

**FORCES CANADIENNES
RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DES VOLS**

RAPPORT FINAL

NUMÉRO DE DOSSIER : 1010-CH146434 (DSV 2-4)
SGESV : 139123
DATE DU RAPPORT : 12 octobre 2012
TYPE D'AÉRONEF : Hélicoptère CH146 Griffon
DATE / HEURE : 6 juillet 2009, 9 h 8 Z
ENDROIT : Base d'opérations avancée (Afghanistan)
CATÉGORIE : Accident de catégorie A

Le présent rapport a été rédigé avec l'autorisation du ministre de la Défense nationale (MDN) en vertu de l'article 4.2 de la *Loi sur l'aéronautique* et conformément au document A-GA-135-001/AA-001, *Sécurité des vols dans les Forces canadiennes*.

Sauf en ce qui a trait à la Partie 1, le contenu du présent rapport ne doit servir qu'aux fins de prévention des accidents. Le rapport a été rendu public avec l'autorisation du Directeur de la Sécurité des vols, Quartier général de la Défense nationale, en vertu des pouvoirs qui lui sont délégués par le ministre de la Défense nationale à titre d'autorité chargée des enquêtes de navigabilité (AEN) des Forces canadiennes.

RÉSUMÉ

CH146434 était à la tête d'une formation de deux hélicoptères qui avaient pour mission de transporter des passagers à destination et en provenance d'une base d'opérations avancée (BOA) en Afghanistan. Les passagers avaient été déposés à la BOA le matin même sans incident. À 8 h 41 Z (13 h 11, heure locale), la formation a décollé pour ramener les passagers. Compte tenu de la direction du vent et de la présence d'obstacles, les pilotes ont choisi d'atterrir dans le coin nord de la BOA plutôt que dans le site d'atterrissage désigné, de manière à optimiser l'espace disponible pour le décollage subséquent. L'hélicoptère numéro 2 s'est d'abord posé pour faire monter ses passagers; il a ensuite effectué son décollage en franchissant avec une marge d'environ dix pieds le mur de sécurité HESCO Bastion Concertainer®, un mur de sept à huit pieds de hauteur construit en terre et en graviers retenus par un treillis métallique que l'on désignera comme le mur dans le présent rapport. L'aéronef accidenté s'est ensuite posé pour faire monter ses propres passagers. Au fur et à mesure que l'on augmentait la puissance en vue du décollage, un énorme nuage de poussière s'est formé. Immédiatement après le décollage, l'hélicoptère a commencé à se déplacer vers l'avant et à dériver vers la droite, et il a heurté le mur de sécurité peu après, ce qui a fait pivoter l'appareil de 90 degrés sur sa gauche avant que ce dernier bascule sur son côté droit et prenne feu immédiatement. Les deux pilotes et un passager sont sortis de l'épave. Un des pilotes n'était pas blessé tandis que l'autre était légèrement blessé; un passager était grièvement blessé. Les trois autres membres du personnel n'ont pu s'échapper de l'appareil, et ils ont perdu la vie. L'hélicoptère a été détruit.

TABLE DES MATIÈRES

1	RENSEIGNEMENTS DE BASE	1
1.1	Déroulement du vol	1
1.2	Victimes.....	3
1.3	Dommages à l'aéronef	3
1.4	Dommages indirects	3
1.5	Renseignements sur le personnel.....	4
1.6	Renseignements sur l'aéronef	7
1.7	Renseignements météorologiques.....	17
1.8	Aides à la navigation.....	18
1.9	Télécommunications.....	18
1.10	Renseignements sur l'aérodrome	18
1.11	Enregistreurs de bord	19
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact	20
1.13	Renseignements médicaux	21
1.14	Incendies, dispositifs pyrotechniques et munitions.....	21
1.15	Questions relatives à la survie.....	23
1.16	Essais et recherche.....	25
1.17	Renseignements sur l'organisation et la gestion	27
1.18	Renseignements supplémentaires	30
1.19	Techniques d'enquête utiles ou efficaces	36
2	ANALYSE	37
2.1	Conditions environnementales des opérations en Afghanistan	37
2.2	HUD de jour du CH146	41
2.3	Facteurs humains.....	44
2.4	Incendie qui a suivi l'écrasement	46
2.5	Possibilité de survie dans la cabine.....	47
2.6	Procédure de décollage au moment de l'accident.....	50
2.7	Analyse du CVFDR et du HUMS.....	53
2.8	Graphiques des performances du CH146.....	57
2.9	Dépassements de température inter-turbines	65
2.10	Calculs des performances après l'accident	69
2.11	Questions liées à l'organisation	73
3	CONCLUSIONS	81
3.1	Faits établis.....	81
3.2	Facteurs contributifs.....	89
4	MESURES DE PRÉVENTION.....	91
4.1	Mesures de prévention prises.....	91
4.2	Mesures de prévention recommandées.....	95
4.3	Autres préoccupations liées à la sécurité	98
4.4	Commentaires du DSV.....	99

ANNEXES

Annexe A : Photos	A1
Annexe B : Définitions des performances d'un aéronef	B1
Annexe C : Graphiques des limites de masse, d'altitude et de température (WAT) et des plafonds de vol stationnaire	C1
Annexe D : Graphiques des performances de croisière	D1
Annexe E : Graphiques de couple requis en vol stationnaire.....	E1
Annexe F : Analyse comparative des données de vol.....	F1
Annexe G : Note technique n° 75-00-15 de la DNAST	G1
Annexe H : Tableau des performances de la Roto 6.....	H1
Annexe I : L'écran de vol stationnaire du HUD de jour et du HUD NVG.....	I1
Annexe J : Procédures d'urgence du CH146.....	J1
Annexe K : Écrans du logiciel du CH146	K1
Annexe L : Abréviations.....	L1

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 La mission de l'équipage navigant consistait à insérer quatre passagers dans une base d'opérations avancée (BOA) en Afghanistan et à les récupérer quelques heures plus tard. L'hélicoptère accidenté, CH146434, était à la tête d'une formation de deux hélicoptères affectés à cette mission. L'hélicoptère numéro 2 (n° 2) était CH146414. Dans le présent rapport, ces deux hélicoptères seront désignés respectivement comme étant l'hélicoptère accidenté et l'hélicoptère n° 2. Comme les appareils devaient emmener quatre personnes, le plan consistait à ce que chacun d'eux transporte deux passagers. En tout, six personnes se trouvaient à bord de l'hélicoptère accidenté : le commandant de bord, le copilote, un mécanicien de bord, un mitrailleur de sabord, un soldat canadien et un soldat de la coalition. Les passagers sont montés dans leur hélicoptère respectif le matin pour se rendre à la BOA. L'atterrissage s'est déroulé en séquence, un hélicoptère atterrissant pendant que l'autre survolait la zone en décrivant des cercles. L'insertion s'est déroulée sans incident dans la zone d'atterrissage désignée.

1.1.2 Après l'insertion, les deux hélicoptères sont retournés à l'aérodrome de Kandahar (KAF) en attente de la mission d'extraction prévue l'après-midi même. Lorsque les passagers ont été prêts à repartir, les hélicoptères ont décollé de KAF à destination de la BOA. À leur arrivée à la BOA, l'hélicoptère n° 2 s'est d'abord posé, tel que l'avait demandé le chef de la formation qui se trouvait dans l'hélicoptère accidenté. Comme le vent avait changé de direction depuis la mission d'insertion du matin, l'approche a été exécutée dans la direction opposée de celle précédemment suivie, selon un cap d'environ 210 degrés (°) magnétiques (M). L'hélicoptère n° 2 a atterri au-delà du point marquant le milieu de la BOA; il a fait monter ses deux passagers à bord et il est décollé en franchissant le mur avec une marge d'environ dix pieds à l'extrémité de départ de la BOA. L'équipage de l'hélicoptère n° 2 a communiqué par radio avec l'équipage de l'hélicoptère accidenté pour l'informer qu'un énorme nuage de poussière¹ s'était formé, et que le décollage nécessitait beaucoup de puissance. Afin de tirer avantage d'une marge de franchissement d'obstacles maximale au moment du départ, l'atterrissage a eu lieu dans le premier tiers de la longueur de la BOA. Après l'atterrissage, l'équipage de l'hélicoptère accidenté a ramené les deux manettes au ralenti de vol de manière à réduire suffisamment le nuage de poussière pour voir les deux passagers qui s'approchaient de l'appareil.

1.1.3 Une fois les deux passagers montés à bord, l'équipage de l'hélicoptère accidenté a tenu compte du décollage de l'hélicoptère n° 2, des renseignements fournis par ce dernier à son départ et de l'aménagement de la BOA pour élaborer

¹ Le terme « nuage de poussière » est couramment utilisé pour désigner le nuage que la déflexion de l'air vers le bas du rotor principal provoque au moment du décollage et de l'atterrissage. Le voile brun désigne l'environnement visuel dégradé, les conditions ou le phénomène que provoque le nuage de poussière. La description que fait l'OTAN du voile brun, du voile blanc, du nuage de poussière et de l'environnement visuel dégradé figure dans l'annexe B.

son plan de décollage. Le copilote voulait effectuer un décollage aux instruments (ITO), mais afin de maximiser l'espacement vertical de franchissement d'obstacles, le commandant de bord a suggéré au copilote d'utiliser plus de puissance qu'à la normale. Les pilotes ont donc décidé d'effectuer d'abord un décollage aux performances maximales (MPTO) pour ensuite passer à une procédure ITO, une fois qu'ils auraient perdu leurs repères visuels au sol. Ils ont convenu d'un cap de 210°M en vue de maintenir un espacement latéral suffisant par rapport aux obstacles situés de chaque côté.

1.1.4 Le copilote, assis dans le siège droit, était aux commandes. Il a augmenté la puissance pour faire passer le régime rotor à 100 pour cent (%), et un important nuage de poussière a commencé à se former. Le pilote aux commandes a augmenté la puissance et amorcé la séquence MPTO tout en conservant la maîtrise de l'aéronef à l'aide de repères visuels au sol. Conformément à la procédure normale, le pilote non aux commandes a annoncé chaque palier de 5 % d'augmentation du couple sur le mât de 80 % à 95 % et, lorsqu'il a annoncé 95 %, le pilote aux commandes a rapidement contre-vérifié la température inter-turbines (ITT). Celui-ci a alors constaté qu'elle oscillait entre 840° et 850° Celsius (C). Au même moment, le pilote non aux commandes, assis dans le siège gauche, a remarqué que l'hélicoptère dérivait vers la droite par rapport à ses repères visuels au sol, et il en a fait l'annonce à l'équipage, comme le veut la procédure. À ce moment précis, le mécanicien de bord, assis du côté droit dans la partie arrière de la cabine, a annoncé qu'il perdait ses repères visuels au sol. Le pilote aux commandes a confirmé qu'il avait compris l'annonce du pilote non aux commandes concernant la dérive, puis il a regardé à l'extérieur de l'hélicoptère, mais il avait perdu ses repères visuels au sol à cause de l'intensité du nuage de poussière. Le pilote aux commandes s'en est immédiatement remis aux instruments du poste de pilotage pour passer à l'ITO, tel qu'il avait été prévu durant l'exposé. Il n'a pas indiqué à l'équipage qu'il avait perdu ses repères visuels au sol ni qu'il pilotait uniquement aux instruments. Comme il pilotait aux instruments, le pilote aux commandes a remarqué que le cap était maintenant de 220° M, et il a immédiatement apporté une correction pour ramener le cap à 210° M, qui était celui prévu lors de l'exposé avant vol. Le pilote non aux commandes constatant que la dérive à droite se poursuivait, a annoncé une deuxième fois la dérive vers la droite par « drifting right ». Deux seconds après avoir prononcé le mot « right », l'hélicoptère a heurté le mur près de l'entrée de la BOA. Le pilote aux commandes a aperçu le mur juste avant l'impact, mais il était trop tard pour l'éviter. La collision entre l'hélicoptère et le mur s'est produite dans une position comprise entre une heure et deux heures, entre le nez de l'appareil et la zone située à l'avant de la charnière de la porte pilote droite. Au moment de l'impact, l'appareil a pivoté en sens antihoraire de quelque 90°, basculé sur son côté droit et immédiatement pris feu.

1.1.5 L'un des pilotes s'en est tiré indemne, tandis que l'autre a été légèrement blessé durant l'accident. Le pilote aux commandes a constaté que les deux interrupteurs à tirette étaient allumés, et il les a tirés. Toutefois, les contacteurs qui sont censés déclencher la décharge des bouteilles d'extinction des

incendies ne se sont pas activés. Les deux pilotes ont constaté qu'un incendie se développait. Ils se sont détachés, et ils sont sortis de l'hélicoptère par l'ouverture qu'avait créée le pare-brise éclaté. Une fois à l'extérieur, les pilotes ont couru vers l'arrière de l'épave pour porter secours aux survivants potentiels. L'incendie se propageait rapidement; ils ont vu quelqu'un bougé dans la cabine et constaté que c'était un des passagers qui tentait également de sortir par le pare-brise éclaté. Les pilotes ont aidé le passager en question à quitter l'hélicoptère, et le groupe s'est dirigé vers le mur HESCO situé au centre de la BOA. C'est alors que le passager a indiqué aux pilotes qu'il s'était fracturé l'avant-bras et qu'il avait besoin de soins. Comme l'incendie gagnait en intensité, les munitions qui se trouvaient à bord de l'hélicoptère ont commencé à exploser par auto-inflammation², ce qui a fait obstacle à toute autre tentative de sauvetage. Le mécanicien de bord, le mitrailleur de sabord et un soldat de la coalition n'ont pas pu évacuer l'appareil, et ils ont péri dans l'accident.

1.2 Victimes

Blessures	Équipage	Passagers	Autres	Total
Mortelles	2	1	0	3
Graves	0	1	0	1
Légères	1	0	0	1
Aucunes	1	0	0	1
Total	4	2	0	6

Tableau 1 : Victimes

1.3 Dommages à l'aéronef

1.3.1 L'hélicoptère a subi des dommages de catégorie A, et il a été détruit à cause de la collision contre le mur, l'impact au sol qui a suivi et l'incendie après écrasement. Toute la partie située entre le nez et la référence fuselage 129 de la partie arrière a été lourdement endommagée par le feu. L'appareil a brûlé avec une telle intensité que très peu de ses composants étaient encore reconnaissables ([annexe A, photo 1](#)). La partie arrière a été moins endommagée par l'incendie, mais elle a néanmoins été lourdement endommagée lors de l'impact au sol.

1.3.2 La transmission, la tête de rotor principal et ses pales ainsi que les moteurs ont subi d'importants dommages attribuables à l'incendie. Pour faciliter les activités de lutte contre l'incendie, le personnel de la BOA a remorqué ces composants à l'écart du lieu de l'accident à l'aide d'un véhicule terrestre.

1.4 Dommages indirects

1.4.1 Les dommages indirects se sont limités au mur qui entourait le lieu de l'accident. Une ouverture dans le mur sert de point d'entrée à la BOA. Cette

² Auto-inflammation : Allumage prématuré d'une matière énergétique causé par une source de chaleur externe (Banque de terminologie de la Défense). Dans ce cas-ci, l'auto-inflammation se réfère à l'explosion des munitions qui se trouvaient à bord de l'hélicoptère.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

ouverture est protégée par un autre mur situé à l'extérieur de la BOA. Ce dernier mur de protection a également été endommagé.

1.4.2 Le fuselage de l'hélicoptère a heurté et endommagé le treillis métallique retenant le mur ([annexe A, photo 2](#)). L'incendie ou des débris projetés ont causé tous les autres dommages à la membrane de soutien du mur (toile intérieure). Le mur présentait deux marques d'impact taillées dans un angle d'environ 45 ° à l'endroit où les pales du rotor principal ont heurté le mur, à droite du point d'impact ([annexe A, photo 3](#)).

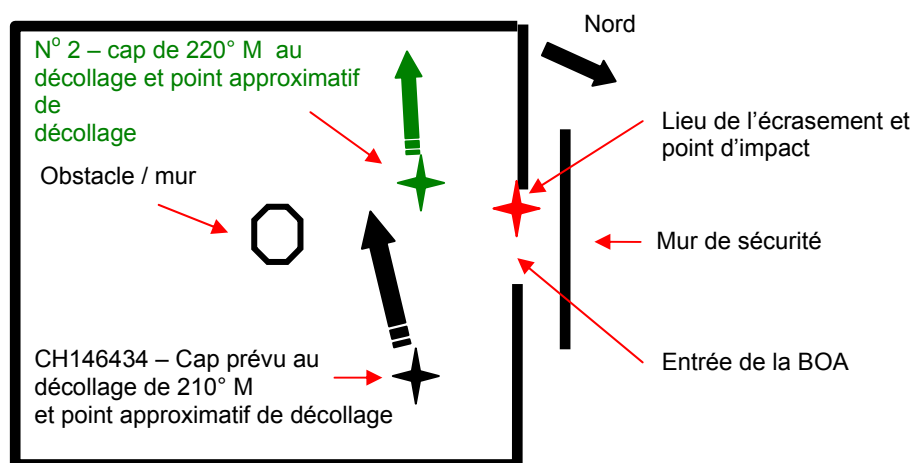


Figure 1 : Plan de la BOA (non à l'échelle).

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Les compétences de l'équipage étaient à jour; celui-ci était qualifié, et il avait reçu les autorisations nécessaires pour effectuer la mission en question. Aucun membre d'équipage n'avait signalé un problème relatif à la fatigue, à l'alimentation ou à l'hydratation. Les tableaux 2 et 3 ci-après donnent des renseignements sur le maintien des compétences et les heures de service de l'équipage navigant.

	Commandant de bord	Copilote	Mécanicien de bord	Mitrailleur de sabord
Vérification des compétences	9 mars 2009	27 oct. 2008	13 févr. 2009	
Certificat médical	VALIDE	VALIDE	VALIDE	VALIDE
Nombre total d'heures de vol	998,3	904,5	1081,2	127,6
Nombre d'heures de vol sur type	769,5	663,3	1081,2	127,6
Nombre d'heures de vol au cours des 30 derniers jours	48,7	68,9	30,2	14,9
Nombre d'heures de vol au cours des 48 dernières heures	8,0	8,0	8,0	8,0
Nombre d'heures de service le jour de l'accident	5,0	5,0	5,0	5,0

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

Nombre d'heures de service au cours des 48 dernières heures	13,5	13,5	13,5	13,5
--	------	------	------	------

Tableau 2 : Renseignements relatifs au maintien des compétences et aux heures de service des membres d'équipage.

	AC	FO	FE	DG
Contrôle en vol de qualifications dans le théâtre³	10 avril 2009	29 avril 2009	25 avril 2009	Réussi ⁴
Formation sur les évacuations⁵	10 avril 2009	30 avril 2009	22 avril 2009	27 avril 2009
Vol dans un nuage de poussière⁶	24 juin 2009	2 juillet 2009		

Tableau 3 : Renseignements sur les qualifications nécessaires au maintien des compétences dans le théâtre.

1.5.2 Expérience de l'équipage navigant. Le commandant de bord de l'hélicoptère totalisait environ 1000 heures de vol, dont 760 sur le CH146. La collectivité de l'aviation tactique considère que ce niveau d'expérience est normal pour un commandant de bord. Au moment de l'accident, le commandant de bord de l'hélicoptère totalisait environ trois mois d'expérience dans le théâtre. Le copilote totalisait environ 660 heures de vol sur le CH146, et il était considéré comme un copilote expérimenté. Les autres pilotes ont confirmé que le copilote possédait d'excellentes compétences de pilotage. Avant l'accident, le copilote totalisait plus de deux mois d'expérience dans le théâtre. L'équipage de l'hélicoptère n° 2 était plus expérimenté. Le commandant de bord totalisait 3000 heures de vol et le copilote, 700 heures de vol.

1.5.3 Formation de l'équipage navigant. La formation au pilotage d'hélicoptères constitue la troisième phase du programme de formation des élèves-pilotes des Forces canadiennes qui se donne à la 3^e École de pilotage des Forces canadiennes (3 EPFC). Une fois qu'ils ont obtenu leur diplôme, les pilotes sont affectés à des unités d'instruction opérationnelle aux fins de reclassement sur un aéronef particulier. Dans l'Aviation royale canadienne (ARC), la 3 EPFC ou l'unité d'instruction opérationnelle chargée des hélicoptères CH146 Griffon, il n'existe aucune instruction officielle ou spécialisée traitant du pilotage des hélicoptères en question dans un environnement visuel dégradé, comme dans un voile blanc/un nuage de neige ou un voile brun/un nuage de poussière. Le pilotage

³ Le contrôle en vol des qualifications dans le théâtre comprend des atterrissages dans une BOA et des atterrissages dans un nuage de poussière. La fiche de compte rendu des vols des deux pilotes ne contenait aucun commentaire.

⁴ Le formulaire de contrôle en vol des qualifications dans le théâtre du mitrailleur de sabord avait été rempli, mais aucune date n'avait été inscrite.

⁵ La formation sur les évacuations est une formation périodique qui doit être suivie tous les douze mois. La formation de tous les membres d'équipage était à jour au moment de l'accident.

⁶ La formation concernant les nuages de poussière est une formation périodique qui doit être suivie aux 30 jours pour les missions en Afghanistan. La formation des deux pilotes était à jour au moment de l'accident.

dans un nuage de neige ou de poussière est rare, et seuls les élèves-pilotes suivant le cours durant l'hiver ont l'occasion de piloter dans un nuage de neige, alors que le risque qu'il s'en forme un est plus grand. En outre, la 3 EPFC donne un nombre limité d'exposés sur l'environnement visuel dégradé ou les phénomènes obscurcissants. Dans l'environnement canadien, il est relativement courant pour les équipages de se retrouver dans des nuages de neige, tandis que les nuages de poussière sont rares. Les énormes nuages de neige sont aussi beaucoup plus fréquents que les gros nuages de poussière. Pour bien préparer les équipages au déploiement en Afghanistan, une formation au pilotage complémentaire a été donnée à Fort Bliss, Texas (États-Unis), où les conditions environnementales sont semblables à celles de l'Afghanistan. La formation comprenait habituellement six vols en tout, dont au moins deux étaient réservés à l'instruction au pilotage dans un nuage de poussière. Les deux pilotes ont suivi la formation préalable au déploiement donnée à Fort Bliss, en 2008 et en 2009. Toutefois, le pilote aux commandes n'a pas achevé sa formation en 2009, car l'hélicoptère n'était pas en bon état de fonctionnement. Il a assisté à une démonstration de la technique d'atterrissage, mais il n'a pas eu l'occasion de s'exercer lui-même à l'atterrissage dans un nuage de poussière. En outre, le pilote aux commandes n'a pas eu l'occasion d'observer ni d'exécuter des techniques de décollage dans un nuage de poussière. Toutefois, le pilote non aux commandes s'est exercé à la technique d'atterrissage dans un nuage de poussière, mais les mêmes problèmes concernant l'état de service de l'hélicoptère ont aussi limité le nombre de fois qu'il a pu exécuter la technique en question.

1.5.4 Une fois en Afghanistan, tous les équipages navigants arrivant dans le théâtre devaient subir un vol de contrôle des qualifications en compagnie d'un commandant de bord expérimenté dans le théâtre, lequel contrôle s'échelonnait habituellement sur quatre vols. Les résultats du contrôle des qualifications dans le théâtre étaient consignés sur un formulaire; le commandant de bord y indiquait les manœuvres exécutées et tout commentaire pouvant améliorer le rendement. La technique d'atterrissage dans un nuage de poussière était un des éléments du contrôle des qualifications dans le théâtre. Toutefois, les techniques de décollage dans un nuage de poussière ou de décollage nécessitant une procédure MPTO ou ITO n'étaient pas un des éléments du contrôle. Les deux pilotes ont effectué leurs vols de contrôle dans le théâtre respectifs, et aucun commentaire ne figurait dans le formulaire de compte rendu du rendement, ce qui indique que l'exécution de leur atterrissage dans un nuage de poussière était jugée satisfaisante et conforme à la norme. Le pilote aux commandes avait seulement exécuté deux vols (un de jour et un de nuit) dans le cadre de son contrôle dans le théâtre. Durant le vol de jour, il avait exécuté de deux à trois approches et départs dans un nuage de poussière léger à moyen. Quant au vol de nuit, on a enseigné au pilote aux commandes la façon d'exécuter deux approches dans des nuages de poussière épais, mais ceux-ci ne se sont pas soldés par un atterrissage au sol. Il a plutôt effectué une remise des gaz; l'approche et l'atterrissage ont été interrompus. Les atterrissages de nuit dans un nuage de poussière n'ont jamais été exécutés. Le pilote aux commandes n'a donc pas effectué de décollages ni de départs dans un nuage de poussière, de nuit.

1.5.5 Dans le théâtre, le contrôle des compétences relatif aux atterrissages dans un nuage de poussière se faisait tous les trente jours, et le pilote devait exécuter au moins un atterrissage dans un nuage de poussière alors qu’il était aux commandes, pour que la catégorie de sa certification de personnel navigant demeure valide. Un pilote qui ne satisfaisait pas à cette exigence n’est plus considéré comme compétent, et il ne pouvait plus piloter jusqu’à ce qu’il réussisse un atterrissage dans un nuage de poussière en présence d’un commandant de bord qualifié dont les compétences étaient à jour. Dans le cadre d’opérations normales, il n’était pas difficile de réussir un atterrissage dans un nuage de poussière tous les trente jours. Cependant, dans le théâtre, les exigences relatives au maintien des compétences ne prévoyaient pas la vérification des techniques de décollage dans un nuage de poussière ni des procédures ITO ou MPTO.

1.6 Renseignements sur l’aéronef

1.6.1 Le CH146 Griffon est la version de l’hélicoptère Bell 412 que les Forces canadiennes utilisent comme aéronef polyvalent léger pour surtout transporter des passagers et du fret. En Afghanistan, avec à son bord un équipage comprenant habituellement deux pilotes, un mécanicien de bord et un mitrailleur de sabord, l’hélicoptère CH146 fournissait aussi un appui-feu aux autres aéronefs et aux troupes au sol.

1.6.2 L’hélicoptère accidenté évoluait alors que ses deux portes cargos principales étaient enlevées, ce qui est la configuration type en Afghanistan en vue de réduire le poids. Seuls des sièges latéraux faisant dos à la transmission étaient posés dans la cabine. Ils étaient occupés par le mécanicien de bord et le mitrailleur de sabord qui pouvaient ainsi utiliser leur mitrailleuse de sabord respective. L’hélicoptère était équipé de fusées éclairantes, d’un dispositif de suppression de la signature infrarouge et de deux mitrailleuses de sabord M134D Dillon. Le contenant de munitions des mitrailleuses M134D Dillon se trouvait au centre de la cabine, devant le carter de la transmission.

1.6.3 L’hélicoptère totalisait 3657,5 heures de vol (selon la dernière entrée dans le formulaire CF335). Le moteur numéro un, portant le numéro de série 140239, avait été posé à 2017,9 heures de vol cellule, le 25 février 2007, et il totalisait 1946,9 heures de vol. Le moteur numéro deux, portant le numéro de série 140214, avait été posé à 2017,9 heures de vol cellule, le 25 février 2007, et il totalisait 1231,8 heures de vol. La boîte de réduction, portant le numéro de série TJ0061, avait été posée à 3041,1 heures de vol cellule, et elle totalisait 2440,4 heures moteur. Un examen du dossier d’entretien courant et du livret d’aéronef n’a révélé aucune inspection en retard ni hors séquence, aucun composant dont la durée de vie était épuisée, de même qu’aucune révision, modification ni inspection spéciale en retard.

1.6.4 Certification de l’aéronef

1.6.4.1 Le Griffon a été mis en service au cours de la première moitié des années 90. À cette date, la Direction des services techniques de la navigabilité aérienne (DSTNA) et la Direction de la navigabilité aérienne et du soutien technique (DNAST) n'existaient pas. De plus, le programme de navigabilité aérienne des Forces canadiennes n'était pas aussi développé que le programme actuel. Par conséquent, presque toutes les approbations de navigabilité étaient gérées et contrôlées par le Bureau de gestion du projet Griffon. Comme il s'agissait surtout de l'acquisition d'appareils disponibles dans le commerce, le rôle du Centre d'essais techniques (Aérospatiale) (CETA) était très limité. La certification du CH146 Griffon a été fondée sur celle du Bell 412, qui a obtenu sa certification en vertu des normes de navigabilité des hélicoptères de la catégorie transport de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis, c'est-à-dire de la *Federal Aviation Regulations* (FAR) Part 29⁷. La base de certification du CH146 était donc les FAR civils, mais elle ne visait pas l'exploitation du système. Un transfert vers un certificat de navigabilité militaire s'est fait sur-le-champ et avant l'exploitation militaire de l'appareil. On avait ainsi l'intention, et c'est toujours le cas, d'exploiter l'hélicoptère conformément au manuel de vol, ce qui comprenait toutes les limites prescrites dans le manuel en question.

1.6.4.2 La FAR Part 29 prescrit des normes de navigabilité bien précises pour la délivrance des certificats de type visant des hélicoptères de transport de la catégorie A ou de la catégorie B. Les FAR donnent également les listes d'équipements, les performances et les caractéristiques de vol servant à l'utilisation d'aéronefs et de giravions dans des conditions de vol à vue⁸ (VFC) et de vol aux instruments⁹ (IFC). Afin d'assurer la sécurité des vols aux instruments, la FAR Part 29 établit également un paramètre propre aux hélicoptères : la vitesse minimale de vol aux instruments¹⁰ (V_{MINI}). Le manuel de vol de l'aéronef (MVA) certifié est le document n° C-12-146-000/MB-002, que la collectivité des CH146 nomme communément le « MB ». Le MVA (ou le MB) du Bell 412/CH146 indique que la V_{MINI} est de 60 nœuds. Ce paramètre est essentiel pour assurer un vol sécuritaire car, en soi, l'hélicoptère ne possède pas les caractéristiques de stabilité et de maîtrise, les instruments de vol ni les repères de connaissance de la situation appropriés qui permettraient aux pilotes d'effectuer des vols sécuritaires dans des

⁷ Les définitions des catégories des FAR se trouvent dans le site Web (en anglais seulement) de la FAA à : <http://www.faa.gov/>. Les giravions, dont la masse maximale est supérieure à 20 000 lb et munis d'au moins dix sièges passagers, doivent obtenir un certificat de type de giravion de catégorie A. Les giravions ayant une masse maximale d'au plus 20 000 lb et munis d'au plus neuf sièges passagers peuvent obtenir un certificat de type de giravion de catégorie B.

⁸ Conditions de vol à vue : Les conditions de vol selon lesquelles la maîtrise de l'aéronef peut être uniquement assurée au moyen de références visuelles extérieures. B-GA-100-001/AA-000, *Consignes de vol de la Défense nationale*, Livre 1 de 2, *Règles de l'air*, p. GL-20/20.

⁹ Conditions de vol aux instruments (IFC) : Les conditions de vol selon lesquelles la maîtrise d'un aéronef est uniquement assurée au moyen des instruments de vol (c'est-à-dire un vol aux instruments dans des nuages ou de nuit alors qu'il est impossible de distinguer l'horizon). B-GA-100-001/AA-000, *Consignes de vol de la Défense nationale*, Livre 1 de 2, *Règles de l'air*, p. GL-12/20.

¹⁰ V_{MINI} : La vitesse minimale nécessaire au vol aux instruments. V_{MAX} : vitesse maximale.

conditions IFC ou des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)¹¹ sous cette vitesse.

1.6.4.3 Tout vol mené par inadvertance dans des conditions IMC ou dans un environnement visuel dégradé, comme dans un nuage ou près du sol alors que la déflexion de l'air vers le bas peut soulever de la poussière, de la neige ou du brouillard d'eau, présente un risque élevé et peut être considéré comme une situation d'urgence. Dans de telles conditions, l'ampleur du risque dépend de plusieurs facteurs comme le type d'hélicoptère, la lumière ambiante, la durée du vol et la densité de l'obstacle à la visibilité, pour n'en nommer que quelques-uns. Pour traverser rapidement un obstacle à la visibilité, il faut disposer d'une marge de puissance considérable (puissance disponible contre puissance nécessaire, tel qu'il est mentionné dans [l'annexe B](#)), de systèmes d'augmentation de la stabilité ou de pilotage automatique évolués ou, finalement, de systèmes permettant de voir ou de passer au travers d'un nuage de poussière. Cependant, l'efficacité de ces mesures d'atténuation ou systèmes peut être considérablement réduite selon le modèle d'appareil (p. ex. un hélicoptère trop peu puissant équipé de commandes de vol, de systèmes d'augmentation de la stabilité ou d'un pilote automatique de base), l'absence de bons systèmes et la nature du milieu dans lequel se déroulent les vols (comme à haute altitude, à une température ambiante élevée ou à une masse totale élevée)¹².

1.6.4.4 Tel qu'il est indiqué dans le rapport technique n° TR-HFM-162, *Rotary-Wing Brownout Mitigation: Technologies and Training*, publié en anglais seulement, en janvier 2012 par l'Organisation pour la recherche et la technologie de l'OTAN, il existe des stratégies potentielles d'atténuation des risques au décollage et à l'atterrissage de giravions dans des conditions de voile brun, et celles-ci se répartissent en deux grandes catégories :

[TRADUCTION]

- a) Le développement de la technologie pour surmonter les limites environnementales décrites précédemment dans des conditions d'environnement visuel dégradé, par exemple, la technologie permettant de voir ou de passer au travers d'un nuage de poussière;
- b) le développement de la technologie pour venir à bout des limites physiologiques dans des conditions d'environnement visuel dégradé, par exemple, fournir au pilote des renseignements utiles de manière intuitive (amélioration des symboles ou de tout autre affichage sensoriel à

¹¹ Conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) : Conditions météorologiques exprimées en termes de visibilité, de distance des nuages, et de plafond, inférieures à la valeur minimale spécifiée pour des conditions météorologiques de vol à vue. B-GA-100-001/AA-000, *Consignes de vol de la Défense nationale*, Livre 1 de 2, *Règles de l'air*, p. GL-12/20.

¹² Vol se déroulant à haute altitude ou à altitude densité élevée, à une température extérieure ou à une masse totale au décollage élevée.

l'atterrissage) en vue de compenser l'absence de repères visuels externes¹³.

1.6.4.5 Aucun hélicoptère n'est actuellement conçu pour voler de façon sécuritaire et efficace dans des conditions d'environnement visuel dégradé. Certains types, militaires ou civils, sont tout simplement mieux équipés pour le faire. Par conséquent, comme le veulent la réglementation de vol et les bonnes compétences aéronautiques, les pilotes sont tenus de rester vigilants dans des conditions pouvant se détériorer rapidement et passer des conditions météorologiques de vol à vue¹⁴ (VMC) à IMC, alors qu'ils pourraient perdre toute référence visuelle à cause d'un environnement visuel dégradé. Lorsqu'un hélicoptère civil vole dans des conditions dont les limites sont inférieures aux VMC, donc piloté selon les règles de vol aux instruments, l'appareil ne peut pas évoluer à une vitesse inférieure à la V_{MINI} . Conformément à la réglementation de l'aviation civile, le vol IMC est autorisé si l'aéronef a été certifié à cet effet (en vertu des normes de navigabilité de la FAR Part 29 dans le présent cas), si l'équipage navigant a reçu la bonne formation à cet effet et si l'on respecte certaines règles de vol (FAR Part 91 *General Operations and Flight Rules* et autres règles). Il est important de souligner que les mesures d'atténuation mises en place au moyen de procédures ou de la technologie ne suffisent pas à garantir le niveau de sécurité acceptable prescrit par la réglementation civile de maintien de la navigabilité et de pilotage. Ainsi, l'ensemble de la réglementation de navigabilité et d'exploitation régissant les hélicoptères civils, comme le Bell 412, proscrit tout décollage ou atterrissage à une vitesse inférieure à la V_{MINI} dans des conditions ne respectant pas les limites minimales de VMC, dans des conditions d'environnement visuel dégradé ou IMC.

1.6.4.6 Nombre de missions militaires seraient impossibles à exécuter si on imposait les mêmes restrictions aux hélicoptères militaires. Dans les Forces canadiennes, les vols des hélicoptères militaires se déroulent souvent dans un environnement visuel dégradé où les VMC peuvent se détériorer rapidement et se transformer en conditions IMC, et les appareils doivent souvent voler à basse vitesse, c'est-à-dire une vitesse inférieure à la V_{MINI} , comme dans le cas de l'hélicoptère accidenté. Ainsi, les Forces canadiennes ont mis en place des procédures spéciales de pilotage et de formation en vue d'atténuer les risques et de réduire autant que possible la durée d'exposition de l'hélicoptère à des risques élevés. Les mesures d'atténuation sont fondées sur des procédures particulières énoncées dans le Manuel des manœuvres officielles (MMO) du CH146 ainsi que des techniques enseignées durant la formation des pilotes. Les procédures en question visent à réduire le temps durant lequel un hélicoptère est piloté dans des conditions de vol aux instruments inférieures à la V_{MINI} en prescrivant de sortir le

¹³ Organisation pour la recherche et la technologie de l'OTAN, (January 2012), Rapport technique n° TR-HFM-162, *Rotary-Wing Brownout Mitigation: Technologies and Training*.

¹⁴ Conditions météorologiques de vol à vue (VMC) : Conditions météorologiques exprimées en termes de visibilité, de distance des nuages et de plafond, égales ou supérieures au minimum spécifié. B-GA-100-001/AA-000, *Consignes de vol de la Défense nationale*, Livre 1 de 2, *Règles de l'air*, p. GL-20/20.

plus rapidement possible de l'environnement visuel dégradé. En réduisant ainsi le temps passé dans un phénomène obscurcissant, l'hélicoptère risque moins de dévier de sa trajectoire et les pilotes, d'être désorientés, ce qui réduit ainsi la probabilité que l'appareil bascule, s'écrase au sol ou heurte un obstacle.

1.6.4.7 D'un point de vue technologique, divers systèmes d'augmentation de la stabilité et de pilotes automatiques ont offert d'autres moyens d'atténuer les risques pour certains modèles d'hélicoptères, et ces mesures ont continué d'atténuer les risques durant les opérations militaires. Cependant, des travaux de recherche et de développement visant des systèmes appropriés, comme le recommande le rapport de l'OTAN, ne sont pas encore assez perfectionnés pour utiliser les systèmes en question à des fins opérationnelles. Par conséquent, aucun des hélicoptères des Forces canadiennes, dont le CH146, n'est équipé d'un système technologique permettant de voir ou de pénétrer au travers d'un voile brun ni d'un système de symboles ou d'affichage sensoriel à l'atterrissage pour voler en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé à une vitesse inférieure à la V_{MINI} . Même si le CH146 est équipé de systèmes d'augmentation de la stabilité et de pilotage automatique, ni l'un ni l'autre des systèmes courants du CH146, des qualités de pilotage ou des instruments de vol ne sont assez précis ni conçus, certifiés, approuvés et confirmés de manière à permettre aux équipages navigants de piloter en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé à une vitesse inférieure à la V_{MINI} . En outre, l'hélicoptère ne possède pas en soi les caractéristiques de stabilité, les instruments évolués ni les repères de connaissance de la situation adéquats qui lui permettent d'évoluer en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé à une vitesse inférieure à la V_{MINI} .

1.6.5 Manuel de vol de l'aéronef

1.6.5.1 Les définitions ainsi que les différences entre le Manuel de vol de l'aéronef (MVA) et les instructions d'exploitation d'aéronef (IEA) ne sont pas spécifiquement indiquées dans la version courante du document n° C-05-005-001/AG-001, *Manuel de navigabilité technique* (MNT). L'autorité de navigabilité technique (ANT) a relevé cet écart, et il élabore actuellement une proposition de modification pour la prochaine version du MNT, afin que ce dernier présente une définition et une description du MVA, des IEA et du MMO, comme celles indiquées dans la note en bas de page¹⁵. Le CH146 est assorti d'un manuel

¹⁵ On propose d'intégrer les définitions suivantes à la prochaine version du *Manuel de navigabilité technique* des Forces canadiennes :

[TRADUCTION]

DONNÉES TECHNIQUES DE NAVIGABILITÉ (DTN) – La partie des renseignements et des données figurant dans la fiche de données de certificat de type nécessaire à l'exploitation sécuritaire d'un aéronef de façon conforme à l'enveloppe approuvée, ce qui comprend les DTN pour un type d'aéronef. Le demandeur d'un certificat de type doit présenter le manuel de vol contenant ces DTN à l'ANT, aux fins d'approbation.

MANUEL DE VOL APPROUVÉ (MVA) – Le MVA est un document opérationnel qui contient des données techniques de navigabilité (DTN) ainsi que d'autres données et renseignements non

de vol civil élaboré pour le Bell 412 et approuvé par la FAA. L’instruction technique des Forces canadiennes (ITFC) traitant du CH146 est fondée sur le MVA civil, auquel on a ajouté des renseignements. Bien que, pour les autres flottes des Forces canadiennes, ce type de document est souvent désigné comme des IEA, l’ITFC du CH146 est connu sous le nom de Manuel de vol, et aucunes IEA n’ont été élaborées tout particulièrement pour le CH146. La fiche de données de certificat de type du Bell 412CF, c’est-à-dire le CH146, indique que l’ITFC en question est le MVA approuvé. La différence entre un MVA et des IEA est que, même si les deux documents offrent des données techniques de navigabilité ou des graphiques des performances, le MVA présente les graphiques avec seulement quelques petites explications sur leur utilisation, tandis que les IEA donnent habituellement des renseignements détaillés sur la façon d’utiliser les graphiques dans le cadre de missions.

1.6.5.2 Le MVA fait intégralement partie du processus de certification de la navigabilité de l’appareil, et il donne à l’équipage navigant des renseignements utiles sur les limites, les procédures normales, les performances et l’utilisation de l’hélicoptère. La version du MVA en vigueur au moment de l’accident était une modification en date du 20 février 2009 (Modification 2). La Section 1 (*Limites*) du MVA présente des graphiques des limites. Les limites en question sont imposées par le constructeur et/ou le régulateur pour assurer une utilisation sécuritaire de l’appareil, et elles doivent être obligatoirement respectées. La Section 4 (*Performance*) présente des graphiques permettant de déterminer les performances de l’hélicoptère, telles qu’elles sont garanties aux spécifications minimales¹⁶. Les performances comprises dans la Section 4 ne sont pas des

approuvés par l’autorité de navigabilité technique (ANT). Les DTN du MVA doivent être cernées, clairement indiquées comme telles et préférablement isolées des données non approuvées.

INSTRUCTIONS D’EXPLOITATION D’AÉRONEF (IEA) – Les IEA forment le manuel opérationnel que l’exploitant d’aéronef fournit aux équipages navigants. Il est habituellement diffusé et approuvé par l’autorité d’exploitation. En général, les IEA complètent le MVA en donnant des renseignements supplémentaires, axés sur les missions, qui ne sont pas compris dans le MVA de base. Les DTN reproduites dans les IEA doivent correspondre à celles contenues dans le MVA. Dans certains cas, le MVA contient suffisamment de renseignements supplémentaires, axés sur la mission, pour servir directement d’IEA. Pour nombre d’anciens aéronefs, les IEA sont le seul document publié, et elles comprennent toutes les DTN. Lorsque les IEA représentent le seul document existant, les DTN devraient être clairement identifiées comme étant des renseignements approuvés par l’ANT et préférablement isolées. Dans ce cas, les DTN trouvées au sein des IEA constituent le MVA.

Le MANUEL DES MANŒUVRES OFFICIELLES (MMO) est un document que produit l’exploitant de l’aéronef, avec l’autorisation de l’ANO, pour indiquer aux équipages navigants la façon dont il faut piloter l’aéronef afin de mener à bien les missions prévues. Un MMO est produit pour chacun des aéronefs exploités par les Forces canadiennes. L’ANT n’assure pas le suivi du MMO. Un énoncé dans l’avant-propos de chaque MMO stipule que, en cas de divergence entre le MMO et le MVA approuvé par l’ANT, la priorité sera accordée au document approuvé par l’ANT. Les DTN figurant dans tout MMO, manuel d’utilisation d’aéronef ou liste de vérifications doivent correspondre aux DTN figurant dans le MVA.

¹⁶ Voir également le paragraphe b de l’annexe B. Les moteurs d’aéronef fonctionnant au moins aux spécifications minimales satisfont aux exigences de certification, et ils sont considérés comme en

limites comme celles précisées dans la Section 1 (*Limites*), et la Section 4 (*Performance*) ne comprend aucune directive interdisant aux équipages navigants de déroger aux paramètres en question. La Section 8 (*Renseignements opérationnels*) comprend d'autres renseignements pour la planification de vols opérationnels, et elle traite parfois des performances de l'hélicoptère au-delà des limites établies dans la Section 1. Les termes et les définitions relatives aux performances de l'hélicoptère figurent dans [l'annexe B](#). Les limites applicables au fonctionnement de deux moteurs, indiquées dans la Section 1 de la Modification 2 du MVA et utiles au présent rapport d'accident, sont reproduites ci-après :

TEMPÉRATURE INTER-TURBINES (ITT)	1-18. COUPLE DU MÂT
FONCTIONNEMENT AVEC DEUX MOTEURS	FONCTIONNEMENT AVEC DEUX MOTEURS
Température continue 300 à 810 °C	Maximum à une vitesse supérieure à 105 KIAS 81 %
Température maximale continue 810 °C	Décollage (5 minutes) 81 à 100 %
Température transitoire maximale 940 °C Pas plus de 5 secondes à une température supérieure à 810 °C	Maximum à une vitesse pouvant atteindre 105 KIAS (5 minutes) 100 %
Température maximale pour le démarrage. Pas plus de 2 secondes à une température supérieure à 960 °C	
ATTENTION	ATTENTION
L'UTILISATION INTENTIONNELLE DE L'HÉLICOPTÈRE À UNE ITT SUPÉRIEURE À 810 °C EST INTERDITE LORS DES MANŒUVRES NORMALES, SAUF LORS DU DÉMARRAGE.	L'UTILISATION INTENTIONNELLE DU COUPLE DU MÂT AU-DESSUS DE 100 % EST INTERDITE. LORSQU'ON ATTEINT PRESQUE LA LIMITE MAXIMALE DE COUPLE DU MÂT, ON PEUT PRODUIRE INVOLONTAIREMENT UN COUPLE EXCESSIF LORS DE MANŒUVRES COMME LES VIRAGES ET (OU) LES CHANGEMENTS D'ASSIETTE EN PIQUÉ. IL EST ALORS CONSEILLÉ DE RÉDUIRE LE COUPLE DU MÂT À 90 % AVANT DE MANŒUVRER L'HÉLICOPTÈRE.

Figure 2 : Limites de température inter-turbines (ITT) (colonne gauche); limites de couple du mât (colonne droite).¹⁷

1.6.5.3 Les FAR en vigueur au moment de la certification du CH146 prescrivaient seulement d'indiquer les limites de vol stationnaire en effet de sol (EES) dans la Section 1. Les graphiques des limites de vol stationnaire hors effet

bon état de service. Le rendement du moteur peut être meilleur que celui associé aux performances en question, mais il n'est pas considéré comme étant en bon état de service si son rendement est inférieur aux performances minimales spécifiées.

¹⁷ C-12-146-000/MB-002, Modification 2, en date du 20 février 2009, p. 1-7 et 1-8.

de sol (HES) (limites de masse, d'altitude et de température [WAT] ou de plafond de vol stationnaire) ne faisaient pas partie des exigences des FAR au moment de la certification du CH146. Une telle exigence a cependant été ajoutée par la suite, dans le cadre de modifications apportées aux FAR.

1.6.5.4 Section 1 – Graphiques des limites de masse, d'altitude et de température (WAT) : le MVA comprend des graphiques WAT pour les manœuvres en effet de sol (EES). Les graphiques WAT en vol EES sont exigés en vertu de la certification, et ils figurent dans la Section 1. Le graphique WAT–EES, **figure 1-1 (limites de masse, d'altitude et de température au décollage, à l'atterrissage et lors des manœuvres EES, tout azimuts de vent, avec 10 passagers ou moins)** ([annexe C, p. 1/6](#)), est utilisé pour déterminer la limite maximale de masse et d'altitude densité maximale (H_D) au décollage, à l'atterrissage et en vol stationnaire EES. On le consulte aussi en même temps que le schéma de masse et de vitesse. Une remarque très importante accompagne la **figure 1-1** :

NOTA : LA MB ADMISSIBLE OBTENUE DANS CE GRAPHIQUE PEUT DÉPASSER LA CAPACITÉ CONTINUE DE VOL STATIONNAIRE DANS CERTAINES CONDITIONS AMBIANTES. SE REPORTER À CE SUJET AUX GRAPHIQUES DES PLAFONDS DES VOLS STATIONNAIRES DE LA SECTION 4.

Figure 3 : Nota accompagnant le graphique WAT de la figure 1-1.

1.6.5.5 Le graphique WAT–EES de la figure 1-1A (limites de masse, d'altitude et de température au décollage, à l'atterrissage et lors des manœuvres EES, azimuts de vent de -45° à $+45^\circ$, avec 9 passagers ou moins) ([annexe C, p. 2/6](#)) était également disponible, mais ce dernier ne comprenait pas le nota indiquant au lecteur de consulter les graphiques des plafonds des vols stationnaires de la Section 4. La Section 1 ne donne aucune directive indiquant la façon d'utiliser le graphique en question. Les limites indiquées dans le graphique en question ne sont pas entièrement conformes aux exigences des FAR (définies dans le paragraphe 1.6.5.3.), car le graphique indique seulement les performances limitées en fonction de l'ITT, et qu'il ne comprend pas les limites maximales de masse totale ou d'altitude densité.

1.6.5.6 Section 4 – Graphiques des plafonds de vol stationnaire EES et HES : les divers graphiques de plafonds de vol stationnaire EES et HES de la Section 4 (graphiques dont deux exemples figurent dans [l'annexe C, p. 5/6](#)) présentent la masse brute maximale admissible pour exécuter un vol stationnaire EES ou HES à toute altitude-pression et température ambiante. Réciproquement, l'altitude du plafond de vol stationnaire peut être déterminée pour toute masse brute. Même si les graphiques de plafonds de vol stationnaire HES n'étaient pas une exigence des FAR au moment de la certification du CH146, ils avaient été fournis par le constructeur aux fins de planification des vols. Les graphiques de plafonds de vol stationnaire jumelés à la **figure 4-3, Critical Relative Wind Azimuths**, permettent de déterminer, entre autres facteurs, la masse brute

maximale à laquelle on obtiendra une maîtrise cyclique et directionnelle (maîtrise des commandes de vol) satisfaisante tout en respectant d'autres paramètres moteur. Des masses supérieures aux limites WAT ou aux plafonds de vol stationnaire (c'est-à-dire une masse trop lourde pour une altitude ou une température donnée) signifient que l'appareil risque d'atteindre diverses autres limites. Ces dernières, selon le type d'aéronef et les conditions environnementales, pourraient comprendre la limite des performances aérodynamiques du rotor, la limite de maîtrise des commandes de vol (ou la sollicitation des commandes est limitée par une incapacité physique de maîtriser l'appareil ou ne permet pas de maîtriser efficacement l'hélicoptère), les limites relatives à la hauteur et à la vitesse, à la transmission ou aux moteurs (ITT ou N1). Les limites de masse dérivées des graphiques WAT ou des plafonds de vol stationnaire ne permettent pas de déterminer ou de calculer les performances maximales de l'hélicoptère, car celles-ci sont fondées sur les performances moteur prévues aux spécifications minimales. Lorsque les moteurs de l'hélicoptère donnent un meilleur rendement que celui prévu aux spécifications minimales, la puissance disponible sera accru, tandis que la présence d'un vecteur vent positif ou négatif réduira ou augmentera respectivement la puissance nécessaire.

1.6.5.7 Section 8 – Graphiques WAT HES : au moment de la certification du Bell 412, ces graphiques de performances étaient requis pour se conformer aux normes de certification des performances de catégorie A¹⁸ de la FAR Part 29. Comme le Bell 412 était certifié en vertu de la certification des performances de catégorie B de la FAR Part 29, il n'était pas nécessaire d'inclure les renseignements sur les performances en vol stationnaire HES. Ni l'un ni l'autre de ces graphiques ne satisfaisaient aux exigences des FAR concernant les limites de la Section 1, et aucune des données présentées dans cette dernière ne correspondait à celles des graphiques des plafonds de vol stationnaire EES et HES de la Section 4. L'ajout des graphiques en question dans le MVA par le constructeur d'origine ou le MDN était facultatif. La **figure 1-1A** a d'abord été intégrée à la Section 8 (**figure 8-13**), à titre de renseignements opérationnels, puis elle a été transférée à la Section 1 dans le cadre d'une modification provisoire avant d'être intégrée en permanence à la Modification 2. En décembre 2007, un message de la 1^{re} Division aérienne du Canada (1 DAC), SANS CLASSIFICATION, DISP OP TPA 146, OBJET : ECLAIRCISSEMENT PAR RAPPORT AUX LIMITES DE MASSE TOTALE POUR LE CH146, approuvait le transfert de la **figure 8-13** de la Section 8, Renseignements opérationnels, à la Section 1, Limites, permettant ainsi d'élargir l'enveloppe opérationnelle du CH146 et d'améliorer la planification des performances.

