

# Rapport

Accident survenu le **9 août 2007**  
**au large de l'île de Moorea (Polynésie française)**  
à l'**avion DHC6-300**  
immatriculé **F-OIQI**  
exploité par **Air Moorea**

**BEA**

MINISTÈRE DE L'ÉCOLOGIE, DE L'ÉNERGIE, DU DÉVELOPPEMENT DURABLE ET DE L'AMÉNAGEMENT DU TERRITOIRE

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, 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

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>1</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>5</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>7</b>
<b>ORGANISATION DE L'ENQUETE</b>	<b>9</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>11</b>
1.1 Déroulement du vol	11
1.2 Tués et blessés	11
1.3 Dommages à l'aéronef	12
1.4 Autres dommages	12
1.5 Renseignements sur le pilote	12
1.5.1. Licences et qualifications	12
1.5.2. Expérience	12
1.5.3. Entraînements et contrôles périodiques	13
1.6 Renseignements sur l'aéronef	13
1.6.1 Généralités	13
1.6.2 F-OIQI	13
1.6.3 Historique	13
1.6.4 Entretien	14
1.6.5 Masse et centrage	16
1.6.6 Manuel d'exploitation	17
1.6.7 Les commandes de vol	18
1.7 Conditions météorologiques	20
1.8 Aides à la navigation	20
1.9 Télécommunications	20
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	20
1.11 Enregistreur de bord	21
1.11.1 Ouverture et lecture du CVR	21
1.11.2 Exploitation de l'enregistreur	21
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	23
1.12.1 Description du site	23
1.12.2 Éléments flottants	23
1.12.3 Répartition de l'épave	24
1.12.4 Récupération des éléments de l'avion	25
1.12.5 Autres pièces identifiées mais non remontées	28
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	29
1.14 Incendie	29

1.15 Questions relatives à la survie des occupants	29
1.16 Essais et recherches	30
1.16.1 Synthèse et validation des témoignages	30
1.16.2 Localisation de la balise de détection sous-marine du CVR	30
1.16.3 Travaux sous-marins	33
1.16.4 Les examens	35
1.16.5 Comportement de l'avion lors des actions après décollage	40
1.16.6 Exploitation de l'EGPWS	40
1.16.7 Essais en vol	43
1.16.8 Essais sur les câbles	44
1.16.9 Effets du souffle sur les gouvernes	54
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	58
1.17.1 L'exploitant	58
1.17.2 Organisation de l'exploitant	58
1.18 Renseignements complémentaires	60
1.18.1 Etat de la flotte Twin Otter	60
1.18.2 Suivi de navigabilité	61
1.18.3 Evénements antérieurs	61
<b>2. ANALYSE</b>	<b>63</b>
2.1 La perte de contrôle	63
2.2 Scénario de la rupture du câble à cabrer	63
2.3 L'accident pouvait-il être évité ?	65
2.3.1 Le gestion de la panne	65
2.3.2 L'entretien du F-OIQI	66
2.3.3 Le suivi de navigabilité des câbles	67
2.4 Le phénomène du jet blast	68
<b>3. CONCLUSION</b>	<b>69</b>
3.1 Faits établis	69
3.2 Causes	71
<b>4. RECOMMANDATIONS</b>	<b>73</b>
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>77</b>
<b>OBSERVATIONS DU CANADA</b>	<b>141</b>

# Glossaire

CDN	Certificat de navigabilité
CRM	Formation au travail en équipage
CRM	Compte rendu matériel
CVR	Enregistreur phonique
GTP	Groupe turbopropulseur
IR	Qualification de vol aux instruments
NP	Régime hélice
PSI	Livre par pouce carré
SET	Qualification monoturbine
SSLIA	Service de sauvetage et de lutte contre les incendies d'aéronefs
VR	Vitesse de rotation



# Synopsis

## Date de l'accident

Jeudi 9 août 2007 à 22 h 00<sup>(1)</sup>

## Lieu de l'accident

Au large de l'île de Moorea  
(Polynésie française)

## Nature du vol

Transport public de passagers  
Vol régulier QE 1121

## Aéronef

DHC6-300  
Immatriculé F-OIQI

## Propriétaire

Air Moorea

## Exploitant

Air Moorea

## Personnes à bord

Equipage : 1  
Passagers : 19

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'en retrancher dix pour obtenir l'heure en Polynésie française le jour de l'événement.

## Résumé

L'avion décolle de l'aérodrome de Moorea pour un court vol à destination de Tahiti Faa'a. Il s'élève normalement jusqu'à une altitude estimée entre trois et quatre cents pieds puis le pilote rentre les volets et ajuste les paramètres moteurs. Il perd alors le contrôle en tangage de l'avion après la rupture du câble de la commande à cabrer de la profondeur. L'avion se met à piquer brusquement et percute la surface de l'eau à environ sept cents mètres du rivage.

## Conséquences

	Blessures			Matériel
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune	
Membres d'équipage	1	-	-	Détruit
Passagers	19	-	-	
Autres personnes	-	-	-	



## ORGANISATION DE L'ENQUETE

L'accident s'est produit le jeudi 9 août 2007 à midi<sup>(2)</sup>. Le BEA a été aussitôt informé et, conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale et au Code de l'Aviation Civile (Livre VII), a ouvert une enquête technique. Un enquêteur de première information a commencé le recueil des faits.

<sup>(2)</sup>Heure locale.

Une équipe de quatre personnes, dont l'enquêteur désigné, est arrivée en Polynésie le samedi 11 août 2007 au matin.

En application des dispositions internationales, un représentant accrédité canadien a été associé à l'enquête au titre de l'Etat de conception et de construction de l'avion. Ultérieurement, des éléments d'information ayant été demandés aux Etats-Unis, la nomination d'un représentant accrédité américain a été acceptée.

L'épave a été localisée le dimanche 12. Les opérations de récupération ont commencé le 26 août et se sont terminées le lundi 3 septembre.

Trois groupes de travail ont été constitués, dans les domaines suivants :

- exploitation de l'avion,
- maintenance et antécédents,
- enregistreur et examens techniques.

Les opérations effectuées sur le site ou sur l'épave l'ont été en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire.

Le 9 octobre 2007, une recommandation de sécurité a été émise à l'attention de l'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne et de Transports Canada. Un rapport d'étape a été publié en décembre 2007.

Le projet de rapport final a été soumis pour observations aux représentants accrédités canadien et américain. L'exploitant et la DGAC française ont également été consultés, conformément aux dispositions de l'article L.731-3 du Code de l'aviation civile.

Des observations ont été reçues du Canada après la fin de la consultation, au moment de l'impression du rapport. Elles figurent en annexe.



# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroulement du vol

Le jeudi 9 août 2007, le DHC6 immatriculé F-OIQI doit effectuer le vol régulier QE 1121 entre Moorea et Tahiti Faa'a avec à son bord un pilote et dix-neuf passagers. Le vol, d'une durée moyenne de sept minutes, se déroule en régime VFR, l'altitude de croisière prévue est de six cents pieds.

Les informations qui suivent sont issues de l'enregistrement phonique complété par les témoignages.

A 21 h 53 min 22, la mise en route est autorisée. Le pilote rappelle en français et en anglais la consigne de sécurité : « Mesdames Messieurs, bonjour, bienvenue à bord. Veuillez attacher vos ceintures s'il vous plaît, merci ».

A 21 h 57 min 19, le contrôleur autorise l'avion à rouler vers le point d'arrêt Bravo de la piste 12.

A 21 h 58 min 10, l'avion est autorisé à s'aligner ; il remonte la piste et s'aligne à hauteur de la deuxième bretelle.

A 22 h 00 min 06, l'avion est autorisé à décoller. La mise en puissance des moteurs a lieu six secondes plus tard.

A 22 h 00 min 58, le pilote rentre les volets.

A 22 h 01 min 07, la vitesse de rotation des hélices est réduite. A 22 h 01 min 09, le pilote pousse une exclamation de surprise. Deux alarmes GPWS se déclenchent, le régime des hélices est augmenté, il y a encore quatre alarmes GPWS. L'avion percute la surface de l'eau à 22 h 01 min 20.

Entre la mise en puissance des moteurs et l'arrêt de l'enregistrement, il se sera écoulé une minute et huit secondes.

Quatorze corps sont retrouvés au cours des opérations de secours. Quelques débris de l'avion dont le train d'atterrissage droit et des coussins de siège sont récupérés par des pêcheurs et des sauveteurs. Quelques jours plus tard, par sept cents mètres de fond, un quinzième corps est retrouvé au cours de la récupération de l'enregistreur de bord, des deux moteurs, du tableau de bord, de la partie supérieure du poste de pilotage comprenant les commandes moteurs et de volets, le vérin de manœuvre des volets et l'empennage. Il est constaté que les câbles de direction et de profondeur sont tous rompus dans leur partie avant et que le câble à cabrer de la commande de profondeur présente dans sa partie arrière une seconde rupture dont l'aspect est différent de celui des autres ruptures observées.

## 1.2 Tués et blessés

Blessés	Membres d'équipage	Passagers <sup>(3)</sup>	Autres personnes
Mortels	1	19	0
Graves	0	0	0
Légers/Aucun	0	0	0

<sup>(3)</sup>Cinq corps n'ont pas été retrouvés.

### 1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion s'est entièrement disloqué lors de l'impact avec la surface de l'eau.

### 1.4 Autres dommages

Néant.

### 1.5 Renseignements sur le pilote

Agé de 53 ans, le pilote était entré à Air Moorea en mai 2007.

#### 1.5.1. Licences et qualifications

- Licence de pilote professionnel (CPL) assortie de la qualification IFR multimoteur n° C 387877 délivrée par le Canada le 16 octobre 1992.
- Licence de pilote professionnel n° 18288-97 délivrée par la France le 30 mai 1997.
- Qualification Cessna SET valide jusqu'au 30 septembre 2008.
- Qualification multimoteur du 6 août 1997 valide jusqu'au 31 octobre 2007.
- Qualification IR multimoteur n° 631/97 délivrée par la France le 10 septembre 1997, valide jusqu'au 31 mai 2008.
- Certificats du Pilote de Ligne théorique obtenus le 16 juin 2000.
- Formation au travail en équipage (MCC) obtenue le 9 février 2001.
- Qualification d'instructeur pour la formation à la qualification de classe mototurbine (CRI) n° F-CRIA000 43067 délivrée le 12 avril 2006, valide jusqu'au 31 mars 2009.
- Qualification de type DHC6 obtenue le 18 mai 2007, valide jusqu'au 31 mai 2008.
- Aptitude médicale de classe 1 du 25 avril 2007, valide jusqu'au 31 octobre 2007, assortie de l'obligation d'emport de lunettes de secours en cabine en raison de l'utilisation de verres correcteurs.

#### 1.5.2. Expérience

Selon les indications portées sur son carnet de vol, au 8 août 2007 le pilote totalisait 3 514,5 heures de vol dont, sur avion multimoteur :

- 53 en double commande,
- 103,8 comme copilote,
- 141,6 comme commandant de bord.

Avant d'être embauché par Air Moorea, il avait été employé comme pilote à la compagnie aérienne Finist'air. A ce titre, il avait effectué de nombreux vols entre les aérodromes de Brest et d'Euessant.

Il avait débuté sa formation en vol sur DHC6 le 14 mai 2007 et obtenu sa qualification de type le 18 mai 2007 après 9,3 heures de vol. L'adaptation en ligne s'était déroulée du 28 au 30 mai 2007 au cours de vingt-trois navettes représentant 7,8 heures de vol.

Entre le 30 mai 2007 et le 8 août 2007, le pilote avait effectué à bord des DHC6 de la compagnie Air Moorea :

- ❑ 76,8 heures de vol comme commandant de bord,
- ❑ 16,4 heures de vol notées comme copilote, bien que l'avion soit certifié monopilote.

### **1.5.3. Entraînements et contrôles périodiques**

Entre le 22 et le 31 mai 2007, le pilote avait suivi les modules de formation suivants dispensés par Air Moorea :

- ❑ CRM,
- ❑ Facteurs Humains monopilote,
- ❑ Instruction Sécurité Sauvetage avec les spécificités DHC6,
- ❑ Sensibilisation Qualité à l'embauche,

et, le 20 juin 2007, un module Sûreté chez Air Tahiti.

## **1.6 Renseignements sur l'aéronef**

### **1.6.1 Généralités**

Le DHC6 Twin Otter Séries 300 est un avion de transport régional à ailes hautes et à train fixe construit par De Havilland Aircraft of Canada Ltd. Il est équipé de deux turbopropulseurs PT6A-27 construit par Pratt et Whitney Canada. Il est certifié pour être exploité en monopilote. Sa cabine passager est équipée de dix-neuf sièges. Sa masse à vide est de 3 544 kg, sa masse maximale au décollage (MTOW) de 5 670 kg.

### **1.6.2 F-OIQI**

- ❑ N° de série : 608
- ❑ Premier vol : 2 février 1979
- ❑ CDN : n° 251897 du 17 novembre 2006
- ❑ Temps d'utilisation au 8 août 2007 : 30 833,51 heures
- ❑ Nombre de cycles au 8 août 2007 : 55 044 cycles
- ❑ N° de série moteur gauche : PCE-PG0293
- ❑ N° de série moteur droit : PCE-PG0292
- ❑ Heures totales depuis fabrication des moteurs : 841,01 heures et 5 146 cycles
- ❑ N° de série hélice gauche : BUA28711
- ❑ N° de série hélice droite : BUA25231

Remarque : le F-OIQI était le seul avion de la flotte DHC6 d'Air Moorea équipé de câbles de commande en acier inoxydable, tous les autres étaient équipés de câbles en acier carbone. Ses câbles avaient été remplacés le 11 mars 2005. A cette date, il totalisait 29 652 heures et 48 674 cycles.

### **1.6.3 Historique**

Avant son inscription au registre français, l'avion était immatriculé aux USA N228CS. Son propriétaire était la société DP Acquisitions Inc., il était exploité pour le largage de parachutistes.

La FAA avait délivré le CDN export n° E323329 à destination de la Polynésie française le 3 octobre 2006, le certificat de vente était daté du 14 novembre 2006 et l'avis de radiation du registre civil américain du 16 novembre 2006.

A la date du CDN export, l'état de l'avion était le suivant :

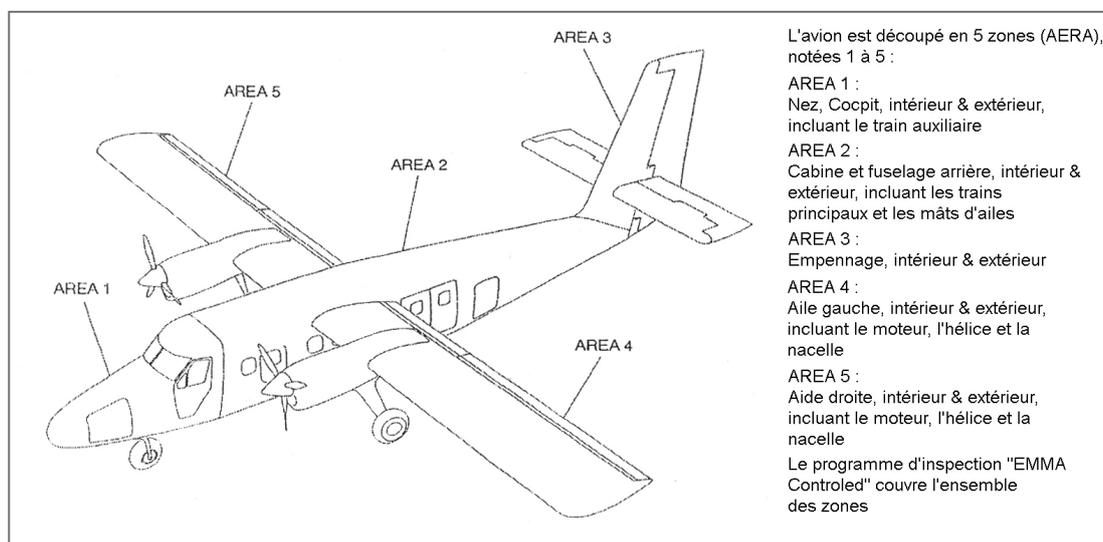
- ❑ Cellule : 30 005,10 heures et 49 898 cycles
- ❑ Moteurs gauche et droit : 12,6 heures
- ❑ Hélices, depuis révision générale : 606 heures (gauche), 1 137 heures (droite)

#### 1.6.4 Entretien

L'entretien de l'avion s'effectuait au sein de la compagnie Air Moorea (organisme agréé FR.145.172) en application du manuel d'entretien AM-DHC6, approuvé le 23 octobre 2006 par le Service d'Etat de l'aviation civile en Polynésie française (DIR/CTFA 06-180183).

Ce manuel, applicable à l'ensemble de la flotte DHC6, a été mis en place pour passer d'un entretien type standard à un entretien type « EMMA Controlled » (Equalized Maintenance for Maximum Availability). Ce programme, proposé par le constructeur, est basé sur un cycle d'entretien de 6 000 heures de vol. Il est divisé en quarante-huit inspections (EMMA Checks) à intervalles de 125 heures applicables par zone avion. A chaque inspection correspond l'application de cartes de travail numérotées.

L'avion est découpé en 5 zones (AREA) notées 1 à 5.



Le programme d'entretien prévoit l'inspection des câbles de profondeur dans les zones 2 et 3 lors de l'inspection n° 2 (250 heures) puis au pas de mille heures (inspections n° 10, 18, 26, 34 et 42). Des inspections spéciales dans le cas d'une exploitation en atmosphère saline (SP1-E4 et SP1-E5) ou après des vols en conditions de fortes turbulences sont également prévues.

Avant l'achat de l'avion par Air Moorea, l'entretien du type « EMMA Controlled » était effectué par la société Fayard Entreprises Inc.

Lors de l'achat, la société Avia Source Inc., intermédiaire de la vente, avait assuré la remise de l'avion à un standard permettant d'une part la délivrance du CDN export et d'autre part le début d'un nouveau cycle d'entretien.

A cet effet, des travaux de réparation et de maintenance avaient été effectués chez Texas Air Services Inc (USA). En particulier, des moteurs neufs avaient été installés.

L'avion avait ensuite été convoyé au Canada chez Rocky Mountain Aircraft Ltd (approuvé EASA-Part 145) où les travaux nécessaires à la délivrance du CDN export, au recadrage de maintenance et à l'installation de nouveaux équipements avioniques (CVR, EGPWS, PA, MFD...) avaient été effectués de mars à septembre 2006.

Pendant ces travaux, les câbles de commande avaient été démontés, contrôlés et remontés, à l'exception des câbles d'ailerons qui, trouvés endommagés du fait d'un double croisement, avaient été changés.

Lors de la prise en compte de l'avion, Air Moorea avait précisé sur le document de suivi des pièces une durée de vie des câbles de profondeur et de direction limitée à un an (utilisation en atmosphère saline) à partir du 2 octobre 2006. Au cours de l'enquête, les responsables d'Air Moorea ont indiqué que la documentation de l'avion était incomplète, notamment sur le suivi des équipements.

Remarque : la documentation du constructeur limite la durée d'utilisation des câbles en acier carbone ou inoxydable à douze mois en atmosphère marine. Elle ne précise pas s'ils doivent être neufs au début d'une telle exploitation.

#### 1.6.4.1 Inspections normales du F-OIQI

Il ressort de la documentation aéronef que les inspections 1 à 6 suivant l'entretien type « EMMA Controlled » et les inspections répétitives imposées par des consignes de navigabilité avaient été effectuées.

En particulier, le contrôle des câbles avait été effectué comme prévu lors de l'inspection n° 2 le 22 février 2007. A cette date, l'avion totalisait 30 265 heures et 51 539 cycles.

Remarque : la limite calendaire de cinq ans de l'hélice droite avait été atteinte le 11 mars 2007 ; l'hélice n'avait pas été déposée. Une nouvelle limite calendaire figurait sur le document de suivi des équipements.

#### 1.6.4.2 Inspections spéciales du F-OIQI

##### 1.6.4.2.1 Exploitation en atmosphère saline

L'exploitation de l'avion en atmosphère saline implique l'inspection des câbles de direction et de profondeur toutes les quatre cents heures (SP1-E4) et leur remplacement tous les ans (SP1-E5).

La documentation de maintenance impose une inspection visuelle des câbles, elle donne des indications sur la détection des traces de corrosion ou d'usure et demande de remplacer les câbles en cas de corrosion ou d'usure .

Remarque : le programme d'entretien du constructeur impose en fait quatre cents heures ou trois mois. Le programme d'Air Moorea a été amendé en octobre 1998 pour supprimer la seconde butée.

La première inspection spéciale SP1-E4 aurait dû être effectuée entre les inspections « EMMA Controlled » 3 et 4 et plus précisément le 4 avril 2007, à 401,82 heures depuis la grande visite, l'avion étant arrêté de vol à cette date pour la réparation d'une mise en drapeau automatique défectueuse d'une hélice (CRM n° 237). La seconde aurait dû être effectuée entre le 3 et le 4 août 2007 à 804,32 heures.

Les CRM n° 511 à 515 relatifs à ces deux jours ne mentionnent rien de particulier. Le livret aéronef ne fait pas mention de l'application de ces inspections et aucun dossier de travail n'a été trouvé.

Remarque : les responsables d'Air Moorea ont indiqué aux enquêteurs que ces inspections n'ont pas non plus été effectuées sur les autres avions de la flotte. La structure du manuel d'entretien d'Air Moorea peut conduire à l'oubli de cette inspection spéciale. En effet, celle-ci est prévue en section IV paragraphe 4-5 pour les opérations en atmosphère saline. Ce paragraphe informe de la périodicité de quatre cents heures et renvoie aux sections 3 et 6 pour les instructions de maintenance. La section 3 (modes d'entretien, d'utilisation et de stockage des composants ou ensembles) prend en compte la vie limite des câbles à un an comme prévu dans l'inspection spéciale SP1-E5. En revanche, la section 6 (opérations d'entretien) ATA 27 point 4 (câbles de commande de direction, de profondeur et d'aileron) ne fait pas référence à l'inspection spéciale SP1-E4 relative à l'état, la corrosion, l'effilochage et l'usure des câbles.

#### 1.6.4.2.2 Vol en conditions de fortes turbulences

Le vol en conditions de fortes turbulences ou de vibrations excessives impose d'effectuer une inspection spéciale à partir d'une déclaration formulée par le pilote sur le compte rendu de vol.

Le 2 juillet 2007, un pilote notait sur le CRM n° 407 « très forte turbulence subie, capitonnage cabine à remettre ». Les travaux exécutés mentionnent la remise en place du capitonnage cabine et la vérification générale de l'avion sans référence à l'inspection spéciale. Le livret aéronef n'en fait pas mention et il n'a pas été trouvé de dossier de travail. Il convient toutefois de préciser que la vérification des câbles n'est à faire que si le pilote signale des conditions de prise en main inhabituelles, ce qui n'avait pas été le cas.

#### 1.6.5 Masse et centrage

Au départ de Moorea, le devis de chargement faisait état de treize hommes et six femmes. Initialement, seuls douze hommes étaient prévus, un treizième a embarqué un peu avant la fermeture des portes.

Pour ces vols navettes, l'exploitant utilise un état de charge standard. La masse des passagers est comptée forfaitairement, en faisant la distinction homme, femme, enfant, et les bagages sont pesés avant répartition en soute.

En utilisant les masses forfaitaires des occupants et les documents de préparation du vol concernant les bagages et le carburant, la masse de l'avion estimée au décollage était de 5 498 kg. Le centre de gravité était

situé à 5,46 mètres de la référence. La limite arrière de centrage se situe à 5,49 mètres de la référence. L'avion était donc dans les limites de masse (voir paragraphe 1.6.1) et de centrage.

