



Accident  
survenu le 25 janvier 2003  
sur l'aérodrome de Saint-Pierre  
Pierrefonds (Réunion)  
à l'hélicoptère  
Hughes Schweizer 269 C  
immatriculé F-ODZT

**RAPPORT**  
**f-zt030125**

## A V E R T I S S E M E N T

*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.*

<b>Événement :</b>	entrée en résonance sol aggravée par un défaut d'amortissement en traînée de deux pales du rotor principal.
<b>Cause identifiée :</b>	opération de maintenance réalisée de façon non conforme à la documentation technique.

<b>Conséquences et dommages :</b>	aéronef détruit.
<b>Aéronef :</b>	hélicoptère Hughes Schweizer 269 C.
<b>Date et heure :</b>	samedi 25 janvier 2003 à 6 h 10 <sup>(1)</sup> .
<b>Exploitant :</b>	privé.
<b>Lieu :</b>	aérodrome Saint-Pierre Pierrefonds (Réunion).
<b>Nature du vol :</b>	changement de poste de stationnement.
<b>Personnes à bord :</b>	pilote + 1.
<b>Titres et expérience :</b>	pilote, 51 ans, PPH de 1988, ITH de 1990, 2 343 heures de vol dont 210 sur type et 20 dans les trois mois précédents.
<b>Conditions météorologiques :</b>	vent 160° / 6 à 8 kt, CAVOK, 30 °C.

## CIRCONSTANCES

Les faits relatés ci-dessous résultent des indications fournies par le pilote. Le 25 janvier 2003 sur l'aire de stationnement de l'aérodrome de Saint-Pierre Pierrefonds, le pilote met en route le moteur pour effectuer un déplacement vers la station de carburant de l'aérodrome. Au moment où il commence à déjauger l'hélicoptère, le pilote perçoit des vibrations importantes qu'il assimile à un phénomène de résonance sol. Pour se dégager de cet effet inconfortable, il continue de s'élever. Mais à sa grande surprise, alors qu'il est en vol stationnaire, les vibrations ne s'arrêtent pas. Il atterrit et les vibrations s'arrêtent. Alors qu'il réduit le moteur, elles reprennent beaucoup plus fortement et l'hélicoptère subit des dommages très importants.

---

<sup>(1)</sup> Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter quatre heures pour obtenir l'heure en vigueur à la Réunion le jour de l'événement.

# 1 - EXAMEN DU SITE ET DE L'EPAVE

## 1.1 Aire de stationnement

L'aire de stationnement est plane, en bitume et dépourvue d'obstacle.

## 1.2 Cellule

L'hélicoptère repose légèrement penché sur le côté gauche, à même le sol sur son train désarticulé. De nombreux indices montrent qu'il a subi des vibrations anormales.

## 1.3 Amortisseurs de train d'atterrissement

Les deux amortisseurs arrière du train sont gonflés normalement, de façon équilibrée. Les deux amortisseurs avant sont dégonflés, vraisemblablement en conséquence de l'impact. Leur examen n'a pas fait apparaître de défaut visible qui aurait pu entraîner leur dégonflage préalablement à l'accident.

## 1.4 Amortisseurs de traînée du rotor principal

Les amortisseurs de traînée des pales rouge, jaune et bleue ont été examinés. Ceux de la pale rouge et de la pale jaune sont en place. Pour la pale jaune, la patte de fixation de l'amortisseur est rompue, le cylindre est absent.

Sur aucun des amortisseurs, la surface métallique intérieure du pot<sup>(2)</sup> ne porte de trace de corrosion. Des reflets mauves dus aux traitements de surface préalables à la vulcanisation<sup>(3)</sup> sont visibles sur le métal ; aucune trace blanche, signe typique d'un désassemblage partiel de l'élastomère, n'est visible sur le métal<sup>(4)</sup>.

L'élastomère des cylindres est ferme et souple ; il ne présente ni signe de dessèchement ou de vieillissement prématûr ni craquelure.

Le réglage mécanique des trois amortisseurs paraît correct malgré les détériorations dues à l'accident.

