

Rapport

Accident survenu le **1^{er} juillet 2000**
à **Saint-Didier-la-Forêt (03)**
à l'**hydravion Otter DHC-3T**
immatriculé **N9758N**

Avertissement

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et au Code de l'Aviation civile (Livre VII), l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT	2
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	5
1.1 Renseignements sur l'aéronef	5
1.2 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	6
1.3 Essais et recherches	6
1.3.1 Examen moteur	6
1.3.2 Antécédents moteur	7
1.4 Témoignages	8
2 - ANALYSE	8
3 - CONCLUSIONS	8
LISTE DES ANNEXES	9

Evénement : passage de l'hélice en drapeau, atterrissage en campagne manqué.

Conséquences et dommages : aéronef détruit.

Aéronef : hydravion DHC-3T « Otter » équipé d'un moteur Pratt & Whitney PT6A-135.

Date et heure : samedi 1^{er} juillet 2000 à 14 h 50 ^①.

Exploitant : club.

Lieu : Saint-Didier-la-Forêt (03).

Nature du vol : voyage.

Personnes à bord : pilote + 3.

Titres et expérience : pilote, 57 ans, PPL délivré par le Canada de 1970, 14 200 heures de vol dont 200 sur type et 60 dans les trois mois précédents ;
passager en place droite, 52 ans, ATPL de 1994, 13 000 heures de vol.

Conditions météorologiques : estimées sur le site : vent calme, CAVOK.

^① Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en vigueur en France métropolitaine le jour de l'événement.

CIRCONSTANCES

L'hydravion décolle de l'aérodrome de Lyon Bron pour un vol à destination de Saint-Brieuc Armor. En croisière au FL 45, peu après le travers nord de l'aérodrome de Vichy Charmeil, le pilote ressent un brusque emballement de la turbine et le calage de l'hélice ne permet plus de transmettre la puissance en traction.

Le pilote effectue un atterrissage forcé dans un pré au cours duquel l'avion est détruit.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Renseignements sur l'aéronef

Il s'agit d'un hydravion monomoteur équipé de deux flotteurs et d'un train d'atterrissement classique escamotable.

Il est équipé d'un turbopropulseur avec une hélice à pas variable. Le plateau béta assure, en fonctionnement normal, une boucle de rétroaction qui permet de renseigner le régulateur hélice sur le calage effectif (voir annexe 1). Il est en rotation avec l'hélice. Lorsque le calage de l'hélice est modifié, il se produit une translation du plateau béta qui est transmise au régulateur hélice par l'intermédiaire d'un levier monté sur pivot dont l'extrémité est guidée dans la gorge du plateau béta entre les deux couronnes au moyen d'un patin.

