

FORCES CANADIENNES
RAPPORT D'ENQUÊTE SUR LA SÉCURITÉ DES VOLS (RESV)
RAPPORT FINAL

NUMÉRO DE DOSSIER : 1010-CH147204 (DSV 2-4-2)
NUMÉRO DE SGISV : 136988
DATE DU RAPPORT : 13 juillet 2010
TYPE D'AÉRONEF : CH147D Chinook
DATE/HEURE : 18 janvier 2009, 7 h 30 Z
ENDROIT : Aéroport de Kandahar (Afghanistan)
CATÉGORIE : Accident de catégorie « B »

Le présent rapport a été rédigé avec l'autorisation du ministre de la Défense nationale 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

L'hélicoptère CH147204 était affecté à une mission d'entraînement en partance de l'aéroport de Kandahar (KAF). En quittant l'aéroport, l'équipage n'a remarqué aucune anomalie. Plus tard au cours de la matinée, alors que l'hélicoptère poursuivait sa mission, du personnel de maintenance a trouvé un composant d'aéronef sur l'aire de trafic, près de l'endroit où était garé l'hélicoptère CH147204 avant son départ. Le composant en question était une butée d'affaissement fixe de rotor arrière servant à supporter le poids des pales du rotor à bas régime, lors de la mise en marche et de l'arrêt du rotor. Le personnel de maintenance a immédiatement vérifié tous les autres hélicoptères qui se trouvaient sur l'aire de trafic, et il a déterminé que la butée d'affaissement fixe ne provenait pas de l'un de ces appareils. L'équipage du Chinook a été informé de la situation, et on lui a demandé de revenir à l'aéroport et de se poser sur l'aire de trafic réservée aux cargaisons aériennes dangereuses. Une procédure d'arrêt d'urgence a été utilisée pour tenter de réduire les dommages le plus possible : une plate-forme de maintenance a été recouverte de panneaux de bois et placée près du fuselage de façon à protéger l'hélicoptère. L'équipage a quitté l'hélicoptère après avoir serré le frein de stationnement et a laissé les moteurs en marche. L'appareil a fonctionné jusqu'à ce qu'il tombe en panne sèche, puis le régime rotor a ralenti progressivement jusqu'à ce que la pale affaissée heurte la plate-forme, ce qui a endommagé cinq pales principales de rotor, la poutre de queue et le revêtement du fuselage. Personne n'a été blessé.

TABLE DES MATIÈRES

1	RENSEIGNEMENTS DE BASE	1
1.1	Déroulement du vol.....	1
1.2	Victimes.....	1
1.3	Domages à l'aéronef	2
1.4	Domages indirects	2
1.5	Renseignements sur le personnel.....	2
1.6	Renseignements sur l'aéronef	3
1.7	Renseignements météorologiques.....	8
1.8	Aides à la navigation.....	8
1.9	Télécommunications.....	8
1.10	Renseignements sur l'aérodrome	8
1.11	Enregistreurs de vol.....	9
1.12	Renseignements sur l'épave et l'impact	9
1.13	Renseignements médicaux	9
1.14	Incendie, dispositifs pyrotechniques et munitions.....	9
1.15	Questions relatives à la survie.....	10
1.16	Essai et recherches.....	10
1.17	Renseignements sur l'organisation et la gestion	10
1.18	Renseignements supplémentaires	10
1.19	Techniques d'enquête efficaces	12
2	ANALYSE	13
2.1	Analyse technique.....	13
2.2	Absence du circuit de frein rotor	18
2.3	Résumé	18
3	CONCLUSIONS	20
3.1	Faits établis.....	20
3.2	Facteurs contributifs.....	23
4	MESURES DE PRÉVENTION	24
4.1	Mesures de prévention prises.....	24
4.2	Mesures de prévention recommandées.....	25
4.3	Autres préoccupations liées à la sécurité	25
4.4	Commentaires du DSV.....	26
	Annexe A – Photos	A1
	Annexe B – Schéma présentant la façon de poser les butées d'affaissement.....	B1
	Annexe C – Liste de vérifications à exécuter avant de circuler au sol, conformément au manuel d'utilisation.....	C1
	Annexe D – Liste de vérifications à exécuter avant de circuler au sol, conformément à la liste de vérifications de l'utilisateur.	D1
	Annexe E – Procédure d'arrêt d'urgence – Défaillance des butées d'affaissement.	E1
	Annexe F – Préparation - Plate-forme déflectrice pour pales du Chinook.....	F1
	Annexe G – Bibliographie.....	G1
	Annexe H – Abréviations	H1

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 L'inspection avant vol de l'hélicoptère Chinook CH147204 canadien a été effectuée par les mécaniciens de bord (Méc B) avant l'arrivée des pilotes. L'inspection extérieure de l'hélicoptère que font les Méc B est plus poussée que celle effectuée par les pilotes. Lorsqu'ils sont arrivés près de l'hélicoptère, les pilotes ont exécuté leur propre inspection extérieure de l'hélicoptère, et l'équipage a procédé à la mission sans avoir remarqué d'anomalies.

1.1.2 Alors que l'hélicoptère était parti en mission, le personnel de maintenance a trouvé un composant d'aéronef sur l'aire de trafic, près de l'endroit où était garé l'hélicoptère CH147204 avant son départ. On a déterminé que le composant était une butée d'affaissement fixe de rotor arrière (référence 114R2087-3). Le personnel de maintenance a inspecté rapidement tous les autres hélicoptères à KAF, et il a constaté que toutes les butées d'affaissement fixe étaient à leur place. La chaîne de commandement et le centre des opérations de l'unité ont été avisés du problème; ils ont informé l'équipage en mission de la situation et demandé son retour à la base. Le contrôleur de la tour a déclaré une situation d'urgence, et le centre des opérations a avisé l'équipage que l'hélicoptère devait atterrir sur l'aire de trafic réservée aux cargaisons aériennes dangereuses, un emplacement situé à l'écart à KAF. L'hélicoptère s'est posé et, alors que les moteurs fonctionnaient et que les rotors tournaient toujours, les membres d'équipage non indispensables aux opérations ont débarqués et les munitions ont été déchargées. Certains membres sont montés dans l'hélicoptère pour informer les membres d'équipage restants de la situation, et discuter de la procédure à suivre lors d'une défaillance de la butée d'affaissement, une procédure qui avait été obtenue d'un partenaire de la Coalition. Comme l'hélicoptère CH147D n'est pas équipé d'un circuit de frein rotor, l'équipage a étudié la possibilité de rester à bord pour effectuer la procédure d'arrêt ou d'abandonner l'appareil et de se tenir à une distance sécuritaire jusqu'à ce que l'hélicoptère tombe en panne sèche. Pendant les discussions, le moteur numéro 1 a été coupé pour réduire la consommation de carburant de manière à laisser plus de temps aux intervenants pour analyser les options. Le personnel des Forces canadiennes, avec l'aide de personnel de la Coalition, a installé à proximité de l'hélicoptère une plate-forme adaptée de façon à protéger le fuselage contre l'impact possible d'une pale du rotor lors du ralentissement de ce dernier. Une fois les préparatifs achevés, les pilotes ont évacué l'hélicoptère. Environ une heure et trente minutes plus tard, le moteur s'est arrêté par manque de carburant. Comme les rotors ralentissaient, les pales du rotor arrière ont heurté la plate-forme adaptée à cette fin, ce qui a brusquement arrêté les pales et endommagé le côté gauche du fuselage.

1.2 Victimes

Aucune.

1.3 Dommages à l'aéronef

1.3.1 L'hélicoptère a subi des dommages très graves. Les deux têtes de rotor (avant et arrière) et la chaîne de transmission ont été contraintes à un arrêt brusque. Cinq des six pales des rotors ont été endommagées pendant l'incident. La partie supérieure de la poutre de queue a été endommagée à la référence 570, là où la tête de rotor a heurté l'extrados de la poutre de queue. On a constaté que le revêtement du fuselage était déformé à deux endroits sur la poutre de queue (du côté bâbord à la référence verticale/au repère 120/600, et du côté tribord à la référence verticale/au repère 70/630). La partie supérieure des antennes de télécommunications par satellite (SATCOM) portaient des marques, et l'antenne à haute fréquence (HF) était brisée à deux endroits. Le revêtement du fuselage était percé à la référence 260, là où la plate-forme adaptée est entrée en contact avec le fuselage.

1.3.2 Les pales arrière sont identifiées au moyen des couleurs jaune, rouge et verte. On a été déterminé que la butée d'affaissement retrouvée sur l'aire de trafic après le départ de l'hélicoptère provenait de la pale jaune. Les deux autres butées d'affaissement, qui ont subi une défaillance pendant la procédure d'arrêt, ont été étiquetées en fonction de l'endroit où elles ont été trouvées au moment de l'inspection du terrain effectuée après l'incident (c'est-à-dire « trouvée à 20 pieds à gauche de l'hélicoptère » et « trouvée à 147 pieds à gauche de l'hélicoptère »).

1.4 Dommages indirects

La plate-forme adaptée, qui avait été empruntée à un partenaire de la Coalition, a été endommagée par l'impact des pales de rotor. Aucun autre dommage indirect n'a été signalé.

1.5 Renseignements sur le personnel

	Pilote	Copilote	Méc B 1	Méc B 2
Heures de vol total	1372,6	1000,1	2461,8	176,2
Heures de vol sur type	126,6	69,9	97,5	140,6
Heures de vol, 24 dernières heures	3,5	3,5	3,5	3,5
Heures de vol, 48 dernières heures	6,5	3,5	6,5	6,5
Heures de vol, 72 dernières heures	9,0	3,5	9,0	8,1
Heures en service, jour de l'accident	11	11	8	7
Heures en service, 48 dernières heures	23	21	18	15

Heures en service, 72 dernières heures	35	32	28	23
---	----	----	----	----

Tableau 1 : Renseignements sur le personnel.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Description de l'hélicoptère : L'hélicoptère lourd de transport CH147D Chinook de Boeing est un aéronef biturbine à rotors en tandem. Il est principalement utilisé pour le transport des troupes, la mise en place d'artillerie et le réapprovisionnement des champs de bataille. Il est équipé d'une large rampe de chargement à l'arrière du fuselage et de trois crochets de charge extérieurs.

1.6.2 Ensemble des butées d'affaissement : La tête de rotor avant ainsi que la tête de rotor arrière de l'hélicoptère Chinook sont équipées d'un ensemble de butées d'affaissement fixe (voir la Figure 1a ci-après). La tête de rotor arrière comprend un ensemble de butées centrifuges en plus des butées d'affaissement fixe (voir la Figure 1b ci-dessous). Contrairement aux butées d'affaissement fixe, les butées centrifuges sont composées de pièces mobiles qui se déplacent de l'intérieur vers l'extérieur et vice versa, selon que le régime rotor augmente ou diminue. L'ensemble de butées d'affaissement supporte le poids des pales du rotor à bas régime, comme pendant la mise en marche et l'arrêt des rotors, prévenant ainsi à tout dommage à la tête de rotor, au mât rotor et à au fuselage. L'ensemble de butées d'affaissement ne joue aucun rôle en vol, et sa défaillance ne compromet aucunement la sécurité du vol. Les butées d'affaissement sont seulement utiles lorsque les moteurs sont coupés et que le régime rotor diminue sous la barre des 56 % tr/min.