## 1.6.6 Manuel d'exploitation

### 1.6.6.1 Procédures normales

A la masse de décollage du F-OIQI, les paramètres et les procédures issus du manuel d'exploitation étaient les suivants :

#### *Décollage*

- Torque : 45 PSI
- Régime hélice (NP) : 96 %
- Volets : 10°
- VR : 76 kt
- Vitesse de montée initiale : 80 à 90 kt

#### *Montée normale*

A quatre cents pieds sol :

- Torque : réduction vers 40 PSI
- NP : 85 %
- Volets : 0
- Vitesse de montée normale : 100 kt

Remarque : la hauteur minimale de rentrée des volets est de 400 ft. Le « Pilot Training Manual » du Twin Otter prévoit la rentrée des volets avant le réglage des paramètres moteurs dans cette phase de vol. L'exploitant a demandé la réduction des moteurs avant cette rentrée pour, d'une part, atténuer le couple piqueur provoqué par la rentrée des volets et, d'autre part, pour que la main droite, après avoir positionné la commande des volets sur 0°, vienne se placer immédiatement sur le compensateur de profondeur afin de réduire les efforts au manche.

Le manuel d'exploitation décrit les vérifications et les actions à effectuer avant le décollage et notamment pendant le roulage. Durant cette phase, les commandes doivent être ESSAYÉES / LIBRES. Les enquêteurs n'ont pas constaté cette action sur les quelques vols qu'ils ont effectués. Pour le vol du 9 août 2007, la phase de roulage a duré moins de trois minutes et seule la vérification du compensateur de profondeur a été annoncée.

### 1.6.6.2 Procédures anormales et d'urgence

Le manuel d'exploitation indique que :

*Si les actions de la commande de profondeur n'agissent plus sur l'assiette de l'avion, le contrôle longitudinal peut être rétabli en utilisant le compensateur de profondeur. La puissance des moteurs peut être utilisée pour aider au contrôle des vitesses verticale et sur trajectoire.*

Remarque : le règlement CAR 3 (1952), base de certification du DHC6, demande un essai en vol démontrant la capacité de l'avion à atterrir en utilisant uniquement le compensateur de profondeur en cas de défaillance du système de contrôle longitudinal primaire de l'avion. Il ne précise pas les phases de vol à reproduire au cours de l'essai.

### 1.6.6.3 Manuel de formation à la qualification de type DHC6

Le manuel de formation à la qualification de type DHC6 prévoit :

- ❑ une phase sol de 28 heures de cours, plus deux heures de contrôle des connaissances. Pendant cette phase, deux heures sont consacrées aux procédures occasionnelles et d'urgence mais leur contenu n'est pas détaillé.
- ❑ une phase en vol de 5 h 30, plus une heure en IFR et un vol d'épreuve pratique d'aptitude. Les QT n° 3 et 4 sont consacrées respectivement au traitement des différentes pannes moteur et à l'assimilation des procédures d'urgence. La perte des commandes primaires de l'avion n'est pas abordée.

Remarque : la gestion de la perte d'une commande primaire n'est pas abordée non plus dans la formation des pilotes privés et professionnels.

## 1.6.7 Les commandes de vol

### 1.6.7.1 Généralités

Sur le Twin Otter, les commandes de vol primaires (ailerons, direction et profondeur) sont mécaniques, les transmissions se faisant par câbles, sans redondance de ceux-ci. Le cheminement des câbles est conçu de manière à réduire les frottements. Des portes de visite sont installées pour permettre l'inspection et l'entretien.

Remarque : pour réduire les frottements, le réglage de la tension des câbles est fonction de la température moyenne rencontrée sur le lieu d'exploitation. Pour Papeete, cette tension est de 95 lbs (42,2 daN).

Deux types de câbles peuvent être installés indifféremment : en acier carbone et en acier inoxydable. Ces câbles sont qualifiés suivant les spécifications de la norme MIL-W-83420. Leur durée de vie normale est de cinq ans mais leur utilisation en atmosphère saline est limitée à un an.

A l'origine, seuls des câbles en acier carbone étaient installés sur les DHC6. Le 7 février 1985, par l'Engineering Order n° 69 053, De Havilland autorisait le montage de câbles en acier inoxydable. Les câbles de commande de profondeur en acier inoxydable étaient identifiés sous les références EO 69053-1 à EO 69053-5.

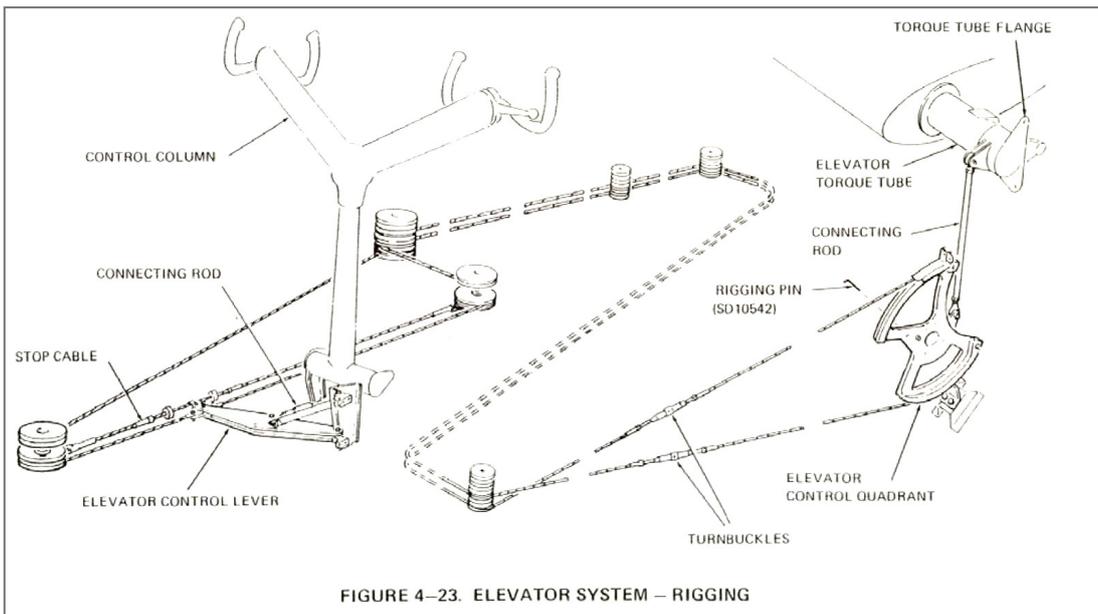
Le 22 décembre 1997, Transports Canada délivrait à la société Thunder Bay Aviation le certificat supplémentaire de type (STC) n° SA97-124 relatif au remplacement des câbles de commande en acier carbone ou inoxydable des avions DHC-6-100,-200,-300, DHC-3, DHC-2. Ce STC permettait à l'entreprise de vendre directement ses câbles en remplacement des câbles d'origine De Havilland. Les câbles de commande de profondeur en acier inoxydable Thunder Bay Aviation étaient identifiés sous les références TB-EO 69053-1 à TB-EO 69053-5.

Remarques :

- ❑ les spécifications de la norme MIL-W-83420 sont identiques pour les câbles en acier carbone et en acier inoxydable, la seule différence portant sur la charge (résistance) à la rupture qui est respectivement de 889 daN et de 782,5 daN ;
- ❑ la charge extrême sur le câble de la commande de profondeur prise en compte dans le règlement de certification ( CAR 3) est de 850 lb (378 daN), soit une charge limite<sup>(4)</sup> de 252 daN.

<sup>(4)</sup>La charge extrême est de 1,5 fois la charge limite.

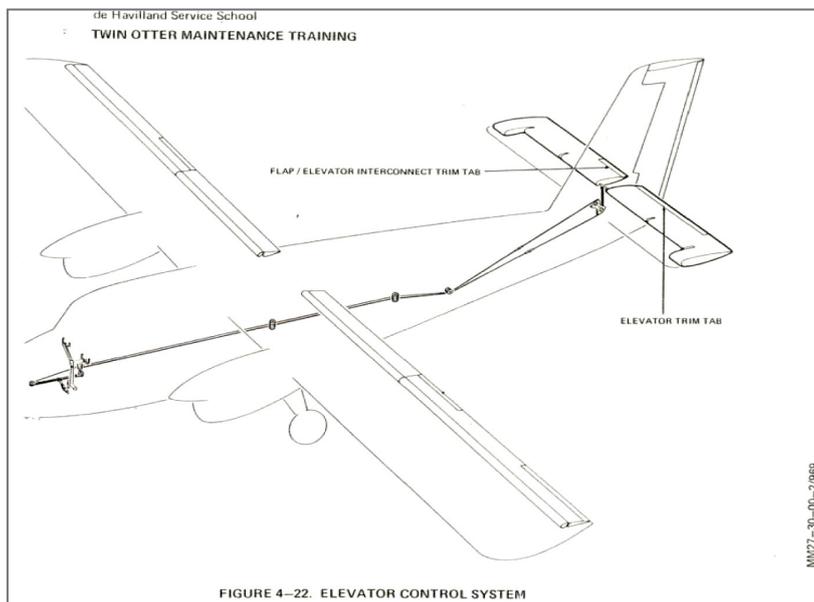
### 1.6.7.2 La gouverne de profondeur



La gouverne de profondeur du Twin Otter est composée de deux demi-gouvernes non interchangeables ; la demi-gouverne droite est équipée d'un compensateur d'évolution et la demi-gouverne gauche d'un compensateur commandé.

Le déplacement du bras est transmis par une bielle à double effet à un différentiel monté sous le plancher du poste de pilotage. Les câbles, qui cheminent sous le plancher cabine le long du côté droit du fuselage, transmettent le mouvement au guignol de profondeur situé dans le stabilisateur vertical, sous l'attache du longeron arrière du stabilisateur horizontal. Une bielle à double effet relie le guignol à un levier qui fait partie intégrante de l'articulation centrale et de liaison des deux demi-gouvernes.

Remarque : chaque câble, à cabrer et à piquer, de la commande de profondeur se compose d'une partie avant et d'une partie arrière assemblées par un tendeur situé entre les stations 421 et 436. Ces deux câbles forment une boucle fermée. La rupture d'un câble entraîne l'impossibilité de commander directement la gouverne de profondeur.



Le jour de l'accident, les câbles de profondeur totalisaient 1 181 heures et 6 370 cycles avion.

#### 1.6.7.3 Le circuit hydraulique

Le DHC6-300 est doté d'un circuit hydraulique destiné à la manœuvre des servitudes suivantes :

- volets hypersustentateurs,
- freins de roue,
- direction roue avant.

La pression du circuit (environ 1650 Psi) est fournie par une pompe intégrée à un groupe de génération hydraulique. Cette pompe, couplée à un moteur électrique fonctionnant sous 28 V continu, se met en marche dès que la pression du circuit hydraulique baisse de 175 Psi, soit en pratique dès la commande d'une servitude.

### 1.7 Conditions météorologiques

Le METAR de 22 h 00 de l'aérodrome de Tahiti-Faa'a était :

METAR NTA 092200Z 24008KT 9999 SCT023 28/21 Q1016 NOSIG=

Les mêmes conditions prévalaient à Moorea. Le vent était du 240° pour 8 kt, la visibilité était supérieure à dix kilomètres, avec des nuages épars (cumulus et stratocumulus) à 2 300 pieds. La température était de 28 °C et l'humidité de 66 %.

Entre novembre 2006 et août 2007, la vitesse maximum des vents a toujours été inférieure à 75 km/h (40,5 kt).

### 1.8 Aides à la navigation

Pour le vol, réalisé à vue, le pilote n'utilisait pas d'aides à la navigation.

### 1.9 Télécommunications

Les radiocommunications enregistrées entre le F-OIQI et la tour de contrôle de Moorea Temae ne comportent que les instructions de circulation aérienne. Aucun message de détresse n'a été émis.

### 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Moorea Temae est un aérodrome contrôlé ouvert à la CAP. Il dispose d'une piste revêtue de 1 230 m x 30 m (fiche en annexe 1).

Son SSLIA est de catégorie 4 niveau 5.

Le plan de secours spécialisé de l'aérodrome (PSSA) a été validé en mai 2005 par le Service navigation aérienne du Service d'Etat de l'Aviation civile en Polynésie française. Ce plan constitue une adaptation locale des plans ORSEC/SATER, limitée à l'aérodrome et à son voisinage immédiat. Il ne met en œuvre que des moyens locaux et, au cas où ceux-ci seraient insuffisants, assure la mise en œuvre des premiers secours en attendant la mise en place du plan SATER. Après l'accident, il a été déclenché par le Haut-commissaire de la République.

## 1.11 Enregistreur de bord

La réglementation française n'impose pas l'emport d'enregistreurs de vol pour les avions de type DHC6, leur masse maximale au décollage étant inférieure à 5 700 kg et le premier certificat de navigabilité individuel ayant été délivré avant le 1<sup>er</sup> janvier 1990<sup>(5)</sup>. Air Moorea avait cependant choisi d'installer un enregistreur phonique (CVR) sur le F-OIQI.

<sup>(5)</sup>Arrêté du 12 mai 1997.

Remarque : à la suite de l'accident survenu le 24 mars 2001 à Saint-Barthélemy (971) au DHC6-300 immatriculé F-OGES exploité par Caraïbes Air Transport, le BEA avait recommandé aux autorités françaises et européennes de rendre obligatoire l'emport d'au moins un enregistreur de vol à bord des aéronefs de transport public de plus de neuf passagers dont la masse maximale certifiée au décollage est inférieure ou égale à 5 700 kg, quelle que soit la date de première certification.

Le CVR installé sur le F-OIQI était un modèle à mémoire statique capable de restituer au moins les deux dernières heures d'enregistrement.

- Marque : L3-Communications
- Modèle : FA2100
- Numéro de type : 2100-1020-00
- Numéro de série : 362528

L'enregistrement est constitué de quatre pistes audio :

- Non utilisée
- Radiocommunications et microphone à bouche du pilote
- Identique à la piste n° 2
- Microphone d'ambiance

Le CVR a été récupéré le 30 août 2007, soit 21 jours après la date de l'accident, et convoyé vers le BEA le jour-même.

### 1.11.1 Ouverture et lecture du CVR

L'enregistreur présentait quelques éraflures et déformations. Comme il avait été immergé pendant plusieurs semaines, la lecture des données a nécessité l'ouverture du boîtier protégé et le séchage des cartes mémoires.

L'enregistrement, d'une durée de deux heures, quatre minutes et quatorze secondes, est de bonne qualité. Outre le vol de l'accident, il contient les neuf vols précédents.

### 1.11.2 Exploitation de l'enregistreur

#### 1.11.2.1 Transcription

L'enregistrement a été synchronisé avec l'heure UTC indiquée dans la transcription des radiocommunications (annexe 2)<sup>(6)</sup> donnée par la tour de contrôle de l'aérodrome de Moorea. La transcription complète du vol figure en annexe 3. Les points marquants en sont les suivants :

- 21 h 57 min 07, mise en route des moteurs.
- 22 h 00 min 06, le contrôleur de Moorea autorise le décollage.
- 22 h 00 min 12, mise en puissance des moteurs.

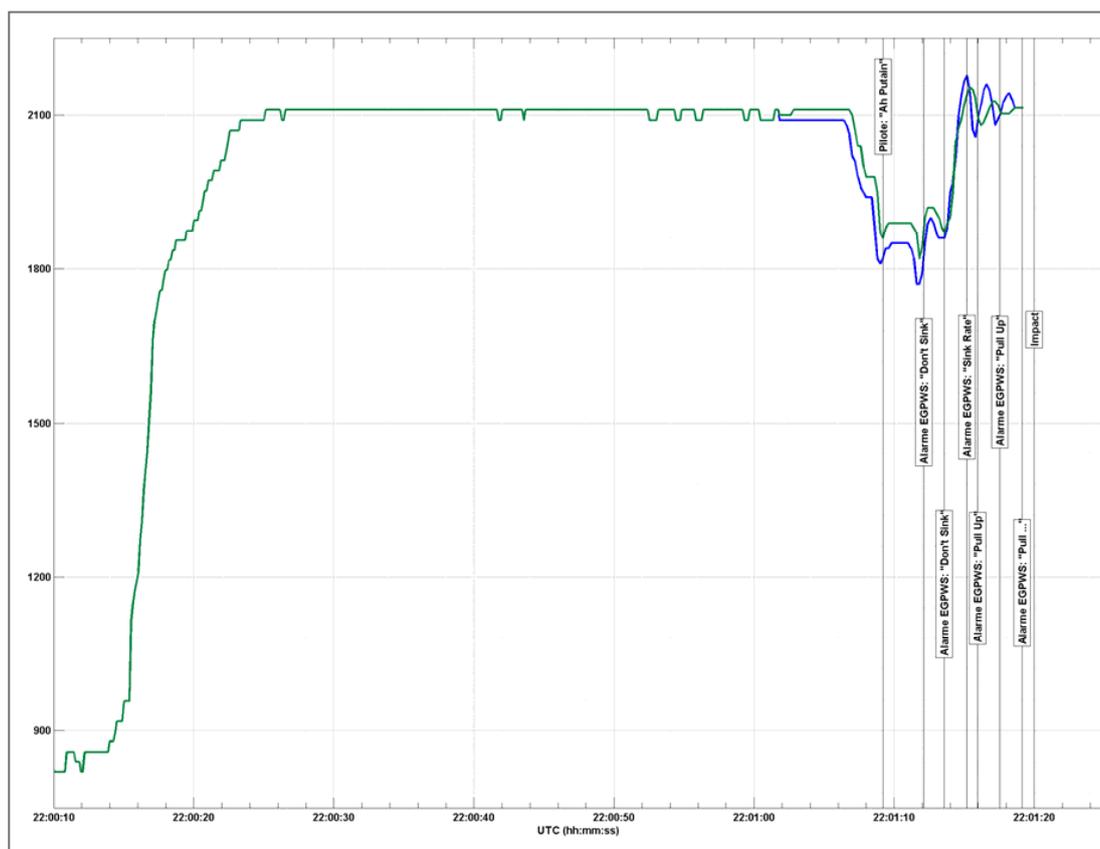
<sup>(6)</sup>L'heure mentionnée dans cette transcription est approximative en raison de l'arrêt de l'enregistreur entre deux appels. Pour cette raison, la transcription CVR a été calée uniquement sur la transmission de l'autorisation de décollage à 22 h 00 min 06.

- ❑ Entre 22 h 00 min 58 et 22 h 01 min 06, bruits de fonctionnement de la pompe hydraulique servant à actionner les volets.
- ❑ 22 h 01 min 07, réduction de la vitesse de rotation des hélices.
- ❑ 22 h 01 min 09, exclamation du pilote.
- ❑ 22 h 01 min 12 et 22 h 01 min 13, deux alarmes du GPWS « Don't sink ».
- ❑ 22 h 01 min 14, augmentation de la vitesse de rotation des hélices.
- ❑ Entre 22 h 01 min 15 et 22 h 01 min 19, alarmes GPWS, une fois « Sink rate » et trois fois « Pull up ».
- ❑ 22 h 01 min 20, arrêt de l'enregistrement.

### 1.11.2.2 Analyse spectrale

Le signal provenant du microphone d'ambiance a été analysé afin d'obtenir des informations sur la rotation des hélices.

Ainsi, lors du roulement au décollage et de la montée initiale, les deux hélices tournaient à environ 2 100 tours/min. Leur vitesse de rotation est représentée ci-après et associée avec certains événements caractéristiques enregistrés sur le CVR.



Vitesse de rotation des hélices pendant la durée du vol

## 1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

### 1.12.1 Description du site

Les quatorze corps ont été retrouvés à l'extérieur du lagon, dans une zone située à environ sept cents mètres du rivage dans le sud-est du seuil de piste 30, zone dans laquelle les quelques éléments de l'avion qui n'avaient pas coulé ont été aussi récupérés. Les profondeurs à cet endroit atteignent plusieurs centaines de mètres. La pente des fonds marins y est d'environ 45 %.

Les recherches en mer (voir chapitre 1.16) ont permis de positionner les différents éléments de l'épave et de remonter ceux jugés utiles pour l'enquête. Au cours de ces recherches, un quinzième corps a été retrouvé.

### 1.12.2 Eléments flottants

Ont été récupérés à la surface de l'eau :

- le train d'atterrissage droit,
- quinze coussins d'assise,
- deux armatures de siège,
- un siège entier,
- plusieurs éléments du plancher de la cabine passager,
- les cloisons de séparation entre le poste de pilotage et la cabine passagers,
- des morceaux du compartiment bagage avant,
- les issues de secours droite et gauche,
- plusieurs gilets de sauvetage.

### 1.12.3 Répartition de l'épave



**A** - Partie arrière de la cellule et empennage

**B** - Moteur droit

**C** - Moteur gauche

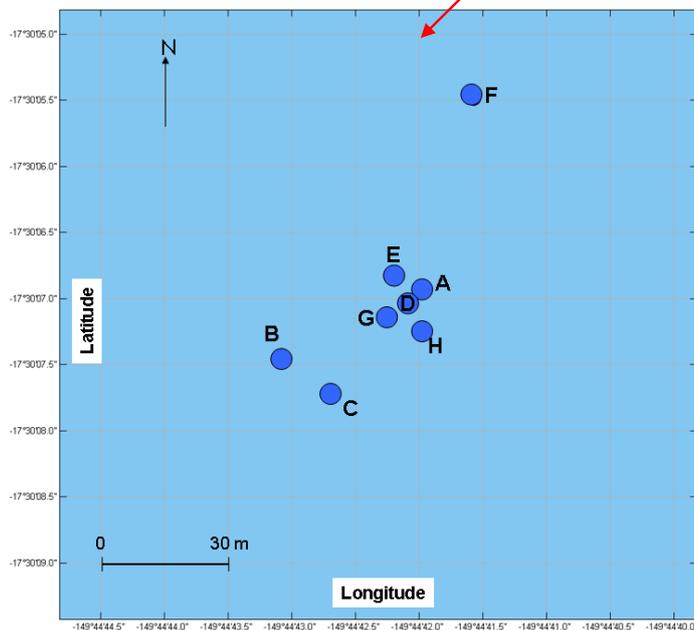
**D** - Partie avant et poste de pilotage

**E** - Partie de l'aile droite, partie du fuselage, partie du bâti moteur et console supérieure

**F** - Partie de l'habitacle central et train principal gauche

**G** - Aile droite

**H** - Aile gauche



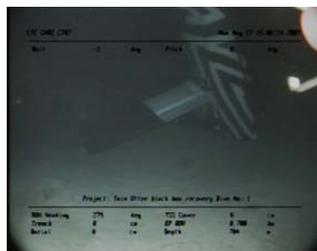
## 1.12.4 Récupération des éléments de l'avion

### 1.12.4.1 Empennage et CVR

La partie arrière de l'avion, de la soute à bagages à l'empennage, était en un seul morceau. Elle reposait sur le demi-plan horizontal gauche complet (parties fixe et mobile). Une partie du demi-plan horizontal droit était arrachée.



Partie arrière



Demi-plan gauche



Demi-plan droit

Une tentative de remontée de cette partie arrière de l'avion a été faite le mardi 28 août. La porte de soute à bagages arrière et le fuselage ont été percés à l'aide d'une tige métallique en forme de lance ; un câble relié au bout de cette tige a permis d'attacher la pièce pour la remonter à l'aide d'une grue. Lors de cette manœuvre, alors que la pièce se trouvait à environ cinquante mètres de la surface, le câble qui la soutenait a cisailé l'armature du fuselage et l'ensemble est retombé au fond de l'eau.

Une nouvelle plongée du robot a permis de la retrouver, pratiquement à la verticale de l'endroit d'où elle était retombée. L'empennage s'en était désolidarisé, le demi-plan horizontal gauche s'était brisé. Afin d'assurer la récupération du CVR, il a alors été décidé de l'extraire au fond de l'eau. Pour cela, il a fallu découper la carlingue sur le côté pour y accéder puis arracher le rack sur lequel il était monté. Outre le CVR, ce rack contenait des boîtiers de radiocommunication. Il a été amené à la surface dans la nuit du 30 août.



Extraction du rack CVR à l'aide des bras du ROV

L'empennage vertical, avec les surfaces mobiles associées et les systèmes de commande de la profondeur, a été remonté dans la nuit du 31 août au 1<sup>er</sup> septembre.