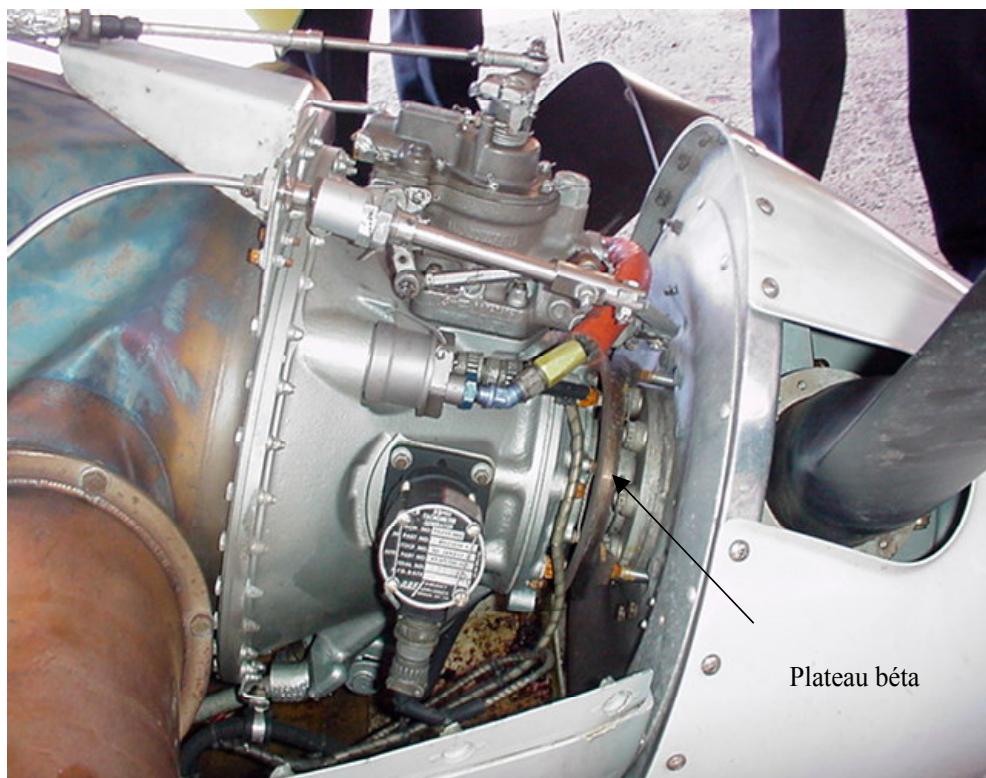
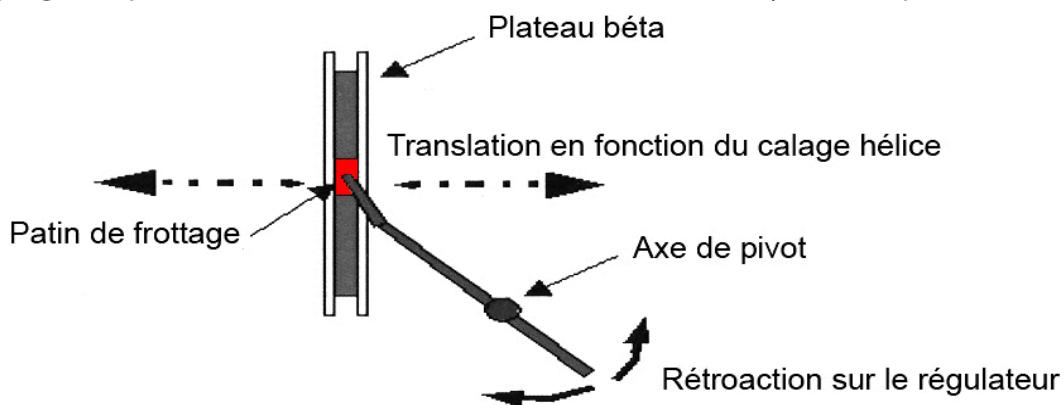


Figure 1 : vue globale régulateur, plateau béta

Le 23 juin 2000, l'hélice s'est bloquée en position béta, après un amerrissage sur le Rhône. Le pilote a relaté qu'il ne pouvait plus repasser la commande sur « Idle ».

Lors d'une exposition statique de l'avion à Lyon, un examen a été fait par un atelier agréé JAR145. Le mécanicien a constaté que la commande était en blocage mécanique. Il a ajusté les serrages de la came de commande d'inverseur de pas et réglé la commande afin d'éliminer les blocages. Il a contrôlé les commandes moteur à l'arrêt. L'avion est ensuite reparti pour se rendre à Lyon Bron. Là, le mécanicien a pu faire des essais moteur en fonctionnement et aucun dysfonctionnement n'a été observé.

1.2 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'atterrissement s'est fait dans un pré destiné à l'entraînement au saut équestre. Le flotteur gauche a été retrouvé en amont de l'épave principale. Il est enfoncé à son extrémité à la suite d'un impact contre un talus de terre destiné au saut d'obstacle. Quarante mètres plus loin se trouve l'ensemble de la cellule qui a brûlé à l'exception de l'empennage, des extrémités d'aile et du nez contenant la turbine.

Il n'y a pas de trace marquée d'impact au sol. La zone d'atterrissement est dégagée à l'exception de l'obstacle contre lequel est venu buter le flotteur gauche. Le flotteur droit a pu passer à droite de l'obstacle.

1.3 Essais et recherches

1.3.1 Examen moteur

Un examen de l'ensemble turbine, régulateur et hélice, indique que l'hélice était en position drapeau lors de l'impact. Les liaisons et commandes du FCU (régulateur carburant) et régulateur d'hélice ne montrent pas de défaillance. La commande de FCU et le système béta came sont positionnés en configuration « puissance » et le robinet carburant est en position « coupure ».