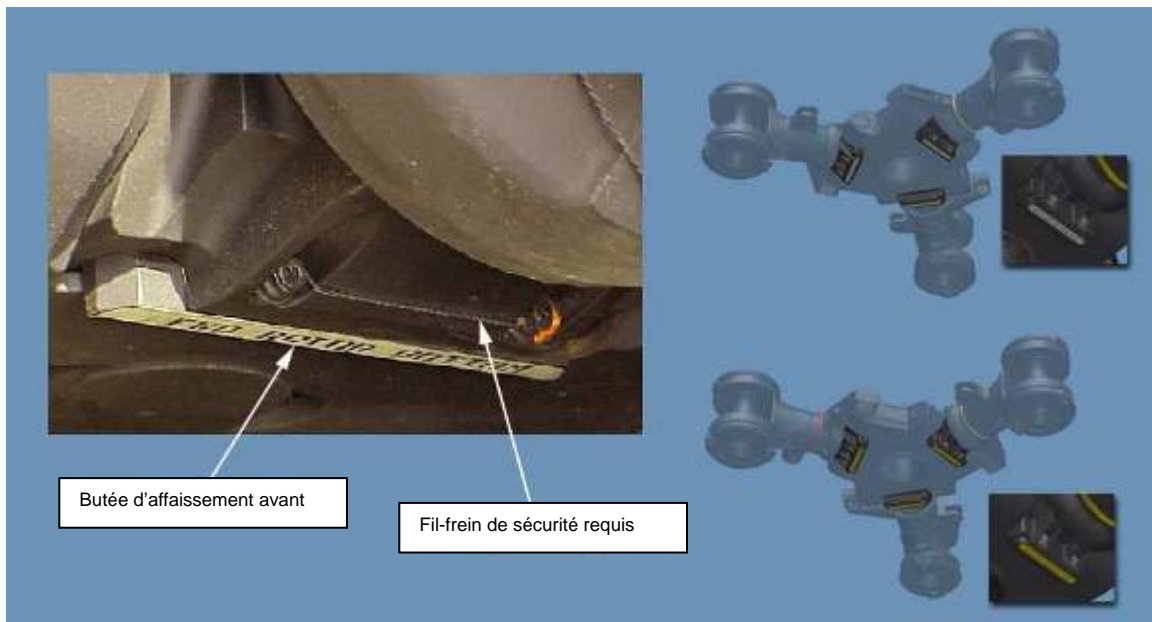


Figure 1a – Ensemble de butées d'affaissement avant et arrière

1.6.3 Dans l'ensemble de butées d'affaissement de la tête de rotor arrière, les butées d'affaissement sont montées dans la partie inférieure du dispositif de changement de pas, sous la goupille horizontale de chacune des trois pales de rotor. Au repos, les butées d'affaissement touchent les blocs intercalaires limitant ainsi l'affaissement des pales à un angle de 1,25 à 1,75 degré sur le plan vertical. En outre, à bas régime rotor, des ressorts retiennent les leviers près du moyeu, ce qui maintient les blocs intercalaires entre le moyeu et le dispositif de changement de pas et limite l'angle d'affaissement de la pale. Toutefois, lorsque le régime rotor augmente à plus de 67 %, les leviers se dégagent et viennent contrer la tension du ressort en raison de la force centrifuge. Comme les leviers sont reliés aux blocs intercalaires, les blocs intercalaires se dégagent également d'entre le moyeu et le dispositif laissant un plus grand dégagement pour le battement des pales en vol. Au fur et à mesure que le régime rotor augmente, la butée centrifuge permet aux pales arrière de s'affaisser à un angle de 5,5 à 6 degrés.

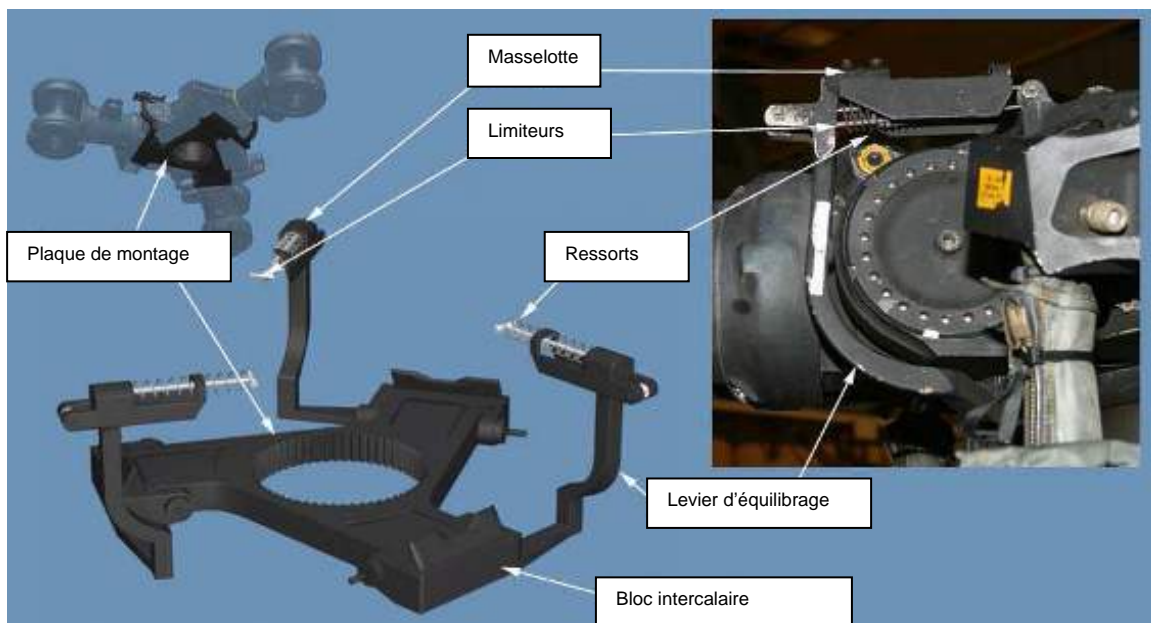


Figure 1b – Ensemble de butées centrifuges arrière

1.6.4 La tête de rotor arrière comprend trois butées d'affaissement fixe composées de blocs d'acier de près de six pouces de longueur et de 0,7 pouce d'épaisseur. Les deux longues arêtes opposées sont nettes ou d'équerre tandis que les deux autres arêtes diamétralement opposées sont chanfreinées; un de ces chanfreins est plus large que l'autre. La butée d'affaissement est fixée au moyen de deux boulons vissés à même le bloc, dans deux trous borgnes légèrement inclinés et situés du même côté. L'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » est peinte en lettres noires sur fond jaune ([Photo1](#) de l'[Annexe A](#) ou [Figure 3](#) de la partie 2), sur un côté de la butée d'affaissement. Selon le dessin numéro 114R2087, *Stop, Droop-centrifugal Droop Stop Aft Rotary Wing Head*, Révision B, en date 24 août 1972, diffusé par la Division Vertol de Boeing et

figurant à la référence A de l'[Annexe G](#), cette inscription devrait être peinte sur le côté du bloc où le chanfrein est le plus large.

1.6.5 Il est essentiel que la butée d'affaissement soit bien posée pour assurer un dégagement suffisant pendant le fonctionnement des pales, tel qu'il est indiqué dans l'[Annexe B](#). Selon la section 5-48 de la référence B, *Technical Manual for CH-47D Helicopter* (TM 55-1520-240-234), dans l'[Annexe G](#), il faut tenir compte de deux facteurs importants pour assurer la bonne orientation et position de la butée au moment de sa pose. D'abord, le facteur le plus important consiste à placer la butée d'affaissement en fonction du côté où le chanfrein est le plus large. Il faut ensuite orienter la butée d'affaissement en fonction du côté portant l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM ». Voici les instructions pour la pose de la butée d'affaissement ainsi que les avertissements figurant dans le manuel technique :

[TRADUCTION]

AVERTISSEMENT

Lors de la pose des butées d'affaissement, l'inscription « BOTTOM » doit se trouver sous le côté inférieur de la butée. L'inscription peut ou non être lisible. Toutefois, pour déterminer si la butée est bien posée, il faut vérifier la position des chanfreins.

Vérifier si la butée d'affaissement avant est posée sur la tête de rotor avant et la butée arrière, sur la tête de rotor arrière. Les butées d'affaissement avant et arrière ne sont pas interchangeables.

AVERTISSEMENT

Des butées d'affaissement mal posées ou des butées d'affaissement posées sur la mauvaise tête de rotor peuvent endommager l'hélicoptère et causer des blessures au personnel.

8. Placer les butées d'affaissement sur les pattes et s'assurer que l'inscription « BOTTOM » est placée vers le bas. S'assurer également que les chanfreins de la butée d'affaissement sont orientés vers le haut dans le rayon du bossage de butée d'affaissement compris dans le dispositif de changement de pas.

1.6.6 Acquisition de l'hélicoptère : Le 28 novembre 2008, l'autorité de navigabilité technique (ANT) du MDN a accordé une autorisation de navigabilité technique provisoire (ANTP) relativement à l'hélicoptère CH147D. Les recommandations de l'ANT ont ainsi été présentées à l'autorité de navigabilité du MDN, le Chef d'état-major de la Force aérienne (CEMFA), en vue de l'autorisation de navigabilité du système d'armes CH147D. Aucune limite ou restriction technique n'a été imposée par l'ANT. L'autorité de navigabilité opérationnelle (ANO) a par la suite fondé la préparation et l'approbation de l'autorisation de navigabilité opérationnelle sur l'ANTP. L'ANO a accordé une autorisation de navigabilité opérationnelle provisoire (ANOP) le

3 décembre 2008. Cette ANOP s'avère l'autorisation d'utiliser l'hélicoptère CH147D conformément aux rôles prévus et au moyen de l'équipement nécessaire. Le rapport en question présentait également à l'autorité de navigabilité les recommandations de l'ANO à l'égard de l'autorisation de navigabilité du système d'armes CH147D et de la mise en service subséquente. La mise en service, en date du 4 décembre 2008, a été faite conformément au processus de mise en service du MDN et approuvée par le CEMFA le 16 décembre 2009. L'hélicoptère CH147204 a été transféré aux Forces canadiennes le 30 décembre 2008, quelques semaines avant l'incident en question, alors qu'il totalisait 8379,9 heures de vol cellule. Le transfert s'est fait en Afghanistan, dans le théâtre des opérations. Une petite équipe des Forces canadiennes a été envoyée à KAF pour mener à bien le processus de transfert et de réception. Cette équipe comprenait des membres d'équipage expérimentés et qualifiés, nommés par le commandant du Centre d'essai technique (Aérospatiale) (CETA) pour superviser la mise à l'essai et l'évaluation durant le transfert et la réception. De même, du personnel des techniques de maintenance de la Division du Directeur général – Gestion du programme d'équipement aérospatial (DGGPEA) a assuré un suivi sur le plan technique et de la navigabilité. L'hélicoptère a été accepté en vertu d'un processus de transfert et de réception jugé acceptable par tous les intéressés. Le processus de réception mis en place était un processus officiel désigné comme étant un transfert d'unité à unité. L'équipe chargée de la réception a suivi une liste de vérifications de réception fournie par la DGGPEA, à laquelle elle a ajouté des vérifications fonctionnelles qui ont été effectuées durant les vols de convoyage à destination de KAF. Les hélicoptères venaient tout juste de faire l'objet d'un cycle d'inspection de maintenance, et ils étaient considérés comme étant en bon état de fonctionnement, de service et de navigabilité. L'équipe des Forces canadiennes chargée du transfert et de la réception de tous les hélicoptères Chinook était convaincue que les meilleures mesures raisonnables avaient été prises pour s'assurer que tous les hélicoptères CH147D étaient en bon état de fonctionnement, de service et de navigabilité, et qu'ils remplissaient les conditions de mise en service.

1.6.7 Inspections des hélicoptères : Tous les aéronefs des Forces canadiennes font l'objet d'inspections de maintenance périodiques et préventives, exécutées par des organisations de maintenance, permettant de détecter et de corriger toute anomalie. Ces inspections sont effectuées en fonction du nombre d'heures de vol de la cellule, des moteurs ou des rotors (dans ce cas-ci des rotors) ou elles sont exécutées quotidiennement. En outre, les équipages navigants effectuent également leurs propres inspections avant le vol, ce qui représente une autre mesure de sécurité.

1.6.8 Avant son acquisition par les Forces canadiennes, l'hélicoptère CH147204 avait fait l'objet d'une inspection en phases (c'est-à-dire un programme d'entretien cyclique aux 400 heures) 5,2 heures cellule plus tôt, à 8374,7 heures cellule. La tête de rotor arrière (référence 145R2004-20, numéro de série A5-1744) avait été posée durant l'inspection en question. Les dossiers

de maintenance indiquent que le composant totalisait 405 heures au moment de la pose. Au début de la mission, le jour de l'incident, l'hélicoptère totalisait 8387,8 heures cellule (7,9 heures après le transfert de l'appareil aux Forces canadiennes). Avant l'incident, l'hélicoptère avait effectué quatre vols alors qu'il appartenait au Canada. La prochaine inspection en phases (c'est-à-dire aux 200 heures) devait se faire à 8574,7 heures cellule. Les processus d'inspection en phases, de révision et d'assurance de la qualité n'avaient révélé aucune anomalie ni permis de déceler que les trois butées d'affaissement arrière avaient été mal posées. De même, aucune anomalie n'a été cernée dans le cadre des inspections quotidiennes de maintenance et des inspections extérieures exécutées par l'équipage navigant de l'unité chargée du transfert, après l'inspection et avant le transfert. En outre, les inspections quotidiennes menées par le personnel des Forces canadiennes après le transfert et avant l'incident n'ont pas permis de constater que les butées d'affaissement arrière étaient mal posées. Par surcroît, toutes les inspections menées dans le cadre du processus de réception, y compris les essais de maintenance en vol aux fins de réception et les inspections extérieures de l'hélicoptère, n'ont pas permis de relever que les butées d'affaissement étaient mal posées.

