

# Rapport

Accident survenu le **18 novembre 2003**  
à **Sainte-Hélène-sur-Isère (73)**  
à l'hélicoptère **Ecureuil AS 350 B3**  
immatriculé **F-GODJ**  
exploité par **Héliand SA**

**BEA**

Ministère de l'Écologie, du Développement durable, des Transports et du Logement

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

# **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 et au Règlement européen n° 996/201, 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

|   |          |
|---|----------|
| <b>AVERTISSEMENT</b>  | <b>1</b> |
| <b>GLOSSAIRE</b>  | <b>4</b> |
| <b>SYNOPSIS</b>   | <b>5</b> |
| <b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>   | <b>6</b> |
| 1.1 Déroulement du vol  | 6        |
| 1.2 Tués et blessés   | 6        |
| 1.3 Dommages à l'aéronef  | 6        |
| 1.4 Autre dommage   | 6        |
| 1.5 Renseignements sur le personnel   | 6        |
| 1.5.1 Pilote  | 6        |
| 1.5.2 Examineur   | 7        |
| 1.6 Renseignements sur l'aéronef  | 8        |
| 1.6.1 Cellule   | 8        |
| 1.6.2 Moteur  | 8        |
| 1.6.3 Maintenance   | 8        |
| 1.6.4 Masse et centrage   | 8        |
| 1.6.5 Equipements   | 8        |
| 1.7 Renseignements météorologiques  | 9        |
| 1.7.1 Situation générale  | 9        |
| 1.7.2 Situation à Albertville   | 9        |
| 1.8 Renseignements concernant l'aérodrome                                       | 10       |
| 1.9 Enregistreurs de bord   | 10       |
| 1.10 Renseignements sur le site et l'épave                                      | 10       |
| 1.10.1 Examen du site   | 10       |
| 1.10.2 Description de l'épave   | 11       |
| 1.11 Renseignements médicaux et pathologiques                                   | 15       |
| 1.12 Incendie   | 16       |
| 1.13 Questions relatives à la survie des occupants                              | 16       |
| 1.14 Essais et recherches   | 16       |
| 1.14.1 Examen de la BTP   | 16       |
| 1.14.2 Examen de la chaîne d'acquisition et de traitement<br>du régime du rotor | 16       |
| 1.14.3 Examen des servocommandes  | 17       |
| 1.14.4 Examen de la pompe HP/BP doseur  | 17       |
| 1.14.5 Dépouillement du VEMD  | 18       |
| 1.14.6 Examen du calculateur FADEC (voir annexe 2)                              | 19       |

|   |           |
|---|-----------|
| 1.15 Renseignements sur les organismes et la gestion                      | 19        |
| 1.15.1 L'exploitant   | 19        |
| 1.15.2 L'organisme de maintenance   | 19        |
| 1.16 Renseignements supplémentaires                                       | 20        |
| 1.16.1 Procédure d'entraînement à la panne régulateur FADEC               | 20        |
| 1.16.2 Témoignages  | 20        |
| <b>2 - ANALYSE</b>  | <b>23</b> |
| 2.1 Scénario de l'accident  | 23        |
| 2.1.1 Mise en fonctionnement du mode manuel<br>de la régulation carburant | 23        |
| 2.1.2 Apparition des vibrations et autorotation                           | 23        |
| 2.1.3 Flare et atterrissage glissé  | 24        |
| 2.2 Non-repositionnement du sélecteur « Auto - Man » sur « Auto »         | 25        |
| 2.2.1 Contexte  | 25        |
| 2.2.2 Action non effectuée  | 25        |
| <b>3 - CONCLUSIONS</b>  | <b>26</b> |
| 3.1 Faits établis   | 26        |
| 3.2 Causes de l'accident  | 26        |
| <b>4 - RAPPEL DE RECOMMANDATIONS</b>                                      | <b>27</b> |
| <b>LISTE DES ANNEXES</b>  | <b>28</b> |

# Glossaire

|        |  |
|--------|--|
| BTA    | Boîte de transmission arrière  |
| BTP    | Boîte de transmission principale   |
| CdB    | Commandant de bord   |
| DGAC   | Direction Générale de l'Aviation Civile  |
| FADEC  | Calculateur de régulation et de surveillance de fonctionnement du moteur                       |
| FLI    | Flight limit information<br>Information limite de vol  |
| ft     | Pied(s)  |
| JAR    | Joint Aviation Requirements<br>Exigences aéronautiques communes                                |
| kg     | Kilogramme(s)  |
| km     | Kilomètre(s)   |
| kt     | Nœud(s)  |
| NR     | Régime du rotor principal  |
| NF     | Régime de la turbine libre   |
| QNH    | Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome                          |
| RAC    | Rotor anticouple   |
| TORQUE | Couple   |
| tr/min | Tour(s) par minute   |
| VEMD   | Vehicule and Engine Monitoring System<br>Système de surveillance du moteur et de l'hélicoptère |

# Synopsis

## Date de l'accident

18 novembre 2003 à 15 h 27<sup>(1)</sup>

## Lieu de l'accident

Sainte-Hélène-sur-Isère (73)

## Nature du vol

Contrôle hors ligne

## Aéronef

Hélicoptère Ecureuil AS 350 B3  
immatriculé F-GODJ

## Propriétaire

HELIAND SA

## Exploitant

HELIAND SA,  
Principauté d'Andorre

## Personnes à bord

1 pilote  
1 examinateur

<sup>(1)</sup>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 France métropolitaine le jour de l'événement.

## Résumé

Dans le cadre d'un vol de contrôle hors ligne, l'examineur simule une panne de régulation carburant en palier à une altitude de 2 500 ft. Peu de temps après, l'équipage ressent de très fortes vibrations et effectue une autorotation. L'hélicoptère, posé en glissade dans un champ, passe sur le dos.

## Conséquences

|                    | Blessures |        |                | Matériel |
|--------------------|-----------|--------|----------------|----------|
|                    | Mortelles | Graves | Légères/Aucune |          |
| Membres d'équipage | -         | -      | 2              | Détruit  |
| Passagers          | -         | -      | -              |          |

# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroulement du vol

En début d'après-midi, l'examineur, basé sur l'aérodrome d'Albertville et employé par la société du SAF Hélicoptères effectue un contrôle en ligne et hors ligne d'un pilote de la société HELIAND SA. Outre différents exercices, l'examineur fait exécuter au pilote un exercice de panne de régulation carburant simulant une panne du calculateur FADEC du turbomoteur.

A l'issue de ce vol, il repart de l'aérodrome d'Albertville pour effectuer le même type d'examen au profit d'un autre pilote d'HELIAND SA.

Peu après le décollage en piste 23, l'exercice de panne de régulation carburant est débuté alors que l'hélicoptère est en palier en éloignement à une altitude de 2 500 ft et à une vitesse de 100 kt. A l'issue du virage retour vers l'aérodrome, l'hélicoptère subit de très fortes vibrations sur l'axe vertical. L'examineur reprend les commandes et réalise une descente du type autorotation. Durant toute la descente, sauf pendant un court instant, les vibrations restent fortes.

Lors de l'atterrissage, l'hélicoptère touche le sol avec un faible taux de descente mais avec une vitesse horizontale importante. Au cours de la glissade au sol qui s'ensuit, l'avant des patins s'enfonce dans la terre et l'hélicoptère bascule sur le dos.

## 1.2 Tués et blessés

| Blessures      | Membres d'équipage | Passagers | Autres personnes |
|----------------|--------------------|-----------|------------------|
| Mortelles      | -                  | -         | -                |
| Graves         | -                  | -         | -                |
| Légères/Aucune | 2                  | -         | -                |

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère est détruit.

## 1.4 Autre dommage

Endommagement d'un champ ensemencé.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Pilote

Homme, 27 ans

#### Titres aéronautiques :

- Licence de pilote professionnel d'hélicoptères délivrée le 30 septembre 1999.
- Licence de pilote professionnel d'hélicoptères renouvelée le 29 septembre 2003.
- Qualification de type AS 350 B3 délivrée le 28 septembre 2001, prorogée le 29 septembre 2003.

- Dernier contrôle en ligne et hors ligne le 10 novembre 2002 sur AS 350 B3.
- Dernier certificat d'aptitude médicale obtenu le 29 septembre 2003, valide jusqu'au 30 septembre 2004.

□ Expérience professionnelle :

- 738 heures de vol dont 370 sur type.
- 55 heures de vol dans les 3 mois précédents dont 45 sur type.
- 12 heures dans le mois précédent dont 6 sur type.
- 2 heures et 40 minutes dans les 24 dernières heures, toutes sur type.

Ce pilote est employé par la société HELIAND SA depuis une dizaine d'années. Il est également qualifié sur d'autres types d'hélicoptères.

### 1.5.2 Examineur

Homme, 51 ans

□ Titres aéronautiques :

- Licence de pilote professionnel d'hélicoptères délivrée le 30 juin 1975.
- Licence de pilote professionnel d'hélicoptères renouvelée le 8 octobre 2003.
- Qualification d'instructeur d'hélicoptères délivrée le 12 janvier 1993, valide jusqu'au 31 mai 2005.
- Qualification de type AS 350 B3 délivrée le 4 décembre 2001, prorogée le 7 décembre 2003.
- Qualification de type AS 355 N délivrée le 7 avril 1989, prorogée le 31 octobre 2002.
- Qualification de vol de nuit sur hélicoptères délivrée le 28 janvier 1983.
- Dernier contrôle en ligne et hors ligne le 7 novembre 2003 sur AS 350 B3.
- Dernier certificat d'aptitude médicale obtenu le 25 septembre 2003, valide jusqu'au 31 mars 2004.

□ Expérience professionnelle :

- 10 592 heures de vol dont 55 sur type.
- 18 heures dans les trois mois précédents dont 5 sur type.
- 11 heures dans le mois précédent dont 3 sur type.
- 45 minutes dans les 24 dernières heures, toutes sur type.