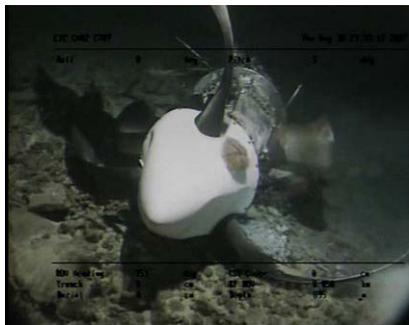
Empennage vertical une fois remonté

Les deux câbles de la gouverne de direction et les deux câbles de la gouverne de profondeur étaient cassés : trois avaient sensiblement la même longueur, environ onze mètres, le quatrième, le câble à cabrer, avait en revanche une longueur d'environ 2,5 mètres. A l'examen visuel, une des ruptures de ce dernier câble avait un aspect différent des autres. Il a donc été décidé d'examiner ces pièces en priorité.

#### 1.12.4.2 Moteurs

Le moteur droit a été remonté dans la nuit du 30 au 31 août.

Le moteur gauche a été remonté dans l'après-midi du 31 août.



Moteur droit



Moteur gauche

#### 1.12.4.3 Partie avant et poste de pilotage

Une pièce constituée d'une partie du nez de l'avion, du tableau de bord et d'une partie du volant de commande a été remontée le 1<sup>er</sup> septembre. Cette pièce se trouvait à cinq mètres dans le sud-ouest de la partie arrière qui contenait le CVR, à 670 mètres de profondeur.



Vue sous-marine

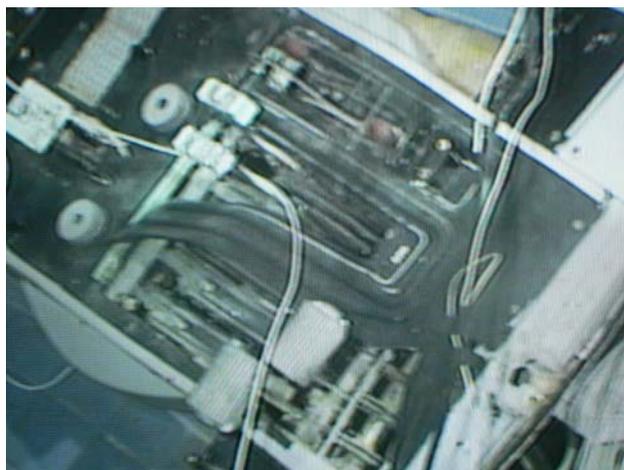


Tableau de bord  
une fois remonté

Les informations suivantes ont pu être relevées :

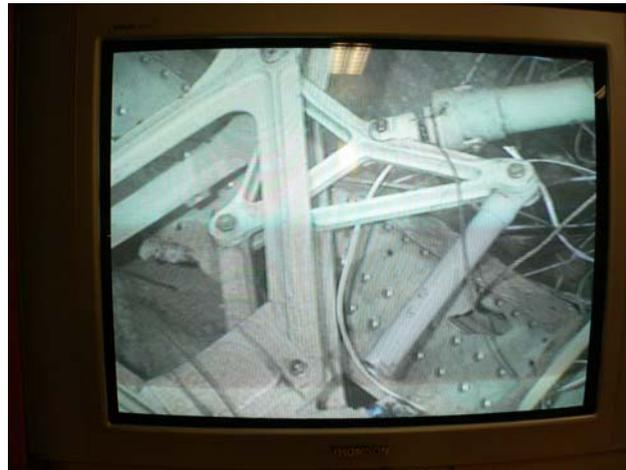
- HSI et RMI : cap 120°
- Variomètres gauche et droit : - 3 000 ft/min
- Jaugeur gauche : 210 lb
- Jaugeur droit : 190 lb
- Boost pump Aft et Fwd : ON
- Anémomètre droit : 100 kt
- Sélecteur réservoirs : Aft et Fwd
- Bouton poussoir Autofeather : enfoncé

Console supérieure et vérin de volets



La console supérieure, comportant entre autres les manettes de commande des moteurs et la commande des volets hypersustentateurs, a été remontée le 2 septembre.

Le vérin de volets a été remonté le 2 septembre, il était en position volets rentrés.



Ces pièces faisaient partie d'un ensemble plus important, non remonté, comprenant une partie de l'habitacle avant, de l'aile droite et du bâti moteur. Cet ensemble était situé à huit mètres au nord de la pièce où se trouvait le tableau de bord, à 665 mètres de profondeur.



### 1.12.5 Autres pièces identifiées mais non remontées

#### 1.12.5.1 Partie de l'habitacle central et train principal gauche

Une partie de l'habitacle central (cabine passager) avec, dessous, le train principal gauche, se trouvait à quarante-cinq mètres dans le nord-nord-est de la partie arrière de l'avion, à 670 mètres de profondeur. Un examen approfondi en a été fait : aucun corps n'a été repéré, il n'y avait plus aucun siège dans la cabine.



### 1.12.5.2 Aile droite

Une partie de l'aile droite se trouvait à onze mètres au sud-ouest de la partie arrière de l'avion, à 650 mètres de profondeur.



### 1.12.5.3 Aile gauche

Une partie de l'aile gauche se trouvait à onze mètres dans le sud de la partie arrière de l'avion, à 668 mètres de profondeur.



## 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

L'autopsie du pilote n'a pas fait apparaître d'anomalies. Les analyses biologiques ont montré l'absence de toute substance médicamenteuse, toxique ou stupéfiante.

Le pilote présentait des lésions ostéo-articulaires et viscérales résultant d'un choc violent.

## 1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

## 1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Les morceaux de l'avion et leur dispersion témoignent de la violence du choc avec la surface de l'eau. Dans de telles conditions, l'accident n'offrait aucun espoir de survie aux occupants.

## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Synthèse et validation des témoignages

Le contrôleur en service à la tour de contrôle de Moorea a indiqué que le F-OIQI s'était arrêté à la bretelle Bravo pour permettre l'atterrissage d'un ATR 72 puis qu'il avait remonté la voie de circulation pour emprunter l'avant-dernière voie d'accès à la piste 12.

Les agents de piste ont confirmé qu'il n'y avait personne en place droite du poste de pilotage.

De nombreuses personnes ont assisté au décollage et à la montée initiale de l'avion. Certaines ont également vu la fin du vol. On peut distinguer deux groupes :

- les personnes ayant vu l'avion de l'arrière,
- les personnes ayant vu l'avion sur son côté.

Les premières étaient sur l'aérodrome et sur la plage. Elles décrivent un décollage et une montée normale, une courte stabilisation puis une descente assez prononcée. Celles qui ont entendu les moteurs ajoutent qu'ils ont fonctionné jusqu'à l'impact ; certaines ont perçu une variation du régime. La plupart décrivent une trajectoire rectiligne ; l'une a toutefois indiqué que, juste avant l'impact, l'assiette et l'inclinaison de l'avion étaient d'environ 45°. De son côté, un bagagiste qui se trouvait sur l'aire de manœuvre a vu la trajectoire de l'avion s'infléchir vers la gauche lors de la descente.

Le second groupe se compose de pêcheurs qui se trouvaient à quelques centaines de mètres au nord du point d'impact. Ils ont vu l'avion sur une trajectoire descendante peu prononcée et l'un d'eux a indiqué que c'est d'abord le train avant qui a touché l'eau. Ils sont les premiers à être arrivés sur la zone de l'accident, ont vu la partie arrière de l'avion qui sombrait rapidement et ont senti une forte odeur de kérosène. Trois vols, dont l'objectif était de préciser et de valider ces témoignages, ont été effectués le 16 août 2007 avec un Beechcraft 200 de taille à peu près équivalente au Twin Otter. Certains témoins se sont repositionnés aux endroits où ils se trouvaient au moment de l'accident. Les conditions aérologiques du jour étaient très proches de celles du jour de l'accident.

Les vols consistaient en un décollage de l'aérodrome de Moorea, une montée à une hauteur de trois cents (pour deux des vols) ou quatre cents pieds, avec une pente proche de celle d'un Twin Otter, soit environ 10 %, puis une descente. Lors du dernier vol, l'avion est monté à trois cents pieds et a été mis en descente sous un plan de 9 %, en léger virage à gauche. Le point d'aboutissement de cette trajectoire coïncidait avec le point d'impact. Les témoins ont considéré que cette trajectoire était proche de ce qu'ils avaient vu le jour de l'accident.

### 1.16.2 Localisation de la balise de détection sous-marine du CVR

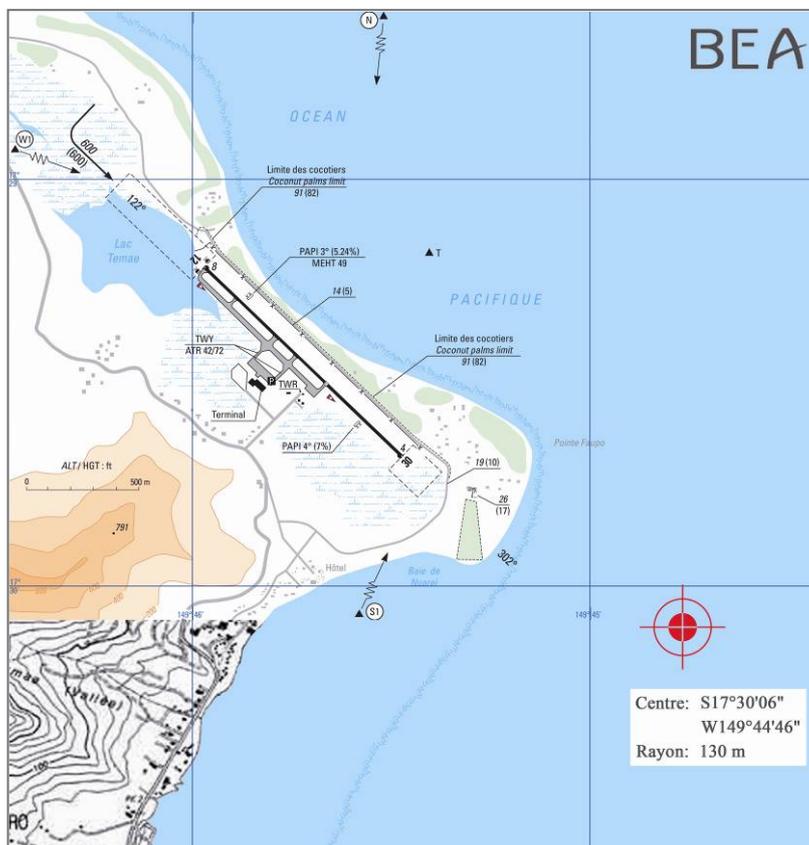
La balise de détection sous-marine équipant le CVR émet un signal de fréquence 37,5 kHz toutes les secondes dès qu'elle est immergée. Sa durée réglementaire d'émission est d'au moins trente jours.

Les opérations de localisation du signal sous-marin se sont déroulées du 11 au 14 août 2007. Un détecteur de marqueur acoustique de type DataSonics DPL275A-DHA151 a été utilisé. C'est un hydrophone directionnel avec amplificateur réglable en fréquence qui permet d'écouter le signal émis par la balise. La direction de la balise correspond à celle où le signal entendu est le plus fort. Il est utilisable par un opérateur sur un bateau ou sous l'eau par un plongeur.

Différentes mesures d'azimut de la balise ont été faites en des points de coordonnées mesurées à l'aide d'un récepteur GPS puis reportées sur une carte. Le CVR a pu être localisé à la jonction des demi-droites ayant pour origine les points de mesure et pour direction les azimuts relevés.

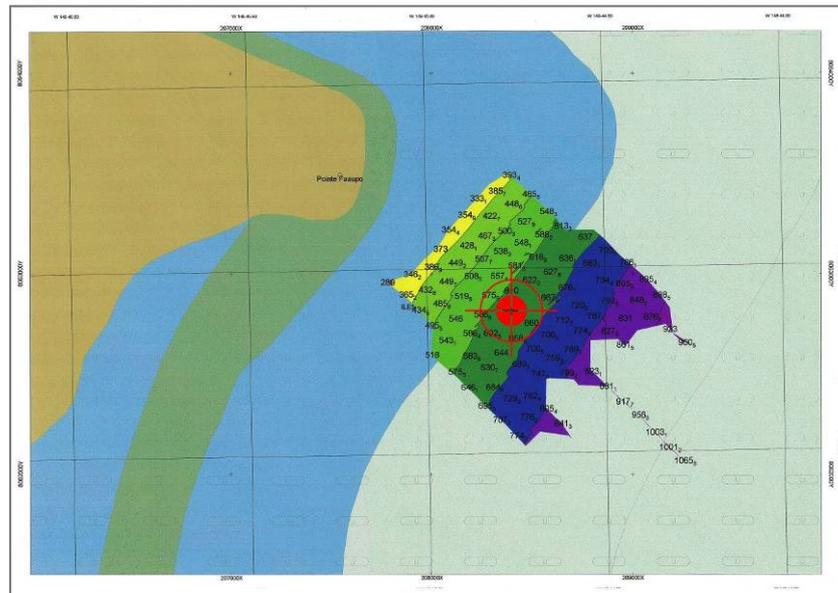
Trente-deux mesures de surface et douze mesures sous l'eau ont permis de déterminer comme zone probable de présence de la balise l'intérieur d'un cercle de 130 mètres de rayon centré sur le point S17°30'06" W149°44'46"<sup>(7)</sup>. Cette détermination a été faite en prenant en compte les incertitudes liées aux différentes mesures. En effet, la mer est un milieu hétérogène, non stationnaire et bruyant, et la propagation des ondes acoustiques y est soumise à de nombreux trajets réfléchis. Cela entraîne des mesures bruitées qui affectent la précision de la localisation.

(7) Les coordonnées des différents points utilisés lors de la mission sont basées sur le système géodésique WGS84.



Zone probable de localisation de la balise ULB du CVR

Le Service Hydrographique et Océanographique de la Marine a effectué des mesures de bathymétrie, en préparation des opérations de relevage, pour une zone de mille mètres de côté centrée sur le point déterminé ci-dessus. Des isobathes ont été tracées tous les cent mètres. La pente moyenne des fonds marins dans cette zone est de 45 % environ, la profondeur y varie de trois cents mètres à plus de neuf cents mètres. La profondeur au centre du cercle de localisation de la balise du CVR est de six cent cinquante mètres environ.



Relevés bathymétriques

Remarque : en plus des relevés bathymétriques, des écoutes du signal de la balise ont été faites avec une sonde immergée réglée sur 38 kHz. A partir de deux passages à angle droit, il est possible d'estimer la position de la balise à l'intersection des perpendiculaires aux droites de passage tracées à partir des points où le signal est le plus fort. La position obtenue par cette méthode était dans le cercle d'incertitude précédemment établi par le BEA.

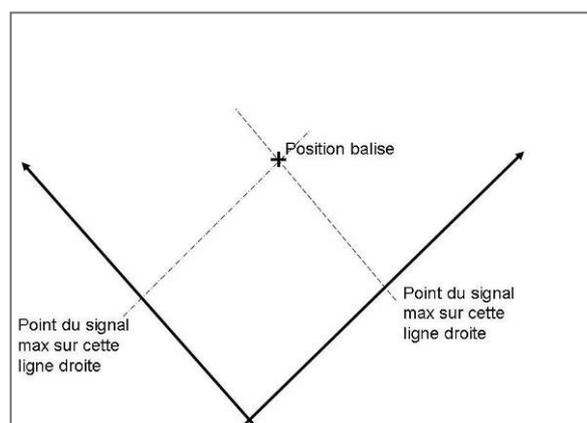


Schéma de principe de la localisation

### 1.16.3 Travaux sous-marins

Après l'accident, l'examen et la récupération sous-marine des éléments du Twin Otter, dont le CVR, apparaissant indispensables à l'enquête, les moyens nécessaires, un navire à positionnement dynamique équipé d'un robot piloté à distance (ROV<sup>(8)</sup>), ont été recherchés immédiatement. Cette recherche, effectuée au niveau interministériel français, n'était pas facile, car il n'existe pas beaucoup de navires de ce type et ils sont pratiquement tous utilisés en permanence. Par ailleurs, le temps nécessaire pour la mise en œuvre sur site était un élément important de la décision, compte tenu des possibilités de dégradation de la situation météorologique.

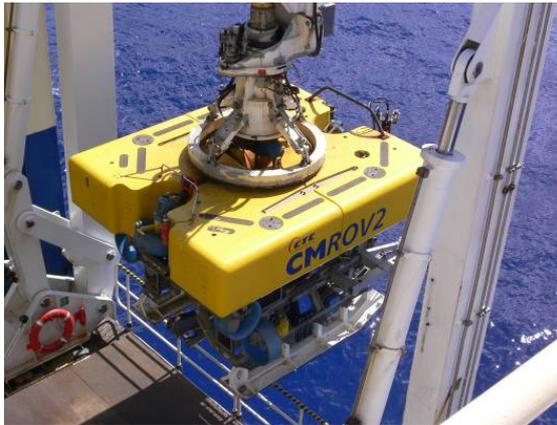
Dans ces conditions, la solidarité nationale a joué et les sociétés Alcatel-Lucent Submarine Networks et Louis Dreyfus Armateurs SAS ont proposé le navire câblé Ile de Ré qu'elles possèdent au travers de leur filiale commune Alda Marine SAS. Le navire se trouvait en Nouvelle-Calédonie dans le cadre d'un contrat de maintenance dont le bénéficiaire, l'Office des Postes et Télécommunications de Nouvelle-Calédonie, acceptait la suspension immédiate.



Navire câblé Ile de Ré

L'Ile de Ré (voir annexe 4) est équipé d'un système de positionnement dynamique GPS qui lui permet de rester stationnaire en un point précis, en contrant les effets du vent, du courant et des vagues avec ses moteurs. Il met en œuvre un ROV de type CMR2. Ce ROV, équipé de deux bras articulés hydrauliques permettant la manipulation d'objets sous l'eau, peut plonger jusqu'à 2 500 mètres de profondeur ; il est téléguidé depuis une cabine de pilotage située à bord du navire auquel il est relié par un ombilical qui permet notamment de transmettre la puissance électrique nécessaire (150 kW) ainsi que les données télémétriques et vidéo.

(8) Remotely  
Operated Vehicle

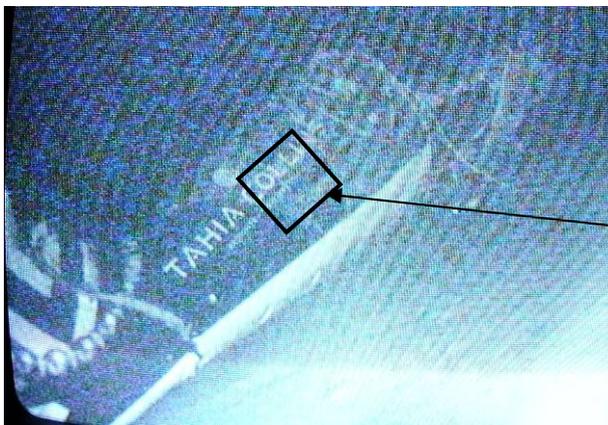


ROV CMR2 de l'Île de Ré

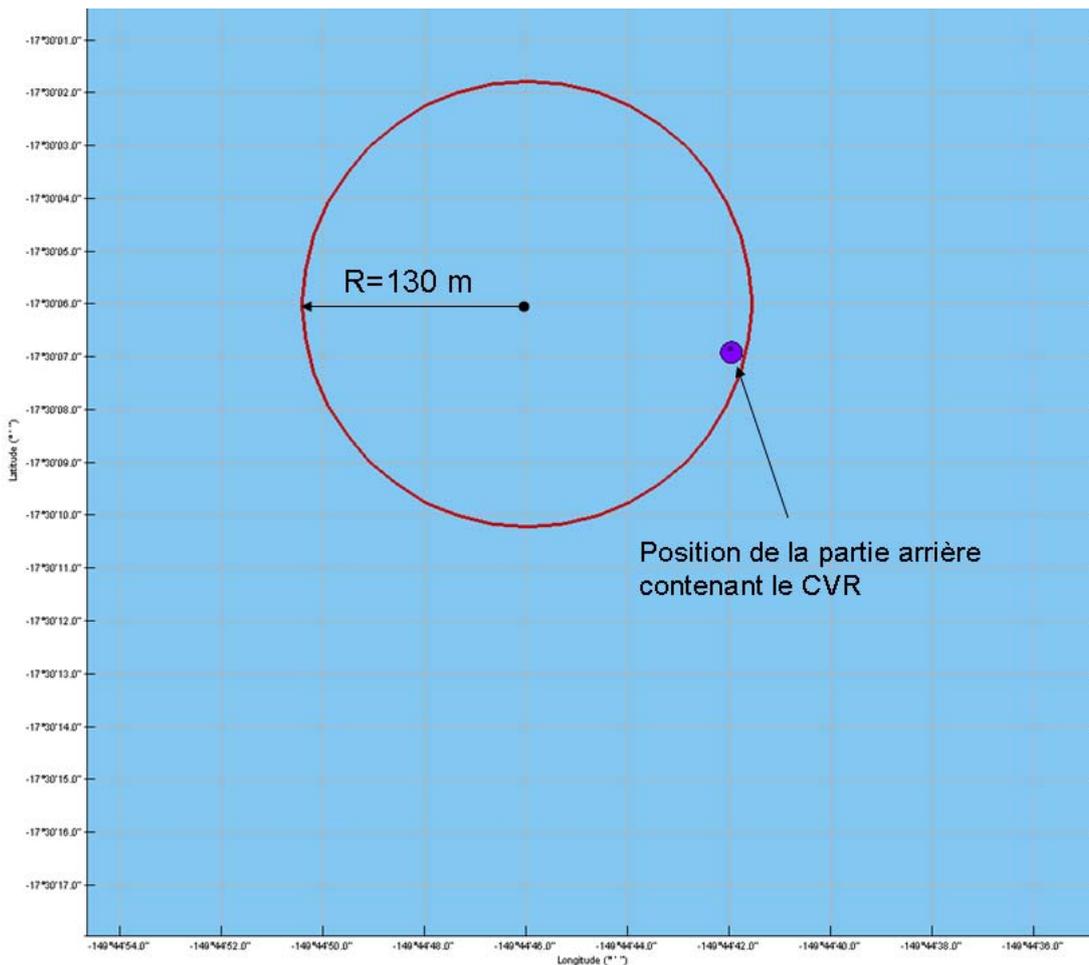
Cette partie utilise l'heure locale.

L'Île de Ré est arrivé à Papeete le 26 août. Après préparation (un système de repérage acoustique de la balise du CVR a notamment été monté sur le ROV), il a été positionné le 27 août sur le centre du cercle de localisation probable et le système de positionnement dynamique a été mis en route. L'écho de la balise a été repéré à environ cent mètres dans le plan horizontal, le ROV a été mis à l'eau et dirigé vers cette position.

Après quelques minutes de recherche sur le fond, la partie arrière de l'avion, où est positionné le CVR, a été aperçue à la profondeur de 666 mètres. Elle se trouvait à l'intérieur du cercle de localisation, à environ 120 mètres dans l'est du centre.



Emplacement  
du CVR



Les opérations de repérage par quadrillage de la zone et de récupération (voir paragraphe 1.12) ont alors commencé. Elles se sont déroulées du 25 août au 3 septembre 2007 sous le contrôle des enquêteurs du BEA, en présence d'officiers de police judiciaire. Les opérateurs du ROV ont travaillé selon les directives des enquêteurs, assistés d'un expert du constructeur de l'avion. Elles ont été systématiquement filmées et enregistrées. En dépit d'une panne d'une durée de vingt heures du robot, le programme de travail prévu a pu être exécuté. Douze plongées ont été effectuées en tout.

L'île de Ré est reparti pour Nouméa le 6 septembre au matin.