---

<sup>(2)</sup> Un amortisseur de traînée (voir annexe 4) est composé d'un double cylindre élastomérique logé dans un pot métallique. Le double cylindre élastomérique est lié au pot et à la pale par sa surface extérieure ; il est lié à son axe métallique central et à la tête rotor par sa surface intérieure.

<sup>(3)</sup> Les amortisseurs de traînée sont assemblés par vulcanisation et non par collage, donc sans apport de matière liante.

<sup>(4)</sup> Le cylindre élastomérique est conçu en deux parties par sécurité afin que le désassemblage de l'une des deux ne remette pas en cause la fonction d'amortissement.

La rupture de la patte de fixation de l'amortisseur de traînée de la pale jaune est de type statique. Son pot a été retrouvé à vingt mètres de l'hélicoptère, au fond du hangar où celui-ci est habituellement remisé. Son examen n'a montré aucun défaut interne susceptible d'expliquer la rupture statique.

## 1.5 Pinces des manchons du rotor principal

La tête du rotor principal a été prélevée et examinée au Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay. Pour les trois pales, les bagues 1 et 2 sont pratiquement neuves, signe d'un remplacement récent. Sur les pinces des manchons des pales jaune et bleue (voir annexe 1), l'écartement laissé pour le montage de la pale occasionne un serrage anormal de celle-ci, anomalie due à un déplacement vers l'intérieur des bagues 3<sup>(5)</sup>. Cette anomalie ne se retrouve pas sur le manchon de la pale rouge et le montage d'un pied de pale peut s'y faire sans difficulté.

Le reste de la tête rotor ne fait pas l'objet de remarque particulière. Les graissages et l'état des roulements de battement et d'angle de pas sont corrects.

## 2 - RENSEIGNEMENTS COMPLEMENTAIRES

### 2.1 Renseignements sur l'hélicoptère et sa maintenance

L'hélicoptère avait été remisé dans un hangar de l'aérodrome du 30 mai 1997 au 29 mars 2001. Pour son retour en exploitation, le pilote, qui en réalise habituellement la maintenance, indique qu'il s'est fait aider par deux mécaniciens ayant suivi un stage spécifique pour ce type d'hélicoptère. Il ajoute qu'en septembre 2002, il a exécuté les vérifications correspondant à une visite technique de trois cents heures ainsi que les tests des amortisseurs de traînée, pourtant non obligatoires lors d'une telle visite. Ces tests n'ont fait apparaître aucune non-conformité. Enfin il précise qu'il réalise les visites périodiques conformément au manuel d'entretien et est habilité à signer les APRS. Une trentaine d'heures de vol a été effectuée depuis la visite des trois cents heures.

Le pilote ne détient aucune formation spécifique pour assurer la maintenance sur Hughes 269 C. La réglementation n'impose pas de qualification particulière.

### 2.2 Procédures de démontage des bagues 1 et 2

Le changement des bagues 2 se fait à froid à l'aide d'un marteau, faute de quoi il est impossible à réaliser. Le démontage de ces bagues doit se faire en protégeant la bague 3 pour éviter qu'elle bouge, ce qui fait l'objet d'une mise en garde dans la procédure de démontage des bagues, présentée en annexe 2. En effet, l'extraction des bagues se fait de l'extérieur vers l'intérieur du manchon ; si la

<sup>(5)</sup> Ces bagues 3 sont montées en usine et ne sont pas appelées à être déplacées en entretien courant.

baguette 3 n'est pas bien retenue par la pose d'un entraxe, l'extraction de la baguette 2 peut provoquer le déplacement de la baguette 3 vers l'intérieur. La conséquence de cette action n'est pas perceptible à l'œil nu, si bien qu'elle peut être renouvelée plusieurs fois sans être détectée.

## 2.3 Rôle des amortisseurs de traînée

Les amortisseurs de traînée (voir annexe 3) servent à amortir, d'une part, les mouvements en traînée des pales principales lors du lancement et surtout de la décélération du rotor (travail en étirement) et, d'autre part, les vibrations dues aux variations cycliques de vitesse relative des pales principales sous l'effet de la force de Coriolis quand l'hélicoptère est en translation (voir annexe 4). Ils n'ont pas pour fonction de retenir les pales.