L'examineur occupe les fonctions de chef pilote et de pilote instructeur chez SAF Hélicoptères. Il est qualifié sur une dizaine de type d'hélicoptères.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

### 1.6.1 Cellule

L'AS 350 B 3 est un hélicoptère monoturbiné d'une masse maximale de 2 250 kg.

|  |  |
|--|--|
| Constructeur   | EUROCOPTER   |
| Type   | Ecureuil AS 350 B3   |
| Numéro de série  | 3458   |
| Certificat de navigabilité   | N° 115008 du 25 septembre 2001, valide jusqu'au 17 mars 2005 |
| Date de mise en service  | 10 septembre 2001  |
| Temps de vol à la date du 18 novembre 2003                         | 980 heures et 25 minutes                                     |
| Temps de vol depuis la dernière visite d'entretien (VP 100 heures) | 88 heures et 15 minutes                                      |

### 1.6.2 Moteur

|                         |  |
|-------------------------|--|
| Constructeur            | TURBOMECA  |
| Type                    | ARRIEL 2B  |
| Numéro de série         | 2243   |
| Puissance               | 850 ch   |
| Temps de fonctionnement | 980 heures et 25 minutes   |
| Nombre total de cycles  | 806 pour la turbine libre (TL) et 3 405 pour le générateur de gaz (NG) |

### 1.6.3 Maintenance

L'hélicoptère était entretenu par SAF Hélicoptères selon un programme d'entretien approuvé par la Direction de l'Aviation Civile/Centre-Est.

- La dernière visite d'entretien type VP 100 a été effectuée le 26 septembre 2003.
- Le 3 octobre 2003, à la suite d'une suspicion de crique de l'étoile STARFLEX et des bagues, un contrôle de crique journalier a été effectué selon un programme défini par EUROCOPTER.
- L'hélicoptère devait rentrer en visite 2T (1 000 heures) par anticipation à l'issue des vols du 18 novembre 2003.

### 1.6.4 Masse et centrage

La masse de l'hélicoptère au décollage était de 1 650 kg.

Le centrage était tout au long du vol dans les limites autorisées.

### 1.6.5 Equipements

L'hélicoptère était équipé d'une balise de détresse qui a fonctionné.

Il disposait d'un calculateur FADEC qui assurait notamment la régulation automatique du carburant du moteur. En cas de panne de la régulation, une commande de débit carburant de secours était installée pour permettre de doser la quantité de carburant à délivrer au moteur.

L'activation de cette commande se fait par la sélection de l'interrupteur « Auto - Man » sur « Man » au plafond cabine.



Poignée tournante

La poignée tournante, située sur chaque manche collectif, actionne cette commande de débit carburant de secours. Les deux poignées sont couplées.

Un VEMD équipait également l'hélicoptère.

## 1.7 Renseignements météorologiques

### 1.7.1 Situation générale

La situation sur les Alpes était anticyclonique. Le ciel était clair à peu nuageux avec des vents faibles.

### 1.7.2 Situation à Albertville

La station automatique d'Albertville a relevé les conditions météorologiques suivantes :

- 1/8 de Strato-cumulus vers 2 300 ft et 1/8 de Cirrus vers 23 000 ft,
- visibilité supérieure à 10 km,
- vent au sol de 180° pour 4 kt,
- température de 11 °C,
- faible convection et turbulence très faible à 5 000 ft,
- QNH 1029 hPa.

## 1.8 Renseignements concernant l'aérodrome

La piste 05/23 est revêtue et se trouve à une altitude de 1 033 ft.

## 1.9 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas équipé d'enregistreurs de paramètres ou phoniques. La réglementation n'en impose pas sur ce type d'aéronef.

En revanche, le FADEC, outre ses fonctions de régulation carburant, est capable d'enregistrer certaines pannes qui sont transmises au VEMD, lequel enregistre un certain nombre de paramètres moteur et de pannes ainsi que les survitesses du rotor principal et de la turbine libre. Ces deux équipements, utilisés principalement pour la maintenance, ont pu être exploités dans le cadre de l'enquête.

## 1.10 Renseignements sur le site et l'épave

### 1.10.1 Examen du site

L'accident s'est produit dans un champ à 1 200 m environ du seuil de piste 05 de l'aérodrome d'Albertville. La zone est plate et dégagée. Elle est située à une altitude de 1 024 ft. Le sol était meuble en raison de l'humidité.



Des traces de patins de 3 à 6 m de longueur, alignées au cap 050°, sont visibles 50 mètres avant l'épave. Les traces finales sont plus profondes (10 à 20 cm) et plus longues (6 à 15 m), du côté droit.

Ces éléments indiquent que l'atterrissage s'est effectué avec une faible vitesse verticale et une vitesse horizontale importante. Après avoir rebondi de 25 mètres environ, l'hélicoptère a glissé et basculé vers l'avant. Le blocage des patins a entraîné leur sectionnement au ras de l'arceau de fixation et le passage de l'hélicoptère sur le dos.

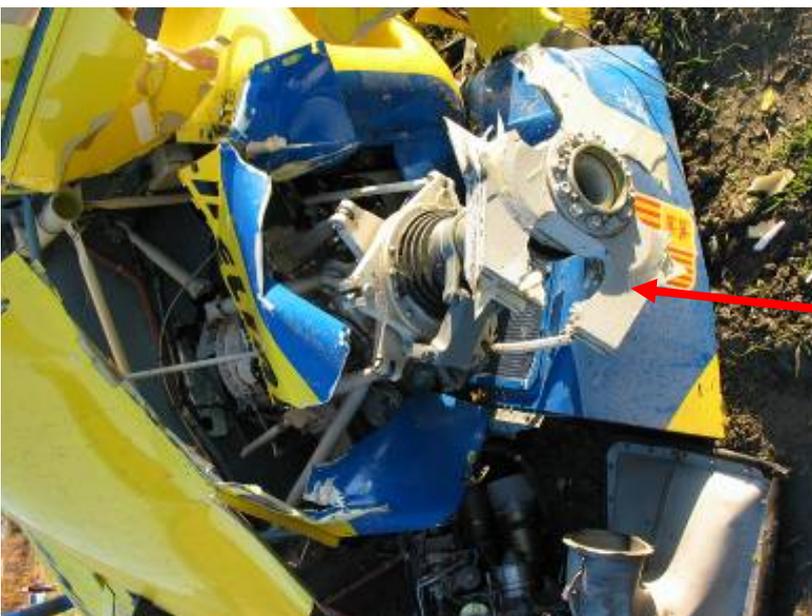
### 1.10.2 Description de l'épave

- ❑ L'épave repose sur le flanc droit.
- ❑ La structure est fortement endommagée.
- ❑ L'avant et le plancher cabine sont enfoncés.



#### 1.10.2.1 La tête du rotor principal (étoile STARFLEX) et les pales

Les 3 bras de l'étoile STARFLEX sont sectionnés en statique. Les cassures indiquent que le rotor principal tournait en puissance (voir page suivante).



Etoile  
STARFLEX

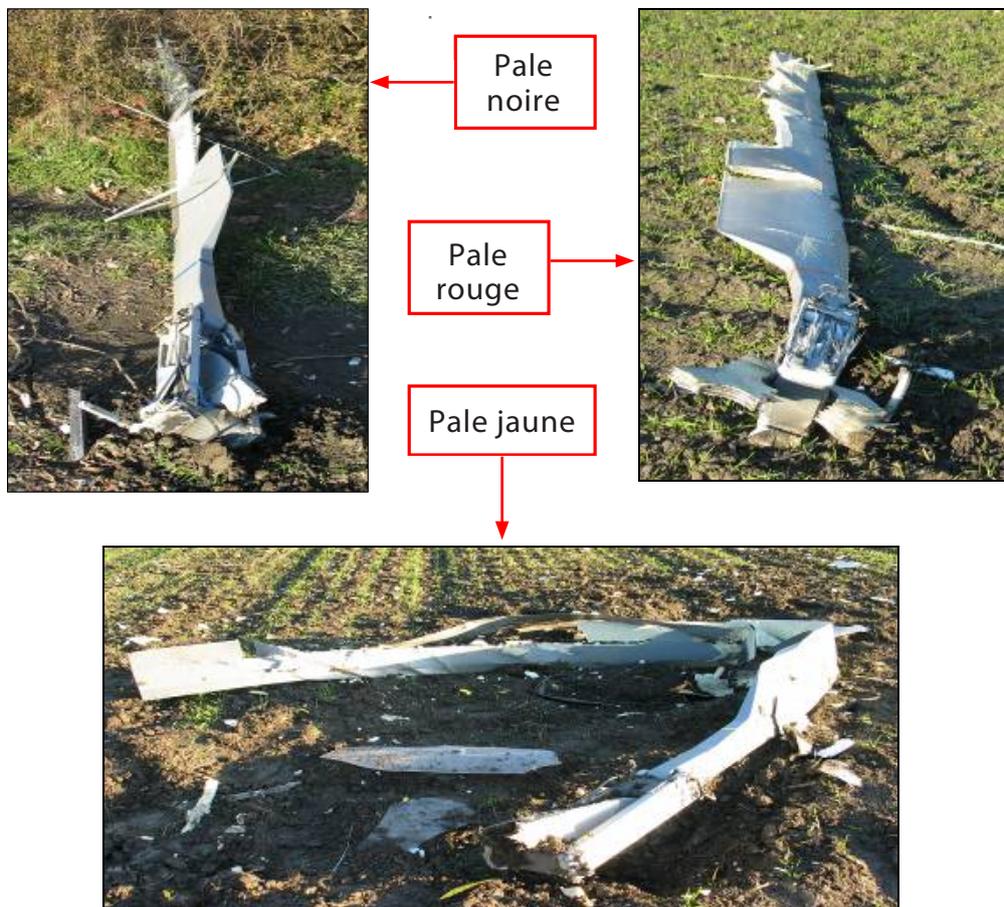
Les bras de l'étoile correspondant aux pales jaune et bleu sont restés à l'intérieur des manchons de pales. Le bras correspondant à la pale rouge a été retrouvé à 30 m de l'épave et à quelques mètres de la pale rouge



Les bagues en extrémité des bras de l'étoile STARFLEX sont bien en place et ne présentent pas de jeu de nature à créer des phénomènes vibratoires.

