des moyens pour empêcher la résonance sol doit être vérifiée soit par analyses et essais, soit par une expérience fiable en service, soit en vérifiant par analyses ou essais qu'un mauvais fonctionnement ou défaillance d'un seul moyen ne génère pas de résonance sol.

(b) L'étendue probable des variations en utilisation de l'effet amortisseur du moyen de prévention de la résonance sol doit être établie et doit être explorée pendant les essais requis par le § HUL.241

#### **HUL.665 – Paliers de tête de rotor**

Le choix des paliers de la tête de rotor doit être basé sur l'expérience en service ou des essais.

### **D.3 – Commandes de vol**

#### **HUL.671 – Généralités**

(a) Chaque commande et système de commande doit fonctionner avec l'aisance, la douceur et l'assurance appropriées à sa fonction.

(b) Chaque élément de chaque système de commande de vol doit être conçu et repéré distinctivement afin de minimiser l'éventualité d'un assemblage incorrect entraînant le mauvais fonctionnement du système.

#### **HUL.672 – Systèmes de renforcement de stabilité, automatiques et motorisés**

Si un système d'augmentation de stabilité ou d'autres systèmes de commandes de vol automatiques ou motorisés sont installés, ces systèmes doivent respecter les exigences du § HUL.671 et les exigences suivantes:

(a) Une alarme nettement distinguable par le pilote en toutes conditions de vol prévues, sans nécessiter une attention particulière du pilote, doit être fournie pour toute panne du système d'augmentation de stabilité ou de tout autre système de commande de vol automatique ou motorisé qui pourrait entraîner une situation dangereuse si le pilote n'est pas conscient de l'échec. Les systèmes d'alarme ne doivent pas activer les systèmes de commandes.

(b) La conception du système d'augmentation de stabilité ou de tout autre système automatique ou motorisé doit permettre de contrer initialement les pannes sans nécessiter de compétence ou force exceptionnelle du pilote, en surpassant la panne par un mouvement des commandes de vol dans le sens normal et la désactivation du système en panne.



(c) Il doit être vérifié que, après toute panne simple du système d'augmentation de stabilité ou de tout autre système de commandes de vol automatique ou motorisé :

(1) L'hélicoptère est contrôlable de manière sûre lorsque la défaillance ou le dysfonctionnement se produit à toute vitesse ou altitude dans les limites d'utilisation de l'hélicoptère;

(2) Les exigences de contrôlabilité et de manœuvrabilité de ce code HUL sont respectées dans une enveloppe de vol opérationnelle pratique (par exemple, vitesse, altitude, accélération normale, et configurations de l'hélicoptère) décrite dans le manuel d'utilisation de l'hélicoptère ; et

(3) Les caractéristiques de compensation et de stabilité ne sont pas altérées en dessous d'un niveau nécessaire pour permettre la sécurité du vol et de l'atterrissage.

### **HUL.673 – Commandes de vol primaires**

(a) Les commandes de vol primaires sont celles utilisées par le pilote pour une commande immédiate en tangage, en roulis, en lacet et en déplacement vertical de l'hélicoptère.

(b) La conception des commandes de vol primaires doit être telle qu'elle minimise l'éventualité de défaillance d'un accouplement ou d'un élément de transmission dans le système de commande entraînant la perte de contrôle d'un axe.

### **HUL.675 – Butées**

(a) Chaque système de commande doit être pourvu de butées qui limitent positivement le débattement des commandes du pilote

(b) Chaque butée doit être placée de telle manière que l'usure, desserrage, ou le rattrapage de jeu n'affecte pas défavorablement les caractéristiques de commande de l'hélicoptère suite au changement de la plage de débattement de la commande

(c) Chaque butée doit être capable de résister aux charges correspondant aux conditions de conception du système de commande.

(d) Pour chaque pale du rotor principal, des butées appropriées à la conception de la pale, doivent être prévues pour limiter le débattement de la pale autour de ces points d'articulation. Il doit exister des moyens pour empêcher les pales de heurter les butées d'inclinaison durant toutes les opérations autres que la mise en rotation et l'arrêt du rotor.

### **HUL.679 – Blocage des systèmes de commande**

S'il existe un dispositif de blocage des systèmes de commande avec l'hélicoptère au sol ou sur l'eau, il doit exister des moyens pour :

(a) donner un avertissement immanquable au pilote quand le blocage est engagé; et

(b) empêcher le blocage d'être engagé en vol.

### **HUL.681 – Essais statiques sous charges limites**

(a) La conformité avec les exigences de charges limites doit être vérifiée par des essais au cours desquels:

(1) la direction des charges d'essai produisent la charge la plus élevée dans le système de commande; et

(2) chaque raccord, poulie et chaque support utilisé pour fixer le système sur la structure principale est inclus.

(b) La conformité doit être vérifiée (par analyse ou essais de charge spécifiques) avec le coefficient spécial exigé pour les articulations des systèmes de commande à mouvement angulaire.

### **HUL.683 – Essais de fonctionnement**

Il doit être vérifié par des essais fonctionnels que le système conçu selon les charges spécifiées dans le § HUL.397 est libre de :

- (a) blocage;
- (b) de frottement excessif; et
- (c) déformation excessive;

lorsque la commande est actionnée depuis le poste de pilotage.

### **HUL.685 – Éléments des systèmes de Commande**

(a) Chaque élément de chaque système de commande doit être conçu et mis en place pour empêcher le blocage, frottement et interférence avec des bagages, passagers, objets libres ou la formation de glace due à la condensation.

(b) Il doit exister des moyens, dans le poste de pilotage, pour empêcher l'entrée de corps étrangers dans des endroits où ils peuvent bloquer le système.