1.6.5.8 Section 8 – Graphiques de performance de croisière. Les graphiques de performance de croisière de la Section 8, Renseignements opérationnels, plus

¹⁸ Les définitions des catégories des FAR se trouvent dans le site Web (en anglais seulement) de la FAA à : <http://www.faa.gov/>. Les giravions dont la masse maximale est supérieure à 20 000 lb et munis d'au moins dix sièges passagers doivent obtenir un certificat de type de giravion de catégorie A. Les giravions ayant une masse maximale d'au plus 20 000 lb et munis d'au plus neuf sièges passagers peuvent obtenir un certificat de type de giravion de catégorie B.

particulièrement la **figure 8-1 (feuilles 1 à 24)** présentent le couple du moteur disponible, le débit carburant, la vitesse indiquée, la vitesse vraie et la configuration de traînée type, et pour une masse brute donnée, le couple nécessaire au vol stationnaire, le couple assurant une autonomie maximale et la plus grande distance ainsi que les limites moteur et les limites mécaniques¹⁹ ([annexe D](#)). Les graphiques de la Section 8 tiennent compte de l'altitude-pression, de la température ambiante et de la masse de l'hélicoptère, et ils peuvent être utilisés pour calculer le couple qu'il est possible d'atteindre ou disponible en respectant tout paramètre moteur (ITT ou N1). Les altitudes figurant sur les graphiques des 24 feuilles de la **figure 8-1** s'échelonnent du niveau de la mer à 14 000 pieds par tranche de 2000 pieds, et il faut recourir à l'interpolation pour déterminer les valeurs aux altitudes qui ne sont pas indiquées. Ces graphiques sont les seuls à mentionner la puissance disponible et le couple sur le mât à vitesse nulle. Un examen des graphiques a révélé que, outre le fait que les graphiques étaient complexes, portaient à confusion et étaient peu conviviaux, leur seul nombre faisait que les feuilles étaient très difficiles à emporter et à consulter en vol en vue de calculer les valeurs des performances de l'hélicoptère.

1.6.5.9 Section 8 – Graphiques du couple requis en vol stationnaire : le couple requis en vol stationnaire (puissance requise) figure respectivement dans les graphiques de couple nécessaire en vol stationnaire EES et HES ([annexe E](#)), qui se trouvent également dans la Section 8.

1.6.6 Renseignements sur la masse de l'aéronef

1.6.6.1 Les deux hélicoptères s'étaient avitaillés au point avancé de réarmement et de ravitaillement (PARR) entre les missions du matin et de l'après-midi. L'hélicoptère accidenté a embarqué 2050 lb de carburéacteur, tandis que l'hélicoptère n° 2 a embarqué 1840 lb de carburéacteur. Au décollage de KAF en après-midi, l'hélicoptère accidenté pesait environ 11 500 lb, ce qui comprenait 1810 lb de carburéacteur. Au décollage de la BOA, on a constaté qu'il restait environ 1300 lb de carburéacteur. Toutefois, avec les deux passagers qui se trouvaient maintenant à bord, on a estimé que la masse brute de l'hélicoptère était de 11 520 lb²⁰. On a estimé que la masse de l'hélicoptère n° 2 se situait entre 11 000 et 11 200 lb au moment de son décollage de KAF en après-midi. Ainsi, au décollage de la BOA, si l'on tient compte du carburant consommé et des passagers montés à bord, on a estimé que la masse de l'hélicoptère n° 2 était de près de 11 200 lb. Si l'on estime que les deux hélicoptères ont consommé des quantités semblables de carburant durant le vol entre le PARR et l'aire de trafic, le démarrage et le vol de KAF à la BOA et que le poids des passagers étaient semblables, on estime que la masse de l'hélicoptère accidenté était de 300 à 500 lb de plus que celle de l'hélicoptère n° 2.

¹⁹ C-12-146-000/MB-002, Modification 2, en date du 20 février 2009, p. 8-3, paragr. 8-6.

²⁰ La collectivité des CH146 se sert de valeurs prédéterminées pour estimer le poids des passagers, selon le rôle du soldat et du matériel qu'il transporte. Dans le présent accident, on a estimé que chacun des passagers pesait 250 lb, laquelle valeur comprenait les armes, les munitions et l'équipement de protection personnel.

CH146434	Avitaillement en carburant	Masse totale
KAF	2050 lb	11 500 lb
BOA	0	11 520 lb
CH146414 (n° 2)		
KAF	1840 lb	11 200 lb
BOA	0	11 200 lb

Tableau 4 : Renseignements sur la quantité de carburant et la masse des hélicoptères.

1.6.7 Avertisseur d'incendie moteur

1.6.7.1 Si un incendie éclate dans le compartiment moteur, la chaleur réduit la valeur de résistance de la thermistance des éléments du détecteur d'incendie, ce qui déclenche le voyant « FIRE PULL » qui y est relié. Le moteur comprend deux systèmes distincts d'extinction d'incendie : un système principal et un de secours. Le système est composé de bouteilles d'extincteur principales et de secours, d'un interrupteur de mise en marche « FIRE EXT » comprenant les positions « MAIN », « OFF » et « RESERVE » situé entre les interrupteurs à tirette « FIRE PULL » du moteur, ainsi que de circuits d'alimentation électrique distincts pour chacune des bouteilles. L'interrupteur à tirette « FIRE PULL » comprend des voyants que le système de détection allume. Le fait de tirer sur l'un des interrupteurs à tirette « FIRE PULL » permet d'armer les deux bouteilles d'extincteur et de sélectionner le moteur qui sera rempli d'agent extincteur, en plus de fermer le robinet de carburant du moteur en question, la trappe du séparateur de particules et les orifices de prélèvement d'air des deux moteurs. Le réglage de l'interrupteur « FIRE EXT » à la position « MAIN » ou « RESERVE » permettra de vider la bouteille ainsi choisie dans le moteur sélectionné (droit, gauche ou les deux). Le copilote a tiré les deux interrupteurs, mais ces derniers n'ont pas activé l'évacuation des bouteilles d'extincteur. En outre, les gaz n'ont pas été coupés, et les commutateurs du bus de la batterie sont restés à la position « ON ».

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Il n'y avait pas de station météorologique à la BOA. Les messages météorologiques réguliers pour l'aviation (METAR) étaient diffusés à l'aérodrome de Qalat et à KAF. Les prévisions météorologiques consistaient en des prévisions de zone graphique (PZG). Il y avait très peu de nuages. Même si l'équipage a signalé que le vent à la BOA était léger et variable, il était assez fort pour justifier un changement de la trajectoire prévue en approche de la zone d'atterrissage. Le tableau 5 présente les données pertinentes relatives à la température extérieure (OAT), à l'altitude-pression et à l'H_D lors des vols du matin et de l'après-midi.

Endroit / heure du vol	OAT	Altitude-pression	H _D ²¹
KAF – élévation 3310 pieds			
Vol du matin	37 °C	3470 pi	7000 pi
Vol de l'après-midi	42 °C	3520 pi	7500 pi
Endroit / heure du vol	OAT	Altitude-pression	H _D
BOA – élévation 4595 pieds			
Vol du matin	35 °C	4625 pi	7900 pi
Vol de l'après-midi	39 °C	4675 pi	8500 pi

Tableau 5 : Valeurs de l'OAT, de l'altitude-pression et de l'H_D lors des vols du matin et de l'après-midi.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

1.9.1 Les communications air-sol entre l'hélicoptère accidenté et l'hélicoptère n° 2 qui survolait l'endroit se faisaient à l'aide d'une radio de recherche et sauvetage de combat. L'hélicoptère n° 2 a demandé une évacuation sanitaire à KAF, car il assurait le relais des communications entre la BOA et la Force d'hélicoptères du Canada en Afghanistan (FHC [A]) pendant les premières activités d'intervention d'urgence. Une formation de deux hélicoptères CH146 a ensuite assuré la relève de l'hélicoptère n° 2 à la BOA pour que ce dernier puisse retourner à KAF aux fins d'avitaillement.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Il y avait un grand nombre de BOA en Afghanistan. Pour mener à bien les missions qui leur étaient confiées, les équipages canadiens devaient piloter à destination de plusieurs BOA, dont bon nombre ne relevaient pas d'un commandement canadien, comme c'était le cas dans le présent accident. Le commandement de la BOA en question était assuré par une force étrangère, et l'installation mesurait environ 450 pieds de largeur sur 420 pieds de longueur. L'entrée de la BOA était située à peu près au centre du mur nord. Au centre de la BOA se trouvait un obstacle entouré d'un mur de sécurité HESCO. Une zone d'atterrissage des hélicoptères était délimitée au moyen de roches placées en cercle du côté ouest de la BOA. Il n'y avait aucune autre marque pour indiquer la zone d'atterrissage des hélicoptères. (Voir la figure 1, paragraphe 1.4)

²¹ L'altitude densité a été calculée à l'aide d'un graphique tiré du MVA du CH146 (figure 4-2, Altitude densité, page 4-7). La valeur a été reconfirmée lors de la vérification du Manuel technique électronique intégré (MTEI), le 12 septembre 2012.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

1.10.2 Le jour de l'accident, c'était la première fois qu'un équipage canadien se rendait à la BOA en question. L'équipage s'est préparé à la mission à l'aide de photos aériennes de la BOA et d'un document décrivant la zone d'atterrissage. Les hélicoptères avaient atterri dans la zone d'atterrissage désignée durant l'insertion du matin. Pendant la mission d'extraction de l'après-midi, les équipages se sont posés dans la BOA, mais ils ont utilisé une autre zone d'atterrissage en raison du vent et des obstacles.

1.10.3 Les méthodes de lutte contre la poussière variaient grandement d'une BOA à l'autre, en fonction des ressources disponibles, des coûts, des pays responsables de la BOA et des défis logistiques. Aucune norme n'avait été publiée sur la lutte contre la poussière dans le théâtre des opérations en Afghanistan. Les zones d'atterrissage d'hélicoptères des BOA commandées par les Forces canadiennes étaient recouvertes de gravier pour limiter la quantité de poussière que soulevait la déflexion de l'air vers le bas des hélicoptères au décollage et à l'atterrissage. La BOA en question était considérée comme rudimentaire, et des méthodes de lutte contre la poussière n'y étaient pas disponibles ni utilisées.

1.10.4 Les capacités de lutte contre les incendies variaient aussi grandement d'une BOA à l'autre. La BOA en question était seulement équipé d'extincteurs d'incendie portatifs, lesquels ont tous été utilisés pour tenter d'éteindre l'incendie qui a suivi l'écrasement de l'appareil. Pour les mêmes raisons que celles mentionnées précédemment à l'égard des méthodes de lutte contre la poussière, aucune norme n'avait été publiée relativement à la lutte contre les incendies dans le théâtre des opérations en Afghanistan.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Enregistreur de la parole dans le poste de pilotage et enregistreur de données de vol

1.11.1.1 Le CH146 Griffon est équipé d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage combiné à un enregistreur de données de vol (CVFDR) à semi-conducteurs, encapsulés dans un même boîtier de protection, de Type 2000, fabriqué par Penny and Giles. L'appareil a été récupéré parmi les débris après l'extinction de l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.11.1.2 Une première inspection du CVFDR a révélé que l'intégrité de l'appareil avait été compromise et que la chaleur avait lourdement endommagé celui-ci par endroits. L'enregistreur a été envoyé au Centre de dépouillement des enregistreurs de vol du Conseil national de recherches du Canada (CNRC) à Ottawa, où l'on a confirmé que le CVFDR avait été exposé à des températures élevées ([annexe A, photo 4](#)) qui dépassaient largement les limites de sa conception. Toutefois, le CNRC, avec la collaboration du fabricant du CVFDR, a été en mesure d'extraire la plupart des données contenues dans l'appareil, en transférant les puces mémoires du CVFDR endommagé dans un CVFDR en bon état.

1.11.1.3 Comme le CVFDR n'enregistre pas le couple sur le mât, le CNRC et le Centre d'essais techniques (Aérospatiale) (CETA) ont chacun élaboré des formules mathématiques pour calculer le couple du mât en combinant les couples des moteurs. Durant la période comprise entre 2009 et 2011 et selon les données fournies par le gestionnaire de système d'armes (GSA) du CH146, le CETA et le CNRC, on a estimé que le couple maximal sur le mât de l'hélicoptère accidenté était de 91 %, tandis que celui de l'hélicoptère n° 2 était de 92 %. Depuis, le GSA et le CETA ont collaboré pour effectuer d'autres essais en vol et améliorer davantage les performances de l'hélicoptère CH146. Les données en question et certaines autres données extraites du FDR sont analysées dans la deuxième partie du présent rapport, ainsi que présentées sous forme graphique dans [l'annexe F](#).

1.11.2 Système de contrôle et de maintenance des hélicoptères

1.11.2.1 Le CH146 Griffon est équipé d'un Système de contrôle et de maintenance des hélicoptères (HUMS). Le HUMS n'est pas à l'épreuve des impacts, et il a été détruit dans l'incendie qui a suivi l'écrasement. Toutefois, les données du HUMS accidenté, qui avaient été extraites lors d'un téléchargement précédent, ainsi que les données du HUMS de l'hélicoptère n° 2 ont été comparées aux fins d'analyse. Les données du HUMS de l'hélicoptère n° 2 indiquaient des dépassements d'ITT des deux moteurs supérieures à 810 °C pour plus de cinq secondes, dont les valeurs maximales pouvaient atteindre 850 °C (40 °C de plus que la limite continue maximale) durant les décollages de la BOA le matin et l'après-midi. Les valeurs réelles qui ont été enregistrées sont présentées dans le tableau 6, paragraphe 2.7.11, dans la deuxième partie du présent rapport.

1.11.2.2 Les données du HUMS sont téléchargées périodiquement et analysées par l'autorité technique, aux fins de maintenance. De décembre 2008 à novembre 2009, les données enregistrées par les HUMS font état de 1322 dépassements en Afghanistan. Ces dépassements comprennent des survitesses du régime rotor (Nr), du régime générateur de gaz (Ng) et du régime de turbine de travail (Nf), des dépassements de couple sur le mât et 1120 dépassements d'ITT, au cours desquels la température se trouvait entre 810 °C et 940 °C pendant plus de cinq secondes.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 L'hélicoptère a heurté le mur à quelque 95 pieds du point de décollage dans une position comprise entre une heure et deux heures par rapport au devant de l'appareil. Le point d'impact était situé de quatre à cinq pieds de hauteur sur la paroi intérieure du mur ([annexe A, photo 2](#)). Sur la paroi extérieure du mur, on pouvait voir deux marques distinctes à l'endroit où une pale du rotor principal a heurté le mur à un angle de quelque 45° par rapport à l'horizontale ([annexe A, photo 3](#)). L'une des pales de rotor principal s'est sectionnée juste à l'intérieur du point de fixation de la pale, et elle est venue s'encastrier dans le mur du côté opposé à l'entrée de la BOA. Un des capotages d'entrée d'air du refroidisseur d'huile a été projeté par-dessus le mur du côté opposé à l'entrée de la BOA,

lorsqu’il a été heurté par une pale de rotor principal. Le pare-brise avant droit a éclaté lors de l’impact avec le mur ou le sol. Autrement, l’hélicoptère était relativement intact lorsqu’il s’est immobilisé sur son côté droit ([annexe A, photo 5](#)).

1.12.2 L’incendie qui a suivi l’écrasement a détruit la plus grande partie des preuves matérielles ([annexe A, photo 6](#)). L’épave a aussi été perturbée lors des opérations de lutte contre l’incendie et de récupération des membres qui ont péri dans l’accident.

1.13 Renseignements médicaux

1.13.1 Les certificats médicaux de tous les membres d’équipage étaient valides au moment de l’accident.

1.13.2 Les survivants ont fait l’objet d’une évacuation sanitaire de la BOA à destination de l’installation médicale du Rôle 3²² à KAF aux fins d’examen et de traitements médicaux. Le passager canadien a ensuite été transféré à l’hôpital médical régional de Landstuhl en Allemagne avant d’être rapatrié médicalement au Canada.

1.13.3 Conformément aux consignes de vol, des échantillons de sang et d’urine ont été prélevés sur les deux pilotes et envoyés à l’Armed Forces Institute of Pathology (AFIP) de Washington (DC, États-Unis), aux fins d’analyse. Les résultats de l’analyse toxicologiques étaient négatifs.

1.13.4 Le personnel de la BOA a dégagé les corps des victimes qui se trouvaient dans l’épave avant que le personnel de la Sécurité des vols n’arrive sur les lieux. Personne n’a consigné l’endroit où se trouvaient les corps dans l’épave avant de déplacer ceux-ci. Les corps des victimes ont été transportés par hélicoptère jusqu’aux Affaires mortuaires de KAF aux fins d’identification officielle.

1.13.5 Causes de décès

1.13.5.1 Les forces de l’impact ne présentaient probablement pas un risque pour la survie, et les causes de décès sont directement liées à l’incendie qui a suivi l’écrasement. Tel qu’il est indiqué dans les rapports officiels du coroner et du pathologiste, le mécanicien de bord est décédé à cause de l’inhalation de fumée et de gaz d’incendie, le mitrailleur de sabord a subi un trauma thoraco-abdominal qui a contribué à son décès, mais il est décédé de l’inhalation de gaz d’incendie, tandis que le soldat de la coalition est décédé à cause de blessures multiples et de l’inhalation de gaz d’incendie.

1.14 Incendies, dispositifs pyrotechniques et munitions

1.14.1 Incendie

²² Le Rôle 3 est l’installation médicale spécialisée où l’on traite tout le personnel grièvement blessé à KAF.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

1.14.1.1 L'hélicoptère a pris feu immédiatement après avoir basculé sur le côté. Les données du FDR indiquent que le voyant d'alarme incendie du moteur numéro deux s'est allumé, puis que le voyant d'alarme incendie du moteur numéro un s'est ensuite immédiatement allumé. Les pilotes se souviennent d'avoir vu les voyants s'allumer et déclenché les interrupteurs à tirette « FIRE PULL ». On a d'abord remarqué la présence de flammes dans la cabine arrière, à proximité de la pompe hydraulique numéro deux, près du plafond de la cabine à l'avant du carter de la transmission. Les conduites de liquide hydraulique et de carburant passent par le carter de la transmission. Le liquide hydraulique (de type MIL-PRF-5606) est extrêmement inflammable, tout comme le carburéacteur (de type JP-8 ou F-34). Les vapeurs de carburéacteur sont plus lourdes que l'air, et elles peuvent franchir une grande distance pour atteindre une source d'inflammation et ensuite entraîner un retour de flamme. On n'a pas pu déterminer la cause exacte de l'incendie ni la source d'inflammation. Le feu était d'une telle intensité qu'il a empêché les pilotes de porter secours au personnel qui se trouvait dans la cabine arrière, et il a fait fondre ou réduit en cendre pratiquement tous les composants de l'appareil situés à l'avant de la poutre de queue ([annexe A, photo 6](#)).

1.14.1.2 Lorsque le personnel de la BOA s'est rendu compte qu'un accident s'était produit et que l'hélicoptère avait pris feu, de nombreuses personnes ont saisi des extincteurs portatifs qui se trouvaient dans les réserves de la BOA. Tous les extincteurs disponibles étaient portatifs, et ils ont tous été utilisés pour tenter d'éteindre l'incendie. L'hélicoptère n° 2 a communiqué par radio avec KAF, demandant que l'on envoie un système déployable de lutte contre l'incendie de plus grande capacité, mais l'hélicoptère a brûlé pendant plus d'une heure avant que l'unité en question arrive à la BOA.

1.14.2 Dispositifs pyrotechniques

1.14.2.1 Deux actionneurs pyrotechniques (CAD) servant à déclencher les bouteilles d'extincteur des moteurs étaient montés dans l'hélicoptère. Ils n'ont pas été retrouvés, et ils ont probablement été détruits dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.14.3 Munitions

1.14.3.1 Mitrailleuses de sabord M134D Dillon: deux mitrailleuses M134D étaient posées dans l'hélicoptère. Le dossier d'entretien courant de l'hélicoptère, le formulaire CF338, *État de l'armement d'aéronef*, indiquait qu'il y avait 8300 cartouches de calibre 7,62 mm à bord. La plupart des munitions de la mitrailleuse M134D Dillon ont explosé dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.14.3.2 Distributeurs ALE 29A : le formulaire CF 338 indiquait qu'avant la mission, il y avait 30 fusées éclairantes ASD3627 dans le distributeur de fusées éclairantes de gauche et 27 dans celui de droite. L'incendie qui a suivi l'écrasement a mis à feu toutes les fusées éclairantes sauf une.

1.14.3.3 Armes individuelles : chaque pilote portait un pistolet 9 mm et un fusil C7. Le mécanicien de bord et le mitrailleur de sabord avaient chacun un fusil C7. Le dossier d'entretien courant de l'aéronef ne fait pas état du nombre total de munitions transportées à bord. La plupart des munitions des armes individuelles ont explosé dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.14.3.4 Armes diverses : selon le formulaire CF338, il y avait quatre grenades fumigènes à bord de l'hélicoptère. Elles n'ont pas été retrouvées, et elles ont probablement explosé dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.15 Questions relatives à la survie

1.15.1 Configuration des sièges dans la cabine

1.15.1.1 Le MVA du CH146 établit les configurations de sièges normalisées et approuvées. Au moment de l'accident, le MVA donnait 14 modifications de configuration approuvées, lesquelles étaient considérées comme étant des situations types, permettant de satisfaire à la plupart des exigences liées à l'instruction et aux opérations. Elles comprenaient la configuration normale ainsi que les modifications de configuration aux fins d'opérations, comme la pose de mitrailleuses de sabord, le transport de civières, les activités de parachutage et de descente en rappel ainsi que le transport de dignitaires. À l'échelon de l'unité, une autorisation de dérogation à la configuration normale ou aux modifications de configuration approuvées se faisait par la création d'un formulaire CF349 dans le dossier d'entretien courant. Un examen de ce dernier n'a révélé aucune irrégularité, mais un examen du MVA, du MMO et des consignes de vol de la Force d'hélicoptères du Canada en Afghanistan (FHC [A]) a révélé qu'aucune directive ni autorisation précise n'existait pour prescrire l'utilisation des sièges ou le port de la ceinture de sécurité. L'enquête a permis de constater que l'état-major supérieur n'avait élaboré aucun document permettant d'approuver ou de refuser la sélection d'une configuration spécifique ou l'utilisation particulière de sièges ou de ceintures de sécurité. Il y avait quatre membres du personnel dans la cabine arrière : le mécanicien de bord, le mitrailleur de sabord et deux passagers. Le mécanicien de bord et le mitrailleur de sabord étaient assis sur un siège latéral faisant dos à la transmission, étant chacun affecté à une mitrailleuse de sabord. Le mécanicien de bord était assis du côté droit, tandis que le mitrailleur de sabord se trouvait à gauche. Les passagers n'étaient pas assis dans des sièges approuvés munis d'une ceinture de sécurité approuvée ni attachés. Le passager canadien était assis sur le plancher, du côté gauche de la cabine, et ses deux jambes pendaient à l'extérieur de la cabine. Sa ceinture de sécurité était bouclée et fixée aux ferrures d'arrimage du fret du plancher. Le soldat de la coalition était assis de façon semblable sur le plancher de la cabine, mais du côté droit. Durant le vol du matin à destination de la BOA, le soldat de la coalition était assis dans l'ouverture de la porte, mais il avait croisé les jambes de manière à ce qu'elles se trouvent à l'intérieur de la cabine. Entre les deux vols, les deux passagers avaient discuté du fait que le vol avait été peu confortable, et ils ont cherché des solutions. On avait indiqué au soldat de la coalition qu'il pouvait laisser ses jambes pendre à l'extérieur de la cabine.

1.15.2 Possibilité de survie à l'écrasement

1.15.2.1 Les forces de décélération étaient une combinaison de forces suivant les axes G(x) (avant/arrière) et G(y) (horizontal). L'impact initial contre le mur s'est produit à basse vitesse, et il était possible d'y survivre. L'espace vital de l'aéronef est demeuré relativement intact ([annexe A, photo 5](#)). Il se peut toutefois que la mitrailleuse de sabord et son affût à pivot aient fait saillie à l'intérieur de la cabine au niveau du poste du mécanicien de bord, lorsque l'hélicoptère s'est immobilisé sur son côté droit. La position de la mitrailleuse et de son affût à pivot après l'écrasement n'a pu être déterminée en raison des dommages importants causés par l'incendie.

1.15.3 Équipement de survie de l'aviation

1.15.3.1 Au moment de l'accident, l'équipement de survie de l'aviation (ESA) des quatre membres de l'équipage naviguant était consigné dans les dossiers comme étant en bon état de service.

1.15.3.2 Les membres d'équipage des CH146 pouvaient utiliser deux types de casques : le SPH-5 et le HGU56P. Le casque HGU56P peut être équipé d'une visière protectrice maxillo-faciale, mais non le modèle SPH-5. La visière protectrice en question se trouvait sous la visière du casque, et elle s'étendait jusque sous le menton. Elle servait à protéger les yeux et le visage des membres d'équipage contre toute poussière et tout débris projeté. Le port de lunettes de protection contre la poussière était également approuvé. Le port de la visière protectrice maxillo-faciale et des lunettes de protection contre la poussière a été approuvé en février 2009²³.

1.15.3.3 Les casques HGU56P et les vestes de survie MSV98HC des deux pilotes n'ont pas été endommagés dans l'accident. L'ESA des autres membres d'équipage a été détruit dans l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.15.3.4 Les mécaniciens de bord et les mitrailleurs de sabord de la FHC (A) utilisaient un prototype de harnais d'aviation tactique à dégagement rapide. Les trente harnais de retenue Mk 1 livrés aux membres d'équipage dans le théâtre faisaient l'objet d'essais et de l'évaluation opérationnels pour donner suite aux recommandations formulées après l'accident du Cormorant CH149914, le 13 juillet 2006. Le harnais de retenue en question comprend un mécanisme permettant de dégager le dispositif qui est relié au câble de retenue du personnel naviguant. Une extrémité du câble de retenue (souvent désigné comme la corde d'assurance) est attachée à un point fort de l'hélicoptère, tandis que l'autre extrémité est reliée au bout du mécanisme de dégagement du dispositif de retenue, à l'arrière du harnais. Le câble de retenue peut être réglé sur une longueur de 16 pouces à 9 pieds. Le MMO prescrit que la corde d'assurance doit être réglée de façon à éviter que plus du tiers de la personne puisse être projeté à l'extérieur de

²³ SANS CLASSIFICATION, COMD 571, *COMD auth for MFS, CEP, and aircrew eye protection goggles*, diffusé le 23 février 2009 à 18 h 18 Z (en anglais seulement).

l'ouverture de la porte. La conception du mécanisme de dégagement du dispositif de retenue comprend un mécanisme de dégagement d'urgence situé à l'avant de l'épaule gauche, lequel peut être déclenché d'une seule main. Lorsque l'on a recours au procédé de dégagement d'urgence, l'extrémité du câble de retenue se détache du harnais, libérant le porteur du câble, mais le câble demeure attaché à l'aéronef. Les deux crochets d'attache (un à chaque extrémité du câble de retenue) ont également été repensés pour permettre de les dégager d'une seule main.

1.15.4 Recherche et sauvetage

1.15.4.1 Avant de quitter l'hélicoptère, les deux pilotes ont regardé derrière eux dans la cabine arrière pour évaluer la situation. L'incendie qui a suivi l'écrasement s'était déjà déclaré, et la cabine était très sombre, peut-être à cause de la fumée et/ou de la poussière soulevée par les pales du rotor principal et/ou de l'impact au sol. Les pilotes ne voyaient personne dans la cabine arrière, et ils ont pu sortir de l'hélicoptère par le pare-brise droit éclaté. Le passager canadien, bien que grièvement blessé, a pu suivre les pilotes. Une fois sortis de l'hélicoptère, les pilotes ont immédiatement tenté de venir en aide au personnel qui s'y trouvait toujours, mais ils n'ont pas été en mesure de le faire à cause du violent incendie qui a suivi l'écrasement. De même, le personnel de la BOA n'a pas pu aider à l'évacuation de l'appareil, à cause de l'auto-inflammation et de l'explosion des munitions ainsi que de l'intensité de l'incendie qui a suivi l'écrasement.

1.16 Essais et recherche

1.16.1 Échantillonnage des liquides

1.16.1.1 L'incendie qui a suivi l'écrasement a brûlé toutes les sources possibles d'échantillons de liquide de l'hélicoptère accidenté. Un échantillon de carburant a été prélevé de l'hélicoptère n° 2, car ce dernier avait été avitaillé à la même installation, à peu près en même temps que l'hélicoptère accidenté. On a également prélevé des échantillons d'huile moteur, de liquide à transmission et de liquide hydraulique des chariots d'avitaillement qui avaient servi à faire le dernier appoint des liquides de l'hélicoptère accidenté. Tous les échantillons de liquide ont été envoyés au Centre d'essais techniques de la qualité (CETQ) le 15 juillet 2009, où l'on a déterminé qu'il s'agissait de liquides approuvés aux fins d'utilisation dans le CH146, et qu'ils étaient de bonne qualité.

1.16.2 Examen des publications

1.16.2.1 Le Directeur – Navigabilité aérienne et soutien technique (DNAST) a passé en revue le MVA du CH146, c'est-à-dire le document C-12-146-000/MB-002, pour le compte de l'ANT. Les constatations que le DNAST a formulées après l'accident à l'égard du MVA et des graphiques des performances de la fiche technique n° 75-0915 du DNAST ont souligné plusieurs écarts et erreurs, notamment la validité de divers graphiques des performances en vol stationnaire HES et EES. Le DNAST a consulté le constructeur d'origine qui a appuyé ses

constatations, mais il s’agissait de témoignages, car aucun document officiel, comme des rapports de certification, n’a été fourni aux fins d’examen. La rédaction de la fiche technique a été achevée en octobre 2009. La fiche technique en question se trouve à [l'annexe G](#).

1.16.2.2 À la suite de l'examen en question, la 1 DAC a publié le message SANS CLASSIFICATION COMD 628, MODIFICATION DE PUBLICATION : MANUEL DE VOL DU CH146 en date du 5 novembre 2009 à 16 h 58 Z, et elle a autorisé l’élimination ou la correction de plusieurs graphiques, notamment :

- a. dans la **figure 1-1**, on a supprimé la mention de dix passagers ou plus, permettant ainsi aux intéressés d’utiliser le graphique en question quel que soit le nombre de passagers à bord;
- b. comme les graphiques WAT ne sont plus utilisés comme fondement pour la planification des performances, les figures **1-1A**, **8-11**, **8-12** et **8-13** ont été supprimées;
- c. dans la **figure 4-4**, les feuilles 4, 5, 9 et 10 ont été intégralement supprimées, car ces graphiques traitaient du réchauffeur standard de Bell. (Le réchauffeur n’était pas posé dans le CH146, car ce dernier est équipé d’un réchauffeur amélioré pour l’hiver. Dans ce cas-ci, les feuilles 6 et 11 de la **figure 4-4** sont pertinentes.)

1.16.2.3 Il est important de souligner que la modification du titre de la **figure 1-1** et l’élimination de la **figure 1-1A** dans le MVA renversaient les changements apportés lors de la Modification 2 du MVA. En outre, les **figures 8-11 à 8-13** ont été éliminées, car elles étaient considérées comme incomplètes, potentiellement trompeuses et d’une validité douteuse.

1.16.2.4 La fiche technique du DNAST indiquait que la Modification 2 du MVA n’avait pas été approuvée par l’ANT. Le message de navigabilité opérationnelle approuvant la Modification 2 a été publié conjointement par l’autorité de navigabilité opérationnelle (ANO) et l’ingénieur concepteur principal (ICP). On n’a toutefois pas été en mesure de déterminer l’importance de l’examen qui a été effectué par le personnel de l’ICP et l’ANT de avant la diffusion du message en question. Le personnel de l’ANT n’a pas participé au processus d’approbation de la Modification 2 du MVA. On a soulevé des questions quant à l’autorité d’approbation qu’avait l’ICP. L’enquête a permis de cerner des points pouvant créer une certaine confusion à l’égard de l’examen que doit faire et de l’approbation que doit donner l’ANT relativement aux modifications du manuel de vol, ce qui a porté l’ICP à croire que la portée des pouvoirs qui lui étaient délégués en matière de navigabilité aérienne l’autorisait à donner une telle approbation. L’intention n’est pas de laisser croire que l’ICP a outrepassé la portée de son mandat, mais plutôt de souligner que l’enquête a permis de déterminer des facteurs pouvant porter à confusion quant aux limites de la portée en question de même qu’à l’égard des rôles et des responsabilités du GSA, du DNAST et du personnel de la Force aérienne pour ce

qui est des modifications apportées au MVA. Un examen des processus de l'ANT et du Directeur général - Gestion du programme d'équipement aérospatial (DGGPEA) a indiqué qu'aucun processus officiel d'examen et d'approbation n'était en place au moment de l'accident. Au moment de l'approbation de la Modification 2, le GSA du CH146 a eu recours au processus du formulaire d'approbation de modification d'aéronef (FAMA) pour gérer les modifications du MVA. Aucun FAMA n'a été retracé pour la Modification 2 en question. Depuis l'accident, on a publié des processus de l'ANT/du DGGPEA aux fins de modification, d'examen et d'approbation des publications concernant les aéronefs des Forces canadiennes. On évitera ainsi que d'autres modifications soient apportées au MVA du CH146, ou à tout autre MVA d'un aéronef des Forces canadiennes, sans qu'elles fassent d'abord l'objet d'un examen par le personnel de l'ANT et de l'ANO.

1.17 Renseignements sur l'organisation et la gestion

1.17.1 Déploiement des CH146 en Afghanistan

1.17.1.1 L'idée de déployer des CH146 en Afghanistan a été lancée en 2003. En 2004-2005, le chef de l'état-major de la Force aérienne, maintenant connu sous le nom de commandant de l'Aviation royale canadienne (Cmdt ARC) et de Chef d'état-major de la Force aérienne (CEMFA), a chargé plusieurs membres de la 1^{re} DAC d'étudier et de comparer les performances du CH124 Sea King et du CH146 Griffon. En 2007, la Force aérienne a réitéré ses efforts visant à convaincre la haute direction d'autoriser le déploiement des CH146 en Afghanistan. Le CH146 devait avoir pour rôle l'exécution de missions de renseignements, de surveillance et de reconnaissance (RSR) et certaines missions de transport aérien tactique. Les principales questions soulevées concernaient les limites des performances de l'hélicoptère à haute altitude, à une température ambiante élevée ou à une masse totale élevée, ainsi que ses limites sur le plan du matériel d'autodéfense ou de survie embarqué, ce qui engendrait des risques élevés pour certaines missions en Afghanistan.

1.17.1.2 En janvier 2008, le rapport du Groupe d'experts indépendant sur le rôle futur du Canada en Afghanistan, mieux connu sous le nom de Rapport Manley, a été diffusé au grand public. Ses recommandations stipulaient que le Canada devait poursuivre son rôle visant à assurer la sécurité, notamment ses opérations de combat en Afghanistan. Un des principaux aspects du rapport était la recommandation voulant que l'on confirme une capacité de transport aérien par hélicoptère de transport moyen avant février 2009. L'ARC a procédé à l'acquisition de six hélicoptères CH147D Chinook et, au milieu de 2008, l'initiative de déploiement du CH146 en Afghanistan a de nouveau été étudiée en ajoutant à la liste de rôles potentiels celui d'escorte pour le Chinook. Même si les préparatifs et la formation en vue du déploiement du Chinook ont commencé peu après la publication du rapport Manley, la décision au sujet du déploiement du CH146 en Afghanistan a seulement été approuvée plus tard en 2008. Au moment d'approuver

le déploiement du CH146, la chaîne de commandement s'attendait à ce que l'hélicoptère soit utilisé selon ses limites connues.

1.17.2 Énoncé sur l'utilisation envisagée²⁴ (EUE) du CH146

1.17.2.1 Le type de mission exécuté au moment de l'accident correspondait aux missions d'hélicoptère tactique prévues dans l'énoncé sur l'utilisation envisagée (EUE) du CH146, Version 1.0, en date du 19 septembre 2008. La Section 2 traitant de l'exploitation du système indique dans l'article 2.3, sur l'environnement, que *l'on s'attend à ce que le CH146 puisse mener la mission dans des environnements physiques, météorologiques, électromagnétiques et dangereux, de nature vaste et complexe*. Quant au paragraphe 2.3.1, il indique que *l'on s'attend à ce que le CH146 évolue à des altitudes comprises entre le niveau de la mer et 10 000 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL). Le CH146 doit également être en mesure de mener à bien des missions dans des milieux rudimentaires et non aménagés et dans des conditions de voile et/ou de tourbillons de poussière, de sable, de neige, d'eau et de débris*. En outre, le paragraphe 2.3.2.1 précise que le CH146 sera exploité dans *des climats de neige et de froid intense dans l'Arctique, des conditions turbulentes et des altitudes densités élevées propres aux chaînes de montagnes ainsi que dans la pluie et la brume du littoral*. Dans le tableau 4 de l'EUE, qui présente les limites météorologiques de conception, on prescrit une H_D maximale de 14 000 pieds pour les manœuvres de décollage, d'atterrissage et de vol stationnaire EES. Dans le même tableau, la H_D maximale pour une masse brute maximale de 11 900 lb est de 4000 pieds. Dans le paragraphe 2.3.2.3, on reconfirme ces limites en indiquant que, *pour pallier les effets de l'altitude densité élevée dont il faut tenir compte dans nombre des théâtres potentiels où pourront être exploités les CH146, il faut étudier des solutions visant à améliorer les performances du CH146. La limite actuelle de H_D pour l'utilisation de l'hélicoptère à sa masse brute maximale est d'environ 4000 pieds. Le facteur limitatif actuel est la maîtrise du rotor de queue. Compte tenu du nombre accru de vols à haute altitude et par temps chaud que doit faire le CH146, on prévoit que l'exploitation future du CH146 se déroulera à sa masse brute maximale, à une altitude-pressure de 4000 pieds et à une OAT de 35 °C, ce qui équivaut à une H_D de 7000 pieds*. Le paragraphe 2.3.2.3 de l'EUE offrait des solutions à court et à long terme. La solution à court terme consistait à adapter une configuration de combat *pour laquelle serait déposé tout nécessaire de mission non pertinent au théâtre opérationnel visé, en fonction de l'analyse de la mission,*

²⁴ Tel qu'il est défini dans le document C-05-005-001/AG-001, Manuel de navigabilité technique (MNT), Modification 5, en date du 28 juillet 2007 : *un énoncé sur l'utilisation envisagée (EUE) doit être préparé au début du processus de certification de type. L'EUE est rédigé par les exploitants envisagés de l'aéronef et approuvé par l'ANO. En général, l'EUE identifie les rôles, les missions, les tâches et l'utilisation envisagés d'un type d'aéronef suffisamment en détail pour permettre l'analyse et l'évaluation techniques de la définition de type proposée, ainsi que le choix des normes de navigabilité appropriées par l'ANT. Il est à remarquer que le contexte opérationnel et l'usage particulier d'un aéronef sont des données fondamentales pour établir la navigabilité et en assurer le maintien. Pour assurer le maintien de la navigabilité, on doit au besoin tenir à jour et réviser l'EUE tout au long de la durée de vie de l'aéronef, et ce, afin de refléter toute modification apportée aux rôles, aux missions, aux tâches, à l'utilisation opérationnelle et/ou à l'environnement.*

ce qui maximiserait la charge disponible en vue de mieux appuyer les opérations de la Force terrestre. Quant à la solution à long terme, l'EUE proposait l'étude de solutions techniques visant à accroître l'enveloppe d'altitude densité pour toute opération nécessitant que l'hélicoptère évolue à sa masse totale maximale.

1.17.3 Roulement du personnel dans le théâtre

1.17.3.1 L'escadre aérienne de la Force opérationnelle interarmées en Afghanistan [FOI (Afg)] comprenait des biens aériens des Forces canadiennes déployés dans le théâtre des opérations de l'Asie du Sud-Ouest. L'escadre aérienne de la FOI (Afg) avait été mise sur pied le 6 décembre 2008; elle comprenait un quartier général, une unité de transport tactique et un élément de soutien du théâtre, totalisant ainsi environ 200 membres. Le déploiement initial du CH146, faisant partie de la Force d'hélicoptères du Canada en Afghanistan (FHC [A]) et de l'escadre aérienne FOI (Afg), était la sixième rotation du personnel (Roto 6)²⁵. La Roto 6 comprenait surtout des membres de l'ARC du 408^e Escadron tactique d'hélicoptères (408 ETAH). Une fois son affectation de six mois terminée, la Roto 6 a été remplacée en mai 2009 par la Roto 7 qui comprenait surtout des membres du 430^e Escadron tactique d'hélicoptères (430 ETAH).

1.17.3.2 Lors du roulement de personnel dans le théâtre, de la Roto 6 à la Roto 7, le personnel de la Roto 6 a donné au personnel de la Roto 7 un exposé sur les performances dans le désert, lequel exposé donnait des précisions sur la planification des performances nécessaires faite à l'aide des graphiques du MVA qui étaient utilisés à ce moment-là. L'exposé en question faisait allusion aux divers graphiques WAT, de plafonds de vol stationnaire EES et HES, de performances de croisière et de couple requis en vol stationnaire. La Roto 6 avait également élaboré une matrice des performances (graphique des performances dans le désert) qui pouvait être utilisée comme guide de référence rapide pour la planification des performances avant le vol. Le graphique en question donnait plusieurs masses au décollage EES et HES et valeurs de couple pour diverses altitudes-pressions et plages de température extérieure (une altitude-pression de 2000 à 6000 pieds par tranches de 500 pieds et une plage de température extérieure de 20 °C à 50 °C par tranches de 5 °C) ([annexe H](#)). Ce graphique non officiel n'était pas validé comme il se doit ni approuvé par l'ANO ou l'ANT. Toutefois, il servait de guide à la planification puisqu'il permettait de prévoir sommairement la possibilité d'exécuter une mission en fonction de divers paramètres atmosphériques et de l'hélicoptère dans le théâtre des opérations. La distribution de graphiques des performances non approuvés par les autorités de navigabilité est inacceptable et non autorisée. Le fait de tolérer l'utilisation de telles matrices non officielles favorise la production d'autres types de documents non certifiés et potentiellement dangereux par le personnel navigant, ce qui peut accroître considérablement le niveau de risques dans l'exécution d'opérations aériennes.

²⁵ Roto est l'abréviation utilisée pour désigner le personnel ou la période d'un déploiement particulier.

1.17.4 Processus d’acceptation de la mission et d’autorisation de lancement

1.17.4.1 L’escadre aérienne avait mis en place un outil de gestion des risques afin d’examiner le séquençement des missions et de déterminer l’autorité qui devait approuver le lancement de l’aéronef comme tel. Cet outil, compris dans les consignes de vol de l’escadre, se nommait le processus d’acceptation de la mission et d’autorisation de lancement (MALA), et il se voulait un processus d’autorisation en deux volets servant à gérer les risques, à satisfaire aux exigences opérationnelles et à aider à la prise de décisions. Le processus soulevait des questions précises permettant de déterminer tout secteur de risque potentiel. Le MALA comprenait deux processus distincts. Dans le cadre du premier processus, le processus d’acceptation, le personnel de la FHC (A) évaluait la mission pour prendre en considération divers critères comme le type de mission, le profil de mission, les zones d’atterrissage, les menaces, etc. Le processus se déroulait environ 24 heures avant l’heure prévue dans le cas d’opérations normales, et de 48 à 86 heures avant des opérations de grande envergure. À la deuxième étape du processus en question, l’autorité pertinente chargée de l’acceptation de la mission approuvait ou refusait les résultats de l’évaluation de la mission, ou elle transférait ceux-ci à une autorité supérieure, qui pouvait être le commandant de la FHC (A), le commandant de l’escadre aérienne ou le commandant de la FOI (Afg). Le processus d’autorisation de lancement constitue le deuxième volet du processus. Il s’agissait d’une fonction de supervision des opérations aériennes utilisée pour autoriser la tenue d’un vol après un examen des conditions qui pouvaient avoir une incidence sur une mission particulière, comme le repos d’un équipage navigant, les qualifications, le temps dans le théâtre, les conditions météorologiques et d’autres facteurs de risques au moment du lancement de la mission. Ces résultats étaient envoyés à l’autorité de lancement pertinente, le commandant de la FHC (A) ou le commandant de l’escadre aérienne. Au moment de l’accident, la matrice MALA avait été mise en application conformément aux procédures opérationnelles en place en Afghanistan. Toutefois, un examen plus poussé a indiqué qu’au moment de prendre en considération les zones d’atterrissage, le processus d’acceptation établissait uniquement une différence entre les atterrissages effectués dans une base principale, une BOA ou un terrain non aménagé. Aucun critère particulier ne permettait d’examiner les conditions réelles d’une zone d’atterrissage, notamment les dimensions, les obstacles, les capacités de lutte contre la poussière, les capacités de sauvetage et de lutte contre les incendies d’aéronef ou la possibilité d’un environnement visuel dégradé. Dans le cadre du processus de lancement de la mission, les conditions météorologiques étaient un des critères, mais l’on examinait seulement le moment où se déroulaient les opérations, de jour ou de nuit, la hauteur des plafonds et la visibilité. Les critères ne comprenaient pas de conditions environnementales précises comme l’altitude densité ou une OAT élevée.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Conditions opérationnelles en Afghanistan

1.18.1.1 En raison de son relief comprenant des déserts comme des montagnes escarpées pouvant atteindre jusqu'à 24 500 pieds d'altitude et des écarts de température de -25 °C à 53 °C, le théâtre afghan présentait des défis importants sur le plan du pilotage. Plus particulièrement, l'altitude densité souvent élevée que produisait une densité de l'air réduite en altitude combinée à une température ambiante élevée avait une incidence néfaste sur les performances d'un aéronef. L'hélicoptère CH146 volait souvent à, sinon près, de ses valeurs limites en ce qui concerne l'ensemble des températures de l'huile de la boîte d'engrenages, du couple sur le mât, de l'ITT, de la température de la batterie (surtout au moment du démarrage des moteurs) ainsi que de l'OAT maximale de fonctionnement. L'OAT maximale du CH146 est de 51,7 °C, mais elle est réduite de 2° par 1000 pieds d'élévation. Dans le cadre des opérations aériennes à Kandahar (Afghanistan), l'OAT maximale avait été établie à 45 °C.

1.18.2 Dégradation de l'environnement visuel

1.18.2.1 En Afghanistan, le sol est surtout composé de sable et de rochers. Le sable est extrêmement fin et léger, et on le compare souvent à de la poudre de talc. Par temps sec, au décollage initial et durant les étapes de l'approche et de l'atterrissage, les hélicoptères soulèvent la poussière qui forme un anneau autour de l'hélicoptère, connu couramment sous le nom de nuage de poussière, ce qui contribue à la dégradation de l'environnement visuel que l'on nomme un voile brun. Dans des conditions extrêmes de voile brun, l'hélicoptère est entièrement enveloppé par le nuage de poussière et, en Afghanistan, celui-ci peut atteindre des centaines de pieds de hauteur ([annexe A, photo 7](#)). Il est très difficile de piloter un hélicoptère dans un tel environnement visuel dégradé qui réduit la visibilité de l'équipage, parfois à un point tel que celui-ci perd tout repère visuel au sol ([annexe A, photo 8](#)). Nombre d'exploitants d'hélicoptères civils et militaires ont reconnu et confirmé que ces conditions de nuage de poussière ou de voile brun étaient une menace et un risque importants dans le théâtre des opérations.

1.18.2.2 Pour maintenir une position stable en vol stationnaire, les pilotes d'hélicoptère se fient à des points de repère proches et éloignés, en avant et sur les côtés de l'appareil. Un nuage de poussière empêche les équipages d'utiliser les points de repère éloignés comme référence au sol, les limitant ainsi à utiliser seulement des points de repère proches pouvant se trouver à peine à quelques pieds de l'hélicoptère. En vol stationnaire, les équipages navigants se fient au mouvement relatif par rapport aux points de repère normaux qu'ils ont choisis pour détecter les mouvements ou la dérive de l'hélicoptère. Cette technique est utilisée pour évaluer la dérive dans les plans vertical et horizontal, mais le mouvement dans le plan vertical est plus difficile à évaluer, car il est surtout établi par la perception de la profondeur. En vol stationnaire dans un environnement visuel dégradé, le mouvement des particules de l'obstacle à la visibilité peut créer des illusions d'optique pour l'équipage, communiquant possiblement un faux sens de mouvement relatif. Ces illusions peuvent être observées et interprétées de deux façons distinctes : l'hélicoptère semble dériver alors qu'il est en fait en vol stationnaire ou l'hélicoptère semble en vol stationnaire alors qu'en fait il dérive. Les

nuages de poussière les plus volumineux peuvent également masquer tout point de repère au sol.

1.18.2.3 Tel qu’il a été mentionné précédemment, le CH146 n’est pas équipé de systèmes technologiques permettant de voir ou de pénétrer au travers d’un voile brun ou de systèmes utilisant des symboles ou un affichage sensoriel à l’atterrissage pour voler en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé sous la V_{MINI} . En outre, aucun des systèmes, des qualités de pilotage ou des instruments de vol du CH146 n’est assez précis ni conçu, certifié, approuvé et confirmé de manière à permettre aux équipages navigants de piloter en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé sous la V_{MINI} . Par conséquent, l’équipage navigant doit avoir la capacité de maintenir ou de retrouver ses repères visuels au sol rapidement, ou de suivre une procédure de pilotage à vue ou aux instruments qui lui permettra de faire efficacement une transition vers un point d’où il pourra trouver et maintenir des repères visuels garantissant un vol sécuritaire. L’équipage navigant doit se fier aux instruments du poste de pilotage ou à d’autres systèmes, comme un visiocasque (HMD) pour relever tout changement relatif au mouvement ou à sa position.

1.18.3 Visiocasque (HMD)

1.18.3.1 Le pilote peut porter un visiocasque de jour ou de nuit. Les deux types de HMD sont souvent désignés comme un affichage tête haute²⁶ (HUD), donc un HUD de jour ou un HUD de nuit (lunettes de vision nocturne [NVG] jumelées au HUD). Leur conception est différente : le HUD de jour peut seulement être monté devant l’œil droit, tandis que le HUD de nuit combiné aux NVG peut être monté devant l’œil droit ou gauche. Les deux appareils affichent les mêmes symboles et comprennent un vecteur de dérive. La page indiquant les données en vol stationnaire du HUD de jour affiche un vecteur de dérive qui donne au pilote des renseignements sur la dérive. Le vecteur de dérive est représenté par une ligne simple dont la longueur indique le taux de dérive tandis que son orientation donne la direction de la dérive ([annexe I](#)). Ces renseignements sont uniquement établis en fonction du mouvement de l’hélicoptère, et ils indiquent seulement la direction et la vitesse d’un mouvement; ils ne se calent pas en fonction d’un point précis au-dessus du sol (comme un point GPS). Une fois la dérive amorcée puis corrigée, l’équipage ne dispose d’aucuns moyens pour revenir précisément à l’endroit où il se trouvait initialement. Les consignes de vol de l’unité prescrivaient d’utiliser en tout temps un HUD de jour ou de nuit dans le théâtre.

1.18.4 Procédures du Manuel des manœuvres officielles

1.18.4.1 Le Manuel des manœuvres officielles (MMO) donne des techniques et des procédures détaillées de pilotage du CH146. La version en vigueur au moment de l’accident était la Modification 3, en date du 15 mai 2009.

²⁶ Un affichage tête haute ou un collimateur de pilotage.

1.18.4.2 Tâches de l'équipage. Le tableau 1-1, *Tâches standard de l'équipage*, précise les tâches qui incombent à chacun des membres d'équipage. Dans ce tableau, tant le pilote aux commandes que le pilote non aux commandes doivent contrevérifier les systèmes et les instruments. Une remarque dans le tableau signale que le pilote aux commandes devrait résister à la tentation d'exécuter des tâches confiées au pilote non aux commandes. Le tableau prescrit au pilote non aux commandes d'annoncer la puissance utilisée au pilote aux commandes. Plus particulièrement, il stipule que le pilote non aux commandes doit annoncer au pilote aux commandes que la puissance du couple sur le mât a atteint 80 %, puis il doit poursuivre l'annonce pour chaque tranche de 5 % en rapprochement de 100 %. Il est bon de souligner que les équipages du CH146, parce qu'ils pilotent surtout dans des climats froids ou tempérés, ont l'habitude d'atteindre une puissance limite de couple sur le mât avant d'atteindre une limite moteur, comme l'ITT ou la N1. Le MMO n'indiquait pas la façon dont le pilote non aux commandes devait annoncer les valeurs de la puissance, lorsque le couple sur le mât n'était pas le facteur limite de puissance.

1.18.4.3 En plus des tâches courantes de l'équipage mentionnées précédemment, chacune des tâches de vol décrites dans le MMO était accompagnée d'une rubrique sur la gestion de l'équipage, dans laquelle on donnait des renseignements plus précis à l'équipage sur la tâche dont il était question. Le tableau 1-1 stipulait également que, grâce à des repères visuels au sol, le mécanicien de bord devait parfois guider la maîtrise de l'hélicoptère en donnant au pilote aux commandes des renseignements sur la dérive, de vive voix. Pour la tâche d'approche et d'atterrissage dans des conditions météorologiques de vol à vue (VMC), les renseignements sur la gestion de l'équipage précisent clairement que le pilote aux commandes et le mécanicien de bord doivent communiquer aux autres membres d'équipage qu'ils ont perdu tout repère visuel au sol. La directive en question n'était pas précisée dans la tâche de décollage ou de vol en palier VMC.

1.18.4.4 Procédures de décollage du CH146 – Les procédures de décollage sont réparties en deux types : le décollage non suivi d'un vol stationnaire et le décollage vertical. Le décollage vertical comprend le décollage suivi d'un vol stationnaire à quatre pieds du sol, le décollage aux performances maximales (MPTO) et le décollage aux instruments (ITO).

1.18.4.5 Conformément à la Modification 3 du MMO, les procédures de décollage MPTO et ITO nécessitaient une marge minimale de puissance de couple sur le mât de 20 % de plus que celle requise pour le couple en vol stationnaire EES. Aucune marge de puissance minimale n'était précisée pour un décollage suivi d'un vol stationnaire à quatre pieds du sol et une transition en vol vers l'avant à l'aide de l'effet de sol. Une remarque suivant la description de la procédure MPTO, mais précédant celle de la procédure ITO, indiquait que « *la moindre hésitation à appliquer la puissance entraînerait une perte du moment de montée et nécessiterait un surcroît de puissance pour revenir au taux de montée initial* ».