Sur ce type d'hélicoptère, une force tangentielle de dix-sept daN exercée en extrémité de pale dans le plan horizontal est suffisante pour arracher le cylindre élastomérique du corps de l'amortisseur de traînée.

## 2.4 La résonance sol

La résonance sol est un mouvement oscillatoire divergent dû à la mise en résonance de la cellule de l'hélicoptère avec le sol sous l'excitation des vibrations des pales en traînée. Les différents systèmes d'amortissements permettent d'éviter ce phénomène.

La résonance sol a pour origine un ou plusieurs des facteurs suivants :

- un sol très dur ou irrégulier<sup>(6)</sup> ;
- un ou plusieurs amortisseurs de train mal gonflés ou déséquilibrés entre eux ;
- une dégradation des différents roulements de la tête rotor ;
- un défaut d'amortissement de traînée des pales du rotor principal ;
- du tracking ou du balourd occasionné par un réglage inadéquat de la tête rotor ou par un apport de graisse déséquilibré au niveau des manchons de pales.

La résonance sol se manifeste en fin de mise en route de l'hélicoptère par le déclenchement d'un mouvement vibratoire vertical oscillant qui peut s'amplifier très rapidement jusqu'à rendre l'hélicoptère incontrôlable et qui se termine alors généralement par un retournement dynamique si le pilote ne réagit pas très vite. En cas de résonance sol, il convient de changer le régime du moteur ou de mettre l'hélicoptère en vol stationnaire pour que le sol n'interfère plus avec la fréquence vibratoire de l'hélicoptère. Les vibrations cessent aussitôt.

---

<sup>(6)</sup> Au regard de la résonance sol, un revêtement en bitume et lisse est notablement plus souple que du béton par exemple.

## 3 - ANALYSE

### 3.1 L'aire de stationnement

Le revêtement et l'état de l'aire de stationnement n'étaient pas particulièrement de nature à provoquer une résonance sol, en l'absence d'autres facteurs.

### 3.2 Les amortisseurs de train

Les amortisseurs arrière du train ont été trouvés gonflés à une pression correcte. En l'absence de défaut visible antérieur à l'accident sur les amortisseurs avant, il est probable que ces derniers l'étaient également. L'amortissement de l'hélicoptère par les amortisseurs de train était donc probablement réalisé et de nature à éviter les risques d'une résonance sol.

### 3.3 L'arrachement de l'amortisseur de traînée de la pale jaune

L'absence de traces blanches annonciatrices d'un début de désassemblage sur la partie métallique intérieure des pots des amortisseurs, en particulier celui de la pale jaune, indique que l'arrachement a été soudain. Cela est confirmé par l'absence de corrosion sur les pots d'amortisseurs.

Les traces de vulcanisation étant visibles et l'arrachement ayant été statique, on peut estimer que la fixation était satisfaisante. Son arrachement est donc attribuable à une contrainte vibratoire anormale.

### 3.4 Le pincement des manchons

Les manchons des pales jaune et bleue ont été trouvés resserrés. Ces anomalies ne peuvent résulter des chocs de l'accident car les pinces se seraient écartées et non resserrées. Elles sont donc antérieures à l'accident.

Ces resserrements sur deux manchons de pales ne sont dus qu'à des pressions fortes appliquées sur les bagues 1, 2 et 3 de l'extérieur vers l'intérieur du manchon lors d'un démontage des bagues 1 et 2 sans protection de la bague 3. La conséquence de cette action n'étant pas perceptible, elle pouvait être renouvelée plusieurs fois sans être détectée. Comme les bagues 1 et 2 semblent récentes au vu de l'âge de hélicoptère, ce ne sont sans doute pas les bagues d'origine. Le pincement des pales montre qu'elles ont été changées malgré la mise en garde qui apparaît sur la documentation technique.

La conséquence de ce resserrement des pinces des deux manchons a été d'exercer une résistance anormale aux mouvements de traînée des pales jaune et bleue, en particulier au lancement du rotor.