(c) Il doit exister des moyens pour empêcher le battement des câbles, tubes ou bielles contre d'autres parties.

### **HUL.687 – Dispositifs à ressorts**

La fiabilité de tout dispositif à ressort utilisé dans le système de commande doit être établie par des essais simulant les conditions de service à moins que la défaillance du ressort ne cause pas de battements aéroélastiques ou des caractéristiques de vol dangereuses.

### **HUL.689 – Timoneries à câbles**

(a) Les timoneries à câbles doivent être conçues de la façon suivante :

(1) aucun câble d'un diamètre inférieur à 2 mm ne peut être utilisé pour un système de commande principal;

(2) La timonerie à câbles doit être conçue de manière à prévenir toute variation dangereuse de tension des câbles sur toute la plage des déplacements dans toutes les conditions de fonctionnement et de variation de températures probables; et

(3) un moyen doit être prévu pour faciliter l'inspection visuelle de chaque guide- câble, poulie, embout de câble et tendeur à vis de la timonerie.

(b) Les dimensions et le type de poulies utilisées doivent correspondre aux câbles avec lesquels elles sont utilisées. Les poulies doivent être munies de gardes-poulies à ajustement serré pour éviter que les câbles ne se déplacent ou ne s'emmêlent. Les poulies doivent être montées suffisamment près du plan dans lequel passe le câble afin d'éviter que le câble ne frotte contre les rebords de la poulie.

(c) Aucun guide-câble ne peut causer un changement de direction de câble de plus de 3 degrés, sauf si des essais ou l'expérience indique qu'une valeur plus élevée est satisfaisante. Le rayon de courbure des guides-câbles ne doit pas être plus petit que le rayon d'une poulie pour le même câble.

(d) Les tendeurs à vis fixés à des pièces présentant un débattement angulaire doivent être montés de manière à prévenir tout grippage sur toute la plage de débattement.

### **HUL.691 – Mécanisme de contrôle en l'autorotation**

Chaque commande du mécanisme de pas pour chaque pale du rotor principal doit permettre un passage rapide en autorotation après une perte de puissance.

### **HUL.693 – Articulations**

Les articulations de systèmes de commande va-et-vient qui sont soumis à des mouvements angulaires, à l'exception de celles à roulement à billes et roulement à rouleaux, doivent avoir un coefficient de sécurité spécial non inférieur à 3,33 vis à vis de la résistance extrême de palier du matériau le plus tendre utilisé comme palier. Ce coefficient peut être réduit à 2,0 pour les articulations dans les systèmes de commandes à câbles. Pour les roulements à billes ou à rouleaux, leur spécification ne doit pas être dépassée.

## **D.4 – Train d'atterrissage**

### **HUL.725 – Essai de Chute Limite**

Un essai de chute limite doit être effectué.

(a) La hauteur de chute doit être :

- (1) 330mm (13 pouces) depuis la partie la plus basse du train d'atterrissage et du sol; ou
- (2) Toute hauteur inférieure mais pas inférieure à 203 mm (8 pouces) entraînant une chute dont la vitesse d'impact est égale à la plus grande vitesse probable de descente susceptible de survenir au toucher du sol lors d'un atterrissage moteur coupé.

(b) Si envisagée, la portance du rotor spécifiée dans le § HUL.473 (a) doit être introduite dans l'essai de chute par un dispositif approprié absorbant l'énergie ou par l'utilisation effective d'une masse.

(c) Chaque unité du train d'atterrissage doit être testée avec l'assiette simulant les conditions d'atterrissage les plus critiques pour l'absorption d'énergie par cette unité.

### **HUL.729 - Mécanisme de rétraction**

Pour les hélicoptères avec un train d'atterrissage rétractable, ce qui suit s'applique :

(a) *Charges*. Le train d'atterrissage, le mécanisme de rétraction, les trappes de logement des roues et la structure support doivent être conçus pour :

- (1) Les charges se produisant dans toute condition de manoeuvre avec le train rétracté;
- (2) La combinaison des charges de frottement, d'inertie et aérodynamiques intervenant pendant la rétraction et le déploiement du train à toutes vitesses-air jusqu'à la vitesse maximale de calcul de manoeuvre du train d'atterrissage; et
- (3) Les charges en vol, y compris celles du vol en lacet, se produisant avec le train déployé, à toute vitesse-air jusqu'à la vitesse maximale de calcul du train d'atterrissage déployé.

(b) *Verrouillage du train d'atterrissage*. Des moyens mécaniques de verrouillage doivent être fournis pour garder le train déployé en vol.

(c) *Fonctionnement en secours*. Si une énergie autre que la force manuelle est utilisée pour manoeuvrer le train, des moyens de secours doivent être fournis pour déployer le train dans l'éventualité de :

(1) Toute panne raisonnablement probable dans le système normal de rétraction; ou

(2) La panne d'une seule source quelconque d'alimentation en énergie.

(d) *Essais de fonctionnement.* Le fonctionnement correct du mécanisme de rétraction doit être montré par des essais de fonctionnement.

(e) *Indicateur de position.* Il doit y avoir un moyen pour indiquer au pilote que le train est verrouillé dans des positions extrêmes. La vue directe du train et de son verrou est un moyen acceptable de contrôle de position.

(f) *Commandes.* L'emplacement et le fonctionnement de la commande de rétraction doivent satisfaire aux exigences des § HUL.777 et HUL.779.