1.6.9 La défaillance des butées d'affaissement est rare, mais c'est un problème bien connu dans le milieu des hélicoptères Chinook. La défaillance des butées d'affaissement est principalement causée par un phénomène connu sous le nom de martèlement des butées d'affaissement, lequel se produit quand les butées d'affaissement touchent le mât lorsque les limites des commandes de vol sont dépassées. Des événements causés antérieurement par la défaillance des butées d'affaissement ont mené à la publication en 2000 et en 2001 de deux inspections spéciales : le bulletin de service TB 1-1520-240-20-132 précisant la longueur des boulons à utiliser et leur usure, et le bulletin de service TB 1-1520-240-20-136 indiquant la bonne façon de poser les butées d'affaissement sur l'hélicoptère. À ce moment-là, l'inspection spéciale prescrivait l'examen de la longueur des boulons, la façon de poser les butées d'affaissement et les limites relatives à l'usure des boulons.

1.6.10 Les activités de maintenance suivant l'incident comprenaient des inspections pour vérifier si toutes les butées d'affaissement des hélicoptères Chinook des Forces canadiennes étaient peintes et posées conformément aux directives des manuels techniques. Une enquête sur le terrain a permis de déterminer que trois butées d'affaissement arrière n'étaient pas bien montées. Le personnel de maintenance a effectué une inspection spéciale locale de tous les hélicoptères se trouvant à KAF, conformément aux deux bulletins de services TB 1-1520-240-20-132 et TB 1-1520-240-20-136. L'inspection spéciale n'a permis de constater qu'une usure normale des boulons.

1.6.11 Circuit de frein de rotor : Un circuit de frein rotor est conçu pour aider et accélérer les séquences de démarrage et d'arrêt d'un hélicoptère. Au démarrage, le frein rotor maintient la tête de rotor en place et permet de procéder au démarrage des moteurs, au dépliage ou au repliage des pales (si la tête de rotor est équipée d'un système de repliage des pales) ainsi qu'aux vérifications de démarrage. Il permet également de stabiliser la tête de rotor durant l'accélération initiale du moteur en vue de l'embrayage du rotor. À l'arrêt, le frein de rotor hâte le ralentissement des pales du rotor et maintient la tête de rotor en place durant les séquences des vérifications d'arrêt et de repliage des pales, s'il y a lieu. Lors d'une défaillance des butées d'affaissement, le risque est de causer des dommages si une pale s'affaisse et heurte le fuselage au moment du ralentissement du rotor. Dans une telle situation d'urgence, le fait de serrer le frein rotor rapidement et à fond, à un régime rotor prédéterminé, est la seule façon de réduire le risque qu'une pale qui s'affaisse heurte le fuselage, évitant ainsi tout dommage à l'hélicoptère. Le modèle d'hélicoptère qu'utilisent les Forces canadiennes n'est pas équipé d'un circuit de frein de rotor.

1.7 Renseignements météorologiques

Les conditions météorologiques étaient CAVOK (aucun nuage à moins de 5000 pieds, aucun cumulonimbus, visibilité de 6 milles terrestres ou plus, aucune précipitation, brume ni poudrière). Le vent soufflait du nord à environ 5 nœuds. Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme étant un facteur dans le présent incident.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

KAF a une seule piste et il est entouré de voies de circulation, d'aires de trafic et de zones réservées aux déplacements d'hélicoptères. Une aire de trafic est réservée aux cargaisons aériennes dangereuses, et elle est surtout utilisée pour le chargement et le déchargement des marchandises dangereuses qui se trouvent à bord des aéronefs de ravitaillement. Un périmètre de sécurité est mis en place lorsque l'aire de trafic réservée aux cargaisons aériennes dangereuses est utilisée. CH147204 s'est posé sur l'aire de trafic en question, et un périmètre de sécurité a été mis en place à cause des éclats pouvant provenir de l'impact des pales du rotor.

1.11 Enregistreurs de vol

L'hélicoptère accidenté n'est pas équipé d'appareils enregistrant des données de vol, d'enregistreurs de la parole dans le poste de pilotage ou de système de contrôle et de maintenance d'hélicoptères (SCMH). L'appareil servant à l'analyse des vibrations de l'aéronef, un outil de maintenance utilisé à des fins de dépannage, n'était pas posé au moment de l'incident.

1.12 Renseignements sur l'épave et l'impact

Comme les pales ralentissaient, la pale du rotor arrière sans butée d'affaissement fixe (pale jaune) a commencé à sortir de son plan et à descendre un peu plus bas que les deux autres pales du rotor arrière. Pendant le ralentissement des rotors, comme elle n'avait pas de butée d'affaissement, la pale jaune a fini par descendre assez bas pour heurter la plate-forme adaptée qui avait été placée à côté de l'hélicoptère. Les deux autres pales du rotor arrière ont également heurté la plate-forme adaptée. Par conséquent, les pales du rotor arrière, l'hélicoptère et la plate-forme adaptée ont été endommagés. Après le premier impact, les pales du rotor arrière ont heurté la plate-forme adaptée à sept reprises en cinq secondes, et toutes les pales, des rotors avant et arrière, se sont arrêtées brusquement pendant le cycle de décélération. À cause de l'impact des pales, la plate-forme adaptée a frappé le côté gauche du fuselage, ce qui a endommagé les antennes HF et percé le fuselage de l'hélicoptère à la référence 260. En outre, le poids de chacune des pales et l'amplitude de leur déplacement, alors qu'elles heurtaient la plate-forme adaptée et rebondissaient sur le fuselage, ont provoqué la défaillance des deux autres butées d'affaissement. Une des butées a été retrouvée à environ 147 pieds et l'autre, à 20 pieds de l'hélicoptère. Les deux butées en question étaient situées à la position 7-8 heures par rapport à l'arrière de l'hélicoptère. Il a été impossible de déterminer la provenance exacte des butées en question (pale rouge ou verte). Cinq des six pales des rotors ont été endommagées, la poutre de queue était tordue et le côté gauche du fuselage était perforé. On a retrouvé certaines des têtes de boulon provenant des pièces de fixation des butées d'affaissement.

1.13 Renseignements médicaux

Des échantillons de sang et d'urine ont été prélevés des deux pilotes et envoyés à l'Armed Forces Institute of Pathology (AFIP) à Washington (DC), aux fins d'analyse toxicologique. Aucune substance étrangère susceptible d'intoxiquer l'un ou l'autre des pilotes ou de nuire à leur rendement n'a été détectée.

1.14 Incendie, dispositifs pyrotechniques et munitions

L'hélicoptère accidenté était équipé de mitrailleuses de porte et transportait les munitions connexes, lesquelles ont été débarquées immédiatement après l'atterrissage pour atténuer tout risque pendant la séquence d'arrêt de l'hélicoptère.

1.15 Questions relatives à la survie

Comme personne ne savait ce qui se produirait pendant la procédure d'arrêt ni le moment où les pales des rotors heurteraient la plate-forme adaptée, le commandant de bord a décidé d'abandonner l'hélicoptère avant que ce dernier ne tombe en panne sèche.

1.16 Essai et recherches

La tête de rotor arrière de l'hélicoptère a été envoyée au Centre d'essais techniques de la qualité (CETQ) aux fins d'examen.

1.17 Renseignements sur l'organisation et la gestion

Sans objet.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Manuels d'utilisation et listes de vérifications – Il n'y a aucune procédure spécialement élaborée pour traiter de la défaillance des butées d'affaissement d'un hélicoptère CH147D Chinook. Ni les manuels techniques de l'hélicoptère CH-47D, *Operator's Manual* (TM 1-1520-240-10), référence C de l'[Annexe G](#), ni la liste de vérifications *Operator's and Crewmember's Checklist* (TM 1-1520-240-CL), référence D de l'[Annexe G](#), que le personnel des Forces canadiennes est autorisé à utiliser, ne contiennent une procédure d'urgence traitant de la défaillance des butées d'affaissement. Des lacunes et des omissions ont été relevées dans ces deux documents techniques qui semblent donner aux équipages des conseils et des directives contradictoires relativement aux butées d'affaissement de l'hélicoptère. Les équipages navigants savent qu'il est important de respecter les messages donnant des avertissements et des mises en garde, et ils respectent habituellement les mesures que dictent les listes de vérifications. Même si les équipages navigants connaissent généralement les moindres détails des manuels d'utilisation, ils se fient énormément à la liste de vérifications de l'exploitant pour mener à bien les opérations courantes. Une liste de vérifications énonce les vérifications que l'exploitant et les membres d'équipage doivent effectuer dans le cadre d'opérations normalisées ou d'urgence. Cette liste de vérifications ne remplace pas la version détaillée des procédures comprises dans le manuel d'utilisation, mais elle donne une version abrégée de chaque procédure. Dans le manuel d'utilisation, un avertissement faisant état de danger de blessure ou de mort sert à souligner un élément particulier et son importance. Lorsque ces messages servant à communiquer des avertissements et à attirer l'attention prescrivent de prendre des mesures précises, on s'attend à ce que ces mesures soient décrites avec précision en tant que procédures, et ce, dans le manuel d'utilisation comme dans la liste de vérifications. Par exemple, un manuel ou une liste de vérifications contenant un message d'avertissement prescrivant aux équipages navigants d'arrêter les moteurs d'urgence devrait comprendre une procédure d'urgence à cette fin dans

la liste des procédures d'urgence qui figurent dans le manuel ou la liste de vérifications en question. Si une mesure est soulignée dans un message d'avertissement ou de mise en garde puis que celle-ci n'est pas comprise, mentionnée ou citée en renvoi dans les éléments de la liste de vérifications, le fait d'exclure la mesure en question peut réduire son importance ou contribuer à son omission au cours des opérations courantes. L'examen de plusieurs manuels d'utilisation et de listes de vérifications des avions et des hélicoptères des Forces canadiennes a révélé que plusieurs avertissements, mises en garde et notes qui se trouvent dans le manuel d'utilisation ou les instructions d'utilisation d'un aéronef sont reproduits ou compris dans les listes de vérifications. Par contre, dans les publications concernant le Chinook, lesquelles ont été approuvées pour être utilisées par les équipages navigants des Forces canadiennes, les avertissements, les mises en garde et les notes qui se trouvent dans le manuel d'utilisation, comme ceux énoncés dans la procédure « avant de circuler au sol », ne sont pas reproduits ou compris dans la liste de vérifications de l'exploitant.

1.18.2 Le manuel d'utilisation donne une procédure détaillée à suivre avant de circuler au sol (Annexe C), qui commence par l'avertissement suivant :

[TRADUCTION]

AVERTISSEMENT

Il y a un danger de blessure ou de mort pour le personnel ainsi qu'un risque que la cellule et les rotors soient endommagés, s'il manque des butées d'affaissement avant ou arrière ou si les blocs intercalaires de la tête du rotor arrière ne sont pas engagés. Après le démarrage des moteurs et avant le vol, ou après l'arrêt si le vol n'a pas lieu, le mécanicien de bord examinera le sol à proximité de l'hélicoptère pour vérifier si des butées d'affaissement se sont détachées de l'hélicoptère.

1.18.3 Le manuel d'utilisation mentionne également dix mesures à prendre lors de la procédure à suivre avant de circuler au sol. Malgré cet avertissement, il n'y a aucune mesure précise à prendre dans la procédure pour s'acquitter de l'exigence visant à ce que « le Méc B examine le sol... pour vérifier si des butées d'affaissement se sont détachées » avant le vol, comme l'indique l'avertissement. Ce dernier est répété dans la procédure d'arrêt des moteurs, mais cette fois-ci, la mesure figure parmi les éléments de la liste de vérifications (F 19. DROOP STOPS – Engaged).