Les 3 pales avec leur manchon respectif ont été arrachées de la tête rotor et projetées respectivement à 3 m (pale jaune), 32 m (pale rouge) et 72 m (pale bleue).

L'état des pales et leur dispersion dans la zone sont des signatures caractéristiques de dommages sous forte énergie et indiquent que le rotor principal tournait à grande vitesse et en puissance.



Les broches d'accrochage des pales et les masses d'équilibrage sont bien en place.

L'absorbeur de vibration a été arraché et se trouve à proximité de l'épave.

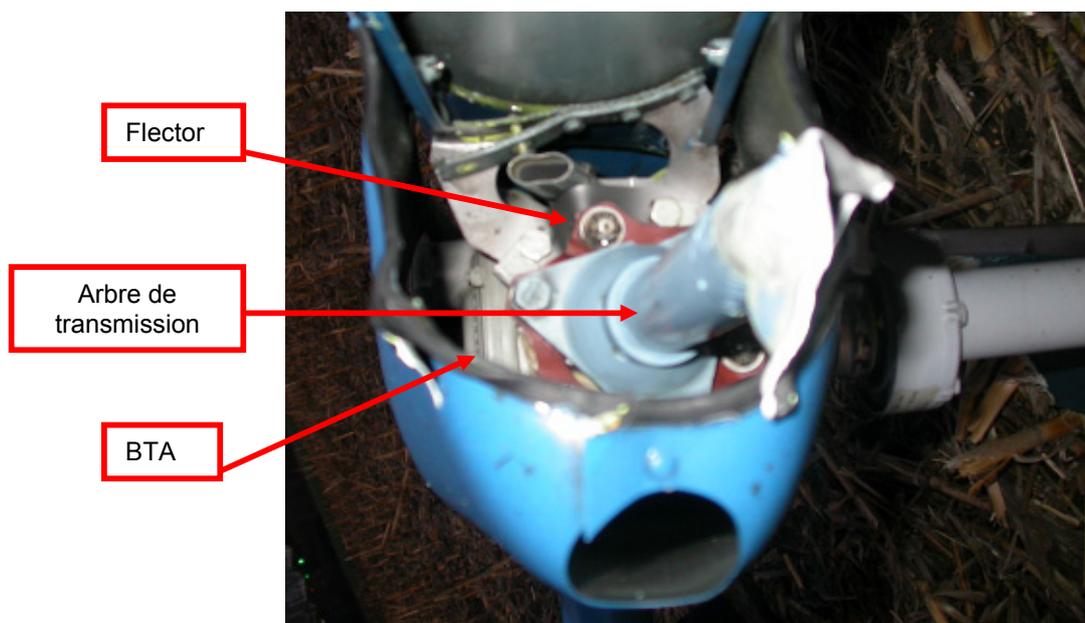
### **1.10.2.2 La poutre de queue et le rotor anticouple**

L'extrémité de la poutre de queue avec la dérive, le plan fixe horizontal et le RAC ont été sectionnés et ont été retrouvés à 20 m en aval de l'épave principale sensiblement dans l'axe de l'atterrissage.

Une pale du RAC est fortement endommagée, l'autre est entière mais légèrement pliée.

L'arbre long de transmission arrière est rompu en torsion statique, indiquant une continuité de mouvement avant l'impact. Le flector est entier mais légèrement endommagé.

La boîte de transmission arrière (BTA) tourne librement. Le bouchon magnétique ne présente ni dépôt ni limaille.



### **1.10.2.3 Boîte de transmission principale**

La boîte de transmission principale (BTP) est bloquée en rotation.

Le bouchon magnétique ne présente ni dépôt ni limaille.

Les trois biellettes de commande de pas sont cassées en statique.

Les trois servocommandes sont en bon état apparent mais les biellettes de commande sont tordues et rompues en statique.

Seule la barre de suspension arrière gauche de la BTP est intacte, les trois autres sont rompues en statique.

#### 1.10.2.4 Moteur

Le moteur est désolidarisé de la cellule. Ses fixations sont cassées en statique.

La liaison moteur/BTP est rompue en statique et indique un mouvement de rotation.



L'entrée d'air du compresseur axial présente des traces très importantes de frottement, montrant une rotation du compresseur à l'impact.



Trou et traces d'échauffement

L'anneau de rétention de la turbine libre présente des traces d'échauffement et est ovalisé. La plupart de ses boulons de fixation ont été arrachés.

Juste en avant de l'anneau, il y a une perforation d'origine interne.

Par l'intérieur de la tuyère, on note l'absence de certaines pales.

Ces constatations indiquent un fonctionnement en survitesse de la turbine. En effet, les pales de la turbine se séparent du disque pour une vitesse de rotation de 579 tr/min.

### 1.10.2.5 Commandes de vol

Certaines liaisons sont pliées mais il y a continuité des commandes de vol.

### 1.10.2.6 Points particuliers

- ❑ Régulation manuelle du carburant et sélecteur de fonctionnement du moteur.

Le sélecteur « Auto – Man » est sur « Man ».



Le sélecteur de fonctionnement du moteur est « FLT ».

L'index « VOL » de la poignée tournante est légèrement à droite de l'index repère, indiquant une diminution de débit



Le verrou de la butée de position vol de la poignée tournante est sur « déverrouillage ».

- ❑ L'altimètre est réglé à 1028 hPa et indique 1 000 ft.
- ❑ La manette coupe feu est en position coupée.
- ❑ Le commutateur « coupe tout » est enfoncé.

## 1.11 Renseignements médicaux et pathologiques

Les examens médicaux pratiqués sur les deux pilotes après l'accident n'ont rien révélé d'anormal.

## 1.12 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

## 1.13 Questions relatives à la survie des occupants

Les deux pilotes se sont extraits de l'hélicoptère par leurs propres moyens.

Les pompiers d'Albertville, appelés par des témoins, sont arrivés peu de temps après l'accident et ont évacué les deux pilotes sur l'hôpital d'Albertville.

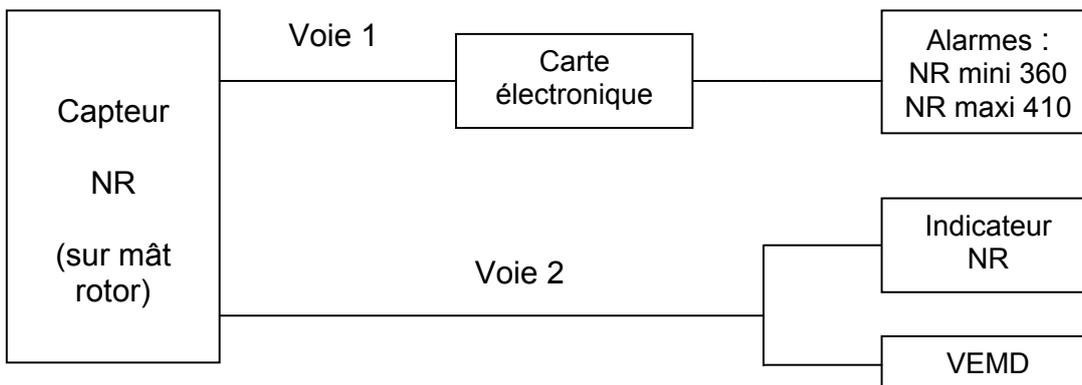
## 1.14 Essais et recherches

### 1.14.1 Examen de la BTP

- La BTP et le mât rotor ont été démontés.
- Aucune anomalie n'a été constatée sur les divers éléments mécaniques de la BTP.
- Le bouchon magnétique ne présentait pas de limaille.

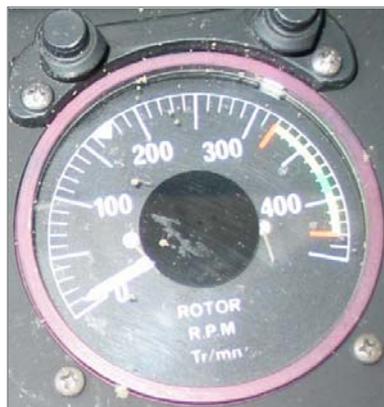
### 1.14.2 Examen de la chaîne d'acquisition et de traitement du régime du rotor

*Principe de fonctionnement :*



Il est à noter que la vitesse du rotor principal en vol stabilisé est de 390 tr/min (+ 4 tr/min et - 5 tr/min). Par ailleurs, l'alarme sonore se déclenche au-dessus de 410 tr/min (son haché) et au-dessous de 360 tr/min (son continu).

### *Test de fonctionnement de l'indicateur NR*



Deux essais fonctionnels ont permis de constater un point d'accrochage mécanique de l'aiguille de l'indicateur NR à 408 tr/min.

Les essais ATP (Acceptance Test Procedure) ont montré que :

- ❑ la voie « 2 » ne fonctionnait pas. Ce dysfonctionnement est consécutif à l'accident car l'examen du VEMD a montré qu'il avait bien enregistré des informations NR ;
- ❑ l'indicateur fournissait des valeurs légèrement hors tolérances pour des valeurs supérieures à 370 tr/min. Par ailleurs, l'accrochage à 408 tr/min a de nouveau été constaté, en montée et en descente du régime rotor.

Les points d'accrochage de l'aiguille et les valeurs hors tolérances pourraient être aussi bien dus à l'endommagement de l'indicateur consécutif à l'accident qu'à un dysfonctionnement antérieur à celui-ci.