(g) *Avertissement de train d'atterrissage.* Un dispositif d'alarme acoustique du train d'atterrissage, ou d'une efficacité équivalente, doit être fourni et fonctionner continuellement quand l'hélicoptère est dans une configuration d'atterrissage normal et que le train d'atterrissage n'est pas entièrement déployé et verrouillé. Une possibilité d'interruption manuelle doit être fournie pour le dispositif d'alarme et le système d'alarme doit automatiquement être remis en service quand l'hélicoptère n'est plus en configuration d'atterrissage.

## **D.5 - Aménagements pour l'équipage**

### **HUL.777 – Commandes dans le poste de pilotage**

(a) Chaque commande dans le poste de pilotage doit être située pour permettre une utilisation commode et éviter toute confusion ou utilisation par inadvertance.

(b) Les commandes doivent être situées et disposées de manière à ce que chaque pilote, quand correctement sanglé par le harnais de sécurité, a un entier et libre débattement de chaque commande.

(c) Dans les hélicoptères à doubles commandes, il doit être possible d'actionner toutes les commandes de vol principales depuis chaque siège des pilotes.

(d) Les commandes secondaires doivent conserver chaque position désirée sans demander une attention constante par les pilotes et ne doivent pas avoir tendance à se dérégler sous des charges ou vibrations. Les commandes doivent avoir une résistance adéquate pour résister aux charges d'utilisation sans défaillance ni déformation excessive.

### **HUL.779 – Débattements et effets des commandes**

Les commandes dans le poste de pilotage doivent être conçues pour qu'elles agissent en accord avec les mouvements et commandes :

(a) Les commandes de vol, incluant la commande de pas collectif, doivent manœuvrer avec un sens de mouvement correspondant à l'effet sur l'hélicoptère,

(b) Les poignées tournantes de la commande de puissance moteur doivent être conçues pour que actionnées par la main gauche, le mouvement de la main du pilote est dans le sens horaire pour augmenter la puissance, lorsque la main est vue depuis le côté où est situé l'index. Les autres commandes de puissance moteur, à l'exclusion de la commande de pas collectif, doivent être manœuvrées vers l'avant pour augmenter la puissance.

### **HUL.785 – Sièges, harnais ou ceintures de sécurité**

(a) Chaque siège, harnais, ceinture et partie adjacente de chaque emplacement désigné pour être occupé pendant le décollage et l'atterrissage, doit être libre d'objets potentiellement dangereux,

angles vifs, protubérances, ou surfaces dures et doit être conçu pour qu'une personne utilisant correctement ces aménagements ne subira pas de blessures graves suite aux forces d'inertie des facteurs de charge spécifiés dans le § HUL.561 (b) lors d'un atterrissage d'urgence.

(b) Chaque siège et la structure qui le supporte doit être conçu pour une masse d'occupant en accord avec le § HUL.25 (b) et pour les facteurs de charge maximum correspondant aux conditions de vol et sol, incluant les conditions d'atterrissage d'urgence spécifiées dans le § HUL.561 (b)

(c) Les sièges incluant les coussins, ne doivent pas se déformer sous les charges de vol à tel point que le pilote soit incapable d'atteindre les commandes en toute sécurité, ou que de mauvaises commandes soit actionnées.

(d) La résistance du harnais ou de la ceinture de sécurité ne doit pas être inférieure que celle résultant d'une condition de charge extrême de vol ou sol et pour les conditions d'atterrissage d'urgence en accord avec HUL.561 (b), en prenant en compte la géométrie du harnais ou de la ceinture et la disposition des sièges.

(e) Chaque harnais ou ceinture de sécurité doit être fixé pour que l'utilisateur soit retenu en sécurité dans sa position assise initiale sous les accélérations d'atterrissage d'urgence.

## **Section E - Installation motrice**

### **E.1 – Généralités**

#### **HUL.901 – Installation**

(a) L'installation de la motorisation doit être considérée comme incluant tous les composants de l'hélicoptère qui sont nécessaires à sa propulsion à l'exception de la structure du rotor principal et des rotors auxiliaires. Il devra être considéré d'inclure tous les composants qui sont nécessaires pour le contrôle de l'unité principale de propulsion, ou qui influencent leur sécurité de fonctionnement entre les inspections ou révisions périodiques.

(b) Pour l'installation de la motorisation.

(1) Tous les composants de la motorisation doivent être construits, disposés et installés de telle manière qu'ils assureront un fonctionnement sûr et continu entre les périodes d'inspections normales et de révisions.

(2) L'accessibilité doit être prévue pour permettre ces inspections et l'entretien qui est nécessaire pour assurer le maintien de navigabilité.

(3) Les interconnexions électriques doivent être prévues pour empêcher l'existence de différences de potentiel entre les composants principaux de l'installation de la motorisation et les autres parties de l'hélicoptère.

(4) La dilatation axiale et radiale d'un turbomoteur ne doit pas affecter la sécurité de l'installation.

#### **HUL.903 – Moteur**

(a) Le constructeur doit vérifier que chaque moteur choisi pour l'hélicoptère est compatible avec l'hélicoptère, fonctionne de manière satisfaisante et peut être employé avec sécurité dans les limitations établies au titre des § HUL.1505 et HUL.1521.

(b) *Installation d'un turbomoteur.* Pour l'installation d'un turbomoteur, les systèmes de groupes propulseurs associés aux dispositifs, systèmes et instruments de contrôle moteur, doivent être conçus pour donner l'assurance raisonnable que les limitations opérationnelles du moteur qui affectent défavorablement l'intégrité structurale du rotor de turbine ne seront pas dépassées en service.

#### **HUL.907 – Vibrations moteur**

Le moteur doit être installé pour prévenir les vibrations néfastes sur tout élément du moteur ou tout composant de l'hélicoptère. Il devra également être vérifié qu'aucune portion du système de transmission n'est soumise à des contraintes de vibrations excessives.