La couronne avant de guidage du plateau béta est rompue sur un secteur angulaire d'environ 90°. Le faciès de rupture présente deux zones distinctes, l'une d'aspect sombre et maté, et la seconde d'aspect brillant et granuleux. Le levier qui coulisse dans la gorge du plateau béta est repoussé et son patin de guidage est rompu en plusieurs fragments. Le clapet béta du régulateur d'hélice est ainsi libéré sous l'effet de son ressort.

Il est à noter que, dans la configuration provoquée par la rupture, le régulateur ne délivre plus d'huile. L'hélice, sous l'effet du ressort et des masselottes, passe alors en drapeau.

Un essai du régulateur a été fait conformément au manuel de maintenance du constructeur et n'a montré aucune anomalie.



Figure 2 : rupture au niveau du plateau béta

Un deuxième examen détaillé sur la nature de la rupture du plateau béta et du patin associé a montré que la rupture de la paroi avant du plateau béta a été générée par un effort axial du patin.

La corrosion déposée sur le patin permet d'établir que celui-ci s'est fissuré avant l'accident. Son support externe est déformé, ce qui est à l'origine de sa fissuration (voir annexe 2). Ce dernier étant guidé dans la gorge du plateau béta, il est très probable que lors du dernier vol, le patin a fini par se fragmenter, entraînant alors des efforts de flexion qui ont conduit à la rupture du plateau béta.

La déformation du support semble résulter d'un choc dur sur la gouille d'axe externe, très probablement provoquée par un outil (voir annexe 3).

1.3.2 Antécédents moteur

Tous les documents relatifs au moteur ont brûlé lors de l'accident. Les derniers renseignements recueillis sur la turbine remontent à la dernière grande visite réalisée dans un atelier agréé le 29 avril 1999. A l'occasion de cette visite, la turbine totalisait 8 005 heures de fonctionnement total. Il n'a pas été possible de déterminer l'origine du plateau béta.

1.4 Témoignages

Le pilote indique qu'au cours de la croisière, il a remarqué des vibrations et une perte de traction au niveau de l'hélice. Le régime moteur de la turbine a augmenté et l'hélice semblait tourner sous l'effet du vent relatif. Ne parvenant pas à maintenir l'altitude, le pilote a décidé de retourner vers l'aérodrome de Vichy qui était encore en vue. Voyant qu'il ne parviendrait pas à l'atteindre, il a effectué un atterrissage forcé dans un champ. Le train gauche a heurté un obstacle de parcours hippique et l'avion s'est immobilisé plus loin. Dès l'arrêt de l'avion, le pilote a constaté que l'herbe sèche commençait à brûler et, après évacuation des occupants, l'avion s'est embrasé.

Le passager en place droite indique que, à la suite de la perte de traction, il a contacté Vichy Information à plusieurs reprises sans succès. Il a ensuite assisté le pilote dans son choix d'un terrain propice à l'atterrissage.

2 - ANALYSE

Un choc dur a entraîné la fissuration initiale du patin de guidage du plateau béta qui assure la régulation hélice. Ce choc dur près de la goupille d'axe qui soutient le patin a vraisemblablement été donné par un outil au cours d'une opération de maintenance. Compte tenu de la corrosion observée, il n'y a aucun lien entre l'accident et les opérations de maintenance menées à Lyon qui portaient sur la came de commande de reverse.

Le patin endommagé a fini par se fragmenter, ce qui a très probablement provoqué la rupture du plateau béta. Dans cette configuration, le régulateur ne délivre plus d'huile et l'hélice passe automatiquement en drapeau.

A la suite du passage en drapeau de l'hélice, le pilote a effectué un atterrissage en campagne.

Lors de l'atterrissage, le flotteur gauche a accroché un obstacle de saut hippique et l'avion s'est disloqué dans le prolongement de la trajectoire. Il a pris feu peu après.

3 - CONCLUSIONS

L'accident est dû à un choc dur avec un outil, vraisemblablement donné au cours d'une action de maintenance non conforme, ce qui a entraîné la rupture d'une pièce du mécanisme de régulation hélice entraînant son passage en drapeau.