## 1.16.4 Les examens

### 1.16.4.1 L'empennage

L'empennage récupéré était constitué des parties suivantes :

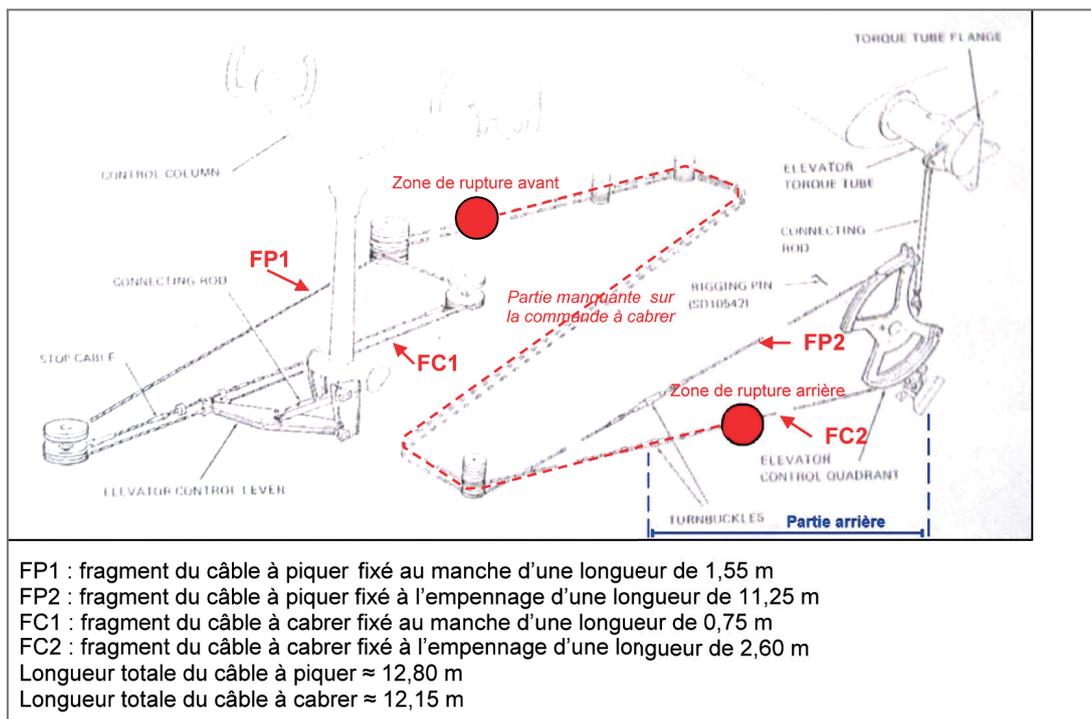
- la dérive entière avec la gouverne de direction équipée du tab ;
- le plan horizontal droit, brisé à un mètre du plan de la dérive, avec une partie du tube de torsion ;
- le plan horizontal gauche brisé à vingt centimètres du plan de la dérive, avec une partie du tube de torsion ;
- le quadrant terminal de la commande de profondeur ;
- les câbles, rompus, de commande de direction et de profondeur ;
- le tube de torsion, rompu, de la gouverne de profondeur droite ainsi que la biellette verticale rompue au droit de sa jonction sur le tube de torsion mais encore liée au quadrant.

Les examens en atelier n'ont pas permis de reconstituer la séquence des ruptures mais ils montrent que ces éléments n'étaient pas endommagés avant l'accident, à l'exception des câbles de commande (voir ci-après). Sur tous les composants de la chaîne de commande de la profondeur, le câble de la commande à cabrer est le seul à avoir présenté des marquages et des signatures particuliers.

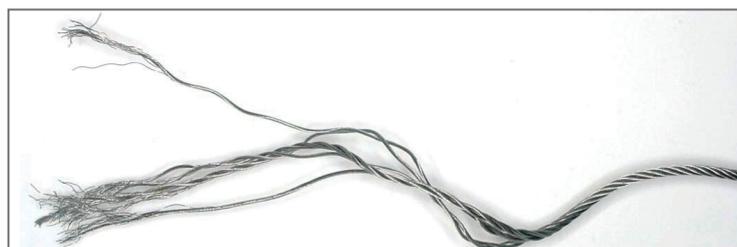
#### 1.16.4.2 Les câbles de commande

A la suite des observations faites sur site, les morceaux des câbles de commande remontés à la surface ont été transportés par avion à Paris sous contrôle judiciaire pour faire l'objet d'examens en laboratoire.

Les deux câbles de commande de profondeur et les deux câbles de commande de direction se sont rompus dans une zone située à l'avant de l'avion. Le câble de commande à cabrer présente une deuxième rupture située en partie arrière de l'avion, dont l'apparence est différente de celle des autres ruptures, et il manque un morceau de ce câble d'une longueur de 8,8 mètres. L'intégralité du câble à piquer a été retrouvée.



##### 1.16.4.2.1 Examen des ruptures situées en zone avant



Rupture type d'un câble rompu en zone avant (échelle 1:2)

Toutes les ruptures qui se sont produites en zone avant sont identiques, les torons se sont séparés (détoronnement) sur plusieurs centimètres. Elles sont représentatives de ruptures par surcharge en traction. Aucun dépôt, trace de corrosion ou marque d'usure n'ont été observés au droit des zones rompues.

#### 1.16.4.2.2 Examen général des câbles de commande de profondeur

Les câbles de commande de profondeur sont en acier inoxydable, ils sont constitués de sept torons de dix-neuf fils. Six torons extérieurs sont enroulés en hélice autour d'un toron central avec un pas d'environ 23 millimètres. Chaque toron est composé d'un fil d'âme autour duquel est toronné une première couche de six fils puis une seconde couche de douze fils. Les fils ont tous le même diamètre. Le diamètre extérieur du câble est de 1/8 pouce (environ 3,2 mm).

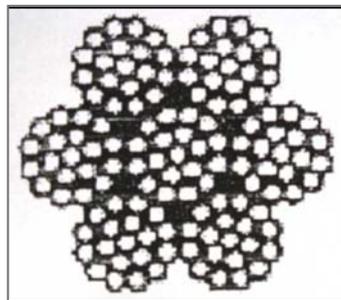
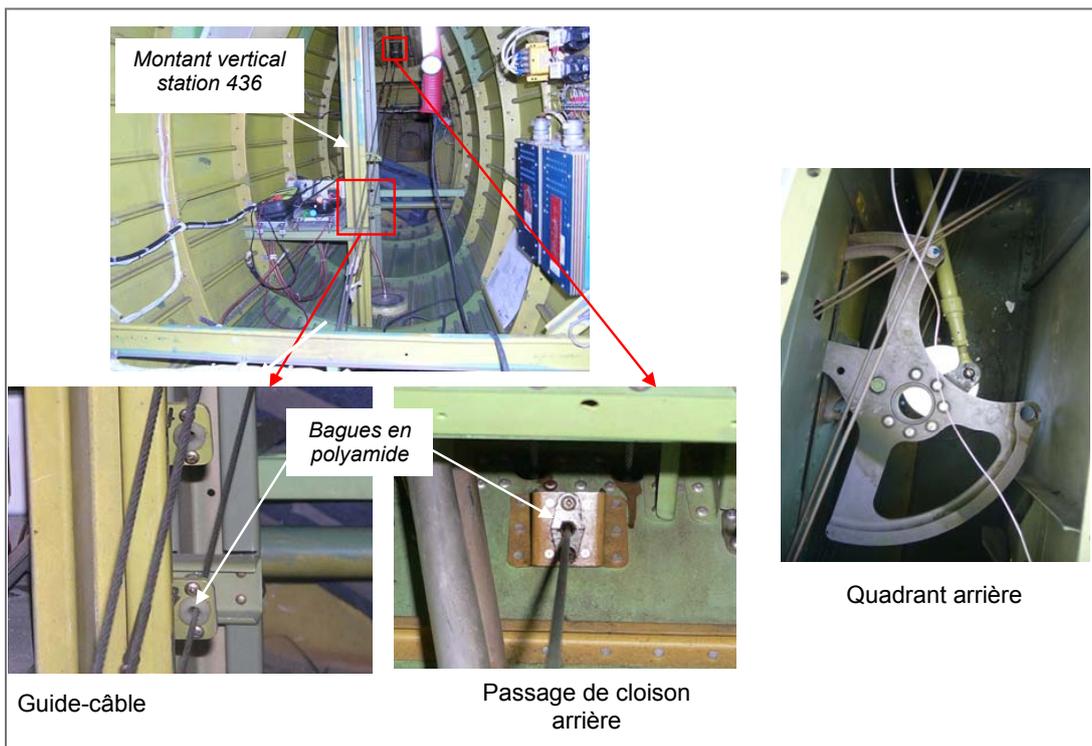


Schéma en coupe transversale des câbles

Les deux câbles présentent plusieurs signes d'usure localisés aux zones de contact avec les éléments de l'avion : le quadrant arrière, le passage de cloison arrière et les guide-câble fixés à un montant vertical situé au niveau de la station 436. On observe la formation de méplats sur la partie des câbles en contact avec ces éléments et la présence de fils rompus.



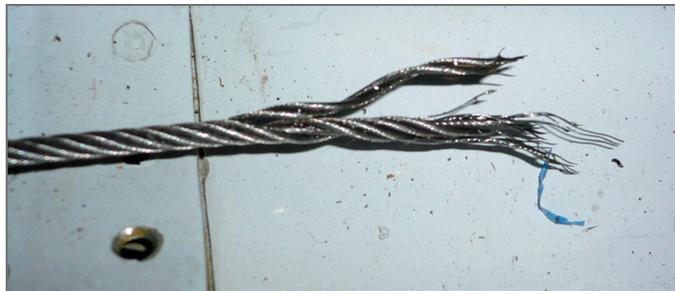
L'usure au niveau du quadrant métallique présente un aspect mat et grossier relatif à un frottement métal-métal. Elle se caractérise par la présence de traces de frottement perpendiculaires à l'axe des câbles.

Les zones d'usure au niveau du passage de cloison et des guide-câble ont un aspect brillant de type « poli ». Leur surface présente de fines traces de frottement parallèles à l'axe du câble. Ces usures sont représentatives d'un frottement avec les bagues en polyamide logées dans les passants.

La rupture arrière du câble de commande à cabrer se situe au droit du guide-câble.

Remarque : lors d'un premier examen visuel des câbles, les traces d'usure n'avaient pas été remarquées par les enquêteurs.

#### *1.16.4.2.3 Examen du câble de commande à cabrer arrière*



Rupture arrière du câble de commande à cabrer (échelle 1:1)

#### *Conformité du câble*

La constitution du câble, sa composition chimique et ses caractéristiques mécaniques ont été trouvées conformes à la norme relative aux câbles de gouverne aéronautique utilisée par le constructeur et approuvée par les autorités de certification.

#### *Examen de la rupture arrière*

Les torons sont restés globalement groupés dans la zone de rupture arrière.

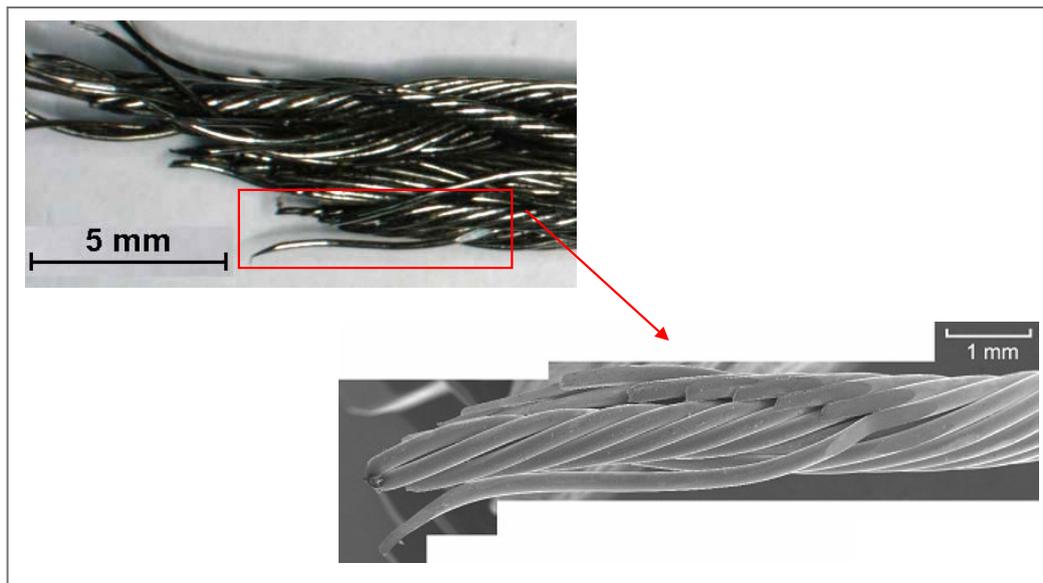
Les fils externes des torons extérieurs sont tous rompus au droit d'une plage d'usure. Cela représente 72 fils sur les 133 qui constituent le câble. L'usure avait engendré une diminution de la section des fils supérieure à 90 % pour la majorité d'entre eux.

Plusieurs fils internes de torons extérieurs présentent des plages d'usure, indiquant que des fils externes avaient été usés sur toute leur section.

Les autres fils (fils internes des torons extérieurs et fils du toron central) sont rompus en traction par surcharge. Leur cassure se caractérise par la présence de cupules sur la totalité de la surface.

Aucune trace de corrosion n'a été observée au niveau de la zone rompue.

Les spécialistes qui ont conduit les examens ont conclu que ce câble était probablement rompu avant l'impact avec la surface de l'eau.



Profil d'usure des fils extérieurs dans la zone de rupture

#### 1.16.4.2.4 Usure des câbles de commande arrière au niveau des guide-câble

L'usure des câbles à piquer et à cabrer au droit des guide-câble a été estimée à partir de l'observation à la loupe binoculaire des profils de chaque fil. Les planches (annexe 5) présentent les photos de ces profils pour chaque fil usé.

En l'absence de règle ou de pratique pour évaluer l'usure des câbles, les enquêteurs ont appliqué la méthode suivante :

- chaque fil dont la diminution de section est inférieure à 25 % est compté comme fil non usé ;
- chaque fil dont la diminution de section est supérieure à 75 % est compté comme fil usé ;
- chaque fil dont la diminution de section est comprise entre 25 et 75 % est compté comme demi fil usé ;
- le taux d'usure est déterminé par le rapport du nombre de fils usés au nombre total de fils constituant le câble.

Dans ces conditions, les taux d'usure ont été estimés à environ :

- 50 % pour le câble à cabrer ;
- 35 % pour le câble à piquer.

#### 1.16.4.3 Les moteurs

Les deux moteurs de l'avion ont été transportés au Centre d'Essais des Propulseurs (Saclay). Les examens conduits sous la responsabilité du BEA ont montré :

1) pour les deux GTP :

- de faibles traces de contact en rotation sur les ensembles compresseur axial, centrifuge et turbine du générateur de gaz ;
- de faibles traces de contact en rotation sur la section puissance.

2) pour les deux hélices :

- ❑ la flexion vers l'arrière et le vrillage de l'extrémité des pales vers le pas négatif sur deux des pales de chaque hélice, le fléchissement vers l'avant de la troisième ainsi que l'arrachement des cylindres par rotation extrême des pales vers le pas négatif. Ces endommagements témoignent de la puissance délivrée lors de l'impact.

En conclusion, les deux moteurs étaient en rotation lors de l'accident, montraient une symétrie de fonctionnement et délivraient une certaine puissance. Les endommagements constatés sont la conséquence de l'accident ou de la corrosion due au séjour dans l'eau de mer.

#### 1.16.4.4 Le panneau d'alarmes

L'examen des voyants d'alarme n'a pas fait apparaître d'élément pouvant indiquer qu'un voyant était allumé au moment de l'impact.

#### 1.16.5 Comportement de l'avion lors des actions après décollage

L'enregistrement phonique a montré que le pilote avait rentré les volets puis réduit la puissance des moteurs. Une reconstitution partielle du vol de l'accident, avec la même séquence, a été réalisée à une altitude de 3 000 ft avec un centrage un peu plus avant que celui du jour de l'accident. Elle a permis de constater l'effet du couple piqueur à la rentrée des volets de 10° vers 0°. Pour contrer cet effet et maintenir l'avion sur sa trajectoire initiale, il est nécessaire d'exercer un effort à cabrer important sur la commande de profondeur. Si le manche est relâché, on constate une variation d'assiette allant progressivement jusqu'à vingt-cinq degrés à piquer, l'aiguille du variomètre arrive rapidement en butée à moins 3 000 ft/min.

#### 1.16.6 Exploitation de l'EGPWS

L'avion était équipé d'un avertisseur de proximité du sol (EGPWS) de marque Honeywell et de modèle MK VI. Ce système embarqué fournit au pilote des indications sonores et visuelles lorsque les conditions de vol présentent un risque de collision avec le sol. Ces alarmes sont générées entre autres pour :

- ❑ un taux de descente excessif (mode 1),
- ❑ une perte d'altitude après le décollage (mode 3).

A partir de la séquence des alarmes EGPWS enregistrées par le CVR, des calculs ont été effectués afin de déterminer le profil vertical de la trajectoire.

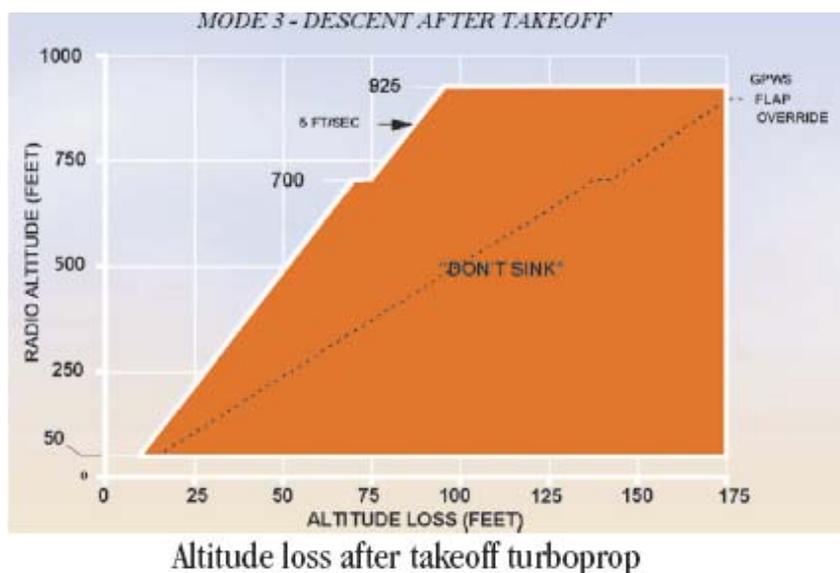
### 1.16.6.1 Hypothèses et données

L'EGPWS installé était supposé en bon état de fonctionnement.

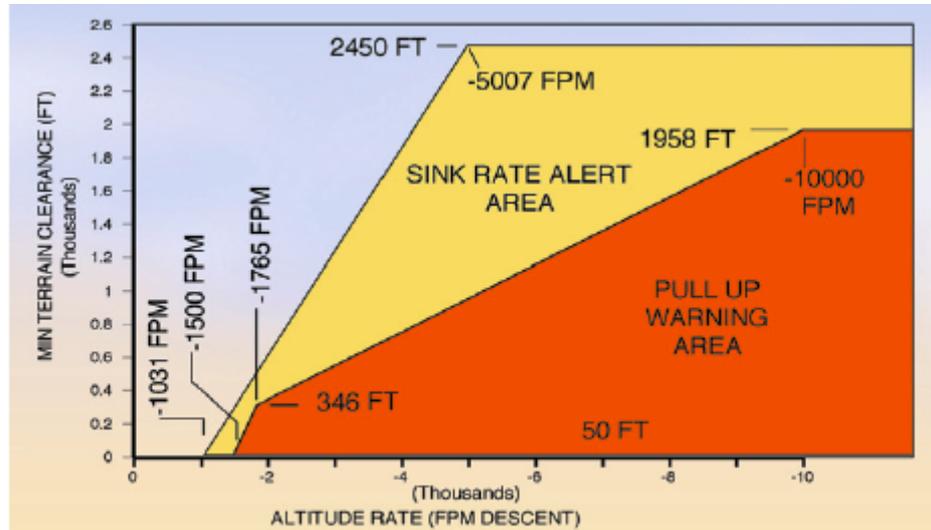
Evénements enregistrés utilisés pour les calculs :

Temps UTC	t (s)	Evénement
22 h 01 min 08 s	0	
22 h 01 min 09,2 s	1,20	Exclamation du pilote
22 h 01 min 12,1 s	4,10	Alarme EGPWS « Don't sink »
22 h 01 min 13,55 s	5,55	Alarme EGPWS « Don't sink »
22 h 01 min 15,2 s	7,20	Alarme EGPWS « Sink Rate »
22 h 01 min 15,95 s	7,95	Alarme EGPWS « Pull up »
22 h 01 min 17,55 s	9,55	Alarme EGPWS « Pull up »
22 h 01 min 19,15 s	11,15	Alarme EGPWS interrompue : « Pull »
22 h 01 min 20 s	12,00	Fin de l'enregistrement

- ❑ A l'instant t=0, l'avion est supposé être encore en montée normale, à une vitesse verticale de 600 ft/min.
- ❑ Les équations caractéristiques de l'EGPWS sont issues du document de Honeywell n° 060-4314-000 intitulé « MK VI & MK VIII EGPWS Pilot Guide », révision C de mai 2004.
- ❑ L'alarme « Don't Sink » est une alarme dite « Mode 3 – Perte d'altitude après décollage ». Le déclenchement de cette alarme dépend de la perte d'altitude et de la hauteur radioaltimétrique de l'avion, comme indiqué ci-après :



- Les alarmes « Sink rate » et « Pull up » sont des alarmes dites « Mode 1 - Taux de descente excessif ». Le déclenchement de ces alarmes dépend du taux de descente et de la hauteur radioaltimétrique de l'avion, comme indiqué ci-après :

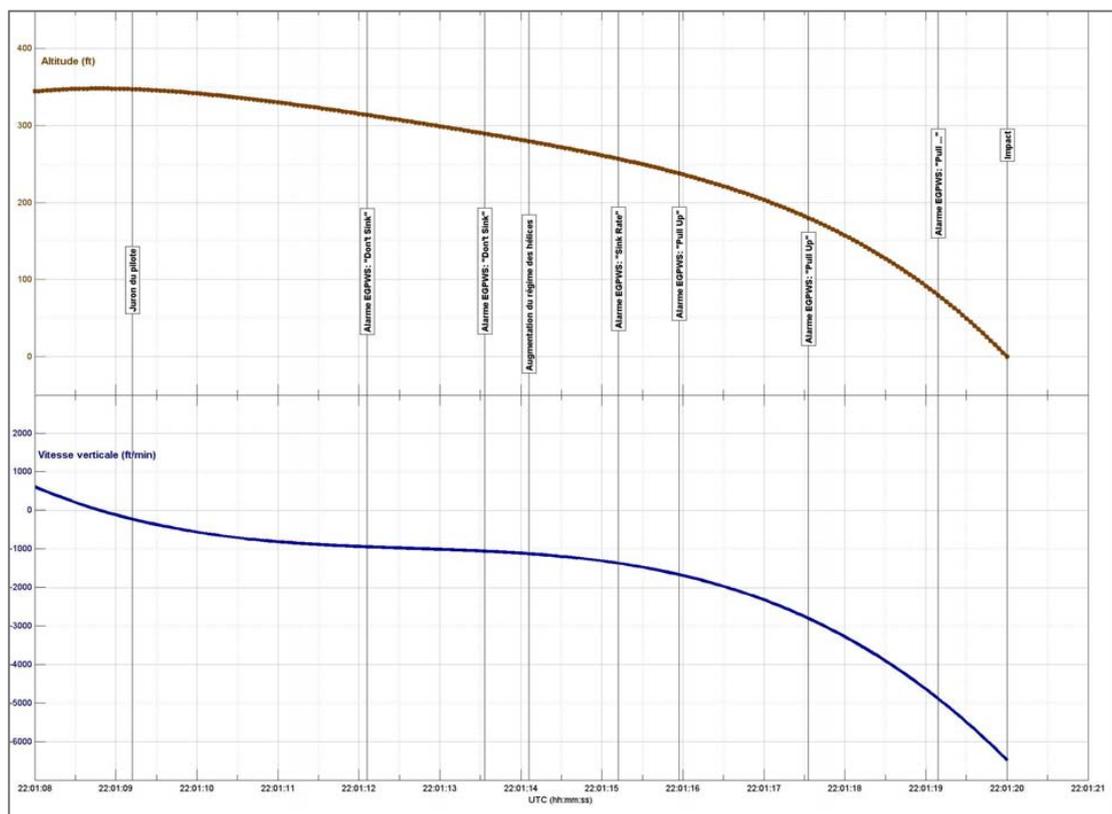


Excessive Descent Rate turboprop

- La topographie de la zone d'évolution de l'avion après le décollage de l'aéroport de Moorea permet d'assimiler l'altitude de l'avion à sa hauteur radioaltimétrique.

