

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A07O0030



IMPACT AVEC PERTE DE CONTRÔLE

**DU ROBINSON R44 II C-FGTN
EXPLOITÉ PAR THE HELICOPTER COMPANY INC.
À CAMBRIDGE (ONTARIO)
LE 2 FÉVRIER 2007**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Impact avec perte de contrôle

du Robinson R44 II C-FGTN
exploité par The Helicopter Company Inc.
à Cambridge (Ontario)
le 2 février 2007

Rapport numéro A07O0030

Sommaire

L'équipage d'un hélicoptère Robinson R44 II (immatriculation C-FGTN, numéro de série 10210), exploité par The Helicopter Company Inc., effectue une série de vols de vérification après maintenance à la suite du remplacement des pales du rotor principal de l'hélicoptère. Le pilote et un technicien d'entretien d'aéronef sont chargés de l'alignement des pales, et le technicien règle les biellettes de pas de pales du rotor principal sur la foi des résultats des deux vols précédents. Le vol en question se déroule dans le but de vérifier l'alignement des pales ainsi que le régime du rotor au cours d'une autorotation.

Vers 17 h 28, heure normale de l'Est, par faible luminosité, l'hélicoptère amorce une autorotation à 2400 pieds au-dessus du niveau de la mer et poursuit sa descente jusqu'à ce qu'il percute le terrain gelé recouvert de neige. La radiobalise de repérage d'urgence se déclenche, et des équipes de sauvetage et de lutte contre les incendies interviennent. Les deux occupants de l'hélicoptère sont grièvement blessés et sont éjectés du poste de pilotage parce que les fixations de leur ceinture de sécurité se sont rompues. L'hélicoptère est détruit.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le 20 janvier 2007, l'hélicoptère s'est rendu à l'aéroport régional de Kitchener/Waterloo pour une inspection de maintenance. Au cours de l'inspection, on a observé un petit décollement sur une des pales du rotor principal. L'hélicoptériste a demandé que les pales soient renvoyées à l'usine, et des pales de remplacement ont été reçues de Vancouver. Après que les nouvelles pales ont été installées, le technicien d'entretien d'aéronef (TEA) a installé le dispositif stroboscopique en vue de vérifier l'alignement des pales. Deux vols de vérification après maintenance avaient été effectués plus tôt, le jour de l'accident, pour aligner les pales, et une des biellettes de pas avait été réglée après chacun de ces vols.

Pendant le vol en question, l'hélicoptère a quitté l'aéroport régional de Kitchener/Waterloo à 17 h 22, heure normale de l'Est ¹, et il s'est rendu au sud de Cambridge, à 2400 pieds au-dessus du niveau moyen de la mer, ce qui correspond à environ 1400 pieds au-dessus du niveau du sol (agl). Le vol avait pour objet d'aligner les pales et de vérifier le régime rotor pendant que l'hélicoptère se trouvait en autorotation. Cette procédure particulière d'alignement des pales du rotor principal en autorotation différait des procédures de l'hélicoptériste figurant dans la section sur l'hélicoptère indiquée ci-dessous et, selon ce qui a été rapporté, elle se fondait sur un avis de dépannage reçu antérieurement. Un exposé avant vol sur cette procédure s'est limité à demander au pilote s'il était à l'aise d'exécuter des autorotations pendant que le TEA alignait les pales du rotor principal.

En préparation à l'autorotation, le pilote a amené l'hélicoptère au-dessus d'un champ ouvert situé au sud-ouest de Cambridge. Pendant l'autorotation, l'attention du TEA, concentrée sur les pales du rotor, s'est portée dans le poste de pilotage à la suite d'une exclamation de la part du pilote. Il a remarqué que les deux aiguilles de l'échelle en pourcentage du régime du moteur et du régime rotor étaient à l'horizontale, indiquant une valeur d'environ 80 % et que l'hélicoptère était en piqué. On n'a rapporté aucun déclenchement du klaxon de faible régime ni l'allumage du voyant d'avertissement, lesquels sont normalement réglés pour entrer en action à 97 pour cent ². L'hélicoptère a poursuivi sa descente vers le terrain enneigé. La partie avant des deux patins a percuté le sol, et l'hélicoptère s'est immobilisé sur le côté gauche, en direction nord.

¹ Les heures sont exprimées en heure normale de l'Est (temps universel coordonné moins cinq heures).