#### ***Test de fonctionnement de la carte électronique***

Les valeurs de déclenchement sont conformes aux spécifications techniques.

#### ***Test de fonctionnement de la chaîne NR complète***

La chaîne NR fonctionne normalement, excepté l'accrochage de l'aiguille de l'indicateur vu ci-dessus.

### **1.14.3 Examen des servocommandes**

Les trois servocommandes principales et la servocommande arrière ont été testées sur banc.

Les trois servocommandes principales présentent un blocage mécanique à 70 mm pour une course possible de 160 mm en raison de la déformation de la tige du piston. Il n'a pas été possible de les tester complètement au banc. Par contre, les essais ont montré que la circulation de l'huile et le fonctionnement du by-pass étaient conformes aux spécifications techniques.

La servocommande arrière a pu être testée normalement, et les résultats sont conformes aux spécifications techniques.

### **1.14.4 Examen de la pompe HP/BP doseur**

Il a été constaté certains endommagements, notamment du bloc capsule P3, du connecteur électrique du cran neutre et du boîtier du limiteur d'effort.

Les essais en mode automatique et en mode manuel ont montré un bon fonctionnement général de la pompe HP/BP doseur à l'exception de quelques points de mesure et caractéristiques hors des tolérances. Ces anomalies pourraient être consécutives à l'accident mais ne remettent pas en cause le fonctionnement général en mode manuel du doseur.

### 1.14.5 Dépouillement du VEMD

Le VEMD a été dépouillé (voir annexe 1) par son constructeur, Thalès, en présence du BEA.

Le temps du vol est de 4 minutes et 20 secondes. Il est à noter que le VEMD se met en fonctionnement lorsque le régime du générateur de gaz (NG) est supérieur à 60 % et le régime du rotor (NR) supérieur à 70 %. Le VEMD s'arrête lorsque NG est inférieur à 50 %.

Au cours du vol, le VEMD a mémorisé d'importantes survitesses de régime rotor (NR) et de régime turbine libre (NF) ainsi que 9 pannes dont aucune relative à la régulation carburant :

□ Pannes enregistrées :

- La première, concernant la perte du FLI (flight limit indicator), est intervenue au temps 3 minutes et 58 secondes, soit à 22 secondes de la fin de l'enregistrement VEMD.

La perte du FLI intervient lorsqu'un des paramètres T4, TORQUE et NG est invalide.

54 secondes avant cette panne, soit au temps 3 minutes et 4 secondes, le VEMD a enregistré certains paramètres dont NR à 407 tr/min et NF à 407 tr/min.

Ceci signifie que :

- l'hélicoptère était en mode manuel de régulation carburant (NR en mode de régulation automatique est de 390 tr/min avec une tolérance de + 4 tr/min et - 5 tr/min),
- l'hélicoptère n'était pas en autorotation puisque NR et NF avaient la même valeur.

- Les 8 autres pannes sont intervenues aux temps 4 minutes et 18 secondes et 4 minutes et 19 secondes. Elles concernent respectivement le TORQUE, NF FADEC, NF(B), NF(A), T4, Pression huile moteur et TORQUE.

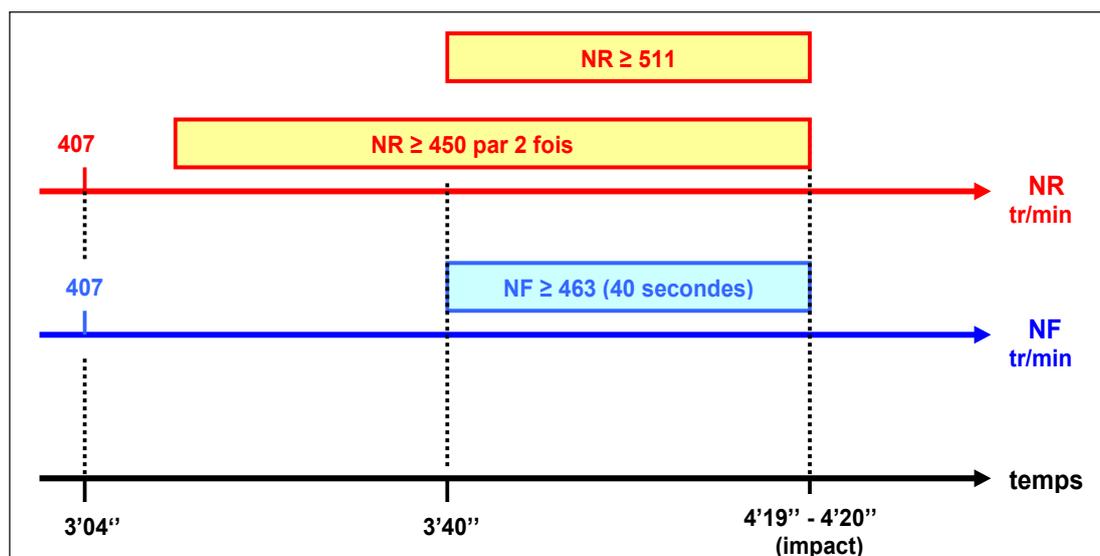
Les valeurs enregistrées de NF sont de 511 tr/min.

Ces pannes semblent être survenues à l'impact final.

- Pendant les dernières 40 secondes, NF a été supérieur à 463 tr/min qui est le seuil de déclenchement. La valeur maximale atteinte a été supérieure ou égale à 510 tr/min<sup>(2)</sup>.
- Deux dépassements NR supérieurs ou égaux à 450 tr/min (le seuil de déclenchement est à 430 tr/min) sont intervenus lors du vol mais le VEMD n'en précise ni le moment ni la durée. Les deux valeurs de dépassement sont supérieures ou égales à 450 tr/min car le VEMD n'enregistre pas les valeurs supérieures.
- En résumé :
  - le rotor était en survitesse,
  - les importantes survitesses du rotor principal sont intervenues pendant les 76 dernières secondes d'enregistrement du VEMD. Par ailleurs, la turbine libre entraînant le rotor par l'intermédiaire de la roue libre, le régime rotor a atteint la même survitesse que la turbine pendant les 40 dernières secondes.

<sup>(2)</sup>Les constatations au sol de la turbine (pales séparées du disque) montrent que NF a dépassé 579 tr/min.

Les résultats sont résumés sur le schéma suivant :



#### 1.14.6 Examen du calculateur FADEC (voir annexe 2)

Les tests de fonctionnement du calculateur se sont révélés satisfaisants.

Trois blocs de panne, survenus lors du vol, ont été mémorisés à 312 secondes (5 minutes et 12 secondes) de fonctionnement du FADEC puis à 313 et à 316 secondes.

Contrairement au VEMD, le temps FADEC est décompté dès sa mise sous tension. Les pannes qui ont été enregistrées correspondent à celles enregistrées par le VEMD.

Le FADEC n'a pas détecté de panne de la chaîne de commande de régulation carburant.

### 1.15 Renseignements sur les organismes et la gestion

#### 1.15.1 L'exploitant

La société HELIAND SA, propriétaire de l'hélicoptère, est basée dans la Principauté d'Andorre. En vertu d'accords entre la France et la Principauté, l'hélicoptère était inscrit en liste de flotte au SAF Hélicoptères.

HELIAND SA effectue des vols de transport public depuis une dizaine d'années avec des appareils immatriculés en France.

#### *Entraînement et contrôle des pilotes*

Les pilotes d'HELIAND SA passent leurs examens de contrôle en ligne et hors ligne chez SAF Hélicoptères.

La procédure d'entraînement à la panne FADEC n'est réalisée que lors du contrôle hors ligne.

#### 1.15.2 L'organisme de maintenance

L'hélicoptère était entretenu régulièrement par SAF Industries, agréée JAR 145.

## 1.16 Renseignements supplémentaires

### 1.16.1 Procédure d'entraînement à la panne régulateur FADEC

#### 1.16.1.1 Généralités

Lors d'une panne FADEC, le doseur de carburant se fige à la valeur avant la panne. Aussi, le pilote doit ajuster le débit carburant pour garder le NR dans la zone verte (375 à 394 tr/mn) à l'aide de la poignée tournante.

#### 1.16.1.2 Simulation de la panne

Le fait de placer le sélecteur « Auto – Man » sur « Man » produit les mêmes effets que la panne réelle :

- le doseur de carburant se fige,
- le voyant rouge « GOV » s'allume et le GONG (signal sonore) se déclenche.

#### 1.16.1.3 Procédure définie dans le manuel de vol

- Le sélecteur « Auto – Man » doit être mis sur « Man » en conditions de vol stabilisé.
- Garder les éléments de vol.
- Déverrouiller la butée de vol de la poignée tournante sur le collectif. Le débit carburant peut alors être augmenté en tournant la poignée à droite ou diminué en la tournant dans l'autre sens. Une position de la poignée hors de la position neutre entraîne l'allumage du voyant TWT GRP.
- Ne faire que des actions de rotation de petite amplitude, synchronisées avec les mouvements de pas collectif pour maintenir NR dans la plage verte (une diminution de débit est accompagnée d'une baisse du pas collectif et vice versa).
- Effectuer une approche à une vitesse de 40 kt.

Remarque :

Il est indiqué dans la procédure d'entraînement du manuel de vol :

- à la fin de la procédure d'entraînement ou en cas de nécessité, remettre le sélecteur « Auto - Man » sur « Auto ».

Il est également précisé :

- important: il est possible de ramener le sélecteur « Auto - Man » en mode automatique de contrôle carburant (position « Auto ») à n'importe quel moment et pour n'importe quelle valeur de NR.

### 1.16.2 Témoignages

#### 1.16.2.1 Examineur

Il avait effectué le même type de vol juste avant, avec un autre pilote d'HELIAND SA et, en particulier, la procédure d'entraînement à la panne FADEC qui s'était parfaitement déroulée.

