



No. N°	AL-2005-01	1/4
Date	2005-01-07	

SERVICE DIFFICULTY ALERT

This Service Difficulty Alert brings to your attention a potential hazard identified by the Service Difficulty Reporting Program. It is a non-mandatory notification and does not preclude issuance of an airworthiness directive.

BELL HELICOPTER TEXTRON CANADA (BHTC) Models 205A, 205A-1, 205B, 212 and 412 Tail Rotor Blades

This Service Difficulty Alert (SDA) provides additional information to a previously published Transport Canada SDA, AL-2000-05, issued 12 September 2000.

Transport Canada has received Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) SW-05-10R1 dated November 30, 2004, from the Federal Aviation Administration (FAA) concerning failures of tail rotor blades, part numbers 212-010-750-all. The content of this SAIB is reprinted for your consideration.

“On August 19th, 2004, a Bell Model 412 pilot lost tail rotor control that resulted in a forced water landing. The tail rotor and a significant portion of the tail rotor gearbox have not been recovered from the Gulf of Mexico. Fortunately, no one was hurt. The same operator had a similar accident in June 1999. A section of the tail rotor blade departed in-flight resulting in loss of control of the helicopter. The pilot got the helicopter to “level out” before setting down into the water. The blade failed due to a cracked spar that originated from a corrosion pit on the stainless steel leading edge. The same tail rotor blade is also installed on the Bell 205A, 205A-1, 205B, and 212 helicopters.

There have been seven reported failures on tail rotor blades installed on Bell Model 212 and 412 helicopters (two on the 212 and five on the 412). Three of them were in-flight. One occurred on July 18th, 2002, in Goose Bay, Canada, and resulted in two fatalities and two serious injuries. The initiation site was reported to be a gouge .008 inches deep by .060 inches long in the blade skin. The other in-flight failure occurred in Thailand in 1997. All three of the in-flight failures involved the 412 series. Inspections found cracks ranging from 6.0 inches in length and greater in the other four failures. The cracks initiated from corrosion, scratches, and other damage.

ALERTE AUX DIFFICULTÉS EN SERVICE

Cette alerte aux difficultés en service a pour but d'attirer votre attention sur une condition possiblement hasardeuse qui a été révélée par le Programme de rapports de difficultés en service. Elle est une notification facultative et n'exclut pas nécessairement la publication d'une consigne de navigabilité.

BELL HELICOPTER TEXTRON CANADA (BHTC) Modèles 205A, 205A-1, 205B, 212 et 412 Pales de rotor de queue

La présente Alerte aux difficultés en service (ADS) fournit un complément d'information à l'ADS AL-2000-05 publiée antérieurement par Transports Canada le 12 septembre 2000.

Transports Canada a reçu de la Federal Aviation Administration (FAA) le bulletin spécial d'information sur la navigabilité aérienne (SAIB) SW-05-10R1 daté du 30 novembre 2004, et portant sur des ennuis de pales de rotor de queue de référence 212-010-750-tte. Le contenu de ce SAIB (traduit) est reproduit ci-dessous afin que vous en preniez connaissance.

« Le 19 août 2004, le pilote d'un Bell 412 a perdu la maîtrise du rotor de queue et a dû faire un amerrissage forcé. Le rotor de queue et une partie importante de sa boîte de transmission n'ont pu être récupérés dans le golfe du Mexique. Heureusement, personne n'a été blessé. Le même exploitant avait été victime d'un accident similaire en juin 1999. Une partie d'une pale de rotor de queue s'est détachée en vol, ce qui a provoqué une perte de maîtrise de l'hélicoptère. Le pilote a réussi à « stabiliser » son appareil avant de toucher l'eau. La défaillance de la pale était due à une crique dans le longeron qui avait pris naissance dans une piqûre de corrosion sur le bord d'attaque en acier inoxydable. La même sorte de pale de rotor de queue est également installée sur les hélicoptères Bell 205A, 205A-1, 205B, et 212.