² Lorsque le levier de pas collectif est complètement abaissé, le klaxon et le voyant d'avertissement de faible régime sont désactivés.

Renseignements sur le personnel

Le pilote commandant de bord était certifié et qualifié pour le vol conformément à la réglementation en vigueur et il volait en conditions météorologiques de vol à vue. Il avait obtenu sa licence de pilote privé d'avion en juillet 2000 du Moncton Flight College. Il était titulaire d'une licence de pilote professionnel d'hélicoptère (obtenue en octobre 2002) et il totalisait environ 1300 heures de vol, dont 1000 sur aéronef à voilure tournante. L'épreuve en vol sur hélicoptère commercial d'octobre 2002 avait été menée sur Bell 206, et une vérification compétence pilote sur cet appareil avait eu lieu au même moment. Le pilote avait terminé sa formation sur l'hélicoptère R44 II le 29 juin 2006, et sa licence avait été annotée d'une certification de privilèges supplémentaires en juillet 2006. Il totalisait environ 300 heures sur type au moment de l'accident, et sa dernière formation aux autorotations remontait à septembre 2006.

Il était employé comme pilote d'observation de la circulation routière et était assis en place droite dans l'hélicoptère pendant le vol en question. Le pilote avait déjà effectué des vols de vérification après maintenance auparavant à bord du Bell 206 et du R44.

Les enquêteurs du BST ont interrogé le pilote. Il a affirmé ne se souvenir d'aucun des événements qui s'étaient déroulés le jour de l'accident.

Renseignements sur l'aéronef

L'hélicoptère avait été construit et importé au Canada en 2005. Au moment où il a volé vers l'aéroport régional de Kitchener/Waterloo, le 20 janvier 2007, pour sa maintenance, il totalisait 1082 heures de vol.

La procédure de l'hélicoptériste pour un alignement et un équilibrage en vol des pales du rotor principal consistait à d'abord régler l'alignement et l'équilibrage pendant que l'hélicoptère était en autorotation. Ensuite, on vérifiait l'alignement à des vitesses successives croissantes. On vérifiait enfin le régime d'autorotation une fois l'alignement et l'équilibrage du rotor exécutés. La fiche de travail récupérée de l'épave indique que les pales du rotor principal avaient été réglées à deux reprises après les vols en autorotation, mais il n'y avait aucune inscription indiquant que la procédure d'alignement à diverses vitesses de translation avait été exécutée.

La procédure de l'hélicoptériste pour vérifier le régime rotor en autorotation précise que l'hélicoptère doit avoir une masse brute de 1900 livres ou moins et que trois lectures doivent être prises à des intervalles d'altitude compris entre 500 et 1000 pieds. L'autorotation avait été amorcée à 1400 pieds agl, et l'on a calculé que la masse de l'hélicoptère était de 2279 livres. D'après l'abaque « AUTOROTATION RPM » du manuel de maintenance de l'hélicoptériste, le régime d'autorotation prévu se serait situé à 110,5 pour cent (2,5 pour cent au-dessus de la ligne rouge de 108 pour cent).

Le *Pilot's Operating Handbook* (POH) (manuel d'utilisation de l'hélicoptère) du Robinson R44 II donne dans la section Limitations les limites suivantes du régime rotor :

	Lecture du tachymètre (R)	Régime réel
Avec moteur		
Maximum	102 %	408
Minimum	101 %	404
Sans moteur		
Maximum	108 %	432
Minimum	90 %	360