#### 1.16.6.2 Résultats

A partir de ces hypothèses, la modélisation de l'altitude de l'avion a permis de déterminer le profil vertical suivant pour la fin du vol :



En particulier, l'altitude maximale atteinte à 22 h 01 min 08.8 est d'environ 350 ft. La vitesse verticale à l'impact est de – 6 500 ft/min.

### 1.16.7 Essais en vol

Des essais en vol (voir détails en annexe 6) ont été réalisés au Centre d'Essais en Vol (Istres) sur un DHC6-300. Ils avaient pour objectifs :

- ❑ d'évaluer l'augmentation des efforts sur les câbles de profondeur au moment où le pilote contre le couple piqueur lors de la rentrée des volets,
- ❑ d'évaluer l'augmentation des efforts sur les câbles de gauchissement lors des manœuvres d'approche et d'atterrissage,
- ❑ de vérifier le comportement de l'avion en cas de simulation de rupture d'un câble de commande de profondeur.

La masse de l'avion utilisé était de 5 000 kg (11 020 lb) et son centrage équivalent à celui du F-OIQI le jour de l'accident, soit 35,5 %.

Lors des différents essais réalisés, il a été démontré que :

- ❑ les efforts maximaux atteints étaient de 8 daN sur la commande de profondeur, entraînant une augmentation de tension du câble de 11 daN dans sa partie arrière au moment où l'on contre le couple piqueur lors de la rentrée des volets,
- ❑ les efforts en gauchissement en configuration volets atterrissage en dernier virage augmentaient l'effort de 8 daN sur la commande et sur le câble,
- ❑ manche libre, la rentrée des volets induisait un couple piqueur faisant varier entre 20° et 30° l'assiette de l'avion, le variomètre allant en butée à moins 3 000 ft/min et la vitesse atteignant 140 kt en vingt secondes, puis l'avion se remettait tout seul en palier en cinq secondes, la perte totale de hauteur étant de sept cents pieds,
- ❑ dans les conditions de manche libre à la rentrée des volets, si le couple piqueur était contré au compensateur de profondeur dans les trois secondes, la perte d'altitude était pratiquement nulle.

Ces essais ont montré la similitude du comportement de l'avion en cas de rupture du câble de profondeur avec la description de l'accident faite par les différents témoins.

Remarque : les essais avaient été préparés au sol et exécutés par la même équipe, sans effet de surprise. De ce fait, toute extrapolation au cas de l'accident est à faire avec circonspection (voir chapitre 2.3).

### 1.16.8 Essais sur les câbles

Différents essais ont été réalisés pour comprendre le comportement d'un câble usé en fonction de son état et des efforts qu'il subit. Compte tenu des conditions de ces essais (notamment absence de contraintes liées au vol et impossibilité de reproduction exacte de la structure fine de l'usure du câble accidenté), il ne convient pas d'extrapoler les résultats obtenus, par exemple pour déterminer la résistance qu'avait chacun des torons du câble usé du F-OIQI, d'établir une corrélation entre les conditions d'utilisation d'un avion et l'usure effective d'un câble en exploitation ou de tenter une comparaison fine de l'aspect des ruptures.

#### 1.16.8.1 Essais d'usure

Des essais d'usure ont été demandés à l'Ecole Nationale des Ponts et Chaussées. Ils ont été réalisés, avec les mêmes conditions opératoires, sur deux câbles neufs répondant aux spécifications de la norme MIL-W-83420, l'un en acier au carbone et l'autre en acier inoxydable. Ces essais avaient pour objectif de comparer le comportement à l'usure de ces deux types de câbles au cours de cycles de frottement sur une bague en polyamide.

Les bagues utilisées étaient neuves et identiques aux bagues en polyamide montées sur les guide-câble fixés sur le montant de la station 436.

Une plage d'usure est bien apparue sur le câble en acier inoxydable alors qu'aucune usure n'était décelable sur le câble en acier au carbone. Ces essais ont donc confirmé ce qui était constaté en exploitation (cf. 1.18.1 ci-après). Ils n'ont pas permis toutefois de déterminer une possible loi d'usure des câbles, ne serait-ce que parce que la détermination du taux d'usure par comptage des fils implique la coupure du câble. De ce fait, et même si cela paraît probable, il n'est pas possible de dire si le rythme de l'usure s'accélère avec celle-ci.



Vue à la loupe binoculaire de la zone de frottement sur un câble en acier inoxydable après 150 000 cycles



Vue à la loupe binoculaire de la zone de frottement sur un câble en acier au carbone après 150 000 cycles

Remarques :

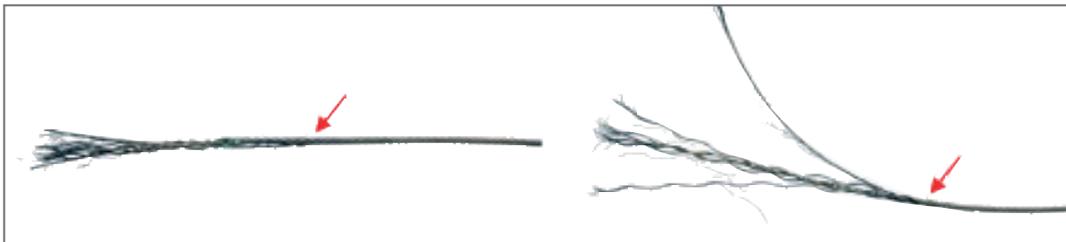
- ❑ la tendance à l'usure des câbles en acier inoxydable paraît avoir été bien connue dans certains milieux aéronautiques. Ainsi, un Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) émis par la FAA le 11 juillet 2001 recommandait aux propriétaires et exploitants d'avions Piper de procéder aux inspections des câbles en acier inoxydable toutes les cent heures en raison d'une durée de vie nettement plus courte que celle des câbles en acier carbone.

- ❑ l'usure des câbles en acier inoxydable se produit essentiellement lors des débattements des gouvernes ; les plages d'usure sur les câbles du F-OIQI, par exemple, correspondaient au débattement pour une utilisation normale des gouvernes. L'usure est donc plus liée aux cycles d'utilisation qu'aux heures de vol de l'avion.
- ❑ contrairement à la corrosion, l'usure des câbles n'est pas liée aux particularités du milieu d'exploitation, atmosphère saline par exemple.

#### 1.16.8.2 Essais de fatigue

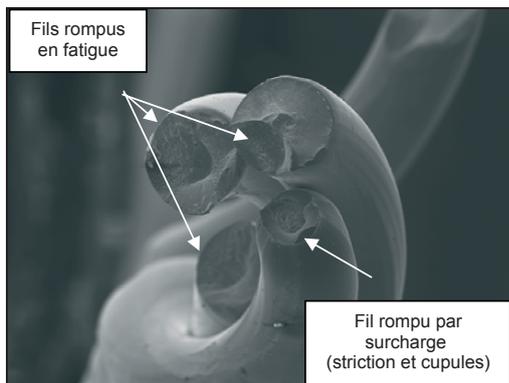
Pour compléter les essais ci-dessus et déterminer l'impact sur un câble usé d'efforts cycliques, un essai de fatigue a été réalisé au Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse sur un câble en acier inoxydable présentant une usure similaire à l'usure observée sur le câble à cabrer du F-OIQI. Ce câble a été soumis à des cycles d'efforts de 250 daN représentant les charges limites de certification s'exerçant sur le câble.

La rupture s'est produite après 58 000 cycles, à l'endroit usé, avec un fort détournement jusqu'à la zone de fixation matérialisée ci-dessous par des flèches rouges.

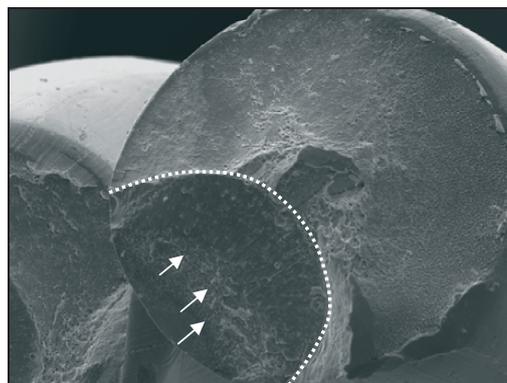


Aspect des extrémités du câble rompu après essai de fatigue

Plusieurs fils des torons extérieurs et du toron central présentaient des marques de fatigue (voir photo ci-dessous), contrairement aux fils du câble à cabrer du F-OIQI.



Vue au Microscopie Electronique à Balayage de fils rompus du toron central après essai de fatigue : évidences de fatigue sur plusieurs faciès



Détail d'un faciès de rupture de fil au Microscopie Electronique à Balayage : lunule (pointillés) et macrostries (flèches) de fatigue

### 1.16.8.3 Essais de traction

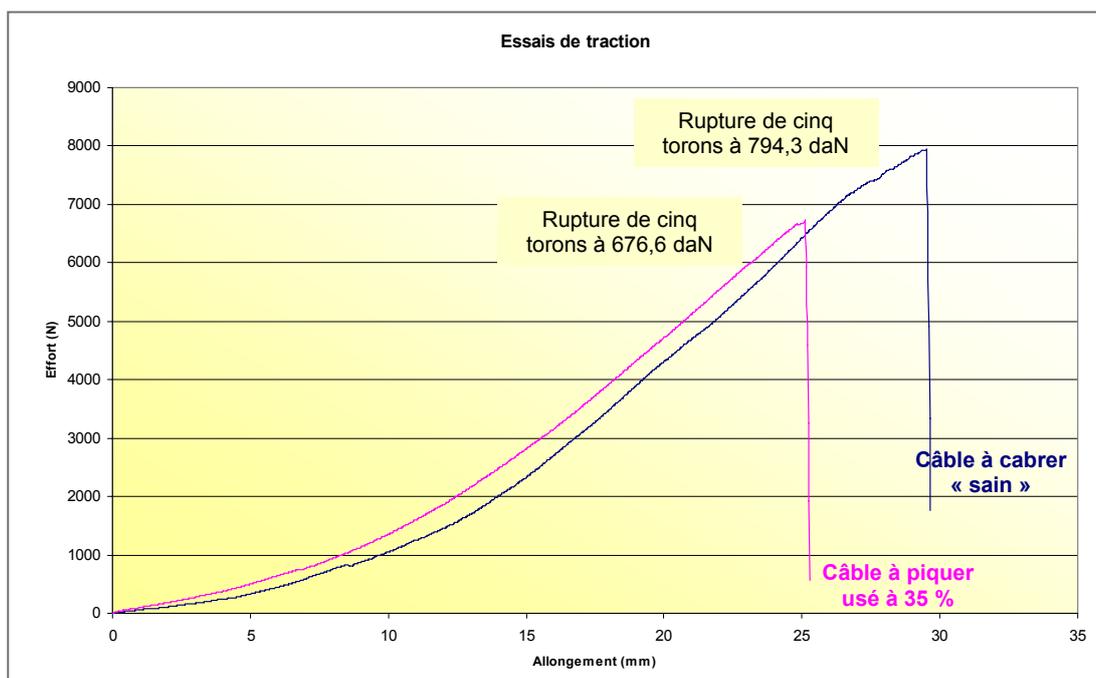
#### 1.16.8.3.1 Câbles du F-OIQI

Après les examens effectués sur les câbles de commande de profondeur du F-OIQI (voir paragraphe 1.16.4.1), des essais de traction ont été réalisés au Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse pour évaluer la résistance résiduelle du câble à cabrer dans la zone usée retrouvée rompue afin de la comparer aux efforts en service appliqués sur le câble. Ces efforts en service sont la somme des efforts au manche (voir paragraphe 1.16.7) et des efforts de pré-tension appliqués en maintenance. Ils sont d'environ 50 daN lors de la rentrée des volets.

Un premier essai a été réalisé sur une zone saine du câble de commande à cabrer arrière, c'est-à-dire une zone exempte d'usure et d'accrocs pré et post accident.

Le deuxième essai a été réalisé sur le câble de commande à piquer arrière. Les efforts ont été centrés sur la zone située au droit du guide-câble dont le taux d'usure a été estimé à 35 %.

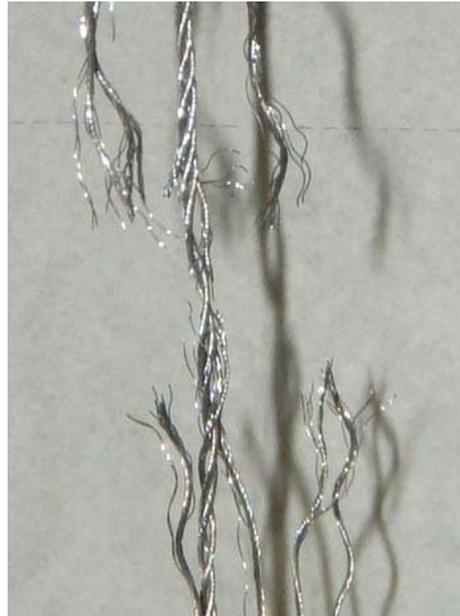
Sont présentées ci-après les courbes de traction de ces essais ainsi que la photo du câble de commande à piquer après essai.



Remarque : pour des raisons de sécurité, l'essai s'arrêtait lorsque la chute de charge détectée par la machine est supérieure à 80 %. Dans les deux cas, il restait deux torons extérieurs non rompus après essai.



Vue du câble à piquer sur la machine de traction après essai : fort détournement



Détail du câble à piquer après essai : deux torons externes non rompus

Ces essais ont montré que :

- ❑ la charge n'est pas uniformément répartie sur l'ensemble des torons puisqu'ils ne se rompent pas tous simultanément ;
- ❑ la charge à rupture du câble de commande à cabrer arrière dans une zone saine, après plusieurs heures en service et un séjour de trois semaines en eau de mer, est supérieure à la valeur minimale de la norme MIL-W-83420 (782,5 daN) ;
- ❑ la résistance résiduelle du câble à piquer dans sa zone usée à 35 % et dans les mêmes conditions de vieillissement est de 676,6 daN ;
- ❑ les câbles rompus présentent un fort détournement. L'aspect des ruptures est similaire à celui des ruptures constatées après l'accident sur les parties avant des câbles ; il est différent de celui de la rupture constatée au niveau de la partie usée du câble à cabrer arrière du F-OIQI.

En évaluant, par extrapolation des résultats d'essai obtenus sur le câble à piquer, la résistance résiduelle qu'avait le câble à cabrer dans sa zone usée à 50 %, cette résistance apparaît bien supérieure aux efforts en service : l'usure du câble ne peut suffire à expliquer sa rupture.

Des essais complémentaires ont ainsi été entrepris afin de mieux comprendre le comportement à la rupture des câbles, notamment en présence de zones d'usure.

#### *1.16.8.3.2 Essais complémentaires*

Des essais de traction ont été effectués sur dix câbles en acier inoxydable neufs du type de ceux montés sur Twin Otter. Des plages d'usure plus ou moins importantes et aussi représentatives que possible de celles qui ont été observées sur les câbles du F-OIQI ont été réalisées artificiellement sur sept de ces câbles.

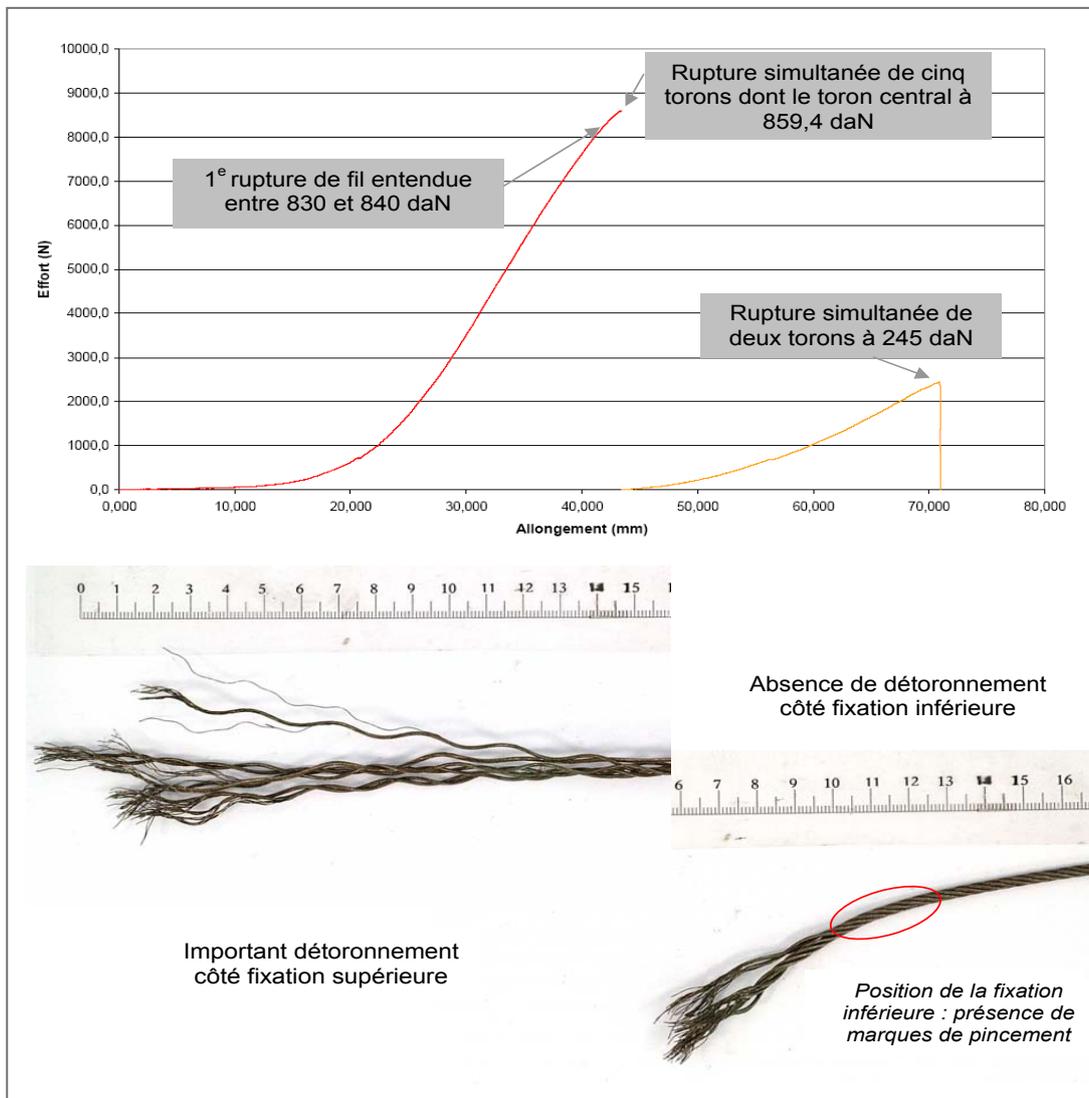
Les essais ont été filmés à l'aide d'une caméra numérique à grande vitesse afin de décomposer les séquences de rupture. Un système d'émission acoustique a été utilisé pour détecter et enregistrer les ruptures de fils. Ces essais ont été menés jusqu'à rupture complète de tous les torons des câbles.

Les résultats les plus représentatifs sont illustrés ci-après. Pour chaque essai, il est présenté :

- une photo de la plage d'usure, lorsqu'elle existe ;
- la courbe de traction donnant l'évolution de la charge en fonction de l'allongement du câble ;
- des informations données par la caméra ou le dispositif d'émission acoustique ;
- une photo montrant l'aspect de la zone rompue.

## Essai de traction sur un câble neuf

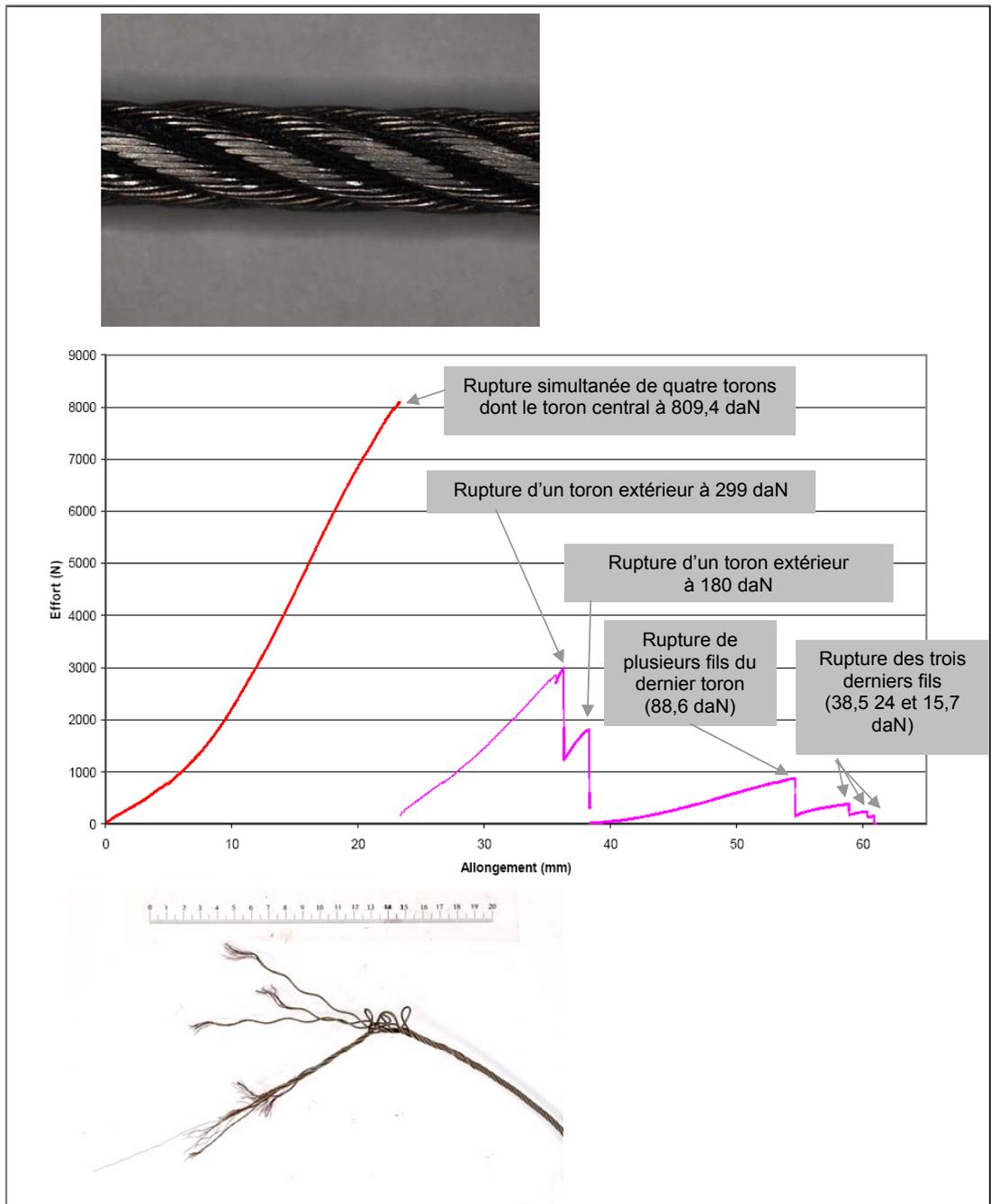
Sur un câble neuf, la rupture s'est produite à proximité du système de fixation inférieur.



Remarque : la proximité du système de fixation a empêché le détournement du câble sur l'extrémité inférieure rompue. Des marques de pincement sont observées sur ce câble à l'endroit de la fixation.