Sept défaillances des pales de rotor de queue d'hélicoptères Bell 212 et 412 (deux pour le 212 et cinq pour le 412) ont été signalées. Trois se sont produites en vol. L'une d'entre elles est survenue le 18 juillet 2002 à Goose Bay (Canada) et l'accident a fait deux morts et deux blessés graves. La défaillance avait, semble-t-il, pris naissance sur le revêtement de la pale, dans une entaille profonde de 0,008 pouce et longue de 0,060 pouce. L'autre défaillance en vol est survenue en Thaïlande en 1997. Les trois défaillances en vol concernaient toutes des 412. Des inspections ont permis de découvrir des criques longues de 6,0 pouces et plus dans les quatre autres pales défaillantes. Ces criques avaient pris naissance à la suite de corrosion, d'égratignures ou d'autres dommages.

The preliminary report from the Canadian accident investigation indicated the operator was not using any specific inspection method required to detect the small-scale damage required by the maintenance manual. Inquiries to other Bell model 412 users confirmed that other operators were also not accomplishing a specific inspection on the tail rotor blades.

Five failures initiated between blade stations 30 to 33.5. One failure initiated at blade station 21.9 and one at 27.6. The blade assembly part numbers were 212-010-750-009, -105 and -107. The failed tail rotor blades had accumulated from 279 to 4,643 hours time-in service (TIS). The tail rotor blades have a component life of 5,000 hours TIS. A visual inspection is currently required either daily or every 25 hours TIS depending on the maintenance program.

Inspections found the tail rotor blade to be susceptible to impact damage caused by an impingement from outside sources (gravel, stone, hail, etc.) The impact damage serves as a fatigue crack initiator with subsequent crack growth until the blade fails from overload on the remaining intact structure. It is also known that corrosion or corrosion pits have served as a crack initiator.

Bell released Operations Safety Notice (OSN) 412 02-25 dated August 27, 2002, addressing the importance of accomplishing a complete inspection of the tail rotor blades at the specified intervals for the model 412 helicopters. Bell also released the same notice for the model 205, 205B, and 212 helicopters. We have reviewed the OSN's and concur with the recommendations. For copies of the OSN, contact Bell Helicopter Textron, Inc., P.O. Box 482, Fort Worth, TX 76101; phone: (817) 280-3391; fax: (817) 280-6466.

Recommendation

We recommend the following maintenance procedures:

**MODEL 412, 412EP, AND 412CF
HELICOPTERS:**

1. Before each start of the helicopter engines:

- Visually check both sides of each tail rotor blade for a crack. Pay particular attention in the area located 10 to 25 inches from the tip. An owner/operator holding at least a private pilot certificate may perform this visual check.

2. At intervals not to exceed 25 hours time-in-service (TIS) or 15 days, whichever occurs first:

Le rapport préliminaire de l'enquête sur l'accident canadien indique que, contrairement à ce qu'exige le manuel de maintenance, l'exploitant n'utilisait aucune méthode d'inspection spécifique pour détecter les dommages de petite taille. Après avoir questionné les autres utilisateurs de Bell 412, il est apparu que ceux-ci ne procédaient eux aussi à aucune inspection spécifique des pales de rotor de queue.

Cinq défaillances ont pris naissance entre les références pale 30 à 33,5. Une a pris naissance à la référence pale 21,9 et une autre à 27,6. Ces pales portaient les numéros de référence 212-010-750-009, -105 et -107. Les pales de rotor de queue défaillantes totalisaient entre 279 et 4 643 heures de service. Ces pales ont une durée de vie en service fixée à 5 000 heures. À l'heure actuelle, une inspection visuelle est exigée chaque jour ou aux 25 heures de service, selon le programme de maintenance.

Les inspections ont montré que les pales de rotor de queue étaient sensibles aux dommages par impact de sources externes (gravier, caillou, grêle, etc.). Ces dommages par impact servent d'élément déclencheur à des criques de fatigue dont la taille va en augmentant jusqu'à ce que la structure restante toujours intacte de la pale subisse une défaillance en surcharge. On sait également que la corrosion ou des piqûres de corrosion ont servi d'élément déclencheur à des criques.