### 3.5 Scénario de l'accident

A la mise en puissance en vue de la mise en stationnaire, un début de résonance sol, dont l'origine n'a pu être déterminée précisément, a été aggravé subitement par le défaut d'amortissement en traînée pré-existant sur deux des pales du rotor principal. Sur l'amortisseur de traînée de la pale jaune, les vibrations ont fait sortir soudainement le cylindre élastomérique de son pot, augmentant ainsi considérablement le balourd. La patte de fixation du pot rompt à son tour sous la contrainte. N'étant plus retenu, il est éjecté sous l'effet de la force centrifuge.

Le pilote, toujours dans le schéma mental de la résonance sol ne comprend pas la poursuite des vibrations alors qu'il est en vol. Le balourd rend l'hélicoptère pratiquement incontrôlable. Le pilote parvient à le poser au sol et réduit le régime moteur. A cet instant, la réduction du régime du rotor augmente encore le balourd à cause de l'absence d'un des amortisseurs de traînée, suivant un processus divergent. Durant la décélération du rotor, le niveau des vibrations achève de détruire l'hélicoptère.

## 4 - CONCLUSION

L'accident a eu lieu lors d'une mise en résonance sol d'origine indéterminée, qui a été aggravée brutalement par un défaut d'amortissement en traînée de deux des trois pales du rotor principal.

Ce défaut d'amortissement latent résulte d'une opération de maintenance non conforme, réalisée malgré la mise en garde contenue dans la documentation technique.

Les vibrations induites par ce processus divergent ont surpris le pilote par leur soudaineté et leur amplitude, et l'ont conduit à la perte de contrôle et à la destruction de l'hélicoptère.