Liste des annexes

annexe 1

Mécanisme de régulation hélice

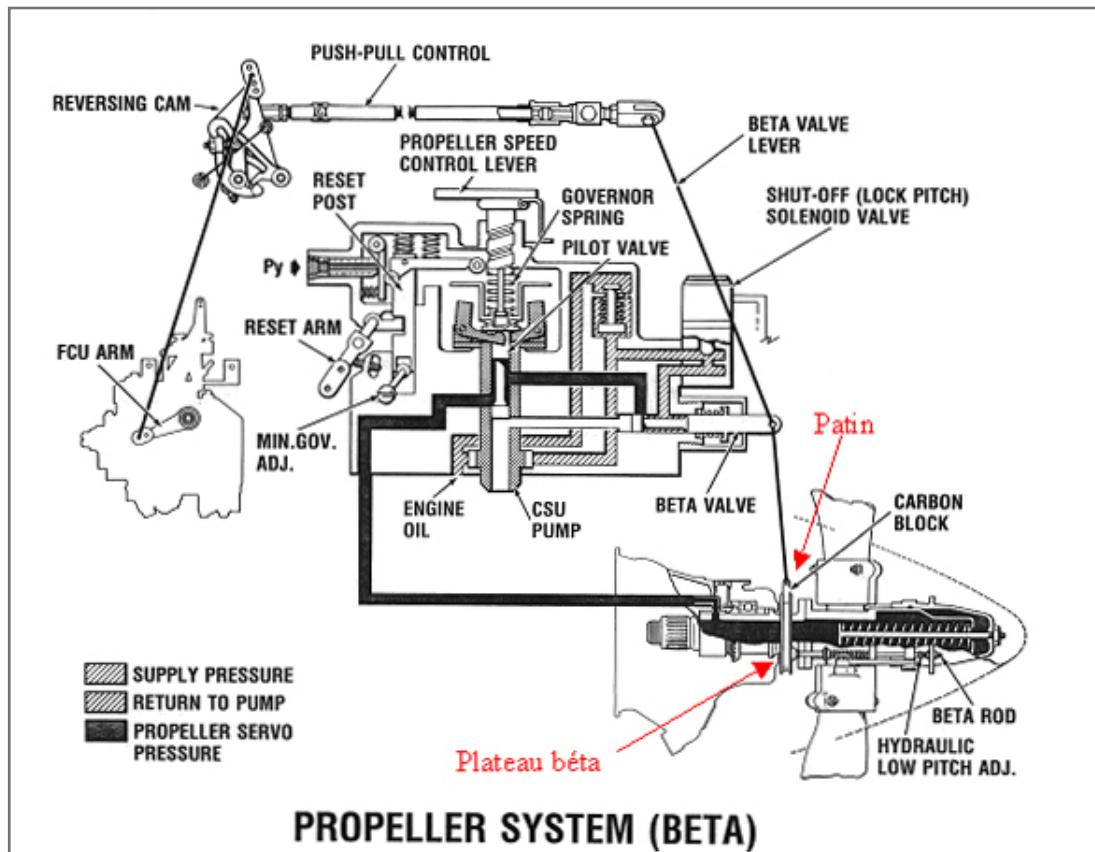
annexe 2

Vue du régulateur et du levier agissant sur le clapet béta

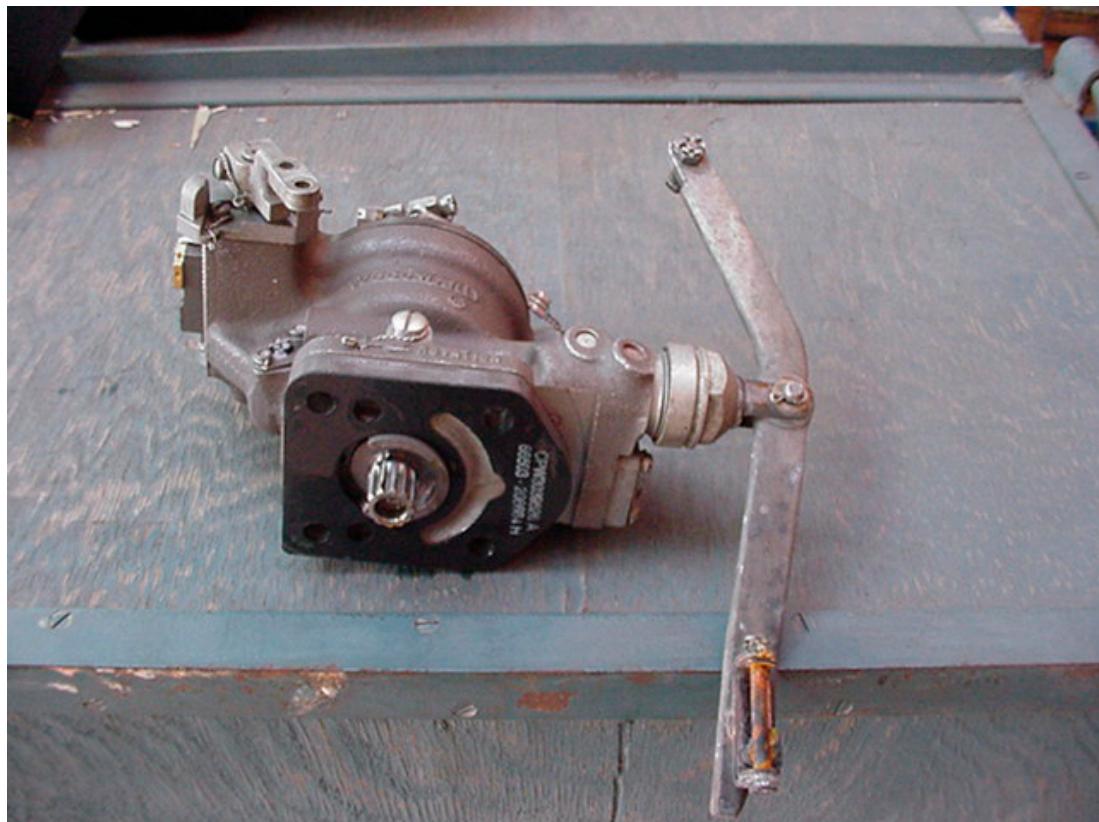
annexe 3

Détails du support du frotteur et de la marque identifiée sur la goupille d'axe

Mécanisme de régulation hélice



Vue du régulateur et du levier agissant sur le clapet béta



Le patin de guidage est normalement fixé à l'extrémité de ce levier.

Détails du support du frotteur et de la marque identifiée sur la goupille d'axe