1.18.4 Le chapitre 9 du manuel d'utilisation traite des procédures d'urgence. L'article 9-1-31, qui traite des rotors ainsi que des mécanismes de transmission et d'entraînement, donne un avertissement semblable. Toutefois, cet avertissement prescrit seulement aux équipages navigants de communiquer avec le personnel de la maintenance, de tenter d'engager les blocs intercalaires ou les butées d'affaissement, puis de préparer l'hélicoptère pour une procédure d'arrêt d'urgence qui réduira les risques de dommages à l'appareil et de blessures au personnel. Le manuel d'utilisation ne donne aucune procédure précise en cas de défaillance des butées d'affaissement, ni dans le chapitre

traitant des procédures normalisées ni dans le chapitre des procédures d'urgence où l'on communique aux équipages navigants ou au personnel de maintenance l'intervention la plus efficace lors d'une situation d'urgence.

1.18.5 La liste de vérifications indiquant la procédure à suivre avant de circuler au sol ([Annexe D](#)) ne comprend pas l'avertissement provenant du manuel d'utilisation ni de mesures prescrivant au Méc B d'examiner le sol pour vérifier la présence de butées d'affaissement qui se seraient détachées de l'appareil tel que décrit dans l'avertissement provenant du manuel d'utilisation . De même, dans la procédure d'arrêt d'urgence des moteurs, il n'y a pas d'avertissement, mais les éléments de la liste de vérifications comportent la mesure « F 19. Droop Stops – Engaged », comme dans le manuel d'utilisation. De plus, aucune procédure à suivre en cas de défaillance des butées d'affaissement ne figure dans la section des procédures d'urgence de la liste de vérifications. La liste de vérifications ne comprend pas de procédure précise que doivent suivre les équipages navigants ou le personnel de maintenance pour intervenir efficacement en situation d'urgence en cas de défaillance des butées d'affaissement, et ce, que ce soit dans la section traitant des procédures normalisées ou dans celle énonçant les procédures d'urgence.

1.18.6 Procédure d'arrêt d'urgence : La procédure d'arrêt d'urgence en cas de défaillance de la butée d'affaissement a été empruntée à un partenaire de la Coalition, et elle figure dans l'[Annexe E](#). Elle permet d'intervenir en cas de défaillance d'une butée d'affaissement avant ou arrière. La procédure est toutefois établie pour un appareil équipé d'un circuit de frein rotor. Bien que le modèle Chinook du partenaire de la Coalition diffère quelque peu de celui des Forces canadiennes, le principal problème dans ce cas-ci s'avère que le modèle des Forces canadiennes n'est pas équipé d'un circuit de frein rotor. La chaîne de commandement de l'unité et l'équipe chargée d'intervenir lors de l'incident étaient au courant que la procédure avait été établie pour un hélicoptère équipé d'un circuit de frein rotor. Toutefois, comme aucune autre solution ne s'offrait à lui pour éviter d'endommager l'hélicoptère et de blesser du personnel, l'équipage a décidé de suivre la procédure en question.

1.18.7 La procédure comprend également des instructions précises sur la façon d'adapter une plate-forme, tel qu'il est indiqué dans l'[Annexe F](#). Il faut souligner que la procédure désigne la plate-forme ou l'échelle ainsi adaptée par le terme « girafe ». La procédure a été établie pour éviter ou réduire tout dommage à l'hélicoptère advenant une urgence relative aux butées d'affaissement. Il ne s'agit pas d'une procédure des Forces canadiennes et, tel qu'il a été mentionné précédemment, elle a été empruntée à un partenaire de la Coalition. Les Forces canadiennes n'ont pas établi de procédures pour éviter ou réduire tout dommage à l'hélicoptère en cas de défaillance des butées d'affaissement.

1.19 Techniques d'enquête efficaces

Aucune.

2 ANALYSE

Dans le cadre de l'enquête, on s'est surtout fié à l'enquête technique et au rapport fourni par le CETQ. L'enquête du CETQ a permis de déterminer la cause et le mécanisme de défaillance des boulons de fixation de la butée d'affaissement arrière. Elle a établi la façon et la raison qui ont fait que les boulons de fixation ont cédé, et elle a révélé que la butée d'affaissement arrière n'avait pas été peinte ni posée comme elle le devait. Les paragraphes qui suivent résument l'enquête du CETQ, et ils sont présentés comme étant les principaux éléments d'analyse dans le cadre de la présente enquête.

2.1 Analyse technique

2.1.1 Le CETQ a été chargé de déterminer le mécanisme et la cause de la défaillance de la butée d'affaissement arrière au moyen des preuves matérielles recueillies, plus particulièrement la défaillance des boulons de fixation des butées d'affaissement, ainsi que de présenter ses conclusions dans un rapport (référence E, [Annexe G](#)). La tête de rotor arrière (référence 145R2004-20) accidentée a été envoyée au CETQ aux fins d'analyse. À la réception, les trois butées d'affaissement arrière (référence 114R5087-3) accidentées étaient accompagnées des quatre têtes de boulons (référence NAS624H7) retrouvées, et les tiges des boulons étaient toujours vissées dans les trous de boulon.

2.1.2 Boulons de fixation : Le matériau de parties de chacun des six boulons a fait l'objet d'analyse. Il a été conclu que le matériau des boulons de montage des butées d'affaissement respectait ou surpassait les spécifications.

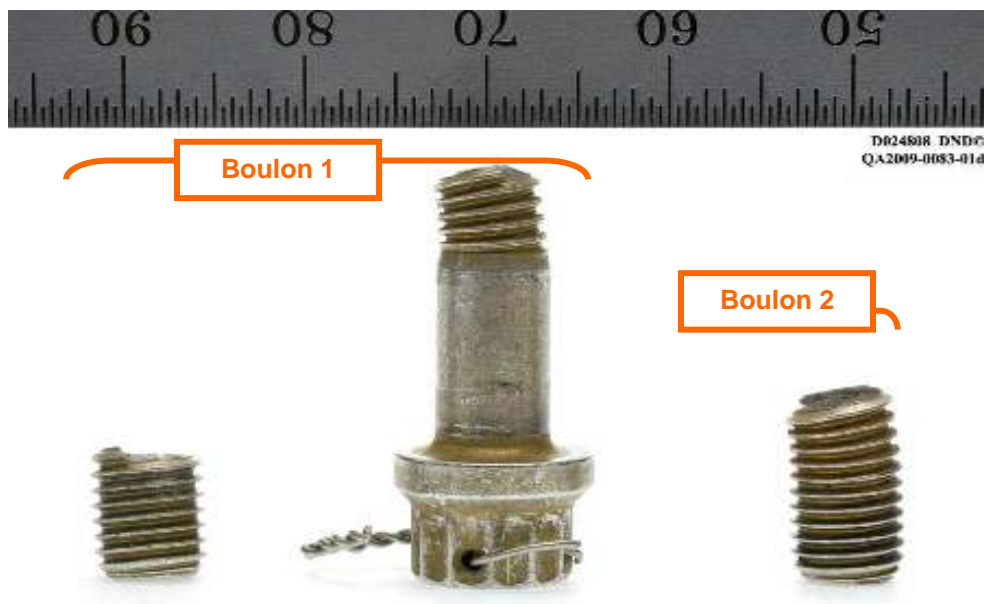


Figure 2 – Boulons de la pale jaune

2.1.3 Les parties des boulons (référence NAS624H7) retrouvées provenant de la butée d'affaissement de la pale jaune sont présentées à la Figure 2. Les boulons ont été mesurés, et les dimensions respectaient les tolérances précisées dans la référence F de l'[Annexe G](#). Un examen visuel a permis de déterminer que les tiges des boulons étaient coudées. Une analyse fractographique du boulon désigné comme le « boulon 1 » dans la Figure 2 a révélé que la fatigue avait causé la défaillance du boulon en question, à la suite de flexions inversées répétées. La défaillance du deuxième boulon, désigné comme le « boulon 2 » dans la Figure 2, a été provoquée par une surcharge en torsion, qui s'est probablement produite à cause de la défaillance du premier boulon.

2.1.4 Les faciès de rupture des quatre boulons de fixation provenant des deux autres butées d'affaissement ont également été examinés. Les caractéristiques des faciès des quatre boulons en question étaient les mêmes que celles du deuxième boulon provenant de la butée d'affaissement de la pale jaune, lequel présentait des signes de surcharge. La défaillance a été attribuée à une surcharge en torsion soudaine qui s'est probablement produite durant la procédure d'arrêt d'urgence de l'hélicoptère.

2.1.5 Les caractéristiques de fatigue du boulon désigné comme le « boulon 1 » dans la Figure 2 indiquent que la charge était plus élevée d'un côté que la charge imposée du côté opposé. Il est possible d'expliquer une telle charge asymétrique lorsqu'on examine le schéma de montage de la butée d'affaissement présenté dans l'[Annexe B](#). Lorsque la butée d'affaissement est mal posée, les trous de boulon percés dans les butées d'affaissement, qui ont un angle de 2° 30' en position inversée, causent une surcharge en torsion sur le boulon.

2.1.6 Butée d'affaissement : Les trois butées d'affaissement ont été examinées visuellement. Elles portaient toutes l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » clairement indiquée en lettres noires sur fond jaune. Par contre, les inscriptions figurant sur les trois butées d'affaissement se trouvaient sur le côté de la butée ayant le chanfrein étroit au lieu du chanfrein plus large, ce qui est contraire aux instructions techniques présentées à la référence A de l'[Annexe G](#) (voir la Figure 3 ci-dessous). Il est important de souligner que, bien qu'il soit possible de constater visuellement une différence entre les deux chanfreins, il est tout de même difficile de faire une distinction entre le chanfrein étroit et le plus large. Pour bien poser la butée d'affaissement, il faut d'abord se fier au chanfrein plus large, puis à l'inscription peinte qui indique « AFT ROTOR BOTTOM ». Toutefois, l'inscription est le repère le plus évident. En outre, comme le précisent les instructions techniques figurant dans le paragraphe 1.6.5, dans l'avertissement comme dans l'étape 8, on attire d'abord l'attention du lecteur sur les inscriptions peintes sur la butée, puis sur la position des chanfreins. Le lecteur peut donc mal interpréter les instructions et croire que le montage de la butée d'affaissement se vérifie d'abord par l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » peinte sur la butée, plutôt que par la position des chanfreins. On en déduit que la combinaison des inscriptions peintes du mauvais côté des butées

d'affaissement ainsi que des instructions techniques ambiguës ont contribué à ce que les butées d'affaissement soient mal posées.

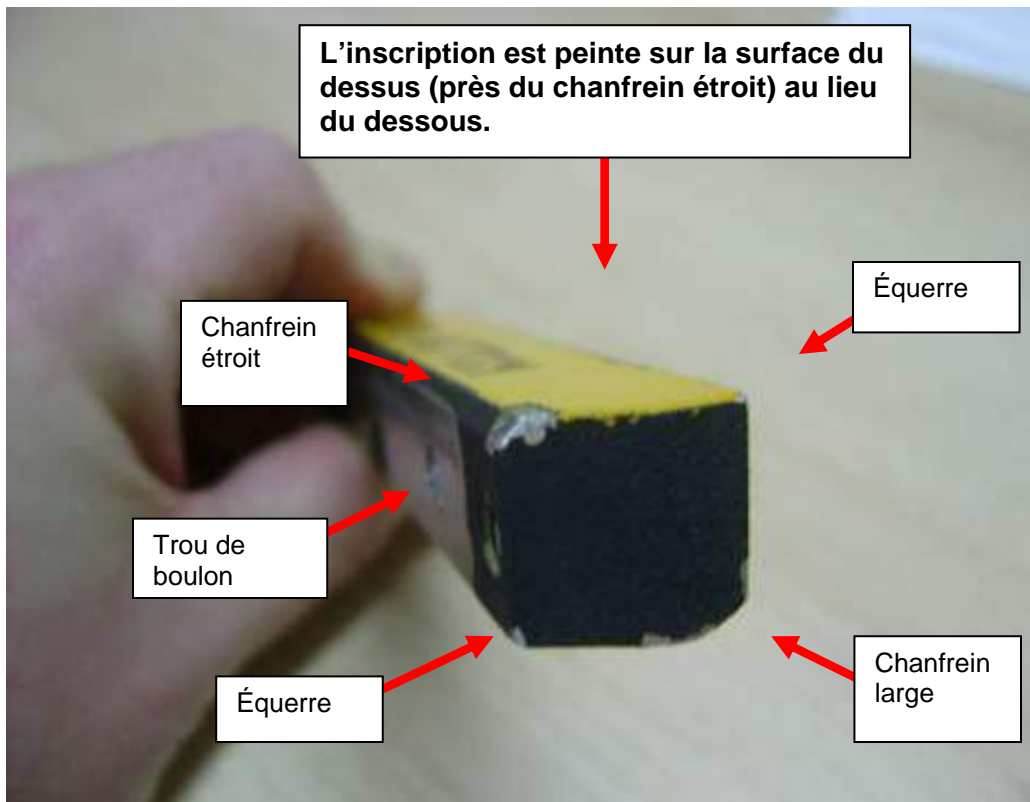


Figure 3 : Butée d'affaissement (remarquez les deux arêtes biseautées ou chanfreins).