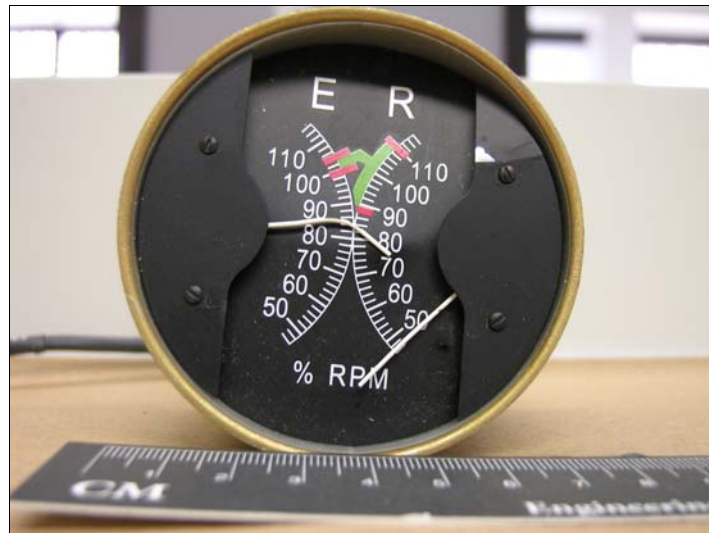


Photo 1. Tachymètre moteur (E)-rotor (R) de C-FGTN

Le maintien du régime rotor est essentiel à la réussite de l'autorotation de n'importe quel hélicoptère. Une fois perdue la puissance moteur, le pilote doit immédiatement abaisser le levier de pas collectif et s'établir en descente en autorotation à la vitesse recommandée par l'hélicoptériste.

Dans le manuel de maintenance du Robinson R44, la procédure visant à vérifier le régime rotor en autorotation précise qu'il faut maintenir fermement le levier de pas collectif contre la butée basse et maintenir une vitesse de descente indiquée de 50 nœuds. Au cours de cette procédure, un des trois scénarios suivants pourrait se produire :

- a. Le régime rotor pourrait augmenter et, une fois qu'il montrerait des signes de vouloir passer au-dessus de l'arc vert, le pilote rétablirait l'hélicoptère en vol propulsé rectiligne et en palier.
- b. Le régime rotor pourrait diminuer et, une fois qu'il montrerait des signes de vouloir descendre sous l'arc vert, le pilote rétablirait l'hélicoptère en vol propulsé rectiligne et en palier.

c. Le régime rotor pourrait s'établir quelque part sur l'arc vert, et le pilote rétablirait l'hélicoptère en vol propulsé rectiligne et en palie.

Le technicien prendrait note du régime, et l'hélicoptère retournerait à la base pour des réglages. L'équipage pourrait alors effectuer d'autres vols d'essais comme le décrit le manuel de maintenance jusqu'à ce que le bon réglage soit trouvé.

Le système des pales de rotor de l'hélicoptère Robinson R44 II est considéré comme étant un « système rotor à faible inertie ». Ce terme renvoie à la tendance pour le rotor à épuiser rapidement l'énergie qu'il a stockée dès qu'il n'est plus entraîné. Si le levier de pas collectif n'est pas complètement abaissé, le régime du rotor principal va diminuer au point de causer un décrochage dynamique du système rotor. Une fois que le rotor a décroché, tout rétablissement est peu probable.

La section des procédures normales du manuel d'utilisation de l'hélicoptère portant sur l'exercice des autorotations contient une mise en garde précisant : [TRADUCTION] « Au cours des simulations de panne moteur, il s'ensuit une diminution rapide du régime rotor qui nécessite l'abaissement immédiat du levier de pas collectif pour éviter tout régime rotor dangereusement bas. Un décrochage catastrophique du rotor pourrait se produire si le régime rotor devait chuter sous 80 pour cent, plus 1 pour cent par 1000 pieds d'altitude. »

Renseignements météorologiques

Le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) à 17 h pour l'aéroport régional de Kitchener/Waterloo était le suivant : vent soufflant du 250° vrais (V) à 14 nœuds, en rafale à 20; visibilité de 9 milles terrestres (sm); ciel dégagé; température de -6 °C, point de rosée de -12 °C; calage altimétrique de 29,50 pouces de mercure (po Hg); et, pour les remarques, une pression de 1009,0 hectopascals (hPa) au niveau de la mer.

Le METAR à 18 h était le suivant : vent du 250°V à 16 nœuds; visibilité de 9 sm; quelques nuages à 2800 pieds; plafond couvert à 3900 pieds; ciel couvert à 7500 pieds; température de -6 °C, point de rosée de -12 °C; calage altimétrique de 29,53 po Hg; et, pour les remarques, pression de 1002,0 hPa au niveau de la mer.

Le soleil s'était couché à 17 h 34, et le vol s'est déroulé dans des conditions de faible luminosité.