Le 27 août 2002, Bell a publié l'avis de sécurité en exploitation 412 02-25 pour souligner combien il était important de procéder à une inspection complète des pales de rotor de queue aux intervalles prévus pour les hélicoptères de modèle 412. Bell a également publié le même avis pour les hélicoptères des modèles 205, 205B et 212. Nous avons examiné ces avis et sommes d'accord avec les recommandations qu'ils contiennent. Pour obtenir copie de ces avis, communiquer avec Bell Helicopter Textron, Inc., P.O. Box 482, Fort Worth, TX 76101; tél. : 817 280-3391; téléc. : 817 280-6466.

Recommandation

Voici les procédures de maintenance que nous recommandons :

HÉLICOPTÈRES 412, 412EP ET 412CF :

1. Avant tout démarrage moteurs de l'hélicoptère :

- Inspecter visuellement les deux côtés de chaque pale de rotor de queue pour s'assurer qu'il n'y a pas de crique. Faire particulièrement attention à la partie située entre 10 et 25 pouces de l'extrémité. Un propriétaire/exploitant détenant au minimum un certificat de pilote privé peut se charger de cette inspection visuelle.

2. À des intervalles ne dépassant pas 25 heures de service ou 15 jours, selon la première de ces deux éventualités :

- Nettoyer chaque pale de rotor de queue avec un détergent doux et de l'eau afin d'enlever la suie et la

- Clean each tail rotor blade using a mild detergent and water to remove soot and grime. Using a 2 to 3-power magnifying glass and a good source of light, visually inspect each blade for a crack, any corrosion (blistering, peeling, flaking, bubbling, or cracked paint), or any discrete source damage (a nick, scratch, sharp dent, or non-sharp dent). Pay particular attention in the area located 10 to 25 inches from the tip. Also, inspect for a bond separation anywhere on the blade.

- If any indication of corrosion is detected, verify corrosion damage by removing the paint from the affected area and perform a visual inspection using a 5- to 10-power magnifying glass.

3. Before further flight:

- Replace any cracked blade with an airworthy blade.
- Repair any blade with corrosion within the damage limits and repair criteria. The damage limits and repair criteria are specified in the applicable maintenance manuals and component repair and overhaul manuals. Polish out using aluminum wool or very fine abrasive pad (400-grit or finer, paper or cloth) on all aluminum surfaces, and use very fine abrasive pad on the stainless steel leading edge spar. A 180-grit or finer abrasive pad may be used if followed by polishing with aluminum wool or very fine grade abrasive pad for the aluminum grip plates and doublers, and with very fine abrasive pad on the spar. Repair depth on aluminum must be twice the depth of the visible corrosion. Hand polish in a span wise direction. On all surfaces where corrosion has been polished out, apply alcohol phosphoric cleaner using a clean cloth or brush. Rub solution briskly into surface for approximately 40 to 60 seconds. Carefully check for pits or a crack with a 10-power magnifying glass following clean up. No pitting is permissible.
- Replace any blade with any bond separation with an airworthy blade.
- If tail rotor vibration levels increase dramatically, land as soon as possible and inspect both sides of each tail rotor blade for a crack.

MODEL 205A, 205A-1, 205B AND 212 HELICOPTERS:

Accomplish a complete inspection of the tail rotor blades at the specified intervals. The blades must

saleté. À l'aide d'une loupe grossissant de 2 à 3 fois et d'une bonne source de lumière, inspecter visuellement chaque pale à la recherche d'une crique, de corrosion (cloquage, pelage, écaillage, bullage ou craquelage de la peinture) ou de tout dommage causé par une source discrète (une encoche, une égratignure, une trace de coup à arête vive ou non). Faire particulièrement attention à la partie située entre 10 et 25 pouces de l'extrémité. De plus, s'assurer au cours de l'inspection que la pale ne présente aucun signe de décollement.