1.18.4.6 La Modification 3 du MMO mentionne que l'ITO est un mélange des procédures de vol à vue et de vol aux instruments, et qu'il est utilisé pour quitter une zone lorsqu'un obstacle à la visibilité est prévu. Les procédures relatives aux missions dans le désert ont été intégrées à la Modification 3 du MMO en prévision des opérations en Afghanistan, et elles indiquaient clairement *« que la technique d'ITO devait être utilisée et que la technique MPTO ne devait pas être utilisée, si une interruption du décollage est probable. Les pilotes devaient seulement tenter un décollage dans un voile brun lorsque la masse de l'hélicoptère respectait les limites précisées dans le graphique des performances de vol stationnaire HES et le graphique d'azimuts de vent pertinent »*. Compte tenu de l'atmosphère poussiéreuse en Afghanistan, l'interruption d'un décollage est souvent probable. L'ITO est prescrit dans ces conditions afin d'optimiser le rendement de l'équipage pour que ce dernier pilote l'hélicoptère avec précision à l'aide des instruments. Au décollage, le pilote aux commandes maîtrise l'hélicoptère à l'aide des instruments de vol jusqu'à ce qu'il obtienne et maintienne de bons repères visuels. Le pilote non aux commandes peut continuer de contrevérifier les repères visuels au sol jusqu'à ce qu'il les perde de vue et, en même temps, surveiller les indications relatives aux performances et aux instruments pour le pilote aux commandes. Dans le cas d'une procédure MPTO, les deux pilotes regardent à l'extérieur pour garder un contact visuel avec les repères au sol. S'ils perdent de vue les repères visuels au sol pendant le décollage, le pilote aux commandes doit passer au pilotage aux instruments. La transition du pilotage à vue au pilotage aux instruments prend quelques secondes, car le pilote aux commandes doit prendre connaissance et traiter toutes les données des instruments de vol. Une fois qu'il a pris connaissance des renseignements, ces derniers lui permettent de se créer une image aérienne de l'assiette et du mouvement de l'hélicoptère. La transition du pilotage effectué au moyen de repères visuels au sol au pilotage aux instruments est reconnue comme une période critique, ce qui justifie l'énoncé voulant que le pilote aux commandes pilote aux instruments pendant toute la procédure d'ITO. La directive donnée dans le module traitant des opérations dans le désert de la Modification 3 du MMO, indiquant de confirmer que la masse de l'hélicoptère respecte les limites prescrites dans les graphiques des performances de vol stationnaire HES et d'azimuts de vent, est fondée sur l'augmentation prévue de la puissance nécessaire aux manœuvres HES durant un décollage ITO. Une telle directive correspond à l'intention de développer une puissance de couple sur le mât de 20 % de plus que la puissance de couple sur le mât nécessaire au vol stationnaire EES durant des décollages MPTO et ITO. Même si la valeur n'était pas exacte, on avait estimé qu'une puissance supplémentaire de 20 % offrait une marge de sécurité suffisante pour respecter les limites des performances durant les manœuvres en question.

1.18.4.7 En outre, la Modification 3 du MMO indique que le pilote non aux commandes devrait se tenir prêt à prendre les commandes, le cas échéant. L'enregistreur de données de vol et les témoignages indiquent que le pilote non aux commandes se tenait prêt à prendre les commandes durant le décollage en question.

1.18.5 Désorientation spatiale

1.18.5.1 À l'annexe B, le Manuel de vol aux instruments des Forces canadiennes définit la désorientation spatiale comme étant « l'incapacité d'une personne à s'orienter par rapport à la surface terrestre. L'assiette d'un aéronef est généralement déterminée d'après l'horizon naturel ou un repère visuel à la surface de la Terre... S'il est impossible de repérer l'horizon ou un point de référence au sol, l'assiette d'un aéronef doit être déterminée artificiellement à l'aide des instruments de vol ». On remarque habituellement trois types de désorientation spatiale : a) non admise (type I), b) admise (type II) ou c) incapacitante (Type III)²⁷. Les experts des facteurs humains travaillant pour Recherche et développement pour la défense Canada (RDDC) définissent également la désorientation spatiale comme étant l'impossibilité pour le pilote de percevoir correctement la position, le déplacement ou l'assiette (orientation) de son aéronef par rapport à la surface du sol et à l'axe vertical de la gravité. La surface du sol et l'axe vertical de la gravité constituent le cadre de référence fixe qui est utilisé aux fins d'orientation spatiale.

1.18.5.2 La connaissance de la situation est définie comme étant la capacité de se tenir au courant des événements et des conditions, classés par ordre de priorité, de son environnement. Pour posséder une bonne vue d'ensemble de la situation, le pilote fait appel à ce processus mental qui l'aide à guider ses mouvements, à anticiper les événements et à se construire une image mentale de la réalité. La précision de cette connaissance de la situation dépend de son expérience, de ses connaissances théoriques et pratiques et de la rapidité avec laquelle il peut correctement analyser et classer par ordre de priorité les événements changeants de la mission²⁸. Sur le plan opérationnel, la connaissance de la situation du milieu de l'aviation représente la vue d'ensemble du grand nombre de facteurs qui sont importants pour éviter qu'un aéronef se retrouve dans toute situation dangereuse ou trajectoire de vol potentiellement dangereuse (y compris une connaissance de la situation tactique et une orientation spatiale). La structure hiérarchique établit que l'orientation spatiale est intégrée à la connaissance de la situation. L'analyse des accidents attribuables à la désorientation spatiale a démontré que des anomalies communes de l'attention, comme la focalisation de l'attention, la distraction et la saturation des tâches²⁹ pouvaient contribuer à la désorientation spatiale et à une perte de la connaissance de la situation³⁰. Le Petit Robert définit la distraction comme : « action de distraire d'un ensemble ; son résultat ; un manque d'attention habituel ou momentané aux choses dont on devrait normalement s'occuper, l'esprit étant absorbé par un autre

²⁷ A-OA-148-001/AG-000, Manuel de vol aux instruments, annexe B, DÉSORIENTATION SPATIALE.

²⁸ *Idem*.

²⁹ La focalisation de l'attention est la concentration consciente de l'attention sur un nombre limité de stimulus environnementaux à l'exclusion d'autres stimulus plus prioritaires. La distraction est l'interruption de l'attention consciente envers une tâche à cause de stimulus non liés à la tâche en cours. Il y a saturation des tâches pour une personne si cette dernière doit s'occuper de trop de choses à la fois, ce qui l'empêche de percevoir des stimulus qui pourraient être importants.

³⁰ B. Cheung, *Spatial Orientation – Nonvisual Spatial Orientation Mechanisms*, 2004.

F. Previc et W. Ercoline (coord.), *Spatial Disorientation in Aviation. Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics inc., Volume 203, p. 37-94. Restoin (Virginie).

objet; diversion apportée par une occupation propre à délasser l’esprit en l’amusant ».

1.18.5.3 Aux fins de la présente enquête, l’expression « perte de connaissance de la situation » renvoie à la focalisation de l’attention, à la distraction et à la saturation des tâches du pilote aux commandes au moment de prendre connaissance et de contrevérifier les instruments du poste de pilotage tel que l’ITT durant la procédure de décollage. Elle ne laisse aucunement supposer que le pilote aux commandes s’adonnait ou portait son attention à des activités, des événements ou des facteurs non liés à la procédure de décollage.

1.19 Techniques d’enquête utiles ou efficaces

1.19.1 Calculs de la puissance de couple sur le mât

1.19.1.1 Dès le début de l’enquête, comme ni le CVFDR ni le HUMS du CH146 n’avaient enregistré la puissance du couple sur le mât, le CNRC et le CETA ont chacun élaboré des formules mathématiques pour calculer le couple sur le mât à l’aide des couples moteur combinés. Les deux méthodes étaient très semblables et ont donné une puissance du couple sur le mât estimée à environ 91 % (les résultats étaient à 1 % près l’un de l’autre). Les résultats du CNRC sont présentés sous forme graphique dans la figure 4 de l’annexe F. Après d’autres essais menés sous l’égide du projet 2011-023 du CETA, le rapport final du CETA a établi que le rapport puissance/couple sur le mât varie non seulement en fonction de la puissance, mais aussi de l’altitude densité. Le rapport moteur/couple sur le mât a également été calculé à l’aide des données des performances de vol stationnaire, et il a été ajouté au même rapport. La fonction de rapport moteur/couple sur le mât issue des essais en vol convertit la puissance du moteur en puissance de couple sur le mât en fonction de la puissance moteur, de l’altitude densité et de l’OAT totales. Les calculs des performances de l’hélicoptère accidenté ont été refaits à l’aide de ces facteurs et sont présentés dans la deuxième partie du présent rapport (voir également le [graphique 5](#) de l’annexe F).

1.19.2 Logiciel de calcul des performances

1.19.2.1 On ne peut pas mesurer la puissance disponible réelle d’un aéronef de série en temps réel. Après l’accident, le Directeur - Gestion du programme d’équipement aérospatial (Aéronefs de transport et hélicoptères) [DPEAG (AT et H)] a développé un logiciel pour estimer la puissance disponible de l’hélicoptère dans des conditions environnementales données pour aider les équipages navigants à prévoir les performances d’un aéronef. Le logiciel donnait seulement une estimation, et les calculs étaient fondés sur les données de vérification de puissance³¹ de chacun des hélicoptères ainsi que sur les conditions environnementales ambiantes.

³¹ Vérification de puissance – voir l’annexe B.

2 ANALYSE

Généralités

L'enquête qui a donné lieu au présent rapport s'est avérée complexe et longue. Elle portait surtout sur les conditions environnementales des opérations, les procédures de décollage et les performances du CH146. Des problèmes organisationnels liés à l'ARC et à la collectivité du CH146 ont également été cernés. Les trois enquêteurs de la Direction de la sécurité des vols (DSV) ont effectué de nombreuses entrevues indépendantes auprès de nombre d'organismes et de membres, notamment des représentants civils et militaires travaillant pour le constructeur d'origine, le CNRC, le CETA et le CETQ, le GSA du CH146, la chaîne de commandement ainsi que des équipages navigants CH146 qualifiés au niveau tactique et des équipages navigants anciennement qualifiés aux niveaux opérationnels et stratégiques.

L'incendie qui a suivi l'écrasement a détruit presque tout l'hélicoptère et laissé peu de preuves matérielles utilisables. Les deux pilotes ont survécu à l'accident, et ils se souvenaient bien de la façon dont les événements s'étaient déroulés. Les données du CVR/FDR et les anciennes données du HUMS ont été comparées aux performances de base du CH146 et à celles d'autres hélicoptères déployés. Ces données ont indiqué que les performances de l'hélicoptère accidenté étaient conformes aux spécifications du constructeur pour les conditions ambiantes au moment de l'accident. L'analyse visait les conditions opérationnelles en Afghanistan, l'utilisation du HUD de jour du CH146, les facteurs humains ayant eu une incidence sur le rendement de l'équipage navigant, l'incendie qui a suivi l'écrasement et les possibilités de survie dans la cabine. L'équipe chargée de l'enquête a aussi examiné la procédure de décollage utilisée lors de l'accident, les graphiques des performances du CH146 et les dépassements d'ITT, et elle a effectué des calculs des performances après l'accident. Enfin, elle s'est également penchée sur certaines questions organisationnelles liées au déploiement des CH146 en Afghanistan.

2.1 Conditions environnementales des opérations en Afghanistan

2.1.1 L'équipage navigant a préparé le vol de l'après-midi à l'aide de renseignements recueillis durant la mission du matin. Durant la mission en question, les hélicoptères ont atterri dans la zone d'atterrissage désignée de la BOA. Le décollage de la BOA qui a suivi n'était pas aussi difficile que celui de l'après-midi, sur le plan des performances. Une fois les passagers descendus de l'appareil, donc en présence d'une masse réduite de l'hélicoptère et d'une OAT moins élevée, les performances de l'hélicoptère ont permis de réussir le décollage de la BOA. (Toutefois, l'enquête a révélé que des conditions d'environnement visuel dégradé semblables étaient également présentes et, ce qui a été confirmé tel qu'il est indiqué dans le paragraphe 2.7.11, que l'hélicoptère n° 2 avait aussi dépassé les limites d'ITT au cours du décollage du matin.) Les conditions de vol que l'équipage devait effectuer en après-midi à la BOA étaient bien différentes de

celles connues ce matin-là. L’atterrissage n’a pas eu lieu dans la zone d’atterrissage désignée en raison du vent qui avait changé de direction et des facteurs de distance au décollage dont il fallait tenir compte. La température extérieure avait augmenté de 4 °C, entraînant une altitude densité plus élevée, et l’hélicoptère était plus lourd (masse totale) après l’avitaillement à KAF et l’embarquement de deux passagers. Ces différences signifiaient que le décollage qui a donné lieu à l’accident s’avérait une tout autre situation pour l’équipage. En outre, comme une combinaison de ces facteurs aurait réduit les performances de l’hélicoptère, il aurait fallu effectuer des calculs des performances encore plus précis avant le vol.

2.1.2 Lutte contre la poussière et les incendies

2.1.2.1 L’enquête a permis de constater qu’il n’existait aucune méthode normalisée de lutte contre la poussière ou de lutte contre les incendies dans le théâtre des opérations en Afghanistan. Même si pour mener leurs opérations en Afghanistan les grandes bases avaient des surfaces dures ou d’autres systèmes en place, comme la vaporisation d’un produit, l’aménagement de toiles, de grilles ou de tapis rigides ou l’épandage de gravier, peu de ces solutions étaient disponibles pour lutter contre la poussière dans les zones d’atterrissage d’hélicoptère éloignées et les BOA. De même, aucune norme de lutte contre les incendies n’avait été mise en place. Encore une fois, même si les grandes bases bénéficiaient de service de sauvetage et de lutte contre les incendies d’aéronef utilisant un agent d’extinction adéquat ou des systèmes d’extinction d’incendie, la mise en œuvre d’une solution semblable dans des zones éloignées ou des BOA, dans un environnement militaire hostile, était difficilement réalisable. Des entrevues menées auprès du personnel de la sécurité des vols de la Force internationale d’assistance à la sécurité (FIAS) à KAF a révélé que la mise en œuvre de normes à l’échelle du théâtre était considérée comme impossible à faire à ce moment-là, et ce, pour diverses raisons, notamment le nombre de BOA, les coûts, les ressources disponibles, les divers pays chargés de gérer des BOA et les problèmes logistiques. La BOA où a eu lieu l’accident en question était considérée comme rudimentaire; elle ne relevait pas du commandement canadien, et on n’y trouvait aucune mesure de lutte contre la poussière ni contre les incendies. Même si la BOA était équipée d’extincteurs portatifs, ces derniers ne permettaient pas de lutter efficacement contre l’ampleur de l’incendie qui s’est déclaré après l’écrasement.

2.1.2.2 Dans de nombreux cas, le commandement canadien n’exerçait aucun contrôle ni aucune influence sur les tentatives de lutte contre la poussière, et les nuages de poussière étaient reconnus comme un risque inhérent à toute mission exécutée dans le théâtre des opérations en Afghanistan. Certains pays avaient mis en œuvre des mesures d’atténuation relatives aux atterrissages et aux décollages dans un nuage de poussière, dans les BOA ou les zones d’atterrissage non aménagées. Par exemple, la définition et l’évaluation de divers critères en vue de déterminer la pertinence, la sélection ou le refus d’une BOA ou de zones d’atterrissage non aménagées aux fins d’opérations des hélicoptères. Si l’endroit ne respectait pas certains critères de lutte contre la poussière ou les incendies,

alors les missions n’avaient pas lieu. Dans le cas des opérations des Forces canadiennes, un examen des documents de la FHC (A) a indiqué que de la formation et des consignes de vol étaient en place relativement aux procédures d’atterrissage dans un nuage de poussière, mais que ces dernières ne contenaient aucun critère tenant compte des nuages de poussière ou des missions en hélicoptère potentiellement menées dans un environnement visuel dégradé, afin de déterminer la pertinence, la sélection ou le refus d’une BOA ou des zones d’atterrissage non aménagées. Les instructions permanentes servant aux opérations déployées devaient comprendre des descriptions précises des BOA et des zones d’atterrissage aux fins de préparation des vols, et elles devaient être mises à jour périodiquement. (Il est important de souligner que des mesures ont été prises dans le cadre des rotos subséquentes pour veiller à ce que l’on vaporise de l’eau sur le sol des BOA avant la tenue d’une mission.)

2.1.3 Dégradation de l’environnement visuel

2.1.3.1 L’équipage avait raison de penser qu’un nouvel emplacement permettait d’atterrir dans le vent et garantissait une plus grande distance de décollage en prévision du prochain départ. Un atterrissage dans le vent permet une exploitation maximale des performances de l’hélicoptère, et le nuage de poussière reste derrière l’appareil plus longtemps, ce qui permet à l’équipage de maintenir un contact visuel avec ses repères au sol plus longtemps. La distance nécessaire au décollage était considérée comme un facteur important, en raison des obstacles qui se trouvaient dans la BOA et en périphérie de celle-ci.

2.1.3.2 Il est difficile de prévoir les conditions relatives à la poussière dans une zone d’atterrissage avant l’atterrissage. Ni l’un ni l’autre des équipages n’a été en mesure de prévoir avec exactitude les conditions relatives à la poussière dans la BOA avant l’atterrissage. L’équipage de l’hélicoptère accidenté a signalé que le nuage de poussière créé pendant le décollage en question était l’un des plus importants qu’il lui avait été donné de voir. Selon lui, l’obstacle à la visibilité qui s’est ainsi développé à la BOA pendant le décollage a grandement contribué à l’accident en question, car il a nui considérablement à la capacité du pilote aux commandes et du mécanicien de bord à détecter puis à corriger la dérive non voulue de l’hélicoptère vers le mur. Les photos et les vidéos de nombreux atterrissages et décollage prises ce jour-là dans la BOA par des membres à bord d’hélicoptères des Forces canadiennes et de la coalition ont révélé la création d’énormes nuages de poussière à tout coup. La décision d’atterrir dans la zone prévue à cet effet ou dans une autre zone de la BOA n’aurait pas contré la création ni réduit l’ampleur d’un nuage de poussière. Compte tenu du sable et du manque de moyens de lutte contre la poussière, la création d’un énorme nuage de poussière a contribué à la dégradation de l’environnement visuel de l’équipage navigant de l’hélicoptère accidenté.

2.1.3.3 Le mécanicien de bord et le pilote aux commandes étaient assis du côté droit de l’hélicoptère, et ils ont perdu tous leurs repères visuels au sol, tandis que le pilote non aux commandes était assis à gauche, et il a maintenu un contact

visuel avec ses repères au sol. Dans un nuage de poussière, l'épaisseur de l'obstacle à la visibilité est plus importante près de l'extrémité des pales du rotor principal (dans l'anneau extérieur de la zone de visibilité réduite créée par le rotor qui exerce une déflexion de l'air vers le bas) que dans son centre. Une fois en vol stationnaire, l'hélicoptère qui dérivait vers la droite s'est déplacé vers la zone extérieure de visibilité réduite, ce qui expliquerait pourquoi le pilote aux commandes et le mécanicien de bord ont perdu tout contact visuel avec leurs repères au sol. Par contre, le pilote non aux commandes était en mesure de mieux voir ses repères au sol, car il se trouvait plutôt au centre du nuage de poussière.

2.1.3.4 Le type de matériel ESA que le mécanicien de bord portait a contribué au fait que ce dernier ait perdu tout contact visuel avec ses repères au sol. Comme les portes de la cabine étaient enlevées, ce qui est la configuration normale en Afghanistan, le mécanicien de bord a été complètement exposé aux effets de la poussière, et ce, bien plus que les pilotes dans le poste de pilotage. Toutefois, peu importe si les portes avaient été posées et fermées, l'environnement visuel était tellement dégradé que la visibilité du mécanicien de bord par les fenêtres des portes de la cabine ou à l'aide de lunettes protection aurait probablement été tout aussi mauvaise. Dans le nuage de poussière en question, le mécanicien de bord aurait eu beaucoup de difficulté à voir ses repères et à communiquer tout renseignement à l'égard de la dérive et des obstacles.

2.1.3.5 Tel qu'il a été mentionné précédemment, le processus MALA ne prévoyait aucun critère particulier pour tenir compte des capacités de lutte contre la poussière, de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronef ni des conditions d'environnement visuel dégradé potentielles ou des conditions environnementales, comme l'altitude densité et l'OAT. À ce moment-là, le processus MALA était considéré comme un bon outil à l'appui de la planification des missions, de la détermination et de l'atténuation des risques et de l'autorisation finale de lancement d'une mission. L'enquête a néanmoins révélé que le processus MALA ne permettait pas de bien évaluer les conditions climatiques et, par le fait même, les performances d'aéronef nécessaires à l'exécution de la mission en question à la BOA ce jour-là.

2.1.4 En résumé, comme l'OAT, la H_D et la masse totale étaient différentes de celles de la mission du matin, l'équipage était confronté à des performances d'aéronef dégradées par rapport au décollage effectué ce matin-là. Bien que la sélection d'une nouvelle zone d'atterrissage n'ait pas eu d'incidence sur la création et l'ampleur du nuage de poussière, l'absence de moyens de lutte contre la poussière et les mauvaises conditions engendrées par le sable ont quant à elles eu des conséquences néfastes. En outre, le pilote aux commandes a perdu tout repère visuel en vol stationnaire alors que la capacité du mécanicien de bord à lui fournir des renseignements sur la dérive était grandement réduite. Ces facteurs se sont combinés pour créer un environnement visuel dégradé qui a complètement éliminé tous les repères visuels de l'équipage, lequel environnement s'avère un des principaux facteurs contributifs au présent accident et une cause importante de celui-ci.

2.2 HUD de jour du CH146

2.2.1 Lors de son déploiement, la Roto 7 prévoyait utiliser le HUD de jour et le NVG-HUD de nuit en tout temps. De nuit, les NVG comme les NVG-HUD fonctionnaient bien. La principale raison justifiant l'utilisation du HUD de jour était d'assurer la continuité entre les vols de jour et ceux de nuit. Toutefois, certaines limites du HUD de jour n'ont pas été relevées avant son utilisation sur le terrain, et il a fallu revoir l'approche concernant l'utilisation du HUD de jour en Afghanistan. Les équipages navigants avaient signalé divers problèmes ou irrégularités comme une teinte rosée, un point aveugle ou de la difficulté à voir les données de l'affichage dans certaines conditions d'éclairage de jour. En outre, compte tenu du poids du HUD et de l'endroit où il était monté sur le casque, certains membres d'équipage souffraient de maux au cou, engendrant ainsi de la fatigue. Sauf pour ce qui est des maux au cou, les problèmes liés au HUD de jour ne touchaient pas le NVG-HUD. Toutefois, certains membres d'équipage pensaient que la teinte rosée ou le point aveugle nuirait à leur champ de vision et limiterait leur capacité de détecter une présence et/ou des opérations ennemies pendant le vol. De plus, on avait constaté que dans certaines conditions, l'intensité de l'éblouissement causé par le soleil se reflétant sur le sable était telle que les équipages navigants ne pouvaient pas voir les données du HUD de jour, même si les symboles étaient affichés à pleine brillance. Ces problèmes étaient connus de la chaîne de commandement de la FHC (A) et, compte tenu des limites en question, on a conclu qu'il était plus risqué de continuer de se fier au HUD de jour et de l'utiliser en présence de certaines conditions de vol que de s'en passer.

2.2.2 Pour atténuer le risque en question, après avoir déterminé ces problèmes, le commandant s'est assuré que les équipages navigants étaient au courant des limites, et il a demandé aux équipages navigants de se fier aux instruments de bord comme référence principale si le HUD de jour ne répondait pas aux attentes. Il a donc laissé le soin à chacun des équipages navigants de décider, en fonction des conditions de vol, s'il voulait ou non utiliser le HUD de jour. L'intention et la mesure d'atténuation des risques du commandant, communiquées par une directive verbale, étaient claires et raisonnables. La modification des consignes de vol de l'unité s'avérait une question administrative qui suivrait en temps et lieu. Donc, au moment de l'accident, les consignes de vol de l'unité n'avaient pas encore été mises à jour et ne reflétaient pas la dernière directive du commandant à l'égard de l'utilisation du HUD de jour, parce que la direction de l'unité avait été confrontée à un grand nombre de problèmes en mai et en juin, et presque tous ces problèmes étaient liés à l'augmentation de la température et des limites connexes du Griffon comme, entre autres, les limites associées à l'OAT, la vitesse à ne pas dépasser V[NE], l'ITT et au Ng³². En trois semaines, la FHC (A)

³² Il est important de comprendre que, à ce moment-là, la FHC (A) tentait également d'évaluer les effets de deuxième et de troisième ordre d'une température supérieure à la normale sur les opérations. L'exemple mentionne une situation en temps réel qui s'est produite en juin, alors que l'officier des techniques de maintenance des aéronefs de l'escadron (OTMAE) et un des pilotes d'essai du CH146 ont demandé des directives après la tenue de travaux de maintenance sur un hélicoptère. La procédure de maintenance prescrivait qu'un essai en vol devait se faire (après des

est passée d'une situation où les vols pouvaient être effectués conformément au MMO à une situation ne lui permettant plus d'exécuter certaines manœuvres conformément au MMO. Les conséquences étaient très graves. Le commandant a donné des directives à l'officier des opérations, qui assumait aussi la fonction d'officier des normes de l'unité, le chargeant de communiquer ces problèmes à la 1^{re} Escadre et à la 1 DAC, car l'unité devait faire une transition rapide du pilotage en fonction des limites de couple sur le mât au pilotage effectué en fonction des limites d'ITT et de Ng. La tâche était exhaustive, et elle a monopolisé presque toute l'attention du module des opérations pendant deux mois (de la mi-mai à la mi-juillet). Disposant d'une capacité réduite au centre des opérations, le commandant a décidé d'utiliser d'autres moyens (directives verbales, dossiers d'information du personnel navigant) pour communiquer ses intentions et ses directives durant la période en question. Les modifications concernant l'utilisation du HUD de jour ont été communiquées à l'aide de directives verbales, et celles-ci permettaient aux équipages navigants de décider s'ils voulaient ou non utiliser le HUD de jour et accepter le risque opérationnel à leur échelon. Comme telle, la décision de ne pas porter le HUD de jour était répandue parmi le personnel navigant devant exécuter certaines missions dans certaines conditions de vol.

2.2.3 Même si l'utilisation du HUD de jour pouvait être perçue comme un outil d'atténuation des risques important en cas de voile brun, il est important de souligner que le HUD du CH146 et son ensemble de symboles internes ne sont pas certifiés comme étant un instrument de vol principal. D'ailleurs, l'ébauche du rapport du CETA, *Project directive 2000-004, CH146 NVG HUD*, date inconnue (clôture du projet par l'unité de Coordination des essais et évaluations de la Force aérienne [CEEFA]/A/A3 APT, 12 août 2011), indiquait que « *l'utilisation du HUD AN/AVS-503 ANVIS durant l'exécution de manœuvres en vol stationnaire et à basse vitesse (de nuit à l'aide de NVG) améliorerait légèrement la vue d'ensemble de la situation pour les équipages navigants et était satisfaisante. Le pilote aux commandes devait utiliser le HUD AN/AVS-503 ANVIS le moins possible et continuer de se fier aux repères visuels extérieurs durant les manœuvres en vol stationnaire et à basse vitesse. Les vecteurs de vol stationnaire et de transition devaient seulement être utilisés par le pilote aux commandes comme référence secondaire durant les manœuvres en vol stationnaire et à basse vitesse dans un environnement visuel dégradé* ». Le rapport final du CETA, *Project Directive 2005-012, CH146 Day Helmet Mounted Display*, en date du 29 janvier 2007,

travaux de maintenance) afin de confirmer que les paramètres d'autorotation étaient conformes aux limites. Après avoir examiné les tableaux d'autorotation, le pilote d'essai s'est rendu compte que la vitesse rotor à atteindre en fonction de l'altitude et de la température de Kandahar était supérieure aux limites prescrites pour l'hélicoptère. Sur le plan technique, ils ne pouvaient donc pas confirmer le bon état de service de l'hélicoptère après des travaux de maintenance courants. Après des consultations avec le GSA et le constructeur, on a fourni une directive claire concernant les limites à appliquer (pour déclarer l'hélicoptère en bon état de service). Pendant deux mois, alors que l'on entamait les mois les plus chauds de l'année en Afghanistan, ils ont poursuivi leur tentative visant à déterminer les effets de deuxième et de troisième ordre qui n'étaient pas nécessairement évidents, mais qui auraient pu se manifester et avoir une incidence sur la maintenance et les opérations du CH146 en Afghanistan.

comprend une mise en garde (CAUTION) indiquant que *« l'utilisation de la ligne donnant la référence d'assiette du HUD pouvait aider à maintenir une vue d'ensemble de la situation, mais lorsque les conditions commandent de suivre des procédures en raison de conditions météorologiques de vol aux instruments non prévues (IIMC), il fallait se fier aux instruments de vol primaires »*. La même mise en garde se trouve dans le MMO, sous la tâche 114 donnant les procédures IIMC à suivre et traitant, dans le paragraphe 7, des points à prendre en considération de nuit. Un nota s'y trouve également pour préciser que *« les renseignements affichés sur le HUD NE SONT PAS CERTIFIÉS aux fins d'utilisation dans des conditions de vol aux instruments »*. Toutefois, un énoncé contraire se trouve dans la tâche 106 traitant de l'exécution d'approches/d'atterrissages dans des conditions de vol à vue lors d'opérations dans le désert, au paragraphe 37. Il stipule *« qu'une fois les repères visuels perdus, l'atterrissage peut se faire à l'aide du HUD/HMD, par balayage entre les symboles ATT-G/S-ATT-Rad Alt »*.

2.2.4 L'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté n'utilisait pas le HUD de jour. Environ cinq secondes après le décollage, le pilote non aux commandes a constaté une dérive vers la droite, et il l'a signalée aux autres membres d'équipage. Le pilote aux commandes a confirmé la première annonce de dérive; il était donc au courant de la situation. Trois secondes plus tard, le pilote non aux commandes a de nouveau annoncé une dérive vers la droite, deux secondes avant l'impact contre le mur. Il n'est pas possible de déterminer si l'utilisation du HUD de jour aurait aidé le pilote aux commandes à corriger la dérive vers la droite ou permis d'éviter l'accident en question, mais il est certain que le HUD n'aurait pas aidé à faire revenir l'hélicoptère à sa position de décollage initiale. Même si un indicateur de dérive est perçu comme un instrument souhaitable qui permettrait d'atténuer les risques en présence de voile brun, tel qu'il a déjà été mentionné, le CETA a déterminé que les pilotes devraient moins se fier au HUD de jour et se fier davantage aux repères visuels extérieurs, et seulement utiliser la ligne de dérive du HUD à titre de référence secondaire durant des manœuvres en vol stationnaire ou à basse vitesse dans un environnement visuel dégradé.

2.2.5 La vitesse-sol de l'hélicoptère a été estimée en fonction de la chronologie de l'accident et de la distance entre le point de décollage et le mur. Comme on ne connaît pas la position de l'hélicoptère après son décollage ni le moment précis auquel la dérive vers la droite a été amorcée, les calculs ont varié selon le temps estimé pour franchir la distance de 95 pieds entre le point de décollage et le point d'impact. Sans précision sur le moment de départ, le point de décollage physique et l'accélération de l'hélicoptère, ces calculs ne pouvaient pas être utilisés de manière concluante. Toutefois, l'hélicoptère aurait pu accélérer à une vitesse-sol de plus de dix nœuds, ce qui aurait éliminé la ligne de vecteur du HUD indiquant la dérive vers la droite. L'enquête a permis de conclure que l'utilisation de la ligne de vecteur du HUD de jour aurait seulement fourni au pilote aux commandes une autre source de renseignements sur la dérive, confirmant de nouveau la direction et la vitesse de dérive au pilote aux commandes. On ne sait pas si l'utilisation du HUD de jour aurait aidé le pilote aux commandes à reconnaître, à atténuer ou à éliminer la dérive plus rapidement.

2.3 Facteurs humains

2.3.1 Perte de la connaissance de la situation

2.3.1.1 En tout, le vol a duré à peine dix secondes, du moment où les patins ont quitté le sol à l'impact contre le mur. Le témoignage de l'équipage et l'analyse des données du CVR indiquent que l'équipage a été fort occupé pendant les dix secondes en question. Le pilote aux commandes a commencé le décollage à l'aide de ses repères visuels normaux, mais lorsque le pilote non aux commandes a annoncé une puissance de 95 % de couple sur le mât, alors qu'il était préoccupé par la limite d'ITT, le pilote aux commandes a rapidement contre-vérifié l'indicateur d'ITT dans le poste de pilotage³³. À ce moment précis, le pilote non aux commandes s'est rendu compte que l'hélicoptère dérivait vers la droite au pas de marche, et il a fait une annonce à cet effet, comme le prescrit le MMO. Le pilote aux commandes a alors porté son attention vers l'extérieur pour tenter de maîtriser la dérive à l'aide de ses repères visuels au sol, mais il ne les voyait plus. N'ayant plus de repères visuels au sol, le pilote aux commandes a passé à la procédure ITO et piloté aux instruments, comme il avait été prévu dans le plan de décollage. Le CH146 n'est pas équipé d'un instrument unique fournissant des renseignements sur une dérive et aidant le pilote à garder la maîtrise de l'hélicoptère en vol stationnaire. En outre, les nombreuses fois où il a reporté son attention de l'extérieur du poste de pilotage, pour chercher ses repères visuels, à l'intérieur de celui-ci, pour surveiller les instruments de vol et moteur, ne lui ont pas laissé suffisamment de temps pour détecter, interpréter et comprendre les renseignements de vol, afin de se faire une bonne image aérienne de la situation et d'y donner suite en exécutant les bonnes manœuvres de vol. Les données du FDR présentées dans l'annexe F confirment que le pilote aux commandes n'a pas réagi dès qu'il a obtenu les renseignements. Toutefois, les experts des facteurs humains de RDDC ont déterminé que le temps de réaction normal entre le moment de la détection et celui de la bonne sollicitation des commandes pouvait prendre jusqu'à cinq secondes³⁴. Bien que le temps de réaction était décalé, ce qui est un comportement normal ou courant, on a estimé qu'il était possible que les annonces du pilote non aux commandes n'auraient pas amélioré la connaissance de la situation du pilote aux commandes.

³³ La puissance de couple sur le mât de 95 % a été atteinte en raison de la combinaison du dépassement d'ITT, du temps passé en EES et de la baisse de régime du rotor principal.

³⁴ Les experts des facteurs humains de RDDC ont déterminé que le processus d'identification d'un objet peut prendre jusqu'à 1,05 seconde. S'il faut prendre une décision sur les mesures à prendre, il peut s'écouler jusqu'à deux autres secondes. Le temps qu'il faut pour porter son attention de l'extérieur à l'intérieur d'un aéronef peut également avoir une incidence sur le temps de réaction, ce qui peut faire augmenter le temps de réaction d'un autre 2,39 secondes compte tenu du temps qu'il faut pour physiquement déplacer les yeux et regarder un instrument du tableau de bord, reconnaître les indications de l'instrument puis regarder de nouveau à l'extérieur du poste de pilotage et percevoir l'environnement extérieur. Des études ont démontré qu'il y a également un retard (secondes) inhérent à l'action d'assimiler de nouveau des renseignements relatifs à l'orientation lors d'une transition de VMC à IMC (plus particulièrement à passer de tête orientée vers l'extérieur à tête orientée vers le bas). Cette période de latence serait plus longue si le pilote était désorienté même si une désorientation spatiale est reconnue.

2.3.1.2 Sans une bonne connaissance de la situation, le pilote aux commandes ne pouvait pas savoir les manœuvres qu’il devait effectuer pour maîtriser l’appareil comme il le souhaitait. Comme le pilote aux commandes n’était pas en mesure de freiner efficacement la dérive et/ou de gagner de l’altitude, l’hélicoptère a poursuivi sa dérive vers l’obstacle qui était masqué par le nuage de poussière. La présente analyse a mené les enquêteurs à conclure que, compte tenu du fait qu’il a rapidement changé son centre d’intérêt de nombreuses fois, le pilote aux commandes a été distrait et affecté par une saturation des tâches, ce qui a mené à une perte de la connaissance de la situation durant la séquence de décollage.

2.3.2 Formation, coordination et communication de l’équipage

2.3.2.1 Tel qu’il est indiqué dans la section 1.5, un examen de la formation donnée aux pilotes de l’ARC sur le pilotage dans un nuage de poussière ou de neige, de l’exposition à un environnement visuel dégradé et des dossiers de formation du personnel navigant a révélé des écarts et des lacunes concernant la formation initiale et avancée du pilote aux commandes en matière de pilotage dans des phénomènes obscurcissants. Sans tenir compte de lacunes manifestes sur le plan de l’instruction, des entretiens avec certains équipages navigants de la FHC (A) ont indiqué que le pilote aux commandes avait eu le temps depuis son arrivée dans le théâtre (plus de deux mois) de se familiariser au pilotage dans un nuage de poussière. L’enquête a déterminé que la formation offerte au pilote aux commandes en matière de pilotage dans un nuage de poussière ou de neige ainsi que dans un environnement visuel dégradé ne suffisait pas pour gérer l’environnement visuel dégradé auquel il avait fait face lors de l’accident en question. Après un examen plus poussé, l’enquête a permis de déterminer qu’il fallait améliorer la formation au pilotage dans un phénomène obscurcissant donnée aux pilotes d’hélicoptère des Forces canadiennes, plus particulièrement celle donnée aux équipages navigants du CH146. Le pilotage en simulateur et des exercices de formation évolués dans des conditions réelles pourraient s’avérer des solutions de formation permettant d’atténuer les risques.

2.3.2.2 Les réactions des membres d’équipage et la coordination de l’équipage ont été analysées à l’aide d’un examen détaillé des enregistrements du CVR et des témoignages des membres. La preuve a révélé que, même s’ils étaient extrêmement occupés, les membres d’équipage travaillaient bien en équipe et que la communication entre les membres d’équipage était généralement efficace et conforme au MMO. On a cerné deux facteurs qui auraient pu changer l’issue du vol : le chevauchement des communications et l’annonce au reste de l’équipage de la perte des repères visuels au sol.

2.3.2.3 Le dépouillement du CVR a révélé que plusieurs annonces avaient été faites à l’interne par le personnel navigant et que, dans certains cas, les communications se chevauchaient. Les limites des fonctions de transmission et de réception des appareils radio de l’hélicoptère ne permettent pas l’envoi et l’écoute de transmissions en continu sur tous les postes en même temps. Dans ce cas-ci, le

pilote aux commandes n’a pas entendu les annonces de dérive faites par le mécanicien de bord. L’enquête a permis de conclure que le pilote aux commandes était au courant de la dérive et que, même s’il avait entendu les annonces en question, celles-ci n’auraient servi qu’à confirmer ce que le pilote savait déjà.

2.3.2.4 L’analyse des données du CVR et les entrevues ont également révélé que le pilote aux commandes n’a pas informé le reste de l’équipage navigant qu’il ne voyait plus ses repères visuels au sol ni qu’il pilotait aux instruments. Si l’une ou l’autre de ces annonces avait été faite, le pilote non aux commandes aurait pu prendre les commandes de l’hélicoptère, puisqu’il voyait toujours ses repères visuels au sol. Toutefois, on ne peut pas déterminer avec certitude que, si le pilote non aux commandes avait pris les commandes de l’appareil qu’il aurait pu corriger la dérive vers la droite assez rapidement pour éviter l’impact contre le mur ou qu’il n’aurait pas lui aussi perdu ses repères visuels au sol à un moment donné.

2.3.3 Dans les cas les plus critiques, alors que tous les membres d’équipage perdent leurs repères visuels au sol, les bonnes mesures à prendre seraient de stabiliser l’hélicoptère dans toute la mesure du possible au moyen des instruments de vol, puis d’établir un profil de montée pour que l’hélicoptère sorte du phénomène obscurcissant. Même si le mécanicien de bord a eu le temps d’aviser les autres membres d’équipage qu’il avait perdu ses repères visuels, l’enquête a permis de conclure que le pilote aux commandes était aux prises avec des distractions et une saturation des tâches durant le décollage, parce qu’il avait changé son centre d’attention de nombreuses fois au cours des dix secondes de vol qui avaient précédé l’impact, pendant sa tentative de stabilisation de l’hélicoptère et de montée. Ceci peut expliquer pourquoi les annonces informant les membres d’équipage qu’il ne voyait plus ses repères visuels au sol ou qu’il pilotait aux instruments n’ont jamais été faites.

2.4 Incendie qui a suivi l’écrasement

2.4.1 Avant de quitter l’hélicoptère, le pilote aux commandes a tiré sur les deux interrupteurs à tirette d’incendie moteur; cette mesure correspond à la deuxième de quatre éléments figurant sur la liste de vérifications en cas d’incendie moteur. Personne n’a exécuté la première mesure qui consiste à fermer les manettes des gaz, ni la troisième mesure commandant d’activer les bouteilles d’extincteur principales puis de secours. L’enquête n’a pas permis de confirmer si les bouteilles d’extincteur ont été vidées. Quoi qu’il en soit, ces mesures visaient à éteindre l’incendie du compartiment moteur et n’auraient pas contribué à étouffer l’incendie qui s’était déclenché dans la cabine après l’écrasement. En outre, la quatrième mesure voulant que l’on évacue l’hélicoptère n’a été exécutée qu’en partie.

2.4.2 Les première et deuxième étapes de la procédure d’évacuation d’urgence n’ont pas été suivies; les manettes des gaz sont restées ouvertes et le bus de la batterie est resté à la position « ON ». La troisième étape, serrer le frein rotor, n’était pas requis, mais elle a été exécutée. Les étapes des listes qui ont été exécutées sont celles auxquelles des signaux étaient associés : le signal visuel des

deux interrupteurs à tirette d'incendie et le signal sonore du frein rotor (bruit du moteur). Toutes les étapes omises (éléments en gras de [l'annexe J](#)) étaient celles qui devaient être exécutées de mémoire, et aucun signal précis n'y était associé. Les pilotes avaient mémorisé les étapes en question, mais il est probable que celles-ci aient tout simplement été oubliées, compte tenu du stress et de la confusion.

2.4.3 L'incendie qui a suivi l'écrasement s'est déclenché très rapidement dans la partie supérieure de l'arrière de la cabine, et les survivants l'ont remarqué avant de quitter l'hélicoptère. Bien que la source d'inflammation n'ait pas pu être déterminée avec exactitude, la rapidité avec laquelle le feu s'est propagé laisse croire que ce dernier était alimenté par un combustible à proximité. Les conduites de liquide hydraulique et de carburateur se trouvent dans la partie supérieure arrière de la cabine, et elles ont peut-être été endommagées au moment de l'impact. Lorsque les pales du rotor principal ont heurté le mur, les forces du moment rotatif ont été transférées à la transmission principale de l'hélicoptère, ce qui a dégagé celle-ci de son bâti et possiblement coupé les conduites en question.

2.5 Possibilité de survie dans la cabine

2.5.1 Il était possible de survivre aux forces de l'impact initial, et pourtant une seule personne a réussi à évacuer la cabine de l'hélicoptère. Les trois autres personnes n'ont pas été en mesure de sortir de l'appareil à cause d'incapacité, de blessures subies au moment de l'impact, de l'incendie après l'écrasement, d'une désorientation, d'une contrainte matérielle ou des issues bloquées.

2.5.2 Comme on utilisait un prototype de harnais de retenue qui faisait l'objet d'essais et d'évaluation opérationnels, seul un nombre limité de tailles avait été produit, livré et distribué dans le théâtre (cinq harnais de taille moyenne, dix de grande taille et quinze de très grande taille). L'enquête n'a pas permis de retrouver la documentation d'approvisionnement officielle indiquant les tailles et la répartition des prototypes de harnais et de câble de retenue. Toutefois, un sondage non officiel mené dans le théâtre a indiqué que la plupart des mécaniciens de bord et des mitrailleurs de sabord utilisaient un prototype de harnais trop grand qui n'était pas bien ajusté à leur taille. Un harnais et un câble de retenue bien ajustés, une fois le câble attaché au bon point d'arrimage, offrent une bonne retenue et empêchent, tel que le précise le MMO, que plus du tiers de la personne soit projeté à l'extérieur par la porte ouverte de l'hélicoptère. En raison du nombre limité de tailles disponibles et du jeu de certains harnais, il était parfois impossible de régler ou de raccourcir certaines combinaisons de longueur de prototypes de harnais et de câbles de retenue de manière à même empêcher que tout le corps soit projeté par la porte ouverte.

2.5.3 Dans l'hélicoptère, l'endroit où sont arrimés les câbles de retenue s'avère également une préoccupation sur le plan de la sécurité. Un harnais et un câble de sécurité bien ajustés, selon le point où le câble est arrimé, peuvent également nuire à l'exécution efficace de certaines tâches dans la cabine ou permettre à plus du

tiers du corps de la personne d’être projeté à l’extérieur de l’hélicoptère. Après l’accident, des entrevues menées auprès des mécaniciens de bord de la 1^{re} Escadre ont indiqué qu’aucune politique ni procédure de la 1^{re} Escadre ou de la FHC (A) ne précisait les points d’ancrage que devaient utiliser les mécaniciens de bord et les mitrailleurs de sabord durant les diverses étapes du vol. En fait, lorsque les deux mitrailleuses M134D Dillon étaient montées dans le CH146, l’accès aux points d’arrimage situés devant la transmission était bloqué par des boîtes de munitions et, par conséquent, il fallait utiliser les points d’ancrage situés dans la paroi latérale de la transmission. Compte tenu de la distribution au pied levé des prototypes, du manque de documentation officielle sur les prototypes de harnais et de câble de retenue et des dommages causés par le feu, l’enquête n’a pas été en mesure d’établir si les harnais portés dans l’hélicoptère accidenté étaient de la bonne taille et bien ajustés, ni de déterminer les points d’arrimage qui avaient été utilisés.

2.5.4 Les experts en facteurs humains de RDDC ayant participé à l’enquête ont indiqué que, combinée au reste du matériel, la veste pare-éclats portée par le mécanicien de bord et le mitrailleur de sabord offrait une flexion, une extension, une abduction et une rotation limitées au niveau des épaules; la Force terrestre des Forces canadiennes était au courant de cette restriction. Une telle restriction des mouvements limitait la portée maximale des mouvements que faisait le personnel portant la veste. Dans le cas des mécaniciens de bord et des mitrailleurs de sabord, les deux autres éléments de matériel ESA attachés à l’extérieur de la veste en question ne faisaient qu’aggraver le problème. Ainsi, pour s’extirper de l’appareil, le mécanicien de bord et le mitrailleur de sabord auraient fort probablement eu à faire un mouvement de torsion extrêmement difficile pour se dégager des débris causés par l’écrasement.

2.5.5 Le mécanicien de bord était assis à l’arrière de la cabine, dans le siège latéral situé à droite de la transmission. Lorsque l’hélicoptère s’est immobilisé, le mécanicien de bord se serait donc trouvé face au sol, s’il était toujours assis dans son siège. Afin de sortir de l’appareil, le mécanicien devait être en mesure de se déplacer sans contrainte et trouver une voie relativement libre de tout obstacle pour se rendre vers le poste de pilotage, avant que la zone soit complètement envahie par l’incendie qui a suivi l’écrasement, lequel incendie semblait s’être déclaré à l’arrière de la cabine. L’examen médical du coroner a indiqué que le mécanicien n’avait pas été mortellement blessé par les forces de l’impact. Toutefois, l’enquête n’a pas permis d’établir les raisons qui ont empêché le mécanicien de bord de sortir de l’hélicoptère. Il était peut-être désorienté ou blessé après l’impact et l’écrasement qui a suivi. Les autres membres d’équipage n’ont pas entendu le mécanicien de bord appeler au secours, ce qui indique qu’il avait peut-être perdu connaissance durant l’écrasement. Par ailleurs, la zone adjacente à la transmission est exiguë ([annexe A, photo 9](#)); le matériel ESA et de protection personnel ainsi que la proximité de la mitrailleuse de sabord M134D Dillon limitaient encore davantage la liberté de mouvement du mécanicien de bord. Si l’on tient compte de l’impact initial de l’hélicoptère et du mouvement rotatif qui a suivi et fait basculer l’appareil sur le côté, il se peut que le mécanicien de bord ait été blessé par la

violence des forces de rotation ou qu’il ait frappé la mitrailleuse. Cette dernière se serait probablement affaissée vers l’intérieur de la cabine, nuisant ainsi encore davantage à l’évacuation du mécanicien de bord. La preuve laisse croire que le mécanicien de bord n’a pas pu sortir de l’hélicoptère, parce qu’il était sans connaissance, blessé ou désorienté, qu’il n’a pas eu le temps de défaire son harnais ou que son chemin a été entravé par la mitrailleuse ou des pièces structurales de l’hélicoptère.

2.5.6 Le mitrailleur de sabord était assis à l’arrière de la cabine, dans le siège latéral situé du côté gauche de la transmission. Lorsque l’hélicoptère s’est immobilisé, le mitrailleur de sabord se serait trouvé face au ciel, s’il était toujours assis dans son siège. L’examen médical du coroner a indiqué que les forces de l’impact ou son contact possible avec la mitrailleuse auraient certainement frappé le mitrailleur de sabord d’incapacité, et qu’il avait peut-être perdu connaissance. Par ailleurs, le mitrailleur de sabord n’a peut-être pas été en mesure de sortir, car il ne pouvait pas dégager son harnais, son chemin a été entravé par la mitrailleuse ou des pièces structurales de l’hélicoptère et du matériel encombrant qu’il portait, ce qui a contribué à entraver son évacuation. Le scénario le plus probable est que le mitrailleur de sabord a été frappé par le sabot de crosse de la mitrailleuse M134D Dillon lors du brusque moment rotatif, alors que l’hélicoptère heurtait le mur, ce qui l’a suffisamment blessé ou frappé d’incapacité pour l’empêcher de sortir.

2.5.7 Le soldat de la coalition était assis sur le plancher, du côté droit de la cabine, derrière le siège droit du pilote et devant le mécanicien de bord. Alors qu’ils tentaient d’aider les trois personnes qui se trouvaient toujours à l’intérieur de l’hélicoptère, les pilotes ont remarqué qu’au moins une jambe dépassait du dessous l’appareil, à peu près à l’endroit où le soldat de la coalition était assis précédemment. On a identifié l’uniforme au moyen du motif de camouflage qui était semblable à celui que portait le soldat de la coalition. Même si, dans le cadre de l’enquête, on n’a pas été en mesure de déterminer avec exactitude l’endroit où était assis le soldat de la coalition, une analyse de ses blessures indique que celui-ci était assis sur le côté droit de l’hélicoptère et que ses deux jambes pendaient à l’extérieur de l’appareil au moment de l’impact. Ses jambes sont restées coincées sous l’hélicoptère lorsque ce dernier a basculé sur son côté droit, ce qui a empêché le soldat de la coalition d’évacuer l’appareil avant que l’incendie suivant l’impact n’atteigne cette zone. Les nombreuses blessures précisées dans le rapport du coroner confirment que le soldat de la coalition a été projeté violemment vers le sol, fort probablement à cause du même mouvement rotatif brusque mentionné précédemment. L’enquête n’a pas permis d’établir l’endroit où le soldat de la coalition se serait finalement immobilisé s’il avait été assis dans un siège approuvé et s’il avait porté une ceinture de sécurité sous-abdominale approuvée (quoique de tels dispositifs auraient pu empêcher qu’il reste coincé sous l’hélicoptère), ni les répercussions de ces dispositifs sur son évacuation.

2.6 Procédure de décollage au moment de l'accident

2.6.1 Compte tenu de sa perception des performances disponibles de l'hélicoptère et de l'environnement visuel dégradé résultant du nuage de poussière qu'il prévoyait créer, l'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté a élaboré un plan de décollage au moment de prendre ses deux passagers. Comme l'hélicoptère accidenté survolait la BOA, son équipage a observé le décollage de l'hélicoptère n° 2 et a constaté que ce dernier franchissait le mur de justesse. Même s'il était difficile pour lui d'évaluer avec précision la hauteur du dégagement parce qu'il se trouvait au-dessus et à une certaine distance de l'hélicoptère n° 2, l'équipage de l'hélicoptère accidenté a estimé que l'appareil avait franchi le mur avec un dégagement de seulement dix pieds (l'enquête a permis d'établir que l'hélicoptère n° 2 n'a pas franchi le mur en respectant le dégagement de 15 pieds prescrit par le MMO). Compte tenu de la situation et de la communication radio de l'hélicoptère n° 2, l'équipage navigant était conscient qu'il devait effectuer son propre décollage aux performances maximales. Cependant, aucun de ces facteurs n'a incité un des membres de l'équipage navigant à évaluer de nouveau les calculs des performances ou la tentative de décollage. Les facteurs en question ont seulement confirmé le plan de l'équipage consistant à atterrir dans le premier tiers de la longueur de la BOA, afin d'accroître au maximum la distance qui lui était nécessaire au décollage pour franchir le mur. Durant l'entretien qui a précédé le décollage, le pilote aux commandes a indiqué qu'il voulait suivre une procédure ITO, mais afin d'assurer un dégagement vertical maximal pour franchir l'obstacle, le commandant de bord lui a proposé d'utiliser plus de puissance que ne l'exigeait la procédure ITO, car il se rendait compte que le décollage nécessiterait une puissance maximale. Le commandant de bord savait que le décollage serait difficile et que l'hélicoptère évoluerait à la limite de ses performances. Malgré cela, pendant la tentative de décollage, les performances prévues de l'hélicoptère n'ont pas suffi à contrer des facteurs critiques comme l'ampleur du voile brun, la perte des repères visuels, la dérive ainsi que la hauteur et la proximité du mur.