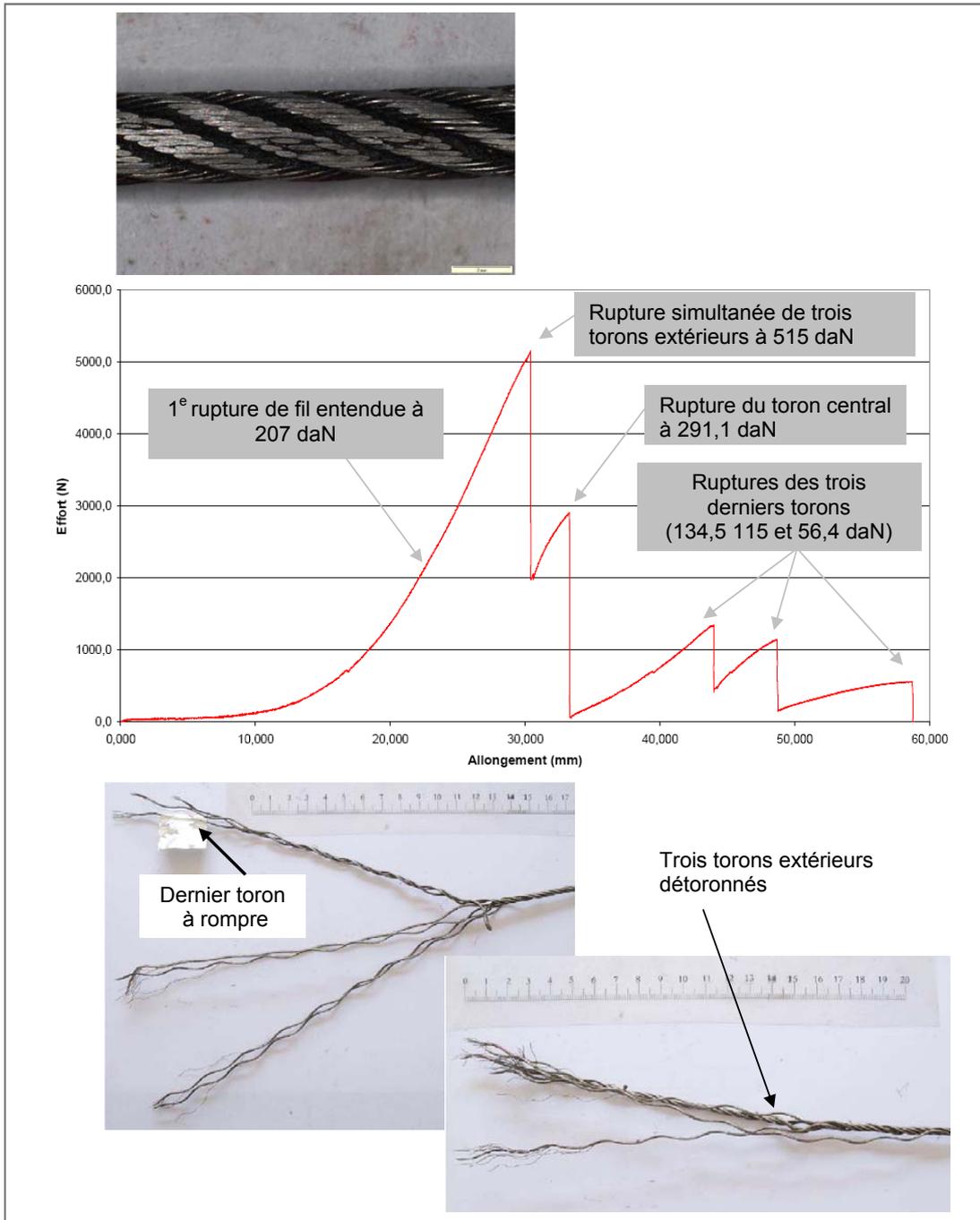
### Essai de traction sur un câble faiblement usé

Sur un câble faiblement usé, la rupture s'est produite au niveau de la zone usée, positionnée au milieu de la section comprise entre les fixations.



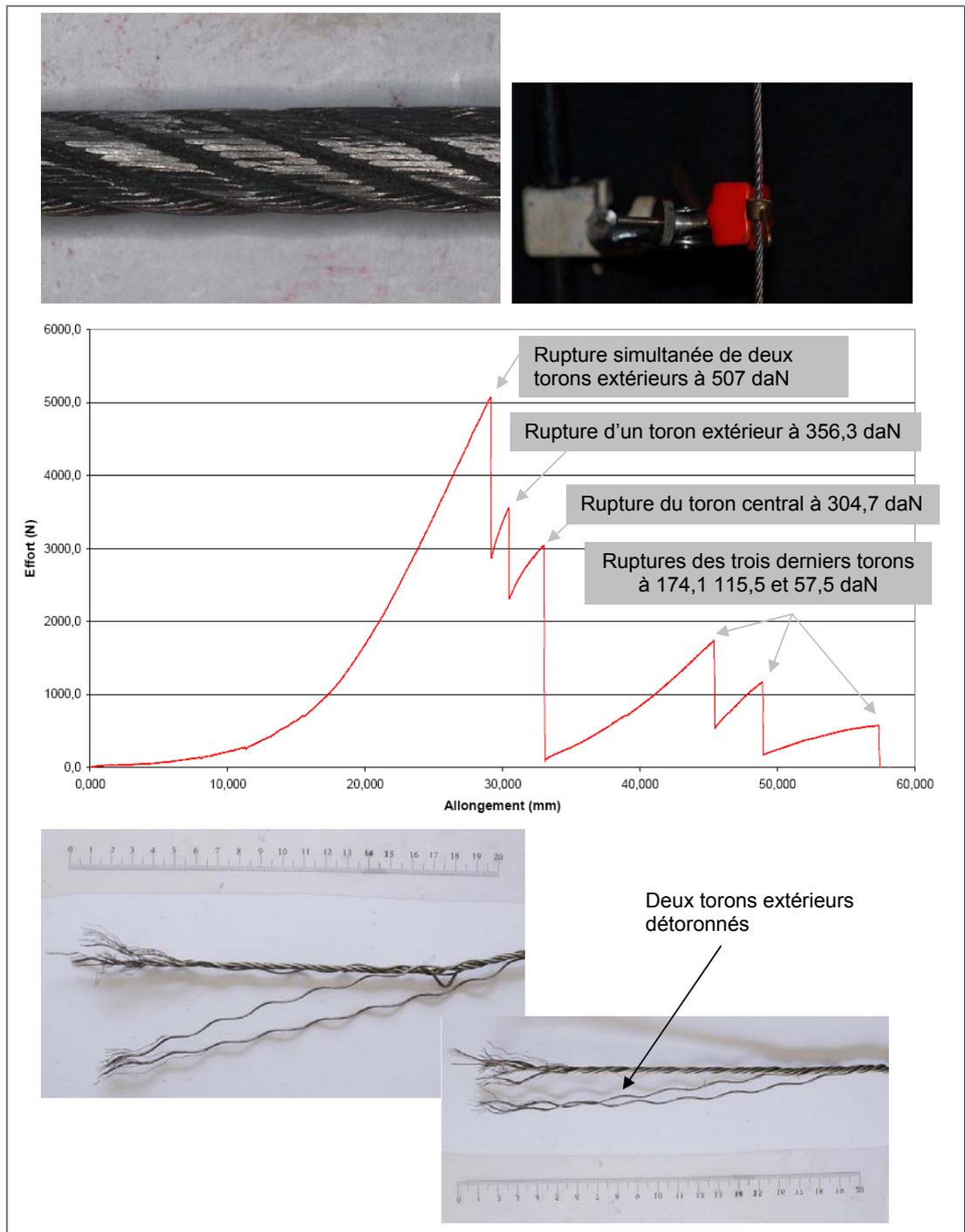
*Essai de traction sur un câble présentant une usure similaire à celle du câble à cabrer du F-OIQI*

Sur un câble usé comme l'était celui du câble à cabrer arrière du F-OIQI, la rupture s'est également produite au niveau de la zone usée placée entre les fixations.



*Essai de traction sur un câble présentant une usure similaire à l'usure de câble à cabrer du F-OIQI avec un dispositif simulant la présence du guide-câble*

En complément du montage réalisé pour l'essai précédent, un dispositif possédant un diamètre, une épaisseur et une rigidité similaires à ceux du guide-câble a été mis en contact avec le câble dans sa partie usée. La rupture s'est faite à ce niveau.



#### 1.16.8.4 Conclusion des essais

En notant que les essais conduits n'avaient pas pour objet d'établir un modèle complet du processus d'usure et de rupture d'un câble, ce qui implique notamment que ce qui suit n'a pas de valeur prédictive, on peut résumer comme suit le comportement à la rupture des câbles tel qu'il a été mis en évidence :

*Pour un câble neuf :*

La rupture complète du câble s'effectue en plusieurs phases :

- ❑ Les premières ruptures de fils<sup>(9)</sup> se produisent au-delà de la charge à rupture de la norme MIL-W-83420 laquelle les autorise à partir de 80 % de la valeur de cette charge.
- ❑ Une première rupture simultanée de plusieurs torons (entre quatre et six selon les essais, dont le toron central) se produit pour une charge supérieure à la charge à rupture de la norme. Cette rupture s'accompagne d'une chute de charge quasi-totale.
- ❑ Il s'ensuit une phase de réorganisation des torons non rompus, s'accompagnant d'un allongement global du câble et d'une remise sous tension des torons.
- ❑ Une seconde rupture se produit à une charge inférieure à la précédente, dont la valeur est fonction du nombre de torons restants.

La rupture s'accompagne d'un fort détournement généralisé.

*Pour un câble usé :*

La présence d'une plage d'usure modifie la répartition de la charge sur les torons la rendant hétérogène. La séquence de rupture compte quatre, ou plus, chutes de charge suivies de phases d'allongement du câble et de remise sous tension des torons restants. La chute de charge est totale lors de la rupture du toron central.

- ❑ Les premières ruptures de fils se produisent dans la zone usée, à faible charge.
- ❑ La première rupture simultanée de plusieurs torons se produit pour une charge inférieure à celle constatée sur un câble neuf. La valeur de cette charge à rupture diminue lorsque le taux d'usure augmente.
- ❑ Cette première rupture se produit pour un allongement de câble inférieur à celui qui est observé sur un câble neuf.
- ❑ Les séquences finales de rupture s'effectuent toron par toron, voire fil par fil.

Le détournement est lié à l'énergie libérée au moment de la rupture. Les torons rompus au cours de la première rupture sont dissociés de la structure du câble sur une grande longueur. Les autres restent groupés.

Pour un câble présentant une usure similaire au câble à cabrer du F-OIQI :

- ❑ La charge de rupture des premiers fils est de l'ordre de 210 daN.
- ❑ La charge de rupture des premiers torons est de l'ordre de 500 daN.
- ❑ La charge de rupture du dernier toron est de l'ordre de 55 daN.
- ❑ L'allongement du câble après la rupture du toron central est de l'ordre de 35 mm.
- ❑ L'allongement du câble au moment de la rupture finale est de l'ordre de 55 mm.

<sup>(9)</sup>Mesurées sur un essai.

### *Influence de la présence du guide-câble*

- La présence du guide-câble n'empêche pas le détoronnement du câble.
- Le contact et le point d'inflexion induits peuvent avoir une influence sur la répartition de la charge dans les torons et modifier le nombre de chutes de charge.

### **1.16.9 Effets du souffle sur les gouvernes**

#### 1.16.9.1 Effet du vent

Compte tenu des efforts importants que peut générer le soufflage des gouvernes, le Manuel d'Entretien du DHC6, section IV - INSPECTIONS SPECIALES, impose une inspection avant tout nouveau vol si l'avion peut avoir été soumis à un vent au sol excédant les conditions ci-après :

#### *Sans blocage des commandes :*

- Vent de vitesse moyenne égale ou supérieure à 30 kt de n'importe quelle direction.
- Rafale de n'importe quelle direction.

#### *Avec blocage des commandes :*

- Vent de vitesse moyenne égale ou supérieure à 48 kt dans un secteur de  $\pm 25^\circ$  par rapport à l'axe de l'avion.
- Vent de vitesse moyenne égale ou supérieure à 39 kt dans un secteur de  $\pm 90^\circ$  par rapport à l'axe de l'avion.
- Vent de vitesse moyenne égale ou supérieure à 30 kt dans toutes les autres directions.
- Coup de vent dans toutes les directions.

L'inspection concerne entre autres les câbles des commandes de vol.

Remarque : seule la vitesse du vent météorologique est prise en compte. La valeur de la rafale au sol prise en compte par le règlement de certification pour la détermination de la charge limite sur les câbles est de 88 f.p.s (pieds par seconde) soit 96 km/h. Or, le soufflage (jet blast) des gouvernes par un avion à réaction peut également créer des charges supplémentaires sur les câbles lorsque le blocage des commandes (gust lock) est en place.

#### 1.16.9.2 Verrouillage des commandes de vol

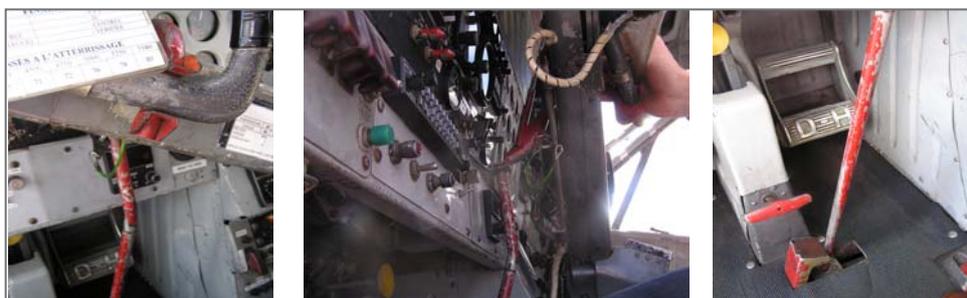
Un système de verrouillage des commandes de vol est prévu, quand l'avion est stationné, pour éviter le battement des gouvernes sous l'effet des rafales de vent.

La gouverne de direction est verrouillée en position neutre en centrant les palonniers. Le verrouillage s'effectue au niveau du guignol de commande de direction sous le plancher du poste de pilotage. La commande de verrouillage est maintenue en position verrouillée par un ergot à ressort situé à l'extrémité inférieure d'un montant vertical relié au verrouillage des commandes de gauchissement et de profondeur.

Les gouvernes de gauchissement et de profondeur sont bloquées au moyen d'un dispositif qui lie le volant et le manche pilote à la structure du panneau des instruments de vol. A l'origine, la gouverne de profondeur était verrouillée en position neutre. Des vols ayant été entrepris avec le système de verrouillage en place, le constructeur a modifié le système afin que la commande de profondeur soit maintenue en position maximale avant (gouverne de profondeur en position plein piqué). Il convient d'observer que cette position ne correspond pas à la butée mécanique de la gouverne ; un déplacement ou un allongement pouvant aller jusqu'à 34 mm des câbles serait nécessaire pour amener la gouverne en butée.



Gouverne de profondeur en position verrouillée



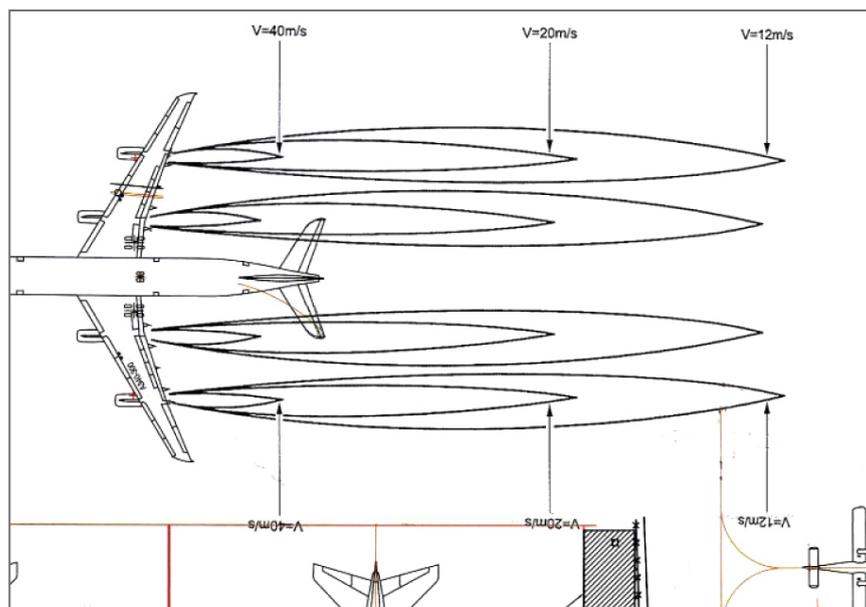
Système de verrouillage des commandes de vol

Le verrouillage des commandes de vol s'effectuant au niveau du poste de pilotage, l'ensemble des timoneries composées de câbles et de poulies ainsi que les gouvernes mobiles est soumis aux charges induites par le soufflage des gouvernes.

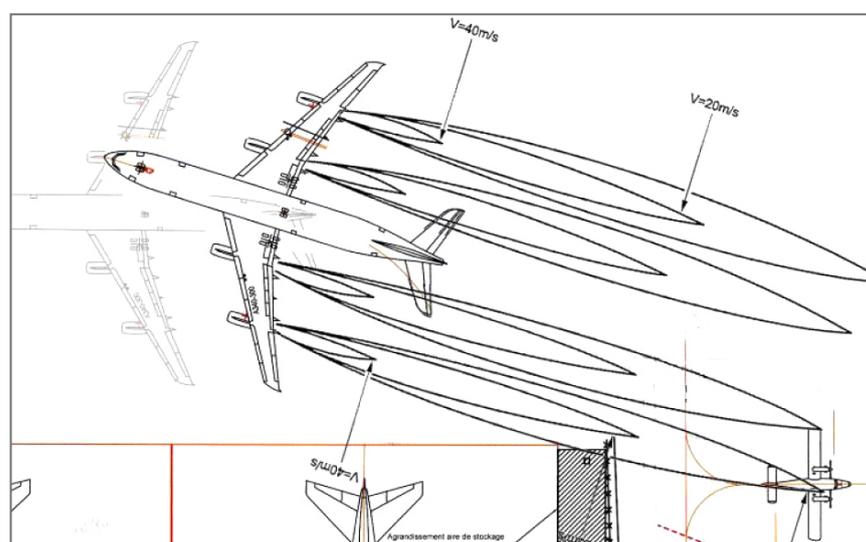
Le manuel d'exploitation AIR MOOREA dans sa section « 2-PROCEDURES NORMALES, 2.1-Check-list normale » prévoit la mise en place du blocage de commandes dans le cas d'un arrêt prolongé. C'est notamment le cas lors du stationnement de nuit à Tahiti Faa'a.

#### 1.16.9.3 Aires de stationnement à Tahiti Faa'a

Sur cet aérodrome en effet, les Airbus A340 stationnés en position P1 peuvent être repoussés indifféremment vers l'ouest ou vers l'est (voir annexe 7). Ces derniers sont ainsi amenés lors du repoussage près des postes de stationnement des DHC6. Leur position relative théorique est celle-ci :



Dans la configuration présentée, les réacteurs de l'A340 sont distants d'environ quatre-vingts mètres de l'empennage du DHC6. Néanmoins, il s'agit là d'un schéma de principe ; dans la pratique, il est possible que le repoussage amène l'A340 plus à l'est ; l'avion peut être aussi légèrement désaxé. Ainsi, par exemple, si l'A340 est tourné d'environ 15° vers le nord, le DHC6 stationné le plus au nord est touché par le cône d'éjection des gaz :



Avant 2004, des barrières anti-souffle protégeaient les aires Golf des effets du souffle des avions gros porteurs repoussés d'un poste de stationnement en B1. La mise en service de la voie LIMA, fin 2004, s'est accompagnée de la suppression des barrières. En contrepartie, une circulaire d'information a fixé une contrainte d'exploitation reprise dans le manuel d'exploitation du service de contrôle de la circulation aérienne d'aérodrome. Les repoussages des gros porteurs ne sont autorisés qu'en l'absence de circulation sur les aires GOLF et, à l'inverse, les avions en stationnement en GOLF ne sont pas autorisés à quitter leur emplacement tant qu'un gros porteur n'a pas commencé son virage vers

le point S. Cette circulaire appelait, en outre, les commandants de bord à un strict respect des clairances du service du contrôle de la circulation aérienne et du positionnement précis des avions au repoussage sur le point B1.

Cette circulaire d'information est restée en vigueur jusqu'en mars 2006, date à laquelle la documentation aéronautique (AIP) et le règlement d'exploitation de l'aire de mouvement ont été mis à jour, faisant apparaître la voie LIMA (annexe 7) ainsi que son utilisation et les règles de repoussage des avions gros porteurs.

Il est à noter que les risques de soufflage pouvant affecter les avions stationnés en GOLF ne sont pas abordés explicitement.

#### 1.16.9.4 Effet du souffle des réacteurs

Le diagramme des vitesses d'éjection des gaz à l'arrière de l'A340 montre que la vitesse est maximale à une hauteur d'environ quatre mètres. La vitesse des gaz au niveau de l'empennage horizontal du DHC6, à une hauteur d'environ trois mètres, est ainsi légèrement supérieure à 12 m/s (environ 43 km/h) pour un niveau de poussée des réacteurs de l'A340 correspondant au ralenti sol, ce qui est le cas durant le repoussage.

Une quinzaine de mètres de repoussage supplémentaires suffisent pour que la vitesse des gaz au niveau de l'empennage du DHC6 soit proche de 20 m/s (72 km/h).

Pour débuter le roulage, la puissance des réacteurs de l'A340 doit être augmentée (breakaway thrust). Si cela se fait, ne serait-ce qu'exceptionnellement, alors que l'A340 est en position de souffler le DHC6, l'empennage de celui-ci sera soumis à des contraintes nettement plus importantes.

Aucune donnée n'était disponible pour la poussée recommandée pour mettre l'avion en mouvement (soit un N1 de l'ordre de 40 %). Toutefois, en comparant les données disponibles pour l'A340 avec celles existant pour d'autres avions, on peut déterminer que, pour un tel niveau de poussée, la vitesse des gaz au niveau de l'empennage du DHC6 sera supérieure à 45 m/s (162 km/h).

La vitesse estimée au niveau de l'empennage des DHC6 pouvant ainsi varier de 40 à 160 km/h, l'effet du souffle des réacteurs correspond à un niveau de charge du câble de commande de profondeur allant de 0,2 à 2,8 fois la charge limite, soit 50 à 710 daN. A titre indicatif, la charge de 515 daN mesurée au cours des essais (voir paragraphe 1.16.8.3.2) correspondrait à un souffle d'environ 135 km/h.

#### 1.16.9.5 Événements connus

Le 17 août 2005, un Saab 2000, au parking, commandes bloquées, avait subi au passage d'un B747 un souffle d'environ 126 kt (233 km/h). Ceci avait eu pour conséquence le flambage de la biellette de commande de l'aileron gauche, entraînant sa rupture au moment du décollage. L'équipage avait dû procéder à un atterrissage d'urgence. Le calcul montre que les commandes de vol avaient subi un effort quatre fois supérieur à la limite prévue (voir annexe 8).

Un autre cas de flambage de biellette de commande d'aileron, toujours sur Saab 2000, était survenu en 1998 au passage d'un B737. Le jet blast ayant été identifié, le vol avait été annulé pour vérification.