# *Liste des annexes*

## **ANNEXE 1**

Schéma en coupe d'une pince de manchon de rotor principal de Hughes 269C

## **ANNEXE 2**

Extrait du manuel de maintenance du Hughes 269C

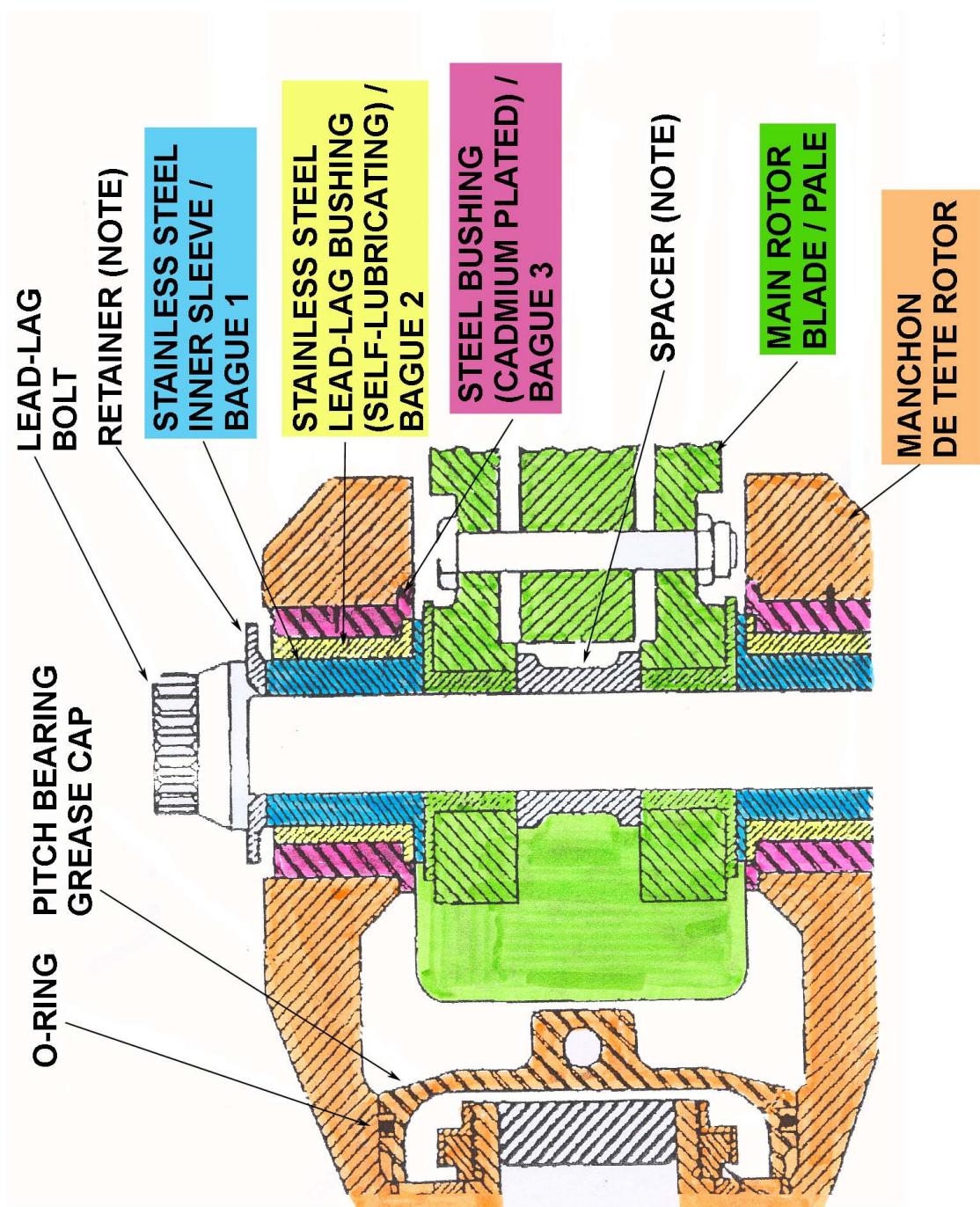
## **ANNEXE 3**

Schéma de l'amortisseur de traînée

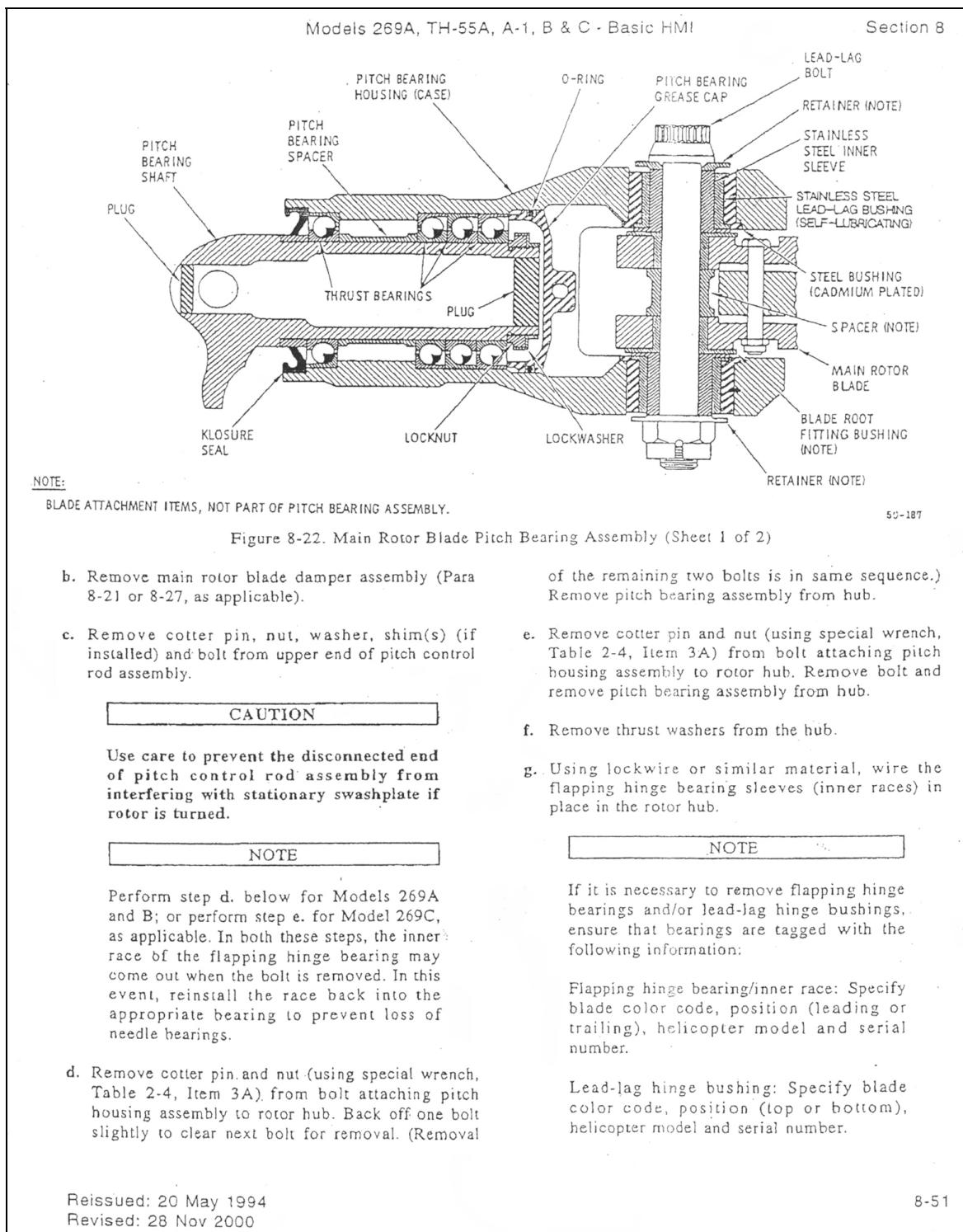
## **ANNEXE 4**

Forces de Coriolis

Schéma en coupe d'une pince de manchon de rotor principal  
de Hughes 269C



## Extrait du manuel de maintenance du Hughes 269C



- e. Inspect lead-lag bushings (Fig. 8-22) for evidence of wear, cracking, or chipping of bearing surface. Replace any defective bushing(s) found (Para 8-40).
- f. Inspect stainless steel inner sleeves for cracks and other evidence of damage. Replace if damaged.
- g. Inspect pitch bearing shaft for cracks, rust, evidence of bearing rotation and for bolt hole wear.
- h. Replace Klosure seal and O-ring.
- i. Inspect arm lugs of pitch bearing case (Fig. 8-24) for evidence of wear resulting from interference with bearing at top of pitch control rod. Rework grooves exceeding .003-inch depth on inner faces of lugs, according to step d.(3) above. Touch-up after rework with zinc chromate primer (Table 2-2, Item 9).

**NOTE**

O-rings are placed between the upper pitch change rod end bearings and the arm lugs to reduce amount of wear caused by the contact of the rod end on the arm lug.

- j. Inspect O-rings, and replace if they show any signs of wear or defects.
- k. (269A1221-BSC/-3/-5 pitch bearing assemblies) Inspect damper fitting assembly (Fig. 8-1) for cracks, corrosion, and deformation. If cracks are suspected but not confirmed, perform dye penetrant inspection. Inspect bearing for damage, wear, and security.