2.6.2 Le plan consistait à combiner deux techniques de décollage distinctes : utiliser d'abord les performances maximales avec la procédure MPTO et les repères visuels aussi longtemps que possible pour franchir le mur puis, une fois les repères visuels masqués, passer à une procédure ITO. La technique MPTO devait être utilisée tout particulièrement pour établir un espacement vertical maximal avec le sol et tout obstacle à proximité, avant de tenter de franchir le mur avec un dégagement d'au moins 15 pieds, comme le prescrit le MMO. Une fois tous les repères visuels masqués, la procédure ITO procurerait la vitesse verticale et vers l'avant dont l'appareil avait besoin pour sortir devant le nuage de poussière. La combinaison des deux procédures de décollage est contraire à la procédure de décollage stipulée dans la section consacrée aux opérations dans le désert de la tâche 106, figurant dans la Modification 3 du MMO. Le paragraphe 43 indique qu'il « faut utiliser la procédure ITO au moment d'effectuer un décollage dans des conditions de voile brun, et qu'il ne faut pas tenter d'utiliser la technique MPTO lorsqu'il y a un risque élevé de rejet vertical. Il précise qu'il faut seulement tenter de décoller dans un voile brun si l'hélicoptère respecte les limites de masse indiquées

dans le graphique des performances de vol stationnaire hors effet de sol et le graphique d'azimuts de vent pertinent ». Par contre, le MMO ne donnait pas de précisions quant à la technique à utiliser, MPTO ou ITO, lors d'un décollage dans une zone exiguë où un environnement visuel dégradé est possible. En outre, si une technique MPTO est exécutée telle qu'elle est décrite dans le paragraphe 9. a. de la tâche 105, une manœuvre MPTO générerait un nuage de poussière puisque l'équipage doit décoller, se mettre en vol stationnaire à 4 pieds du sol, confirmer la puissance, descendre à 1 pied du sol, puis commencer la manœuvre MPTO. L'équipage n'a pas tenté d'effectuer la vérification initiale de puissance en question, car celle-ci aurait généré un nuage de poussière et une telle transition immédiate vers la procédure ITO, interrompant ainsi la procédure MPTO, une fois en vol et en n'aurait pas été une solution acceptable. Au lieu de cela, il a prévu un décollage du sol et un passage direct à la procédure MPTO et à l'ITO. L'enquête a permis d'établir que le plan de l'équipage voulant l'exécution d'une combinaison de manœuvres MPTO modifiées pour passer à une procédure ITO était logique, compte tenu des conditions présentes ce jour-là. Toutefois, le plan soulève plusieurs questions. Il ne s'agissait pas d'une procédure approuvée et la combinaison des deux techniques aurait fait augmenter la charge de travail du pilote au décollage, ce qui aurait contribué à accroître la probabilité d'une perte de la connaissance de la situation. En outre, l'équipage devait franchir un mur d'une hauteur de 8 pieds avec un dégagement de 15 pieds. Il devait donc être en mesure d'effectuer un vol stationnaire à 23 pieds AGL. Enfin, s'il avait effectué une planification et des calculs des performances avant le vol, ou tenu compte des directives prescrites dans le MMO voulant qu'il se fie aux graphiques des performances de vol stationnaire HES et des azimuts de vent, l'équipage se serait aperçu de la surcharge de l'appareil et des lacunes du plan dès son commencement. Une procédure de décollage MPTO devait tenir compte des paramètres HES. Le décollage qui a suivi a mis en lumière les problèmes de la procédure ITO qui n'avaient pas été pris en considération par l'équipage de l'hélicoptère accidenté, le personnel dans le théâtre et d'autres membres d'autres membres de la collectivité des.CH146.

2.6.3 Des entrevues avec des pilotes de CH146, actuels et anciens, affectés aux échelons tactiques, opérationnels et stratégiques ont révélé deux problèmes importants. D'abord, la procédure ITO n'a pas été élaborée aux fins de pilotage dans une zone exiguë ou sans que l'on tienne compte du dégagement nécessaire au franchissement d'un obstacle. En outre, la procédure ITO n'a pas été conçue aux fins de pilotage dans une zone exiguë, comme une BOA, pour la simple raison que les manœuvres nécessaires au franchissement et à l'évitement d'obstacles se font toujours à l'aide de bons repères visuels. Ensuite, la procédure ITO ne tenait pas compte du phénomène aérodynamique connu sous le nom de force anticouple du rotor de queue³⁵ ou, en d'autres termes, la dérive vers la droite produite par le

³⁵ La définition suivante de rotor anticouple est tirée du document n° A-12-050-001/PT-001, *Manual of Aerodynamics* : [TRADUCTION] En vol stationnaire, le pilote doit maintenir la position de l'appareil au-dessus du sol. Or, la force anticouple du rotor de queue (générée perpendiculairement au cap de l'appareil) provoque une dérive latérale (vers la droite) proportionnelle à la poussée du rotor de

rotor de queue. Les hélicoptères ne maintiennent habituellement pas un vol stationnaire en palier. Le CH146 maintient un vol stationnaire légèrement en cabré pour compenser la légère inclinaison vers l'avant de la transmission principale qui améliore ses caractéristiques de vol vers l'avant. De plus, lorsque l'hélicoptère est en vol stationnaire en palier, la poussée du rotor de queue du CH146 provoque une dérive vers la droite. Pour contrer cet effet, les commandes de vol sont réglées de manière à ce le cyclique comprenne une légère inclinaison vers la gauche, afin de produire une assiette légèrement inclinée vers la gauche et de maintenir l'hélicoptère en vol stationnaire. Par conséquent, lorsqu'un pilote modifie légèrement l'assiette de vol stationnaire pour passer d'une inclinaison vers la gauche en cabré à un vol stationnaire en palier sur l'horizon, plus rien ne compense la poussée du rotor de queue et l'inclinaison de la transmission principale; l'hélicoptère dérivera respectivement vers la droite et vers l'avant.

2.6.4 L'instabilité inhérente de l'hélicoptère en vol stationnaire contribue aussi à la dérive. L'hélicoptère est seulement stabilisé en vol stationnaire par des sollicitations actives du pilote, ce qui ne peut se faire qu'à l'aide de bons points de repère. Toute variation localisée du vent ou de la turbulence autour de l'appareil entraînera sa dérive. La fidélité d'un indicateur d'assiette classique ne suffit pas à offrir au pilote le niveau de référence dont il a besoin pour maîtriser sa position, son assiette et ses mouvements.

2.6.5 L'équipage a décrit la technique ITO comme étant l'alignement des barres de l'indicateur d'assiette. L'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté et d'autre personnel navigant de la FHC (A) ont défini la technique en question comme étant la superposition du symbole d'aéronef de l'indicateur d'assiette à la ligne d'horizon de l'indicateur d'assiette. La Modification 3 du MMO ne mentionne aucunement une telle technique, mais il indique à l'équipage de maintenir l'assiette de l'hélicoptère au pas nul³⁶ sur l'indicateur directeur d'assiette (ADI), ce que les équipages navigants interprètent comme étant un vol en palier sur l'horizon. Par conséquent, lorsque l'équipage navigant pilote bien l'hélicoptère, une assiette en

queue. Le pilote doit compenser cette dérive au moyen des battements du rotor principal de sorte qu'une force de poussée latérale du rotor principal contre la force anticouple du rotor de queue. Lorsque le point de suspension de l'hélicoptère par rapport au rotor principal se situe au-dessus du point où s'exerce la poussée du rotor de queue, un couple de rotor principal-queue est généré, lequel entraîne l'appareil dans un roulis à gauche. Ce couple de roulis induit à son tour un couple entre la force de sustentation du rotor principal qui traverse le point de suspension et le centre de gravité de l'aéronef. Les deux couples équilibrent le vol stationnaire de l'hélicoptère avec flanc gauche incliné.

³⁶ L'angle de tangage représente la différence angulaire entre la corde d'une pale de rotor et un plan de référence (*Manual of Aerodynamics*, A-12-050-001/PT-001). Dans le cas des hélicoptères, le pas nul représente l'angle neutre, ou de zéro, des pales du rotor principal, quelle que soit l'assiette de l'aéronef; l'angle du pas est habituellement plat, ce qui est associé à une position plus basse du collectif. L'ajout du mot assiette crée une certaine confusion. Une assiette au pas nul concerne plutôt l'assiette de l'hélicoptère dans son ensemble, et ce n'est pas le terme normalement utilisé, car il est incompatible avec la définition visant l'angle des pales du rotor. Dans le présent cas, une assiette au pas nul est non conforme, et elle renvoie à l'assiette de l'hélicoptère, ou son tangage, en vol en palier ou stationnaire.

cabré moins prononcé que celle nécessaire au vol stationnaire et un palier horizontal se combinent pour accentuer le déplacement vers l'avant et la dérive vers la droite de l'hélicoptère. Le déplacement vers l'avant commande une accélération requise pour la procédure ITO afin que l'hélicoptère atteigne la V_{MINI} . Toutefois, la dérive vers la droite s'avère un effet dangereux et non souhaitable, surtout dans un endroit exigu où l'environnement visuel peut se dégrader.

2.6.6 Dans le cadre de l'enquête sur le terrain, l'enquêteur en chef a choisi quelques membres d'équipages navigants du CH146 de la FHC (A) pour exécuter la procédure ITO dans des conditions de vol à vue. Les résultats des trois essais en vol de la procédure ITO ont révélé que, chaque fois, l'hélicoptère s'était déplacé vers l'avant et avait dérivé vers la droite. La Modification 3 du MMO mentionnait seulement une assiette au pas nul relativement à la technique ITO, et il ne donnait aucune directive sur l'assiette en roulis souhaitable, laissant à l'équipage le soin de déterminer celle-ci. Même s'il faut tenir compte de l'instabilité propre à l'hélicoptère, ainsi que du manque d'instruments adéquats et de repères pour offrir une bonne connaissance de la situation dans ce régime de vol (vitesse basse et mauvaise visibilité), ce sont les directives figurant dans la procédure ITO du MMO, l'interprétation de l'alignement des barres de l'indicateur d'assiette et l'application par l'équipage navigant de la technique en question qui ont également contribué au déplacement vers l'avant et à la dérive vers la droite de l'hélicoptère. La procédure ITO, tel qu'elle est précisée dans le MMO et interprétée par certains membres d'équipages navigants, a mené à une dérive vers l'avant intentionnelle, mais aussi une dérive vers la droite non voulue et non intentionnelle.

2.7 Analyse du CVFDR et du HUMS

2.7.1 Une analyse comparative des données de vol de l'hélicoptère n° 2 et de l'hélicoptère accidenté a été effectuée au moyen des données extraites du FDR, et les résultats sont présentés dans l'[annexe F](#). On a procédé à l'analyse du cap de l'hélicoptère et des sollicitations faites par le pilote en examinant les entrevues menées auprès des pilotes ainsi que les données du CVFDR. On a étudié le déplacement longitudinal (vers l'avant ou l'arrière) et latéral (vers la gauche ou la droite) du cyclique ainsi que l'assiette en roulis. On a passé en revue les données sur le cap, les sollicitations au palonnier (rotor de queue) et les changements de cap correspondants. Finalement, on a examiné la position du collectif et les valeurs estimées de la puissance de couple sur le mât. Les données du FDR ont indiqué que les limites N1 des moteurs n'ont jamais été dépassées.

2.7.2 La comparaison de la position longitudinale du cyclique ([annexe F, graphique n° 1](#)) présente quelques petites divergences entre les deux hélicoptères, mais rien ne semblait hors de l'ordinaire pour un aéronef suivant un profil de vol de décollage. La comparaison de la position latérale du cyclique ([annexe F, graphique n° 2](#)) indique une sollicitation vers la droite du manche cyclique de l'hélicoptère accidenté entre la cinquième et la dixième seconde. Cette sollicitation à droite se reflète également dans les données concernant l'assiette en roulis de l'hélicoptère ([annexe G, graphique n° 7](#)) qui présentent une augmentation continue de

l'inclinaison vers la droite, pour atteindre une inclinaison maximale de 6° vers la droite. La position du cyclique latérale comme l'assiette en roulis démontrent que le pilote aux commandes a apporté des mesures correctives à la dixième seconde.

2.7.3 Les données relatives au cap et extraites du FDR ([annexe F, graphique n° 6](#)) présentent un changement de cap de 221° à 199° (un virage de 22° vers la gauche). Il s'agit d'abord d'un changement de cap lent et graduel qui augmente ensuite considérablement entre la cinquième et la dixième seconde. Les changements des données de cap révèlent que le pilote aux commandes a fait des sollicitations positives pour corriger le cap de l'hélicoptère et le ramener à 207°, ce qui indique que le pilote aux commandes avait une certaine connaissance de la situation.

2.7.4 Pour ce qui est de la montée verticale, on a analysé deux sources de données : la puissance estimée du couple sur le mât et la position du collectif. Même si la puissance du couple sur le mât ne révèle pas grand-chose, la position du collectif indique une différence entre l'augmentation du collectif des équipages de l'hélicoptère n° 2 et de l'hélicoptère accidenté.

2.7.5 La position du collectif de l'hélicoptère n° 2 augmente graduellement et uniformément pour atteindre sa position maximale à 70 % de sa course. La position du collectif de l'hélicoptère accidenté est augmentée par étape à deux reprises pour atteindre sa position maximale à 72 % de sa course, puis elle est réduite à 69 % de sa course à la cinquième seconde, avant de s'établir à 71 % pour le reste du vol.

2.7.6 Selon la chronologie de l'accident établie à partir du CVR et des témoignages, il a été déterminé que le pilote aux commandes a été distrait par la contre-vérification de l'indicateur d'ITT, alors qu'il a regardé à l'intérieur du poste de pilotage lorsque le pilote non aux commandes a annoncé que le couple sur le mât atteignait une puissance de 95 %. Comme le pilote non aux commandes annonçait une dérive vers la droite, le pilote aux commandes avait déjà reporté son attention vers l'extérieur pour retrouver ses repères visuels. Le pilote aux commandes a ainsi bougé la tête vers la cinquième seconde, ce qui correspond aux sollicitations faites aux commandes et ayant entraîné une inclinaison vers la droite et un mouvement de lacet vers la gauche. La cinquième seconde marque également le moment où le pilote aux commandes a perdu ses repères visuels au sol. Distract par la contre-vérification de l'indicateur d'ITT et ayant maintenant perdu ses repères visuels au sol, le pilote aux commandes a porté toute son attention à l'intérieur du poste de pilotage durant les cinq dernières secondes du vol, pour passer à la procédure ITO et assurer la maîtrise de l'hélicoptère à l'aide des instruments.

2.7.7 Parmi les facteurs qui sont entrés en jeu, on constate une dérive et un mouvement de lacet initial non souhaités, la dérive et le mouvement de lacet possiblement attribuables à l'environnement visuel dégradé, une illusion et le déplacement, le passage à la procédure ITO et l'augmentation par étapes du

collectif durant la montée. Compte tenu de l'examen des données du CVFDR et des témoignages des pilotes, on estime que, comparativement au profil de départ prévu, les écarts initiaux liés à la dérive et au mouvement de lacet au décollage n'étaient pas sollicités ni voulus. Les données du FDR peuvent indiquer le nombre de mouvements de l'hélicoptère, la mesure dans laquelle ceux-ci étaient attribuables aux sollicitations du pilote et ce que les sollicitations en question visaient à corriger. Toutefois, dans une telle situation dynamique, en tenant compte de l'instabilité propre à l'hélicoptère et des variables ayant une incidence sur l'assiette de l'hélicoptère, comme le vent, la masse de l'appareil, la visibilité et les signes de perception et d'accélération que les pilotes perçoivent dans un environnement visuel dégradé, il est difficile de conclure pourquoi le pilote a fait certaines sollicitations dans la présente situation. Sans repères visuels, les pilotes peuvent être tentés de réagir à des signes d'accélération perçus ou à des sensations physiques perçues faisant appel à l'instinct. Par exemple, compte tenu de la position avant du poste de pilotage par rapport au centre de gravité ou au mât de l'hélicoptère, un mouvement de lacet vers la gauche pouvait être perçu comme un mouvement de roulis vers la gauche. Réciproquement, un mouvement de roulis vers la droite pouvait être perçu comme un mouvement de lacet vers la droite, incitant le pilote à enfoncer la pédale gauche du palonnier, ce qui aurait pu pousser le pilote aux commandes à faire davantage de sollicitations au palonnier et au cyclique vers la droite au delà de ce qui était nécessaire. Seuls de bons repères visuels ou des systèmes d'autorotation évolués auraient pu contrer la dérive non commandée et non voulue.

2.7.8 Tel qu'il a déjà été mentionné, la procédure ITO prescrit une assiette au pas nul, un vol en palier ou l'alignement du symbole d'aéronef à la ligne d'horizon de l'indicateur d'assiette. Le mouvement cyclique nécessaire pour passer d'un vol stationnaire normal à la procédure ITO a forcé le pilote à pousser le cyclique (alignement sur la ligne d'horizon) et à l'incliner vers la droite (en palier). Une telle sollicitation du cyclique vers la droite a éliminé les forces aérodynamiques nécessaires pour contrer la dérive produite par le rotor de queue et contribué au déplacement vers l'avant et à la dérive vers la droite.

2.7.9 Dans le cas du profil de montée, l'efficacité du rotor principal à générer une montée verticale est tributaire d'une augmentation uniforme du collectif. En ce qui concerne l'augmentation du collectif, le MMO stipule « *que toute hésitation à appliquer la puissance causera la perte du moment de montée et nécessitera davantage de puissance pour établir de nouveau le taux de montée initial* ». En raison du plan voulant qu'on exécute une MPTO avant de passer à une procédure ITO, ce qui demande aux équipages de piloter l'hélicoptère à la puissance maximale ou près de celle-ci et de surveiller les limites des performances de l'hélicoptère, le pilote aux commandes a tenté d'effectuer un décollage en respectant les limites en question. En outre, après avoir entendu le pilote non aux commandes annoncer une puissance de couple sur le mât de 95 % et avoir remarqué l'ITT, le pilote aux commandes a réduit la puissance de couple sur le mât à 85 % à l'aide du collectif, ce qui a aussi réduit ou éliminé le moment de montée. Toutefois, compte tenu des conditions environnementales de la BOA, le pilote aux

commandes aurait eu à dépasser les limites normales de l'hélicoptère (ITT, couple sur le mât et/ou N1) pour effectuer le décollage et franchir le mur.

2.7.10 L'accélération vers l'avant aide également à générer une montée verticale, car le rotor principal traverse sa propre déflexion d'air ou turbulence avant d'arriver dans l'air calme. Ce mouvement de l'hélicoptère se nomme la sustentation de translation³⁷. L'hélicoptère accidenté, en raison de la dérive vers la droite dans la position d'une à deux heures, ne disposait pas de temps ni de distance nécessaire pour générer une bonne sustentation de translation entre le point de décollage et celui de l'impact. L'hélicoptère n° 2, selon la trajectoire de départ prévue (voir la figure 1, Plan de la BOA), disposait aussi de peu de temps et de distance pour passer à une sustentation de translation avant de franchir le mur. Toutefois, comme l'hélicoptère n° 2 a franchi le mur plus vite, il est resté beaucoup moins longtemps dans le nuage de poussière.

2.7.11 L'équipage de l'hélicoptère n° 2 a tenté et réussi le même décollage que l'hélicoptère accidenté, c'est-à-dire qu'il a jumelé une procédure MPTO au décollage ITO, sans vol stationnaire à quatre pieds du sol. Il a également perdu ses repères visuels à peu près à quatre pieds du sol, mais il les a retrouvés en franchissant le mur. Dans son cas, la seule différence était que la puissance avait été appliquée graduellement et uniformément; durant le décollage, il n'y avait eu aucune pause ou limite dans l'application de la puissance. Toutefois, comme l'hélicoptère n° 2 a franchi le mur avec seulement un dégagement estimé au plus à 10 pieds et qu'il a enregistré des dépassements d'ITT supérieurs à la plage de 810 à 850 °C, il évoluait également en surcharge et en puissance déficitaire. Le HUMS de l'hélicoptère n° 2 a enregistré des dépassements d'ITT supérieurs à 810 °C pendant plus de cinq secondes pour les deux moteurs pendant les décollages de la BOA du matin et de l'après-midi, tel qu'il est présenté dans le tableau 6. Bien que non concluante, l'analyse en question présume que l'hélicoptère accidenté, configuré de façon semblable, a également enregistré des dépassements d'ITT pendant le décollage du matin.

³⁷ L'efficacité des pales du rotor principal en vol stationnaire s'accroît avec chaque nœud d'air nouveau que l'hélicoptère gagne au moyen de la translation (l'hélicoptère se déplace à l'horizontale au-dessus du sol ou une augmentation du vent de surface). En raison de ce déplacement de l'hélicoptère dans l'air, les turbulences et les vortex se retrouvent derrière l'appareil, et le flux d'air se fait plutôt à l'horizontale, ce qui améliore l'efficacité du rotor. On nomme la sustentation de translation le fait que l'efficacité d'un rotor s'accroît en raison de la direction du vol. De 16 à 24 nœuds environ (selon les dimensions, la zone et le régime du rotor), le rotor dépasse complètement la recirculation des vieux vortex, et il commence à fonctionner dans de l'air relativement calme (traduction d'un extrait du Manual of Aerodynamics des Forces canadiennes).

		Plus de 810 °C	Plus de 830 °C	Plus de 850 °C
Décollage du matin	Moteur gauche	10 secondes	5 secondes	
	Moteur droit	16 secondes	9 secondes	4 secondes
Décollage de l'après-midi	Moteur gauche	17 secondes	15 secondes	1 seconde
	Moteur droit	15 secondes	3 secondes	1 seconde

Tableau 6 : Dépassements d'ITT de CH146414 pendant les décollages de la BOA du matin et de l'après-midi.

2.7.12 En résumé, une analyse des témoignages ainsi que des données du CVFDR et du HUMS a indiqué que des sollicitations initiales non voulues avaient mené à un mouvement de lacet vers la gauche et à une dérive vers la droite. Une sollicitation du cyclique vers la droite a été faite environ six secondes avant l'impact, et la position du collectif a été augmentée en trois étapes distinctes, bien que réduite à une reprise, comme le cap de l'hélicoptère passait de 221 à 199° magnétiques pour revenir à 207° magnétiques au moment de l'impact. L'application de la puissance par étape et la légère réduction de puissance au collectif n'ont pas généré une montée verticale aussi efficace, et l'on croit qu'ils ont contribué à la perte du moment de montée au même titre que la surcharge et le manque de sustentation de translation. Le mouvement de cyclique vers la droite durant le passage à la procédure ITO a contribué à l'inclinaison vers la droite, qui a mené à l'accélération de l'hélicoptère vers le mur. On estime que l'hélicoptère n° 2 a franchi le mur en raison de l'augmentation graduelle et uniforme du collectif, de la puissance supplémentaire obtenue lorsqu'il a dépassé les limites d'ITT et de la masse totale réduite découlant de la différence de 200 à 300 lb dans la masse de carburant. On estime que ni l'un ni l'autre des hélicoptères n'aurait pu réussir un décollage et franchir le mur en respectant les limites d'ITT.

2.8 Graphiques des performances du CH146

2.8.1 Certification

2.8.1.1 Tel qu'il est mentionné dans la section 1.6, presque toutes les approbations de certification étaient gérées et contrôlées par le bureau de gestion de projet du CH146, et le rôle du CETA était très limité. La recherche dans les dossiers de projet du CETA s'est limitée aux essais des performances, et l'on a trouvé un sommaire des résultats des essais expérimentaux et des évaluations de Catégorie 1 du CH146 qui avaient été menés entre 1994 et 1996. Le rapport final³⁸ du CETA sur les essais de catégorie 1 du CH146 permettait de conclure que, « *selon la portée des essais de catégorie 1 de BHTCL, le CH146 présentait un excellent potentiel en tant qu'hélicoptère de transport civil. Toutefois, les essais de BHTCL ne comprenaient pas de vérifications axées sur les exigences propres aux*

³⁸ CETA 10081-S40-9401 (Plans 3), PROJET S40-9401, CH-146 CATEGORY I TESTING – FINAL REPORT, 2 mai 1997.

missions militaires prévues. Par conséquent, la pertinence du CH146 comme hélicoptère utilitaire de transport tactique à l'appui des forces terrestres ou en tant qu'hélicoptère de soutien au combat à l'appui de la force aérienne n'a jamais été évaluée ». Le rapport du CETA recommandait également de vérifier de façon plus approfondie 14 autres questions, dont les cinq plus importantes sont mentionnées ci-après :

- a. mener des essais propres à la mission pour déterminer et définir les limites relatives aux facteurs techniques et humains du CH146 en ce qui concerne ses rôles militaires prévus (paragr. 4.01);
- b. faire une évaluation de la visibilité et de l'accessibilité des instruments, des panneaux, des écrans, des voyants, des messages ainsi que des voyants annonceurs d'avis et d'alarmes du CH146 en fonction des rôles militaires et des équipages prévus (paragr. 4.15);
- c. mener des essais des qualités de pilotage et de maniabilité fondés sur les critères MIL-H-8051A³⁹ et ADS 33D⁴⁰ (paragr. 4.18);
- d. effectuer une validation indépendante des critères de performances selon une spécification détaillée⁴¹ (réf. 1-1) (paragr. 4.19);
- e. faire une évaluation du caractère sécuritaire de la charge de travail de l'équipage dans des conditions représentant bien la mission (paragr. 4.22).

2.8.1.2 Divers plans d'essais traitant de différents aspects des essais de catégorie II du CH146 avaient été menés par le CETA, notamment des essais sur l'utilisation de radar infrarouge à balayage frontal (FLIR) et de NVG. C'est la directive du projet d'essai de catégorie II, plan d'essai C, qui aurait pu englober les recommandations du rapport final sur les essais de catégorie 1, laquelle mandatait le CETA de « *valider les graphiques des performances du MVA se trouvant dans la section 8 dudit MVA et non associés à la certification civile de la FAA* ». Le plan d'essais C était un des nombreux plans d'essais de catégorie II du CH146 effectués par le CETA, mais c'est celui-là tout particulièrement qui comprenait les essais de performances, et il a été annulé en raison de pénurie de personnel, du manque de temps et de conflits dans les priorités des divers projets du CETA. La décision avait été prise par le groupe de travail sur les essais en vol, qui était formé de représentants de la 1^{re} DAC, de la 1^{re} Escadre, du GSA et de la CETA. Aucun rapport final n'a été produit; le CETA n'a donc jamais procédé à une validation indépendante des graphiques des performances propres au CH146. Les Forces canadiennes ont accepté les graphiques du Bell 412, le modèle civil, comme graphiques des performances du CH146 Griffon, après des essais limités et sans

³⁹ Norme MIL-H-8051A : *Helicopter Flying and Ground Handling Qualities*.

⁴⁰ Aeronautical Design Standard ADS 33D : *Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft*.

⁴¹ Spécification détaillée : rapport 412-947-044A de BHTC, *Detailed Specification for Canadian Forces Utility Tactical Helicopter (CFUTTH) Post CDR Edition*.

aucune validation des graphiques en question. Ce qu’il faut souligner, c’est que les Forces canadiennes n’avaient pas mené de vérification indépendante des données de performances sur lesquelles reposait la certification. Les enquêteurs n’ont pas été en mesure de déterminer lesquels des processus ou des exigences étaient en place à ce moment-là pour vérifier et valider les données des performances d’un aéronef. En ce moment, la certification délivrée par l’ANT et le DGGPEA définit le niveau des essais en vol qui sont nécessaires.

2.8.1.3 Des entrevues menées auprès de personnes clés travaillant pour l’ANT, l’ANO et la collectivité des CH146 ont également permis de déterminer que les différences entre un MVA et des instructions d’exploitation d’aéronef (IEA), ainsi que leur incidence sur la planification des performances en prévision d’opérations militaires, n’étaient pas bien connus des organisations en question. Le MVA vise à fournir des données de navigabilité technique permettant d’utiliser un aéronef en toute sécurité. Rien ne stipule que le MVA doit donner des explications sur les graphiques des performances ou prescrit aux équipages les calculs de performances axés sur la mission en fonction de certaines conditions environnementales. Ces renseignements se trouvent normalement dans les IEA ou un MMO, ou ils sont donnés aux équipages navigants pendant leur formation. Toutefois, comme aucun renseignement clair n’était fourni sur l’exploitation du CH146, l’enquête a permis d’établir que la façon de calculer les données des performances en vue d’une mission était mal comprise et qu’aucun processus clair n’était en place à cet effet dans le MVA, dans tout autre manuel d’exploitation du CH146 ou dans la formation offerte aux équipages navigants, avant l’accident en question. Une planification idéale des performances aurait dû comprendre l’examen des graphiques de plafonds de vol stationnaire et les graphiques d’azimuts de vent critiques de la Section 4 du MVA pour déterminer la masse autorisée ou maximale au décollage. Viendrait ensuite un examen des graphiques des performances de croisière et du couple requis en vol stationnaire, lesquels se trouvent dans la Section 8 du MVA, afin de déterminer les performances prévues pour un hélicoptère en particulier. Bien que les graphiques de performances de croisière n’indiquaient pas les données de performances de vol stationnaire (puissance disponible ou masse totale en vol stationnaire), il s’agissait des seuls graphiques disponibles pouvant offrir une valeur estimée proche. Comme les Forces canadiennes n’avaient pas validé le MVA et que des IEA n’avaient pas été élaborées, il y avait peu de directives sur la façon d’utiliser les graphiques en question aux fins de planification des performances en vue d’une mission. Tel qu’il a été expliqué précédemment (voir le paragraphe 1.6.5.8 traitant des graphiques des performances de croisière), le nombre imposant de graphiques à apporter et à consulter en vol compliquait énormément les calculs des valeurs des performances en vol. Plus tard, le développement d’ordinateur portatif muni de logiciel des performances a grandement facilité l’exécution de nouveaux calculs en vol en Afghanistan. Toutefois, au moment de l’accident en question, la planification des performances pouvait seulement être extrapolée à partir de renseignements figurant dans le MVA; comme il n’y avait pas de directives claires sur la bonne façon d’utiliser les graphiques et le nombre imposant de graphiques, il existait donc

un grand risque de confusion, d'un manque de compréhension, d'une mauvaise interprétation et de mauvais calculs.

2.8.2 Graphiques du MVA : confusion et manque de compréhension

2.8.2.1 Durant les entrevues qui ont suivi l'accident en question et l'examen des graphiques des performances du CH146, l'enquête a permis de constater que les collectivités techniques et opérationnelles étaient déconcertées par les divers graphiques du MVA du CH146, et qu'elles les comprenaient mal. Une telle constatation a d'ailleurs été confirmée de manière manifeste lors de l'examen des graphiques des performances du CH146 qui a suivi l'accident, auquel examen participait des représentants du constructeur, de l'ANT et de l'ANO ainsi que du personnel du DPEAG (AT et H), du DNAS, du CETA, de la 1 DAC et du CEMFA. Pendant ces réunions, il était de plus en plus évident que, en plus des erreurs et des écarts contenus dans les graphiques des performances, l'on maîtrisait mal les connaissances nécessaires à l'utilisation des graphiques des performances du CH146, ce qui risquait grandement de mener à des calculs des performances erronés et inexacts. Tel qu'il est indiqué dans la fiche technique du DNAS dont il est question dans la section 1.16, les problèmes relevés comprenaient l'origine et la validité des graphiques, l'inexactitude des graphiques ainsi que des graphiques placés aux mauvais endroits dans les sections du MVA.

2.8.2.2 Des entretiens avec les intéressés de l'ANT ont révélé que l'utilisation des graphiques entraînait une certaine confusion. Du point de vue de l'ANT, comme ce ne sont pas tous les graphiques qui sont élaborés exclusivement à l'aide de données techniques de navigabilité, c'est le personnel de l'ANO, par l'entremise de la collectivité des opérations, qui devrait être en mesure de cerner des problèmes dans le MVA. Le personnel technique n'apprend habituellement pas comment utiliser les graphiques pour la planification des vols, et il ne contrôle pas la façon dont les équipages navigants sont formés ou les utilisent, ni à quel moment. Si la collectivité des opérations trouve des problèmes, des erreurs ou des écarts, il lui incombe de les signaler à l'ANT aux fins de rectification. Il est entendu que le personnel technique de l'ANT (GSA-DNAS) possède les connaissances et l'expertise nécessaires pour s'occuper des données de navigabilité technique, répondre aux questions techniques ainsi qu'étudier et comprendre rapidement les problèmes lorsqu'ils se présentent. On ne s'attend pas, et ce n'est pas possible, à ce que le personnel de l'ANT possède une connaissance approfondie de tous les graphiques des performances si aucun problème n'est soulevé par la collectivité des opérations pour y attirer son attention sur une question. Toutefois, à la suite d'entretiens avec le GSA et des représentants du constructeur, l'enquête a pu conclure que les graphiques du MVA entraînaient une grande confusion. D'ailleurs, ce fait a été confirmé dans le cadre d'autres réunions, échanges de courriels, conversations téléphoniques et rencontres qui ont suivi l'accident en question.

2.8.2.3 La question était tout aussi évidente dans la collectivité des opérations. Bien que certains pilotes et mécaniciens de bord connaissaient bien le MVA et ses graphiques, et avaient reçu une bonne formation quant à leur

utilisation, un nombre surprenant de personnels navigants pouvait difficilement expliquer la façon d'utiliser les bons graphiques, de choisir les bons graphiques et d'effectuer les bons calculs. Dans le cadre d'entrevues, plusieurs membres d'équipages navigants ont fait preuve d'un manque incompatible quant à leur niveau de connaissance et de compréhension de l'utilisation des graphiques du MVA. Le personnel technique et opérationnel ainsi rencontré a signalé qu'il existait de la confusion et des lacunes en matière de connaissances, et ce, depuis plusieurs années, possiblement depuis la mise en service du CH146.

2.8.3 Graphiques du MVA : Section 1 et Section 4

2.8.3.1 L'enquête a révélé que les différences entre la Section 1 et la Section 4 n'étaient pas bien comprises des équipages navigants de la 1^{re} Escadre rencontrés dans la cadre de la présente enquête. La Section 1 comprend les limites à ne pas dépasser qui sont prescrites par le constructeur d'origine et/ou le régulateur. Par contre, en ce qui concerne les graphiques des performances de la Section 4, de saines compétences aéronautiques et de bons principes de gestion des risques dictent que ces niveaux de performances certifiés en fonction de spécifications minimales devraient seulement être dépassés dans des circonstances rigoureusement contrôlées. Dans des situations où les conditions (comme de visibilité et conditions météorologiques favorables) sont bonnes et où d'autres risques opérationnels sont contrôlés ou atténués, il est possible d'utiliser efficacement l'appareil au-delà des niveaux de performances décrits pour exploiter sa capacité au maximum. Une telle utilisation dans des conditions moins qu'optimales, comme à une altitude densité élevée et/ou en présence d'un obstacle à la visibilité, fait que l'équipage navigant et l'aéronef se trouvent dans une plage de fonctionnement qui ne leur laisse aucune marge de sécurité, même minimale, ni de performances, ce qui accroît considérablement les risques. Parfois, les impératifs opérationnels militaires peuvent justifier une telle utilisation, mais celle-ci devrait être demandée et acceptée par la chaîne de commandement.

2.8.4 Graphiques du MVA : manque de confiance

2.8.4.1 L'enquête a révélé que la collectivité des équipages navigants du CH146 doutait de l'exactitude des données figurant dans les graphiques des performances du MVA. Durant la vie en service des CH146, les performances de l'hélicoptère en vol étaient souvent bien supérieures aux valeurs qui avaient été calculées à l'aide des graphiques de performances de croisière, lesquels reposent sur les spécifications moteur minimales. Au fil du temps, on a eu de moins en moins confiance à l'exactitude des données figurant dans les graphiques, ce qui a eu une incidence sur la façon dont les équipages navigants effectuaient leurs calculs de puissance et de performances en préparation de leur mission. Cette situation a également poussé les équipages navigants du CH146 à remettre en question la validité des graphiques et à minimiser l'importance de calculs détaillés des performances. Plusieurs membres d'équipages navigants chevronnés et expérimentés de la 1^{re} Escadre ont confirmé que la confiance en ces données s'était détériorée, mais ils ont reconnu que la question n'avait jamais été signalée

officiellement aux autorités techniques. Tel qu’il a été expliqué, l’ANT n’aurait pas été en mesure de se pencher sur ces questions puisque personne ne les avait soulevées officiellement. Ce doute sur l’exactitude des graphiques du MVA a mené à une utilisation limitée, et parfois même mauvaise, des graphiques dans la planification des vols. Disposés à croire que les graphiques des performances étaient inexacts ou trop prudents, nombre d’équipages navigants se fiaient uniquement aux graphiques WAT pour la planification des missions.

2.8.5 Graphiques du MVA : formation pour le calcul des performances et mauvaises méthodes de calcul

2.8.5.1 Les enquêteurs ont également relevé des lacunes dans la formation donnée aux équipages navigants à l’égard du calcul des performances. Un examen portant sur la formation, les détails et la méthode d’utilisation des graphiques du MVA dans la planification des missions du CH146 a révélé que de tels renseignements ne figuraient pas dans le MVA ni le MMO. De plus, aucunes IEA n’avaient été élaborées à cet effet. Les premiers entretiens et rencontres avec des experts en la matière du quartier général de la 1^{re} Escadre ont permis de cerner des divergences et des erreurs dans les méthodes de calcul. Dans les entrevues qui ont suivies, les membres de la 1 DAC et de l’unité d’entraînement du CH146, le 403^e Escadron d’entraînement opérationnel d’hélicoptères (403 HOTS), ont indiqué que, puisque les calculs en préparation d’un vol étaient surtout effectués par le mécanicien de bord, l’instruction donnée à ces derniers était habituellement plus exhaustive et détaillée que celle donnée aux pilotes. Les enquêteurs ont discuté des graphiques du MVA et des calculs des performances avec plusieurs pilotes et mécaniciens de bord anciennement ou actuellement qualifiés. L’enquête a permis d’établir que, comme les calculs en question font habituellement partie de leurs tâches avant le vol, les mécaniciens de bord maîtrisaient habituellement mieux l’utilisation des graphiques du MVA. Toutefois, l’enquête a révélé des niveaux d’expérience et de connaissances très variées, d’excellentes à médiocres, parmi eux. Les pilotes ont reçu une formation semblable sur les calculs des performances mais, comme cette tâche était habituellement exécutée par les mécaniciens de bord, leurs niveaux de connaissance et de compétence à l’égard des graphiques du MVA étaient généralement moins élevés que ceux des mécaniciens de bord; leurs niveaux d’expérience et de connaissance étaient également variés. Dans l’ensemble, l’enquête a permis d’établir qu’il existait des lacunes dans les connaissances et les compétences nécessaires pour effectuer de bons calculs. Cela ne signifie pas que tout le personnel navigant de la 1^{re} Escadre ne pouvait pas effectuer de bons calculs. Toutefois, de nombreuses entrevues menées auprès de pilotes et de mécaniciens de bord de la collectivité des CH146, anciens et actuels, ont permis de constater que les connaissances servant à calculer les performances s’étaient affaiblies chez un nombre surprenant de membres, et que les calculs en question étaient soit insuffisants, soit erronés.

2.8.5.2 Comme l’ont démontré les entrevues menées par la DSV, certains membres d’équipages navigants utilisent souvent de mauvaises méthodes de calcul, car ils se servent à tort du graphique WAT comme principale référence pour

la planification d'une mission. Nombre d'entre eux n'avaient pas l'habitude de vérifier les graphiques des plafonds de vol stationnaire EES et HES, les graphiques des performances de croisière, ni les graphiques de puissance du couple de vol stationnaire pour calculer les performances de l'hélicoptère et ainsi déterminer s'ils disposaient d'une marge de puissance suffisante pour mener leur mission.

L'enquête a révélé que nombre d'équipages navigants de la FHC (A) fondaient, uniquement et à tort, la planification des performances de leur hélicoptère sur la **figure 1-1A (WAT limitations for takeoff and landings and IGE manoeuvres, winds from -45 deg to 45 deg, 9 passengers or less)** du MVA ou le graphique WAT semblable de la **figure 8-13**.

2.8.5.3 Dans le cas des graphiques de plafonds de vol stationnaire EES et HES, ni les calculs de la puissance disponible ni ceux de la puissance nécessaire ne pouvaient être dérivés de ces graphiques. Pour calculer la puissance nécessaire, on présume que les moteurs de l'hélicoptère fonctionnent selon les spécifications minimales, sans vent, que l'on a respecté la limite de masse prescrite par les graphiques, si une courbe limite figure sur les graphiques. Dans le cas de la flotte des CH146 et de ses aéronefs en général, le rendement des moteurs est souvent bien supérieur aux spécifications minimales. Dans le cas du CH146, pour des conditions de vol et une valeur d'ITT données, alors que le moteur est en mesure de produire davantage de puissance que celle prévue aux spécifications minimales, la puissance disponible de l'aéronef sera normalement plus élevée. Par conséquent, si les moteurs de l'hélicoptère donnent un rendement supérieur aux spécifications minimales, sa puissance disponible sera accrue. Même si un moteur peut donner un rendement supérieur aux spécifications minimales, l'augmentation de puissance disponible qui en découle peut être altérée et réduite par une masse, une température et une altitude dépassant les limites prescrites. Tel qu'il a déjà été mentionné, la présence de vecteur de vent positif ou négatif réduira ou augmentera la puissance nécessaire. Combinés (augmentation de la puissance disponible et réduction de la puissance nécessaire), ces facteurs feront croître la marge de puissance; la valeur réelle n'a pas pu être calculée ni pour l'hélicoptère accidenté ni pour aucun CH146. Même si les normes de certification ne le prescrivent pas, ni le MVA ni le MMO ne contenaient une méthode permettant aux équipages de déterminer la marge de puissance réelle qui est disponible lorsque la puissance moteur est supérieure aux spécifications minimales. En outre, certains des graphiques WAT utilisés au moment de l'accident, comme les **figures 1-1A, 8-11, 8-12 et 8-13**, ne comprenaient pas une courbe limite comme celle présentée dans le graphique de la **figure 1-1** ou le graphique des plafonds de vol stationnaire EES de la **figure 4-4**. Dans un tel scénario, le bon graphique des plafonds de vol stationnaire HES à utiliser aurait dû être celui de la **figure 4-4 (feuille 3 de 11)**.

2.8.5.4 De plus, le MMO ne précisait aucune marge de puissance minimale requise pour exécuter un décollage en vol stationnaire EES à 4 pieds du sol. Aucun renseignement ne permettait de déterminer le pourcentage de puissance supplémentaire qui était nécessaire ou suffisant pour passer à une sustentation de translation. Seule la procédure MPTO donnait des directives à l'égard d'une marge

de puissance minimale de 20 % qui devait être disponible en plus du couple requis en vol stationnaire EES. Comme certains présumaient que la puissance disponible était toujours de 100 %, certains équipages des CH146 de la FHC (A) qui ont pris part aux entrevues dans le cadre de la présente enquête ont également présumé à tort que toute autre valeur de couple de vol stationnaire de moins de 80 % était acceptable pour exécuter la procédure MPTO.

2.8.5.5 Comme les performances sont habituellement calculées par le mécanicien de bord, et que ce dernier a perdu la vie dans l'accident, les enquêteurs n'ont pas pu retrouver les calculs effectués avant le vol ni déterminer avec certitude le graphique WAT utilisé par le mécanicien de bord de l'hélicoptère accidenté. Le mécanicien de bord de l'hélicoptère n° 2 a utilisé le graphique WAT imposant le moins de limites, la **figure 1-1A**. Une fois de plus, il est important de souligner que le graphique de la **figure 1-1A** ne comprenait pas le nota indiquant au lecteur qu'il devait vérifier les graphiques des plafonds de vol stationnaire ni une courbe limite garantissant les performances de l'hélicoptère si les moteurs fonctionnaient conformément aux spécifications minimales, tel que le présente la **figure 1-1**. En outre, le recours au seul graphique WAT de la **figure 1-1A** a été privilégié, car le graphique WAT de la **figure 1-1** mentionnait tous les azimuts de vent ainsi que des limites pour dix passagers ou plus, tandis que le graphique WAT de la **figure 1-1A** mentionnait des azimuts de vent de -45° à $+45^{\circ}$ et des limites pour neuf passagers ou moins. La mention du nombre de passagers (dix ou plus et neuf ou moins) est un critère de certification, mais ce fait n'était pas bien compris des équipages des CH146 qui étaient ainsi poussés à utiliser à tort la **figure 1-1A**. La planification des performances se terminait habituellement à cette étape-ci, et les graphiques des plafonds de vol stationnaire EES ou HES, les graphiques de performances de croisière et les graphiques de couple requis en vol stationnaire étaient rarement utilisés.

2.8.6 L'enquête a permis de conclure que les membres des équipages navigants de l'hélicoptère accidenté et de l'hélicoptère n° 2 avaient eu recours aux graphiques WAT du MVA (plus particulièrement la **figure 1-1A**) pour déterminer s'ils pouvaient décoller en toute sécurité de KAF, comme le voulait la pratique courante; leur planification des performances s'achève ici. La limite WAT dérivée du décollage EES de KAF était 11 900 lb, c'est-à-dire la masse brute maximale certifiée de l'hélicoptère. La masse estimée de l'hélicoptère au moment de décoller de KAF était de 11 520 lb, donc environ 400 lb de moins que la limite WAT prescrite. L'équipage de l'hélicoptère accidenté croyait ainsi, à tort, qu'il avait suffisamment de puissance disponible. Au moment de quitter la BOA, l'altitude densité (voir le paragr. 1.7) avait augmenté, ce qui commandait à l'hélicoptère des performances accrues. En raison des obstacles, il fallait utiliser des performances HES. Il fallait donc avoir recours aux graphiques WAT réservés aux vols HES. La limite WAT était de 11 060 lb. La masse estimée de l'hélicoptère au décollage de la BOA était de 11 520 lb, ce qui s'avérait une surcharge de 460 lb. La preuve indique que les deux équipages navigants présumaient que s'ils pouvaient quitter KAF (selon les graphiques WAT) et consommer suffisamment de carburant pour réduire leur masse, les performances seraient suffisantes pour

décoller après les arrêts prévus. Dans ce cas-ci, comme les calculs effectués pour KAF leur réservaient une marge de manœuvre de 400 lb, ils s'attendaient à ce que la masse réduite en raison de la consommation de carburant en route leur permettrait de décoller en toute sécurité de la BOA. Tel qu'il a été mentionné précédemment, les entrevues ont révélé que les équipages navigants de la FHC (A) utilisaient couramment les seuls graphiques WAT, et les graphiques de plafonds de vol stationnaire de la Section 4 n'étaient que peu, sinon pas, utilisés, et ils étaient dans la plupart des cas plus restrictifs. C'est le graphique des plafonds de vol stationnaire, la **figure 4-4 (feuille 3 de 11)**, qui aurait été le graphique HES le plus pertinent à utiliser dans ce cas-ci, car il donne une masse garantie en fonction des spécifications minimales de seulement 10 000 lb; selon le graphique en question, la surcharge de l'hélicoptère accidenté était près de 1500 lb par rapport à la masse prévue aux spécifications minimales. Compte tenu d'une condition de surcharge aussi évidente et radicale, l'enquête a pu conclure que l'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté n'avait pas utilisé les bons graphiques, que les marges de puissance n'ont pas été déterminées et que les calculs des performances ont seulement été faits pour le décollage de KAF, mais non pour les arrêts prévus ni pour le décollage de la BOA qui s'est soldé par un accident.

2.8.7 Les lacunes mentionnées à l'égard de la formation, des mauvaises méthodes de calcul et du doute quant à l'exactitude des graphiques, ainsi que le manque global de connaissances à l'égard des performances moteur prévues, ont ouvert la voie à l'accident en question; il en va de même pour les dépassements d'ITT et des autres paramètres qui s'étaient produits dans l'altitude densité élevée de l'Afghanistan.

2.9 Dépassements de température inter-turbines

2.9.1 Pendant la durée de vie en service du CH146, dans les opérations aériennes menées au pays ou déployées à l'étranger, l'hélicoptère a rarement fonctionné à l'extrême limite de ses performances, comme c'était le cas en Afghanistan. Des entrevues menées auprès de membres d'équipages navigants qualifiés, anciens et actuels, ont indiqué que pendant la plupart des opérations, le CH146 avait toujours été piloté en deçà des limites de puissance de couple sur le mât, et les membres en question avaient rarement eu à piloter dans des conditions où l'ITT était le facteur limitatif. La limite normale d'ITT des deux moteurs du CH146 est de 810 °C, avec une pointe temporaire limitée à 940 °C pendant cinq secondes; le MVA interdit toutefois d'atteindre intentionnellement une ITT supérieure à ces limites. Après l'accident, dans le cadre de l'analyse normale des données du HUMS à l'appui de l'entretien courant, le GSA a constaté que la fourchette d'ITT autorisée de 810 °C à 940 °C pendant plus de cinq secondes avait été dépassée à plus de 1120 reprises de décembre 2008 à novembre 2009, en Afghanistan. Lorsque le CH146 a été initialement déployé dans le théâtre en décembre 2008, les limites de l'hélicoptère auraient probablement été établies en fonction du couple sur le mât ou de sa masse totale au décollage. Avec l'arrivée de la chaude saison estivale et de ses OAT élevées, les limites auraient été établies

en fonction de la température ou de l'ITT. Par conséquent, le nombre de dépassements s'est considérablement accru. Toutefois, comme on s'attendait toujours à ce que les limites de l'hélicoptère soient établies en fonction du couple sur le mât et que l'on se servait peu des graphiques de vol stationnaire HES pour la planification des vols, il aurait été difficile pour les équipages navigants de prévoir que l'ITT deviendrait le facteur limitatif. Même si les dépassements en question ont été signalés au personnel de maintenance et consignés, ils n'ont pas été signalés au personnel de la sécurité des vols ni entrés dans le Système de gestion des événements liés à la sécurité des vols (SGESV).

2.9.2 Mesures de maintenance

2.9.2.1 Des rencontres avec le personnel du GSA et le personnel navigant de la FHC (A) ont révélé des divergences entre les manuels d'exploitation et les documents techniques. Comme pour tout aéronef, les limites techniques de la documentation technique ne sont pas nécessairement les mêmes que les limites d'exploitation. Toutefois, la pratique courante veut que tout dépassement des limites d'exploitation publiées soit signalé au personnel de maintenance et/ou à l'autorité opérationnelle. Sauf pour ce qui est des limites d'ITT déjà mentionnées, ni le MVA ni le MMO ne donnent de directives sur les dépassements d'ITT et les mesures que doivent prendre le personnel navigant ou de la maintenance à cet égard. Le personnel de maintenance se fiait à la figure 604 de la page 619 du manuel de maintenance du CH146 n° C-14-108-000/MF-001, pour toute directive. Certains équipages navigants ont mentionné qu'après avoir signalé un dépassement d'ITT au personnel de maintenance, ce dernier n'avait pris aucune mesure de maintenance. Pour une grande partie de ces dépassements, le manuel de maintenance indiquait « *aucune mesure de maintenance nécessaire* » et/ou « *une entrée de maintenance est requise à cet égard* », ce qui signifie que les seules mesures prises consistaient à consigner l'incident dans le dossier de maintenance de l'aéronef. Se fondant sur le fait qu'aucune mesure de maintenance n'était nécessaire, certains équipages navigants ont cru qu'il n'avait pas à signaler les dépassements comme étant un incident lié à la sécurité des vols. Les témoignages ont indiqué que le signalement direct de dépassements d'ITT au service de maintenance, au lieu de les signaler à la sécurité des vols, était devenu une norme informelle. La procédure de signalement a graduellement glissé dans l'oubli. Finalement, plus personne ne signalait les dépassements d'ITT. Ce phénomène jumelé aux lacunes du MVA en matière de dépassements d'ITT a contribué à l'absence de signalement de la part du personnel navigant. Les dépassements se sont donc produits sans que les autorités de maintenance, des opérations et de la sécurité des vols soient en mesure de connaître le problème, d'assurer son suivi ou de se pencher sur celui-ci.

2.9.3 Interprétation des limites

2.9.3.1 L'interprétation des limites d'ITT du MVA à laquelle souscrivaient plusieurs équipages navigants de la 1^{re} Escadre et de la FHC (A) a contribué à accroître le nombre de dépassements d'ITT. La limite d'ITT est de 810 °C et permet

une pointe temporaire à 940 °C pendant cinq secondes, mais on attire l'ATTENTION sur le fait qu'il est interdit d'atteindre *intentionnellement* une ITT supérieure à 810 °C dans le cadre d'un vol normal, sauf pendant le démarrage. Une telle procédure soulève deux questions. D'abord, les nota, les mises en garde (attention) et les avertissements tiennent plutôt lieu d'avis, tandis que les limites sont de nature impérative. La bonne terminologie à l'égard des mises en garde (attention), des avertissements et des nota est définie dans l'avant-propos du MVA (page i), et elle est utilisée pour souligner des instructions importantes et essentielles⁴², ce qui n'est pas rare dans les MVA et les IEA des Forces canadiennes. La limite d'ITT en question était indiquée dans une mise en garde (ATTENTION) suivant chacune des limites d'ITT, et les équipages navigants peuvent avoir perçu l'avis en question comme un simple renseignement. Ensuite, l'enquête a révélé que les équipages navigants de la FHC (A) n'hésitaient pas à atteindre et à dépasser régulièrement les limites d'ITT provisoires. Interrogés sur leur interprétation des limites d'ITT et leur utilisation intentionnelle de l'appareil à plus de 810 °C, plusieurs membres d'équipage navigant ont déclaré que les pressions opérationnelles et les conditions climatiques nécessitaient souvent un dépassement des limites. Comme ils n'avaient pas initialement l'intention de dépasser les limites en question, plusieurs membres d'équipage ne jugeaient pas qu'ils avaient à signaler les dépassements en question comme des incidents liés à la sécurité des vols. Les limites d'un aéronef sont souvent établies pour tenir compte des conséquences néfastes de l'utilisation, de la fatigue et de la durée de vie en service des composants; le dépassement des limites a donc une incidence directe sur ces facteurs. Comprenant bien ce lien, les équipages navigants évitent habituellement de dépasser les limites d'un aéronef dans des conditions commandant de limiter la puissance, sauf s'ils doivent faire face à des conditions rares et extrêmes nécessitant toute la puissance disponible. Le grand nombre de dépassements d'ITT démontre sans contredit que la puissance de l'hélicoptère était limitée en Afghanistan. Par contre, ce nombre de dépassements indique également que les équipages n'hésitaient pas à dépasser temporairement la limite d'ITT. Compte tenu des témoignages et des déclarations recueillis auprès du personnel navigant de la FHC (A), l'enquête a permis de conclure que plusieurs membres d'équipage navigant n'étaient pas au courant des effets néfastes sur la durée de vie en service des composants, et ceux-ci choisissaient périodiquement d'ignorer la limite qui avait été établie à 810 °C, avec une pointe temporaire de cinq secondes à 940 °C. Dans ce cas, leurs justifications reposaient sur l'extrême importance de la mission en Afghanistan, leur propre perception des impératifs opérationnels, leur manque de sensibilisation quant aux effets négatifs sur la durée de vie en service des composants et la perception du peu d'incidence sur la maintenance.