2.1.7 Montage : On a constaté que la butée d'affaissement ne comprend aucune caractéristique intégrée ou conception technique visant à empêcher qu'elle ne soit montée tête en bas. L'[Annexe B](#) présente la bonne et la mauvaise façon de poser une butée. Lorsque le régime du rotor est inférieur à 67 %, le bloc intercalaire se trouve à l'horizontale entre le moyeu et le dispositif, tandis qu'il se déplace vers l'extérieur et le bas, lorsque le régime rotor est supérieur à 67 %. Lorsque la butée d'affaissement est bien posée, elle repose carrément sur les deux surfaces du dispositif de changement de pas et les deux chanfreins remplissent leur fonction. Le chanfrein large laisse un plus grand dégagement au bloc intercalaire qui se déplace et le chanfrein plus étroit ne touche pas le rayon de bec du dispositif de changement de pas. Lorsque la butée d'affaissement est mal posée, divers problèmes peuvent se produire. D'abord, comme il a déjà été mentionné, les trous de boulon se trouvent à un angle de 2° 30' donc, le fait de poser la butée tête en bas cause une surcharge en torsion sur le boulon et la butée ne repose plus carrément sur les surfaces de contact du dispositif de changement de pas. En outre, comme le trou n'est pas centré sur la face de la butée dans le sens de la largeur, la butée d'affaissement repose plus bas qu'elle ne le devrait, ce qui entraîne un redan supplémentaire de 0,09 pouce entre la

butée d'affaissement et la bride du dispositif de changement de pas. De plus, en raison de la position du trou, la butée d'affaissement n'est plus soutenue sur deux faces, ce qui laisse un écart entre le dispositif de changement de pas et la butée d'affaissement. Enfin, lorsque la butée est placée tête en bas, le chanfrein large ne remplit plus sa fonction qui consiste à assurer le dégagement du bloc intercalaire. En raison de l'angle de base de $3^{\circ} 15'$ de la butée d'affaissement par rapport à la surface de contact entre la butée d'affaissement et le bloc intercalaire, le coin supérieur de la butée d'affaissement se trouve encore plus près du bloc intercalaire. Ainsi, le bloc intercalaire et la butée d'affaissement peuvent se toucher lorsque le régime rotor est supérieur à 67 % et que le dispositif de changement de pas se déplace vers le centre du moyeu. Toutefois, lorsque le dispositif de changement de pas revient à sa position initiale (c'est-à-dire que le régime rotor est inférieur à 67 %), la butée d'affaissement peut encore toucher le bloc intercalaire, mais, cette fois-ci, le bloc intercalaire glissera le long de la surface et la force d'impact sera moindre.

2.1.8 La peinture jaune des trois butées d'affaissement était usée le long de l'arête vive et de son côté adjacent. Tel qu'il est indiqué dans la Figure 4 ci-dessous, il manquait de la peinture le long de l'arête et de son côté adjacent sur une longueur d'environ 4,5 pouces, ce qui correspond à la longueur du bloc intercalaire. La peinture qui se trouvait sur le reste de l'arête et de son côté adjacent ou sur les deux extrémités de la butée d'affaissement (c'est-à-dire tout ce qui excède la longueur du bloc intercalaire) était intacte. L'usure de la peinture indique qu'il y avait eu un contact entre les deux composants.

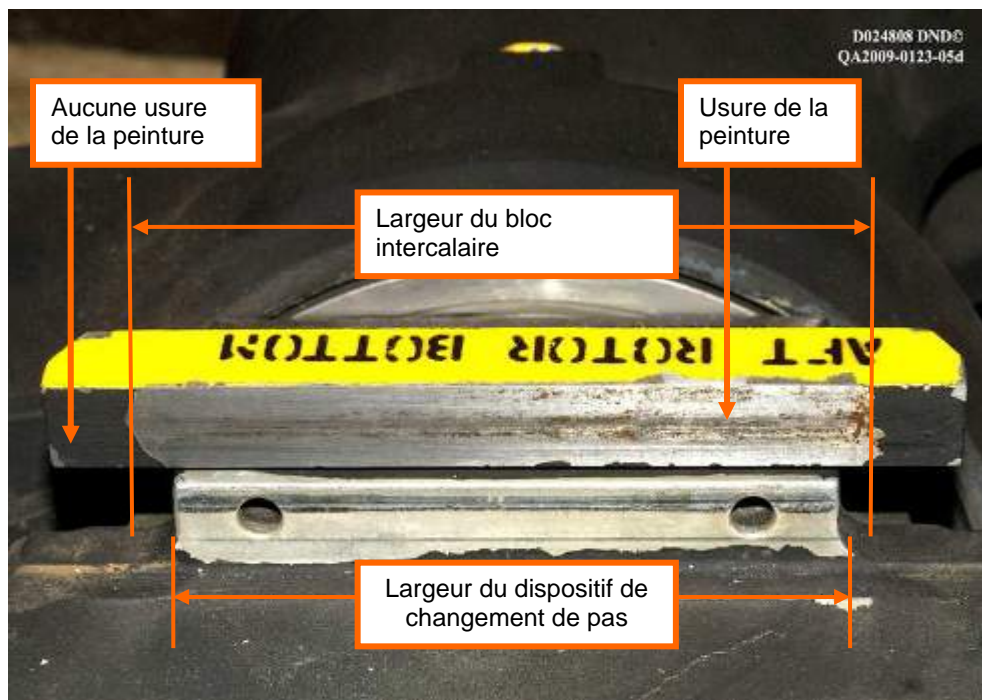


Figure 4 – Usure de la peinture sur la butée d'affaissement correspondant à la longueur du bloc intercalaire.

2.1.9 Du côté de la surface de contact de la butée d'affaissement, là où les boulons sont fixés au dispositif de changement de pas, on a constaté une marque d'impact horizontale, comme celle présentée à la Figure 5, sur les trois butées d'affaissement arrière. La longueur de la marque correspond à la longueur de l'arête de contact du dispositif de changement de pas. La position verticale de la marque d'impact le long de la butée d'affaissement correspond à la distance du bord de l'arête du dispositif de changement de pas lorsque la butée d'affaissement serait montée avec l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » faisant face vers le bas.

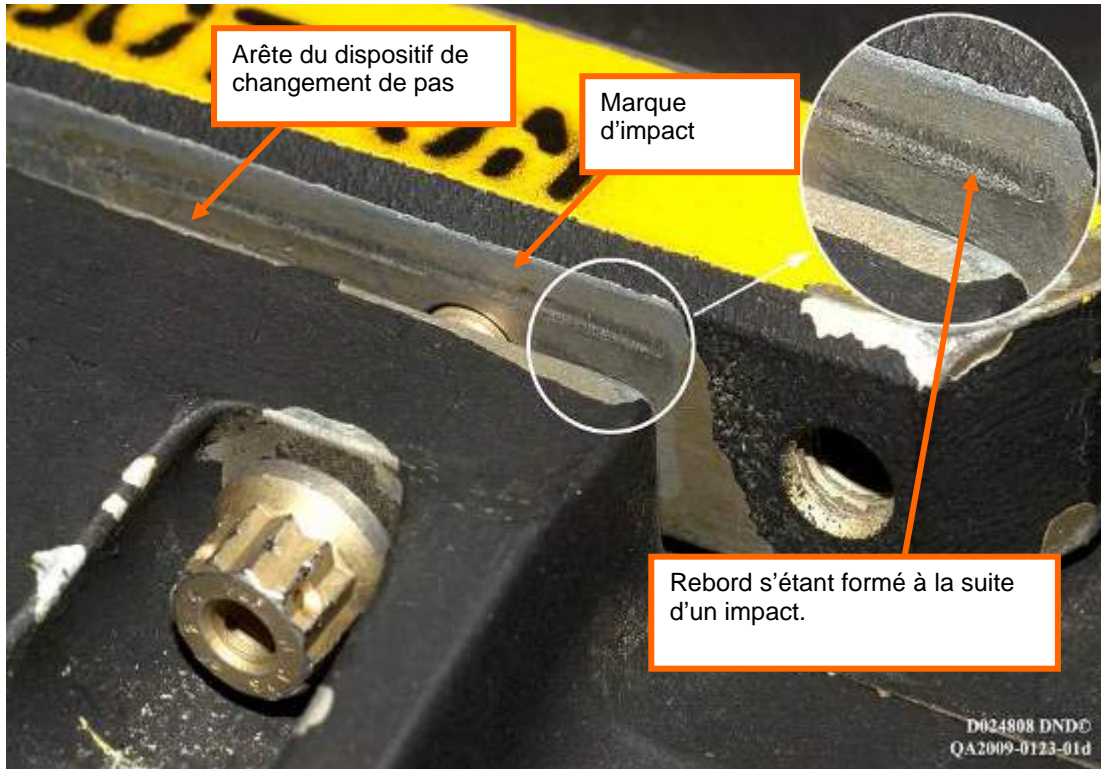


Figure 5 – Marques d'impact sur la butée d'affaissement mal montée.

2.1.10 La peinture usée sur l'arête vive de la butée d'affaissement et son côté adjacent, tel qu'il est indiqué dans la Figure 4, et la marque d'impact qui se trouvaient sur la surface de contact entre le dispositif de changement de pas et la butée d'affaissement, tel qu'il est indiqué dans la Figure 5, ont révélé que les trois butées d'affaissement arrière avaient été montées tête en bas. La peinture de l'arête était usée sur une même longueur que celle du bloc intercalaire, ce qui indique que ce dernier touchait l'arête. En outre, la marque d'impact pouvait seulement se produire si la butée d'affaissement était posée du mauvais côté. La largeur de la marque correspondait à celle de la bride du dispositif de changement de pas, et la hauteur de la marque correspondait à l'arête de la bride du dispositif de changement de pas. Si la butée d'affaissement avait été posée du bon côté, aucune arête n'aurait pu produire un tel rebord. Une fois de

plus, l'usure de la peinture et les marques d'impact permettent de déduire que les trois butées d'affaissement arrière ont été mal posées, en raison d'une combinaison d'instructions techniques ambiguës et du mauvais marquage des butées, ce qui a ultimement causé la défaillance d'un des boulons de fixation puis provoqué la séparation d'une butée d'affaissement, laquelle s'est détachée de l'hélicoptère.

2.2 Absence du circuit de frein rotor

Comme aucune autre procédure n'existait, et consciente du fait que la procédure empruntée énonçait des étapes nécessitant l'utilisation d'un frein rotor, l'équipe chargée de l'incident a décidé de suivre la procédure du partenaire de la Coalition, même si plusieurs étapes étaient directement liées à l'utilisation d'un frein rotor. De même, l'étape 6, c. (1) de la procédure prescrit au commandant de bord de l'hélicoptère d'actionner manuellement le vérin de compensation cyclique longitudinale arrière, ce qui incline le disque rotor arrière vers l'avant et place le plan de la trajectoire des extrémités de pale plus près du fuselage. L'équipe était préoccupée par l'absence de frein rotor et la position du disque rotor. La procédure en question a été élaborée afin de repérer plus facilement et plus rapidement la pale ayant une butée d'affaissement défailante, car la pale en question dévie du plan. Une fois la pale repérée, l'équipe au sol peut alors informer l'équipage navigant du moment où la pale en question passe au-dessus du fuselage, pour que celui-ci serre le frein rotor rapidement et à fond afin d'arrêter les rotors en un seul tour, avant que la pale ne heurte le fuselage. On utilise une plate-forme pour éviter tout autre dommage à l'hélicoptère, si la pale affaissée effectue un autre tour complet et revient heurter le fuselage. Dans une telle situation, la plate-forme est placée de façon à ce que la pale affaissée la heurte et la suive en montant, ce qui la dévie vers le haut et l'éloigne du fuselage. Sans circuit de frein rotor et sans procédure d'arrêt d'urgence déjà établie, notamment l'utilisation d'une plate-forme et la façon de la placer, la force de l'impact de la pale affaissée contre le fuselage aurait été beaucoup plus importante, ce qui aurait causé davantage de dommages à l'hélicoptère.