## 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

### 1.17.1 L'exploitant

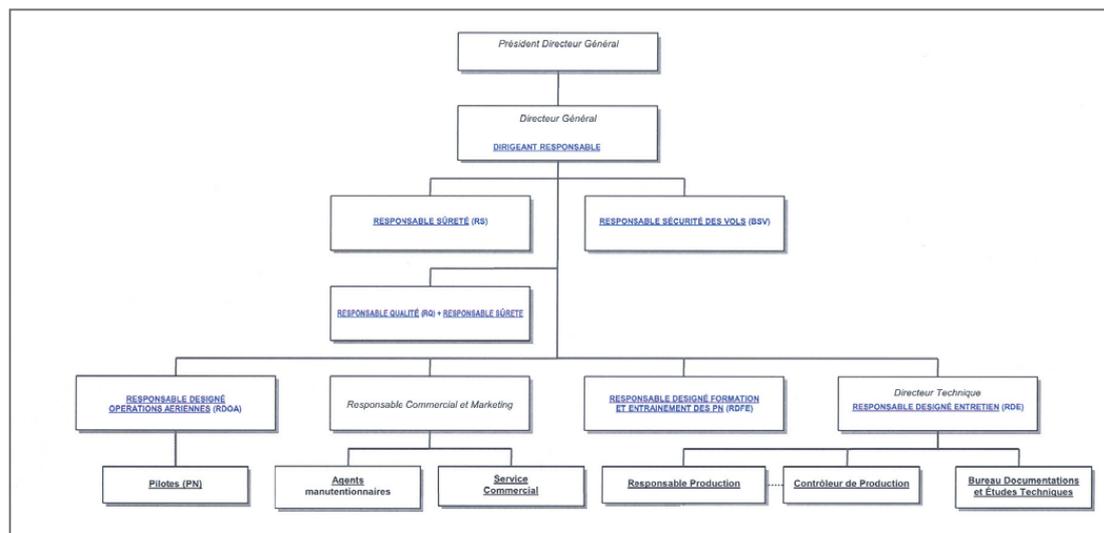
Fondée il y a 35 ans, Air Moorea est devenue une filiale de la compagnie aérienne intérieure Air Tahiti. Elle effectue essentiellement du transport aérien régulier, jusqu'à quarante vols par jour, entre les aérodromes de Tahiti Faa'a et Moorea Temae. En complément, elle réalise des vols à la demande vers divers aérodromes de la région de Tahiti.

Avant l'accident, la compagnie disposait de trois Twin Otter. Un quatrième, acquis par le Territoire, est exploité par Air Moorea pour le compte d'Air Tahiti pour la desserte inter-Marquises.

Remarque : le compte-rendu d'un contrôle effectué par l'Organisme de Contrôle en Vol (DGAC) en décembre 2006 mentionnait : « Exploitation spécifique donnant lieu à de nombreuses dérogations logiques eu égard au contexte : RAS ».

### 1.17.2 Organisation de l'exploitant

#### 1.17.2.1 Organigramme



#### 1.17.2.2 Vols navettes Tahiti Faa'a – Moorea Temae

Compte tenu des conditions d'exploitation particulières des vols navettes (VFR en CTR, fréquence et durée du vol), des procédures adaptées de préparation et de suivi des vols ont été élaborées par l'exploitant et figurent dans son Manuel d'Exploitation. En particulier :

- aucun plan de vol n'est déposé ;
- le devis de masse et de centrage est réalisé à l'aide de tableaux préparés pour chaque avion et pour chaque trajet navette. Le pilote s'assure que les passagers se positionnent de façon à respecter le centrage et les contraintes liées à la sécurité cabine (issues de secours) ;

- ❑ une quantité de carburant forfaitaire est définie pour permettre la réalisation de quatre rotations. Le pilote s'assure que le carburant consommé à chaque étape est en conformité avec les quantités allouées ;
- ❑ pour permettre au pilote de se consacrer à la surveillance extérieure durant ces étapes très courtes, aucun log de navigation n'est rédigé en vol. Seul le CRM, entre autres le contrôle carburant et le nombre de passagers, est renseigné après l'atterrissage.

Le dossier de protection météorologique est consulté sur un terminal. Le service est fourni par Météo France.

### 1.17.2.3 Organisme d'entretien

#### 1.17.2.3.1 Généralités

La société Air Moorea détient un agrément de maintenance (certificat d'agrément FR.145.172) depuis le 22 décembre 1993. L'effectif prévu dans le Manuel des Spécifications de l'organisme d'entretien est de l'ordre de trente personnes.

Le domaine d'agrément lui permet d'entretenir :

- ❑ les avions de type DHC-6, Beech 200, PA-23, PA-28, PA-31, PA-31T, PA38 ;
- ❑ les moteurs Pratt & Whitney PT6A-27/28/41/42 pour l'inspection des parties chaudes (HSI) et l'endoscopie ;
- ❑ les moteurs Lycoming O-235-L2A, O-320-E2A, O-360-A4M, IO-540-C4B5, IO-360-C1C6, TIO-540-J2BD, LTIO-540-J2BD pour l'endoscopie et la dépose/repose des cylindres ;
- ❑ les équipements de communication et de navigation (liste définie) ;
- ❑ les batteries avions (liste définie), uniquement pour inspection et test ;
- ❑ les équipements d'atterrisseur (liste définie) uniquement pour inspection, test et réparation.

Air Moorea entretient ses propres avions, les avions d'Air Archipels et l'avion du Haut-commissariat.

L'organigramme général de l'organisme d'entretien et la répartition de l'effectif figure en annexe 9.

#### 1.17.2.3.2 Surveillance

Dans le cadre de l'agrément, le Groupement pour la Sécurité de l'Aviation Civile (GSAC) réalise des interventions de surveillance. La dernière intervention de surveillance effectuée le 6 mars 2007 (CR n° 00001042/06/07 et n° 00001042/07/07) ne faisait apparaître que des écarts de niveau 3.

Remarque : le niveau 3 est une observation sans référence à la non-satisfaction d'une exigence réglementaire. Le système qualité de l'organisme d'entretien doit prendre en compte ces écarts de niveau 3 et apporter les corrections qu'il juge nécessaires. L'Autorité

s'assure, par sondage au cours des audits ultérieurs, du traitement de ces écarts de niveau 3. En comparaison, les niveaux 1 et 2 correspondent à un non-respect significatif des exigences réglementaires abaissant le niveau de sécurité de l'aéronef (gravement atteint pour le 1, éventuellement atteint pour le 2).

Les dernières interventions de surveillance n'avaient donc pas révélé de dysfonctionnements de nature à porter atteinte à la sécurité des vols.

Après l'accident, une inspection des ateliers d'Air Moorea par les agents de la DGAC et du GSAC avait mis en lumière des non-conformités dans le suivi de la navigabilité et de la maintenance des avions. L'agrément de l'atelier avait été suspendu le 13 septembre 2007. Cette suspension avait été levée le 20 septembre 2007.

Remarque : les non-conformités relevées n'avaient pas de lien avec l'accident.

## **1.18 Renseignements complémentaires**

### **1.18.1 Etat de la flotte Twin Otter**

Viking Air Limited, le constructeur, ayant repris le 31 janvier 2006 le certificat de type des avions Twin Otter et étant responsable du suivi de leur navigabilité, a conduit, à la demande du BEA, une enquête auprès des exploitants, et plus particulièrement auprès de ceux qui ont un ratio élevé cycles/heures, pour obtenir des informations complémentaires sur la procédure de contrôle des câbles (annexe 10).

Un message a été envoyé à vingt-sept exploitants de DHC6 en décembre 2007. Neuf réponses, représentant soixante-cinq avions, ont été reçues.

Les informations reçues proviennent de quatre exploitants utilisant quarante-neuf avions en atmosphère saline et en zone tropicale, avec des ratios cycles/heures variant de 2,1 à 4,1, et de cinq exploitants utilisant seize avions en dehors des zones tropicales, avec des ratios compris entre 1,6 et 2,8.

Sur soixante-cinq avions, vingt-trois, exploités en atmosphère saline et équipés de câbles en acier inoxydable, ont vu leurs intervalles d'inspection réduits à 125 heures avec des remplacements anticipés de câbles. Les inspections ont même été réduites à cinquante heures sur vingt-deux autres avions, avec pourtant encore la constatation de traces d'usure ou de fils cassés. Un dernier avion est resté à des inspections de 400 heures.

Sur les dix-neuf avions équipés de câbles en acier carbone, aucune usure n'a été relevée, même pour ceux dont l'intervalle de remplacement est de soixante mois.

En complément à cette enquête, la même observation a été faite sur les trois avions d'Air Moorea équipés de câbles en acier carbone. Les câbles étaient remplacés tous les douze mois dans un état quasiment neuf au dire des mécaniciens.

En résumé, cette enquête a montré que :

- les câbles en acier carbone ne paraissent pas sensibles à l'usure en exploitation, contrairement à ceux en acier inoxydable ;

- ❑ plusieurs exploitants ont mis en place des cycles d'inspection des câbles en acier inoxydable beaucoup plus contraignants que ceux demandés par le constructeur.

Le constructeur a conclu que, même si le câble en acier inoxydable est plus sensible à l'usure, ceci n'a jamais conduit à une situation dangereuse.

Il convient de noter qu'en l'absence d'examen des câbles retrouvés usés, on ne peut définir leur degré d'usure et les risques encourus. Or il n'existe ni exigence ni démarche de vérification des câbles démontés, même pour ceux identifiés comme abîmés.

### **1.18.2 Suivi de navigabilité**

Pour le suivi de navigabilité, selon la documentation de l'organisme d'entretien, les conditions nécessitant la notification des défauts à l'Autorité, au constructeur et à l'exploitant sont limitées à :

- ❑ crique significative,
- ❑ corrosion ou défaut sur la structure primaire,
- ❑ constat de brûlure,
- ❑ arc électrique,
- ❑ fuite de fuel ou hydraulique significative,
- ❑ système de secours ou un système total en défaut,
- ❑ consigne de navigabilité dépassée,
- ❑ défauts découverts pendant l'entretien programmé de l'avion.

Un « Compte rendu d'état d'inaptitude au vol » est alors rempli par le contrôleur et validé par le directeur technique. Il est transmis à l'Autorité, au constructeur et à l'exploitant dans un délai de trois jours.

Il n'est pas prévu de notification pour l'usure d'un câble.

### **1.18.3 Evénements antérieurs**

En 1994, un DHC6 s'était écrasé dans un lac après le décollage de Port Hardy (Canada). A la rentrée des volets, vers cent pieds, l'équipage avait perdu le contrôle longitudinal de l'avion. Un des câbles, en acier carbone, de la commande profondeur avait été retrouvé rompu après corrosion. Dans le rapport d'enquête publié à cette occasion, il était noté que l'acier inoxydable était plus sensible à l'usure que l'acier carbone.

Le 22 mars 2005, le DHC6-300 immatriculé F-OIJL effectuait du transport de fret entre Cayenne Rochambeau et Maripasoula (voir annexe 11). En dernier virage, à une hauteur de quatre cents pieds, le pilote avait constaté qu'il ne commandait plus l'aileron droit. Il avait interrompu sa manœuvre et remis les gaz en touchant des arbres puis avait pu atterrir. Au sol, les mécaniciens avaient constaté la rupture du câble supérieur commandant l'aileron droit et une usure importante, avec rupture de deux torons, du câble inférieur du même

aileron, dans la même zone, au droit d'un guide-câble. Les câbles commandant l'aileron gauche présentaient des traces d'usure bien moins importantes. Des traces d'usure avaient également été constatées sur les câbles de commande de la gouverne de profondeur au passage sur une poulie. Le mécanicien avait déclaré qu'il effectuait ces inspections seul : il ne pouvait de ce fait contrôler la totalité des câbles, notamment les parties en contact avec la poulie.

L'inspection normale (exploitation en atmosphère non marine) des câbles de commande de roulis du F-OIJL avait été effectuée 656 heures avant la rupture et celle des câbles de la profondeur 166 heures avant. Après l'incident, lors du remplacement des câbles de roulis, il avait été constaté que les câbles frottaient anormalement sur les bagues en polyamide du guide-câble du côté de l'aileron droit. L'hypothèse d'un mauvais montage avait été avancée pour expliquer l'usure. Les travaux effectués au cours de cette enquête, en liaison avec les autorités canadiennes et le constructeur, n'avaient toutefois pas permis de confirmer l'anomalie de montage ou de déterminer les causes de l'usure. Il n'avait pas non plus été possible de déterminer si l'usure, probable, du câble au moment de l'inspection annuelle programmée n'avait pas été détectée par le mécanicien ou si celui-ci avait omis de vérifier l'état des câbles du côté droit.

Les examens des câbles de commande de roulis du F-OIJL, comparés à ceux des câbles qui équipaient la commande de profondeur du F-OIQI, montrent que :

- ❑ les câbles ont la même configuration, la même composition chimique et les mêmes caractéristiques mécaniques ;
- ❑ les câbles du F-OIJL avaient été installés neufs en février 2003. Ils totalisaient 2 081 heures de vol pour environ 3 000 cycles contre 1 181 heures et 6 370 cycles pour le F-OIQI ;
- ❑ le type d'usure observé est le même sur tous les câbles : formation de méplats provoqués par le frottement des câbles sur la bague suivant le sens longitudinal ;
- ❑ l'usure observée est sur toute la périphérie (360°) du câble du F-OIJL contrairement à celui du F-OIQI, usé uniquement sur 180° ;
- ❑ le taux d'usure du câble rompu du F-OIJL était d'environ 80 % ;
- ❑ les efforts ayant conduit à la rupture du câble de roulis du F-OIJL sont du même ordre que ceux qui s'exercent sur le câble à cabrer lors de la rentrée des volets.

Remarque : à la suite de cet incident, l'atelier suisse qui entretenait les avions d'Air Guyane, avait décidé de ne plus installer de câbles en acier inoxydable sur l'ensemble des avions dont il assurait la maintenance.

## 2. ANALYSE

### 2.1 La perte de contrôle

Au cours des premières semaines de l'enquête, les observations faites sur les éléments de l'épave récupérés ainsi que l'étude de l'enregistrement du CVR et des témoignages associés aux vols de reconstitution de la trajectoire de l'avion ont amené les enquêteurs à concentrer leurs efforts sur les câbles de la commande de profondeur.

D'une part, en effet, on avait une rupture du câble de commande à cabrer arrière dans une zone usée au droit d'un guide-câble, rupture dont l'aspect et l'emplacement différaient de ceux des autres ruptures observées, d'autre part, les éléments disponibles permettaient d'écarter les autres causes possibles de nature à conduire à la trajectoire observée, en particulier un endommagement de la gouverne de profondeur, la panne mal gérée d'un moteur, un malaise du pilote ou l'acte inconsidéré d'un passager.

Les vols d'essais effectués ont confirmé que la rupture du câble à cabrer au moment de la rentrée des volets conduisait bien à une perte de contrôle en tangage cohérente avec la description des mouvements de l'avion telle qu'elle ressort de l'enquête. Il convenait cependant d'expliquer cette rupture.

### 2.2 Scénario de la rupture du câble à cabrer

En vol, les efforts sur le câble sont les plus forts quand il faut contrer le couple piqueur induit par la rentrée des volets. Notons que c'est également au cours de cette phase de vol qu'est intervenue la rupture d'un câble responsable de l'accident de 1994 au Canada. Cependant, et l'enquête l'a confirmé, ces efforts d'environ 50 daN sont faibles au regard de la résistance minimum d'un câble neuf, soit 782,5 daN.

L'usure du câble à l'endroit de la rupture est due à son frottement sur la bague en polyamide logée dans le guide-câble. Cette usure était importante : du fait de la structure du câble, elle touchait tous les torons, sauf le toron central, et avait conduit à la rupture ou à une diminution de section quasi-complète de plus de la moitié des fils qui constituent le câble.

Cette usure ne permettait toujours pas d'expliquer la rupture du câble lors de la rentrée des volets en montée initiale. Les premiers essais ont en effet montré que la résistance résiduelle d'un câble présentant ce taux d'usure était nettement supérieure aux efforts rencontrés en vol.

Les essais de traction complémentaires ont montré que la présence d'une plage d'usure modifie le comportement à rupture du câble : d'une part, elle diminue la contrainte à rupture des premiers torons et l'allongement du câble, d'autre part, en modifiant la répartition de la charge dans les torons, elle tend à dissocier leur rupture, ainsi que celle des fils.

Sans permettre, parce que limités aux objectifs de l'enquête, d'établir la loi de rupture d'un câble usé, ces essais ont toutefois précisé le résultat précédent en montrant que, pour un câble moyennement usé, la contrainte à rupture des premiers torons reste supérieure aux contraintes maximales en service prévues par la certification et, a fortiori, aux efforts en vol. Ce n'est que pour une usure presque complète, par exemple celle constatée à Cayenne, que l'on peut avoir rupture du câble en vol.

Pour atteindre la rupture dans le cas du F-OIQI, il a donc fallu l'intervention d'un phénomène additionnel venant aggraver la fragilisation du câble. Or le câble était conforme aux spécifications et, hormis l'usure, aucun endommagement antérieur à l'accident n'a été observé. L'effet de la fatigue a pu également être écarté, aucun des fils du câble rompu ne présentant de marques de fatigue. Or, si l'essai de fatigue réalisé sur un câble usé a bien montré que celui-ci pouvait se rompre sous l'application d'efforts cycliques, du type de ceux qui peuvent être rencontrés en service, et après un nombre de cycles relativement faible, il a également confirmé l'apparition dans ce cas de marques de fatigue. Le phénomène additionnel ne pouvait donc qu'être extérieur à l'avion.

La rupture du câble usé s'est ainsi faite nécessairement en deux temps, avec d'abord la rupture de plusieurs torons, dont le toron central, sous l'effet de ce phénomène extérieur, puis la rupture du ou des derniers torons sous l'effet des contraintes en service. La nature des essais et les éléments disponibles ne permettent pas d'aller plus loin dans la description, même si, lors des essais, la contrainte à rupture du dernier toron, usé, a été de l'ordre de la contrainte s'exerçant sur le câble pour contrer le couple piqueur à la rentrée des volets. L'absence d'indices de fatigue sur les faciès de rupture des fils, en dépit notamment des fortes turbulences rencontrées environ un mois avant l'accident, montre aussi que les épisodes successifs de la rupture du câble ont été proches dans le temps.

Le phénomène ayant provoqué la rupture des premiers torons doit avoir induit sur le câble à cabrer un important effort, de l'ordre de 500 daN si l'on se réfère au chiffre obtenu au cours des essais. Du fait de la présence de butées mécaniques, ce phénomène ne peut provenir d'actions sur le manche ou sur la gouverne lorsqu'elle est libre. Par contre, les efforts sur la gouverne de profondeur, lorsqu'elle est bloquée (on a vu qu'elle est alors placée en position à piquer) conduisent à des efforts sur le câble à cabrer qui ne sont limités que par la résistance de celui-ci. On peut écarter un choc violent sur la gouverne de profondeur, celle-ci ne présentant pas de traces d'endommagements. On peut également écarter l'effet du vent, les vents enregistrés au cours de l'exploitation du F-OIQI n'ayant jamais atteint la valeur de certification (96 km/h) qui d'ailleurs ne conduit qu'à des efforts de 252 daN. Par contre, il existe un effet similaire à celui du vent, celui du souffle des réacteurs qui peut être rencontré sur certains aérodromes.

On a vu ainsi, sur un autre modèle d'avion, que le soufflage des gouvernes par des réacteurs puissants avait engendré des contraintes excessives sur des commandes de vol bloquées, entraînant le flambage de biellettes, au point que celles-ci pouvaient se briser sous l'effet des premières sollicitations en vol.

Or, le F-OIQI stationnait la nuit à proximité d'avions gros porteurs de type A340. Les calculs ont montré que le souffle des réacteurs de ces avions pouvait induire sur le câble de commande à cabrer du Twin Otter en position verrouillée (parking) un niveau d'effort supérieur aux contraintes à rupture d'un câble usé. Plus précisément, ces efforts peuvent s'exercer jusqu'à la mise en butée basse de la gouverne, c'est-à-dire jusqu'à un allongement du câble de l'ordre de 35 mm, ce qui correspond au résultat obtenu en essais pour un câble devenu vulnérable aux efforts en vol.

Comme, de plus, une seule exposition suffit pour provoquer le début du processus de destruction du câble, cette cause apparaît, par élimination, comme l'explication de l'événement.

## **2.3 L'accident pouvait-il être évité ?**

### **2.3.1 Le gestion de la panne**

La panne est survenue en fin de montée initiale, en passant 350 pieds, lorsque le pilote a rentré les volets puis ajusté les paramètres moteurs. Pendant qu'il ajustait ceux-ci avec la main droite, il maintenait le volant de la main gauche en tirant pour contrer les efforts à piquer et stabiliser l'avion sur sa trajectoire. Ce n'est qu'à la fin de ce processus, qui a duré environ neuf secondes, qu'il allait régler le compensateur. Notons qu'il appliquait la procédure recommandée par le constructeur ; l'exploitant avait inversé la séquence.

Le pilote a soudain été confronté à un événement qu'il n'avait jamais rencontré et dont il n'avait vraisemblablement jamais entendu parler : au cours du réglage des paramètres, le volant est devenu libre en tangage du fait de la rupture du câble de la chaîne de profondeur, et l'avion s'est mis à piquer. A ce moment, sa main droite était certainement encore sur les commandes des moteurs situées au plafond.

Les essais en vol ont montré que lors de la rentrée des volets, lorsque la commande de tangage est libre, l'avion prend une assiette à piquer importante avec un fort taux de tangage. A cette hauteur de vol, seule une action immédiate sur le compensateur situé sur le piédestal peut permettre de redresser l'avion. Les essais ont également montré qu'à partir de l'assiette de palier il suffit d'environ trois secondes à un pilote préparé et entraîné à cet exercice pour récupérer l'avion.

Il faut souligner la forte dynamique des événements consécutifs à la rupture. Il s'est écoulé onze secondes entre l'exclamation du pilote et l'impact, soit bien peu pour que le pilote analyse la situation et applique une solution qu'il devait improviser. De plus, le stress lié à l'attitude de l'avion et à la difficulté d'estimer dans les conditions de ce jour sa hauteur par rapport à la surface de l'eau a certainement affecté ses facultés d'analyse. Que ce soit à l'occasion de sa formation ou lors de sa qualification de type, le pilote n'avait été ni préparé ni entraîné, comme d'ailleurs la plupart des pilotes, à réagir à une perte de contrôle en tangage. Seule une action réflexe aurait donc pu lui permettre de récupérer l'avion avant le choc.

L'augmentation du régime enregistré sur le CVR peut avoir deux explications, toutes deux tendant à suggérer que le pilote n'avait pas identifié la nature de la panne : il est possible qu'il ait tenté de modifier l'assiette de l'avion en utilisant les effets secondaires des moteurs ou, qu'en désespoir de cause, il ait tenté d'annuler le phénomène en revenant sur ses dernières actions.

### 2.3.2 L'entretien du F-OIQI

A l'arrivée du F-OIQI, Air Moorea qui n'était pas sensibilisé aux spécificités du câble en acier inoxydable, ni même probablement informé de ces spécificités, n'avait pas été informé de l'installation de tels câbles, la seule mention dans le dossier était une référence différente. Or, même ce point n'était pas de nature à attirer une attention particulière, les câbles acier carbone et en acier inoxydable étant interchangeables. L'entretien du F-OIQI s'est donc fait de la même façon que celui du reste de la flotte.

Les inspections normales de l'avion avaient été faites selon le programme déposé et approuvé dont celle de février 2007 qui incluait un contrôle des câbles dans la partie arrière de l'avion. On ne peut douter de la qualité générale de ces inspections, l'organisme d'entretien ayant fait l'objet d'un contrôle en mars 2007 qui n'avait pas fait apparaître de remarques significatives. Certes, on peut noter, comme l'a fait la DGAC à l'occasion de l'inspection de septembre 2007, que le suivi de la documentation ne présentait pas toute la rigueur que l'on peut en attendre. Cela n'implique pas, bien sûr, que les interventions elles-mêmes n'aient pas été faites avec compétence et sérieux.

Par contre, les inspections spéciales des câbles liées à l'utilisation en atmosphère saline n'avaient pas été faites. Ces inspections ne semblent pas avoir été omises volontairement mais plutôt être tombées en désuétude sur la flotte d'Air Moorea bien avant l'arrivée du F-OIQI. Au-delà de toute considération, trois facteurs peuvent expliquer cette évolution :

- ❑ ces inspections spéciales ne coïncident pas avec les inspections programmées (400 heures n'est pas un multiple du pas de 125 heures) ;
- ❑ la structure du manuel d'entretien ne facilite pas la mise en œuvre de ces inspections ;
- ❑ enfin l'organisme d'entretien n'avait jamais constaté de dégradation, que ce soit de la corrosion ou de l'usure, lors du remplacement annuel des câbles en acier carbone auxquels il était habitué.

Il est toutefois difficile de dire si ces inspections auraient permis de détecter l'usure du câble. En effet cette usure est difficile à détecter sur un câble en place, surtout si l'on n'a pas déjà été confronté à ce phénomène. On peut noter que rien n'avait été observé lors de l'inspection normale en février 2007.