- l. Sudden Stoppage Inspection of Pitch Bearing Shaft and Control Arm. Perform this inspection if sudden stoppage of drive system occurs and damage to inboard portion of main rotor blade results. (Refer to HMI Appendix B.)
  - (1) Visually and dimensionally inspect pitch bearing shaft for deformation or damage of droop stop arm (Fig. 8-25). If arm is beyond minimum 0.165-inch dimension and/or excessive blade droop is suspected, tolerances may be re-established by bending the droop stop arm within tolerances shown on Figure 8-26. Observe all CAUTIONS on Figure 8-26.

**NOTE**

One inch of droop at the blade tip corresponds to approximately 0.018-inch cumulative wear of droop stop components. Refer to Paragraph 8-56 for droop stop retainer ring wear limits.

- (2) Visually, dimensionally, and dye penetrant inspect pitch control arm for cracks and deformation (Fig. 8-24). Inspect bearing case for damage. Inspect lead-lag bearing yoke.

**8-40. REPLACEMENT OF LEAD-LAG BUSHING.**

This procedure is used to replace one or more lead-lag bushings, as required. The lead-lag bushing must be replaced by a bushing of the same part number and dash number. (If identical spares are not available for bushings currently installed, all six bushings must be replaced with bushings of like part number and dash number.) It is advisable to review the removal/installation procedure beforehand to determine the special tools required to perform the pressing operations. Special tools for this procedure should be procured or fabricated locally.