2.3 Résumé

L'enquête du CETQ a permis de déterminer le mécanisme et la cause de la défaillance des butées d'affaissement arrière et de leurs boulons de fixation respectifs. Il a été déterminé qu'une butée d'affaissement arrière est tombée à cause de la défaillance des boulons de fixation. Il a également été déterminé que les charges en torsion exercées sur les boulons de fixation, lesquelles ont entraîné leur défaillance, étaient attribuables au mauvais montage (tête en bas) de la butée d'affaissement trouvée sur l'aire de trafic. Il n'a pas été possible de déterminer pourquoi les trois butées d'affaissement avaient été montées tête en bas. L'enquête du CETQ a également révélé que les inscriptions n'étaient pas peintes comme elles le devaient sur les trois butées d'affaissement. Il n'a pas été possible de déterminer pourquoi les trois butées d'affaissement avaient été peintes de telles façons. On en a déduit que les trois butées d'affaissement

avaient été posées tête en bas parce que les inscriptions n'étaient pas peintes au bon endroit et que les instructions techniques précisait que la surface peinte devait être orientée vers le bas. Bien que le bon montage du composant dépende principalement de la position du chanfrein étroit et du plus large, des instructions techniques ambiguës et la grande visibilité de la surface peinte sont des facteurs importants qui peuvent pousser le personnel à seulement tenir compte de la surface peinte au moment du montage des butées d'affaissement. Lorsque l'on examine les procédures d'urgence relatives à l'incident en question, il est évident qu'il manquait de manuels à cet effet et de procédures connexes. Bien qu'un circuit frein rotor aurait empêché ou réduit les dommages à l'hélicoptère, il n'aurait pas paré à l'accident en question.

3 CONCLUSIONS

3.1 Faits établis

3.1.1 L'équipe des Forces canadiennes chargée du transfert et de la réception des hélicoptères CH147D Chinook était convaincue que les meilleures mesures raisonnables avaient été prises pour s'assurer que tous les hélicoptères étaient en bon état de fonctionnement, de service et de navigabilité. (1.6.6)

3.1.2 Les processus d'inspection en phases, de révision et d'assurance de la qualité n'avaient révélé aucune anomalie ni permis de déceler que les trois butées d'affaissement arrière avaient été mal montées. (1.6.8)

3.1.3 Ni les inspections quotidiennes de maintenance et les inspections extérieures exécutées par l'équipage navigant de l'unité chargée du transfert, après l'inspection et avant le transfert, ni les inspections menées par le personnel des Forces canadiennes dans le cadre du processus de réception, après le transfert et avant l'incident en question, n'ont permis de relever que les butées d'affaissement arrière étaient mal posées. (1.6.8)

3.1.4 Le modèle CH147D Chinook des Forces canadiennes n'est pas équipé d'un circuit de frein rotor. (1.6.11)

3.1.5 Aucune procédure de défaillance des butées d'affaissement n'a été spécialement élaborée pour les Forces canadiennes pour empêcher ou réduire les dommages qui seraient causés à un hélicoptère CH147D Chinook. (1.18.7)

3.1.6 La procédure d'arrêt d'urgence en cas de défaillance de la butée d'affaissement a été empruntée à un partenaire de la Coalition. (1.18.6)

3.1.7 Ni le manuel technique de l'hélicoptère CH-47D, *Operator's Manual for CH-47D Helicopter* (TM 1-1520-240-10), ni la liste de vérifications, *Operator's and Crewmember's Checklist* (TM 1-1520-240-CL), que le personnel des Forces canadiennes est autorisé à utiliser, ne contiennent une procédure d'urgence traitant de la défaillance des butées d'affaissement. (1.18.1)

3.1.8 Dans les publications approuvées pour être utilisées par les équipages navigants des Forces canadiennes, les avertissements, les mises en garde et les notes qui se trouvent dans le manuel d'utilisation ne sont pas reproduits ou compris dans la liste de vérifications de l'exploitant. (1.18.1)

3.1.9 Dans le manuel d'utilisation, malgré l'énoncé figurant dans la procédure « avant de circuler au sol » : « *le mécanicien de bord examinera le sol à proximité de l'hélicoptère pour vérifier si des butées d'affaissement se sont détachées de l'hélicoptère* », aucune mesure comme telle n'est prescrite dans la procédure pour exécuter cette tâche. (1.18.3)

3.1.10 Le manuel d'utilisation ne donne aucune procédure précise en cas de défaillance des butées d'affaissement, ni dans le chapitre traitant des procédures normalisées ni dans le chapitre des procédures d'urgence où l'on indique aux équipages navigants ou au personnel de maintenance l'intervention la plus efficace lors d'une situation d'urgence. (1.18.3)

3.1.11 La liste de vérifications indiquant la procédure à suivre avant de circuler au sol ne comprend pas l'avertissement provenant du manuel d'utilisation ni de mesures prescrivant au Méc B d'examiner le sol pour vérifier la présence de butées d'affaissement qui seraient tombées de l'appareil, comme le prescrit l'avertissement figurant dans le manuel d'utilisation. (1.18.4)

3.1.12 La liste de vérifications ne comprend pas de procédure précise que doivent suivre les équipages navigants ou le personnel de maintenance pour intervenir efficacement en situation d'urgence en cas de défaillance des butées d'affaissement, et ce, que ce soit dans la section traitant des procédures normalisées ou dans celle énonçant les procédures d'urgence. (1.18.4)

3.1.13 L'expertise judiciaire des boulons défailants a permis d'établir que le matériau des boulons de montage des butées d'affaissement respectait ou surpassait les spécifications. (2.1.2)

3.1.14 L'analyse d'un des boulons de la première butée d'affaissement défailante (pale jaune) a révélé que la fatigue avait causé la défaillance du boulon en question, à la suite de flexions inversées répétées. (2.1.3)

3.1.15 La défaillance du deuxième boulon a été provoquée par une surcharge en torsion qui s'est probablement produite à cause de la défaillance du premier boulon. (2.1.3)

3.1.16 La défaillance des quatre autres boulons de fixation provenant des deux autres butées d'affaissement est attribuable à une surcharge en torsion soudaine qui s'est probablement produite durant la procédure d'arrêt d'urgence de l'hélicoptère. (2.1.4)

3.1.17 Selon les instructions techniques, l'inscription en lettres noires « AFT ROTOR BOTTOM » devrait être peinte sur fond jaune sur le côté du bloc où le chanfrein est le plus large. (1.6.4)

3.1.18 Selon le manuel technique, le facteur principal, et le plus important, consiste à placer la butée d'affaissement en fonction du côté où le chanfrein est le plus large. (1.6.5)

3.1.19 Selon le manuel technique, il faut ensuite orienter la butée d'affaissement en fonction du côté portant l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM ». (1.6.5)

3.1.20 Les trois butées d'affaissement arrière portaient bien l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » en lettres noires sur fond jaune, mais, contrairement aux instructions techniques, celle-ci se trouvait sur le côté de la butée ayant le chanfrein plus étroit. (2.1.6)

3.1.21 Bien qu'il soit possible de constater visuellement une différence entre les deux chanfreins, il est tout de même difficile de faire la distinction entre le chanfrein étroit et le chanfrein plus large. (2.1.6)

3.1.22 Pour bien poser la butée d'affaissement, il faut d'abord se fier au chanfrein plus large, puis à l'inscription peinte qui indique « AFT ROTOR BOTTOM ». Toutefois, l'inscription est le repère le plus évident. (2.1.6)

3.1.23 Dans les instructions techniques, dans l'avertissement comme dans l'étape 8, on attire d'abord l'attention du lecteur sur les inscriptions peintes puis sur la position des chanfreins. Le lecteur peut donc mal interpréter les instructions et croire que le montage de la butée d'affaissement se vérifie d'abord par l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » peinte sur la butée, plutôt que par la position des chanfreins. (2.1.6)

3.1.24 Les butées d'affaissement n'avaient pas été peintes conformément au manuel technique. (2.1.6)

3.1.25 La combinaison des inscriptions peintes sur le mauvais côté de la butée d'affaissement et des instructions techniques ambiguës a contribué au mauvais montage des butées d'affaissement. (2.1.6)

3.1.26 La peinture jaune des trois butées d'affaissement était usée le long de l'arête vive et de son côté adjacent. Cette usure correspond à la longueur du bloc intercalaire et indique qu'il y avait un contact entre les deux composants. (2.1.8)

3.1.27 Du côté de la surface de contact de la butée d'affaissement, là où les boulons sont fixés au dispositif de changement de pas, on a constaté une marque d'impact horizontale sur les trois butées d'affaissement arrière, ce qui pouvait seulement se produire si la butée d'affaissement était posée du mauvais côté. (2.1.9, 2.1.10)

3.1.28 La peinture usée et la marque d'impact ont révélé que les trois butées d'affaissement arrière avaient été posées tête en bas. (2.1.10)

3.1.29 Sans circuit de frein rotor et sans procédure d'arrêt d'urgence établie, notamment l'utilisation d'une plate-forme et la façon de la placer, la force d'impact de la pale affaissée contre le fuselage aurait été beaucoup plus importante, ce qui aurait causé davantage de dommages à l'hélicoptère. (2.2)

3.2 Facteurs contributifs

3.2.1 Facteur contributif actif

3.2.1.1 Les butées d'affaissement arrière ont été mal posées, ce qui a engendré une fatigue du métal des boulons de fixation et causé la chute d'une des butées d'affaissement arrière. Les pales des rotors ont subséquemment endommagé l'hélicoptère lors de l'arrêt.

3.2.2 Facteurs contributifs latents

3.2.2.1 Pour les trois butées d'affaissement, l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM » a été peinte sur le mauvais côté, ce qui a contribué à ce qu'elles soient mal posées.

3.2.2.2 Il est difficile de faire visuellement la distinction entre le chanfrein étroit et le plus large, ce qui a contribué au mauvais montage des trois butées d'affaissement.

3.2.2.3 Dans les instructions techniques, dans l'avertissement comme dans l'étape 8, on attire d'abord l'attention du lecteur sur les inscriptions peintes, puis sur la position des chanfreins, ce qui a contribué au mauvais montage des trois butées d'affaissement.

3.2.2.4 L'absence d'un circuit de frein rotor sur l'hélicoptère CH147D Chinook a contribué aux dommages causés à l'appareil.

4 MESURES DE PRÉVENTION

4.1 Mesures de prévention prises

4.1.1 Une inspection spéciale de tous les hélicoptères Chinook des Forces canadiennes a été effectuée, conformément aux deux bulletins de service (Bulletins de service TB 1-1520-240-20-132 et TB 1-1520-240-20-136), et elle a seulement révélé une usure normale.

4.1.2 Une inspection locale, coordonnée par l'unité déployée et la Direction – Gestion du programme d'équipement aérospatial (Aéronefs de transport et hélicoptères) 3 [DGPEA (ATH) 3], a été effectuée pour vérifier toutes les butées d'affaissement en stock dans les Forces canadiennes et s'assurer que les composants étaient peints et posés conformément aux publications techniques.

4.1.3 La DGPEA (ATH) 3 a communiqué les premiers renseignements de base lors d'une réunion entre le gestionnaire de système d'armes (GSA) du CH147D et le partenaire de la Coalition en février 2009. Le personnel du GSA du CH147D a communiqué avec le personnel chargé de la gestion des dossiers des ventes militaires à l'étranger (FMS), mais aucun rapport officiel n'a été présenté.

4.1.4 La DGPEA (ATH) 3 a communiqué le contenu de l'ébauche du présent rapport aux membres chargés de la gestion des projets – sécurité des hélicoptères de transport, du Groupe de travail sur la sécurité des systèmes et l'environnement, lors de la réunion tenue du 3 au 5 mars 2010, et elle a recommandé la publication d'un bulletin de service prescrivant l'inspection de toutes les butées d'affaissement en stock.