- En cas de découverte d'un signe de corrosion, vérifier les dommages causés par celle-ci en enlevant la peinture de la partie concernée et en effectuant une inspection visuelle à l'aide d'une loupe grossissant de 5 à 10 fois.

3. Avant le prochain vol :

- Remplacer toute pale criquée par une autre en état de navigabilité.
- Réparer toute pale dont la corrosion se situe dans les limites de dommage et dans les critères de réparation. Ces limites et critères sont précisés dans les manuels pertinents de maintenance, de réparation et de révision des composants. Polir toutes les surfaces en aluminium à la laine d'aluminium ou avec un tampon abrasif très fin (papier ou toile de grain 400 ou plus fin) et utiliser un tampon abrasif très fin sur le longeron de bord d'attaque en acier inoxydable. Il est possible d'utiliser un tampon abrasif de grain 180 ou plus fin, à condition d'effectuer ensuite un polissage à la laine d'aluminium ou avec un tampon abrasif à grain très fin sur les plaques de poignée et les renforts en aluminium et avec un tampon abrasif à grain très fin sur le longeron. La profondeur d'une réparation sur une surface en aluminium doit être du double de la profondeur de la corrosion visible. Polir à la main dans le sens de l'envergure. À l'aide d'un tissu ou d'une brosse propre, appliquer un nettoyant alcool-acide phosphorique sur toutes les surfaces où il y a eu polissage de la corrosion. Frotter vigoureusement la solution pendant quelque 40 à 60 secondes pour la faire pénétrer. Après le nettoyage, vérifier avec soin l'absence de piqûres ou de crique à l'aide d'une loupe grossissant 10 fois. Aucune piqûre ne doit subsister.
- Remplacer toute pale présentant des signes de décollement par une autre en état de navigabilité.
- Si le niveau des vibrations du rotor de queue augmente de façon marquée, atterrir le plus tôt possible et inspecter les deux côtés de chaque pale de rotor de queue à la recherche d'une crique.

HÉLICOPTÈRES 205A, 205A-1, 205B ET 212 :

Faire une inspection complète des pales de rotor de queue aux intervalles prévus. Pour faire une bonne inspection visuelle, il faut que les pales soient propres. Les intervalles entre deux inspections, les limites de dommage et les critères de réparation sont précisés

be clean in order to perform an Adequate visual inspection. The inspection intervals, damage limits, and repair criteria are specified in the applicable maintenance manuals and component repair and overhaul manuals.”

Note: FAA SAIB SW-05-10R1 can be found at the FAA website:
<http://www.faa.gov/certification/aircraft/>

Any further defects or occurrences should be reported to Transport Canada, Continuing Airworthiness, Ottawa, via the Service Difficulty Reporting program.

For further information, contact a Transport Canada Centre, or call Mr. Barry Caldwell, Continuing Airworthiness, Ottawa. Telephone (613) 952-4358 or facsimile (613) 996-9178 or e-mail caldweb@tc.gc.ca.

For Director, Aircraft Certification

dans les manuels pertinents de maintenance, de réparation et de révision des composants. »

Nota : Le bulletin SAIB SW-05-10R1 de la FAA se trouve sur le site Web de la FAA, à l'adresse :
<http://www.faa.gov/certification/aircraft/>

Toute nouvelle déféctuosité ou tout nouvel incident devraient être signalés au bureau du Maintien de la navigabilité aérienne, Transports Canada, Ottawa, par le programme de Rapport de difficultés en service.

Pour de plus amples renseignements, communiquer avec un Centre de Transports Canada ou M. Barry Caldwell, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa, téléphone 613 952-4358, télécopieur 613 996-9178, ou courrier électronique caldweb@tc.gc.ca.

Pour le Directeur, Certification des aéronefs

B. Goyaniuk
Chief, Continuing Airworthiness
Chef, Maintien de la navigabilité aérienne

Note: For the electronic version of this document, please consult the following Web address:

Nota : La version électronique de ce document se trouve à l'adresse Web suivante :

www.tc.gc.ca/CivilAviation/certification/menu.htm