### **E. 2 – Système de transmission rotor**

#### **HUL.917 – Conception**

(a) Chaque système de transmission du rotor doit incorporer un dispositif pour désaccoupler automatiquement le moteur des rotors, principal et auxiliaire, en cas de panne du moteur.

(b) Chaque système de transmission de rotor doit être conçu de telle manière que chaque rotor, nécessaire pour le contrôle en autorotation, continue à être entraîné par le rotor principal, après le désaccouplement du moteur des rotors principal et auxiliaire.

(c) Le système de transmission du rotor comprend tout élément nécessaire pour transmettre la puissance des moteurs vers les moyeux rotors. Ceci inclut les boîtes de transmission, les arbres, les joints de cardan, les accouplements, les ensembles frein de rotor, les embrayages, les paliers supports d'arbres, tous les entraînements et supports accessoires correspondants et tous les ventilateurs de refroidissement qui font partie du, sont fixés au, ou sont montés sur, le système d'entraînement rotor.

### **HUL.921 - Frein de rotor**

S'il y a un moyen de contrôler la rotation du système de transmission du rotor indépendamment du moteur, toute limitation de l'utilisation de ce moyen doit être spécifiée, et la commande de ce moyen doit être protégée pour empêcher la manoeuvre par inadvertance.

### **HUL.923 – Qualification du système de transmission et du mécanisme de commande.**

(a) Chaque système de transmission et mécanisme de commande doit être satisfaisant pour l'utilisation prévue. Ceci doit être vérifié par de l'expérience en service, par essais ou la combinaison des deux.

(b) Quand la conformité est vérifiée par de l'expérience en service, des preuves vérifiées de fonctionnement satisfaisant doivent être obtenues avec les rapports de révision des composants de l'ensemble de puissance (rotor et transmission). Un rapport concernant les composants qui n'ont pas réussi à atteindre leur potentiel de durée doit également être pris en considération. (Voir également le § HUL.923 (c)(2)).

(c) Si un programme d'essai est suivi :

(1) l'essai doit être conduit sur l'hélicoptère et la puissance doit être absorbée par le rotor qui doit être installé, excepté que d'autres équipements d'essai au sol, avec des moyens appropriés d'absorption de puissance, peuvent être utilisés si les conditions de résistance et vibrations simulent de très près les conditions qui existeraient pendant un essai sur hélicoptère ;

(2) l'essai doit être conduit pour au moins 25 heures pour des conceptions nouvelles. Dans le cas de conceptions pour lesquelles de l'expérience en service existe, mais elle est par certains aspects inadéquate de répondre aux exigences du sous paragraphe (b), un programme d'essai limité doit être mis en œuvre pour compléter le manque d'expérience en service ; et

(3) chaque élément testé doit être dans doit être en condition d'utilisation à la fin des essais. Aucun désassemblage intermédiaire qui peut affecter les résultats d'essai ne doit être effectué.

### **HUL.927 – Essais supplémentaires**

(a) Tous essais supplémentaires, dynamiques, d'endurance et essais opérationnels ainsi que des investigations vibratoires nécessaires pour déterminer que le mécanisme de transmission rotor est sûr devront être effectués.

(b) Si le couple à la sortie d'un turbomoteur vers la transmission peut dépasser le plus haut couple nominal limite du moteur ou de la transmission, et si ce couple n'est pas directement commandé par le pilote dans des conditions normales d'utilisation (telles que dans le cas où la commande principale de puissance moteur est réalisée par les commandes de vol), l'essai suivant doit être effectué :

(1) Dans les conditions associées à tous les moteurs en fonctionnement, faire 50 applications de 10 secondes chacune du couple qui est au moins égal à la plus faible des valeurs suivantes :

(i) Le couple maximal utilisé pour satisfaire le § HUL.923 plus 10%; ou

(ii) Le couple maximal qui peut être atteint à la sortie du moteur en supposant que le dispositif de limitation de couple, si utilisé, fonctionne correctement.

(2) Les essais prescrits dans ce paragraphe doivent être effectués sur l'hélicoptère au régime maximal prévu pour les conditions de puissance de l'essai et le couple doit être absorbé par les rotors à installer, excepté que d'autres installations d'essais, au sol ou en vol, avec d'autres méthodes appropriées d'absorption de couple, peuvent être utilisées si les conditions de support et de vibrations simulent fidèlement les conditions qui existeraient lors d'un essai sur l'hélicoptère.

(c) Il doit être vérifié par des essais que le système de transmission rotor est capable de fonctionner dans des conditions d'autorotation pendant 5 minutes après une perte de pression dans le circuit d'huile primaire du système de transmission rotor.

### **HUL.928 – Essais en vol d'endurance**

(a) Il doit être confirmé par des essais en vol que les limitations opérationnelles de la motorisation, des systèmes rotors et transmissions rotors proposés soient compatibles avec le fonctionnement satisfaisant des systèmes dans tout le domaine des conditions d'opération et de l'enveloppe de vol.

(b) Le constructeur de l'hélicoptère doit effectuer 25 heures d'essais en vol d'endurance sur un hélicoptère du type pour lequel la fiche d'identification est demandée. L'hélicoptère ne doit pas montrer de problèmes significatifs ou pannes pendant les essais d'endurance. Cet essai d'endurance doit être conduit selon un programme de vol qui est représentatif de l'utilisation opérationnelle.

### **HUL.931 – Vitesse critique des arbres de transmission**

(a) La vitesse critique de tous les arbres de transmission doit être déterminée par essais. Toutefois des méthodes analytiques peuvent être employées si des méthodes fiables d'analyses sont disponibles pour la conception particulière.