4.1.5 L'Équipe d'évaluation et de normalisation de l'aviation tactique (EENAT) de la 1^{re} Division aérienne du Canada (1 DAC) a publié un Supplément (B-GA-002-147/FP-001 CH147D) au manuel d'utilisation et à la liste de vérifications du CH-47D approuvés pour l'exploitation du CH147D. Le document en question offre des renseignements propres à l'utilisation du CH147D qui ne sont pas compris dans les procédures ou qui remplacent les procédures publiées concernant le CH-47D. Dans le supplément en question, la section 2 comprend un avertissement et ajoute des étapes à la liste de vérifications, *Operator's and Crewmember's Checklist* (TM 1-1520-240-CL). Un point précis dans la liste de vérifications à suivre avant de circuler au sol (BEFORE TAXI) prescrit au Méc B d'examiner le sol avant de circuler pour vérifier si des butées d'affaissement sont tombées de l'hélicoptère, conformément à l'avertissement énoncé dans le manuel d'utilisation (TM 1-1520-240-10).

4.2 Mesures de prévention recommandées

Il est recommandé que :

4.2.1 La 1 DAC / l'EENAT, en collaboration avec la DGPEA (ATH) 3, élaborent, valident et publient une procédure d'urgence en cas de défaillance des butées d'affaissement de l'hélicoptère CH147D Chinook.

4.2.2 La 1 DAC / l'EENAT modifient l'article 4, Section 2, du supplément à la publication B-GA-002-147/FP-001 CH147D, qui prescrit d'inclure une autre étape à la liste de vérifications (tel qu'il est mentionné au point 4.1.5), afin de prescrire également que l'ajout vise le manuel d'utilisation (TM 1-1520-240-10).

4.2.3 La DGPEA (ATH) 3 recommande au partenaire de la Coalition de remanier le libellé des instructions techniques pour souligner l'importance de la bonne orientation et pose de la butée d'affaissement, relativement au chanfrein étroit et au plus large et à la surface où doit être peinte l'inscription « AFT ROTOR BOTTOM ».

4.2.4 La DGPEA (ATH) 3 recommande au partenaire de la Coalition d'examiner le processus servant à peindre les butées d'affaissement, d'offrir des solutions pour limiter la possibilité d'erreurs humaines dans le processus et de s'assurer que la peinture est appliquée du bon côté de la butée d'affaissement.

4.3 Autres préoccupations liées à la sécurité

En raison de l'acquisition imminente de 15 nouveaux hélicoptères Chinook F, il est recommandé que le SMA (Mat) et le Bureau de projet des hélicoptères de transport moyen à lourd (BP HELTML) examinent les procédures de conception, de montage et de maintenance des butées d'affaissement et intègrent des procédures normalisées relativement à l'utilisation, à la maintenance et aux urgences pour intervenir en cas de défaillance des butées d'affaissement.

4.4 Commentaires du DSV

Nous avons été chanceux que le présent incident ne se solde que par quelques dommages et aucun blessé, ce qui est en grande partie attribuable au professionnalisme des membres de la Force canadienne d'hélicoptères (Afghanistan). La façon dont tout le personnel a réagi, du moment où la butée d'affaissement a été trouvée sur l'aire de trafic jusqu'à la prise de mesures visant à donner suite à cette situation d'urgence unique, prouve à quel point la culture de la sécurité des vols est positivement enracinée, ce qui est d'autant plus remarquable dans le théâtre des opérations.

L'enquête s'est penchée sur la défaillance mécanique causée par les trois butées d'affaissement de la tête de rotor arrière qui avaient été mal posées. Je crois que les mesures de prévention mises en place ainsi que celles qui ont été proposées s'avéreront efficaces pour éviter qu'un tel incident se reproduise.

// Document original signé par //

G.R. Doiron
Colonel
Directeur de la sécurité des vols

Annexe A – Photos



Photo 1 : Butée d'affaissement trouvée sur l'aire de trafic (pale jaune du rotor arrière).



Photo 2 : CH147204, une fois les pales des rotors immobilisées.



Photo 3 : Dommages causés à la tête du rotor arrière et à la plate-forme (ou l'échelle) adaptée.



Photo 4 : Dommages causés au côté gauche du fuselage et aux antennes HF.

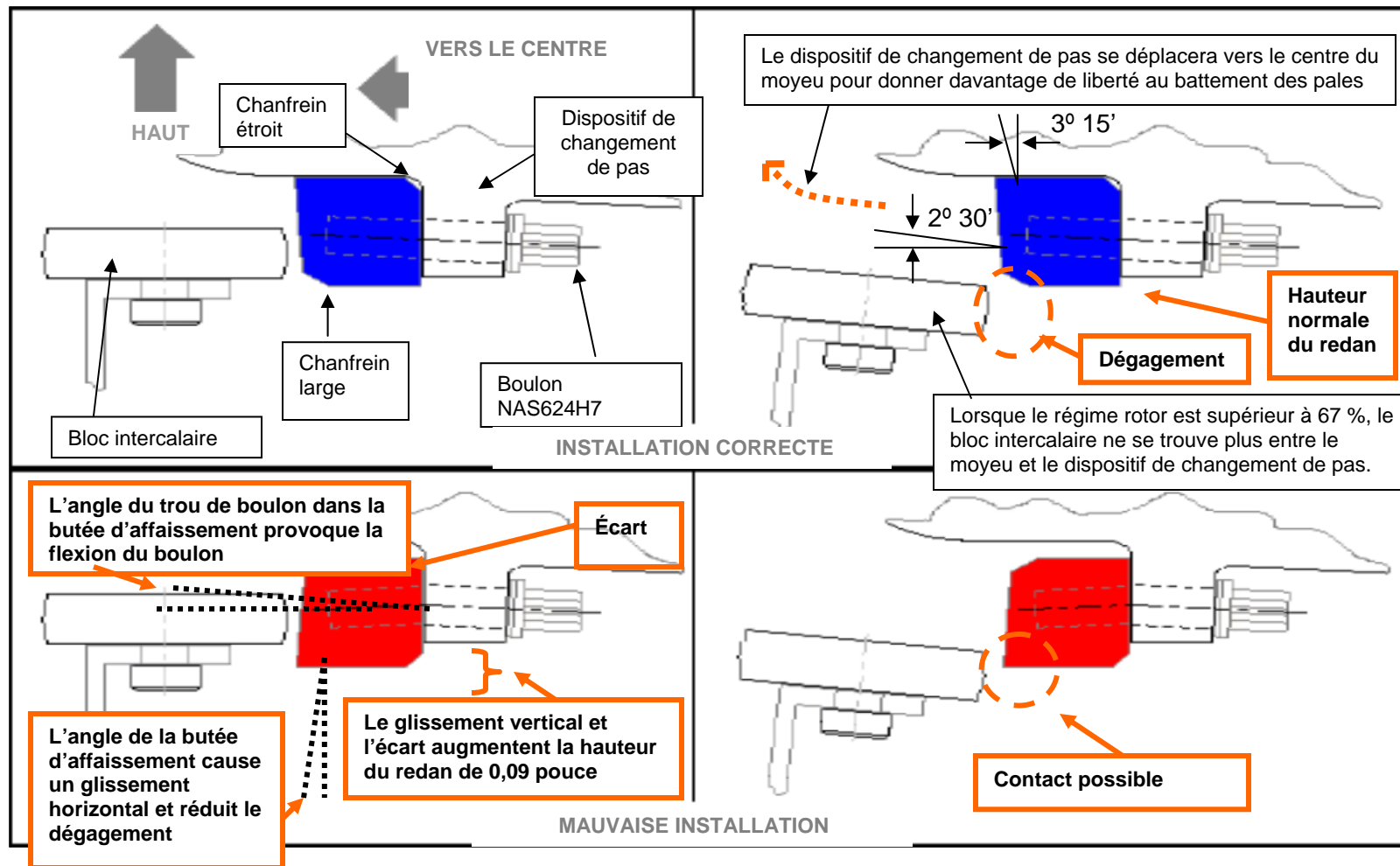


Photo 5 : Butée centrifuge (maintenue en position sortie).



Photo 6 : La plate-forme (ou échelle) adaptée qui a été empruntée au partenaire de la Coalition.

Annexe B – Schéma présentant la façon de poser les butées d'affaissement



Annexe C – Liste de vérifications à exécuter avant de circuler au sol, conformément au manuel d'utilisation.
RÉF. C, TM 1-1520-240-10, Page 8-2-11

[TRADUCTION]

8-2-20. Avant de circuler au sol

AVERTISSEMENT

Il y a un danger de blessure ou de mort pour le personnel ainsi qu'un risque que la cellule et les rotors soient endommagés, s'il manque des butées d'affaissements avant ou arrière ou si les blocs intercalaires de la tête du rotor arrière ne sont pas engagés. Après le démarrage des moteurs et avant le vol, ou après l'arrêt si le vol n'a pas lieu, le mécanicien de bord examinera le sol à proximité de l'hélicoptère pour vérifier si des butées d'affaissement se sont détachées de l'hélicoptère.

ATTENTION

Pour éviter tout dommage aux crochets de charge et à la structure, il ne faut pas circuler au sol si le terrain est raboteux ou accidenté, lorsque les crochets avant et arrière sont posés.

- * 1. Interrupteur « SWIVEL » – Au besoin.
- * 2. Interrupteurs AFCS – Au besoin.
- * 3. Indicateurs de compensation cyclique – Position « CHECK GND ».
- O*** 4. Goupille de sûreté M-130 ou AN/ALE-47 – Enlever et ranger.
- F*** 5. Cales – Enlevées et arrimées.
- F*** 6. Rampe et porte de la cabine – Au besoin.
- F*** 7. Équipage, passager et matériel nécessaire à la mission. Vérifier si prêts à circuler au sol.
- O*** 8. HUD – Régler la luminance, le mode, l'altitude barométrique et les signaux d'assiette, au besoin.
- F*** 9. Contrôleur de la circulation au sol et préposés à la surveillance des pales – En place, s'il y a lieu (fig. 8-2-1).
- * 10. Frein de parc « PARKING BRAKE » – Au besoin.

**Annexe D – Liste de vérifications à exécuter avant de circuler au sol,
conformément à la liste de vérifications de l'utilisateur.**

RÉF. D, TM 1-1520-240-CL, Page N-8

[TRADUCTION]

AVANT DE CIRCULER AU SOL

- * 1. Interrupteur « SWIVEL » – Au besoin.
- * 2. Interrupteurs AFCS – Au besoin.
- * 3. Indicateurs de compensation cyclique – Position « CHECK GND ».
- FO*** 4. Goupille de sûreté M-130 ou AN/ALE-47 – Enlever et ranger.
- F*** 5. Cales – Enlevées et arrimées.
- F*** 6. Rampe et porte de la cabine – Au besoin.
- F*** 7. Équipage, passager et matériel nécessaire à la mission. Vérifier si prêts à circuler au sol.
- O*** 8. HUD – Régler au besoin.
- F*** 9. Contrôleur de la circulation au sol et préposés à la surveillance des pales – En place, s'il y a lieu.
- * 10. Frein de parc « PARKING BRAKE » – Au besoin.

Annexe E – Procédure d’arrêt d’urgence – Défaillance des butées d’affaissement.