- a. Removal of Lead-Lag Bushing (Fig. 8-22, Sheet 2).

- (1) Using a felt-tip pen or equivalent, place a match-mark from the two steel bushings (cadmium plated) to the adjacent surfaces on the pitch bearing housing ears. This is necessary to be sure the original location of steel bushings has not been changed.

**CAUTION**

Pitch housing must be supported to prevent bending the pitch housing ears.

Do not allow steel bushings to move when removing lead-lag bushing.

- (2) Insert spreader block (Fig. 8-22, NOTE 7) and also support shoulder portion of steel bushing.
- (3) Using a hydraulic press, press out the defective lead-lag bushing.
- (4) Clean primer residue from inside surface of steel bushings with MEK (Table 2-2, Item 3).

## Schéma de l'amortisseur de traînée

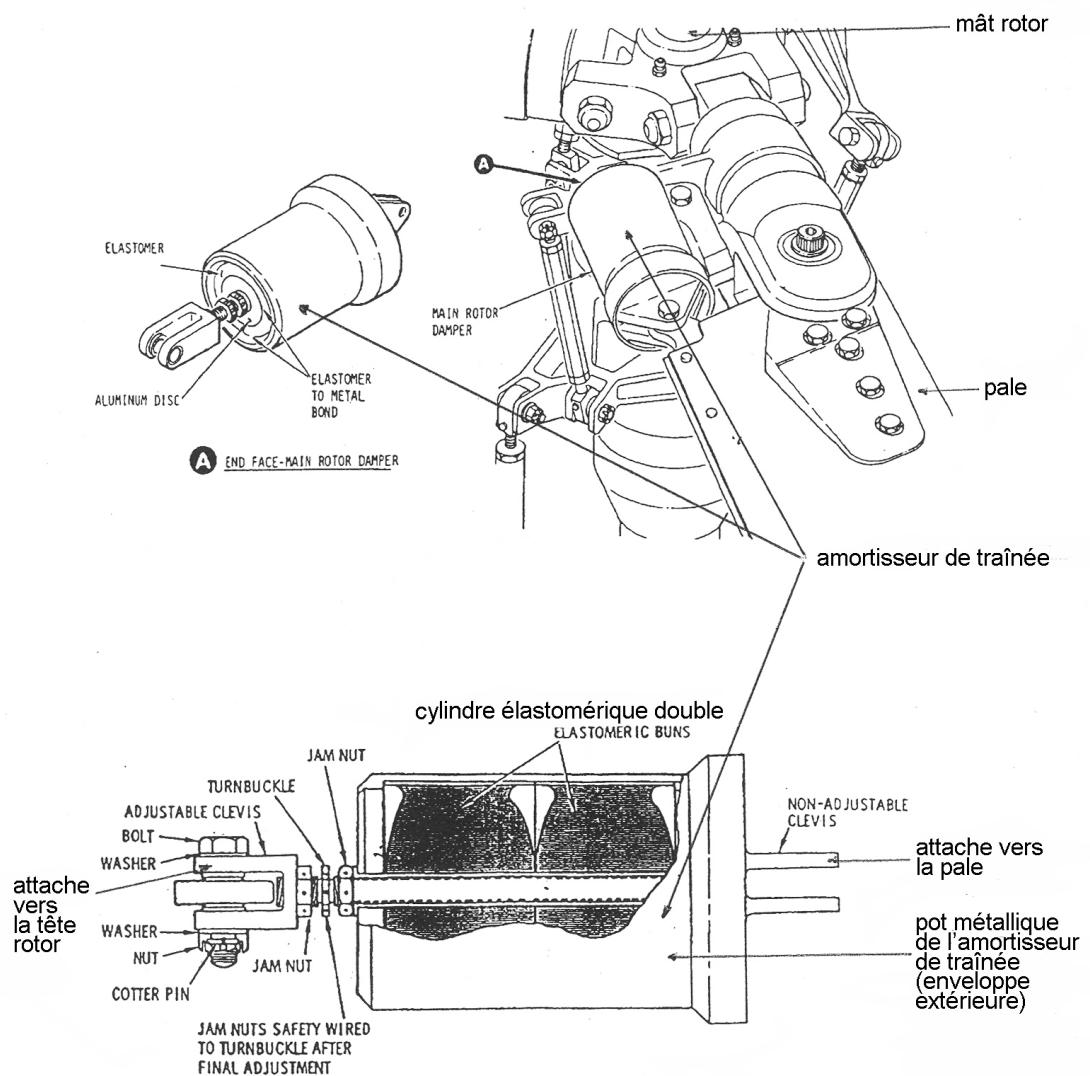


Figure 8-18. Damper Clevis Attachment and Internal Damper Buns

## Forces de Coriolis

<p>Ainsi la pale effectuant un tour complet est soumise :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• de C à A, lorsqu'elle se soulève (Pale avançante) à un moment de flexion dirigé vers l'avant.</li> <li>• de A à C, lorsqu'elle descend (Pale reculante) à un moment de flexion dirigé vers l'arrière.</li> </ul> <p>Il en résulte des efforts de flexion ALTERNÉS générateurs de fatigue, notamment au pied de pale où les contraintes sont maximales.</p>	<p>LES FORCES D'INERTIE ALTERNÉES DUES AU BATTEMENT VERTICAL DES PALES ET SOLICITANT LES PALES DANS LE PLAN DE ROTATION SONT APPELÉES :</p> <p><b>FORCES DE CORIOLIS</b></p>	<p>COMMENT SUPPRIMER L'EFFET DES FORCES DE CORIOLIS</p> <p>— • —</p> <p><b>L'ARTICULATION DE TRAÎNÉE</b></p>