CENTRE D'ESSAIS AERONAUTIQUE
DE TOULOUSE

RAPPORT D'EXPERTISE
N° S-99/5752103

LEVIER DE REVERSE : EXAMEN MORPHOLOGIQUE

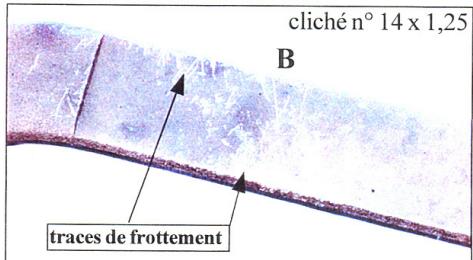
cliché n° 12 x 0,65



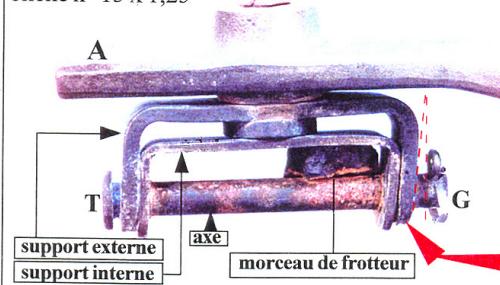
cliché n° 13 x 1,25



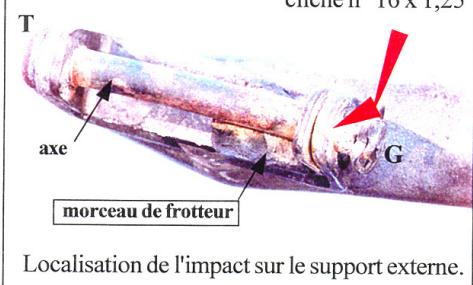
cliché n° 14 x 1,25



cliché n° 15 x 1,25



cliché n° 16 x 1,25



Localisation de l'impact sur le support externe.



BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Zone Sud - 200 rue de Paris
Aéroport du Bourget
93350 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