[TRADUCTION]

(Annexe B aux procédures d’urgences du livre 2 des officiers des ateliers, maintenance des aéronefs de la base d’Odiham, RAF, Instructions supplémentaires n° 4)

1. Le responsable de l’intervention déterminera l’endroit où l’on procédera à l’arrêt de l’hélicoptère.
2. Pendant la préparation du déflecteur des pales, le responsable de l’intervention s’assure qu’aucun autre aéronef, matériel ou personnel ne se trouve dans l’endroit désigné.
3. La plate-forme préparée est placée de façon à ce qu’elle puisse être fixée au sol par deux points d’ancrage. Il faut tenir compte de la direction du vent au moment d’orienter la plate-forme pour que, au moment où les pales s’approchent du fuselage, celles-ci se déplacent face au vent, c’est-à-dire que le vent se trouve du côté droit de l’hélicoptère. Il faut fixer la plate-forme aux points d’ancrage à l’aide de chaînes et de tendeurs. Il faut vérifier où la roue arrière gauche de l’hélicoptère doit s’immobiliser, et marquer la position en question.
4. Déplacer la plate-forme, les chaînes et les tendeurs à une distance sécuritaire, et faire circuler l’hélicoptère au sol jusqu’à l’endroit marqué précédemment.
5. Placer la plate-forme du côté gauche de l’hélicoptère pour que la plate-forme de travail se trouve entre les références 400-440 (pour la défaillance des butées d’affaissement avant) ou entre les références 195-235 (pour la défaillance des butées d’affaissement arrière ou des butées centrifuges), et s’assurer que les butoirs en caoutchouc sont aboutés aux capots du tunnel de transmission. Régler la hauteur de la plate-forme, s’il y a lieu, de façon à laisser un dégagement d’environ 25 mm entre la plate-forme et la partie supérieure du fuselage. Rabattre les stabilisateurs de la plate-forme et les verrouiller fermement en place, puis fixer la plate-forme aux points d’ancrage au moyen de chaînes et de tendeurs.
6. Le responsable de l’intervention communique les renseignements suivants au commandant de bord et aux membres d’équipage :
 - a. Un nombre minimal de membres d’équipage restent à bord de l’hélicoptère.
 - b. Un membre d’équipage se place pour bien voir le disque du rotor et communiquer des instructions au commandant de bord.

- c. Défaillance de la butée d'affaissement arrière. Lorsque le membre d'équipage est en place, il doit :
- (1) Demander au commandant de bord d'actionner manuellement le vérin de compensation cyclique longitudinale arrière.
 - (2) Demander au commandant de bord de couper les moteurs, ce qui permet d'abord aux rotors de ralentir.
 - (3) Comme le régime rotor diminue, il faut tenter de repérer la pale affaissée, ce qui peut ne pas être possible avant que la pale heurte la plate-forme. Lorsque la pale heurte la plate-forme ou que la pale affaissée survole le fuselage, le membre d'équipage demande au commandant de bord de serrer le frein rotor rapidement et à fond.
- d. Défaillance des butées d'affaissement avant. Lorsque le membre d'équipage est en place, il doit :
- (1) Demander au commandant de bord de couper les moteurs, ce qui permet d'abord aux rotors de ralentir.
 - (2) Comme le régime rotor ralenti, il faut tenter de repérer la pale affaissée, ce qui peut ne pas être possible avant que la pale heurte la rampe. Lorsque la pale heurte la rampe ou que la pale affaissée passe au-dessus du fuselage, le membre d'équipage demande au commandant de bord de serrer le frein rotor rapidement et à fond.
7. En présence d'un régime rotor de 10 % ou moins, le fait de serrer le frein rotor rapidement et à fond immobilisera les rotors en moins d'un tour, ce qui réduira les dommages à l'hélicoptère.

Annexe F – Préparation - Plate-forme défectrice pour pales du Chinook
(Annexe A aux procédures d'urgences du livre 2 des officiers des ateliers, maintenance des aéronefs de la base d'Odiham, RAF, Instructions supplémentaires n° 4)

[TRADUCTION]

1. Placer la plate-forme du côté gauche de l'hélicoptère pour qu'elle se situe entre les références 195-235 (pour une défaillance des butées d'affaissement arrière) ou des références 400-440 (pour une défaillance des butées d'affaissement avant). L'emplacement des références est indiqué sur la Figure 1. Régler la hauteur de la plate-forme de façon à ce qu'elle se trouve à environ 25 mm au-dessus du fuselage et à ce que les butoirs en caoutchouc soient aboutés aux capots du tunnel de transmission. S'assurer que la plate-forme de travail est placée de manière à ce que les antennes HF, UHF supérieures et TACAN ne soient pas endommagées.
2. Déplacer la plate-forme loin de l'hélicoptère et ajuster le panneau n° 2 de façon à ce qu'il chevauche le panneau n° 1 d'environ 15 mm. Abouter le panneau n° 3 au panneau n° 2, et fixer les deux panneaux à l'aide d'écrous, de boulons et de rondelles (voir le schéma 1).
3. Appliquer une mince couche de graisse tout usage sur les panneaux.
4. Recouvrir le vérin de la plate-forme de tapis de crins qui seront fixés au moyen de ruban adhésif noir.

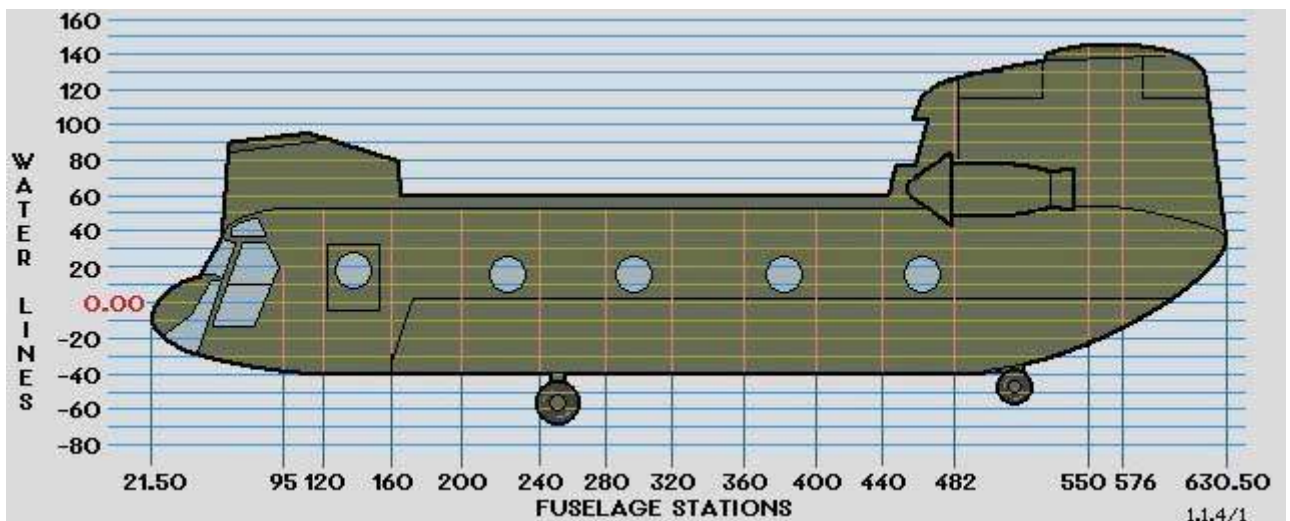
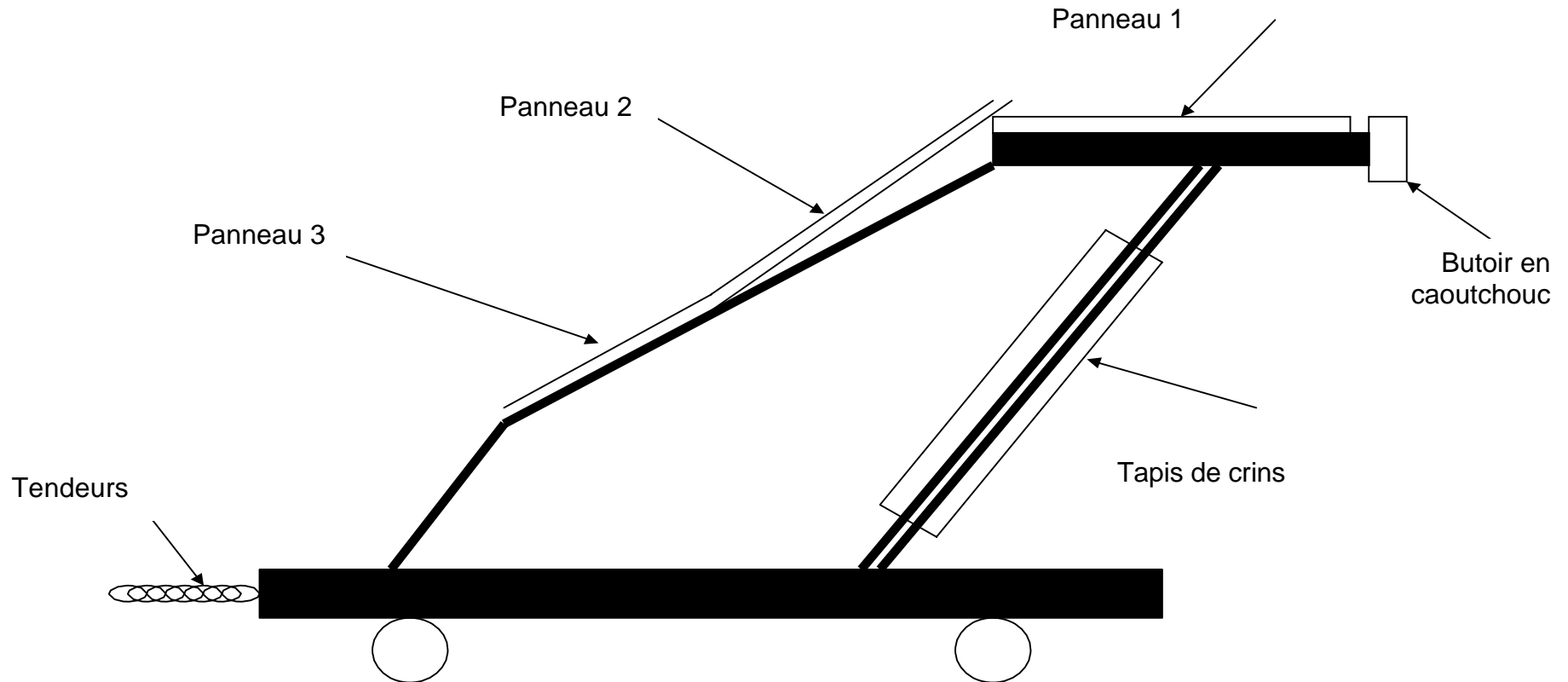


FIGURE 1 – RÉFÉRENCES FUSELAGE

**SCHÉMA GRAPHIQUE DE LA PRÉPARATION D'UNE PLATE-FORME
EN CAS DE DÉFAILLANCE DES BUTÉES D'AFFAISSEMENT**



Annexe G – Bibliographie

- A. Division Vertol de Boeing, Dessin numéro 114R2087, Stop, *Droop-Centrifugal Droop Stop Aft Rotary Wing Head*, Rév. B, 24 août 1972.
- B. Department of the Army, *Technical Manual for CH-47D Helicopter*, TM 55-1520-240-234, 19 septembre 2002.
- C. *Operator's Manual for Army CH-47D Helicopter* (TM 1-1520-240-10).
- D. *Operator's and Crewmember's Checklist for Army CH-47D Helicopter* (TM 1-1520-240-CL).
- E. Rapport numéro 10081-D024808 (Q2-7MB) du CETQ, *Final Report Investigation of Failed CH147204 Aft Fixed Droop Stop Bolts*, 20 mai 2009.
- F. National Aerospace Standard, Dessin numéro NAS624, *Bolt - Twelve Point – Steel External Wrenching*, 5 février 2001.

Annexe H – Abréviations

1 DAC	1 ^{re} Division aérienne du Canada
AFCS	Commandes automatiques de vol
ANO	Autorité de navigabilité opérationnelle
ANOP	Autorisation de navigabilité opérationnelle provisoire
ANT	Autorité de navigabilité technique
ANTP	Autorisation de navigabilité technique provisoire
BP HELTML	Bureau de projet des hélicoptères de transport moyen à lourd
CAVOK	Plafond et visibilité OK
CEMFA	Chef d'état-major de la Force aérienne
CETA	Centre d'essai technique (Aérospatiale)
CETQ	Centre d'essais techniques de la qualité
DGGPEA	Division du Directeur général - Gestion du programme d'équipement aérospatial
DGPEA (ATH)	Direction – Gestion du programme d'équipement aérospatial (Aéronefs de transport et hélicoptères)
DSV	Directeur de la sécurité des vols
EENAT	Équipe d'évaluation et de normalisation de l'aviation tactique
FMS	Ventes militaires à l'étranger
HF	Haute fréquence
HUD	Affichage tête haute
KAF	Aérodrome de Kandahar
Méc B	Mécanicien de bord
MDN	Ministère de la Défense nationale
RAF	Royal Air Force
RESV	Rapport d'enquête sur la sécurité des vols
SCMH	Système de contrôle et de maintenance d'hélicoptères
TACAN	Système de navigation aérienne tactique UHF
UHF	Onde décimétrique