Pour le vol de l'accident, après être monté à 2 500 ft QNH, soit une hauteur sol de 1 000 ft, il a amené le sélecteur « Auto – Man » sur « Man » alors que l'hélicoptère était en palier.

Le voyant rouge « GOV » s'est bien allumé et le régime NR était stable.

Le pilote a effectué un virage à gauche avec une inclinaison de 20° à 30° pour revenir vers le terrain.

A la sortie du virage, il a constaté une légère augmentation du régime NR et le fonctionnement de l'alarme sonore avec le son discontinu, indiquant une survitesse rotor. Le pilote a effectué une correction à la poignée tournante et l'alarme sonore s'est arrêtée.

Quelques secondes plus tard, il a observé de petites variations du régime NR comme si l'aiguille accrochait, puis soudain une forte variation de l'aiguille s'est produite. Cette dernière a indiqué 250 tr/min environ.

Il a alors repris les commandes. L'alarme sonore bas régime NR s'est déclenchée.

Il a baissé le pas collectif et actionné la poignée tournante dans le sens de l'augmentation du débit carburant. Instantanément, il a ressenti de fortes vibrations verticales.

Il ne se rappelle plus exactement si, pendant la descente, les vibrations se sont atténuées et si l'alarme sonore fonctionnait.

Il a pu effectuer un flare alors que les vibrations étaient toujours très intenses, puis un atterrissage glissé.

Il n'a pas été gêné par le soleil qui était dans son dos.

Il n'a pas pensé à remettre au début des événements le sélecteur « Auto - Man » sur « Auto » ou à demander au pilote de le faire.

#### **1.16.2.2 Pilote**

Il a décollé de la piste 23 puis est monté à 2 500 ft QNH. Il estime cette phase de vol de 2 à 3 minutes.

Il était en palier à environ 100 kt lorsque l'examineur l'a averti du début de l'exercice de la panne de régulation carburant comme cela avait été prévu au briefing au sol.

Après la mise du sélecteur « Auto - Man » sur « Man » par l'examineur, il a déverrouillé la butée vol de la poignée tournante sur le collectif et a réalisé un virage retour par la gauche vers l'aérodrome d'Albertville à une vitesse de 90/100 kt et à faible inclinaison. Pendant le virage, il n'a pas actionné la poignée tournante. Le voyant « TWT GRP » ne s'est jamais allumé.

A la fin du virage, il a constaté une légère augmentation du régime NR vers 410 tr/min et le fonctionnement de l'alarme sonore avec le son discontinu, indiquant une survitesse rotor. Il a alors tiré sur le collectif sans tourner la poignée tournante et le régime NR est revenu dans la plage verte.

Alors que l'hélicoptère était en palier, il a observé des battements de l'aiguille du régime NR. Ce dernier est descendu jusqu'à 250 tr/min puis est remonté au delà des limitations, et ceci plusieurs fois. Dans le même temps, de très fortes vibrations se sont produites.

L'examineur a repris les commandes et a effectué une autorotation.

Il ne sait pas si l'alarme sonore a fonctionné lors de la descente. Par contre, les voyants « GOV » et « TWT GRP » étaient allumés et l'intensité des vibrations a diminué dans la descente, pour reprendre avant le flare.

L'hélicoptère a réalisé un atterrissage glissé puis est passé sur le dos.

Il n'a pas pensé à remettre le mode de régulation automatique mais les vibrations ne lui auraient pas permis de le faire.

Il avait exécuté cet exercice lors de son précédent contrôle hors ligne, un an plus tôt, et l'utilisation de la poignée tournante suscitait chez lui une certaine méfiance.

## 2 - ANALYSE

### 2.1 Scénario de l'accident

#### 2.1.1 Mise en fonctionnement du mode manuel de la régulation carburant

Lorsque l'examineur a coupé la régulation carburant, les paramètres n'étaient sans doute pas stabilisés car le pilote a ensuite effectué un virage à vitesse constante sans avoir à augmenter le pas. Cette action aurait nécessité une augmentation de débit carburant par rotation de la poignée tournante.

En conséquence, le doseur carburant a été figé, lors du passage en mode manuel, à une valeur légèrement supérieure à celle nécessaire pour tenir le palier à 100 kt.

#### 2.1.2 Apparition des vibrations et autorotation

A la fin du virage, le pilote a constaté une augmentation du régime NR, confirmée par le VEMD au temps 3 min 04 s. Cette augmentation s'explique car la sortie du virage à vitesse constante et en palier nécessitait une action simultanée sur le pas collectif et sur la poignée tournante de régulation carburant dans le sens d'une diminution. Or, le pilote n'ayant effectué aucune action sur ces commandes, le régime NR a donc augmenté jusqu'à 410 tr/min et a déclenché l'alarme sonore de survitesse rotor.

Le pilote a réagi en tirant le pas collectif, ce qui a fait diminuer le régime NR et a arrêté l'alarme.

A 408 tr/min, l'aiguille du régime NR s'est probablement bloquée comme l'a mis en évidence l'examen technique et comme l'a remarqué l'examineur.

La séquence de vol suivante ne peut pas être décrite avec certitude compte tenu du manque d'enregistrements. Cependant, deux scénarios peuvent être retenus pour expliquer les vibrations mentionnées par le pilote et l'examineur.

##### 2.1.2.1 Sous-vitesse rotor

Constatant que l'indication du régime NR ne diminuait plus, le pilote a pu continuer à tirer sur le pas collectif et/ou agir sur la poignée tournante pour diminuer le débit carburant (voir témoignages pilote et examineur). Ces actions ont pu conduire à une perte importante du régime NR, dissimulée par le blocage de l'aiguille de l'indicateur NR jusqu'à l'apparition de l'alarme sonore à 360 tr/min.

Dans ces conditions et sans réaction immédiate de l'équipage, le régime NR a pu continuer à diminuer rapidement et conduire à l'apparition de fortes vibrations.

Le déblocage de l'aiguille a pu se produire soit au cours de la phase de décroissance du régime NR soit à l'apparition des vibrations. L'aiguille de l'indicateur NR a pu effectuer des battements à la suite de ce déblocage.

Devant cette situation analysée comme une sous-vitesse rotor, l'examineur a repris les commandes puis est passé en descente du type autorotation en baissant le pas collectif. Il a augmenté également le débit carburant en actionnant la poignée tournante dans le but d'accroître le régime NR.

La descente du type autorotation et l'augmentation du débit carburant ont conduit à une reprise rapide du régime NR et son passage ainsi que le régime turbine libre en survitesse. Les vibrations, dues à la sous-vitesse rotor, se seraient alors seulement atténuées lors du passage dans la zone verte du régime NR pour reprendre quand le régime NR est rapidement passé en survitesse.

L'hélicoptère était à 2 500 ft QNH, soit à une hauteur sol de 1 500 ft. Le taux de descente en autorotation sans puissance est de l'ordre de 3 000 ft/min. En conséquence, la durée de la descente en autorotation avec un rotor en survitesse puis l'exécution du flare et de l'atterrissage est cohérente avec un temps de 40 secondes.

### **2.1.2.2 Survitesse rotor**

Il est possible également que le pilote, constatant que l'indication du régime NR ne diminuait plus et croyant que son action n'était pas suffisante, ait agi sur la poignée tournante. Compte tenu du manque de pratique dans ce type d'exercice, il a pu manœuvrer la poignée tournante dans le mauvais sens c'est-à-dire dans le sens d'une augmentation de débit carburant.

Le régime NR a alors augmenté rapidement jusqu'à une nouvelle apparition de l'alarme sonore de survitesse (410 tr/min). Le pilote a pu maintenir ou continuer son action sur la poignée tournante malgré l'apparition de cette alarme sonore de survitesse, probablement induit en erreur par le blocage de l'aiguille de l'indicateur NR et pensant à une sous-vitesse du rotor. Dans ces conditions, le régime NR a rapidement augmenté jusqu'à l'apparition des vibrations.

Le déblocage de l'aiguille a pu se produire soit au cours de la phase d'augmentation du régime NR soit à l'apparition de fortes vibrations. L'aiguille de l'indicateur NR a pu effectuer des battements à la suite de ce déblocage.

Cette hypothèse est cohérente avec les paramètres enregistrés par le VEMD au temps 3 min 40 s.

Pensant être en sous-vitesse, l'examineur a repris les commandes et est passé en descente du type autorotation en baissant le pas collectif. Il a également augmenté le débit carburant en tournant la poignée tournante dans le but d'accroître le régime NR.

Ces deux actions ont provoqué une accélération du régime NR et du régime turbine libre dont la survitesse s'est accrue à plus de 511 tr/min maintenant une situation de fortes vibrations.

### **2.1.3 Flare et atterrissage glissé**

A l'approche du sol, l'examineur a effectué un flare pour arrêter son taux de descente et diminuer sa vitesse. Cependant, l'atterrissage s'est effectué avec une vitesse horizontale ( $V_x$ ) importante. Compte tenu de cette vitesse horizontale importante, des vibrations et du sol meuble, l'examineur n'a pu maîtriser l'atterrissage glissé.

L'exécution du flare permet également de confirmer que le rotor ne tournait pas en sous-vitesse. En effet, si cela avait été le cas, le flare n'aurait pas été possible et l'hélicoptère aurait heurté le sol avec un fort taux de descente.

Par ailleurs, la survitesse rotor est corroborée par le type de rupture de l'étoile starflex et la projection des trois pales dont l'une à plus de 72 mètres.

## **2.2 Non-repositionnement du sélecteur « Auto - Man » sur « Auto »**

### **2.2.1 Contexte**

Cette procédure d'entraînement à la panne FADEC n'est pratiquée qu'à l'occasion des contrôles hors ligne, soit une fois par an.

Même si un briefing est effectué au sol dans le cadre du déroulement normal de cet entraînement, le maniement de la poignée tournante n'est pas naturel.

De même, les actions réflexes, en particulier celle du repositionnement du sélecteur « Auto - Man » sur « Auto », ne semblent pas vraiment être installées pour répondre à une situation dégradée.