⁴² Le MVA définit ces termes ainsi : un AVERTISSEMENT est une marche à suivre, un mode d'emploi, une procédure, etc., qui, s'il n'est pas suivi fidèlement, peut entraîner des blessures ou la mort. L'avis ATTENTION attire l'attention sur une marche à suivre, un mode d'emploi, une procédure, etc. qui, s'il n'est pas bien suivi, peut endommager ou détruire du matériel. NOTA : une procédure, une condition, etc., qu'il est essentiel de souligner.

2.9.3.2 Tel qu’il a été mentionné précédemment, les capacités du CH146 étaient souvent limitées par la puissance de couple sur le mât, et les équipages navigants devaient rarement tenir compte de l’ITT comme facteur limitatif. Afin d’atténuer le risque d’un surcouple et d’éviter un dépassement de la limite de puissance de couple sur le mât, le MMO comprenait des directives prescrivant d’annoncer la puissance de couple sur le mât pendant les procédures de décollage. Les tâches normales de l’équipage comprises dans le graphique 1-1 indiquaient que le pilote non aux commandes devait signaler si l’appareil atteignait une puissance de couple sur le mât d’au moins 80 %, puis annoncer chaque palier de 5 % jusqu’à 100 %, en plus de chronométrer la puissance en question de façon à ce que le couple sur le mât ne dépasse pas une puissance de 81 % pendant plus de 5 minutes. Une annonce aussi détaillée n’était pas prescrite pour les limites d’ITT. Un examen du MMO a permis de constater que seul un énoncé général prescrivait au pilote non aux commandes de contre-vérifier les systèmes et les instruments. Rien n’indiquait qu’il devait signaler les limites d’ITT au décollage. La collectivité du CH146 continue de respecter les marges de couple sur le mât; toutefois, elle a recours à une méthode plutôt complexe par laquelle on tente d’harmoniser les limites d’ITT aux valeurs de couple, et elle se fie à cette méthode pour prendre la décision d’aller de l’avant ou non. La méthode en question n’est pas recommandée, et une nouvelle démarche de planification des vols devrait être élaborée pour tenir compte d’un environnement ou de l’autre, sans avoir à convertir les limites réelles par des valeurs équivalentes, comme c’est le cas lors de la conversion des valeurs d’ITT à une marge de couple. Normalement, le processus serait grandement simplifié si l’hélicoptère était équipé d’un écran intégré d’affichage de la puissance indiquant une « première limite » ainsi qu’une vue d’ensemble de la puissance restante en fonction de cette première limite. Toutefois, le CH146 n’est pas équipé d’une telle capacité.

2.9.4 En résumé, bien que les dépassements d’ITT étaient initialement souvent signalés au personnel de maintenance, il n’était pas toujours nécessaire d’y donner suite. Après l’accident, le personnel du GSA du CH146 a enquêté sur ces dépassements. Il en a d’ailleurs discuté avec le constructeur d’origine et, même si la fréquence de ces dépassements était inquiétante, aucune autre mesure n’était nécessaire pour compléter les pratiques de maintenance déjà mises en place. Ce qu’il fallait prendre comme mesure opérationnelle était de mettre un frein aux dépassements et d’assurer une bonne planification des vols. Un dépassement régulier des limites d’ITT aurait dû indiquer clairement aux équipages navigants que, de façon itérative, ils poussaient la puissance moteur au-delà de ses capacités, lesquelles étaient limitées en fonction de la masse totale au décollage de l’appareil. Les entrevues menées par la DSV ont confirmé que les équipages navigants des CH146 avaient rarement piloté les hélicoptères dans des conditions où l’ITT était le facteur limitatif ou qu’ils avaient été rarement exposés au pilotage des hélicoptères à la limite d’ITT permise. Un examen du MMO a permis de constater que peu de directives prescrivaient le suivi des limites d’ITT au décollage. Toutefois, le grand nombre de dépassements d’ITT démontre que les équipages navigants étaient prêts à dépasser régulièrement les limites publiées. Une enquête plus poussée a révélé de la confusion au sein des collectivités des équipages

navigants et de la maintenance pour ce qui est de comprendre les différences entre les limites opérationnelles, les limites de maintenance et les effets potentiellement nuisibles sur la durée de vie utile des composants de l'hélicoptère lorsque les limites en question sont dépassées.

2.10 Calculs des performances après l'accident

2.10.1 Un examen des calculs des performances indique que les deux hélicoptères fonctionnaient en puissance déficitaire, selon la courbe de puissance présentée dans la figure 3 de [l'annexe B : Définitions des performances d'un aéronef](#). Dans les calculs des capacités liées aux performances d'un aéronef pour chaque mission, il est important de tenir compte de la méthode utilisée. Les performances d'un aéronef peuvent être déterminées en fonction des limites de couple ou d'ITT. La collectivité du CH146 était habituée à piloter en fonction des limites de couple sur le mât, et ils utilisaient habituellement une méthode de planification des performances fondée sur les marges de couple. Le jour de l'accident en question, compte tenu des conditions environnementales de la BOA, il fallait utiliser une autre méthode de planification, car les performances de l'hélicoptère étaient limitées en fonction de la température des moteurs et non des marges de couple.

2.10.2 Logiciel de calcul des performances

2.10.2.1 Tel qu'il est indiqué dans la section 1.19, le logiciel de planification des calculs des performances a été développé pour estimer la puissance disponible d'un hélicoptère en fonction de conditions environnementales données. Le logiciel donnait seulement une estimation des valeurs. Des saisies d'écran du logiciel de calcul des performances donnant les valeurs obtenues pour les deux hélicoptères figurent dans [l'annexe K](#). À l'aide des conditions environnementales et des données pertinentes de l'hélicoptère applicables au décollage de la BOA, le tableau 7 présente la puissance disponible estimée à l'aide du logiciel ainsi que la masse maximale au décollage, et il indique les différences en fonction de la masse totale au décollage⁴³.

⁴³ Le logiciel n'est pas fondé sur tous les tableaux du MVA qui étaient en vigueur au moment de l'accident. Certains de ces tableaux ont été remplacés depuis cette date, et des tableaux plus récents (fondés sur les performances de catégorie B de la FAR Part 29) ont été ajoutés, ce qui peut accroître les performances. Par conséquent, les valeurs de masses et de couple sur le mât mentionnées dans le présent paragraphe sont des **estimations seulement**, établies aux fins de comparaison entre l'hélicoptère n° 2 et l'hélicoptère accidenté. Ces valeurs indiquent ce que le logiciel permettait de calculer, et non pas ce que les équipages navigants auraient pu ou auraient dû obtenir au moment de l'accident en question.

Hélicoptère	Puissance disponible estimée		Masse maximale au décollage	Estimation de la masse totale au décollage
CH146434	EES	89,6 % Qm	11 683 lb	Décollage HES requis à la BOA
	HES	89,6 % Qm	10 776 lb	11 520 lb
CH146414	EES	88,9 % Qm	11 683 lb	Décollage HES requis à la BOA
	HES	88,9 % Qm	10 951 lb	11 200 lb

Tableau 7 : Performances calculées à l'aide du logiciel; estimations seulement.

2.10.2.2 Une analyse des relevés de vérification quotidienne de la puissance a révélé que les deux moteurs de l'hélicoptère accidenté donnaient un meilleur rendement que les spécifications minimales et que la marge de performances des moteurs en question était légèrement plus élevée que celle de l'hélicoptère n° 2. Selon les données du HUMS et du FDR, l'hélicoptère accidenté avait atteint une ITT de 840 à 850 °C au décollage, ce qui représente de 30 à 40 °C de plus que la limite maximale autorisée (810 °C) et prescrite pour deux moteurs fonctionnant en continu. Tel qu'il est indiqué dans le tableau 6, l'hélicoptère n° 2 a dépassé l'ITT limite de 810 °C pendant plus de cinq secondes au décollage de la BOA, ce qui prouve qu'il se trouvait lui aussi en surcharge.

2.10.3 [L'annexe C](#) présente les graphiques WAT et de plafonds de vol stationnaire qui étaient disponibles ainsi que les calculs (estimations)⁴⁴ applicables aux conditions environnementales présentes au moment du décollage de KAF et du décollage de la BOA, le jour de l'accident. [L'annexe D](#) présente les calculs (estimations) effectués à l'aide du graphique de performances de croisière et [l'annexe E](#) présente les calculs (estimations) du couple requis en vol stationnaire. Les valeurs de couple sur le mât dérivées des graphiques WAT et des graphiques de performances de croisière du MVA correspondent à celles d'un hélicoptère dont les moteurs fonctionnent conformément aux spécifications minimales.

2.10.4 Décollage de KAF

2.10.4.1 Les calculs des performances au décollage de KAF en après-midi ont donné les valeurs présentées dans le tableau 8. (Calculs obtenus par une interpolation des valeurs d'altitudes-pressions situées entre 2000 et 4000 H_P sur les graphiques de performances de croisière, voir les [annexes C](#), [D](#) et [E](#).)

⁴⁴ Les valeurs des paragraphes 2.10.4. et 2.10.5 ont été calculées à l'aide des graphiques de la Modification 2 du MVA, en date du 20 février 2009. Les valeurs figurant dans les annexes peuvent ne pas être exactes, compte tenu des limites du logiciel ou en raison de l'épaisseur des lignes utilisées pour tenter d'aligner des valeurs précises.

Décollage de KAF (H _p 3520 pieds; OAT de 42 °C; masse totale au décollage de 11 520 lb)	
Limite WAT EES	11 900 lb
Limite WAT HES	11 300 lb
Limite des plafonds de vol stationnaire EES	10 600 lb
Limite des plafonds de vol stationnaire HES	10 200 lb
Couple requis, vol stationnaire HES	92 % Q _m
Couple requis, vol stationnaire EES	78 % Q_m
Puissance disponible	77 % Q_m (-1 %)

Tableau 8 : Données relatives aux performances, au décollage de KAF (des valeurs EES peuvent être utilisées)⁴⁵.

2.10.4.2 Compte tenu des conditions ambiantes lors du décollage de KAF et selon les graphiques de performances en croisière, la puissance disponible pour un hélicoptère fonctionnant aux spécifications moteur minimales aurait été un couple sur le mât de 77 %. Si l'on utilise les graphiques de couple requis en vol stationnaire, il faut un couple sur le mât de 78 % en vol stationnaire EES pour un hélicoptère fonctionnant aux spécifications minimales. Le déficit de 1 % indiquait que l'hélicoptère était limité par la puissance moteur (donc l'ITT) et non par la puissance de couple sur le mât. Le fait que la puissance de couple sur le mât requise était supérieure à la puissance disponible indique que l'hélicoptère était en surcharge. La masse totale maximale de l'hélicoptère au décollage de KAF (pour une altitude de 3520 pieds et une température de 42 °C) était de 11 415 lb en EES. La masse réelle de l'hélicoptère était de 11 520 lb, ce qui représente une surcharge de 105 lb. Même si l'hélicoptère était en surcharge à son décollage de KAF, il lui aurait seulement fallu dépasser la limite d'ITT de peu pour décoller. Le fait qu'il ait pu décoller de KAF sans dépasser la limite d'ITT peut être attribuable à divers facteurs comme les moteurs qui donnaient un meilleur rendement que les spécifications minimales (ce qui n'a pu être établi), les effets du vent, une transition en vol vers l'avant à plus basse altitude ou des manœuvres plus précises.

2.10.5 Décollage de la BOA

2.10.5.1 Le tableau 9 présente les données des performances obtenues pour le décollage de la BOA en après-midi. (Calculs obtenus par une interpolation des valeurs d'altitudes-pressions situées entre 4000 et 6000 H_p sur les graphiques de performances de croisière, voir les [Annexes C](#), [D](#) et [E](#).)

⁴⁵ Ce tableau est important car il présente les différences entre la masse totale de 11 520 lb et les limites de masse calculées, indiquées en gras. La valeur de -1 % représente l'écart entre le couple requis en vol stationnaire EES et la puissance disponible.

Décollage de la BOA (H_p de 4675 pieds, OAT de 39 °C, masse totale au décollage de 11 520 lb)	
Limite WAT EES	11 750 lb
Limite WAT HES	11 060 lb (-460 lb)
Limite des plafonds de vol stationnaire EES	10 300 lbs
Limite des plafonds de vol stationnaire HES	10 000 lb (-1520 lb)
Limites de masse totale HES	9600 lb
Limites de masse totale HES à 23 pieds	9800 lb (-1720 lb)
Couple requis en vol stationnaire EES	78 % Qm
Couple requis en vol stationnaire HES	93 % Qm
Puissance disponible	76 % Qm (-17 %)

Tableau 9 : Données des performances au décollage de la BOA (des valeurs HES auraient dû être utilisées)⁴⁶

2.10.5.2 Si l'on utilise les graphiques de performances en croisière, la puissance disponible présentée avec des moteurs fonctionnant aux spécifications minimales était un couple sur le mâât maximal de 76 %. Les graphiques de couple requis en vol stationnaire ont révélé qu'une puissance de 93 % de couple sur le mâât était requise pour effectuer un vol stationnaire HES à la BOA. Ainsi, les performances étaient inférieures de 17 % à celles requises pour effectuer un vol stationnaire HES qui, si de tels calculs avaient été faits, aurait également nécessité une évaluation des conditions environnementales, des performances de l'hélicoptère et de la mission. Un examen des manuels de vol du CH146 a révélé peu de directives permettant de confirmer la validité de la mission ou d'étayer son rejet à partir des calculs des performances. Toutefois, la réglementation aéronautique de l'ARC stipule qu'un aéronef doit être piloté conformément à ses limites opérationnelles publiées (en vertu du MVA et des IEA), ce qui confère aux commandants de bord l'autorité dont ils ont besoin pour accepter ou refuser une mission en fonction des limites prescrites.

2.10.5.3 Le décollage de la BOA était beaucoup plus exigeant sur le plan des performances que les décollages de KAF et que ceux effectués ce matin-là. Comme le mur avait huit pieds de hauteur et que le MMO prescrit un dégagement de quinze pieds pour franchir un obstacle, la procédure ITO (à suivre dans des situations où l'environnement visuel est dégradé, comme un voile brun) aurait nécessité une capacité de vol stationnaire à 23 pieds. Le GSA du CH146 et le CETA ont approuvé un projet de performances en vol stationnaire, au cours duquel on a analysé l'accident en question. Selon les résultats des essais en vol du CETA, on a déterminé que, en fait, l'hélicoptère était en mesure d'exécuter un vol stationnaire EES dans les conditions de la BOA à une masse totale de 11 520 lb (spécifications minimales sans marge). Toutefois, pour les mêmes conditions, le graphique déterminait la capacité de vol stationnaire HES à une masse maximale de 9600 lb. Le graphique des plafonds de vol stationnaire HES indiquait une masse

⁴⁶ Ce tableau est important pour présenter les différences entre la masse totale de 11 520 lb et les limites de masse calculées, indiquées en gras. La valeur de -17 % représente l'écart entre le couple requis en vol stationnaire EES et la puissance disponible.

maximale HES de 10 000 lb. Le graphique des effets des patins, à une hauteur de 23 pieds, indique une masse totale maximale au décollage de 9800 lb, ce qui signifie que l'hélicoptère était en surcharge de 1720 lb pour le départ prévu.

2.10.6 La preuve d'une condition de surcharge attribuable au carburant et aux passagers, l'examen des calculs des performances et les dépassements d'ITT enregistrés pour les deux appareils indiquent que l'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté et celui de l'hélicoptère n° 2 pilotaient les hélicoptères (moteurs) bien au-delà des limites normales de fonctionnement. Même si de nouveaux graphiques ont été utilisés pour développer le logiciel qui donnait des valeurs accrues de performances par rapport aux graphiques en vigueur au moment de l'accident, les graphiques et le logiciel révèlent que ni l'hélicoptère n° 2 ni l'hélicoptère accidenté n'auraient pu décoller sans dépasser les limites d'ITT, et que ni l'un ni l'autre des appareils n'avaient suffisamment de puissance disponible pour tenter un décollage HES, compte tenu de la valeur estimée de leur masse totale au décollage.

2.11 Questions liées à l'organisation

2.11.1 Déploiement du CH146 en Afghanistan

2.11.1.1 Il est important de souligner que les Forces canadiennes n'étaient pas la seule organisation à exploiter des hélicoptères en Afghanistan. D'autres pays exploitaient également nombre d'autres modèles et types d'hélicoptères dans le théâtre afghan, dont d'autres versions de l'hélicoptère Bell 412. Tous ces appareils évoluaient dans des environnements militaire et météorologique hostiles, par exemple lors de vols dans un environnement visuel dégradé ou selon des régimes de vol à haute altitude, par temps chaud et à masse élevée. Plusieurs vérifications d'état-major avaient été effectuées pour évaluer les diverses options de déploiement du CH149 Cormorant, du CH124 Sea King ou du CH146. Comme le CH146 remplissait déjà un rôle d'hélicoptère de l'aviation tactique des Forces canadiennes, la sélection du CH146 s'avérait une solution logique, facilitant ainsi sa transition au combat et son intégration à l'Armée canadienne et aux forces terrestres alliées dans le théâtre. De plus, la sélection du CH146 permettait aux Forces canadiennes d'appuyer efficacement les hélicoptères Chinook nouvellement acquis ainsi que ses missions dans le théâtre. Les Forces canadiennes étaient essentiellement chargées d'une mission visant le déploiement de biens de l'aviation tactique dans un théâtre de combat. Les hélicoptères CH147D Chinook et CH146 Griffon offraient les meilleures capacités dont disposaient les Forces canadiennes pour appuyer sa mission. Ainsi, la chaîne de commandement de l'ARC, y compris les autorités opérationnelles et techniques, s'attendait sans équivoque à ce que les hélicoptères puissent être pilotés dans les limites prescrites par les manuels de vol de chacun des aéronefs.

2.11.1.2 Un examen des divers exposés tenus en vue de décider du déploiement du CH146 en Afghanistan a révélé que les capacités et les limites du CH146 avaient été présentées par des équipages navigants chevronnés, mais que

ceux-ci s'étaient surtout intéressés aux capacités d'autonomie et de charge. Les données de performances limitées qui avaient été présentées à l'égard du CH146 étaient uniquement fondées sur le graphique **WAT, tout azimut**, de la **figure 8-11** ([annexe C, p. 4 de 6](#)) du MVA. Tel qu'il a été mentionné dans le paragraphe 1.6.5, les graphiques WAT permettent seulement de déterminer la masse maximale admissible et l'altitude densité maximale pour un décollage, un atterrissage et un vol stationnaire EES et HES. Il n'y avait aucun renvoi aux graphiques des plafonds de vol stationnaire, des performances de croisière et du couple requis en vol stationnaire; des renseignements critiques sur les performances de l'hélicoptère n'étaient donc pas présentés. Compte tenu de l'altitude densité élevée de l'environnement opérationnel, l'attente générale était que la puissance de l'hélicoptère serait limitée et que les performances seraient limitées en fonction de paramètres comme le couple sur le mât. Toutefois, les exposés donnaient peu de renseignements sur les performances liées à la puissance, notamment le couple sur le mât ou l'ITT. Comme les capacités et les limites de l'hélicoptère présentées dans l'exposé étaient uniquement fondées sur le graphique **WAT figure 8-11** et que les performances liées à la puissance du CH146 n'ont peut-être pas été présentées, la chaîne de commandement aurait pu avoir l'impression que les performances du CH146 étaient bien meilleures qu'elles ne l'étaient vraiment. D'un côté, malgré les défis associés aux vols à OAT et altitude densité élevées, le Griffon répondait aux besoins de certaines missions bien précises (comme le transport de passagers durant les mois d'hiver lorsque l'OAT est moins élevée, des missions de renseignements, de surveillance et de reconnaissance ainsi que des missions d'escorte et d'appui-feu lorsque la mission était bien gérée), et il était utilisé avec beaucoup d'efficacité et conformément aux limites opérationnelles, dans le cadre d'opérations en Afghanistan. D'un autre côté, le transport de passagers et autres vols utilitaires dans des conditions environnementales aussi extrêmes, aux OAT et altitudes densités élevées, jumelés aux conditions très rudimentaires des surfaces non aménagées à haute élévation ou dans un environnement visuel potentiellement dégradé s'avéraient extrêmement difficiles à effectuer. Néanmoins, la chaîne de commandement s'attendait sans équivoque à ce que l'hélicoptère soit utilisé dans les limites de performances prescrites.

2.11.1.3 La 1 DAC a recours au Registre de gestion des risques liés à la navigabilité (RGRN) pour déterminer et atténuer les risques. Le RGRN-CH146 2008-001 *Combat Configuration for Afghanistan* a été diffusé le 3 mars 2008, bien avant le déploiement du CH146 et l'accident en question, pour évaluer les conséquences de l'utilisation de l'appareil aux fins d'opérations aériennes sans certains composants de l'hélicoptère. Tenant compte des conditions environnementales difficiles de l'Afghanistan, le RGRN visait à réduire la masse à vide de l'hélicoptère et adapter sa configuration pour assurer une plus grande marge de manœuvre, améliorer les chances de succès de la mission et atténuer tout effet nuisible intrinsèque de l'altitude densité. Ce RGRN initial proposait de retirer de l'appareil la trousse de survie de base, l'équipement IFR, la version papier du MVA et les feux anticollision de jour; les versions ultérieures du RGRN ont mené à la dépose des portes de soute. Le RGRN comprenait des stratégies d'atténuation comme la tenue d'opérations aériennes conformes au principe de

l'intégrité de la section (hélicoptères volant en paire), à la faveur de la nuit dans toute la mesure du possible et hors de portée des armes légères. Initialement, le RGRN n'abordait pas la question de la hausse des limites opérationnelles.

2.11.1.4 Dès octobre 2008, au niveau tactique, les premiers RGRN traitant des opérations du CH146 en Afghanistan avaient été rédigés pour déterminer et atténuer les risques associés à l'utilisation des hélicoptères, aux profils de missions de vol et à l'utilisation d'armes dans un environnement où la menace est élevée. On avait rédigé les RGRN en question, car des officiers travaillant dans des unités ont déterminé qu'il fallait définir les facteurs de risque en question et s'assurer que ces derniers étaient non seulement conformes au niveau de risque acceptable établi par les autorités de navigabilité, c'est-à-dire l'ANO et l'ANT des Forces canadiennes, mais aussi conformes à celui établi par les forces alliées de l'aviation tactique dans le théâtre. Les RGRN ainsi proposés comprenaient des questions opérationnelles comme les opérations menées dans des conditions de faible luminosité; de lutte contre des grenades propulsées par fusée, des tirs indirects ou des tirs d'armes légères; des opérations menées à altitude densité élevée ou en région montagneuse; des vols en formation comprenant différents types d'aéronefs ainsi que des opérations menées dans des BOA petites ou poussiéreuses. Des entretiens avec le personnel chargé de la navigabilité opérationnelle de la 1 DAC et un examen de son site Web et de la base de données des RGRN ont révélé que les RGRN en question n'étaient pas communiqués à la 1 DAC. Malgré la visée des RGRN proposés et les mesures d'atténuation qui avaient été déterminées, l'accident s'est produit à une altitude densité très élevée, en juillet, au milieu de la journée, avec une masse élevée de carburant et de passagers; c'est-à-dire un régime de vol à haute altitude, par temps chaud, à masse élevée.

2.11.1.5 L'enquête a révélé que la Roto 6 avait mis fin au transport des passagers dès février. Toutefois, avec l'arrivée de la Roto 7 et le début de la saison estivale, alors que, durant le mois de mai la température ne cessait de croître et que la FHC (A) tentait de régler les problèmes que cela engendrait pour le Griffon, la FHC (A) a transféré une grande partie de ses opérations de nuit, ce qui a réglé le problème en partie. Durant le mois en question, la FHC (A) a mené plusieurs opérations multinationales délibérées dans la zone de responsabilité canadienne, ce qui a permis d'effectuer la plus grande partie des vols au cours de la nuit et d'atténuer les effets de la température croissante. Cette façon de faire était également possible en raison du soutien offert à la FHC (A) par un pays allié qui assurait les capacités spécialisées nécessaires au point d'insertion ainsi que du fait qu'elle correspondait aux priorités du commandant de la FOI (Afg) à ce moment-là. Toutefois, en juin, le pays allié a réaffecté ses éléments de soutien, et on a entamé une nouvelle phase du plan de campagne qui nécessitait surtout du soutien de jour. Par conséquent, la FHC (A) a dû de nouveau transférer la plus grande partie de ses missions de vols aux opérations de jour.

2.11.1.6 La FHC (A) s'est bien adaptée à la modification du plan de campagne, et elle y a contribué considérablement, transférant ses opérations de jour. Toutefois, le transfert en question et l'accident qui s'est produit en régime de

vol à haute altitude, par temps chaud et à masse élevée a révélé un manque de communication entre les opérations courantes au niveau tactique et le niveau stratégique du commandement qui tentait d'atténuer les risques associés aux performances des CH146 évoluant dans un tel régime de vol. Pour atténuer de tels risques et les problèmes liés au matériel limité d'autodéfense ou de survie embarqué, des paramètres opérationnels particuliers avaient été déterminés durant les exposés tenus avant le déploiement en vue d'établir l'endroit, le moment et la façon dont les hélicoptères seraient utilisés. Les points pris en considération comprenaient des vols avec une réserve réduite de carburant, des vols de nuit à l'aide de NVG et l'évitement de conditions pouvant nécessiter des vols à une masse totale ou à une altitude densité élevée. Même si ces mesures d'atténuation ont été présentées pendant les exposés tenus avant le déploiement, l'enquête n'a pas pu retrouver de documentation au niveau stratégique, y compris le concept de l'opération *Athena* de la FHC (A), qui guidait la mise en œuvre de ces mesures détaillées au niveau tactique.

2.11.2 Manque de soutien aux niveaux opérationnel et stratégique

2.11.2.1 Au début du déploiement, les directives et le soutien à l'égard de certaines questions étaient souvent lacunaires ou inexistantes aux niveaux opérationnel et stratégique. Des solutions et des décisions devaient souvent être prises à très court préavis en fonction d'échéanciers serrés. Par exemple, prenons la détermination des limites d'OAT ayant une incidence sur les vols du CH146. Comme l'on prévoyait que l'OAT dépasserait les limites de fonctionnement de 45 °C (51,7 moins 2° par 1000 pieds d'altitude) du CH146 au cours d'une semaine donnée, le commandant de l'unité a signalé au commandant de l'escadre que la température pouvait avoir une incidence sur les opérations du CH146. La FHC (A) était obligée de demander du soutien à court terme au GSA pour régler le problème en question. Deux messages de la 1 DAC (UNCLAS COMD 077 et UNCLAS COMD 559) ainsi que le RGRN connexe (*RGRN-CH146-2009-12*) ont été approuvés le 19 juin 2009 par le commandant de la 1 DAC pour autoriser l'utilisation du CH146 à une température atteignant jusqu'à 5 °C de plus que la limite d'OAT maximale normale prescrite dans le cadre de conditions particulières d'atténuation des risques⁴⁷. Comme autre exemple, on a remarqué que le CH146 avait dépassé sa V[NE] à plusieurs reprises durant des missions d'escorte de l'hélicoptère Chinook. Grâce à l'appui technique du GSA, la 1 DAC a diffusé deux messages (UNCLAS COMD 556 et UNCLAS COMD 565) autorisant une augmentation de l'enveloppe de V[NE]⁴⁸. Du point de vue du personnel technique et opérationnel, beaucoup de travail et de ressources ont été mis à contribution

⁴⁷ SANS CLASS, COMD 077, COMD AUTH CH146 DEPLOYED OPS ABOVE OAT LIMIT, en date du 19 juin 2009; SANS CLASS COMD 559, POAC: CH146 DEPLOYED OPS ABOVE PUBLISHED AOI OAT LIMITS en date du 6 août 2009; RGRN-CH146-2009-12 - *Deployed Operations Beyond CH146 outside Air Temperature Limitations*.

⁴⁸ SANS CLASS COMD 556, CH146 POAC: OP ATHENA INCREASED VNE LIMITS, en date du 14 juillet 2009; SANS CLASS COMD 565, CH146 POAC: OP ATHENA INCREASED VNE LIMITS, en date du 5 juin 2009.

pour régler ces problèmes, une fois que ces derniers déterminés. Pour le personnel dans le théâtre, ces problèmes auraient dû être réglés avant le déploiement.

2.11.2.2 Des rencontres avec le personnel du GSA et des équipages navigants dans le théâtre ont permis de constater que, même si certaines limites de performances avaient été définies avant le déploiement, personne n'avait défini avec précision les défis qui y étaient associés, comme la planification des missions, les limites de vitesse en vol et de température de fonctionnement ainsi que les solutions particulières pour relever les défis en question. On ne s'attendait pas à ce que le personnel technique ou opérationnel travaillant aux échelons élevés du quartier général soit au courant, ou aurait pu prévoir, des exigences tactiques qui n'avaient jamais été signalées par la collectivité des opérations avant le déploiement. On s'attendait seulement à ce que des militaires professionnels dûment formés effectuent des opérations en respectant les limites de l'hélicoptère. Toutefois, le personnel et les ressources dans le théâtre étaient aux prises avec une cadence opérationnelle de plus en plus exigeante dans un environnement difficile et hostile. Des problèmes liés aux opérations et à l'environnement ont fait surface, comme le fait qu'on s'attende à ce que l'hélicoptère vole à des vitesses supérieures à la V[NE] pour escorter des hélicoptères Chinook ou la nécessité de voler à une température supérieure aux valeurs d'OAT ayant mené à la certification de l'hélicoptère. Comme on n'avait pas réglé certains de ces problèmes, les utilisateurs se sont trouvés dans la situation peu enviable d'avoir à réagir aux problèmes au fur et à mesure qu'ils se présentaient dans le théâtre.

2.11.2.3 Dans des circonstances normales (opérations nationales, environnements en temps de paix), des quartiers généraux des Forces canadiennes et de l'ARC aux niveaux technique, opérationnel et stratégique sont chargés d'établir des procédures de navigabilité et administratives permettant de déterminer et de régler les problèmes liés aux limites et aux défis opérationnels des aéronefs. Dans les quartiers généraux du niveau opérationnel, l'A3 Maintenance maritime et tactique (A3 Maint mar et tac), comprenant seulement cinq membres, est chargée des problèmes techniques et de maintenance relevés pour le CH146, tout comme pour l'avion CP140 Aurora, l'hélicoptère CH124 Sea King et le nouvel hélicoptère CH148 Cyclone. L'A3 Aviation tactique (A3 Avn tac) de la 1 DAC comprend seulement six membres qui sont des experts en la matière affectés à toute question d'aviation tactique des Forces canadiennes; ils relèvent du commandant de Mise sur pied de la force – Avn Tac de la 1 DAC. Leurs principales activités consistent à coordonner la gestion des normes, de la formation, du personnel et des ressources ainsi que les travaux liés à la navigabilité opérationnelle. De plus, ils offrent un soutien exhaustif par la coordination de nouveaux enjeux, comme des projets d'acquisition (hélicoptère de transport moyen à lourd [HTML] des Forces canadiennes). (Il est important de souligner que l'A3 Avn tac ne comprenait que trois membres au moment de l'opération *Athena* et qu'un major a été déployé. Le nombre de membres a grimpé à six personnes en 2011, lorsque des postes associés au projet HTML ont été créés.) Le Centre multinational d'opérations aérospatiales (CMOA) est chargé des questions d'emploi de la force, mais, une fois de plus, peu de membres travaillant pour le CMOA ont

de l'expérience du CH146. Ils devaient souvent se fier sur l'A3 Avn tac et l'A3 Maint mar et tac relativement au soutien d'emploi de la force.

2.11.2.4 Au niveau stratégique, la section technique du GSA du CH146, le DPEAG (AT et H) 6, comprend environ trente membres qui sont chargés des politiques de maintenance, du soutien en service, du soutien technique et de la navigabilité technique de la flotte d'hélicoptères CH146 Griffon. Pour ce qui est du soutien de l'emploi de la force au niveau stratégique, il y avait peu de membres dans les bureaux du Chef d'état-major de la Défense (CED), du CEMFA, de l'état-major interarmées stratégique (EMIS) ou du Commandement de la Force expéditionnaire du Canada (COMFEC) possédant de l'expérience et des connaissances précises relativement à l'hélicoptère et pouvant offrir du soutien à l'égard de questions propres à la flotte d'hélicoptères ou à son déploiement. Ils devaient également se fier sur le GSA de l'hélicoptère ou aux unités A3 de la 1 DAC pour obtenir un tel soutien.

2.11.2.5 Les membres des niveaux techniques, opérationnels et stratégiques s'efforcent d'offrir le meilleur soutien possible, selon leur sphère d'influence et leurs capacités, et ce, quelles que soient les opérations. Pour assurer un appui efficace du suivi et du soutien à la planification des opérations, il est essentiel qu'un nombre suffisant d'experts en la matière soient disponibles, prêts à participer et équipés des moyens nécessaires pour prendre les bonnes décisions à l'égard d'une plate-forme et d'une mission donnée. Compte tenu de bien réelles pénurie et réduction d'effectif à tous les échelons des quartiers généraux, il était et il sera essentiel que l'ARC s'assure que plus de temps soit consacré à la consultation des bons experts en la matière ou qu'un autre échelon d'approbation est mis en place lorsque des ambiguïtés sont présentes au moment de régler des enjeux nouveaux, comme les capacités des performances d'un aéronef avant son déploiement. En outre, un nombre suffisant d'experts en la matière doivent être disponibles pour aider à régler les questions qui sont soulevées pendant le déploiement.

2.11.2.6 La mission afghane s'est avérée le plus important déploiement international auquel l'ARC a pris part depuis plusieurs décennies. Dans le cas présent, la cadence opérationnelle et l'exigence permanente voulant que les ressources de l'aviation soient toujours disponibles pour appuyer et protéger les forces terrestres ont exercé une pression formidable sur l'escadre aérienne, afin que cette dernière veille au bon état de service et en vol continu du CH146. Les enquêteurs ont seulement pu conclure que, même si le personnel des niveaux technique, opérationnel et stratégique était formé de professionnels compétents, déterminés à appuyer les opérations, plusieurs facteurs se sont combinés pour entraver le soutien qu'ils offraient. Parmi ces facteurs, soulignons la pression associée au déploiement, les échéanciers serrés auxquels la collectivité du CH146 a dû faire face pour atteindre la capacité opérationnelle, et ce, de l'avis initial jusqu'au déploiement, les pressions opérationnelles dans le théâtre et, surtout, la pénurie de personnel possédant des compétences particulières et travaillant dans les quartiers généraux des niveaux technique, opérationnel et stratégique, comme le COMFEC, le CEMFA et les cellules de l'A3 Avn tac, de l'A3 Maint mar et tac et

du GSA du CH146, qui pouvait offrir un appui aux activités d'emploi de la force des Forces canadiennes et de l'ARC.

2.11.3 Énoncé sur l'utilisation envisagée du CH146

2.11.3.1 En général, l'EUE est un document de planification de haut niveau, habituellement utilisé durant la phase d'acquisition d'un grand projet ou d'une capacité. Dans le cas présent, l'EUE du CH146 donne des précisions sur la façon dont les Forces canadiennes envisagent d'utiliser le CH146 Griffon, et il sert de fondement à une analyse et à un développement continu. Il est considéré comme un document évolutif, et il fera l'objet de modifications durant la vie en service du CH146. La version 1.0 de l'EUE, en date du 19 septembre 2008, indiquait que le document avait été créé bien après l'acquisition du CH146. L'EUE du CH146 mentionnait que la limite d'altitude densité pour une masse brute maximale de 11 900 lb était de 4000 pieds et que l'utilisation de l'appareil jusqu'à une altitude densité de 14 000 pieds était possible si la masse était inférieure à 11 900 lb. Un RGRN, *RARM - CH146 2008-001 Combat Configuration for Afghanistan*, a été créé afin d'offrir une solution à court terme pour réduire la masse totale du CH146 et adopter une configuration de combat. L'élaboration d'une solution à long terme en vue d'augmenter l'enveloppe de l'altitude densité pour toutes les masses totales au décollage nécessaires aux opérations commandait un examen des limites environnementales stipulées dans l'EUE et des secteurs d'opération prévus pour le CH146. Des données antérieures sur l'environnement et les conditions météorologiques en Afghanistan auraient dû être prises en considération avant le déploiement du CH146. L'Armée canadienne était déjà en Afghanistan depuis un certain temps, et une importante quantité de données environnementales et météorologiques étaient disponibles pour bien évaluer les performances du CH146 dans l'environnement en question. Toutefois, malgré la collecte de ces données et les efforts déployés pour améliorer les performances du CH146 et élargir la portée de son enveloppe opérationnelle au moyen de nombreux RGRN et autorisations de navigabilité opérationnelle provisoire (ANOP) produits par l'ANO et l'ANT, rien ne visait tout particulièrement l'amélioration des performances du CH146 dans un environnement d'altitude densité élevée. Ni la solution technique à long terme voulant accroître l'enveloppe d'altitude densité des vols à masse totale ni les limites environnementales mentionnées dans l'EUE n'ont été étudiées, modifiées ou améliorées. Le fait que des exigences futures potentielles étaient soulignées de façon très générale ne prescrivait à aucune des organisations concernées de prendre des mesures pour accroître l'enveloppe des performances ni définir les conditions particulières de vol en Afghanistan. Même si le document en question avait été utilisé et élaboré de façon à communiquer un mandat précis, il aurait tout de même nécessité plus de détails sur les rôles et les profils exacts de la mission⁴⁹. En outre, si une telle exigence avait été officiellement attribuée au GSA du CH146, le GSA et le constructeur auraient pu se pencher sur le problème en

⁴⁹ On doit souligner que l'exigence visant à utiliser l'appareil à une masse maximale jusqu'à une altitude-pressure de 4000 pieds à 35 °C (altitude densité de 7000 pieds) a été satisfaite par l'élaboration du supplément MB-Z60 en vol EES, diffusé après l'accident.

vue de le régler. Néanmoins, l'enquête a révélé que la question d'une solution à long terme visant à accroître l'enveloppe d'altitude densité des vols à masse totale n'avait pas été réglée.

2.11.4 Des problèmes comme le dépassement des limites d'OAT, de la V[NE] et d'ITT ont été cernés par le personnel dans le théâtre et soulevés par le personnel du GSA ou dans le cadre de cette enquête liée à la sécurité des vols, et les problèmes en question ont finalement été réglés avec l'appui du personnel technique et opérationnel des Forces canadiennes. Les enquêteurs n'ont pas pu déterminer les raisons pour lesquelles des questions environnementales et opérationnelles, comme l'augmentation des limites d'OAT et de V[NE] nécessaires aux opérations lors de missions d'accompagnement du Chinook, n'avaient pas été réglées avant le déploiement. Bien que la modification de l'EUE aurait pu être un simple oubli, de telles questions touchant ou limitant les performances et les vols du CH146 auraient dû être étudiées et réglées avant son déploiement en Afghanistan. Les enquêteurs ont constaté que la pénurie de personnel au niveau d'importants quartiers généraux technique, opérationnel et stratégique a contribué au manque de soutien offert par les quartiers généraux supérieurs sur le plan du suivi et de la planification, durant les phases de préparation et de planification du déploiement du CH146 en Afghanistan.

3 CONCLUSIONS

3.1 Faits établis

Nota : toutes les constatations comprennent un renvoi aux paragraphes concernés de la Section 1, de la Section 2 ou des annexes du présent rapport.

Constatations relatives à l'accident en question

3.1.1 Les compétences de l'équipage étaient à jour. Celui-ci était qualifié, possédait les certificats médicaux prescrits, et il avait reçu les autorisations nécessaires pour effectuer la mission en question (1.5.1, 1.13.1).

3.1.2 Prévoyant la formation d'un nuage de poussière et la nécessité d'utiliser une puissance élevée, l'équipage de l'hélicoptère accidenté a convenu d'exécuter un décollage en se conformant à une procédure MPTO suivie d'une ITO (1.1.3, 2.6.1, 2.6.2).

3.1.3 Durant le décollage, la formation d'un important nuage de poussière a contribué à l'environnement visuel dégradé qui a grandement nui à la capacité du pilote aux commandes et du mécanicien de bord à détecter la dérive et, en définitive, à la capacité du pilote aux commandes à corriger la dérive non intentionnelle ainsi qu'à voir et à éviter le mur (1.1.4, 2.1.3.2, 2.1.4).

3.1.4 Le pilote aux commandes a perdu sa connaissance de la situation pendant le décollage parce qu'il a rapidement changé son centre d'intérêt de nombreuses fois durant les dix secondes qui ont précédé l'impact, alors qu'il tentait de stabiliser l'hélicoptère et d'effectuer une montée (2.3.1.1, 2.3.1.2, 2.3.3, 2.7.6).

3.1.5 Pendant le décollage, alors qu'il contre-vérfiait l'indicateur d'ITT, le pilote aux commandes a perdu ses repères visuels à cause du nuage de poussière (1.1.4, 2.3.1.1, 2.3.2.4).

3.1.6 Pendant le décollage, alors qu'il contre-vérfiait l'indicateur d'ITT, le pilote aux commandes a réduit la puissance, ce qui a freiné le moment de montée de l'hélicoptère, et il a sollicité par mégarde le manche cyclique vers la droite, ce qui a accentué la dérive vers la droite (2.3.1.1, 2.7.2, 2.7.5, 2.7.7, 2.7.8, 2.7.9).

3.1.7 Le pilote aux commandes a utilisé la procédure que recommande le MMO, laquelle consiste à régler l'assiette au pas nul sur l'ADI, ce qui a accentué le déplacement vers l'avant et le mouvement non intentionnel vers la droite, et entraîné l'hélicoptère dans un déplacement vers l'avant et une dérive vers la droite (2.6.5, 2.7.2, 2.7.8).

3.1.8 La collision entre l'hélicoptère et le mur s'est produite dans une position comprise entre une heure et deux heures par rapport à l'appareil; l'hélicoptère a fait un mouvement de lacet vers la gauche, puis il a brusquement basculé sur son côté droit et immédiatement pris feu (1.1.4, 1.3.1, 1.12.1, 1.14.1.1, 2.4.3).

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

3.1.9 En tout, le vol a duré à peine dix secondes, du moment où les patins ont quitté le sol à l'impact (2.3.1.1).

3.1.10 L'incendie s'est propagé rapidement et il a empêché les pilotes de porter secours au personnel qui était resté coincé à l'intérieur dans la partie arrière de la cabine (1.1.5, 1.14.1.1, 1.15.4.1, 2.4.3).

3.1.11 La liste de vérifications en cas d'incendie moteur et les procédures d'évacuation d'urgence au sol avaient bien été mémorisées, mais il est probable que les mesures à prendre aient été tout simplement omises en raison de la situation tendue qui portait à confusion (1.6.7.1, 2.4.2).

3.1.12 Une combinaison des blessures subies à l'impact, d'obstacles physiques ou de contraintes à l'évacuation ainsi que la fumée et les émanations créées par l'important incendie qui a suivi l'écrasement ont nui à l'évacuation des membres qui sont décédés de leurs blessures (1.13.5.1, 2.5.1, 2.5.5, 2.5.6, 2.5.7).

3.1.13 Il était possible de survivre aux forces de l'impact. Les décès sont directement liés à l'incendie qui a suivi l'écrasement (1.13.5.1).

3.1.14 L'hélicoptère a subi des dommages de catégorie A, et il a été détruit (1.3.1).

Constatations relatives à la BOA où s'est produit l'accident

3.1.15 Aucune norme n'était publiée sur la lutte contre la poussière ou sur la lutte contre les incendies dans le théâtre des opérations en Afghanistan. La BOA où a eu lieu l'accident en question ne relevait pas du commandement canadien; elle était considérée comme rudimentaire, et on n'y trouvait aucune mesure de lutte contre la poussière ou contre les incendies (1.10.3, 1.10.4, 2.1.2.1).

3.1.16 Même si certains pays avaient mis en œuvre des mesures d'atténuation des risques liés aux vols d'hélicoptères dans les BOA, en fonction de critères de lutte contre la poussière et les incendies, la formation et les consignes de vol de la FHC (A) ne mentionnaient rien à ce sujet (2.1.2.2).

3.1.17 La sélection d'une autre zone d'atterrissage dans la BOA n'a eu aucune conséquence sur la formation ou l'importance du nuage de poussière. Toutefois, l'absence de moyens de lutte contre la poussière et les mauvaises conditions attribuables au sable se sont combinées pour créer un environnement visuel dégradé qui a masqué les repères visuels de l'équipage navigant (2.1.3.2, 2.1.4).

Constatations relatives à la formation de l'équipage navigant

3.1.18 Aucune formation officielle ni spécialisée de la 3EPFC ou de l'ARC n'aborde la question des vols d'hélicoptère dans un environnement visuel dégradé, comme dans un voile blanc/un nuage de neige ou un voile brun/un nuage de poussière (1.5.3).

3.1.19 Dans le théâtre, les compétences nécessaires à un atterrissage dans un voile brun faisaient l'objet d'une vérification tous les 30 jours. Toutefois, aucune exigence de vérification des compétences n'était prescrite pour les décollages dans un voile brun ou les décollages commandant l'utilisation d'une procédure MPTO ou ITO (1.5.4, 1.5.5).

3.1.20 L'enquête a permis de déterminer que la formation offerte au pilote aux commandes pour piloter dans un nuage de poussière/un nuage de neige et un environnement visuel dégradé était insuffisante, et que la formation en question ne lui avait pas permis de bien gérer l'environnement visuel dégradé auquel il avait dû faire face pendant le vol de l'hélicoptère accidenté (1.5.3, 1.5.4, 1.5.5, 2.3.2.1).

3.1.21 L'enquête a permis de déterminer que la formation au pilotage dans des phénomènes obscurcissants, qui est offerte aux pilotes d'hélicoptère des Forces canadiennes et tout particulièrement aux équipages navigants des CH146, devrait être améliorée (2.3.2.1).

Constatations relatives au HUD de jour, aux dispositifs de retenue et au matériel ESA

3.1.22 L'équipage navigant de l'hélicoptère accidenté n'utilisait pas le HUD de jour. Une telle façon de faire avait été approuvée par le commandant, et elle était devenue une pratique courante dans le théâtre (2.2.2, 2.2.4).

3.1.23 Le HUD du CH146 n'est pas certifié comme instrument de vol principal (2.2.3).

3.1.24 Le vecteur de dérive du HUD de jour aurait seulement offert au pilote aux commandes une autre source de renseignement sur la dérive, ainsi que confirmé de nouveau la direction et la vitesse de la dérive. On ne sait pas si de tels renseignements auraient aidé le pilote aux commandes à reconnaître, à réduire ou à corriger la dérive (2.2.4, 2.2.5).

3.1.25 Les mécaniciens de bord et les mitrailleurs de sabord utilisaient un prototype de harnais de retenue d'aviation tactique Mk I, et certains de ces dispositifs, en raison de leur quantité limitée, n'étaient pas bien ajustés ou ne pouvaient pas être bien ajustés ni raccourcis de manière à ce que la longueur du câble empêche tout le corps de l'utilisateur d'être projeté à l'extérieur de la porte ouverte (1.15.3.4, 2.5.2).

3.1.26 En raison des dommages causés par le feu aux prototypes en question, de leur distribution aléatoire et du manque de documentation officielle à leur égard, l'enquête n'a pas permis de déterminer si les harnais avaient été bien ajustés, ni les points d'ancrage qui avaient été utilisés (2.5.3).

3.1.27 Aucune politique ni procédure n'indiquait les points d'ancrage du câble du harnais que les mécaniciens de bord et les mitrailleurs de sabord devaient utiliser en vol (2.5.3).

3.1.28 Les passagers ne se trouvaient pas assis en toute sécurité dans un siège approuvé, ni attachés au moyen de ceintures de sécurité approuvées (1.15.1.1, 2.5.7).

3.1.29 Dans le nuage de poussière en question, le mécanicien de bord aurait eu beaucoup de difficulté à voir ses repères et à communiquer tout renseignement à l'égard de la dérive et des obstacles (2.1.3.4).

Constatations relatives aux instruments de vol et aux systèmes du CH146

3.1.30 Des systèmes technologiques permettant de voir ou de pénétrer au travers d'un voile brun ou de systèmes utilisant des symboles ou un affichage sensoriel à l'atterrissage n'ont pas encore été mis assez au point pour être utilisés à des fins opérationnelles. Aucun des hélicoptères des Forces canadiennes, dont le CH146, n'est équipé de tels systèmes pour effectuer des vols en toute sécurité sous la V_{MINI} dans un environnement visuel dégradé (1.6.4.7).

3.1.31 L'hélicoptère ne possède pas en soi les caractéristiques de stabilité, les instruments évolués ni les bons repères de connaissance de la situation qui lui permettent de voler en toute sécurité dans un environnement visuel dégradé sous la V_{MINI} (1.6.4.7, 1.18.2.3, 2.6.4).

3.1.32 Le CH146 n'est pas équipé d'un écran intégré d'affichage de la puissance indiquant une première limite ou une vue d'ensemble de la puissance restante en fonction de cette première limite (2.9.3.2).

Constatations relatives au MMO

3.1.33 Le MMO prescrivait au pilote aux commandes et au mécanicien de bord d'informer l'équipage navigant de toute perte de repères au sol à l'approche ou à l'atterrissage. Toutefois, cette directive n'était pas indiquée dans la tâche de décollage/mise en palier dans des conditions VMC (1.18.4.3).

3.1.34 La Modification 3 du MMO traitant des opérations dans le désert indiquait qu'il fallait utiliser la procédure ITO pendant un décollage dans un phénomène obscurcissant et que les pilotes ne devaient pas tenter une procédure MPTO si une interruption du décollage était probable. En outre, le MMO proposait de tenter de tels décollages uniquement si la masse de l'appareil se trouvait dans les limites précisées dans le graphique des performances en vol stationnaire HES et le graphique d'azimuts de vent pertinent (1.18.4.6, 2.6.2).

3.1.35 L'enquête a permis d'établir que l'exécution d'une combinaison de manœuvres MPTO modifiées pour passer à une procédure ITO était un plan logique pour l'équipage compte tenu des conditions présentes ce jour-là. Toutefois, il ne s'agissait pas d'une procédure approuvée, et elle aurait alourdi la charge de travail du pilote, ce qui aurait contribué à accroître la probabilité d'une perte de connaissance de la situation (2.6.2).

3.1.36 La Modification 3 du MMO mentionnait seulement une assiette au pas nul dans le cadre de la procédure ITO, et elle ne donnait aucune directive sur l'assiette en roulis souhaitée. La directive indiquée dans la section du MMO portant sur la procédure ITO et l'interprétation de l'équipage navigant relativement à l'alignement des barres de l'indicateur d'assiette ainsi que l'application de la technique en question ont non seulement engendré un déplacement intentionnel vers l'avant, mais aussi une dérive non voulue et non intentionnelle vers la droite (2.6.3, 2.6.5, 2.6.6, 2.7.8).

3.1.37 Le MMO donne des directives particulières sur les messages annonçant le réglage de la puissance de couple sur le mât au décollage, mais aucune directive concernant de telles annonces n'était comprise dans la partie traitant des limites d'ITT (1.18.4.2, 2.9.3.2).

3.1.38 Les renseignements sur l'utilisation du HUD se contredisent dans le MMO, comme au paragraphe 7, traitant des points à prendre en considération, de la tâche 114 qui donne les procédures IIMC à suivre, ainsi qu'au paragraphe 37 de la tâche 106, qui traite de l'exécution d'approche/d'atterrissage dans des conditions de vol à vue lors d'opérations dans le désert (2.2.3).

Constatations relatives au MVA

3.1.39 Les graphiques relatifs aux limites et aux performances du MVA contenaient des divergences et des erreurs, ce qui semait la confusion et communiquait des renseignements inexacts à propos du fonctionnement de l'hélicoptère et de la planification du vol (1.16.2.1, annexe G).

3.1.40 La formation donnée aux équipages navigants relativement au calcul des performances des aéronefs comprenait des divergences et des erreurs concernant la façon d'utiliser les graphiques du MVA, ce qui menait au calcul de performances erronées et inexacts au moment de la planification d'un vol (2.8.5.1).

3.1.41 L'enquête a permis d'établir que la façon de calculer les données des performances en vue d'une mission était mal comprise et qu'aucun processus clair n'était en place à cet effet dans le MVA ou dans tout autre manuel d'exploitation du CH146 (2.8.1.3, 2.8.2.1, 2.8.5.1).

3.1.42 Les enquêteurs ont constaté de la confusion et un manque de compréhension de la part des collectivités techniques et opérationnelles concernant les divers graphiques figurant dans le MVA du CH146. Les connaissances nécessaires à l'utilisation des graphiques des performances du MVA du CH146 étaient faibles, ce qui risquait grandement de mener au calcul de performances erronées et inexacts (2.8.2.1, 2.8.2.2, 2.8.2.3, 2.8.5.1).

3.1.43 Plusieurs membres d'équipages navigants interrogés dans le cadre de la présente enquête utilisent souvent de mauvaises méthodes de calcul, car ils se servent à tort du graphique WAT du MVA, **figure 1-1A** (ou le graphique WAT

semblable de la **figure 8-13**) comme principale référence pour la planification d'une mission. Nombre d'entre eux n'avaient pas l'habitude de vérifier les bons graphiques pour calculer les performances de l'hélicoptère et ainsi déterminer s'ils disposaient d'une marge de puissance suffisante pour mener leur mission (2.8.2.3, 2.8.4.1, 2.8.5.2, 2.8.5.5, 2.8.6).