Avis de sécurité

À la suite de divers accidents et incidents, la Robinson Helicopter Company a publié de nombreux avis de sécurité. L'Avis de sécurité SN-10 précise : [TRADUCTION] « Une des principales causes d'accident des hélicoptères légers est l'omission de maintenir le régime rotor. » Un décrochage consécutif à un faible régime rotor peut se produire à n'importe quelle vitesse, et lorsqu'il se produit, le rotor cesse de produire la portance nécessaire à la sustentation de l'hélicoptère. L'Avis de sécurité SN-10 poursuit :

[TRADUCTION] « Lorsque le rotor décroche, les pales vont être 'refoulées' ou sectionner le cône de queue, ou le rotor va tout simplement cesser de voler, faisant ainsi chuter l'hélicoptère à une vitesse extrême. » Les avis de sécurité suivants sont pertinents pour le présent accident et ils ont été inclus en annexes du présent rapport :

Safety Notice SN-10 Fatal Accidents Caused By Low RPM Rotor Stall
(Annexe A) (accidents mortels causés par un décrochage consécutif à un faible régime rotor)
Safety Notice SN-24 Low RPM Rotor Stall Can Be Fatal (Annexe B) (Un décrochage consécutif à un faible régime rotor peut être mortel)
Safety Notice SN-29 Airplane Pilots High Risk When Flying Helicopters
(Annexe C) (Risque élevé des pilotes d'avion aux commandes d'hélicoptères)

Examen de l'épave

L'hélicoptère a percuté le sol en piqué. La partie avant de l'hélicoptère, dont les deux sièges avant et les fixations des ceintures de sécurité, a été détruite par l'impact. Il n'y avait aucune défaillance structurale avant l'impact.

L'examen d'une des pales du rotor principal a révélé une déformation vers le haut ainsi que des ondulations dans le sens de l'envergure et sur l'extrados de la pale. La deuxième pale avait été gravement endommagée par les impacts avec le sol, mais il n'y avait pas de signes d'ondulation. Une des masselottes d'une des pales du rotor principal s'était séparée de l'extrémité de la pale et elle a été retrouvée près du lieu de l'épave.

Les composants du rotor de queue ont fait l'objet d'un examen et ils étaient en bon état de service, ne présentant aucun signe de défaillance avant impact.

Le contre-écrou de la biellette de pas du rotor principal qui était en train d'être réglé était serré, mais non freiné au fil.

Le compartiment moteur n'a révélé aucune défaillance catastrophique. Il était propre et exempt d'huile et de liquide hydraulique.

Divers instruments et deux système de positionnement à couverture mondiale (GPS) ont été récupérés de l'épave et envoyés au Laboratoire technique du BST, afin qu'on puisse déterminer les lectures des instruments au moment de l'écrasement et tirer toute donnée pertinente de la mémoire permanente des GPS. Les résultats ont été les suivants :

- Le régime rotor correspondait à 98 pour cent.
- Le variomètre indiquait une descente de 800 pi/min.
- Le manomètre de pression au collecteur donnait deux indications. Une se trouvait dans la plage comprise entre 18 et 19,3 pouces de mercure (po Hg), et l'autre, entre 27,7 et 29,3 po Hg.

- Le GPS Lowrance Airmap 2000c n'a pas enregistré la trajectoire de vol en question, et le GPS Garmin Apollo SL60 n'a pas conservé les données de la trajectoire de vol dans sa mémoire permanente.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP019/2007 - *Examination of Sony DVCAM* (examen d'un DVCAM Sony)

LP020/2007 - *Examination of Instruments* (examen d'instruments)

On peut obtenir ces rapports sur demande auprès du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Analyse

Rien n'indiquait qu'une défectuosité mécanique avait amorcé la séquence d'accident ni n'y avait contribué. Les conditions météorologiques n'auraient eu aucune influence sur le comportement de l'hélicoptère; par conséquent, l'analyse va porter sur les procédures et les actions liées à l'autorotation.

L'hélicoptère avait quitté Cambridge (Ontario) pour un vol d'essai après maintenance. Le vol avait deux objectifs. Premièrement, le technicien d'entretien d'aéronef (TEA) devait aligner les pales du rotor principal pendant que l'hélicoptère était en autorotation, et, deuxièmement, il voulait vérifier le régime d'autorotation. Le manuel de maintenance prescrit une procédure spécifique pour vérifier le régime d'autorotation, mais elle n'a pas été passée en revue avant le vol ni suivie. L'alignement des pales du rotor principal en autorotation n'est pas une procédure décrite dans le manuel de maintenance de l'hélicoptère.