### **2.2.2 Action non effectuée**

L'examineur venait d'effectuer une mission où la procédure d'entraînement à la panne régulation carburant s'était parfaitement déroulée. Par conséquent, il était plutôt en confiance.

En revanche, le pilote était plus méfiant et réservé car cela faisait environ une année qu'il ne l'avait pas réalisée. Il semble d'ailleurs que ce soit une certaine appréhension de la manipulation de la poignée tournante qui l'a poussé à utiliser uniquement le pas collectif pour contrôler le régime NR.

Lorsque les premières anomalies sur l'indicateur NR se sont produites, les deux pilotes n'ont pas pensé à revenir à une situation normale en repositionnant le sélecteur sur « Auto » comme le recommande la procédure.

En outre, la manipulation de ce sélecteur, positionné au plafond cabine, n'était pas facile, voire peut-être impossible, dans de telles conditions vibratoires.

### 3 - CONCLUSIONS

#### 3.1 Faits établis

- ❑ L'équipage possédait les licences et qualifications requises en état de validité.
- ❑ L'hélicoptère avait un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ Le FADEC et le VEMD ont fonctionné normalement.
- ❑ L'instructeur a simulé une panne de régulation du FADEC.
- ❑ Le temps de vol enregistré par le VEMD est de 4 min et 20 s.
- ❑ L'indicateur du régime de tours rotor présentait très probablement un accrochage de l'aiguille pour une valeur de 408 tr/min.
- ❑ Le rotor principal a atteint plusieurs survitesses pendant les 76 dernières secondes de vol.
- ❑ La turbine libre est passée en survitesse de façon très importante pendant les 40 dernières secondes de vol.
- ❑ Le sélecteur « Auto - Man » n'a pas été repositionné sur « Auto » lorsque les difficultés de pilotage sont apparues.
- ❑ Aucune panne de la régulation carburant n'a été enregistrée par le VEMD et le FADEC.
- ❑ Les conditions météorologiques étaient bonnes, sans aucune turbulence.
- ❑ L'atterrissage a été effectué avec une faible vitesse verticale et une vitesse horizontale importante.
- ❑ Le sol du champ où s'est effectué l'atterrissage était meuble.

#### 3.2 Causes de l'accident

L'accident est dû :

- ❑ à la mise en fonctionnement du mode manuel de régulation carburant alors que l'hélicoptère n'était pas en palier stabilisé ;
- ❑ à des erreurs de coordination de la poignée tournante avec le pas collectif en régulation manuelle du carburant ;
- ❑ à la non-reconnaissance par l'examineur et le pilote des alarmes sonores bas et haut régime du régime de tours rotor ;
- ❑ au non-repositionnement du sélecteur de régulation carburant « Auto - Man » sur « Auto » ;
- ❑ aux fortes vibrations de l'hélicoptère et au sol meuble du champ.

Le probable dysfonctionnement de l'indicateur de tours rotor qui a présenté des informations erronées à l'équipage constitue un facteur contributif.

#### 4 - RAPPEL DE RECOMMANDATIONS

Cette mission constituait un examen hors ligne. HELIAND SA utilise cet hélicoptère pour différents types de mission et notamment du transport public de passagers.

L'exploitation du VEMD n'a pas permis de connaître les différents paramètres de vol de l'hélicoptère et de pouvoir ainsi déterminer avec une complète certitude les causes de cet accident.

L'arrêté du 23 septembre 1999 relatif aux conditions techniques d'exploitation d'hélicoptères par une entreprise de transport aérien public (OPS 3) impose un système d'enregistrement de paramètres pour l'exploitation des hélicoptères dont la masse maximale certifiée au décollage est supérieure à 2 750 kg.

En juin 2010, le groupe d'experts des enregistreurs de vol (FLIRECP) de l'OACI a proposé l'emport d'enregistreurs légers sur les hélicoptères. Cette disposition a été acceptée par la Commission de navigation aérienne de l'OACI. Elle fera l'objet d'une lettre aux Etats en 2011 en vue d'un amendement de l'Annexe 6 de l'OACI relative à l'exploitation commerciale internationale des aéronefs – Partie 3 Section II – Hélicoptères - qui pourrait être publié en 2012.

Le BEA a formulé à plusieurs reprises des recommandations sur l'emport d'enregistreurs de vol lors d'accidents antérieurs, notamment lors de l'accident survenu le 19 octobre 2006 au Beechcraft C 90 immatriculé F-GVPD où la recommandation, émise le 26 mai 2009 et adressé à l'EASA, demandait d'élargir les conditions d'obligation d'emport d'enregistreurs de vol en transport public.

# ***Liste des annexes***

## **annexe 1**

Dépouillement du VEMD (vol n° 929)

## **annexe 2**

Dépouillement du FADEC

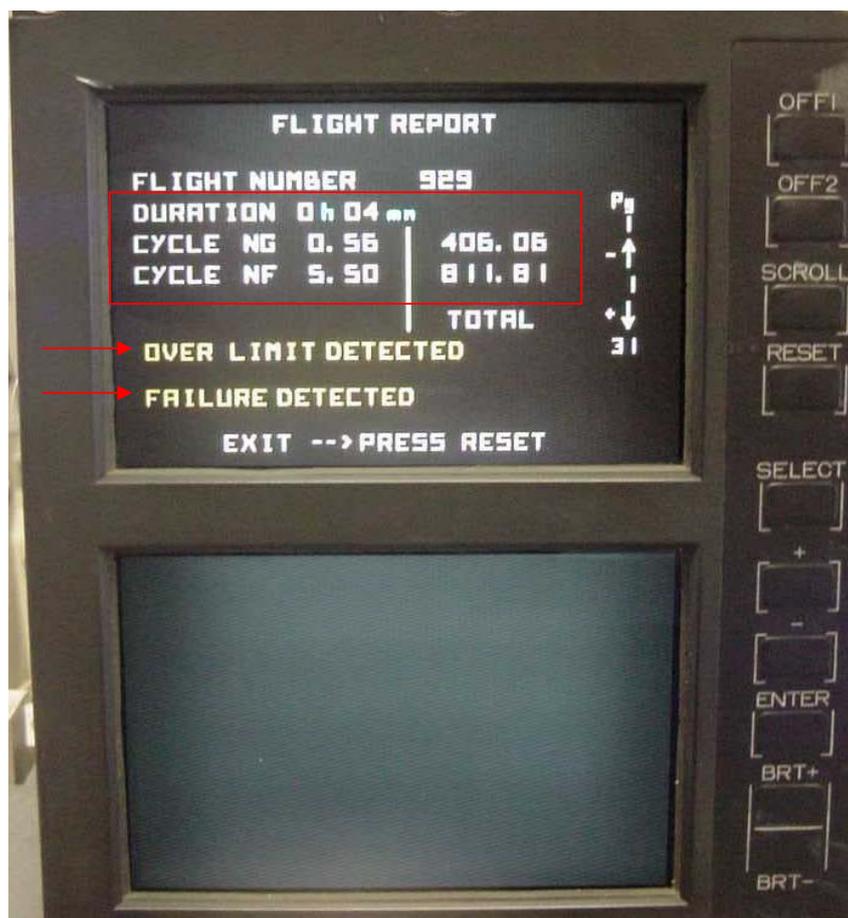
## Annexe 1

### « Flight report » du vol n° 929

Le vol de l'accident correspond au vol n° 929.

La durée d'un vol correspond au temps entre les transitions SOL-VOL et VOL-SOL sachant que le mode vol est détecté lorsque  $NG > 60 \%$  et  $NR > 70$  tours/minute.

Le mode vol est arrêté lorsque  $NG < 50 \%$ .



Durée du vol = 4 minutes

Cycle NG du vol 929 = 0,56 - Cycle NG total = 406,06

Cycle NF du vol 929 = 5,50 - Cycle NF total = 811,81

Remarque : 5,50 est un nombre important pour un vol normal mais conforme pour une over limit supérieure à 463 tours/minute.

Un ou des dépassements de limitations ont été détectés dans le vol.

Une ou des pannes ont été détectées dans le vol.

Remarque: L'analyse des données de l'EEPROM montre une durée de vol égale à 4 minutes et 20 secondes.

## « Over limit » du vol n° 929

| OVER LIMIT |                      | 929         |                    |
|------------|----------------------|-------------|--------------------|
| TIME       | LIMIT                | MAX         |                    |
| TRQ        | 000 mn 00 s >TRQ TRR |             | Pg<br>↑<br>↓<br>31 |
|            | 000 mn 00 s >TRQ MED | 000 %       |                    |
|            | 000 mn 00 s >TRQ EXT |             |                    |
| T4         | 000 mn 00 s >T4 LOU  | 000 °C      |                    |
|            | 000 mn 00 s >T4 MED  | 000 °C      |                    |
|            | 000 mn 00 s >T4 HI   |             |                    |
| NG         | 000 mn 00 s >NG NMT  | 000.0 %     |                    |
|            | 000 mn 00 s >NG TRR  |             |                    |
| NF         | 000 mn 40 s >NF TRR  | 510 RPM     |                    |
|            | 000 mn 00 s >NF EXT  |             |                    |
| NR         | 450 450              | 000 000 000 | RPM                |

- Une « over limit » de 40 secondes a été enregistrée sur le paramètre NF (le seuil de déclenchement d'une « over limit » NF est de 463 tours/minute).

La valeur maximale atteinte pendant cette « over limit » a été supérieure ou égale à 510 tours/minute car le VEMD n'enregistre pas les valeurs supérieures à 510 tours/minute.

- Deux « over limit » ont été enregistrées sur le paramètre NR (le seuil de déclenchement d'une « over limit » NR est de 430 tours/minute).