3.1.44 La collectivité des équipages navigants du CH146 doutait de l'exactitude des données figurant dans les graphiques des performances du MVA. Cette situation a également poussé les équipages navigants du CH146 à remettre en question la validité des graphiques et à minimiser l'importance d'un calcul détaillé des performances, ce qui a mené à une utilisation limitée, et parfois même mauvaise, des graphiques dans la planification des vols (2.8.4.1).

Constatations relatives à l'ITT

3.1.45 En Afghanistan, de décembre 2008 à novembre 2009, les données enregistrées par les HUMS des CH146 font état de 1120 dépassements d'ITT au cours desquels l'ITT se trouvait entre 810 °C et 940 °C pendant plus de cinq secondes (1.11.2.2, 2.9.1).

3.1.46 Plusieurs membres d'équipages navigants choisissaient d'ignorer régulièrement la limite qui avait été établie à 810 °C, avec une pointe temporaire de cinq secondes à 940 °C, et ils n'hésitaient pas à dépasser régulièrement les limites publiées (2.9.3.1).

3.1.47 Le HUMS de l'hélicoptère n° 2 a enregistré des dépassements d'ITT supérieurs à 810 °C pendant plus de cinq secondes pour les deux moteurs pendant les décollages de la BOA du matin et de l'après-midi (1.11.2.1, 2.7.11).

3.1.48 Les dépassements d'ITT se sont donc poursuivis sans que les autorités chargées de la maintenance, des opérations ou de la sécurité des vols soient au courant de la situation ou assurent un suivi à cet égard (2.9.2.1).

3.1.49 Les enquêteurs ont constaté une certaine confusion au sein des collectivités des équipages navigants et de la maintenance pour ce qui est de comprendre les différences entre les limites opérationnelles, les limites de maintenance et les effets potentiellement néfastes sur la durée de vie utile des composants de l'hélicoptère, lorsque les limites en question étaient dépassées (2.9.2.1, 2.9.3.1, 2.9.4).

Constatations relatives au calcul des performances

3.1.50 Les équipages de la Roto 6 avaient élaboré une matrice des performances, mais ce graphique non officiel n'avait pas été validé comme il se doit ni approuvé par l'ANO ou l'ANT. La Roto 7 n'a pas utilisé le graphique en question (1.17.3.2).

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

3.1.51 On a estimé que la masse de l'hélicoptère accidenté était de 300 à 500 lb de plus que celle de l'hélicoptère n° 2 (1.6.6.1).

3.1.52 La procédure ITO prescrit une capacité de vol stationnaire à une hauteur de 23 pieds, ce qui commande des calculs des performances HES. L'hélicoptère accidenté était en surcharge de 460 lb si l'on se fie aux graphiques WAT, de 1520 lb si l'on consulte le graphique des performances en vol stationnaire HES disponible au moment de l'accident et de 1720 lb selon les graphiques révisés, fournis par le CETA (1.6.6.1, 2.8.6, 2.10.5.1).

3.1.53 L'équipage navigant de l'hélicoptère n° 2 a tenté et réussi la même procédure de décollage que l'équipage de l'hélicoptère accidenté. Il a aussi perdu ses repères visuels, mais il a augmenté sa puissance de manière plus graduelle et uniforme; il a appliqué une puissance sans interruption et sans limite durant le décollage (2.7.1, 2.7.12).

3.1.54 Les équipages navigants des deux hélicoptères ont tenté leur décollage sans avoir vérifié les bons graphiques des performances ni vérifié les marges de puissance; ils ne savaient pas que la puissance disponible était insuffisante pour effectuer un décollage HES sans dépasser les limites d'ITT (2.8.5.5, 2.8.6, 2.10.6).

3.1.55 L'hélicoptère accidenté et l'hélicoptère n° 2 fonctionnaient en puissance déficitaire selon la courbe de puissance, et ils ont dépassé les limites d'ITT durant leur décollage de la BOA. Ils se trouvaient tous les deux en surcharge; ni l'un ni l'autre des appareils n'avait suffisamment de puissance disponible pour tenter un décollage HES, compte tenu de leur masse (2.10.2.2, 2.10.4.2, 2.10.5.2, 2.10.6).

3.1.56 Un examen des manuels de vol du CH146 a révélé peu de directives permettant de confirmer la validité de la mission ou d'étayer son rejet à partir des calculs des performances, mais la réglementation aéronautique de l'ARC confère aux commandants de bord l'autorité dont ils ont besoin pour accepter ou refuser une mission (2.10.5.2).

3.1.57 Un examen de l'EUE du CH146 a révélé que, compte tenu des conditions environnementales le jour de l'accident, l'hélicoptère accidenté était en mesure d'effectuer un vol stationnaire EES, mais non un vol stationnaire HES. L'enquête a également permis d'établir que la question d'une solution à long terme, visant à augmenter l'enveloppe de l'altitude densité à une masse totale figurant dans l'EUE du CH146, n'avait pas été réglée (1.17.2.1, 2.11.3.1).

Constatations relatives aux Forces canadiennes et à l'ARC

3.1.58 Dans ses rapports, le CETA a conclu que les essais du constructeur BHTC ne comprenaient aucune vérification des exigences propres aux missions militaires prévues. Par conséquent, la pertinence du CH146 comme hélicoptère utilitaire de transport tactique à l'appui des forces terrestres ou en tant

qu'hélicoptère de soutien au combat à l'appui de la force terrestre n'avait jamais été évaluée (2.8.1.1).

3.1.59 Les graphiques des performances propres au CH146 n'ont jamais fait l'objet d'une validation indépendante par le CETA. Les Forces canadiennes ont accepté les graphiques de la version civile du Bell 412 comme graphiques des performances pour le CH146 Griffon (2.8.1.2).

3.1.60 Les exposés tenus en vue de décider du déploiement du CH146 portaient surtout sur les capacités de l'appareil en matière d'autonomie et de charge. Les données limitées sur les performances du CH146 qui y ont été présentées étaient uniquement fondées sur le graphique WAT de la **figure 8-11** (2.11.1.2).

3.1.61 Malgré les défis associés à son fonctionnement dans des conditions d'OAT et d'altitude densité élevées, le Griffon répondait aux besoins et était utilisé efficacement dans les limites opérationnelles prescrites pour mener à bien certaines missions bien précises en Afghanistan (2.11.1.2).

3.1.62 La chaîne de commandement de l'ARC, y compris les autorités opérationnelles et techniques, s'attendait sans équivoque à ce que les hélicoptères soient utilisés conformément aux limites précisées dans les manuels de vol de l'aéronef (1.17.1.2, 2.11.1.1).

3.1.63 Pour atténuer les risques associés aux performances du CH146 évoluant dans des régimes à haute altitude, par temps chaud et à masse élevée, ainsi que les problèmes liés au matériel limité d'autodéfense ou de survie embarqué, des paramètres opérationnels particuliers avaient été définis dans le cadre des exposés tenus avant le déploiement, afin de déterminer l'endroit, le moment et la façon dont les hélicoptères seraient utilisés. Toutefois, aucune documentation de niveau stratégique servant à guider la mise en œuvre de ces mesures détaillées au niveau tactique en Afghanistan n'a été retrouvée. L'enquête a cerné un manque de communication entre les opérations courantes au niveau tactique et le niveau stratégique du commandement, dont l'intention était d'atténuer les risques associés aux performances des CH146 évoluant dans des régimes à haute altitude, par temps chaud et à masse élevée (2.11.1.6).

3.1.64 Les enquêteurs ont relevé plusieurs facteurs qui ont nui au soutien qu'offraient les quartiers généraux supérieurs. Tout particulièrement, une pénurie de personnel dans les quartiers généraux technique, opérationnel et stratégique clés a contribué à un manque de soutien des quartiers généraux supérieurs sur le plan des suivis et de la planification durant les phases de préparation et de planification du déploiement du CH146 en Afghanistan (2.11.2.1, 2.11.2.2, 2.11.2.6, 2.11.4).

3.1.65 L'enquête a révélé que le processus MALA ne permettait pas d'étayer ni d'effectuer une bonne évaluation des conditions climatiques et, conséquemment,

des performances de l'hélicoptère pour la mission particulière à effectuer à la BOA le jour de l'accident (2.1.3.5).

3.2 Facteurs contributifs

Facteurs contributifs actifs

3.2.1 L'important nuage de poussière a contribué à la dégradation de l'environnement visuel; l'équipage navigant a perdu ses repères visuels au sol et le pilote aux commandes, sa capacité de voir et d'éviter le mur.

3.2.2 L'instabilité inhérente du CH146 en vol stationnaire et le manque d'instruments et de références favorisant une bonne connaissance de la situation en vol dans des conditions de vol aux instruments ou dans un environnement visuel dégradé sous une V_{MINI} ont contribué au déplacement vers l'avant et à la dérive non intentionnelle vers la droite.

3.2.3 Pendant le décollage, alors qu'il contre-vérifiait l'indicateur d'ITT, le pilote aux commandes a perdu ses repères visuels.

3.2.4 Le pilote aux commandes a subi une perte de connaissance de la situation, car il a rapidement changé son centre d'intérêt à plusieurs reprises pendant le décollage.

3.2.5 Pendant le décollage, alors qu'il contre-vérifiait l'indicateur d'ITT, le pilote aux commandes a réduit la puissance, ce qui a atténué le moment de montée de l'hélicoptère, et il a poussé le manche cyclique vers la droite par mégarde, ce qui a accentué la dérive vers la droite.

3.2.6 La technique de l'alignement des barres de l'ADI ou de l'assiette au pas nul indiquée dans la procédure ITO du MMO a accentué le déplacement vers l'avant et la dérive non intentionnelle vers la droite.

3.2.7 La masse totale au décollage de l'hélicoptère accidenté était supérieure aux limites de l'appareil, compte tenu des conditions environnementales.

Facteurs contributifs latents

3.2.8 L'équipage n'a pas suivi une procédure normalisée en combinant les procédures MPTO et ITO. Même s'il s'agissait d'un plan logique à ce moment-là, il était contraire aux procédures figurant dans le MMO; un tel plan augmentait la charge de travail du pilote ainsi que les risques que l'équipage perde sa connaissance de la situation.

3.2.9 Le pilote aux commandes n'avait pas reçu une bonne formation en pilotage dans un environnement visuel dégradé ou dans des phénomènes obscurcissants.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

3.2.10 L'équipage navigant a tenté de décoller sans savoir que la marge de puissance de l'hélicoptère était insuffisante pour respecter les limites d'ITT des moteurs.

3.2.11 Les calculs de puissance et des performances n'ont pas été faits pour le décollage de la BOA; l'équipage ne s'est pas rendu compte des limites de performances importantes, et il ne s'attendait pas à faire, ni ne prévoyait effectuer, des calculs des performances pour le décollage en question, en fonction de la masse totale et des conditions environnementales.

3.2.12 Plusieurs membres d'équipages de la collectivité des CH146 se servaient à tort des graphiques WAT à titre de référence principale pour la planification d'une mission.

3.2.13 Un manque de compréhension et de confiance quant à l'exactitude des graphiques des performances du MVA ont poussé les équipages navigants du CH146 à remettre en question la validité des graphiques, et ils ont minimisé l'importance de faire des calculs détaillés des performances.

3.2.14 Des divergences et des erreurs dans les documents de référence opérationnelle et technique ont empêché l'équipage navigant d'effectuer avec précision les calculs pré-vols essentiels s'ils avaient tenté de le faire. Les équipages navigants des CH146 ne disposaient pas de suffisamment de renseignements qui expliquaient ou décrivaient la façon d'utiliser les graphiques de performances ou de déterminer les marges de puissance réelles.

3.2.15 L'utilisation du CH146 a été approuvée pour l'exécution de diverses missions dans le cadre de l'opération *Athena*, sans que des stratégies d'atténuation des risques soient élaborées et mises en œuvre pour guider certaines missions.

3.2.16 Un manque de communication était présent entre le niveau stratégique du commandement, lequel visait à atténuer les risques associés aux performances du CH146 dans des régimes de vol à haute altitude, par temps chaud et à masse élevée, et les opérations courantes au niveau tactique.

3.2.17 La pénurie de personnel dans les quartiers généraux technique, opérationnel et stratégique a mené à un manque de soutien en matière de suivi et de planification de la part des quartiers généraux supérieurs pendant les phases de préparation et de planification du déploiement du CH146 en Afghanistan.

4 MESURES DE PRÉVENTION

4.1 Mesures de prévention prises

4.1.1 L'ANT et l'ANO ont eu recours au processus de RGRN pour déterminer et gérer les risques liés à plusieurs problèmes concernant les performances du CH146, comme les limites d'OAT, les divergences entre les graphiques des performances, les facteurs de correction de la masse totale et la masse brute de vol stationnaire HES. Les RGRN du CH146 visés figurent en bas de page⁵⁰.

4.1.2 L'ANT a examiné le MVA du CH146. De nombreux graphiques des performances du MVA ont été remplacés par de nouveaux graphiques, ou ils le seront sous peu, et ceux-ci présentent avec exactitude les limites et les performances de l'hélicoptère. Le document « FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT, CH146 GRIFFON, OPERATION WITH NINE PASSENGERS OR LESS » a été diffusé (en anglais seulement) le 13 octobre 2009. La version courante a été publiée le 18 novembre 2009, et elle a été versée dans le manuel technique électronique intégré (IETM)⁵¹ le 9 juillet 2010. À long terme, l'objectif est d'examiner l'ensemble du MVA pour assurer son exactitude, son applicabilité et sa convivialité. En ce qui concerne les graphiques des plafonds de vol stationnaire, le personnel du GSA du CH146 met la touche finale à de nouveaux graphiques aux spécifications minimales pour les vols stationnaires EES et HES.

4.1.3 Les processus de l'ANT ont été modifiés depuis la publication de la Modification 2 du MVA, ce qui empêchera toute modification du MVA sans que le personnel de l'ANT et de l'ANO ne l'examine d'abord, comme il se doit. On évitera ainsi l'ajout de graphiques non approuvés et l'utilisation de ces derniers pour prévoir des performances et des limites.

4.1.4 Le personnel du DPEAG (AT et H) a développé un logiciel et élaboré des procédures permettant de prévoir avec exactitude la puissance nécessaire et la puissance disponible au décollage. Ces méthodes ont été utilisées en Afghanistan jusqu'à la fin de la mission. Compte tenu des défis liés à la certification, à la mise

⁵⁰ Les RGRN concernés sont énumérés selon leur numéro et leur titre. Ils comprennent :

- a) CH146-2010-010: CH146 Flight Manual Hover Performance Chart Discrepancies
- b) CH146-2009-020: CH146 AUW Adjustment Factors Based on Actual Engine Performance
- c) CH146-2009-019: CH146 Enhanced Maximum OGE Hover Gross Weight with Effect of Skid Height Above Ground
- d) CH146-2009-016: CH146 Roll Limit Exceedences – Deployed Operations
- e) CH146-2009-015: CH146 Flight Manual WAT/Performance Chart Discrepancies
- f) CH146-2009-014: CH146 Expansion of VNE Limitations – Deployed Operations
- g) CH146-2009-012: Deployed Operations Beyond CH146 Outside Air Temperature Limitations
- h) CH146-2009-008: CH146 Cumulative Effect of VNE Exceedences – Deployed Operations
- i) CH146-2009-003: CH146 Fatigue Life Calculations for Deployed Operations – OP Athena
- j) CH146-2008-003: CH146 Operations with Doors Opened and Pinned
- k) CH146-2008-001: CH146 Combat Configuration for Afghanistan

⁵¹ Le manuel technique électronique intégré (IETM) est la base de données électronique dans laquelle sont conservées les publications techniques du CH146.

en œuvre et à une maintenance accrue du logiciel PPI, aucune version de ce dernier ne sera créée aux fins d’opérations nationales.

4.1.5 La mise en service du harnais de retenue MK II et du mécanisme de dégagement rapide est maintenant entièrement achevée, et ceux-ci sont offerts en quantité suffisante dans toutes les tailles. Le harnais de retenue Mk 1 n’est plus en service. Le fabricant du câble de retenue s’attachant au harnais de retenue MK II a été chargé de créer une version écourtée du câble pour que le mitrailleur de sabord puisse utiliser le câble en question à bord du CH146 lorsque la mitrailleuse est posée.

4.1.6 La 1 DAC a diffusé plusieurs messages concernant les modifications de publication, les calculs de planification des performances et les plans d’atténuation relatifs au CH146. Ces messages figurent en bas de page⁵².

4.1.7 D’autres activités ayant suivi l’accident en question comprenaient la publication des modifications 4 et 5 du MMO, de même que la publication d’une toute nouvelle édition du MMO le 31 mai 2011. Les modifications touchant directement l’accident en question se trouvent dans les tâches et les chapitres (en anglais seulement) suivants :

a. Chapitre 1, coordination de l’équipage (*CREW COORDINATION*) :

⁵² Les messages de la 1 DAC comprennent :

- a) SANS CLAS, A3 APT 057, Mitigation Plan - CH146 OGE Charts - Amendment 1
- b) SANS CLAS, A3 APT 047, Immediate Mitigation Plan - CH146 OGE Charts
- c) SANS CLAS, COMD 1157, POAC CH146 – OP Athena Performance Planning – Rev 1
- d) SANS CLAS, COMD 1124, CH146 POAC – OP Athena Performance Planning
- e) SANS CLAS, COMD 625, CH146 POAC – OP Athena Performance Planning
- f) SANS CLAS, COMD 1203, OA Appr - B-GA-002-146/FP-001 Change 0 CH146 SMM
- g) SANS CLAS, COMD 594, OA Appr: C-12-146-000/MB-Z60 CH146 AOI Supplement
- h) SANS CLAS, COMD 628, Publication Amendment: CH146 Flight Manual
- i) SANS CLAS, COMD 621, OA Approval B-GA-002-146/FP-001 Change 5 CH146 SMM
- j) SANS CLAS, COMD 620, OA Approval C-12-146-000/MB-Z60 CH146 AOI Supplement
- k) SANS CLAS, COMD 1334, CH146 POAC: Rotor Track and Balance Regime – Hot and High
- l) SANS CLAS, COMD 1024, POAC CH146B Deployed Operations Configuration Rev 1
- m) SANS CLAS, COMD 565, CH146 POAC: Op Athena Increased VNE Limits
- n) SANS CLAS, COMD 556, CH146 POAC: Op Athena Increased VNE Limits
- o) SANS CLAS, COMD 559, POAC: CH146 Deployed Ops Above Published AOI OAT Limits
- p) SANS CLAS, COMD 077, Comd Auth CH146 Deployed Ops Above OAT Limit
- q) SANS CLAS, APT RDNS 034, CH146 VNE Exceedences
- r) SANS CLAS, APT RDNS 044, CH146 Doors Open Operational Restriction
- s) SANS CLAS, COMD 1061, POAC CH146B Deployed Operations Configuration
- t) SANS CLAS, COMD 616, POAC CH146B Deployed Operations Configuration
- u) SANS CLAS, COMD 652, POAC CH146B Deployed Operations Configuration
- v) SANS CLAS, COMD 154, Commander’s Authorization for Use – CH146 Combat Configuration
- w) SANS CLAS, COMD 524, Use of IR Anticolliders on CH146

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

- i. Un paragraphe traitant des collimateurs de pilotage (*HEADS-UP DISPLAY [HUD] SYSTEMS*) a été ajouté pour donner des directives sur la façon d'utiliser le HUD/visiocasque de jour ou avec des NVG dans divers environnements opérationnels.
 - ii. Un paragraphe traitant des réglages de l'ADI (*ADI SETTINGS*) a été ajouté pour donner des directives sur la façon d'utiliser l'ADI.
 - iii. Chapitre 2, tâches de l'équipage navigant (*AIRCREW TASKS*) : tâche 100, calculs de masse et de centrage de l'hélicoptère (*CALCULATE AIRCRAFT WEIGHT AND BALANCE*); le paragraphe traitant des questions environnementales à prendre en considération a été modifié pour ajouter de nouveaux facteurs dont il faut tenir compte lors de vols à haute altitude et par temps chaud. On y trouve des points sur les limites des performances (masse, puissance de couple sur le mât, ITT ou N1), la puissance disponible, la puissance nécessaire, les critères permettant d'aller de l'avant ou non et l'exigence voulant que le fonctionnement et les performances de l'hélicoptère soient surveillés tout au long du vol.
- b. Chapitre 2, tâche 101, préparation d'une fiche de planification des performances (*PREPARE A PERFORMANCE PLANNING CARD*) : la tâche en question a fait l'objet de nombreuses modifications en vue d'améliorer les calculs à effectuer en préparation d'un vol, notamment :
- i. la procédure de planification des missions servant à calculer les valeurs de puissance et de performances en vol stationnaire EES et HES (puissance disponible et puissance requise);
 - ii. le calcul de la masse maximale admissible de l'hélicoptère pour l'atterrissage à tout endroit prévu pendant la mission;
 - iii. un graphique de cheminement permettant de sélectionner les graphiques à utiliser pour calculer la masse totale maximale parmi les divers graphiques des performances figurant dans le Manuel de vol du CH146;
 - iv. des exemples de calculs des performances;
 - v. des modifications à la fiche de planification des performances du CH146 pour ajouter la puissance disponible et la puissance nécessaire en vol stationnaire EES et HES ainsi que des renseignements sur les performances nécessaires aux atterrissages lors d'escalas pendant la mission.
- c. Chapitre 2, tâche 105, exécution d'un décollage/d'une mise en palier VMC (*PERFORM VMC TAKE-OFF / LEVEL-OFF*); la tâche rend compte de

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

plusieurs modifications de procédures en vue d'améliorer les procédures MPTO et ITO :

- i. la procédure MPTO a été modifiée pour apporter des changements aux préparations avant le vol, à l'exigence ou à la faisabilité de vérification en vol stationnaire, aux facteurs de puissance et de performances (comme les limites de puissance de couple sur le mât, de N1 et d'ITT), aux vols dans un environnement visuel dégradé où il faut tenir compte du franchissement d'obstacle et d'une zone exiguë, aux procédures d'interruption de la manœuvre et aux tâches particulières qui incombent aux membres d'équipage;
 - ii. la procédure ITO comprend des précisions sur la technique, l'utilisation de l'ADI, l'utilisation du vecteur de dérive du HUD/visiocasque et l'ajout d'une mise en garde (attention) sur l'utilisation de la procédure ITO dans des zones exiguës ou à proximité d'obstacles. La mise en garde souligne également la dérive vers la droite en vol en palier;
 - iii. une marge de puissance de 5 % a été ajoutée aux valeurs du MMO pour tenir compte de la puissance supplémentaire dont l'hélicoptère a besoin pour passer au vol vers l'avant. Cet élément fait également partie du logiciel de calcul des performances que le personnel du GSA a développé.
- d. Chapitre 2, tâche 106, exécution d'une approche/d'un atterrissage VMC (*PERFORM VMC APPROACH / LANDING*); la tâche a été modifiée et on y a regroupé des renseignements sur le vol dans un environnement visuel dégradé sous les rubriques *OBSCURING PHENOMENA* (phénomènes obscurcissants) et *DESERT OPERATIONS* (opérations dans le désert).
- e. Chapitre 2, tâche 109, exécution de vols dans une zone exiguë (*PERFORM CONFINED AREA [CA] OPERATIONS*); la tâche a été modifiée pour ajouter les tâches de gestion de l'équipage à l'intention des équipages navigants de l'aviation tactique.

4.1.8 Les Consignes de vol de la 1 DAC, Volume 2, 2-007, ont été modifiées pour indiquer que tous les passagers sont tenus d'être assis dans des sièges approuvés et retenus au moyen d'une ceinture de sécurité approuvée lors de tout décollage et atterrissage.

4.1.9 L'Équipe d'évaluation et de normalisation de l'aviation tactique (EENAT) de la 1 DAC a ajouté une question en dix points à l'examen annuel avec documentation servant au renouvellement de la qualification d'une catégorie des pilotes de CH146, laquelle question traite de la planification des performances et de l'utilisation des graphiques du MVA. Le personnel des Normes corrige à 100% tous les examens.

4.1.10 Le Directeur - Besoins en ressources aériennes 9 (DBRA 9) analyse les solutions de vol dans un environnement visuel dégradé, depuis bien avant l'opération *Athena* et à la suite de deux enquêtes sur la sécurité des vols au cours desquelles il était question d'environnement visuel dégradé. Le DBRA 9 évalue que la solution (tel qu'il est mentionné dans le paragraphe 1.6.4) apportée aux vols dans un environnement visuel dégradé comprend trois éléments : des qualités de pilotage, des capteurs permettant de voir au travers d'un nuage de poussière et une symbologie améliorés. Pour améliorer les qualités de pilotage, il faut utiliser des systèmes de stabilisation sur 4-5 axes qui équipent surtout des plates-formes d'hélicoptère évoluées. Compte tenu de la plate-forme stabilisée sur 2,5 axes du Griffon, l'amélioration des qualités de pilotage nécessiterait des modifications des commandes de vol et des systèmes de navigation aussi importantes qu'une modernisation de mi-vie complète. Il est fort probable qu'un programme de modernisation aussi exhaustif ne serait jamais envisagé et que le remplacement de la plate-forme par une plus moderne serait un choix non seulement plus rentable, mais aussi plus prudent. Le domaine des capteurs permettant de voir au travers d'un nuage de poussière est toujours considéré comme étant en voie de développement et de recherche. RDDC procède au travail de développement de la symbologie, et les résultats pourraient être pris en considération pour une mise en œuvre au sein des flottes d'hélicoptères actuelles, au cours des cinq prochaines années.

4.1.11 Dans le cadre de son programme de démonstration d'une technologie de solution pour un environnement visuel dégradé pour l'aviation tactique (DVEST), RDDC a financé l'essai de nombreux systèmes de symbologie d'un voile brun intégrés au visiocasque pour améliorer le rendement des équipages navigants dans un environnement visuel dégradé. Dans le cadre du DVEST, on procèdera à l'évaluation de deux systèmes de symbologie de pointe au décollage, à l'atterrissage, en approche et en vol stationnaire. L'évaluation est également axée sur les facteurs humains inhérents aux systèmes de symbologie en question. RDDC est en voie d'établir un contrat par l'entremise du Ministère des Travaux publics et des Services gouvernementaux (TPSGC), une fois qu'un système de symbologie particulier sera choisi. On s'attend à ce que le contrat soit attribué en 2012 et à ce qu'il donne lieu à une évaluation en simulateur, à des essais en vol et à des recommandations à l'intention de DBRA 9 avant la fin de 2013. Enfin, RDDC travaille aussi, en parallèle, au développement d'un radar laser qui pourra traverser un nuage de poussière et être combiné au système de symbologie.

4.2 Mesures de prévention recommandées

4.2.1 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC, en collaboration avec l'EENAT et l'ANT, DPEAG (AT et H), devraient modifier le MVA du CH146 afin d'y ajouter des graphiques des performances du CH146 validés et exacts.

4.2.2 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC, en collaboration avec l'EENAT et l'ANT, DPEAG (AT et H), devraient modifier le MVA du CH146, et le MMO s'il y a lieu,

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

pour y ajouter des directives claires sur la bonne façon d'utiliser les graphiques des performances du CH146.

4.2.3 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC, en collaboration avec l'EENAT et l'ANT, DPEAG (AT et H), devraient modifier le MVA du CH146 afin de remanier le texte traitant des limites d'ITT du MVA pour préciser celui-ci davantage et lever toute ambiguïté.

4.2.4 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC et l'EENAT devraient se pencher sur la formation et les connaissances que le 403^e Escadron d'entraînement opérationnel d'hélicoptères communique aux équipages navigants du CH146 concernant les calculs des performances. La formation devrait donner des directives claires sur la façon d'utiliser les graphiques des performances en vue de faire les bons calculs dans diverses conditions opérationnelles et environnementales, y compris des scénarios de vols à haute altitude, par temps chaud et à masse totale élevée.

4.2.5 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC et l'EENAT devraient se pencher sur la formation et les connaissances des équipages navigants du CH146 concernant le couple de rotor de queue et la dérive vers la droite durant la procédure ITO. La procédure devrait être passée en revue de manière à ce que l'assiette de vol stationnaire d'un décollage vertical ne génère pas de dérive.

4.2.6 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC et l'EENAT devraient améliorer la formation en pilotage dans un phénomène obscurcissant offerte aux pilotes d'hélicoptères des Forces canadiennes, plus particulièrement aux équipages navigants de la 1^{re} Escadre.

4.2.7 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC et l'EENAT devraient apporter d'autres modifications au MMO, pour ajouter notamment :

- a. le suivi et l'annonce des limites d'ITT pendant les décollages;
- b. une procédure d'interruption de décollage à la procédure ITO;
- c. des directives précises sur les distances nécessaires au franchissement d'obstacles et au vol dans une zone exigüe lorsqu'une procédure ITO est envisagée;
- d. des directives sur les annonces faites par les membres d'équipage lors de la perte des repères visuels durant les étapes critiques d'un vol;
- e. des corrections aux énoncés contradictoires qui se trouvent dans le MMO relativement à l'utilisation du HUD, dans le paragraphe 7 de la tâche 114 traitant de la question de l'exécution de procédures IIMC de nuit (*Perform IIMC Procedures, Night Considerations*), et le paragraphe 37 de la tâche 106 traitant de l'exécution d'approches et d'atterrissage VMC dans le désert (*Perform VMC Approach/Landing, Desert Operations*).

4.2.8 L'ANO, A3 Avn tac de la 1 DAC et l'EENAT devraient ajouter les techniques de décollage dans un nuage de poussière, y compris les techniques MPTO et ITO, dans la formation initiale au pilotage du CH146 ainsi que dans la vérification périodique des compétences dans le cadre d'exercices ou d'opérations (au pays ou en déploiement à l'étranger) lorsque des risques d'environnement visuel dégradé sont présents.

4.2.9 L'ANT, DPEAG (AT et H), devrait continuer de développer des outils informatiques de planification des performances ou des matrices de performances aux fins de consultation rapide pour les vols du CH146 à haute altitude, par temps chaud ou à masse totale élevée, effectués au pays ou en déploiement à l'étranger.

4.2.10 L'ANT, DPEAG (AT et H), devrait modifier l'intensité lumineuse des symboles de l'écran du HUD de jour pour garantir une utilisation efficace du HUD de jour dans divers environnements opérationnels.

4.2.11 L'autorité de navigabilité, DBRA, devrait poursuivre ses recherches sur la technologie de pointe en matière de systèmes de symbologie dans un voile brun ou un nuage de poussière, afin d'améliorer les vols dans un environnement visuel dégradé et de recommander à la Force aérienne des systèmes à acquérir et à utiliser dans ses hélicoptères.

4.2.12 L'autorité de navigabilité, DBRA 9, devrait envisager une mise à niveau de la symbologie du HUD du CH146 afin de passer de la version actuelle, à deux dimensions, à une version évoluée, à trois dimensions.

4.2.13 L'autorité de navigabilité, DBRA 9, devrait ajouter aux exigences de l'hélicoptère qui remplacera le Griffon des qualités de pilotage comme une capacité de vol stationnaire automatique et des capteurs permettant de voir au travers d'un nuage de poussière.

4.2.14 L'autorité de navigabilité, DBRA 9, devrait envisager la modernisation du poste de pilotage pour y ajouter un écran intégré affichant la puissance, lequel indiquerait notamment une première limite de puissance de couple sur le mât ainsi que l'ITT. Une telle mesure pourrait offrir une vue d'ensemble de la marge de puissance restante à la première limite.

4.2.15 Le Commandement des opérations interarmées du Canada (COIC) [anciennement connu comme COMFEC], 1 DAC, devrait mettre en œuvre des critères et des normes minimales de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs ainsi que de lutte contre la poussière dans les bases d'opérations principales, les BOA et les zones d'atterrissage lors d'opérations déployées à l'étranger. Les critères en question devraient être clairement communiqués aux Forces canadiennes et aux forces alliées dès le lancement de toute mission future, et ils devraient être ajoutés aux facteurs de risque du MALA pour que la chaîne de commandement puisse prendre connaissance des risques avant d'accepter une mission particulière.

4.2.16 RDDC devrait envisager et évaluer toute autre option potentielle développée par divers groupes de la communauté internationale de l'industrie aéronautique en matière d'écrans, de capteurs et de commandes de vol pour les vols d'hélicoptères dans un environnement visuel dégradé.

4.2.17 L'autorité de navigabilité devrait envisager la mise sur pied d'équipes de planification des capacités en prévision des déploiements à grande échelle. Celles-ci pourraient comprendre des experts en la matière issus des niveaux technique, tactique, opérationnel et stratégique, qui feraient des évaluations spécialisées exhaustives des capacités de l'ARC afin de déterminer et de régler des questions au moment du déploiement de la force. Le but est aussi de s'assurer que l'objectif du commandement de niveau stratégique est bien communiqué au niveau tactique.

4.3 Autres préoccupations liées à la sécurité

4.3.1 Le présent accident et d'autres événements ont attiré l'attention du personnel de la DSV et de l'ANT sur le fait que, souvent, les hélicoptères des Forces canadiennes ne sont pas exploités conformément aux hypothèses de certification, c'est-à-dire que d'autres procédures de décollage et d'atterrissage ainsi que profils de vol sont utilisés. Les données de performances indiquées dans le MVA sont seulement valides pour des procédures particulières. Si d'autres procédures sont utilisées, les données du MVA peuvent s'avérer inexactes ou trompeuses, et les données qui seraient pertinentes ne sont pas disponibles. Les profils de vol accompagnant les données du MVA offrent souvent des marges de sécurité en cas d'événements précis. La modification des profils en question peut éliminer les marges de sécurité, ce qui entraîne un risque accru que l'on doit évaluer en fonction du contexte opérationnel. Les recommandations liées à la sécurité qui suivent ont deux objectifs : d'abord, examiner les données des performances des aéronefs pour s'assurer qu'elles s'appliquent bien aux opérations des Forces canadiennes, ensuite, éviter tout nouveau programme de certification dans le cadre duquel des MVA pourraient être élaborés à l'aide de données ne convenant pas au contexte opérationnel des Forces canadiennes et/ou en l'absence de données qui devraient en faire partie. Si de telles lacunes existent, l'ANO et l'ANT devraient obtenir puis communiquer les données pertinentes pour assurer la sécurité et l'efficacité des opérations.

4.3.2 Comme le CT146 Outlaw est un hélicoptère sous immatriculation civile et qu'il ne relève pas du Directeur général - Gestion du programme d'équipement aérospatial (DGGPEA), l'ANT devrait demander à TPSGC et à Transports Canada de communiquer avec BHTCL pour examiner la validité des graphiques de performances relatifs au CT146 Outlaw.

4.3.3 L'autorité de navigabilité devrait s'assurer que les lacunes en matière de performances associées à l'adaptation d'aéronefs civils aux fins d'exploitation par les Forces canadiennes, notamment les divergences entre les hypothèses ou normes de certification et les procédures opérationnelles des Forces canadiennes, soient étudiées et corrigées dans le cas du CH146 Griffon. Une telle mesure

devrait également être prise lors de toute acquisition future d’aéronefs, comme celle du CH148 Cyclone, du CH147F Chinook et de tout autre projet de remplacement d’aéronefs.

4.4 Commentaires du DSV

D’abord et avant tout, je tiens à rendre hommage à ceux qui ont consenti le plus grand des sacrifices pour leur pays, alors qu’ils luttèrent pour établir la paix et la stabilité en Afghanistan. Tragiquement, deux membres des Forces canadiennes et un membre de la coalition ont perdu la vie dans l’accident en question.

La décision voulant que l’on déploie le CH146 en Afghanistan n’a pas été prise à la légère, car la chaîne de commandement a analysé, évalué et finalement accepté les capacités comme les risques. De 2006 à 2008, les pertes canadiennes en Afghanistan augmentaient à un rythme que le Canada n’avait pas vu depuis la guerre de Corée. Le déploiement de l’escadre aérienne, y compris du CH146, a offert un soutien essentiel à notre force terrestre, et les missions auxquelles ont ultérieurement participé nos équipages navigants ont sauvé des vies, ce qui ne veut pas dire que, à titre d’organisation, nous n’avons pas déployé le CH146 sans commettre d’erreurs.

L’accident de CH146434 a permis de relever des faiblesses et des lacunes dans nos procédures opérationnelles et nos capacités, comme l’équipement, la formation et les procédures visant nos aéronefs et nos équipages navigants lors de l’utilisation de nos hélicoptères dans des phénomènes obscurcissants. Plus particulièrement, les autorités techniques et opérationnelles ne comprenaient pas tout à fait les graphiques de performances de l’hélicoptère, lesquels portaient à confusion et n’étaient pas conviviaux. Par conséquent, les équipages navigants du CH146 menaient leurs missions en Afghanistan en utilisant les mauvais graphiques tout en rejetant ceux qu’ils auraient du utiliser.

Plus inquiétant encore est le manque de rétroaction de ces expériences opérationnelles avec le processus de navigabilité. Lors des opérations, le personnel navigant est en mesure à prendre des décisions afin de mener à bien leur mission assignée au mieux de leurs capacités en raison de leur formation, le matériel avec lequel ils se déploient et dans les situations qu’ils rencontrent. Toutefois, lorsque des problèmes surviennent lors de l’exécution des missions, les opérateurs doivent s’adresser aux autorités de navigabilité de sorte que des évaluations des problèmes peuvent survenir. Dans ce cas, les dépassements constants par rapport au sur-couple et des températures pendant de nombreux mois auraient du être signaler aux autorités de navigabilité appropriées. Parce que cette rétroaction dans le processus de navigabilité n’a pas eu lieu, les autorités de navigabilité n’ont pas pu valider la planification et l’exécution des missions, offrir des stratégies d’atténuation, diriger des profils de mission alternatifs ou comprendre et prévoir les conséquences de l’usure accélérée du matériel. Comme l’autorité des enquêtes sur la navigabilité, je trouve cela inquiétant et un problème

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

qui doit être résolu afin que notre processus de navigabilité en sort plus fort et mieux préparé pour fonctionner dans les opérations de combat.

Pour terminer, mes commentaires ne visent aucunement à amoindrir le professionnalisme, la détermination et la bravoure exceptionnels de nos membres, qui ont effectué des missions essentielles dans des circonstances des plus exigeantes. Au contraire, ils visent plutôt à mettre en valeur que, à titre d'instrument de planification et d'évaluation des risques, le personnel chargé des opérations devrait collaborer étroitement avec l'équipe de la sécurité des vols afin d'assurer une exécution efficace de la mission dans un environnement de combat.

Yvan Choinière
Colonel
Directeur de la Sécurité des vols

Annexe A : Photos



Photo 1 – Lieu de l'accident vu du point d'impact.



Photo 2 – Mur endommagé, du côté du point d'impact.



Photo 3 – Mur endommagé montrant l’endroit où une pale du rotor principal a heurté le mur.



Photo 4 – Le CVFDR à sa réception au CNRC.



Photo 5 – Lieu de l'accident après l'évacuation des survivants.



Photo 6 – Lieu de l'accident vu du mur de sécurité.



Photo d'un nuage de poussière
généré sur le lieu de l'accident
durant l'insertion du matin

Photo 7 – Photo aérienne d'un nuage de poussière sur le lieu de l'accident.



Photo 8 – Nuage de poussière sur le lieu de l'accident, tel que vu au sol.



Photo 9 – Siège latéral à côté de la transmission, du côté du mécanicien de bord (enquêteur assis dans le siège; publication de la photo autorisée.)

Annexe B : Définitions des performances d'un aéronef

Voici une liste de définitions pertinentes au présent accident qui permettra de mieux comprendre les performances d'un aéronef :

a. Voile brun : [TRADUCTION] une condition présente au décollage ou à l'atterrissage dans un climat aride, alors que la visibilité à l'extérieur du poste de pilotage est mauvaise ou nulle, car le rotor d'un hélicoptère a provoqué une déflexion de l'air vers le bas, soulevant de la poussière ou du sable qui est ensuite entraîné par les pales du rotor. Un atterrissage ou un décollage au-dessus de la neige (voile blanc) ou de l'eau peut créer des conditions semblables. Il est bon de souligner que le voile blanc, en présence de neige, est également connu sous le nom de boule de neige, car les équipages navigants veulent établir une distinction entre cette condition particulière et le voile blanc atmosphérique causé par la formation de cirrus omnidirectionnels, de brouillard ou d'une couverture nuageuse au-dessus d'une surface nuageuse continue ou un mélange de nuages épars et d'un relief enneigé. Généralement, un environnement visuel dégradé incitera les pilotes à se fier à des instruments inadéquats dans le poste de pilotage, à des annonces faites par les autres membres d'équipage à bord et à des compétences de pilotage innées pour réussir un atterrissage dans un voile brun. Il a toujours été difficile pour les pilotes d'hélicoptères de piloter dans un environnement visuel dégradé. Depuis que l'OTAN mène des opérations dans des climats arides (comme l'Afrique et l'Afghanistan), les voiles bruns générés par des aéronefs à voilure tournante sont à l'origine d'environ 75 % des incidents que subissent les hélicoptères de la coalition⁵³.

b. Vol stationnaire en effet de sol (EES) et hors effet de sol (HES) : lorsqu'un hélicoptère est en vol stationnaire très près du sol (au plus à une distance égale à une fois le diamètre du rotor), on dit qu'il est mis en stationnaire en effet de sol (EES). En raison de la proximité immédiate du sol, la déflexion vers le bas et vers l'extérieur de l'air tend à limiter la formation d'un vortex. La partie extérieure des pales du rotor donne ainsi un meilleur rendement et réduit les turbulences de l'ensemble du système causées par l'ingestion et la recirculation des tourbillons du vortex. Par conséquent, pour un même réglage du collectif (puissance), un effet de sol permet de soulever une masse plus importante qu'un effet hors sol⁵⁴.

c. Spécifications minimales : dans le MVA, les renseignements sur les performances d'un aéronef sont fondés sur son fonctionnement aux spécifications minimales. Les moteurs donnant un rendement égal ou supérieur aux spécifications minimales sont conformes aux exigences de certification et

⁵³ Organisation du Traité de l'Atlantique Nord (OTAN), Research and Technology Organisation, (janvier 2012), RTO Technical Report TR-HFM-162, **Rotary-Wing Brownout mitigation; Technologies and Training**.

⁵⁴ Traduction de la définition donnée dans le Manual of Aerodynamics, A-12-050-001/PT-001.

sont jugés en bon état de service. Les moteurs donnant un rendement inférieur aux spécifications minimales devraient être considérés comme inutilisables; ils devraient faire l'objet de travaux de maintenance avant d'être remis en service.

d. Vérification de puissance : on a recours à une vérification de puissance pour déterminer si les moteurs posés dans l'appareil peuvent produire la puissance prévue aux spécifications minimales. Les équipages du CH146 devaient effectuer une vérification de puissance lors du premier vol de chaque jour de vol pour déterminer si les moteurs étaient en bon état de service. La vérification de puissance compare la valeur d'ITT du moteur vérifié à la valeur d'ITT calculée pour un moteur fonctionnant aux spécifications minimales. Pour une puissance de couple sur le mât, une altitude-pression et une OAT données, un moteur en bon état de service aura une valeur d'ITT égale ou inférieure à la valeur d'ITT calculée ou tirée d'un graphique. Toutefois, la vérification de puissance n'indique, ne détermine ni ne permet de calculer la marge de puissance disponible réelle. Le rendement de la plupart des hélicoptères CH146 est supérieur aux spécifications minimales.

e. Puissance requise⁵⁵ : lors du calcul de la puissance requise, il faut comprendre l'importance des courbes de la traînée totale. Dans un schéma de la traînée/vitesse, la courbe de la traînée totale représente la combinaison de la traînée induite, de la traînée parasite et de la traînée de profil⁵⁶, comme le présente l'exemple de la figure 1. À faible vitesse, la courbe de la traînée commence en un point relativement élevé, puis diminue au fur et à mesure que la vitesse augmente pour atteindre un rapport de finesse optimal (le point le plus bas de la courbe) avant de remonter alors que la vitesse augmente toujours. La puissance requise pour maintenir un vol en palier stable sans accélération est égale à la traînée totale. Ainsi, la courbe de la traînée totale peut également représenter la courbe de la puissance requise. La puissance requise à faible vitesse ou en vol stationnaire est relativement élevée. Elle diminuera comme l'hélicoptère atteint sa vitesse de finesse optimale, puis elle augmentera comme la vitesse augmente en vol vers l'avant.

⁵⁵ Traduction d'un extrait de *Power Available vs Power Required - the saga continues...*, reproduit avec l'autorisation de la School of Aviation Safety, Pensacola (Floride), rédigé par le Major David P. Lobik, instructeur de l'aérodynamique des giravions.

⁵⁶ R.W. Prouty, *Helicopter Aerodynamics Volume 1*, Eagle Eye Solutions, LLC, 2009. La puissance induite est associée à la poussée produite par le rotor. La puissance de profil est utilisée pour contrer la traînée de friction sur les pales. La puissance parasite est celle qui est nécessaire pour contrer la traînée de tous les composants de l'aéronef, sauf celle des pales de rotor.

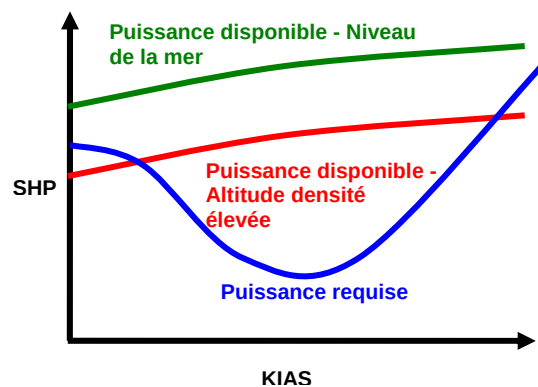
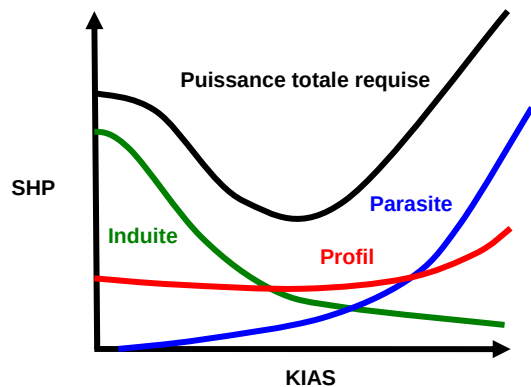


Figure 1 – Courbe de puissance requise⁵⁷ Figure 2 – Courbe de puissance disponible⁵⁸

f. Puissance disponible : pour déterminer les caractéristiques des performances d'un aéronef, il faut également tenir compte de la puissance disponible. Les hélicoptères disposent à peu près de la même puissance disponible en vol stationnaire qu'à leur vitesse maximale; c'est la puissance requise qui varie en fonction des diverses conditions de vol, du vol stationnaire au vol vers l'avant. Par conséquent, sur un schéma de la traînée/vitesse, comme celui de la figure 2, la puissance maximale disponible est représentée par une courbe relativement plate qui s'élève légèrement au-dessus de la courbe de portance/traînée/puissance requise à mesure que la vitesse augmente. La puissance disponible est la puissance maximale que peut produire l'aéronef (jumelant la puissance moteur totale à l'énergie nécessaire à d'autres systèmes comme le rotor, les pertes de l'engrenage d'entraînement des rotors principal et de queue, les pompes hydrauliques, les génératrices, etc.), et d'autres facteurs, comme la température, l'altitude densité et la masse brute ont une incidence sur elle. Au fur et à mesure que la température, l'altitude, l'altitude densité et la masse brute augmentent, la plupart des moteurs ne peuvent plus fournir toute la puissance (horsepower) nécessaire à la transmission et à d'autres composants de l'aéronef. Par conséquent, la courbe de puissance disponible de l'aéronef déviara vers le bas⁵⁹.

g. Marge de puissance : la marge de puissance représente la différence entre la puissance disponible et la puissance requise.

⁵⁷ Les schémas des figures 1, 2 et 3 sont des schémas regroupés extraits du document *Power Available vs Power Required - the saga continues...* du Major Lobnik, et ils ont été modifiés à l'aide des renseignements pris dans le document *Helicopter Aerodynamics Volume 1*, de M. Prouty.

⁵⁸ *Idem*.

⁵⁹ D.P. Lobik. Les moteurs à réaction donnent leur meilleur rendement, quel que soit le réglage du couple, si l'équilibre entre le carburant et l'air est optimal. Lorsque la densité de l'air s'affaiblit, comme dans le cas d'une altitude densité croissante, la quantité de carburant provenant des systèmes de gestion carburant diminue, ce qui limite la puissance disponible, car les moteurs à réaction fonctionnent de façon optimale lorsque le rapport air-carburant aux fins de combustion est maintenu de manière uniforme.

h. Puissance insuffisante : on établit qu’il y a un manque de puissance ou une puissance insuffisante lorsque la courbe de puissance requise est plus élevée que celle de la puissance disponible. Dans la figure 3, elle est représentée aux vitesses sous la V_{MINI} et au-dessus de la V_{MAX} (zone ombragée), comme ce serait le cas à haute altitude (ou altitude densité élevée), par temps chaud (température extérieure élevée) ou par régime de vol lourd (masse brute élevée).

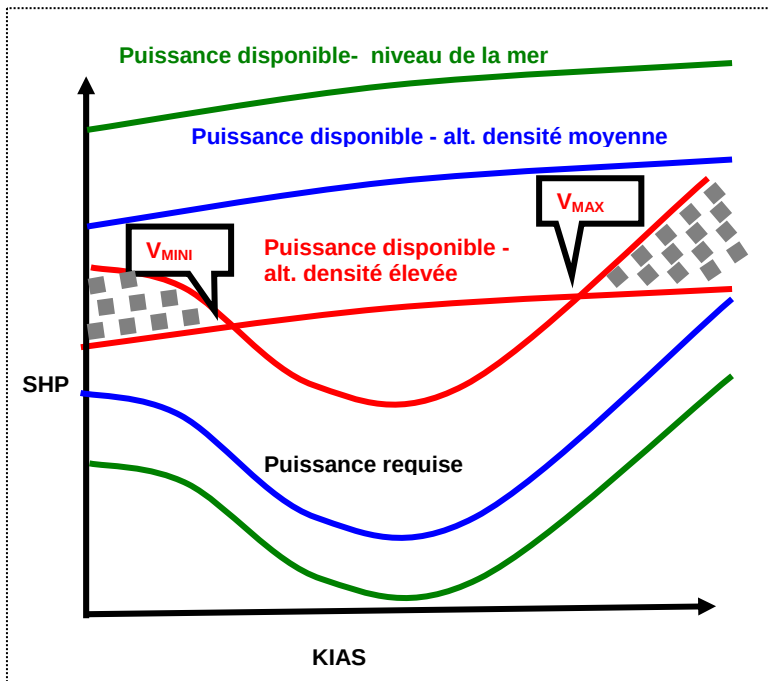


Figure 3 – Puissance insuffisante (à des vitesses dans la zone ombragée se trouvant sous la V_{MINI} et au-dessus de la V_{MAX} . Les courbes présentant les puissances disponibles au niveau de la mer ainsi qu’à une altitude densité moyenne ou élevée sont seulement présentées à titre d’exemples.)

i. Puissance ou couple sur le mât limité : en plus de la puissance de couple sur le mât, les performances du CH146 peuvent être limitées, entre autres paramètres, par l’ITT et le régime générateur de gaz (N1). Lorsque l’on établit que la puissance d’un aéronef est limitée, la puissance de couple sur le mât disponible est suffisante, mais l’appareil pourrait d’abord atteindre ses limites d’ITT ou de N1 avant celle-ci. Réciproquement, la puissance de couple sur le mât d’un hélicoptère est limitée si l’appareil atteint d’abord sa limite de puissance de couple sur le mât, avant d’atteindre ses limites d’ITT et de N1.

Annexe C : Graphiques des limites de masse, d'altitude et de température (WAT) et des plafonds de vol stationnaire

Figure 1-1 : Graphique WAT – EES

Nota : Remarquer le nota indiquant de consulter les graphiques des plafonds de vol stationnaire et la courbe limite pour garantir les performances aux spécifications minimales.