(b) Si une vitesse critique se situe à l'intérieur ou à proximité du domaine opérationnel pour les conditions de puissance ralenti, d'application de la puissance, et d'autorotation, les contraintes qui apparaissent à cette vitesse doivent être à l'intérieure des limites sûres. Ceci doit être vérifié par des essais.

(c) Si des méthodes analytiques sont employées et montrent qu'aucune vitesse critique ne se situe à l'intérieure du domaine opérationnel autorisé elles doivent être adéquates pour permettre de possibles déviations entre les valeurs calculées et les valeurs réelles.

### **HUL.935 – Accouplements d'arbres**

Chaque joint à cardan, accouplement coulissant et tout autre accouplement d'arbre qui nécessite une lubrification en fonctionnement, doit être pourvu de moyens de lubrification.

### **HUL.939 - Caractéristiques de fonctionnement d'un turbomoteur**

(a) Les caractéristiques de fonctionnement d'un turbomoteur doivent être étudiées en vol pour déterminer qu'aucune caractéristique défavorable (telle que décrochage, pompage ou extinction)



n'existe, au point d'être dangereuse, en utilisation normale et en secours à l'intérieur du domaine des limitations d'utilisation de l'hélicoptère et du moteur.

(b) Le système d'entrée d'air d'un turbomoteur ne doit pas, par suite d'une distorsion de l'écoulement d'air pendant l'utilisation normale, être la cause de vibrations nuisibles pour le moteur.

(c) Pour les moteurs contrôlés par régulateur, il doit être vérifié qu'il n'existe aucune instabilité de torsion dangereuse du système d'entraînement associée aux combinaisons critiques de puissance, de vitesse de rotation et de débattement de commande.

### **E.3 – Système carburant**

#### **HUL.977 – Crépine ou filtre de carburant**

(a) Il doit exister des moyens pour protéger le moteur de l'éventualité d'un arrêt, résultant d'un blocage de l'alimentation en carburant et des dommages causés par des débris dans l'alimentation en carburant.

(b) Il doit y avoir une crépine à la sortie de chaque réservoir. Cette crépine doit être proportionnée pour que des blocages de l'alimentation en carburant, par des objets pénétrant dans le réservoir, soit extrêmement improbable.

(c) Chaque filtre et chaque crépine doivent être facilement accessibles pour être purgé et nettoyé.

(d) Les éléments de filtre non métalliques être compatibles avec le type de carburant spécifié par le constructeur.

#### **HUL.999 – Purges du circuit carburant**

Chaque circuit carburant doit être muni d'une purge au point le plus bas permettant de vidanger complètement le circuit lorsque l'hélicoptère est dans toutes les positions au sol prévues en service. Chaque purge doit permettre de vidanger à l'écart de toute partie de l'hélicoptère et être pourvue de dispositifs pour un verrouillage positif dans la position fermée.

### **E.4 – Système de lubrification**

#### **HUL.1027 – Système de lubrification des transmissions et boîtes de transmission**

(a) Les systèmes de lubrification des boîtes de transmission des rotors doivent être équipés :

(1) d'une purge (ou des purges) installée(s) pour permettre une vidange sûre du circuit d'huile. Chaque purge doit avoir des dispositifs pour un verrouillage positif dans la position fermée ;

(2) d'un détecteur de limaille conçu pour révéler la présence de particules ferromagnétiques provenant de dommage ou d'usure excessive, pour les boîtes de transmission des rotors utilisant des matériaux ferromagnétiques. Le détecteur de limaille doit être facilement démontable pour recherche de limaille sur l'élément magnétique.

(b) Chaque système de lubrification sous pression doit avoir une crépine ou filtre au travers duquel tout le lubrifiant doit s'écouler et doit :

(1) être conçu afin d'écarter du lubrifiant tout contaminant susceptible d'endommager la transmission, les composants du système d'entraînement ou d'entraver le flux de lubrifiant à un niveau dangereux ;

(2) être équipé de conduite d'huile et de raccords faits en matière résistante au feu.

(3) être équipé d'une dérivation conçue et installée telle que :

(i) le lubrifiant s'écoulera à un débit normal au travers du reste du système avec une crépine ou filtre complètement bloqué ; et

(ii) la libération de contaminant accumulé est minimisée par une localisation de la dérivation qui assure que les contaminants accumulés ne sont pas dans le flux dérivé.

(c) Pour chaque réservoir de lubrifiant ou sortie de carter alimentant en lubrifiant le système de transmission rotor et les composants du système, une crépine doit être pourvue pour empêcher l'entrée dans le système de lubrification de tout objet susceptible d'obstruer le flux de lubrifiant depuis la sortie jusqu'au filtre requis par le sous paragraphe (b). Les exigences du sous paragraphe (b) ne s'appliquent pas aux crépines installées dans les réservoirs de lubrifiant ou dans les sorties de carter.

## **E.5 – Système d'échappement**

### **HUL.1121 – Echappement d'un turbomoteur**

S'il existe des points d'accumulation importants de carburant, chaque système d'échappement d'un turbomoteur doit voir des drains débouchant à l'écart de l'hélicoptère dans toute l'assiette normale au sol ou en vol pour éviter l'accumulation de carburant après l'échec d'une tentative de démarrage de moteur.

## **Section F – Equipements**

### **F.1 – Généralités**

#### **HUL.1301 – Fonction et installation**

Chaque équipement nécessaire doit :

- (a) être d'un modèle et de conception appropriés pour la fonction prévue;
- (b) être étiqueté suivant son identification, sa fonction, ou ses limites de fonctionnement ou toute combinaison applicable de ces facteurs;
- (c) être installé suivant les limitations spécifiées pour cet équipement;
- (d) fonctionner correctement, une fois installé.