Sans un exposé avant vol détaillé, le pilote n'aurait peut-être pas été tout à fait conscient de ce à quoi il devait s'attendre pendant ce vol d'essai après maintenance. Le fait de ne pas avoir passé en revue la procédure de réglage du régime d'autorotation avant le vol s'est traduit par une altitude insuffisante pour exécuter comme il faut l'essai, et l'ignorance, compte tenu de la masse du moment, du fait que le régime rotor ciblé se trouvait au-dessus de la ligne rouge du régime du rotor principal.

Le vol s'est déroulé normalement jusqu'au point où l'autorotation a été amorcée. À un moment donné au cours de l'autorotation, le pilote a laissé le régime rotor diminuer à environ 80 pour cent et il n'a pas été en mesure de reprendre l'hélicoptère avant que celui-ci ne percute le sol. La déformation vers le haut d'une pale du rotor principal confirme qu'à un moment donné au cours de l'autorotation le régime rotor était faible. La perte du régime rotor pourrait être le résultat d'une mauvaise technique d'entrée en autorotation, ou elle pourrait avoir été causée parce que le régime n'a pas été continuellement surveillé pendant l'autorotation.

Si, pendant l'entrée en autorotation, le pilote a réduit les gaz avant d'abaisser complètement le levier de pas collectif, il y aurait eu une brusque chute du régime rotor. Le système rotor à faible inertie est sensible et il réagit rapidement aux changements.

Dans ce scénario, le voyant et le klaxon d'avertissement de faible régime se seraient activés presque immédiatement. Toutefois, le klaxon d'avertissement ne se serait fait entendre que très peu longtemps parce que la réaction normale aurait été d'abaisser immédiatement le levier de pas collectif. L'exclamation du pilote a peut-être été proférée en même temps que l'avertissement de faible régime, et le TEA pourrait ne pas avoir entendu le klaxon.

Dans un deuxième scénario, le pilote aurait correctement amorcé l'autorotation, mais il aurait cessé de surveiller le régime rotor pour peut-être regarder à l'extérieur du poste de pilotage afin de repérer les cibles stroboscopiques sur les pales du rotor principal. Si le pas des pales du rotor principal était bien réglé, la masse brute relativement élevée de l'hélicoptère aurait eu tendance à faire passer le système rotor en survitesse au moment où le pilote entrait en autorotation (environ 2,5 pour cent). S'il avait remarqué un régime un régime rotor excessivement élevé, la réaction normale du pilote pour éviter toute survitesse du rotor aurait été d'augmenter le pas collectif, ce qui aurait augmenté le pas des pales et ralenti le régime rotor. Si le pilote a corrigé excessivement au collectif au point de ralentir le système rotor sous 97 pour cent, le klaxon et le voyant d'avertissement se seraient activés parce que le levier de pas collectif n'était pas complètement abaissé. La mesure corrective normale serait d'abaisser immédiatement le collectif, ce qui couperait le klaxon d'avertissement, et d'augmenter les gaz.

Si le calage des pales du rotor principal correspondait à un grand pas excessif, le système rotor aurait eu tendance à ralentir dès que le pilote serait entré en autorotation. Le levier de pas collectif étant complètement abaissé, le système d'avertissement de faible régime serait désactivé. L'exclamation de surprise du pilote laisse croire qu'il s'est rendu compte que quelque chose n'allait pas à un moment donné de la descente, ce qui a attiré l'attention du technicien, qui a alors noté que le régime rotor avait diminué à environ 80 pour cent. Dans ce scénario, la seule façon de regagner le régime rotor consistait à donner de la puissance au moteur.

Lorsque l'hélicoptère a percuté le sol, le tachymètre du rotor indiquait 98 pour cent, le taux de descente était de 800 pieds par minute, et l'hélicoptère n'avait qu'une très petite vitesse en translation. Tous ces éléments indiquent que même si on avait remis pleins gaz pendant la descente, il n'y avait plus suffisamment d'altitude ni de temps pour stopper la descente avant l'impact.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le technicien d'entretien d'aéronef tentait d'aligner les pales du rotor principal alors que l'hélicoptère était en autorotation. Cette procédure ne faisait pas partie du manuel de maintenance de l'hélicoptère. Tenter de combiner ces deux activités a probablement nui à la capacité du pilote de surveiller les performances de l'hélicoptère pendant l'autorotation.
2. La masse brute de l'hélicoptère dépassait la valeur maximale précisée par l'hélicoptériste pour la vérification du régime rotor en autorotation.
3. Pendant l'autorotation, le régime rotor a diminué jusqu'à environ 80 pour cent et, même si on avait donné pleins gaz, il n'y avait plus suffisamment d'altitude ni de temps pour stopper la descente avant l'impact.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 21 août 2008.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

Annexe A – Avis de sécurité SN-10

Ce document n'existe pas en français.