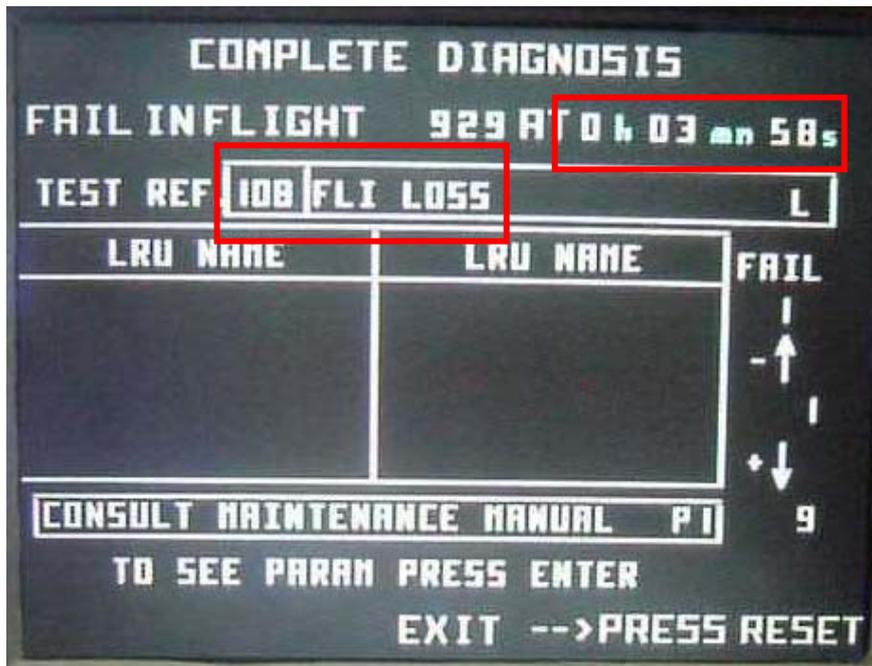
La valeur maximale atteinte, pendant ces « over limit », a été supérieure ou égale à 450 tours/minute car le VEMD n'enregistre pas les valeurs supérieures à 450 tours/minute.

## Pannes du vol n° 929



Neuf pannes ont été enregistrées durant le vol.

### Panne n° 1 du vol n° 929



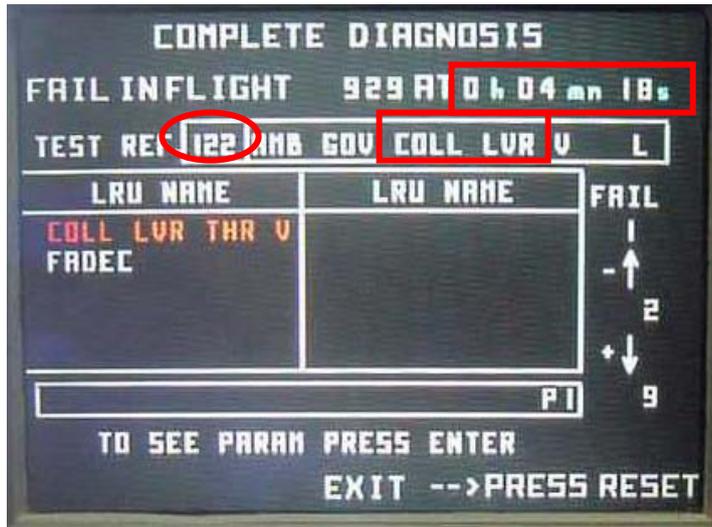
- ❑ La première panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 3 min 58.
- ❑ Code de panne = 108 = Perte du mode FLI.
- ❑ La panne est permanente et a été détectée une fois.

#### Paramètres associés à cette première panne :

|        | -54 s  | FAIL    |                 |
|--------|--------|---------|-----------------|
| NG     | 91.4   | 0.0     | %               |
| TRQ    | 63.2   | 0.0     | %               |
| T4     | 694    | 0       | °C              |
| T4R    | 4149.5 | 4149.5  | Ω               |
| T4B    | 5575.8 | 5575.8  | Ω               |
| PO     | 930.7  | 0.0     | mB              |
| ORT    | 8.3    | 0.0     | °C              |
| IGEN   | 14     | 0       | R               |
| VARIS  | 28.7   | 0.0     | V               |
| NF     | 407    | 0       | RPM             |
| NR     | 407    | 0       | RPM             |
| START  | 0      | 0       | R               |
| H/B/P2 | P/H    | I/O/O/O | O/O/O/O Boolean |

- ❑ La première colonne correspond aux paramètres 54 secondes avant l'apparition de la panne soit à 3 minutes et 4 secondes.
- ❑ Le NR est à 407 tours/minute, donc ne correspond pas à un régime de vol en régulation automatique mais manuelle.

## Panne n° 2 du vol n° 929



- ❑ La deuxième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 18.
- ❑ Code de panne 122 : « collective pitch failure » (cette panne a été enregistrée sur le FADEC).

### Paramètres associés à cette deuxième panne :

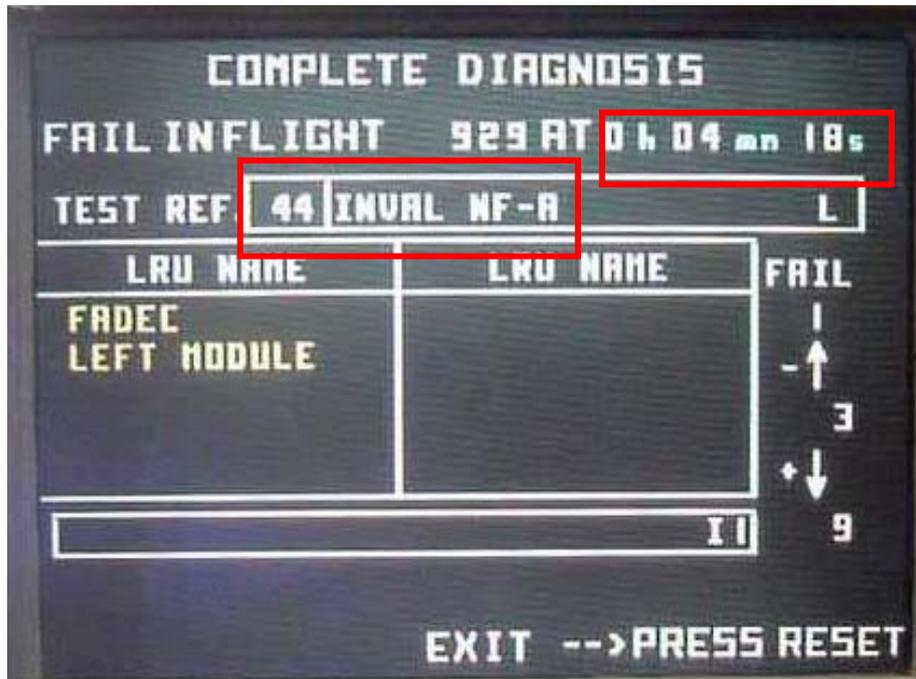
|        | FAIL |     |
|--------|------|-----|
| NG     | 93.0 | %   |
| NG FA. | 91.7 | %   |
| TRO F. | 39.9 | %   |
| T4     | 708  | °C  |
| T4 FA. | 703  | °C  |
| NF     | 511  | RPM |
| NF FA. | 132  | RPM |
| FAIL 1 | 0010 | HEX |
| FAIL 2 | 0000 | HEX |
| LOG 1  | 1204 | HEX |
| LOG 2  | 0004 | HEX |

- ❑ Les paramètres avec « F » ou « FA » désignent les paramètres reçus du FADEC.
- ❑ Le NF fourni par le VEMD est à 511 tours/minute. Le NF FA fourni par le FADEC est invalide (voir panne 3).

### Informations FADEC

- ❑ FAIL 1 : 0010 = « Collective pitch failure ».
- ❑ LOG 1 : 1204 = « Self test completed, Governor on flight state ».
- ❑ LOG 2 : 0004 = Mode manuel.

### Panne n° 3 du vol n° 929



- ❑ La troisième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 18.
- ❑ Code de panne 44 = INVAL NF (A) : la réception du paramètre NF(A), reçu du FADEC, est invalide.

**Les paramètres associés à cette panne ne sont pas visibles.**

## Panne n° 4 du vol n° 929



- La quatrième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 18.
- Code de panne 131 : « NF(B) failure ».

### Paramètres associés à cette quatrième panne :

|        | FAIL |     |
|--------|------|-----|
| NG     | 90.2 | %   |
| NG FA. | 88.9 | %   |
| TRQ F. | 0.9  | %   |
| T4     | 705  | °C  |
| T4 FA. | 713  | °C  |
| NF     | 511  | RPM |
| NF FA. | 132  | RPM |
| FAIL 1 | 0010 | HEX |
| FAIL 2 | 0050 | HEX |
| LOG 1  | 0204 | HEX |
| LOG 2  | 0224 | HEX |

- Le paramètre TRQ, reçu du FADEC, est proche de 0.
- Le paramètre NF présente un écart entre la valeur (511), traitée par le VEMD, et celle (132) invalide, reçue du FADEC.

### Informations FADEC

FAIL 1 = 0010 = « Collective pitch failure »

FAIL 2 = 0050 = « NF (a) et NF (b) failure »

LOG 1 = 0204 = « Self test completed, Governor on flight state »

LOG 2 = 0224 = Mode manuel, mode dégradé, « total failure »

## Panne n° 5 du vol n° 929



- ❑ La cinquième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 19.
- ❑ Code de panne 133 : « NF(A) failure ».

### Paramètres associés à cette cinquième panne :

|        | FAIL |     |
|--------|------|-----|
| NG     | 89.2 | %   |
| NG FA. | 87.0 | %   |
| TRQ F. | 0.0  | %   |
| T4     | 702  | °C  |
| T4 FA. | 707  | °C  |
| NF     | 511  | RPM |
| NF FA. | 132  | RPM |
| FAIL 1 | 0010 | HEX |
| FAIL 2 | 0050 | HEX |
| LOG 1  | 0204 | HEX |
| LOG 2  | 0204 | HEX |

- ❑ Le paramètre TRQ reçu du FADEC est égal à 0.
- ❑ Le paramètre NF présente un écart entre la valeur (511), traitée par le VEMD, et celle (132) invalide, reçue du FADEC.