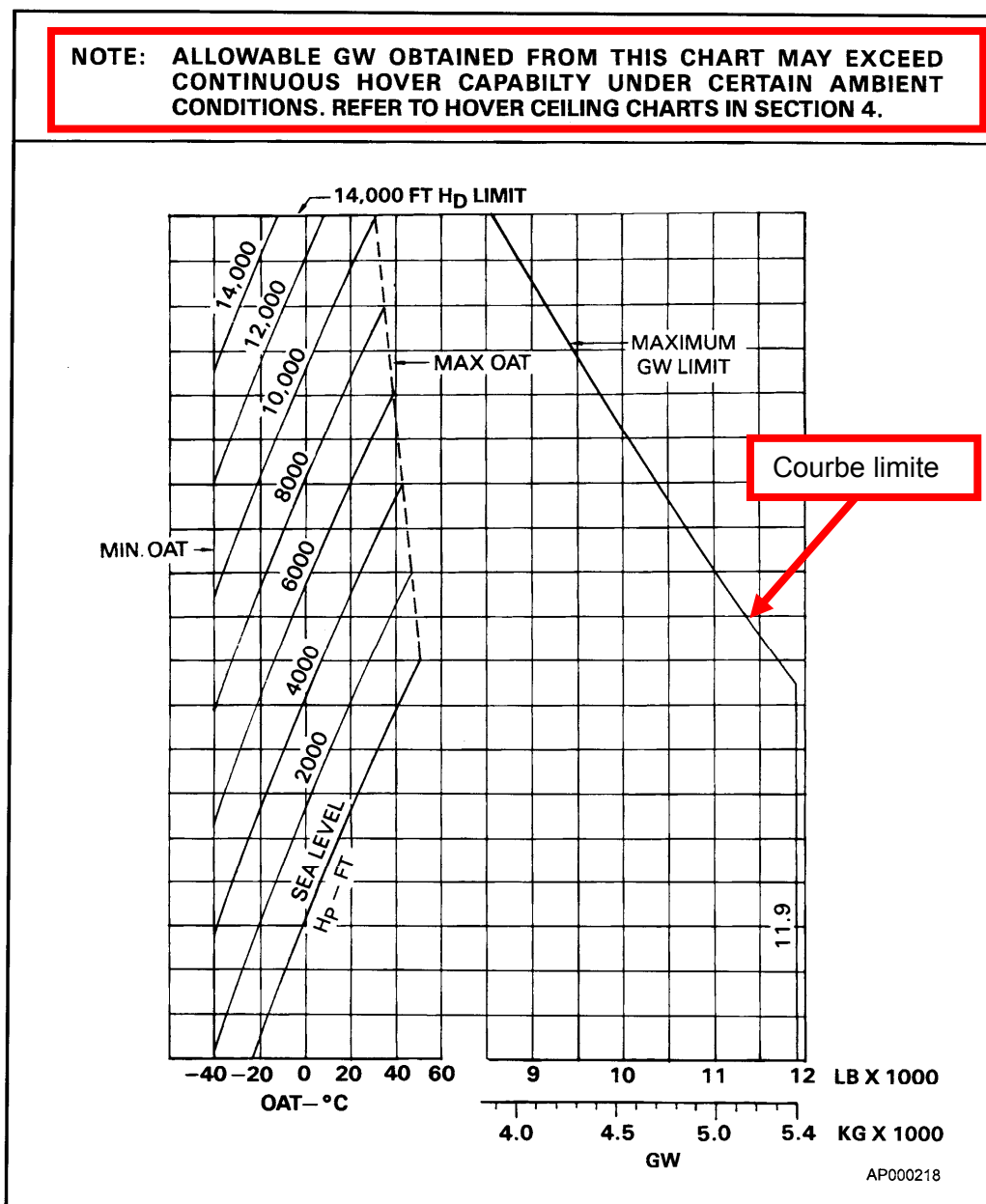


Figure 1-1. Weight-altitude-temperature limitations for takeoff, landing, and in-ground-effect maneuvers, all wind azimuths, 10 passenger or more

Figure 1-1 : Limites de masse, d'altitude et de température au décollage, à l'atterrissage et lors des manœuvres en effet de sol, pour tous les azimuts de vent, pour dix passagers ou plus. Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 1-1A : Graphique WAT – EES

Nota : La ligne rouge représente le décollage de KAF et la ligne bleue, de la BOA. Remarquer qu’aucun nota n’accompagne le graphique pour indiquer de consulter les graphiques de plafonds de vol stationnaire et qu’aucune ligne limite n’est indiquée pour garantir les performances aux spécifications minimales. Ce graphique a été supprimé depuis.

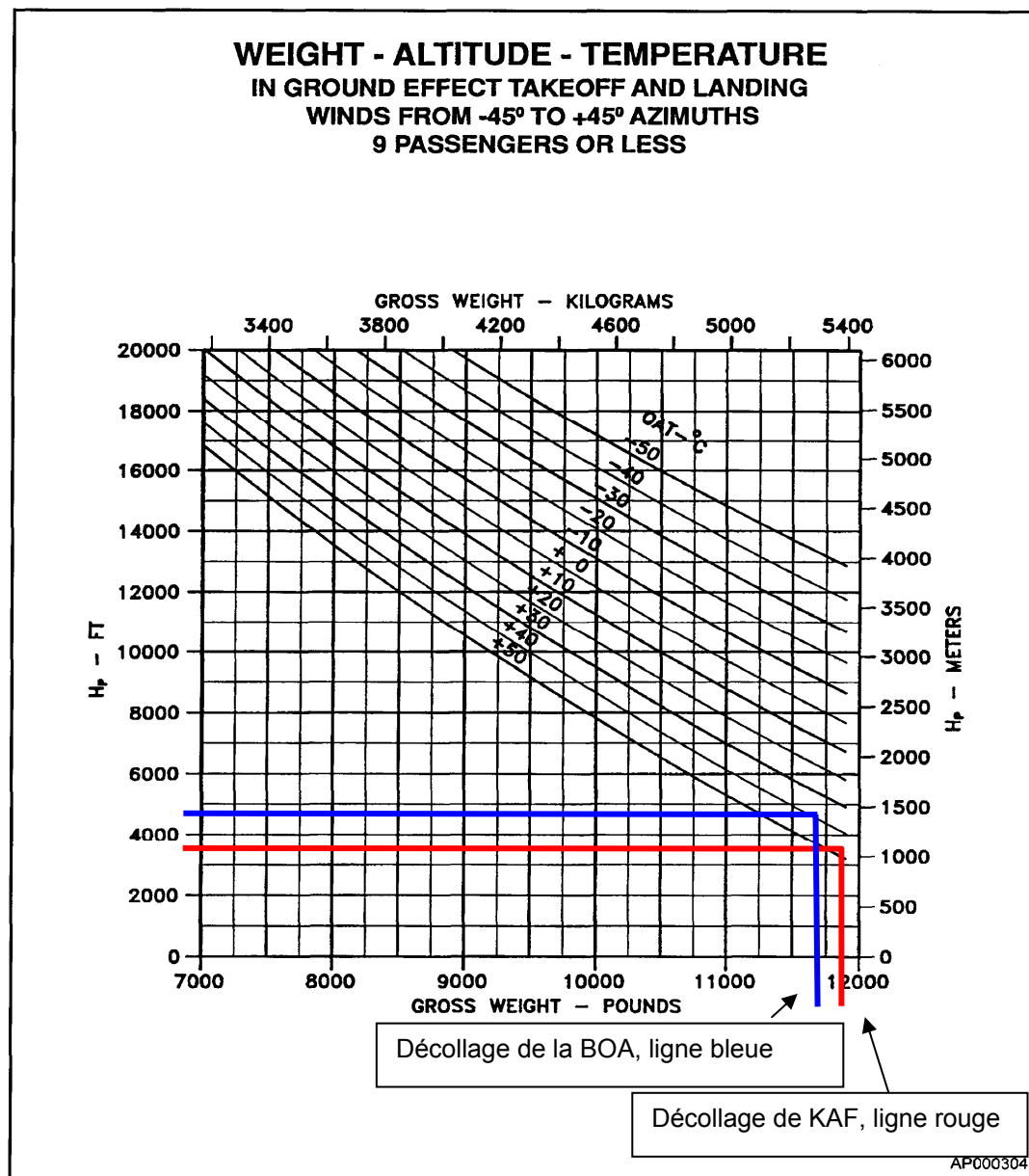


Figure 1-1A. Weight-altitude-temperature limitations for takeoff, landing, and in-ground-effect maneuvers, wind from -45° to +45° azimuths, 9 passenger or less

Figure 1-1A : Limites de masse, d’altitude et de température lors de décollages, d’atterrissages et des manœuvres en effet de sol, pour les azimuts de vent de -45 à +45°, pour neuf passagers ou moins.

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 8-12 : Graphique WAT – HES

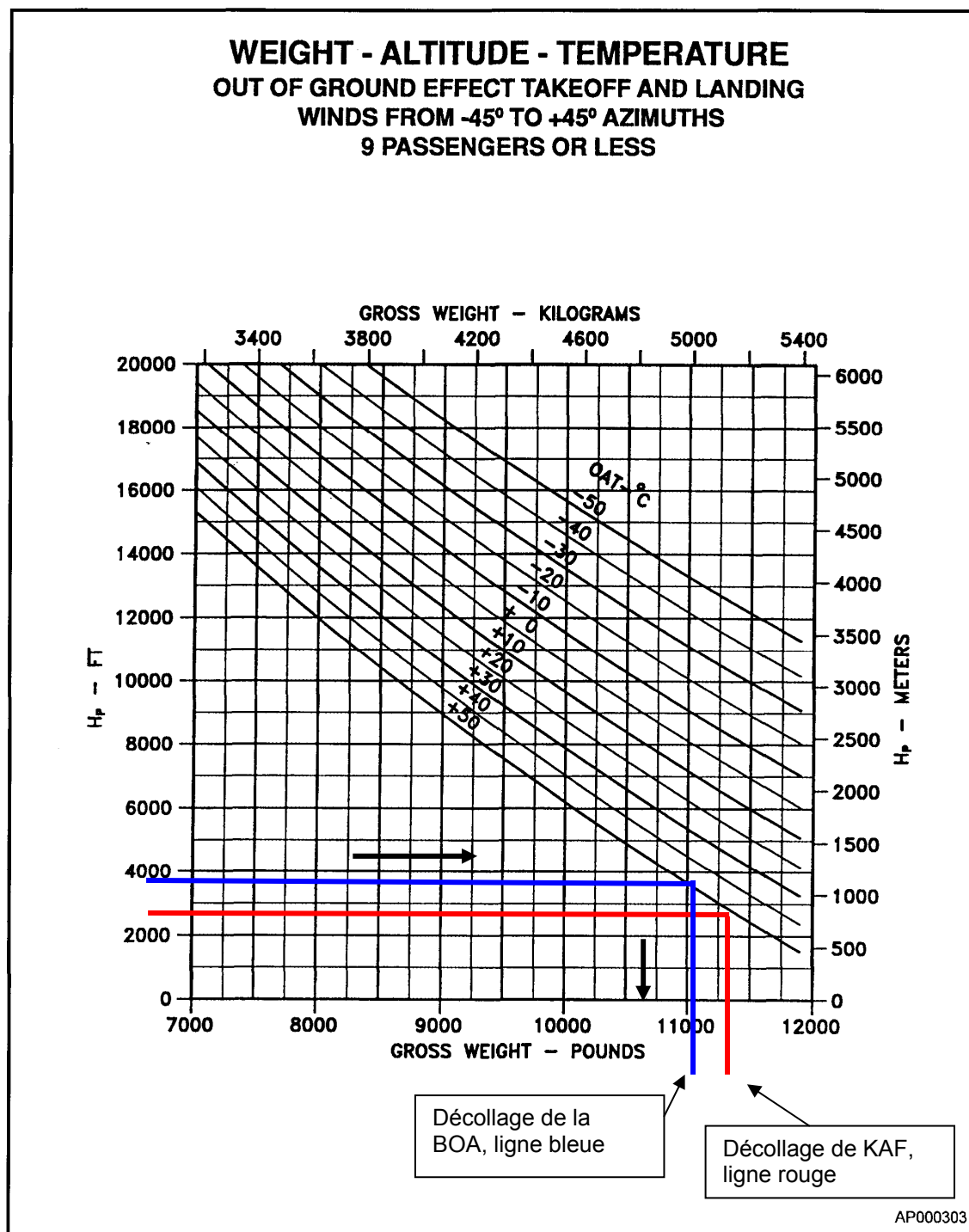


Figure 8-12. WAT chart, OGE, 9 passengers or less

Figure 8-12 : Graphique WAT, HES, neuf passagers ou moins.
Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 8-11 : Graphique WAT – HES

Nota : Le graphique ci-après a été utilisé lors des réunions de prise de décisions concernant le déploiement du CH146.

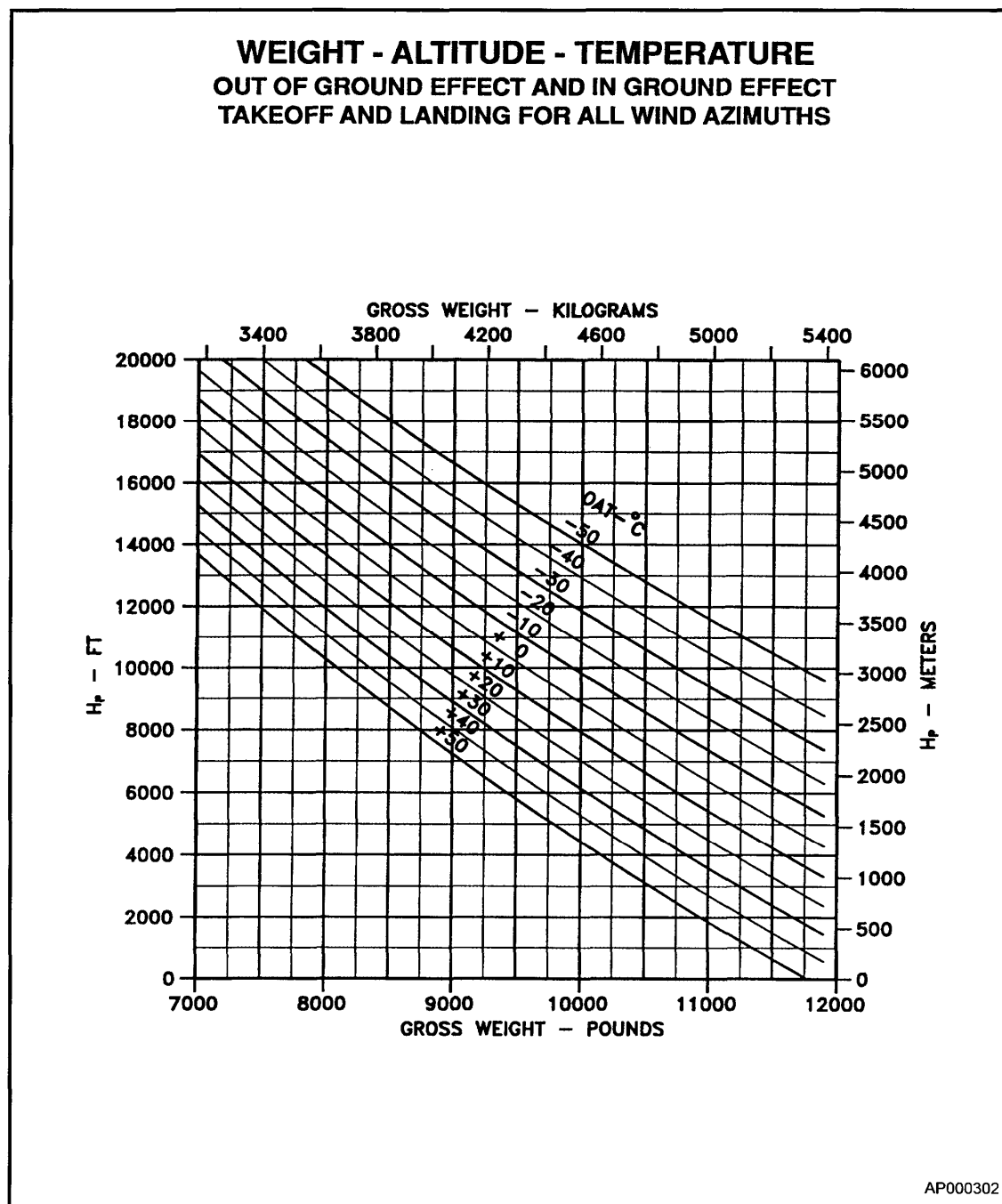


Figure 8-11. WAT chart, all azimuths

Figure 8-11 : Graphique WAT pour tous les azimuts de vent.

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 4-4 : Graphique des plafonds de vol stationnaire EES.

Nota : Ce graphique est le même que celui de la *figure 1-1 : Graphique WAT – EES*.

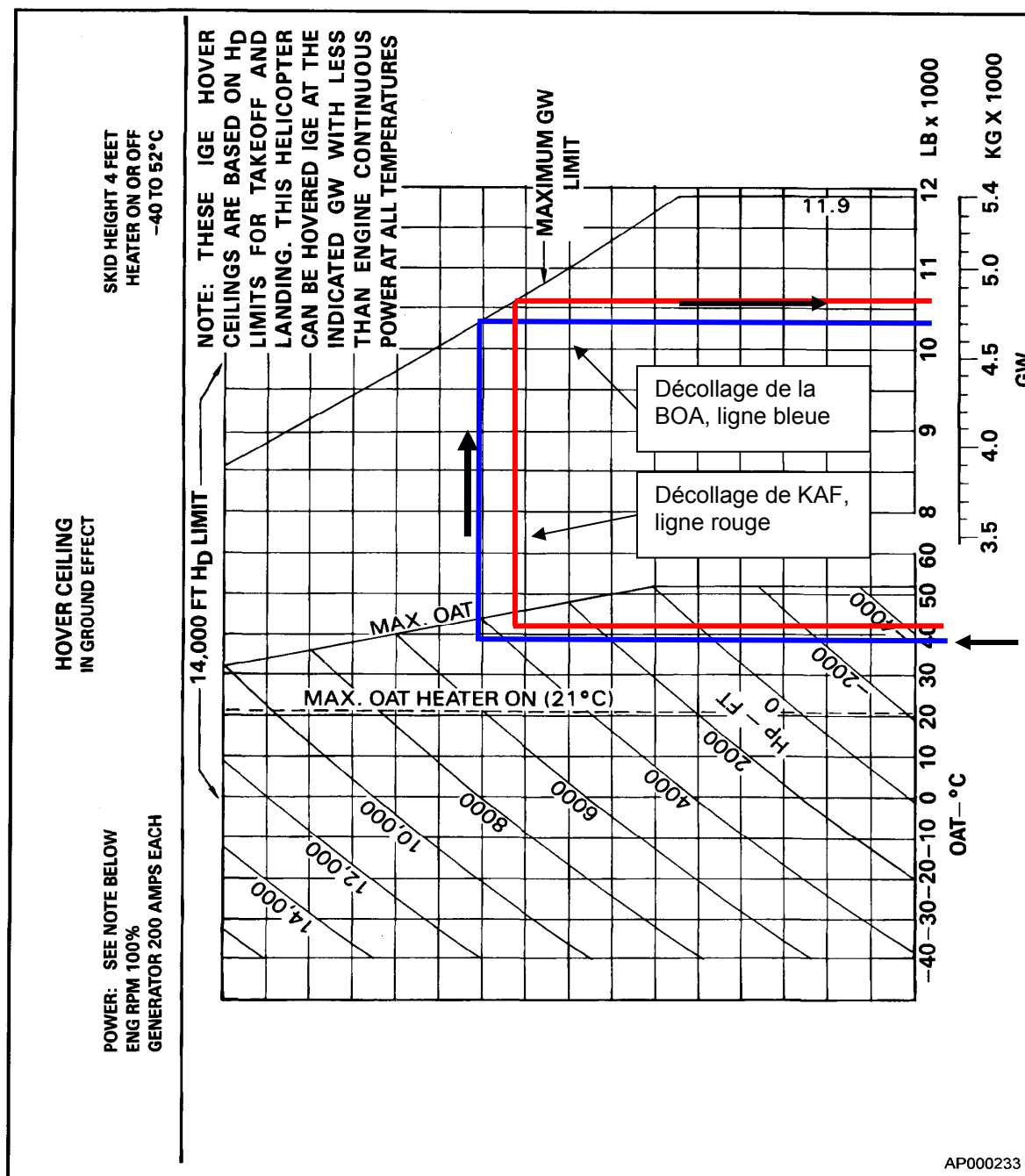


Figure 4-4. Hover ceiling (Sheet 1 of 11)

Figure 4-4 : Graphique des plafonds de vol stationnaire (feuille 1 de 11).

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 4-4 : Graphique des plafonds de vol stationnaire HES.

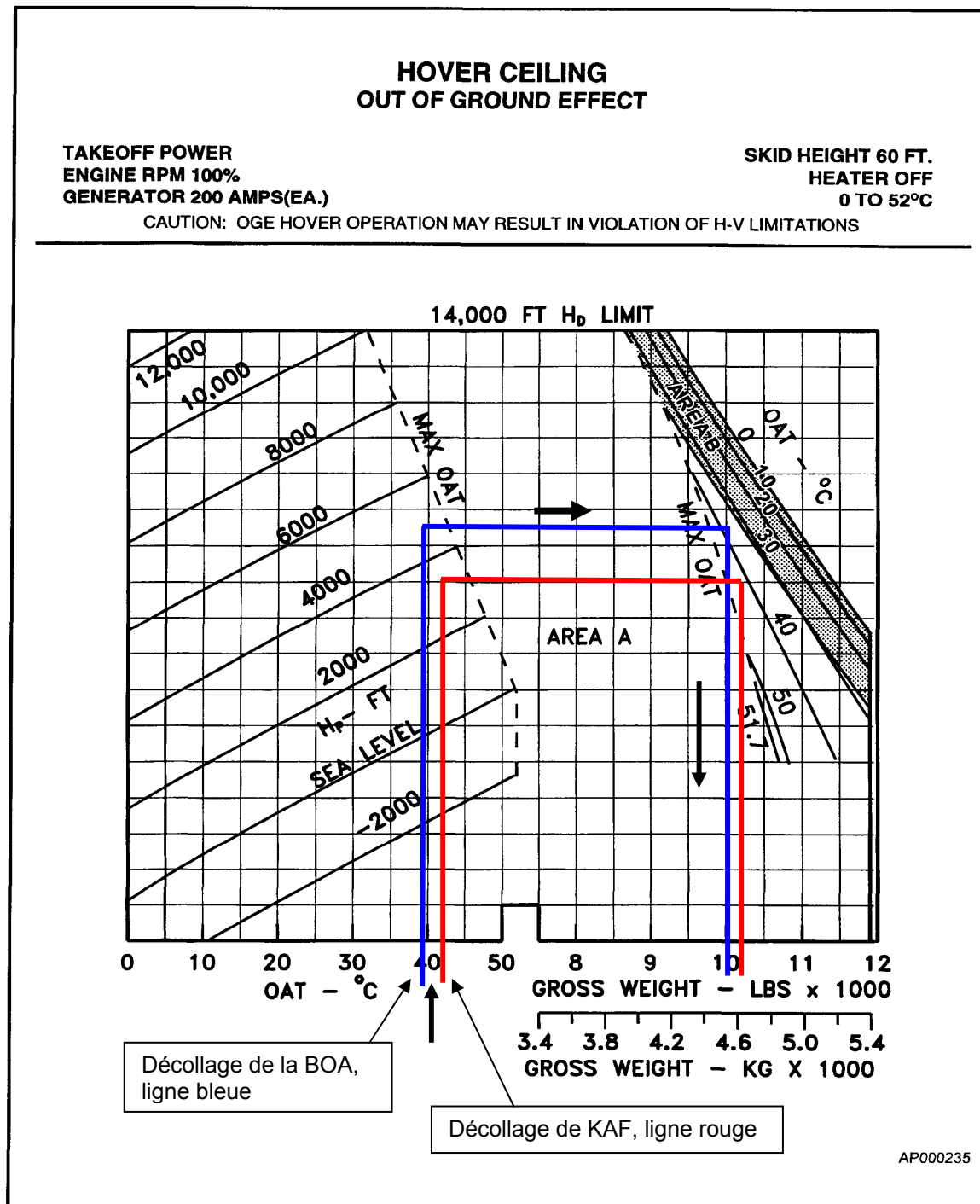


Figure 4-4. Hover ceiling (Sheet 3 of 11)

Figure 4-4 : Graphique des plafonds de vol stationnaire (feuille 3 de 11).
Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Annexe D : Graphiques des performances de croisière

Figure 8-1 : Graphique des performances de croisière – 2000 pieds.

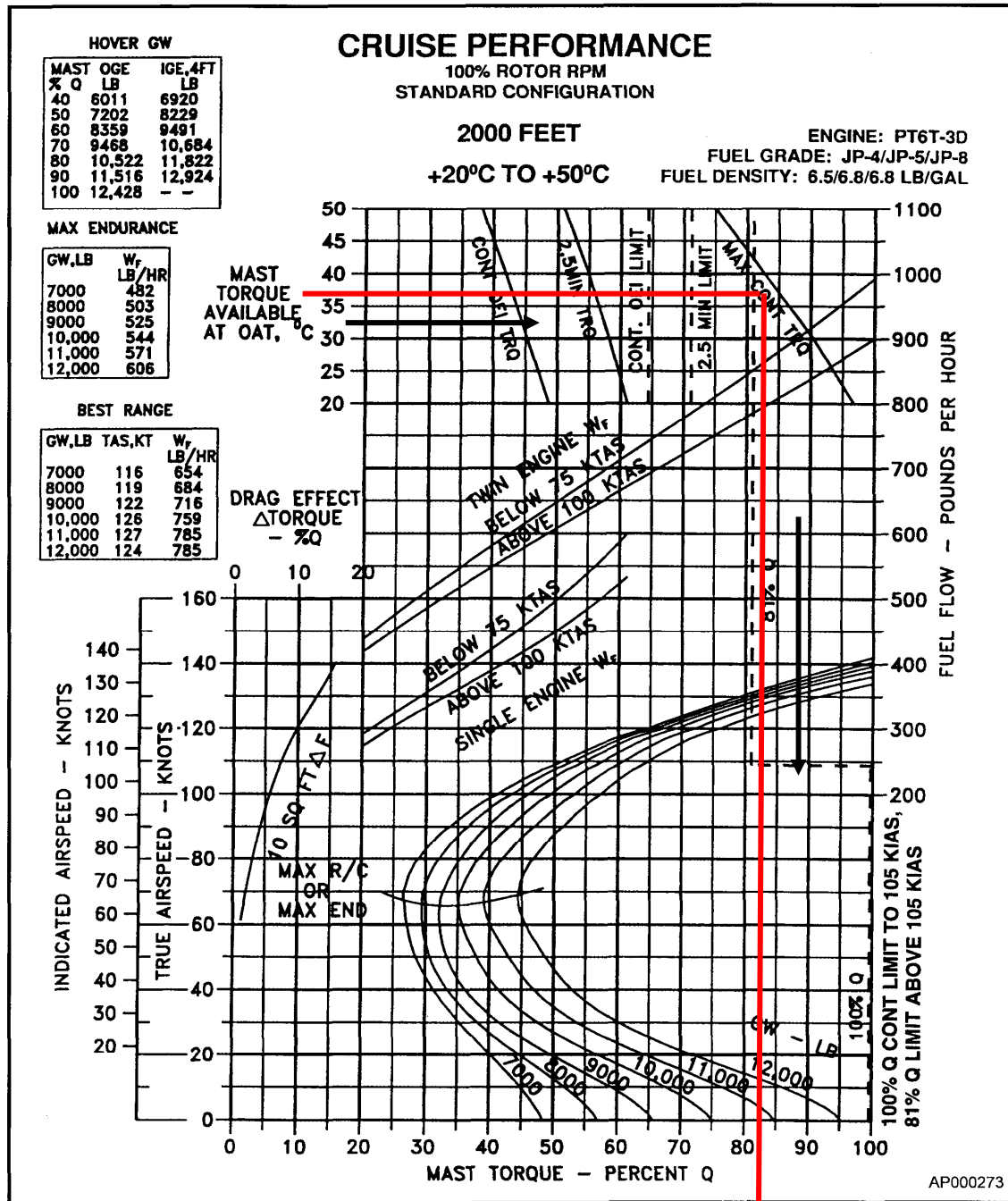


Figure 8-1. Cruise chart (Sheet 6 of 24)

Figure 8-1 : Graphique des performances de croisière (feuille 6 de 24).

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 8-1: Graphique des performances de croisière – 4000 pieds.

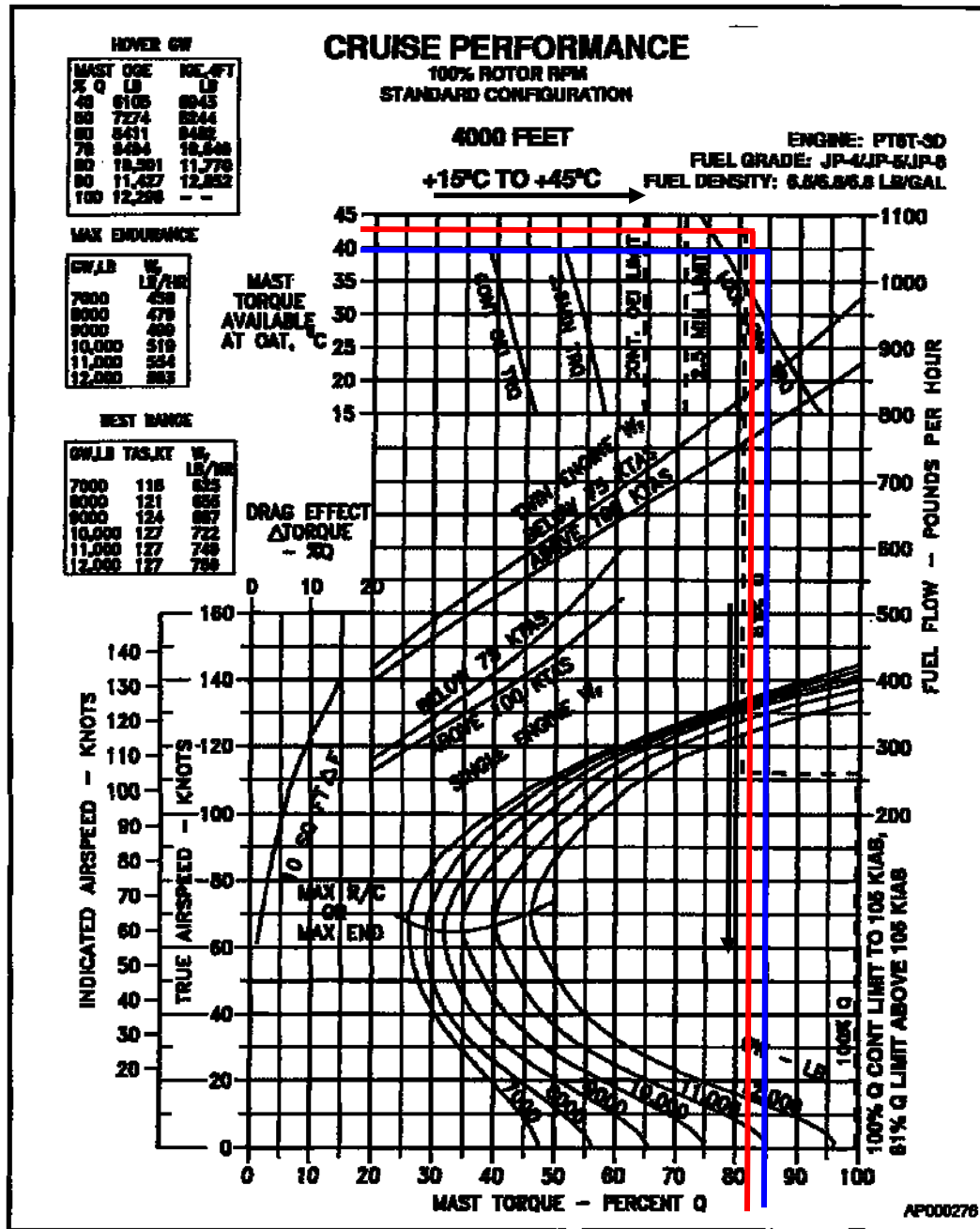


Figure 8-1. Cruise chart (Sheet 9 of 24)

Décollage de KAF,
ligne rouge

Décollage de la BOA,
ligne bleue

Figure 8-1 : Graphique des performances de croisière (feuille 9 de 24).
Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 8-1: Graphique des performances de croisière – 6000 pieds.
Décollage de la BOA en après-midi.

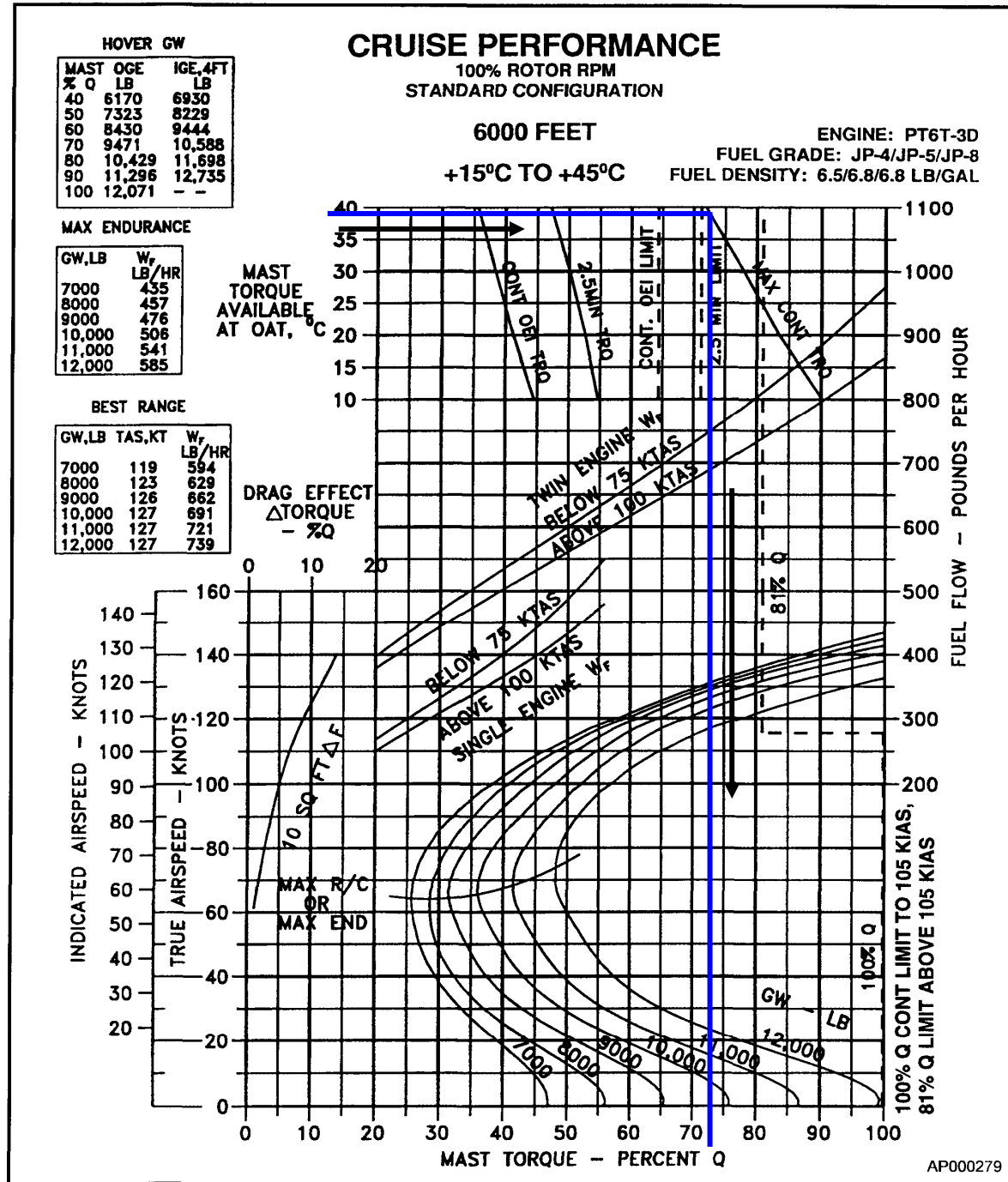


Figure 8-1. Cruise chart (Sheet 12 of 24)

Figure 8-1 : Graphique des performances de croisière (feuille 12 de 24).
Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Annexe E : Graphiques de couple requis en vol stationnaire

Figure 8-7 : Couple requis en vol stationnaire EES.

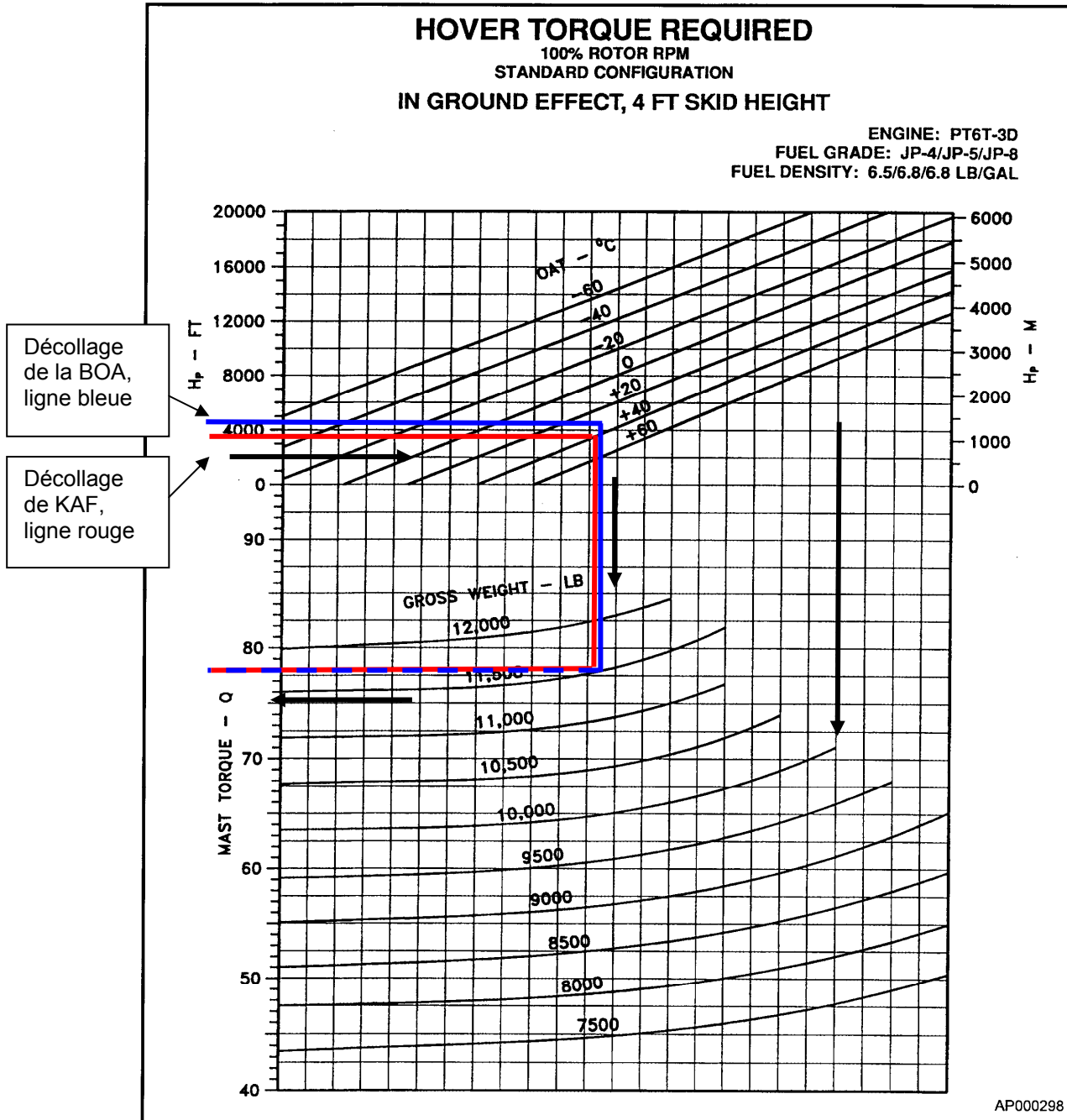


Figure 8-7. Torque required to hover, IGE

Figure 8-7 : Couple requis en vol stationnaire EES.

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Figure 8-8 : Couple requis en vol stationnaire HES.

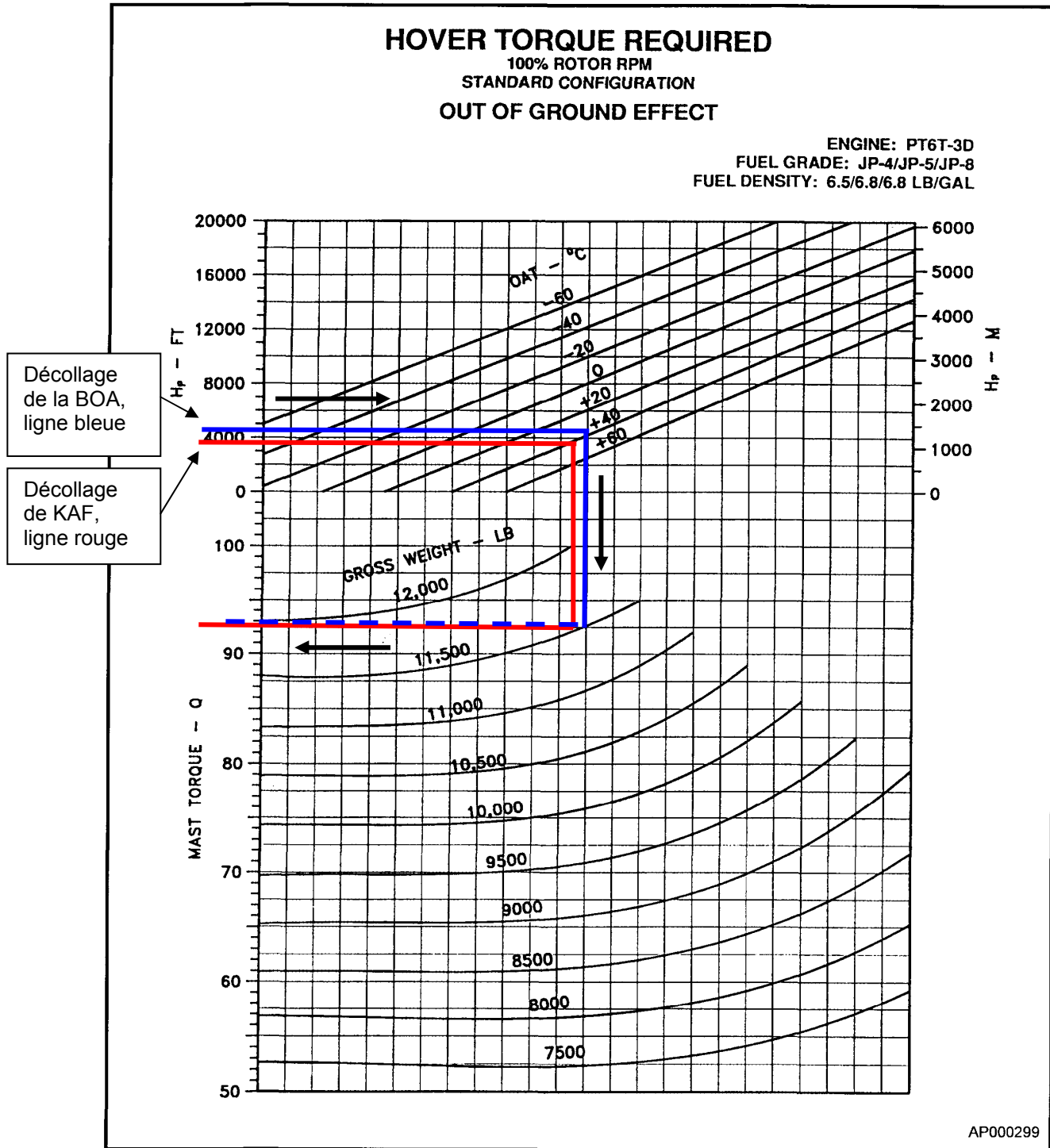


Figure 8-8. Torque required to hover, OGE

Figure 8-8 : Couple requis en vol stationnaire HES.

Graphique tiré du document C-12-146-000/MB-002 (publié en anglais seulement).

Annexe F : Analyse comparative des données de vol

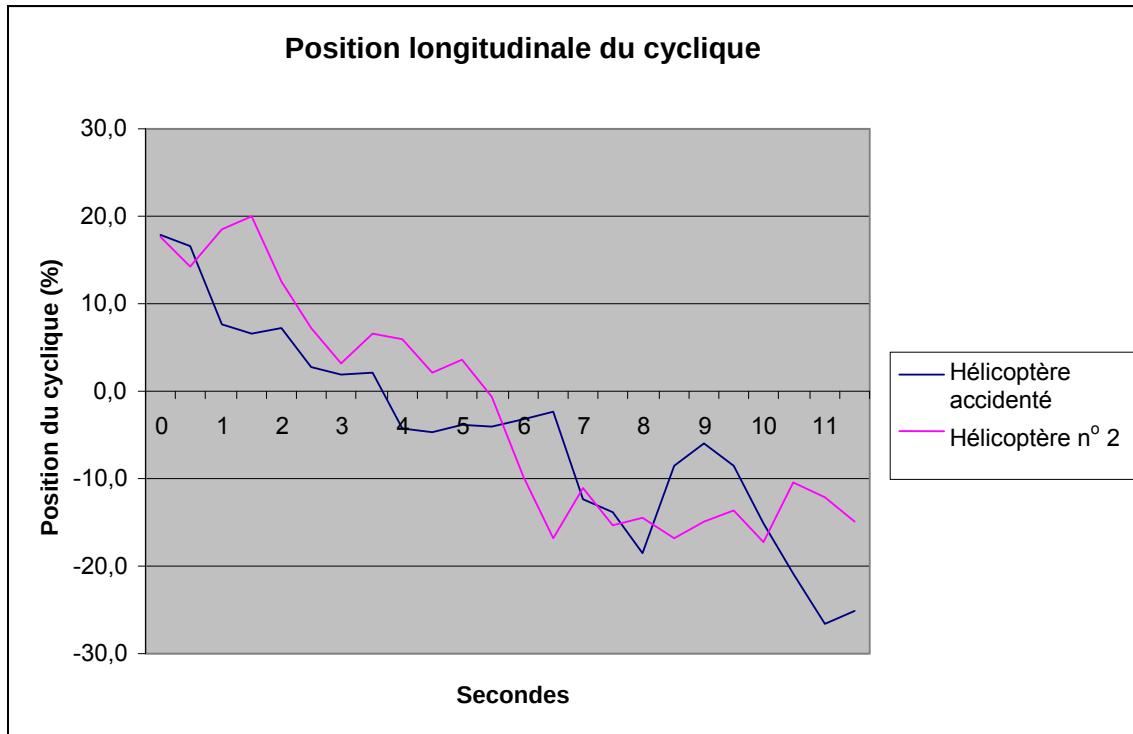
1. Une analyse comparative des données de vol de l'hélicoptère n° 2 et de l'hélicoptère accidenté a été effectuée au moyen des données extraites du FDR. Voici les diverses données qui ont présenté un intérêt dans la présente enquête :

- a) Position longitudinale du cyclique, [graphique n° 1](#);
- b) Position latérale du cyclique, [graphique n° 2](#);
- c) Position du collectif⁶⁰, [graphique n° 3](#);
- d) Puissance de couple sur le mât (formule du CNRC), [graphique n° 4](#);
- e) Modifications aux calculs (GSA), [graphique n° 5](#);
- f) Cap de l'hélicoptère, [graphique n° 6](#);
- g) Assiette en roulis, [graphique n° 7](#).

2. La présentation graphique des données figure aux pages deux à sept de la présente annexe.

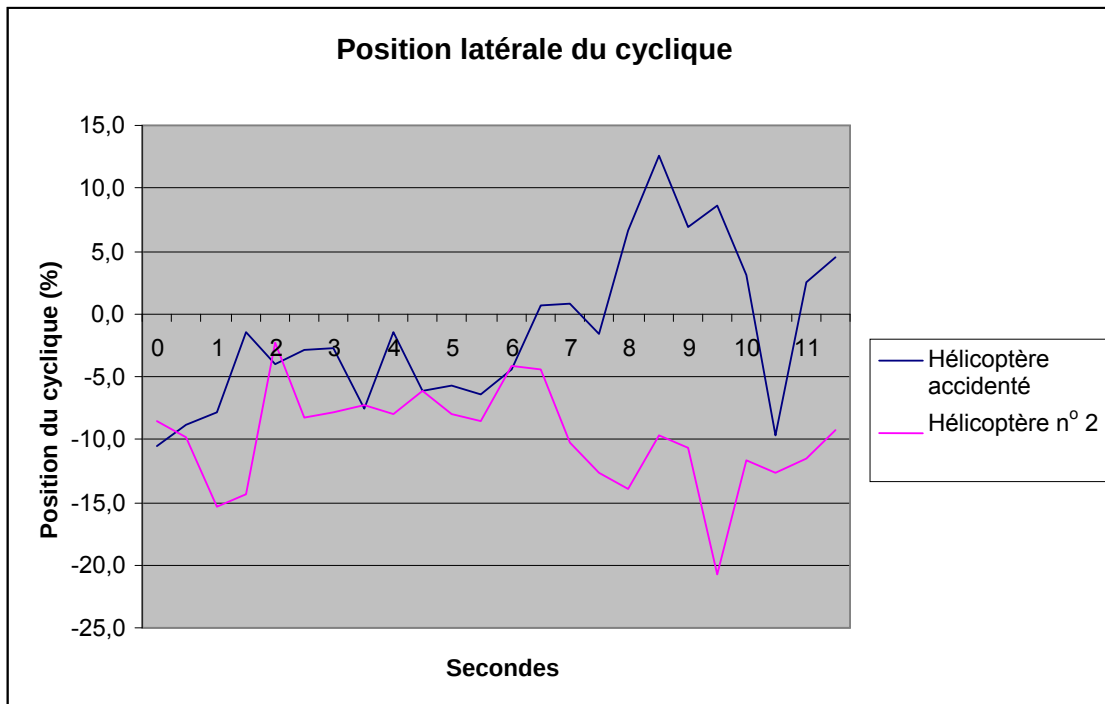
⁶⁰ La position du collectif est représentée comme un pourcentage de sa course et, bien que directement lié à celle-ci, ce pourcentage diffère de celui de la puissance de couple sur le mât.

GRAPHIQUES PRÉSENTANT LES DONNÉES DU FDR



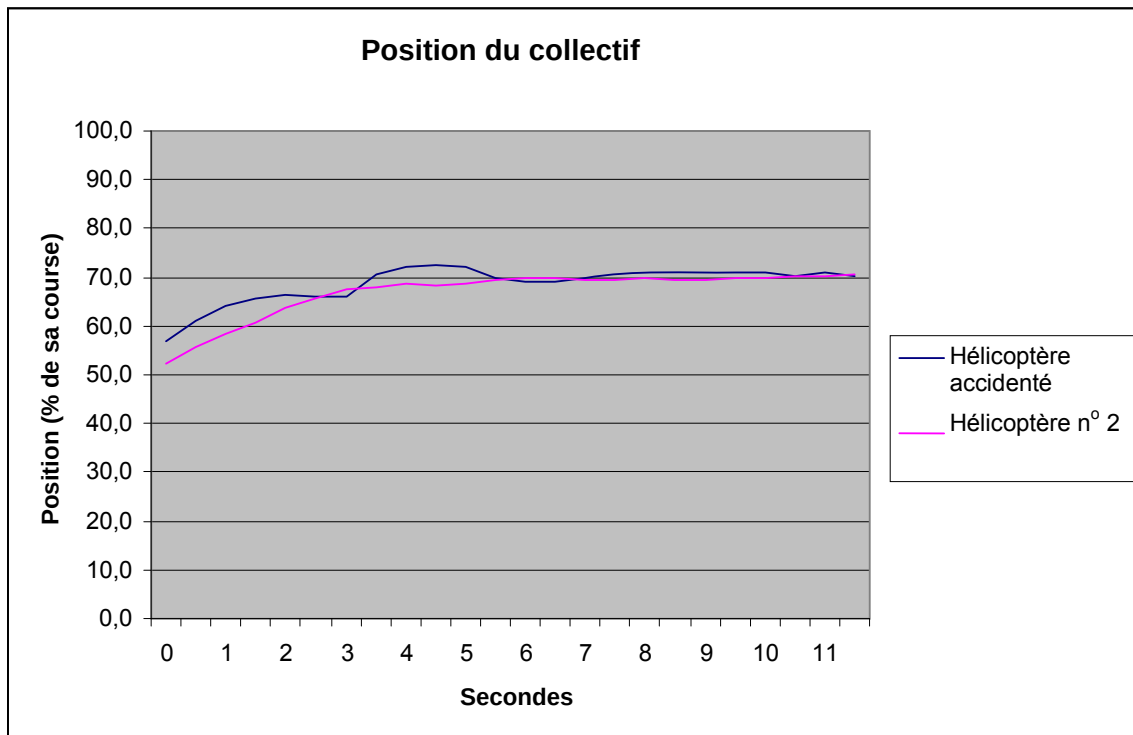
Graphique n° 1 – Position longitudinale du cyclique.

Nota : la position du cyclique est exprimée en pourcentage par rapport à sa course. Les valeurs positives indiquent que l'on tire le cyclique et les valeurs négatives, que l'on pousse le cyclique.



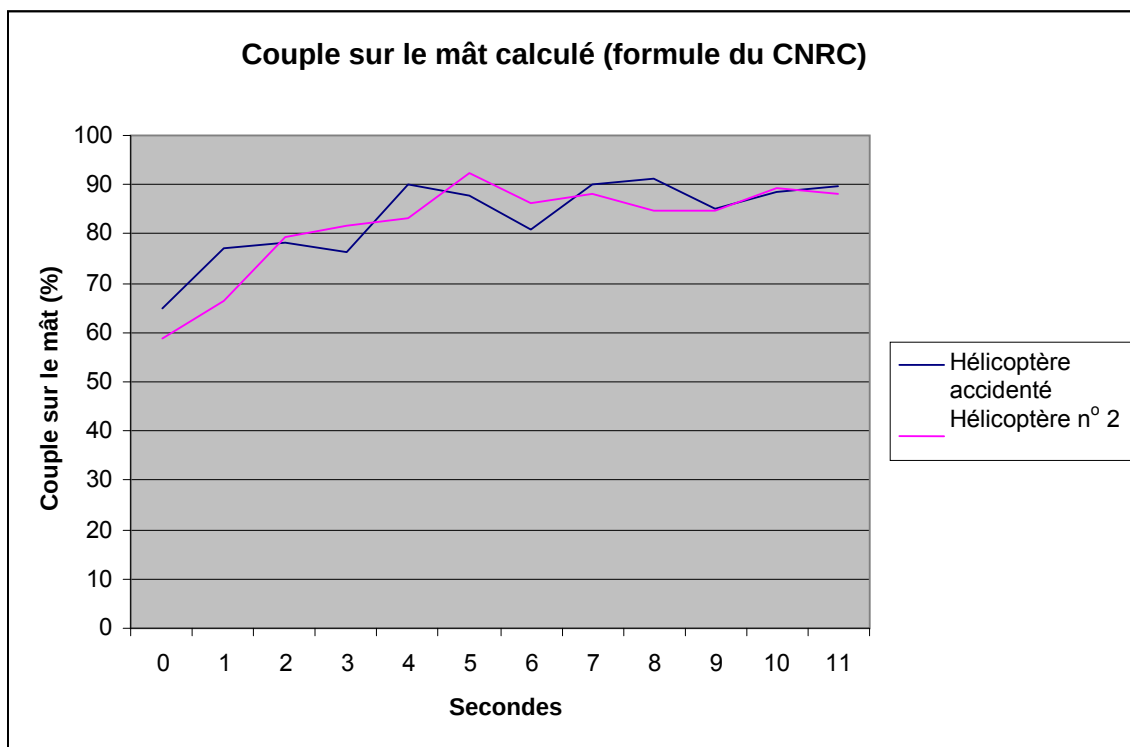
Graphique n° 2 – Position latérale du cyclique.