#### **HUL.1303 – Instruments de vol et de navigation**

Les instruments suivants sont requis pour le vol et la navigation :

- (a) Un indicateur de vitesse;
- (b) Un altimètre.

#### **HUL.1305 – Instruments de l'installation motrice**

Les instruments suivants sont requis pour l'installation motrice :

- (a) Autant d'indications et/ou alarmes de pression et température que nécessaire pour faire fonctionner le moteur et la suralimentation à l'intérieur de leurs limitations;
- (b) Un indicateur du niveau de carburant pour chaque réservoir visible par chaque pilote lorsque sanglé;
- (c) Un indicateur de quantité pour chaque réservoir d'huile, par ex. jauge à main;
- (d) Un dispositif d'alarme de température d'huile si cette température excède une valeur sûre dans la boîte de transmission du rotor principal si celle-ci a un circuit d'huile indépendant du circuit d'huile moteur.
- (e) Un dispositif d'alarme de pression d'huile qui indique que la pression chute sous une valeur sûre dans la boîte de transmission du rotor principal si celle-ci a un circuit de lubrification sous pression indépendant du circuit d'huile moteur.
- (f) Un tachymètre pour indiquer la vitesse de rotation pour :
  - (1) le moteur; et
  - (2) le rotor principal;
- (g) Un indicateur de température des gaz pour un turbomoteur;
- (h) Des moyens pour le pilote de déterminer le couple d'un turbomoteur, si une limitation de couple est établie pour ce moteur en application du § HUL.1521 (e);
- (i) Un dispositif pour mesurer le temps de fonctionnement écoulé.

#### **HUL.1307 – Equipements divers**

Les équipements divers suivants sont requis :

- (a) Une place pour chaque occupant;
- (b) Un harnais ou une ceinture de sécurité doit être disponible pour chaque occupant, capable de retenir son utilisateur pour les forces résultantes des accélérations prescrites pour les conditions d'atterrissage d'urgence dans le § HUL.561;
- (c) Une source adéquate d'énergie électrique si de l'énergie électrique est nécessaire pour utiliser l'hélicoptère;
- (c) Des dispositifs de protection électriques.

### **HUL.1309 – Equipements, systèmes et installations**

Les équipements, les systèmes et les installations doivent être conçus pour minimiser les risques pour l'hélicoptère dans le cas de probables mauvais fonctionnements ou de défaillances.

## **F.2 - Instruments: Installation**

### **HUL.1321 – Disposition et visibilité**

- (a) Chaque instrument de vol, de navigation et instrument moteur doit être disposé clairement et entièrement visible par chaque pilote.
- (b) Les vibrations du tableau de bord ne doivent pas endommager ou altérer la lecture ou la précision d'aucun instrument.
- (c) Si un indicateur visuel indiquant le mauvais fonctionnement d'un instrument est prévu, il doit être efficace sous toutes les conditions d'éclairage du poste de pilotage.

### **HUL.1322 – Voyants d'alarme, d'avertissement et de précautions**

Si des voyants d'alarme d'avertissement ou de précaution sont installés dans le poste de pilotage, ils doivent être :

- (a) rouge, pour les voyants d'alarme (voyants indiquant qu'un danger qui peut demander une action corrective immédiate);
- (b) ambre pour les voyants d'avertissement (voyants indiquant la possibilité qu'une action corrective peut être nécessaire dans le futur) ;
- (c) vert, pour un fonctionnement correct; et
- (d) toute autre couleur, y compris le blanc, pour des voyants non décrits dans les sous-paragraphes (a) à (c) , pourvu que la couleur diffère suffisamment des couleurs prescrites dans les sous paragraphes (a) à (c) , pour éviter de possibles confusions.

### **HUL.1337 – Instruments de l'installation motrice**

- (a) *Indicateur de quantité carburant.* Il doit y avoir un moyen pour indiquer au pilote la quantité de carburant dans chaque réservoir en cours de vol. De plus chaque jauge visuelle extérieure utilisée comme indicateur de quantité carburant doit être protégée contre les déformations.
- (b) Des indicateurs de quantité d'huile pour le moteur, la suralimentation et les boîtes de transmission du système rotor doivent être installés aux endroits appropriés, mais n'ont pas besoin d'être visible en vol.
- (c) L'état du système de transmission rotor et des boîtes de transmission utilisant des matériaux ferromagnétiques doit être surveillé conformément aux dispositions du § HUL.1027 (a)(2).

## Section G – Limitations d'utilisations et information

### G.1 – Généralités

#### **HUL.1501 – Généralités**

(a) Chaque limite d'utilisation spécifiée dans les § HUL.1503 à HUL.1525 et autres limitations et informations nécessaires pour une utilisation en toute sécurité doivent être établies.

(b) Les limites d'utilisation et autres informations nécessaires pour une utilisation en toute sécurité doivent être fournies à l'équipage par des étiquettes et marquages (voir § HUL.1541 à HUL.1565) et le manuel d'utilisation de l'hélicoptère.

### G.2 – Limitations d'utilisation

#### **HUL.1503 – Limitations de vitesse air : généralités**

(a) Un domaine de vitesse d'utilisation doit être établi.

(b) Si des limitations de vitesse air sont fonction, de la masse, du centrage, altitude, régime rotor ou autres facteurs, les limitations de vitesse air correspondantes, avec la combinaison critique de ces facteurs, doivent être établies.

(c) Toutes les vitesses de vol doivent être exprimées en Vitesse Indiquée (VI).