<p>L'articulation de trainée permet à la pale, sollicitée par les forces de CORIOLIS, d'osciller horizontalement autour d'une position moyenne. Ce degré de liberté annule le moment de flexion au niveau du pied de pale.</p>	<p>La force centrifuge est dirigée vers l'extérieur de la trajectoire. Sa droite d'action passe par le centre de rotation O.</p> <p>Une idée de la grandeur de la force centrifuge appliquée à une pale de rotor :</p> <p>(cas d'1 pale de l'hélicoptère SA 330)</p> <p><math>M = 70 \text{ kg} - N = 265 \text{ tr/mn} - R = 4,03 \text{ m}</math></p> $F = 70 \times \frac{(3,14 \times 265)^2}{30} \times 4,03 = 217.015 \text{ N}$ <p>Soit 22 tonnes ≈</p>	
<p><b>MÉCANIQUE DES OSCILLATIONS DE TRAÎNÉE</b></p> <p>Les forces d'inertie <math>F_i</math> varient en direction et intensité.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• de C à A, la pale monte. La force d'inertie <math>F_i</math>, dirigée dans le sens de rotation, fait osciller la pale vers l'avant.</li> <li>• de A à C, la pale descend. La force d'inertie <math>F_i</math>, dirigée en sens contraire du sens de rotation, fait osciller la pale vers l'arrière.</li> <li>• en A et C, la pale occupe une position moyenne (<math>F_i = 0</math> ; <math>\delta = 0</math>)</li> </ul>	<p><b>AMPLITUDE DES OSCILLATIONS DE TRAÎNÉE</b></p> <p><b>CAS DE LA PALE QUI MONTE</b></p> <p>La pale est sollicitée dans le plan de rotation par la force centrifuge (<math>F_c</math>), constante en intensité, et à la force d'inertie <math>F_i</math> qui varie en direction et intensité. La résultante <math>R</math> de ces forces crée un moment : <math>d \times R</math> qui fait osciller la pale vers l'avant. L'oscillation s'arrête lorsque <math>R</math> passe par l'articulation de trainée. Le moment de <math>R</math> est alors nul.</p>	

BUREAU D'ENQUETES ET D'ANALYSES  
POUR LA SECURITE DE L'AVIATION CIVILE  
Aéroport du Bourget - Bâtiment 153  
93352 Le Bourget Cedex  
FRANCE  
Tél. : +33 1 49 92 72 00  
Fax : +33 1 49 92 72 03  
[com@bea-fr.org](mailto:com@bea-fr.org)

[www.bea.aero](http://www.bea.aero) / [www.bea-fr.org](http://www.bea-fr.org)