Nota : la position du cyclique est exprimée en pourcentage par rapport à sa course. Les valeurs positives indiquent le mouvement du cyclique vers la droite et les valeurs négatives, vers la gauche.



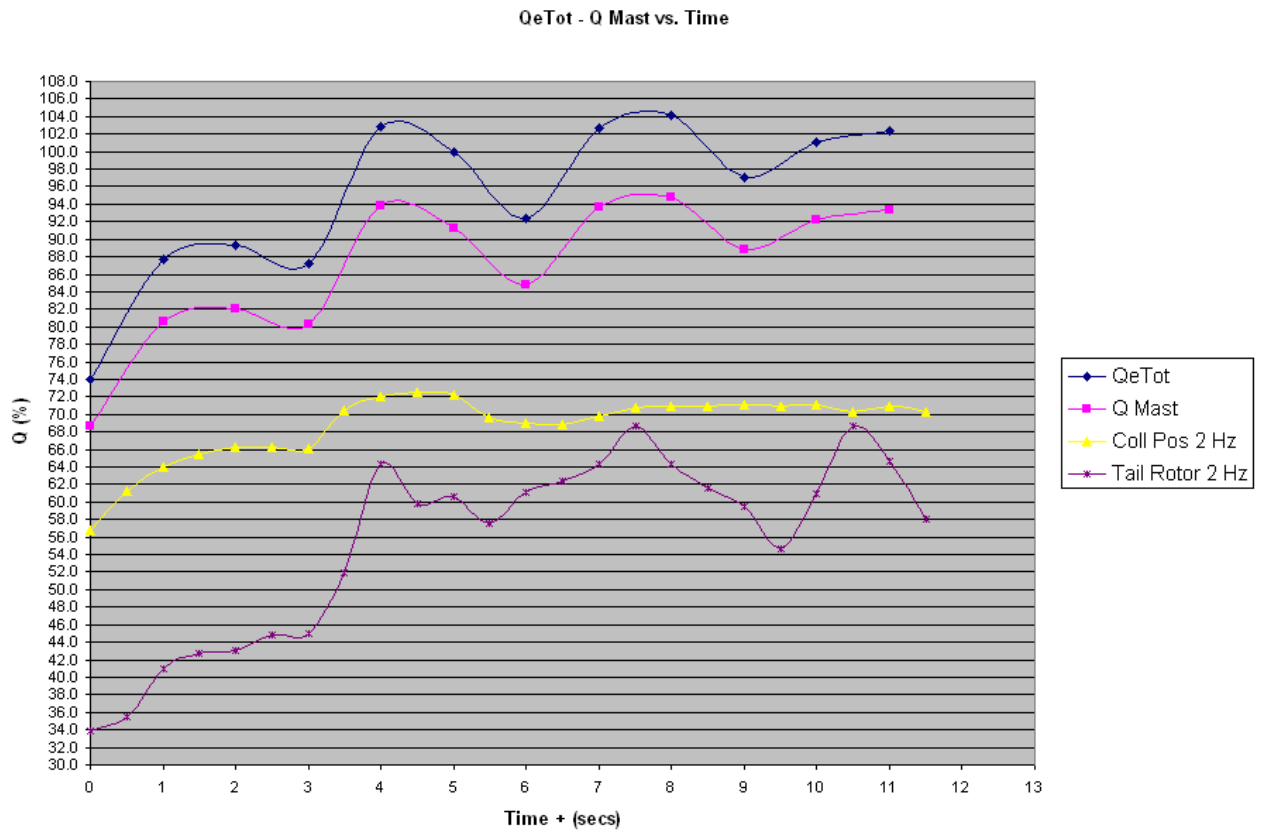
Graphique n° 3 – Position du collectif

Nota : La position est exprimée en pourcentage par rapport à sa course. Même si la position du collectif est habituellement proportionnelle à la puissance du couple sur le mât, les valeurs de la position du collectif sont légèrement différentes. La position du collectif est une mesure physique de la position du collectif, tandis que la puissance du couple sur le mât est une mesure du couple exercé sur le mât du rotor principal comme tel. Le couple sur le mât peut varier en fonction du vent (par exemple, des rafales peuvent faire varier le couple exercé sur le mât même si la position du collectif demeure inchangée).



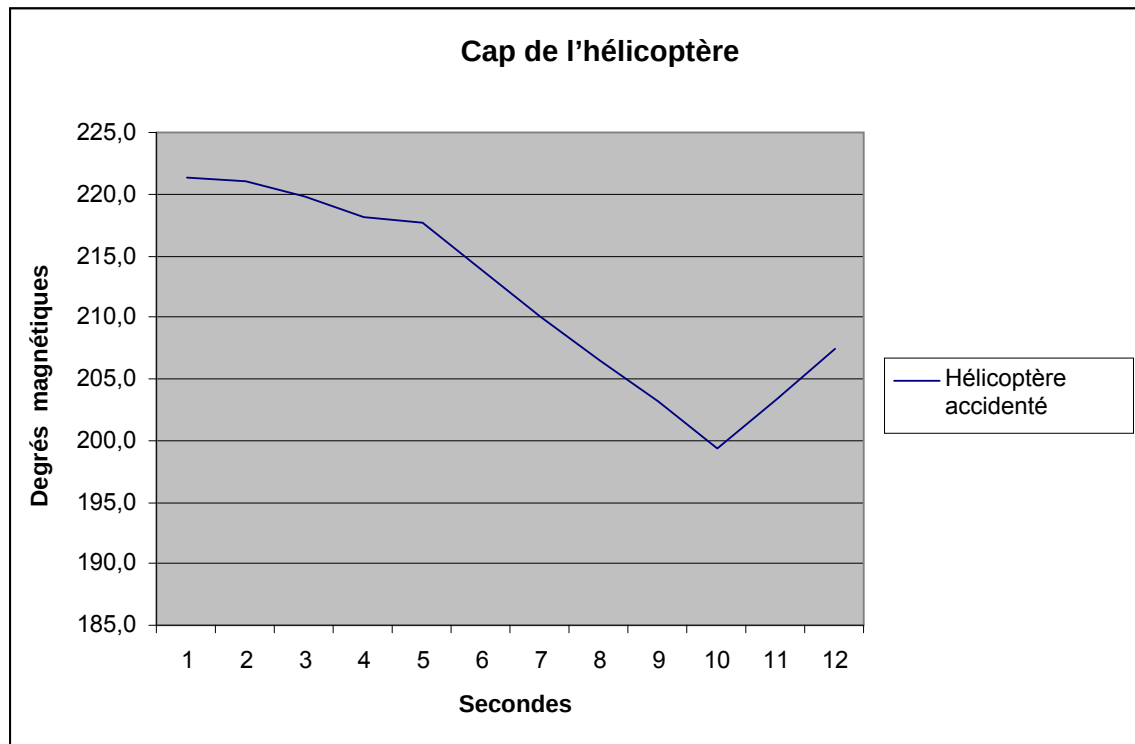
Graphique n° 4 – Couple sur le mât calculé.

Nota : Voir la remarque sous le graphique n° 3 ainsi que le paragraphe 1.19.1.



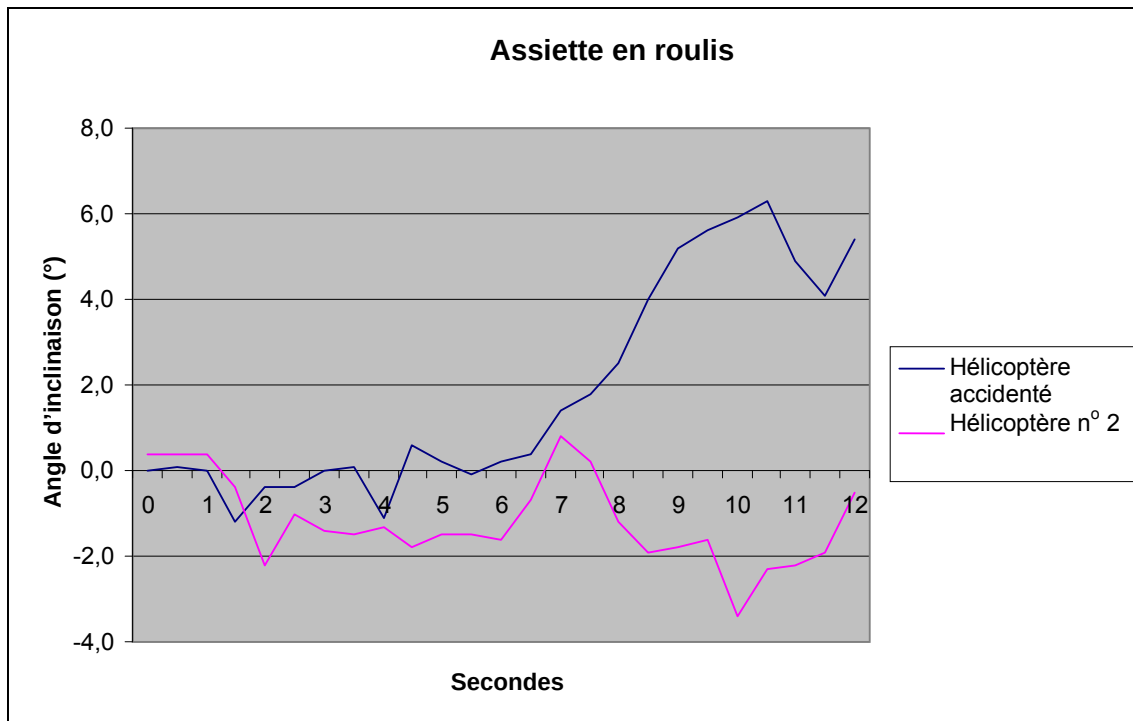
Graphique n° 5 – Modifications des calculs relatifs à CH146434 – (GSA)

Qe Tot – Q Mast vs. Time	Puissance moteur totale – puissance de couple sur le mât par rapport au temps
Qe Tot	Puissance moteur totale
Q Mast	Puissance de couple sur le mât
Coll pos 2 Hz	Position du collectif 2 Hz
Tail Rotor 2 Hz	Rotor de queue 2 Hz
Time (secs)	Temps (secondes)
Q (%)	Puissance (%)



Graphique n° 6 – Cap de l'hélicoptère.

Nota : Le présent graphique vise uniquement l'hélicoptère accidenté.



Graphique n° 7 – Assiette en roulis de l’hélicoptère.

Nota : l’inclinaison de l’assiette en roulis de l’hélicoptère est exprimée en degrés. Les valeurs positives indiquent une inclinaison vers la droite et les valeurs négatives, vers la gauche. Normalement, en vol stationnaire stable, le patin gauche du CH146 est légèrement plus bas.

Annexe G : Note technique n° 75-00-15 de la DNAS

1. La page couverture de la note technique en question est reproduite ci-après. Les pages qui suivent présentent le contenu de la note.

		DTAES 7-5 Flight Sciences	
		Technical Note DTAES 75-09-15	
Title:	TAA Review of CH146 AFM Supplement Z60		
File Number:	2182DA-11500GR-507-3- VOL 1		
Distribution List			
References:			
A. C-12-146-000-MB/002, "CH146 Griffon Flight Manual", 2002-01-16, Ch2 2009-02-20.			
B. C-12-146-000-MB/Z60, "CH146 Griffon Technical Manual Supplement to CFTO C-12-146-000-MB-002, Operation with Nine Passengers or Less", DRAFT (various versions/dates).			
C. Bell Model 412 Flight Manual Supplement BHT-412-FMS-35.3 & 35.4 "Category B Operations when Configured with Nine or Less Passenger Seats", 10 May 1996, Rev 3, 5 Sep 2000.			
D. Bell Model 412 Flight Manual BHT-412-FM3, 01 July 1991.			
E. FAA Regulations FAR Part 29 Transport Category Rotorcraft, various amendments.			
F. FAA Advisory Circulars Part 29 Transport Category Rotorcraft, various amendments.			
G. FAA Type Certificate Data Sheet No. H4SW, Bell Model 412, Revision 28, 19 Jan 2007.			
1. AIM / OBJECTIVES			
1.1 This technical note records the results of the review of the subject amendment to the CH146 Aircraft Flight Manual (AFM), ref A, and to provide recommendations to TAA staff (DTAES 5-3) for TAA approval of the amendment, as well as to the CH146 SDE and the AFM OPI.			
<i>Signature Note: The final draft of this Tech Note was forgotten and not signed in Oct 2009. Action was taken based on the final draft, and Ref B was released (ref RDIMS AEPM #901049). This Tech Note is now being signed after the fact, for record. There may thus be some small discrepancies between the Tech Note content and actual actions taken.</i>			
Prepared by:	Reviewed by:	Approved by:	
	N/A		
Date:	Date:	Date:	
See Note.		22 Mar. 2010	
AEPM-#899020-v1A-TECHNICAL NOTE DTAES 75-09-15 TAA Review of CH146 AFM Supplement Z60 .DOC			

[TRADUCTION]

1. BUT / OBJECTIFS

1.1 La présente note technique rend compte des résultats de l'examen de la modification du manuel de vol de l'aéronef (MVA) du CH146 (document de référence A) et présente des recommandations au personnel de l'ANT (DNAST 5-3) en vue de l'approbation de la modification en question par l'ANT, ainsi qu'à l'ICP et au bureau de première responsabilité (BPR) du MVA du CH146.

2. CONTEXTE

2.1 Après l'accident de CH146434 en Afghanistan, on a constaté que certains des graphiques des performances en vol stationnaire du document de référence A, utilisés par les équipages navigants aux fins de planification des vols, n'indiquent pas les bonnes limites de masse, d'altitude et de température (WAT) à respecter par temps chaud et à haute altitude. Plus particulièrement, certains des graphiques ne présentent pas les limites WAT inférieures en raison des limites de température moteur (limites ITT).

2.2 Pour régler ce problème, le BPR du MVA, A3 Sys Avn tac, a demandé l'ajout d'un supplément au document de référence A, notamment des graphiques des performances adaptés à des conditions de vol par temps chaud et à haute altitude. Le constructeur d'origine, Bell Helicopter Textron Canada Limited (BHTCL), a préparé l'ébauche d'un supplément (doc. de réf. B).

2.3 Le document de référence B est fondé sur le supplément de la catégorie B (doc. de réf. C), qui complète le MVA civil du Bell 412 (doc. de réf. D). Le supplément (doc. de réf. B) est donc fondé sur les dispositions réglementaires et les normes civiles de navigabilité de la FAA qui sont stipulées dans la FAR Part 29, concernant les giravions de la catégorie transport (doc. de réf. E), ainsi que sur les documents d'information connexes de la référence F.

3. DISCUSSION

3.1 Avant de procéder à l'examen du document de référence B, il fallait d'abord comprendre le fondement des renseignements contenus dans le document de référence A. On a donc tenu nombre de réunions et de téléconférences avec les représentants de BTHCL pour déterminer l'origine des données présentées dans les documents de référence C et D et, ainsi, des documents de référence A et B. Aucune documentation officielle, comme des rapports de certification, n'a été présentée aux fins d'examen; les renseignements fournis par le constructeur d'origine sont donc issus de témoignages. Les paragraphes suivants rendent compte des principales constatations.

3.2 GÉNÉRALITÉS

3.2.1 Les limites et les graphiques des performances du MVA civil de base (doc. de réf. D) satisfont aux exigences de la catégorie A prescrites par la FAR Part 29. (Nota : les renseignements comme tels sur les profils de décollage et d'atterrissage de la catégorie A ne font pas partie du MVA de base, mais ils sont présentés dans un supplément traitant des opérations aériennes de catégorie A.)

3.2.2 Conformément à la base de certification du modèle 412 accordée en fonction de la Part 29, catégorie A (doc. de réf. G), le graphique WAT de vol stationnaire en effet de sol (EES) et le schéma de hauteur-vitesse (H-V) sont considérés comme des limites de navigabilité. Dans la catégorie B, le schéma H-V ne représente plus une limite, et le graphique WAT de vol stationnaire EES impose des restrictions moins importantes. Par conséquent, les limites WAT sont plus élevées.

3.2.3 Dans la catégorie A ou B, la base de certification du modèle 412CF ne reposait pas sur les graphiques de vol stationnaire hors effet de sol (HES), et ces derniers ont seulement été offerts aux fins de renseignements sur les performances. (Une telle exigence a seulement été ajoutée à la FAR Part 29 [doc. de réf. E] en 2008, donc environ 13 ans après la date de certification du modèle 412CF mentionné dans le document de référence G.)

3.3 CATÉGORIE A (MANUEL DE VOL DE BASE)

3.3.1 CATÉGORIE A – VOL STATIONNAIRE EES

3.3.1.1 La limite supérieure du graphique WAT de vol stationnaire EES du manuel de vol de base (fig. 1-1 du doc. de réf. A) se trouve à des combinaisons WAT élevées équivalant à une masse de référence⁶¹ de 13 200 lb. Le graphique en question indique les limites de masse maximale sécuritaire au décollage.

3.3.1.2 Le graphique en question est fondé sur les essais en vol d'un hélicoptère à la masse de référence mentionnée, lesquels essais ont été menés pour tous les azimuts de vent ainsi que sous l'effet d'une défaillance de l'actionneur de commande (emballement). Les essais n'ont révélé aucune limite relative à la maîtrise de l'appareil pour toutes les vitesses de vent jusqu'aux limites de la figure 1-4 du document de référence A. La figure 1-4 attire l'attention sur les

⁶¹ Bell se sert du terme « referred weight », c'est-à-dire la masse de référence, pour représenter la « W/σ » (masse divisée par sigma) (où « σ » représente le rapport de densité de l'air « p/p_0 », et « p_0 », la densité normale de l'air au niveau de la mer), toutefois d'autres sources définissent les masses de référence différemment. Aux fins de la présente note technique, la définition de la masse de référence est fondée sur celle adoptée par Bell.

angles d'azimuts de vent relatif auxquels la maîtrise de l'appareil est la plus difficile.

3.3.1.3 Le schéma H-V, figure 1-5 du document de référence A, est valide pour les limites WAT de la figure 1-1.

3.3.2 CATÉGORIE A – VOL STATIONNAIRE HES

3.3.2.1 Les graphiques de vol stationnaire HES contenus dans la figure 4-4 (plusieurs feuilles) du document de référence A sont uniquement fournis aux fins de renseignements sur les performances.

3.3.2.2 La zone A de ces graphiques représente la zone visée par le graphique de vol stationnaire EES, à une masse de référence atteignant 13 200 lb. La zone B a une masse de référence s'élevant à 14 400 lb, ce qui offre une capacité de vol stationnaire supplémentaire pouvant être utilisée HES. Lorsque la masse de référence de la zone B est supérieure à la masse maximale au décollage prescrite dans le graphique de vol stationnaire EES, on peut seulement atteindre les limites de la zone B dans le cas d'opérations de transport de charge externe.

3.3.2.3 Pareillement au graphique de vol stationnaire EES, la zone A du graphique de vol stationnaire HES est valide pour tous les azimuts de vent à des vitesses s'élevant jusqu'aux limites de la figure 1-4 du document de référence A, et il tient compte de l'effet d'une défaillance de l'actionneur de commande. La figure 1-4 indique également les azimuts de vent relatif critiques auxquels la maîtrise de l'appareil est la plus difficile.

3.3.2.4 La zone B du graphique de vol stationnaire HES est seulement valide pour les angles d'azimuts de vent critiques qui ne sont pas indiqués sur la figure 1-4 du document de référence A. Dans les zones d'azimuts critiques, la maîtrise de la pédale gauche du rotor de queue ou le déplacement longitudinal vers l'arrière du cyclique peuvent s'avérer difficiles, tout particulièrement sous l'effet d'une défaillance de l'actionneur de commande.

3.3.2.5 Dans les graphiques de vol stationnaire HES de la catégorie A, la masse de référence maximale est réduite en fonction de la température extérieure (OAT), car les moteurs atteignent leurs limites de température.

3.3.2.6 Le schéma H-V, figure 1-5 du document de référence A, n'est pas valide dans la zone B, car les essais en vol ne comprenaient pas de démonstrations d'atterrissage après une défaillance moteur aux masses de référence plus élevées figurant dans la zone en question.

3.4 CATÉGORIE B (SUPPLÉMENT AU MANUEL DE VOL)

3.4.1 CATÉGORIE B – VOL STATIONNAIRE EES

3.4.1.1 Le graphique de vol stationnaire EES figurant dans le supplément du Bell 412 de la catégorie B (doc. de réf. C) est fondé sur des essais en vol effectués à des masses de référence s'élevant jusqu'à 15 000 lb, contre une masse de référence de seulement 13 200 lb, utilisée pour la catégorie A dans le manuel de vol de base. Les opérations aériennes peuvent donc se faire à des masses maximales au décollage supérieures à celles prescrites pour la catégorie A.

3.4.1.2 En outre, la limite d'altitude densité de la certification de catégorie B a été augmentée à 16 000 pieds par rapport à la limite de 14 000 pieds utilisée pour la catégorie A. À 16 000 pieds, la masse de référence est réduite d'un léger pourcentage par rapport à celle prescrite à 14 000 pieds, ce que la FAA a exigé à la lumière des données des essais en vol qui étaient disponibles.

3.4.1.3 La certification de la catégorie B était fondamentalement différente de celle de la catégorie A, car elle n'a nécessité aucune évaluation de la maîtrise afin de tenir compte de l'effet d'une défaillance de l'actionneur de commande.

3.4.1.4 Contrairement aux essais en vol de la catégorie A, alors qu'une démonstration de la maîtrise en vol stationnaire EES comprenait tous les azimuts de vent, les essais en vol de la catégorie B démontraient seulement le vent relatif selon des angles d'azimut avant. Par conséquent, la FAA a homologué le modèle 412CF en fonction d'essais effectués dans un vent relatif, dans les seuls angles de +/- 45° par rapport au nez à 14 000 pieds d'altitude densité et de +/- 30° jusqu'à 16 000 pieds d'altitude densité. En dehors de ces angles d'azimut, la maîtrise de l'hélicoptère peut être limitée.

Il est toutefois bon de souligner que ces valeurs s'appliquent seulement à la partie de l'enveloppe du graphique WAT EES qui a été ajoutée pour la certification de catégorie B, c'est-à-dire à une masse de référence supérieure à 13 200 lb. À une masse de référence inférieure à 13 200 lb, les effets du vent relatif ont été démontrés pour tous les azimuts, conformément à la certification de la catégorie A précisée ci-dessus dans le paragraphe 3.3.1.2. Il est également important de signaler que les vitesses de vent utilisées pour la certification de la catégorie B étaient plus élevées aux altitudes densités plus élevées, que celles utilisées pour la catégorie A.

3.4.2 CATÉGORIE B – VOL STATIONNAIRE HES

3.4.2.1 Les graphiques de vol stationnaire HES de la catégorie B sont fondés sur une masse de référence pouvant atteindre 14 150 lb, donc environ 250 lb de

moins que celle de la catégorie A qui s'élevait à 14 400 lb, et ce, même si Bell ne prévoyait aucun changement pour la certification de catégorie B. Bell signale qu'il en est ainsi, parce que la FAA avait finalement voulu accepter la justification des essais en vol sans en être témoin. Par conséquent, la FAA a accordé moins de crédibilité au programme de certification de la catégorie B qu'au programme initial de certification de la catégorie A, même s'il s'agissait du même hélicoptère dans les mêmes conditions de vol.

3.4.2.2 On remarque que la masse de référence en vol stationnaire HES de 14 150 lb est considérablement moins élevée que la masse de référence en vol stationnaire EES de 15 000 lb. Ainsi, la masse supplémentaire au décollage permise en fonction de la certification de catégorie B, donc supérieure à 14 150 lb, peut seulement être appliquée lors d'un décollage EEs, c'est-à-dire lors du passage d'un vol vers l'avant à un profil de montée alors que l'hélicoptère est toujours EES.

3.4.2.3 Pareillement au graphique de vol stationnaire EES de catégorie B, la FAA a exigé que la masse de référence à 16 000 pieds d'altitude densité soit réduite à celle établie à une altitude de 14 000 pieds, à la lumière des données d'essais en vol disponibles.

3.4.2.4 Pareillement à la catégorie A, la masse de référence des graphiques de vol stationnaire HES de la catégorie B est réduite en fonction de l'OAT, car les moteurs atteignent leurs limites de température.

3.4.2.5 Si l'on tient compte du fait que les limites de vol stationnaire HES de la catégorie B devaient être les mêmes que celles de la catégorie A, et qu'elles sont presque identiques, les limites de vent relatif et les facteurs d'azimut ne diffèrent donc pas des graphiques de vol stationnaire HES de la catégorie A figurant dans le document de référence A.

3.4.2.6 Le schéma H-V est valide jusqu'à une masse de référence d'environ 14 500 lb (valeur proche, mais non identique, à la masse de référence des graphiques de vol stationnaire HES qui s'élève à 14 150 lb).

3.5 AUTRES QUESTIONS LIÉES AU MANUEL DE VOL

3.5.1 La section 8 du document de référence A comprend certains graphiques des performances de vol stationnaire, plus précisément dans les figures 8-11, 8-12 et 8-13. Ces graphiques ne sont pas compris dans le MVA du Bell 412 (doc. de réf. D), et ils ont été créés tout particulièrement pour le CH146, à la demande du ministère de la Défense nationale et des Forces canadiennes. À ce jour, les bases techniques des graphiques en question ne sont pas connues. Malheureusement, ces graphiques ne rendent pas compte des réductions WAT associées aux limites de température moteur par temps chaud. S'ils sont utilisés

par les équipages navigants pour planifier des vols dans des conditions où des limites de température moteur peuvent être atteintes, les graphiques peuvent laisser croire que les performances de l'appareil sont supérieures à celles qui sont réellement disponibles, ce qui risque de compromettre la sécurité du vol.

3.5.2 La figure 1-1A du document de référence A présente un graphique de vol stationnaire EES identique à celui de la figure 8-13. Le graphique est présenté comme les limites WAT de vol stationnaire EES lors du transport de neuf passagers ou moins, c'est-à-dire des limites de catégorie B. Toutefois, le graphique en question est présenté dans le MVA de base de la catégorie A. Le graphique a été ajouté dans le cadre d'une modification provisoire du document de référence A, avant d'être intégré pour de bon à la Modification 2 ou au document de référence A. À ce moment-là, le titre de la figure 1-1 a été modifié pour indiquer que le graphique s'appliquait au transport de dix passagers ou plus. Ces modifications n'ont pas été examinées ni approuvées par l'ANT.

3.5.3 Certains des graphiques de vol stationnaire comprennent des limites tenant compte de l'utilisation d'un réchauffeur de base, en plus d'un réchauffeur d'hiver. Le CH146 est seulement équipé de ce dernier type de réchauffeur, et les graphiques relatifs au réchauffeur de base, équipant le modèle 412, devraient être supprimés.

3.5.4 On a constaté que le graphique de vol stationnaire EES indiquant la puissance maximale continue, qui était présenté dans le document de référence C et que l'on proposait d'ajouter au document de référence B, était erroné, car il présente de mauvaises limites de performances.

3.5.5 Peu importe le fait que la base de certification du document de référence A est la catégorie A de la FAR Part 29, l'on sait très bien que le CH146 n'est pas utilisé conformément aux données de performances de la catégorie A ni aux dispositions réglementaires. En outre, il se peut qu'il ne soit pas exploité conformément aux exigences de la catégorie B non plus. Les utilisateurs du CH146 ne semblent pas connaître les limites techniques relatives aux catégories A et B de l'appareil, ni les règles d'exploitation connexes qui s'appliquent. Par conséquent, les équipages navigants ne comprennent pas l'importance des renvois aux catégories A ou B dans le MVA. Les opérations aériennes du CH146 sont habituellement effectuées conformément aux directives du Manuel des manœuvres officielles du CH146.

3.5.6 La Modification 2 du document de référence A n'a pas été examinée ni approuvée par l'ANT. La Modification 2 comprenait l'intégration permanente de modifications provisoires et d'un nombre inconnu de nouvelles modifications. L'ANT a peut-être approuvé certains des éléments du contenu durant le processus lié au formulaire d'approbation de modification d'aéronef (FAMA), s'il y avait lieu, mais le processus en question ne visait pas toutes les modifications et

ne s'avérerait pas un examen ni une approbation en bonne et due forme de l'ANT relativement aux modifications apportées au MVA.

3.6 STRATÉGIE À L'ÉGARD DU SUPPLÉMENT

3.6.1 La stratégie suivante a été élaborée à la suite de plusieurs modifications du supplément (doc. de réf. B).

3.6.1.1 Le document de référence B devrait être intégré au document de référence A, une fois que les figures 1-1A, 8-11, 8-12 et 8-13 auront été entièrement supprimées du document de référence A et que le titre de la figure 1-1 aura été rétabli dans le document de référence A.

3.6.1.2 Le document de référence B devrait être intitulé « Operations with Nine Passengers or Less » au lieu de porter le titre du document de référence C « Category B Operations when Configured with Nine or Less Passenger Seats ». La mention de la catégorie B est ainsi éliminée, puisque les équipages navigants du CH146 ne la comprennent pas. En outre, dans le cas des opérations aériennes, les Forces canadiennes sont davantage préoccupées par la question du nombre de passagers à bord de l'appareil que par la configuration des sièges. Les modifications en question assurent une certaine souplesse tout en maintenant le niveau de sécurité prévu par les normes de la catégorie B de la FAR Part 29.

3.6.1.3 Les graphiques de vol stationnaire HES seraient éliminés du supplément (doc. de réf. B), et l'on utiliserait les graphiques de vol stationnaire HES du MVA de base (doc. de réf. A) à leur place. Comme les graphiques étaient semblables et que Bell voulait initialement qu'ils soient identiques, une telle mesure était justifiée.

3.6.1.4 Les graphiques erronés de vol stationnaire EES indiquant une puissance maximale continue seraient supprimés du document de référence B.

3.6.1.5 L'altitude densité maximale figurant dans le document de référence B serait plafonnée à 14 000 pieds, au lieu de l'altitude de 16 000 pieds figurant dans le supplément civil (doc. de réf. C). Cette mesure est uniquement prise à court terme pour assurer la compatibilité au document de référence A.

3.6.1.6 Les graphiques tenant compte du vent seraient harmonisés de manière à pouvoir utiliser les limites de vitesse du vent de la catégorie A, tel qu'il est indiqué dans la figure 1-4 du document de référence A. Les angles d'azimut critiques de vol stationnaire HES de la catégorie B seraient les mêmes que ceux de la catégorie A. Pareillement, les angles d'azimut critiques de vol stationnaire EES de la catégorie B, à une masse de référence inférieure à 13 200 lb, seraient les mêmes que ceux de la catégorie A. Toutefois, à une masse de référence

supérieure à 13 200 lb, les angles d'azimut critiques seraient les mêmes que ceux du supplément civil (doc. de réf. C). Ces changements ont été apportés pour souligner les secteurs de l'enveloppe de vent relatif auxquels il faut porter une attention particulière, ainsi que pour simplifier la présentation des renseignements en question.

3.6.1.7 Comme les graphiques de vol stationnaire actuellement disponibles sont fondés sur les essais du modèle 412 équipé d'une génératrice de 150 ampères, alors que le CH146 est équipé de génératrices de 200 ampères, une limite a été ajoutée dans la section 1 du document de référence B pour préciser que les charges maximales de la génératrice ne doivent pas dépasser 150 ampères. Cette mesure provisoire sera respectée jusqu'à ce que des graphiques de catégorie B fondés sur l'utilisation de génératrices de 200 ampères soient fournis.

3.6.1.8 Une section portant sur des généralités devrait être ajoutée au début du doc. de réf. B et présentée : les modifications que le supplément de catégorie B ajoutent à la base de certification de la catégorie A qui figure dans le MVA de base; toute augmentation des risques liée à l'utilisation de la catégorie B comparativement à la catégorie A, ainsi que la base de dérivation du doc. de réf. B, laquelle s'avère le doc. de réf. C, tel qu'il est indiqué dans la présente note technique.

3.6.2 La stratégie à plus long terme devrait comprendre :

3.6.2.1 L'examen exhaustif de la Modification 2 du document de référence A et son approbation par l'ANT.

3.6.2.2 Une évaluation par la 1 DAC du risque inhérent à l'adoption d'opérations aériennes de catégorie B (ou d'un dérivé) en tant que principales limites des performances dans le document de référence A, au lieu de celles de la catégorie A. Si elles sont ainsi acceptées, le document de référence A pourrait être converti en un ensemble de limites de performances mieux adaptées à l'utilisation du CH146, comme les limites dérivées de la catégorie B. Lorsqu'elles s'avèrent avantageuses, comme dans le cas d'opérations civiles ou le transport de dignitaires, les dispositions concernant les performances de catégorie A devraient figurer dans un supplément au MVA.

3.6.2.3 Ajout d'une limite d'altitude densité de 16 000 pieds dans le document de référence A.

3.6.2.4 Harmonisation des renseignements sur les azimuts critiques de vent relatif pouvant semer la confusion dans les divers graphiques de vol stationnaire. Lorsque disponibles, d'autres données sur les essais en vol devraient être utilisées pour bonifier les renseignements déjà offerts par les programmes de certification civils.

3.6.2.5 Mise à jour des graphiques de vol stationnaire en fonction du bon équipement, comme la génératrice de 200 ampères et le réchauffeur d’hiver.

3.6.2.6 Ajout du bon graphique de vol stationnaire EES indiquant la puissance maximale continue.

4. CONCLUSION

4.1 Les mesures précisées dans le paragraphe 3.6.1 devraient être prises pour garantir l’approbation du document de référence B par l’ANT. Il en va de même pour les recommandations du paragraphe 3.6.2, en vue d’obtenir le même résultat à l’égard du document de référence A.

5. RECOMMANDATIONS

5.1 Les mesures précisées dans le paragraphe 3.6.1 devraient être intégrées au document de référence B avant sa première publication.

5.2 Une fois les mesures du paragraphe 3.6.1 mises en œuvre, l’ANT devrait approuver le document de référence B.

5.3 Les mesures figurant dans le paragraphe 3.6.2 devraient être intégrées aux documents de référence A et B dès que possible.

5.4 Une fois la mise en œuvre des mesures du paragraphe 3.6.2 achevée, l’ANT devrait approuver le document de référence A.

Liste de distribution

Suivi

DPEAG (AT et H) 4-6

Renseignements

DNAST 5-3

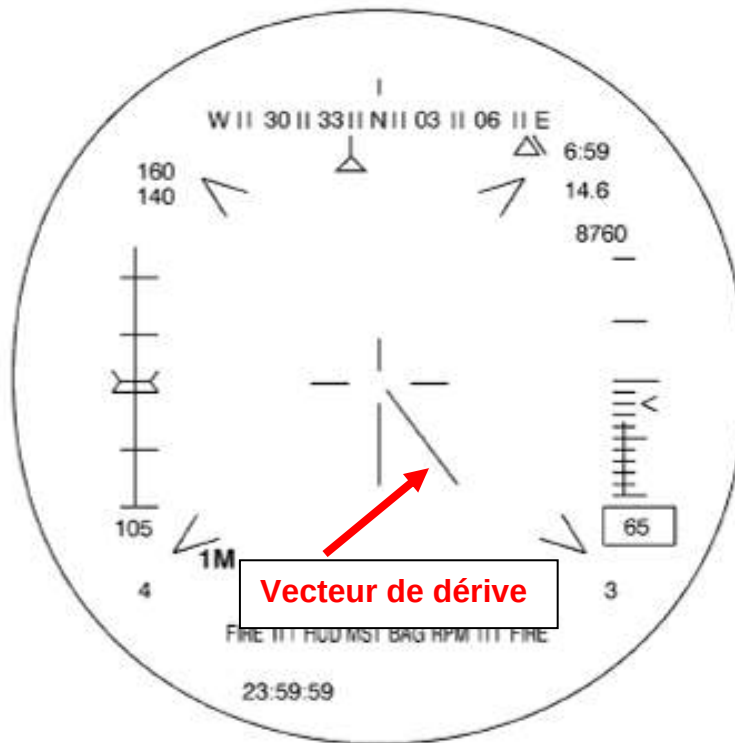
1 DAC, A3 Sys Avn tac

Annexe H : Tableau des performances de la Roto 6

		20	25	30	35	40	45	50
3500'	OGE WAT Takeoff WT / Q	11 400 / 89	11 300 / 88	11 100 / 86	10 900 / 84	10 700 / 83	10 500 / 81	10 300 / 79
	Twin Engine 810 ITT OGE WT / Q	11 700 / 92	11 400 / 89	11 000 / 85	10 600 / 82	10 300 / 78	9 900 / 75	9 600 / 72
	IGE WAT Takeoff WT / Q	11 400 / 76	11 300 / 76	11 100 / 74	10 900 / 72	10 700 / 71	10 500 / 69	10 300 / 68
	Twin Engine 810 ITT 4' WT / Q	11 900 / 92	11 900 / 89	11 900 / 85	11 800 / 82	11 500 / 78	11 200 / 75	10 800 / 72
	Max 810 WT / Q for IGE T/O +5%	11 900 / 87	11 900 / 84	11 800 / 80	11 400 / 77	10 900 / 73	10 600 / 70	10 200 / 67
4000'	OGE WAT Takeoff WT / Q	11 200 / 87	11 000 / 86	10 800 / 84	10 600 / 82	10 500 / 81	10 300 / 79	10 200 / 78
	Twin Engine 810 ITT OGE WT / Q	11 500 / 90	11 200 / 87	10 800 / 84	10 400 / 80	10 100 / 77	9 800 / 74	9 400 / 70
	IGE WAT Takeoff WT / Q	11 200 / 75	11 000 / 73	10 800 / 71	10 600 / 70	10 500 / 69	10 300 / 68	10 200 / 67
	Twin Engine 810 ITT 4' WT / Q	11 900 / 90	11 900 / 87	11 900 / 84	11 700 / 80	11 300 / 77	11 000 / 74	10 500 / 70
	Max 810 WT / Q for IGE T/O +5%	11 900 / 85	11 900 / 82	11 600 / 79	11 100 / 75	10 800 / 72	10 500 / 69	9 900 / 65
4500'	OGE WAT Takeoff WT / Q	11 000 / 85	10 800 / 84	10 600 / 82	10 400 / 80	10 300 / 79	10 000 / 77	9 900 / 76
	Twin Engine 810 ITT OGE WT / Q	11 300 / 88	10 900 / 85	10 600 / 82	10 200 / 78	10 000 / 76	9 600 / 72	9 300 / 69
	IGE WAT Takeoff WT / Q	11 000 / 73	10 800 / 71	10 600 / 70	10 400 / 68	10 300 / 68	10 000 / 66	9 900 / 65
	Twin Engine 810 ITT 4' WT / Q	11 900 / 88	11 900 / 85	11 800 / 82	11 500 / 78	11 200 / 76	10 800 / 72	10 400 / 69
	Max 810 WT / Q for IGE T/O +5%	11 900 / 83	11 700 / 80	11 300 / 77	10 900 / 76	10 600 / 71	10 200 / 67	9 800 / 64
OGE WAT Takeoff WT / Q			This is the most you can lift OGE based on the ability of the rotors to produce lift/thrust					
Twin Engine 810 ITT OGE WT / Q			This is the most you can lift OGE based on the ability of the engines to produce power					
IGE WAT Takeoff WT / Q			This is the most you can lift IGE based on the ability of the rotors to produce lift/thrust					
Twin Engine 810 ITT 4' WT / Q			This is the most you can lift IGE based on the ability of the engines to produce power					
Max 810 WT / Q for IGE T/O +5%			This is the most you can lift IGE with 5% remaining for rotation based on the engines ability to produce power					

Nota : Bien que non officiel, le présent tableau indiquait aussi que l'hélicoptère accidenté était en surcharge, même pour une altitude densité de seulement 4500 pieds et une OAT de 40 °C (tableau publié en anglais seulement).

Annexe I : L'écran de vol stationnaire du HUD de jour et du HUD NVG



Nota

1. Le vecteur de dérive tel qu'il est affiché ci-dessus indiquerait que l'hélicoptère se déplace vers la droite et l'arrière dans un angle d'environ 45°.
2. Le symbole de vecteur de vitesse en vol stationnaire est représenté par une seule ligne dont une extrémité se trouve au centre de l'écran HUD. Le symbole représente l'ampleur et le cap de la dérive selon une fourchette de vitesse sol de 0 à 10 nœuds et un cap de 0° M à 359° M. La ligne s'allonge au fur et à mesure que la vitesse augmente. L'orientation de la ligne partant du centre de l'écran indique la direction de la dérive de l'hélicoptère par rapport à son cap. Les symboles disparaissent de l'écran lorsque la vitesse est supérieure à dix nœuds.

Annexe J : Procédures d'urgence du CH146

(Source : Liste de vérifications de l'équipage de conduite du CH146 – document n° C-12-146-000/MC-001)

INCENDIE MOTEUR

État défectueux : Incendie moteur

Au sol :

- Mesure corrective : **1. Les deux manettes des gaz FERMER**
- 2. Interrupteur à tirette FIRE PULL TIRER**
(moteur touché)
- 3. Commutateur FIRE EXT MAIN, puis**
RESERVE
- 4. Évacuation d'urgence au sol**

ÉVACUATION D'URGENCE AU SOL

- Mesure corrective : **1. Manettes des gazFERMER**
- 2. Interrupteurs BATTERY BUSOFF**
- 3. Frein rotorAU BESOIN**
- 4. PorteOUVRIR/LARGAGE**
- 5. Quitter l'aéronef**

Annexe K : Écrans du logiciel du CH146
(Logiciel en anglais seulement)

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance Index (°C) = 0

Notes:

PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353 Basic Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262 Torque Adjustment Factor (%Qmax) = 0.0

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046 **Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4**

AUW Adjustment Factor (lbs) = 0

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11262

15 ft hover AUW (lbs) = 10538

20 ft hover AUW (lbs) = 10388

25 ft hover AUW (lbs) = 10286

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 10046

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

No area C performance gains available. Area B limits not exceeded.

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW.

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 492

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

© 2010. All rights reserved. This software is protected by Canadian copyright laws and international treaty provisions. The software is provided to, and may be used only by personnel directly employed by, the Canadian Department of National Defence for internal department use only. The software shall not be reverse engineered, decompiled or disassembled.

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defense Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) (DAEPM (TH) 6).

Figure 1 – Données de sortie du logiciel indiquant les performances génériques d'un CH146 en fonction des conditions de la BOA et d'un IPP de 0 °C.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = CH146414 Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance index (°C) = 25.4

Reset Calculate Create Print File

Notes:

PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353 Basic Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262 Torque Adjustment Factor (%Qmax) = 7.5

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046 Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 88.9

AUW Adjustment Factor (lbs) = 664

100

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11683

15 ft hover AUW (lbs) = 11203

20 ft hover AUW (lbs) = 11051

25 ft hover AUW (lbs) = 10951

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 10711

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

No area C performance gains available. Area B limits not exceeded.

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW.

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 492

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

© 2010. All rights reserved. This software is protected by Canadian copyright laws and international treaty provisions. The software is provided to, and may be used only by personnel directly employed by, the Canadian Department of National Defence for internal department use only. The software shall not be reverse engineered, decompiled or disassembled.

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defense Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) (DAEPM (TH) 6).

Figure 2 – Hélicoptère n° 2 au décollage de la BOA en après-midi. Il s'agit du meilleur scénario possible pour l'hélicoptère n° 2 sans que ce dernier dépasse ses limites. Remarquer l'IPP de base de 25,4 °C et les diverses masses brutes établies en fonction des hauteurs de vol stationnaire en HES et EES.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = CH146414 Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance Index (°C) = 32

Reset Calculate Create Print File

Notes:

PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353 Basic Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262 Torque Adjustment Factor (%Q mast) = 9.5

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046 Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 90.8

AUW Adjustment Factor (lbs) = 837

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11083

15 ft hover AUW (lbs) = 11375

20 ft hover AUW (lbs) = 11223

25 ft hover AUW (lbs) = 11123

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 10883

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

No area C performance gains available. Area B limits not exceeded.

© 2010. All rights reserved. This software is protected by Canadian copyright laws and international treaty provisions. The software is provided to, and may be used only by personnel directly employed by, the Canadian Department of National Defence for internal department use only. The software shall not be reverse engineered, decompiled or disassembled.

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defense Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) (DAEPM (TH) 6).

Figure 3 – Hélicoptère n° 2 en vol stationnaire à 20 pieds. Remarquer une puissance de couple sur le mât de 90,8 % et un IPP de 32 °C. Un IPP de base de 25,4 °C indique un dépassement d'ITT de 6,6 °C pour une mise en stationnaire à 20 pieds (32 - 25,4 = 6,6).

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = CH146434 Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance Index (°C) = 27.9

Reset Calculate Create Print File

Notes:



PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353 Basic Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262 Torque Adjustment Factor (%Qmax) = 8.3

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046 Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 89.6

AUW Adjustment Factor (lbs) = 730

100

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11683

15 ft hover AUW (lbs) = 11268

20 ft hover AUW (lbs) = 11116

25 ft hover AUW (lbs) = 11016

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 10776

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

No area C performance gains available. Area B limits not exceeded.

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW.

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 492

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

© 2010. All rights reserved. This software is protected by Canadian copyright laws and international treaty provisions. The software is provided to, and may be used only by personnel directly employed by, the Canadian Department of National Defence for internal department use only. The software shall not be reverse engineered, decompiled or disassembled.

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defence Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) [DAEPM (TH) 6].

Figure 4 – Hélicoptère accidenté lors du décollage de la BOA en après-midi. Il s'agit du meilleur scénario pour l'hélicoptère accidenté sans que ce dernier dépasse ses limites. Remarquer l'IPP de base de 27,9°C.

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = CH146434 Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance index (°C) = 44

Reset Calculate Create Print File

Notes:



PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046

Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 94.4

AUW Adjustment Factor (lbs) = 1151

100

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11683

15 ft hover AUW (lbs) = 11683

20 ft hover AUW (lbs) = 11537

25 ft hover AUW (lbs) = 11437

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11197

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

No area C performance gains available. Area B limits not exceeded.

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW.

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 492

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defense Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) [DAEPM (TH) 6].

Figure 5 – Hélicoptère accidenté en vol stationnaire à 20 pieds. Remarquer une puissance de couple sur le mât de 94,4 % et un IPP de 44 °C pour une masse brute totale de 11 537 lb. Un IPP de 27,9 °C indique un dépassement d’ITT de 16 °C pour une mise en stationnaire à 20 pi (44 – 27,9 = 16,1).

“Non-Controlled Goods / Marchandises Non-Contrôlées”

CH146 Performance Calculator 2.0

FOR OP ATHENA USE ONLY

This software is issued on Authority of the Chief of the Defence Staff Technical Airworthiness Authority and Operational Airworthiness Authority. Approved for OP ATHENA operations only. Use for any other purpose is strictly prohibited.

INPUTS

Tail Number = CH146434 Date = 16 Feb 2011

Pressure Altitude (ft) = 4675

OAT (°C) = 39

Power Performance Index (°C) = 62

Reset Calculate Create Print File

Notes:

PRIMARY OUTPUT

Density Altitude (ft) = 8353 Basic Max Cont Torque Available (%Q) = 81.4

IGE Basic Allowable AUW (lbs) = 11262 Torque Adjustment Factor (%Qmast) = 18.4

OGE Basic Allowable AUW (lbs) = 10046 **Adjusted Max Cont Torque Available (%Q) = 99.7**

AUW Adjustment Factor (lbs) = 1622

Area B Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

IGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11683

15 ft hover AUW (lbs) = 11683

20 ft hover AUW (lbs) = 11579

25 ft hover AUW (lbs) = 11479

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11239

Area C Limits - Critical Wind Azimuths IAW C-12-146-000/OP ATHENA CWA

15 ft hover AUW (lbs) = 11683

20 ft hover AUW (lbs) = 11683

25 ft hover AUW (lbs) = 11683

OGE AUW with Adjustment Factor (lbs) = 11668

NOTE: 15 ft, 20 ft and 25 ft Skid height AUW Adjustments are calculated based on OGE Basic Allowable AUW.

15 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 492

20 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 340

25 ft hover AUW Adjustment (lbs) = 240

© [REDACTED], 2010. All rights reserved. This software is protected by Canadian copyright laws and international treaty provisions. The software is provided to, and may be used only by personnel directly employed by, the Canadian Department of National Defence for internal department use only. The software shall not be reverse engineered, decompiled or disassembled.

CH146 performance data contained herein are proprietary to Bell Helicopter TEXTRON Inc. Disclosure, reproduction or use of these data for any purpose other than helicopter operation is forbidden without prior written authorization from National Defense Headquarters Director Aerospace Equipment Program Management (Transport Helicopters) (DAEPM (TH) 6).

Figure 6 – Donne l’IPP nécessaire pour assurer une transition si l’on prévoit une valeur de 5 % en plus de la puissance de couple sur le mât requise en vol stationnaire. Il faut un dépassement d’ITT de 34,1 °C pour une transition à une puissance de couple sur le mât de 99,7 % ($62 - 27,9 = 34,1$).

Annexe L : Abréviations

°	Degrés
%	pour cent
1 DAC	1 ^{re} Division aérienne du Canada
3 EPFC	3 ^e École de pilotage des Forces canadiennes
A3 Avn tac	A3 Aviation tactique
A3 Maint mar et tac	A3 Maintenance maritime et tactique
A3 Sys Avn tac	A3 Systèmes d'aviation tactique
ADI	Indicateur directeur d'assiette
AFIP	Armed Forces Institute of Pathology (États-Unis)
ANO	Autorité de navigabilité opérationnelle
ANT	Autorité de navigabilité technique
AOI	Aircraft Operating Instructions
ASL	Au-dessus du niveau de la mer
ARC	Aviation royale canadienne
BHTCL	Bell Helicopter Textron Canada Limited
BOA	Base d'opérations avancée
BPR	Bureau de première responsabilité
C	Celsius
CED	Chef d'état-major de la Défense
CEMFA	Chef d'état-major de la Force aérienne
CETA	Centre d'essais techniques (Aérospatiale)
CETQ	Centre d'essais techniques de la qualité
cmdt Ere	Commandant d'escadre
Cmdt ARC	commandant de l'Aviation royale canadienne
CNRC	Conseil national de recherches du Canada
COIC	Commandement des opérations interarmées du Canada
COMFEC	Commandement de la Force expéditionnaire du Canada
CVFDR	Enregistreur de la parole dans le poste de pilotage et enregistreur de données de vol
CVR	Enregistreur de la parole dans le poste de pilotage
DNAST	Direction – Navigabilité aérienne et Soutien technique
DGGPEA	Directeur général - Gestion du programme d'équipement aérospatial
DPEAG (AT et H)	Directeur – Gestion du programme d'équipement aérospatial (Aéronefs de transport et hélicoptères)
DSTNA	Direction des services techniques de navigabilité aérienne
EENAT	Équipe d'évaluation et de normalisation de l'aviation tactique
EES	En effet de sol
EMIS	état-major interarmées stratégique
ESA	Équipement de survie des aéronefs
ETAH	Escadron tactique d'hélicoptères
EUE	Énoncé sur l'utilisation envisagée

FAA	Federal Aviation Administration
FAMA	Formulaire d'approbation de modification d'aéronef
FAR	<i>FAA Airworthiness Regulations</i> (réglementation sur la navigabilité)
FDR	Enregistreur de données de vol
FHC (A)	Force d'hélicoptères du Canada en Afghanistan
FOI (Afg)	Force opérationnelle interarmées en Afghanistan
GSA	Gestionnaire de systèmes d'armes
h	heure
H _D	Altitude densité
HES	Hors effet de sol
HESCO	Hercules Engineering Solutions Consortium
HMD	Visiocasque
HP	Altitude-pression
HUD	Affichage tête haute ou collimateur de pilotage
HUMS	Système de contrôle et de maintenance des hélicoptères
H-V	Hauteur-vitesse
ICP	Ingénieur concepteur principal
IEA	Instructions d'exploitation d'aéronef
IETM	Integrated Electronic Technical Manual
IFC	Conditions de vol aux instruments
IIMC	Conditions météorologiques de vol aux instruments non prévues
IMC	Conditions météorologiques de vol aux instruments
IPP	Index des performances de puissance
ITO	Décollage aux instruments
ITT	Température inter-turbines
KAF	Aérodrome de Kandahar
KIAS	Vitesse indiquée en nœuds
lb	Livres
M	Magnétique
MALA	Acceptation de la mission et autorisation de lancement
MB	Masse brute
METAR	Message météorologique régulier pour l'aviation
MMO	Manuel des manœuvres officielles
MPTO	Décollage aux performances maximales
MNT	Manuel de navigabilité technique
MVA	Manuel de vol de l'aéronef
N1 ou Ng	Régime de turbine de générateur de gaz
NVG	Lunettes de vision nocturne
OAT	Température extérieure
pi	Pied

PZG	Prévisions de zone graphique
RDDC	Recherche et développement pour la défense Canada
RGRN	Registre de gestion des risques liés à la navigabilité
ROTO	Rotation
SGESV	Système de gestion des événements liés à la sécurité des vols
t/min	Tours par minute
TPSGC	Ministère des Travaux publics et des Services gouvernementaux
V_{MAX}	Vitesse maximale
VMC	Conditions météorologiques de vol à vue
V_{MINI}	Vitesse minimale de vol aux instruments
V[NE]	Vitesse à ne pas dépasser
WAT	Limites de masse, d'altitude et de température
Z	Heure Zulu (temps universel coordonné)