#### **HUL.1505 – Vitesse à ne jamais dépasser**

(a) La vitesse à ne jamais dépasser, VNE doit être établie en vol motorisé et non motorisé.

(b) La vitesse à ne jamais dépasser, VNE, ne doit pas excéder 0,90 fois la vitesse maximum vérifiée en essais en vol (VDF).

(c) La VNE en vol non motorisé peut être établie pour une vitesse inférieure à celle du sous paragraphe (b).

(d) La VNE peut varier en fonction de l'altitude, du régime rotor, de la température et de la masse.

#### **HUL.1509 – Régime rotor**

(a) *Maximum en vol non motorisé (autorotation)*. Le régime maximum du rotor non motorisé doit être établi de telle façon qu'il ne doit pas excéder 95% du plus petit des paramètres suivants :

- (1) Le régime maximum de conception déterminé pour le § HUL 309(b); et
- (2) Le régime maximum obtenu pendant les essais.

(b) *Minimum en vol non motorisé*. Le régime minimum du rotor non motorisé doit être établi tel qu'il ne doit pas être inférieur à 105% du plus élevé du:

- (1) minimum obtenu pendant les essais;
- (2) minimum déterminé pour justifier la conception.

(c) *Minimum en vol motorisé*. Le régime minimum du rotor motorisé doit être établi tel qu'il soit :

- (1) non inférieur au plus élevé de :
  - (i) Le minimum obtenu pendant les essais en vol; et

- (ii) Le minimum déterminé pour justifier la conception; et
- (2) pas plus élevé que la valeur déterminée pour le § HUL.33(a)(1).

#### **HUL.1519 – Masses et centrage**

- (a) Les limitations de masse et de centrage déterminées pour les § HUL.25 et HUL.27 doivent être établies, respectivement, comme limites d'utilisation.
- (b) La masse à vide et le centrage correspondant doivent être déterminés en accord avec le § HUL.29.

#### **HUL.1521 – Limitations de l'installation motrice**

(a) *Généralités.* Les limitations de l'installation motrice prescrites dans ce paragraphe doivent être établies de telle façon qu'elles n'excèdent pas les limites correspondantes du moteur pour lesquelles il a été conçu et accepté.

(b) *Utilisation au décollage.* L'utilisation du moteur au décollage doit être limitée par:

- (1) la vitesse de rotation maximum qui ne peut être plus élevée que :
  - (i) la valeur maximum déterminée par la conception du rotor; ou
  - (ii) la valeur maximum obtenue pendant les essais.
- (2) la pression d'admission maximum autorisée si requise pour l'utilisation du moteur; et
- (3) la limitation de durée d'utilisation de la puissance correspondant aux limitations établies dans les sous-paragraphe (b)(1) et (2); et
- (4) pour un turbomoteur, les limitations de températures des gaz sur la plage des conditions d'utilisation et atmosphériques prévues pour l'hélicoptère.

(c) *Utilisation continue.* L'utilisation continue doit être limitée par :

- (1) la vitesse de rotation maximum qui ne peut être plus grande que :
  - (i) la valeur maximum déterminée par la conception du rotor; ou
  - (ii) la valeur maximum obtenue pendant les essais; et
- (2) la vitesse de rotation minimum obtenue avec les exigences de régime rotor du § HUL.1509 (c); et
- (3) pour un turbomoteur, les limitations de températures des gaz sur la plage des conditions d'utilisation et atmosphériques prévues pour l'hélicoptère.

(d) *Indice d'octane du carburant ou dénomination.* L'indice d'octane minimum du carburant (pour un moteur à pistons), ou la dénomination du carburant (pour un turbomoteur), doit être établi(e) telle qu'il(elle) ne soit pas inférieur(e) à celui(elle) requis(e) pour le fonctionnement du moteur à l'intérieur des limitations des sous-paragraphe (b) et (c).

(e) *Couple d'un turbomoteur.* Pour les hélicoptères dont les rotors sont entraînés par un turbomoteur et qui n'ont pas de dispositif de limitation de couple dans le système de transmission, les conditions suivantes s'appliquent :

- (1) Un couple moteur limite doit être établi si le couple maximal que le moteur peut exercer est supérieur :
  - (i) au couple pour lequel le système de transmission rotor a été étudié; ou
  - (ii) au couple auquel l'ensemble rotor principal doit résister, et pour lequel il a été conçu, conformément au § HUL.547(d).
- (2) Le couple moteur limite établi conformément au sous-paragraphe (1), ne doit pas excéder le couple spécifié dans le sous-paragraphe (1)(i) ou (ii).

(f) *Température ambiante*. Pour les turbomoteurs, la limitation de température ambiante doit être établie comme la température atmosphérique ambiante maximale à laquelle le refroidissement correct du moteur a été vérifié en essais.

### **HUL.1527 – Altitude maximum d'utilisation**

L'altitude maximum jusqu'à la quelle l'utilisation est autorisée, telle que limitée par les caractéristiques de vol, de la structure, de l'installation motrice, fonctionnelles ou des équipements, doit être établie.

## **G.3 – Etiquettes et marquages**

### **HUL.1541 – Généralités**

(a) L'hélicoptère doit être marqué avec :

- (1) les marquages et étiquettes spécifiés dans les § HUL.1542 à HUL.1557; et
- (2) toute information supplémentaire, marquage d'instruments et étiquetage requis pour une utilisation sûre de l'hélicoptère.

(b) Chaque marquage et étiquetage prescrit dans le sous-paragraphe (a) :

- (1) doit être affiché dans un endroit visible; et
- (2) ne pas être facilement dégradé, effacé ou obstrué.