ROBINSON
HELICOPTER COMPANY

Safety Notice SN-10

Issued: Oct 82 Rev: Feb 89; Jun 94

FATAL ACCIDENTS CAUSED BY LOW RPM ROTOR STALL

A primary cause of fatal accidents in light helicopters is failure to maintain rotor RPM. To avoid this, every pilot must have his reflexes conditioned so he will instantly add throttle and lower collective to maintain RPM in any emergency.

The R22 and R44 have demonstrated excellent crashworthiness as long as the pilot flies the aircraft all the way to the ground and executes a flare at the bottom to reduce his airspeed and rate of descent. Even when going down into rough terrain, trees, wires or water, he must force himself to lower the collective to maintain RPM until just before impact. The ship may roll over and be severely damaged, but the occupants have an excellent chance of walking away from it without injury.

Power available from the engine is directly proportional to RPM. If the RPM drops 10%, there is 10% less power. With less power, the helicopter will start to settle, and if the collective is raised to stop it from settling, the RPM will be pulled down even lower, causing the ship to settle even faster. If the pilot not only fails to lower collective, but instead pulls up on the collective to keep the ship from going down, the rotor will stall almost immediately. When it stalls, the blades will either "blow back" and cut off the tailcone or it will just stop flying, allowing the helicopter to fall at an extreme rate. In either case, the resulting crash is likely to be fatal.

No matter what causes the low rotor RPM, the pilot must first roll on throttle and lower the collective simultaneously to recover RPM **before** investigating the problem. It must be a conditioned reflex. In forward flight, applying aft cyclic to bleed off airspeed will also help recover lost RPM.

Annexe B – Avis de sécurité SN-24

Ce document n'existe pas en français.

ROBINSON
HELICOPTER COMPANY

Safety Notice SN-24

Issued: Sep 86 Rev: Jun 94

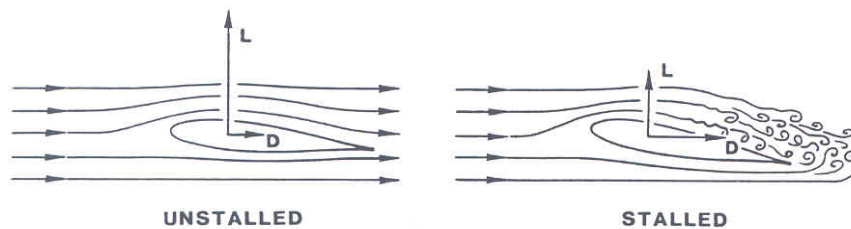
LOW RPM ROTOR STALL CAN BE FATAL

Rotor stall due to low RPM causes a very high percentage of helicopter accidents, both fatal and non-fatal. Frequently misunderstood, rotor stall is not to be confused with retreating tip stall which occurs only at high forward speeds when stall occurs over a small portion of the retreating blade tip. Retreating tip stall causes vibration and control problems, but the rotor is still very capable of providing sufficient lift to support the weight of the helicopter.

Rotor stall, on the other hand, can occur at any airspeed and when it does, the rotor stops producing the lift required to support the helicopter and the aircraft literally falls out of the sky. Fortunately, rotor stall accidents most often occur close to the ground during takeoff or landing and the helicopter falls only four or five feet. The helicopter is wrecked but the occupants survive. However, rotor stall also occurs at higher altitudes and when it happens at heights above 40 or 50 feet AGL it is most likely to be fatal.

Rotor stall is very similar to the stall of an airplane wing at low airspeeds. As the airspeed of an airplane gets lower, the nose-up angle, or angle-of-attack, of the wing must be higher for the wing to produce the lift required to support the weight of the airplane. At a critical angle (about 15 degrees), the airflow over the wing will separate and stall, causing a sudden loss of lift and a very large increase in drag. The airplane pilot recovers by lowering the nose of the airplane to reduce the wing angle-of-attack below stall and adds power to recover the lost airspeed.