### Information FADEC

FAIL 1 : 0010 = « Collective pitch failure »

FAIL 2 : 0050 = « NF (A) et NF (B) failure »

LOG 1 : 0204 = « Self test completed , Governor on flight state »

LOG 2 : 0204 = Mode manuel, « total failure »

## Panne n° 6 du vol n° 929



- ❑ La sixième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 19.
- ❑ Code de panne 123 : T4 failure.

### Paramètres associés à cette sixième panne :

|        | FAIL |     |
|--------|------|-----|
| NG     | 86.3 | %   |
| NG FA. | 77.6 | %   |
| TRQ F. | 0.0  | %   |
| T4     | 707  | °C  |
| T4 FA. | 706  | °C  |
| NF     | 511  | RPM |
| NF FA. | 132  | RPM |
| FAIL 1 | 1030 | HEX |
| FAIL 2 | 0050 | HEX |
| LOG 1  | 0204 | HEX |
| LOG 2  | 0204 | HEX |

- ❑ Le paramètre TRQ, reçu du FADEC, est égal à 0.
- ❑ Le paramètre NF présente un écart entre la valeur (511), traitée par le VEMD, et celle (132) invalide, reçue du FADEC, idem pour le paramètre NG.

### Information FADEC

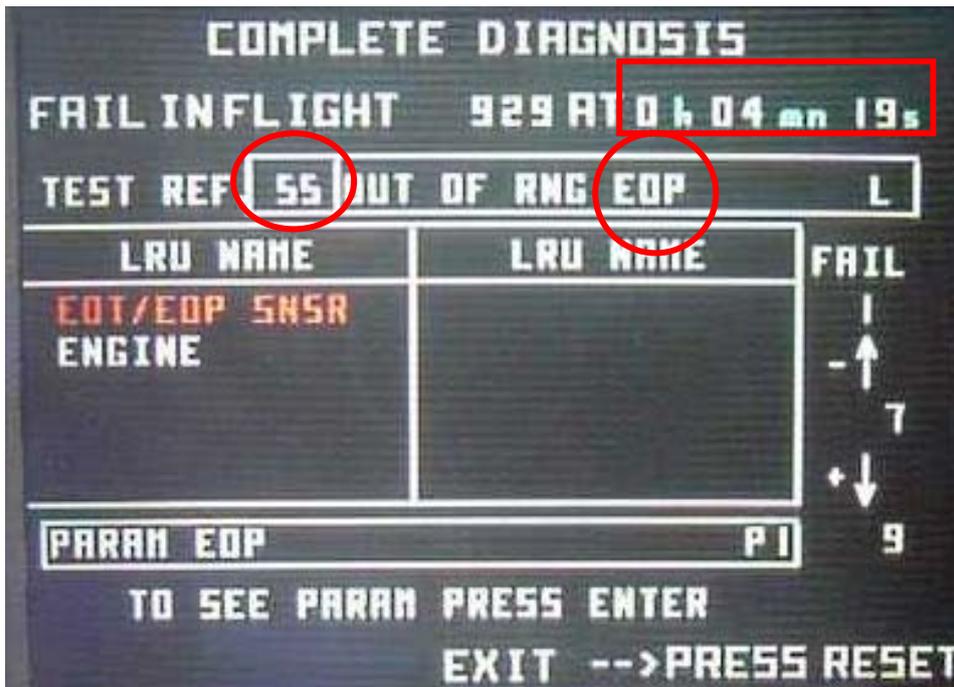
FAIL 1 : 1030 = « Collective pitch failure, T4 failure, TRQ calibration failure »

FAIL 2 : 0050 = « NF (A) et NF (B) failure »

LOG 1 : 0204 = « Self test completed, Governor on flight state »

LOG 2 : 0204 = Mode manuel, « total failure »

### Panne n° 7 du vol n° 929



- ❑ La septième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 19.
- ❑ Code de panne 55 : « Engine Oil Pressure ».

#### Paramètres associés à cette septième panne :

|       | FAIL  |      |
|-------|-------|------|
| EOP   | 0.00  | BAR  |
| EOT   | 59    | °C   |
| FQ    | 219.8 | KG   |
| FT    | 45.0  | °C   |
| FF    | 206.5 | KG/H |
| SLING | 0     | KG   |
| OAT   | 13    | °C   |

- ❑ Les paramètres « EOP » (pression d'huile turbine), « EOT » (température d'huile turbine), « Fuel Quantity », « Fuel Temperature », « Fuel Flow, Sling », « Outside Air Temperature » ont été enregistrés au moment de la panne. Le paramètre « EOP » est à 0 ce qui correspond au code de panne.

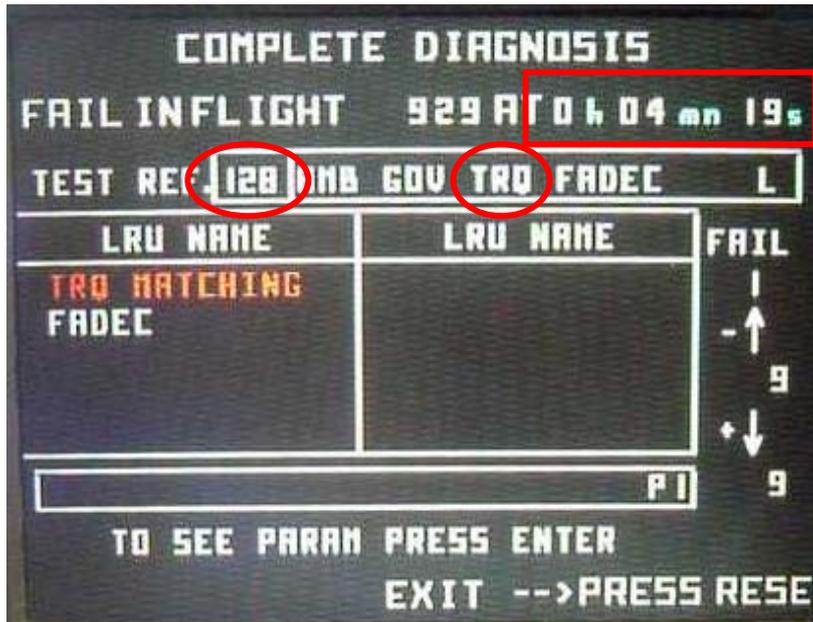
## Panne n° 8 du vol n° 929



- ❑ Code de panne 55: le paramètre « EOP » (pression d'huile turbine) est détecté par le VEMD comme hors domaine de validité.

**Les paramètres associés à la panne ne sont pas visibles.**

### Panne n° 9 du vol n° 929



- ❑ La neuvième panne du vol 929 a été enregistrée à 0 h 4 min 19.
- ❑ Code de panne 128: « TRQ calibration failure ».

#### Paramètres associés à cette neuvième panne :

|        | FAIL |     |
|--------|------|-----|
| NG     | 80.7 | %   |
| NG FA. | 66.5 | %   |
| TRQ F. | 0.0  | %   |
| T4     | 705  | °C  |
| T4 FA. | 704  | °C  |
| NF     | 511  | RPM |
| NF FA. | 132  | RPM |
| FAIL 1 | 1030 | HEX |
| FAIL 2 | 0050 | HEX |
| LOG 1  | 0204 | HEX |
| LOG 2  | 0204 | HEX |

Le paramètre NF présente un écart entre la valeur (511), traitée par le VEMD, et celle (132) invalide, reçue du FADEC, idem pour le paramètre NG.

#### Information FADEC

FAIL 1 : 1030 = « Collective pitch failure, T4 failure, TRQ calibration failure »

FAIL 2 : 0050 = « NF (A) et NF (B) failure »

LOG 1 : 0204 = « Self test completed, Governor on flight state »

LOG 2 : 0204 = Mode manuel, « total failure »

## Annexe 2

### Dépouillement du FADEC

Trois blocs de panne ont été mémorisés par le FADEC.

- ❑ Premier bloc de panne au temps 5 min 12 s :
  - panne d'acquisition T1 : panne mémorisée mais non validée (sans effet sur le système,
  - panne XPC : panne position du pas collectif. Cette panne correspond à la panne 2, référencée code 122 du VEMD au temps 4 min 18 s, référence VEMD.
  
- ❑ Deuxième bloc de panne au temps 5 min 13 s :
  - panne d'acquisition de la vitesse NTL PRIM. Cette panne correspond à la panne 4, référencée code 131 du VEMD au temps 4 min 18 s, référence VEMD,
  - panne d'acquisition de la vitesse NTL. Cette panne correspond à la panne 5, référencée code 133 du VEMD au temps 4 min 19 s, référence VEMD,
  - panne XPC : panne position pas collectif. Cette panne correspond à la panne 2, référencée code 122 du VEMD au temps 4 min 18 s, référence VEMD,
  - panne OCM et PCM correspondant à un problème de conformation du TORQUE (couple), au temps 4 min 19 s, référence VEMD,
  - panne d'acquisition de la T4. Cette panne correspond à la panne 6, référencée code 123 du VEMD, au temps 4 min 19 s, référence VEMD.
  
- ❑ Troisième bloc de panne au temps 5 min 16 s :
  - les pannes NTLPRIM, NTL, XPC, OCM et T4 sont reprises et la panne ECM (panne entrée couple). Ces pannes ne sont pas enregistrées sur le VEMD car le VEMD a cessé d'enregistrer au temps 4 min 20 s, soit au temps 5 min 14 s du FADEC.

# BEA

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

Zone Sud - Bâtiment 153  
200 rue de Paris  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)

**Parution : janvier 2011**