(c) Les unités de mesures utilisées pour indiquer la vitesse sur des étiquettes doivent être les mêmes que celles utilisées sur l'indicateur.

### **HUL.1542 – Etiquettes de limites d'utilisation et marquages des instruments**

Les limitations essentielles pour une utilisation sûre de l'hélicoptère doivent être clairement visibles par le pilote. Là où ceci ne peut être obtenu par un marquage d'instrument, une étiquette doit être affichée. Là où ces limitations sont repérées par un marquage sur les instruments, chaque limite minimum et maximum d'utilisation sûre doit être marquée par une ligne rouge.

### **HUL.1543 – Marquage des instruments : généralités.**

Pour chaque instrument :

- (a) si le marquage est effectué sur le verre de protection de l'instrument, il doit exister un moyen de maintenir l'alignement correct de la protection en verre avec le cadran de l'instrument; et
- (b) chaque arc ou ligne doit être assez large et située pour être clairement visible par le pilote.

### **HUL.1545 - Indicateur de vitesse-air**

(a) Chaque indicateur de vitesse-air doit être marqué comme spécifié au paragraphe b) de cette section, les repères étant situés aux vitesses-air indiquées correspondantes.

(b) Les repères suivants doivent être faits :

- (1) Un trait radial rouge à VNE (avec puissance).
- (2) Un trait radial rouge hachuré à VNE (sans puissance) pour les hélicoptères, si VNE (sans puissance) est inférieure à VNE (avec puissance).

(3) Pour la plage de prudence, un arc jaune.

(4) Pour la plage d'utilisation sûre, un arc vert.

#### **HUL.1549 - Instruments de l'installation motrice**

Pour chaque instrument de l'installation motrice exigé, comme approprié au type d'instrument :

(a) Chaque limite maximale et, si applicable, chaque limite minimale d'utilisation sûre doit être repérée, par un trait radial rouge ou par une ligne rouge;

(b) Chaque plage d'utilisation normale doit être repérée par un arc vert ou par une ligne verte ne dépassant pas les limites maximale et minimale de sécurité;

(c) Chaque plage de décollage et de mise en garde doit être repérée par un arc jaune ou par une ligne jaune; et

(d) Chaque plage de régime moteur ou hélice qui est soumise à restriction en raison de contraintes vibratoires excessives doit être repérée par des arcs rouges ou par des lignes rouges.

#### **HUL.1551 – Indicateur de quantité d'huile**

Chaque indicateur de quantité d'huile doit être marqué pour indiquer clairement la quantité d'huile maximum et minimum acceptable.

#### **HUL.1553 – Indicateur de quantité de carburant**

Chaque indicateur de quantité de carburant doit être étalonné pour indiquer « Zéro », en vol horizontal lorsque la quantité de carburant restant dans le réservoir est égale à la quantité non utilisable déterminée par le constructeur de l'hélicoptère.

#### **HUL.1555 – Marquage des commandes**

(a) Chaque commande dans le poste de pilotage, autre que les commandes de vol primaires, doivent être marquées clairement quant à leur fonction et la manière de les manœuvrer.

(b) Les commandes de secours doivent être de couleur rouge.

(c) Pour les commandes de carburant moteur :

(1) chaque commande de sélection de réservoir carburant doit être marquée pour indiquer la position correspondant à chaque réservoir; et

(2) si le fonctionnement sûr exige l'utilisation de réservoirs avec une séquence spécifique, cette séquence doit être marquée sur ou près de la commande de sélection de ces réservoirs.

(d) Si un train d'atterrissage rétractable est utilisé :

(1) l'indicateur requis au § HUL.729 doit être marqué de telle façon que le pilote puisse à tout moment s'assurer que les roues sont bloquées dans les positions extrêmes ; et

(2) la vitesse maximale de manoeuvre du train d'atterrissage doit être affichée bien en vue du pilote

#### **HUL.1557 – Marquages et étiquettes divers**

(a) *Compartiment à bagages.* Chaque compartiment susceptible de loger des bagages doit avoir un affichage mentionnant les limitations de chargement.



(b) *Orifices de remplissage carburant et huile.* La suite s'applique :

(1) Les orifices de remplissage carburant doivent être marqués sur ou à proximité du bouchon de remplissage avec :

(i) pour un hélicoptère équipé d'un moteur à pistons, la mention de l'indice d'octane minimal du carburant et si applicable le taux de mélange carburant/huile;

(ii) pour un hélicoptère équipé d'un turbomoteur, les dénominations des carburants admissibles;

(2) Les orifices de remplissage d'huile doivent être marqués sur ou à proximité du bouchon de remplissage avec la mention de l'indice de viscosité;

(c) *Réservoirs carburant.* La quantité de carburant consommable de chaque réservoir doit être marquée, soit sur la commande de sélection, soit sur la jauge, si équipé, ou sur le réservoir, si celui-ci est translucide et visible par le pilote en vol.

(d) *Chargement.* Si du lest amovible est utilisé, la place pour le transport de lest doit avoir un affichage mentionnant les instructions pour l'installation et la sécurisation du lest amovible pour chaque condition de chargement pour laquelle du lest amovible est nécessaire. Les données suivantes doivent être affichées dans chaque hélicoptère de telle façon qu'elles soient clairement visible par le pilote.

(1) Masse à vide;

(2) Masse maximum;

(3) Masse maximum et minimum admissible dans le poste de pilotage; et

(4) Conditions de chargement du poste de pilotage pour des biplaces utilisés avec un seul occupant.

### **HUL.1565 – Rotor de queue**

Chaque rotor de queue doit être marqué tel que son disque soit visible dans les conditions d'éclairage de jour au sol.