The same thing happens during rotor stall with a helicopter except it occurs due to low rotor RPM instead of low airspeed. As the RPM of the rotor gets lower, the angle-of-attack of the rotor blades must be higher to generate the lift required to support the weight of the helicopter. Even if the collective is not raised by the pilot to provide the higher blade angle, the helicopter will start to descend until the



Wing or rotor blade unstalled and stalled.

ROBINSON
HELICOPTER COMPANY

Safety Notice SN-24 (continued)

upward movement of air to the rotor provides the necessary increase in blade angle-of-attack. As with the airplane wing, the blade airfoil will stall at a critical angle, resulting in a sudden loss of lift and a large increase in drag. The increased drag on the blades acts like a huge rotor brake causing the rotor RPM to rapidly decrease, further increasing the rotor stall. As the helicopter begins to fall, the upward rushing air continues to increase the angle-of-attack on the slowly rotating blades, making recovery virtually impossible, even with full down collective.

When the rotor stalls, it does not do so symmetrically because any forward airspeed of the helicopter will produce a higher airflow on the advancing blade than on the retreating blade. This causes the retreating blade to stall first, allowing it to dive as it goes aft while the advancing blade is still climbing as it goes forward. The resulting low aft blade and high forward blade become a rapid aft tilting of the rotor disc sometimes referred to as "rotor blow-back". Also, as the helicopter begins to fall, the upward flow of air under the tail surfaces tends to pitch the aircraft nose-down. These two effects, combined with aft cyclic by the pilot attempting to keep the nose from dropping, will frequently allow the rotor blades to blow back and chop off the tailboom as the stalled helicopter falls. Due to the magnitude of the forces involved and the flexibility of rotor blades, rotor teeter stops will not prevent the boom chop. The resulting boom chop, however, is academic, as the aircraft and its occupants are already doomed by the stalled rotor before the chop occurs.

Annexe C – Avis de sécurité SN-29

Ce document n'existe pas en français.

ROBINSON
HELICOPTER COMPANY

Safety Notice SN-29

Issued: Mar 93 Rev: Jun 94

AIRPLANE PILOTS HIGH RISK WHEN FLYING HELICOPTERS

There have been a number of fatal accidents involving experienced pilots who have many hours in airplanes but with only limited experience flying helicopters.

The ingrained reactions of an experienced airplane pilot can be deadly when flying a helicopter. The airplane pilot may fly the helicopter well when doing normal maneuvers under ordinary conditions when there is time to think about the proper control response. But when required to react suddenly under unexpected circumstances, he may revert to his airplane reactions and commit a fatal error. Under those conditions, his hands and feet move purely by reaction without conscious thought. Those reactions may well be based on his greater experience, ie., the reactions developed flying airplanes.

For example, in an airplane his reaction to a warning horn (stall) would be to immediately go forward with the stick and add power. In a helicopter, application of forward stick when the pilot hears a horn (low RPM) would drive the RPM even lower and could result in rotor stall, especially if he also "adds power" (up collective). In less than one second the pilot could stall his rotor, causing the helicopter to fall out of the sky.

Another example is the reaction necessary to make the aircraft go down. If the helicopter pilot must suddenly descend to avoid a bird or another aircraft, he rapidly lowers the collective with very little movement of the cyclic stick. In the same situation, the airplane pilot would push the stick forward to dive. A rapid forward movement of the helicopter cyclic stick under these conditions would result in a low "G" condition which could cause mast bumping, resulting in separation of the rotor shaft or one blade striking the fuselage. A similar situation exists when terminating a climb after a pull-up. The airplane pilot does it with forward stick. The helicopter pilot must use his collective or a very gradual, gentle application of forward cyclic.

To stay alive in the helicopter, the experienced airplane pilot must devote considerable time and effort to developing safe helicopter reactions. The helicopter reactions must be stronger and take precedence over the pilot's airplane reactions because everything happens faster in a helicopter. The pilot does not have time to realize he made the wrong move, think about it, and then correct it. It's too late; the rotor has already stalled or a blade has already struck the airframe and there is no chance of recovery. To develop safe helicopter reactions, the airplane pilot must practice each procedure over and over again with a competent instructor until his hands and feet will always make the right move without requiring conscious thought. **AND, ABOVE ALL, HE MUST NEVER ABRUPTLY PUSH THE CYCLIC STICK FORWARD.**

Also see Safety Notices SN-11 and SN-24.