Il faut rappeler que les inspections spéciales ne sont prévues par le constructeur que dans le cas d'une utilisation en atmosphère saline, ce qui signifie qu'elles visent à détecter une dégradation des câbles liée à cette atmosphère. Or, rien ne permet de relier l'usure des câbles constatée sur

le F-OIQI à une utilisation en atmosphère saline, si bien que cette usure aurait selon toute vraisemblance été identique en utilisation terrestre, pour laquelle les inspections spéciales omises par Air Moorea n'auraient pas été requises.

### **2.3.3 Le suivi de navigabilité des câbles**

L'installation de câbles en acier inoxydable avait été décidée pour pallier les problèmes de corrosion détectés sur les câbles en acier carbone, en complément des mesures de remplacement annuel et d'inspection mises en place. Aucune mesure spécifique n'avait été prévue à cette occasion, alors que les deux types de câbles, de composition différente, ne sont pas affectés par les mêmes effets : en particulier, on peut s'étonner que les consignes en exploitation terrestre n'aient pas été adaptées pour les câbles en acier inoxydable et qu'il ait été conservé un remplacement tous les cinq ans seulement, avec une seule inspection programmée toutes les mille heures, comme si leur usure possible n'avait jamais réellement été prise en compte.

C'est ainsi qu'une certaine ambiguïté subsiste encore aujourd'hui car les deux câbles sont considérés comme interchangeables et peuvent être installés selon le choix de l'exploitant, les intervalles de remplacement et d'inspection étant strictement identiques. L'enquête a montré que, selon le type de câble choisi, les programmes d'entretien ne sauraient être identiques. Si la périodicité des inspections suivant des intervalles basés sur une durée d'utilisation, en heures ou calendaire, convient bien aux problèmes de corrosion, elle est mal adaptée aux phénomènes d'usure où le nombre de cycles est l'élément primordial.

Parallèlement, aucune sensibilisation des exploitants n'a été faite sur les risques d'usure. C'est sur la base de leur propre expérience que certains exploitants ont réduit l'intervalle des inspections spéciales jusqu'à cinquante heures et, très vraisemblablement, informé leur autorité de tutelle. C'est dire la vitesse à laquelle l'usure peut apparaître et se propager. On peut d'ailleurs s'étonner que ces disparités dans l'entretien n'aient pas alerté le constructeur et les autorités.

Enfin, aucun suivi de l'état des câbles déposés n'a été mis en place. Il est apparu au cours de l'enquête que des anomalies avaient été découvertes à plusieurs reprises mais que les exploitants s'étaient bornés à changer les câbles sans informer le constructeur. Comme il n'existe pas de processus de suivi des événements en exploitation pour ces équipements, il n'y a pas de procédure établie pour rechercher systématiquement les causes d'une défaillance et déterminer les mesures correctives à prendre.

En résumé, on constate aujourd'hui que ce phénomène d'usure était connu depuis longtemps mais qu'aucune étude n'a semble-t-il jamais été conduite pour en comprendre le processus (apparition, vitesse, évolution de la résistance) ni pour déterminer quelles pouvaient en être les conséquences.

## 2.4 Le phénomène du jet blast

L'enquête a mis une nouvelle fois en évidence l'importance du phénomène de jet blast pour la sécurité. Or, si une personne sensibilisée au phénomène n'en est pas témoin, les dégâts occasionnés, en une seule exposition, par le jet blast sur un avion sont pour la plupart indétectables lors de la visite d'avant vol.

Aujourd'hui, les normes de certification basées sur les phénomènes météorologiques moyens sont loin de prendre en compte la vitesse du souffle des réacteurs de nouvelle génération. Les cas répertoriés ont montré que l'on pouvait multiplier par quatre les charges maximales calculées en certification appliquées aux gouvernes et à leur chaîne de commande.

De même, il paraît impératif que le jet blast soit complètement pris en compte dans la conception des aires de stationnement et dans les procédures d'évolution au sol des avions à réaction et que toutes les personnes impliquées dans l'exploitation des avions et des aérodromes soit sensibilisées aux risques induits par ce phénomène sur des aéronefs en stationnement.

### 3. CONCLUSION

#### 3.1 Faits établis

- ❑ Le pilote possédait les titres et l'entraînement requis pour exécuter ce vol.
- ❑ Les conditions météorologiques étaient bonnes.
- ❑ Après un décollage normal, les volets ont été rentrés vers 350 pieds. Le pilote a alors perdu le contrôle en tangage de l'avion qui a pris une forte assiette à piquer.
- ❑ Le Twin Otter DHC6 présente un couple piqueur important lors de la rentrée des volets.
- ❑ La rupture d'un câble de la commande de profondeur entraîne la perte de contrôle en tangage de l'avion.
- ❑ Le règlement de certification prévoit la récupération de l'avion en cas de rupture d'un câble de commande de la profondeur. Par contre les pilotes ne sont ni préparés à cette situation au cours de leur formation ni entraînés à y faire face.
- ❑ Peu avant l'impact avec la surface de l'eau, la vitesse des hélices a augmenté.
- ❑ Les câbles de la commande de profondeur étaient en acier inoxydable et avaient été installés neufs le 11 mars 2005. Ils avaient été déposés, vérifiés et reposés en octobre 2006, avant la livraison de l'avion à Air Moorea.
- ❑ L'avion avait effectué 6 260 cycles (pour 1 100 heures de vol) depuis l'installation des câbles neufs dont 5 150 cycles (pour 841 heures de vol) depuis sa mise en service chez Air Moorea.
- ❑ Une des ruptures constatées après l'accident sur les câbles de la commande de profondeur se situe dans une zone d'usure.
- ❑ La rupture du câble à cabrer arrière est différente des autres ruptures observées sur les câbles.
- ❑ Les fils externes des six torons extérieurs sont tous rompus en usure dans cette zone, cela représente 72 fils sur les 133 qui constituent le câble.
- ❑ D'autres zones d'usure ont été retrouvées sur les câbles de la commande de profondeur.
- ❑ Plusieurs câbles de ce type ont été retrouvés avec des plages d'usure chez d'autres exploitants.
- ❑ Les câbles des Twin Otter peuvent être en acier carbone ou en acier inoxydable. Ces deux types de câbles sont interchangeables sur l'avion. Leur programme d'inspection et de remplacement est le même alors que leur comportement est différent : celui en acier carbone est plus sensible à la corrosion, celui en acier inoxydable est plus sensible à l'usure.
- ❑ Le F-OIQI était le seul avion de la flotte d'Air Moorea équipé de câbles en acier inoxydable. L'exploitant n'avait pas conscience de cette particularité qui n'apparaissait qu'au travers d'une référence.

- ❑ Les inspections prescrites par le constructeur sont basées sur un nombre d'heures effectuées ou sur une base calendaire et non sur un nombre de cycles. Ce rythme d'inspection est adapté au phénomène de corrosion mais pas à celui d'usure.
- ❑ Il n'y a aucun suivi de l'état des câbles déposés ou des déposes non programmés.
- ❑ Aucune inspection spéciale ou réduction de potentiel des câbles en acier inoxydable n'a été prescrite pour une exploitation en dehors des zones marines.
- ❑ Aucune influence d'une atmosphère saline sur l'usure des câbles en acier inoxydable n'a été identifiée.
- ❑ Plusieurs exploitants ont adopté des intervalles d'inspection spéciale plus rapprochés que ceux prescrits par le constructeur.
- ❑ Le dossier de suivi des pièces à vie limitée du F-OIQI contenait des erreurs sur les dates d'installation et de remplacement.
- ❑ L'hélice du moteur droit aurait dû être déposée en mars 2007.
- ❑ L'avion avait subi de fortes turbulences en juillet 2007. Il n'était pas mentionné sur le compte-rendu matériel de problème affectant les commandes de vol, et seule la remise en place des habillages de la cabine y figurait.
- ❑ Aucune trace des visites spéciales des câbles prévues en atmosphère saline n'a été retrouvée.
- ❑ La dernière intervention de surveillance effectuée le 6 mars 2007 n'avait pas fait apparaître de dysfonctionnement de l'organisme d'entretien pouvant porter atteinte à la sécurité des vols.
- ❑ Après l'accident, une inspection conduite par la DGAC n'a pas mis en évidence de non-conformités ayant un lien avec l'accident.
- ❑ La rupture du câble à cabrer dans une zone usée à 50 % ne peut pas s'expliquer par les seuls efforts en exploitation sur la commande de profondeur.
- ❑ Le F-OIQI était stationné la nuit avec les commandes bloquées.
- ❑ Un phénomène extérieur, vraisemblablement du jet blast, a provoqué la rupture de plusieurs torons dans la zone usée. Les derniers torons se sont rompus du fait des efforts en vol sur la commande de profondeur.
- ❑ La rupture des premiers torons s'est accompagnée d'un allongement du câble amenant la gouverne de profondeur en butée mécanique.
- ❑ Les derniers torons se sont rompus du fait des efforts en vol sur la commande de profondeur.
- ❑ Le processus de rupture du câble s'est déroulé dans un délai court. Aucune trace de fatigue n'apparaît sur les fils rompus.

### 3.2 Causes

L'accident est dû à la perte de contrôle en tangage de l'avion consécutive à la rupture à faible hauteur du câble à cabrer de la commande de profondeur au moment de la rentrée des volets.

Cette rupture est due à l'enchaînement des phénomènes suivants :

- ❑ usure importante du câble au droit d'un guide-câble ;
- ❑ phénomène extérieur, vraisemblablement du jet blast, provoquant la rupture de plusieurs torons ;
- ❑ rupture du ou des derniers torons sous l'effet des efforts en vol sur la commande de profondeur.

Ont pu contribuer à l'accident les facteurs suivants :

- ❑ l'absence d'information et d'entraînement des pilotes sur une perte de contrôle en tangage ;
- ❑ l'omission des inspections spéciales par l'exploitant ;
- ❑ la prise en compte incomplète par le constructeur et l'autorité de navigabilité du phénomène d'usure ;
- ❑ la prise en compte incomplète par les autorités de navigabilité, les exploitants aéroportuaires et les exploitants d'aéronef des risques liés au souffle des réacteurs ;
- ❑ les règles de remplacement des câbles en acier inoxydable sur une base calendaire, sans prise en compte de l'activité de l'avion au regard de ce type d'exploitation.



## 4. RECOMMANDATIONS

### 4.1

Les examens des éléments récupérés de l'épave ayant mis en évidence des zones d'usure importante sur la partie arrière des câbles de la gouverne de profondeur et le câble à cabrer arrière ayant été retrouvé rompu au niveau d'une zone d'usure située au droit d'un guide-câble, le BEA a recommandé le 9 octobre 2007 à Transports Canada et à l'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne :

- **de demander aux exploitants de contrôler au plus vite les câbles en acier inoxydable équipant la commande de profondeur des DHC6 Twin Otter, en insistant sur les zones de frottement au contact des guide-câble ;**
- **de déterminer l'opportunité d'une extension de ces contrôles aux câbles en acier carbone également susceptibles d'équiper cette commande de profondeur.**

Le BEA a également demandé que les câbles éventuellement retrouvés usés lui soient envoyés dans le cadre de l'enquête. Transports Canada et l'AESA ont diffusé la recommandation du BEA, Transport Canada précisant, par erreur, qu'il n'y avait pas eu rupture aux endroits usés. Transports Canada a émis, à la suite de cette recommandation, un bulletin « Alerte aux difficultés en service » vers les personnes qui exploitent et entretiennent les Twin-Otter. Ce bulletin rappelle la nécessité de prendre connaissance et de respecter les instructions concernant la surveillance et le remplacement des câbles, il précise également que toute autre déféctuosité ou tout autre événement de la sorte devrait lui être rapporté au moyen du programme de Rapports de difficultés en service.

De son côté, l'AESA a demandé aux exploitants sous sa surveillance d'inspecter le plus rapidement possible les câbles en acier inoxydable et en acier carbone et de rapporter les conclusions de leurs inspections à leur Autorité nationale et à Viking, détenteur du certificat de type du Twin-Otter.

Au moment de la publication de ce rapport, aucune information sur les usures éventuellement décelées n'avait été transmise au BEA.

### 4.2

La sensibilité à l'usure des câbles en acier inoxydable est établie, or des câbles de ce type sont installés sur les commandes primaires de nombreux avions. De plus, l'enquête a montré, d'une part, que les caractéristiques du câble à la rupture en traction étaient fortement modifiées par l'usure, d'autre part, que le processus même d'usure, et notamment sa vitesse, était mal connu (ainsi, plusieurs exploitants de DHC6 ont réduit de façon importante les intervalles d'inspection des câbles préconisés par le constructeur). De ce fait, en l'état actuel des connaissances, aucune usure d'un câble de commande de gouverne ne peut être acceptée sans risque de mise en cause de la sécurité.

En conséquence, le BEA recommande à l'AESA et à Transports Canada :

- **que les câbles de commande de gouverne en acier inoxydable soient interdits sur les DHC6, du moins jusqu'à ce que l'amélioration des connaissances sur leur comportement permette de déterminer de nouvelles exigences réglementaires et de mettre en place des procédures d'entretien appropriées ;**
- **qu'il soit effectué, au vu des enseignements de cette enquête, une revue de la conception et de l'expérience en service des autres aéronefs sur lesquels des câbles en acier inoxydable sont utilisés pour les commandes primaires afin de déterminer les mesures qui pourraient apparaître utiles à la sécurité.**

### 4.3

L'installation de câbles en acier inoxydable est autorisée depuis 1985. Bien qu'il ait été constaté rapidement que ces câbles étaient sujets à l'usure, il a été laissé à l'initiative des exploitants d'adopter, seuls, les mesures préventives pour contrôler ce phénomène et aucune évaluation du risque n'a été effectuée. Or les câbles répondent à une norme technique mais une fois installés sur un avion, seul l'exploitant peut en décrire l'état et le constructeur en assurer le suivi. Comme il n'existe pas de processus de suivi des événements en exploitation pour ces équipements, il n'y a pas de procédure établie pour rechercher systématiquement les causes d'une défaillance et déterminer les mesures correctives. Ce phénomène n'est certainement pas propre aux seuls câbles.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC incite les exploitants à informer les constructeurs des anomalies techniques détectées non prévues par les documents d'entretien.**

### 4.4

Sur beaucoup d'avions fabriqués et certifiés selon les règlements CAR 3 ou FAR/JAR 23, même ceux qui, comme le DHC 6, effectuent du transport public de passagers, la rupture d'une commande primaire peut conduire à une perte de contrôle. L'enquête a montré qu'un pilote, confronté à la perte d'une commande primaire, risquait de ne pas pouvoir y faire face, dans la mesure où il n'y est ni préparé ni entraîné.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC modifie les programmes de formation en vol pour l'obtention de la licence PPL ou CPL afin d'y inclure une sensibilisation au pilotage d'un avion en cas de défaillance de l'une des commandes primaires.**

## 4.5

Les conséquences du jet blast sur un avion sont difficiles à détecter lors d'une inspection normale avant vol. Le souffle des réacteurs peut dépasser largement les vitesses du vent météorologique, or ce phénomène est rarement pris complètement en compte, que ce soit dans la conception et l'exploitation des aérodromes ou dans la certification des aéronefs. De plus, seules des personnes sensibilisées aux risques que peut induire le jet blast et qui sont témoins de ce phénomène peuvent prendre les décisions appropriées.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC organise une campagne d'information auprès des exploitants d'aérodromes et d'aéronefs afin de les sensibiliser aux risques liés au souffle des réacteurs des avions ;**
- **l'AESA considère l'opportunité de prendre en compte le jet blast dans le processus de certification des aéronefs.**

## 4.6 Rappel de recommandation

Le F-OIQI était équipé d'un enregistreur de conversation bien que la réglementation ne l'exige pas. Or sans cet équipement il aurait été pratiquement impossible de retrouver l'épave et surtout d'avoir des informations pertinentes pour l'enquête. Le BEA rappelle qu'à la suite de l'accident survenu le 24 mars 2001 à Saint-Barthélemy (971) au DHC6 300 immatriculé F-OGES exploité par Caraïbes Air Transport, il avait recommandé aux autorités françaises et européennes de rendre obligatoire l'emport d'au moins un enregistreur de vol à bord des aéronefs de transport public de plus de neuf passagers dont la masse maximale certifiée au décollage est inférieure ou égale à 5 700 kg, quelle que soit la date de première certification.



# **Liste des annexes**

## **annexe 1**

Carte VAC de Moorea

## **annexe 2**

Transcription de communications radiotéléphoniques

## **annexe 3**

Transcription CVR

## **annexe 4**

Éléments descriptifs de l'Île de Ré

## **annexe 5**

Usures observées sur les câbles

## **annexe 6**

Compte rendu d'essais

## **annexe 7**

Postes de stationnement des DHC6

## **annexe 8**

Incident survenu 17 août 2005

## **annexe 9**

Organigramme de l'organisme d'entretien et effectif

## **annexe 10**

Procédure de contrôle des câbles

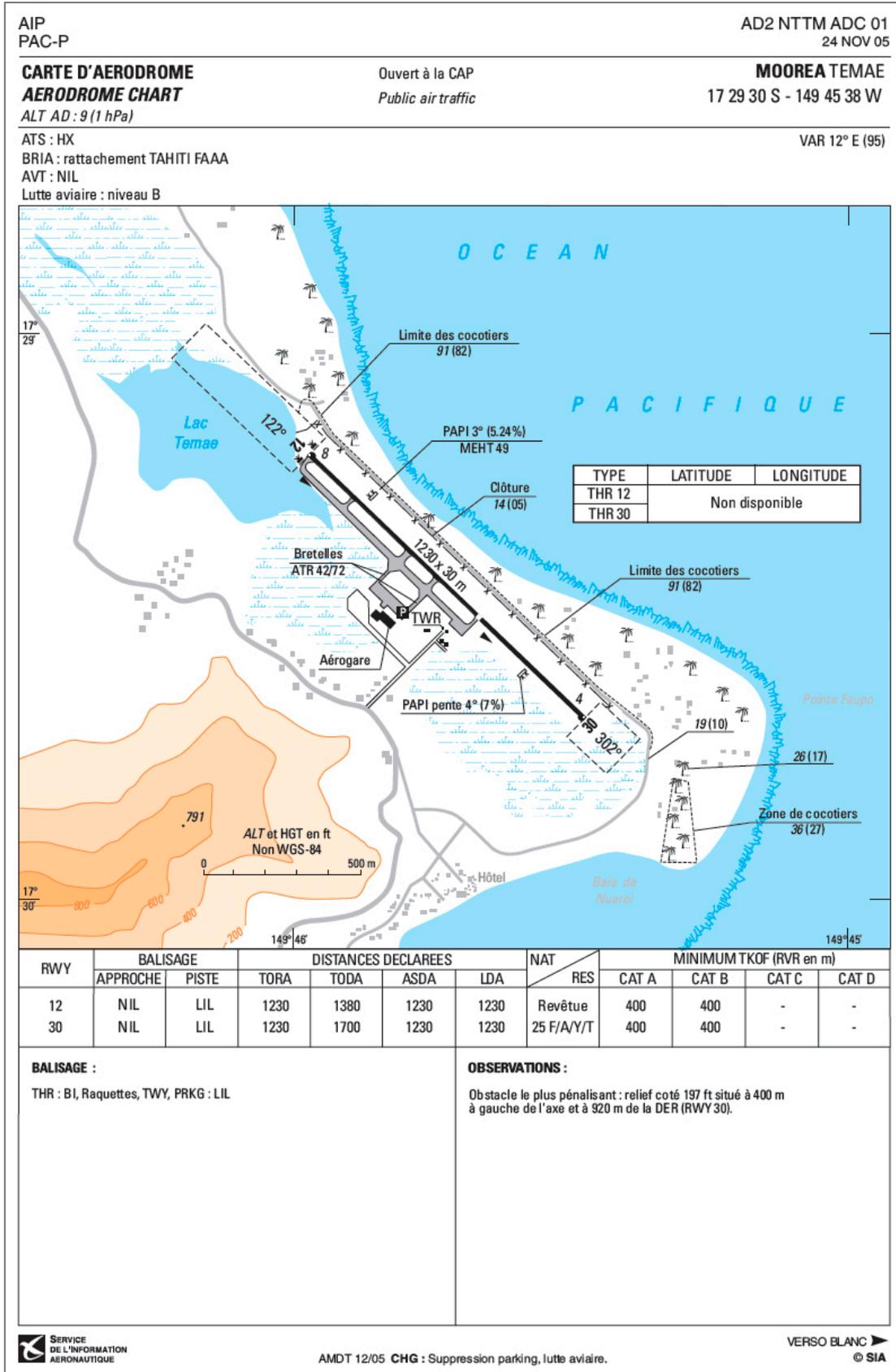
## **annexe 11**

Incident survenu le 22 mars 2005



# annexe 1

## Carte VAC de Moorea





## annexe 2

# Transcription de communications radiotéléphoniques

Station Emetrice	Station Réceptrice	Heure UTC (H.H.MM.SS)	Communications	Obs
F-JG	Moorea TWR	191656	Moorea, JG, décollé de Tahiti	
Moorea TWR	F-JG	193655	Golf, le vent est calme, tu rappelles dernier virage pour la 30	
F-JG	Moorea TWR	193655	[[ilisible]] je rappelle en [[ilisible]] c'est la 30, JG [[ilisible]] j'ai décollé en 22 la	
F-JG	Moorea TWR	193710	JG on arrive en finale 30	
Moorea TWR	F-JG	193710	Golf, autorisé à atterrir en piste 30, 100 degrés, 4 nœuds	
F-JG	Moorea TWR	194007	Oui atterrissage piste 30, golf	
Inconnu	Moorea TWR	194021	Alo, la tour, la tour	
Moorea TWR	Inconnu	194023	[[ilisible]]	
Inconnu	Moorea TWR	194027	[[ilisible]]	
Moorea TWR	Inconnu	194033	[[ilisible]]	
Inconnu	Moorea TWR	194033	Ok, [[ilisible]]	
ACFT inconnu	ACFT inconnu	194033	[[ilisible]] décollé de Tahiti [[ilisible]] ... on peut prendre la 30	
ACFT inconnu	ACFT inconnu	194649	[[ilisible]] pour roulage [[ilisible]]	
Moorea TWR	Moorea TWR	194649	[[ilisible]] tu t'alignes [[ilisible]] autorisé à décoller avec Tahiti [[ilisible]]	

Station Emetrice	Station Réceptrice	Heure UTC (H.H.MM.SS)	Communications	Obs
ACFT inconnu	ACFT inconnu	194649	[[ilisible]] décollé en 12 à tout à l'heure	
ACFT inconnu	ACFT inconnu	194747	[[ilisible]] Golf on a décollé de Tahiti en 22	
ACFT inconnu	ACFT inconnu	194747	[[ilisible]] Golf 140 degrés kt, rappelle vent arrière 12 i	
F-JG	F-JG	200306	Je rappelle vent arrière 12 Juliet golf	
F-JG	F-JG	200622	Juliet golf j'arrive en début de vent arrière 12	
Moorea TWR	Moorea TWR	200622	Autorisé à atterrir 12 vent 140 degrés huit nœuds	
F-JG	F-JG	200626	Autorisé atterrissage piste 12 [[ilisible]]	
F-JG	F-JG	200634	[[ilisible]] mise en route	
F-JG	F-JG	200634	Golf approuvé	
F-JG	F-JG	200634	Je mets en route je te rappelle	
F-JG	F-JG	201452	Juliette Golf pour rouler	
Moorea TWR	Moorea TWR	201452	Tu roules pour la 12 tu t'alignes et autorisé à décoller avec Tahiti [[ilisible]]	
F-JG	F-JG	061605	Je m'aligne et je décolle à tout à l'heure	
ACFT S	ACFT S	201926	[[ilisible]] Uniform Sierra bonjour on vient de croiser le Twin passa onze cents pieds pour chez toi	
Moorea TWR	Moorea TWR	201929	[[ilisible]] Le vent du 140 degrés pour cinq nœuds, tu appelles finale 30	
F US	F US	201929	je rappelle en finale 30 Uniform Sierra	
F US	F US	201941	Sierra en finale 30	
Moorea TWR	Moorea TWR	201941	Autorisé à atterrir vent 140 [[ilisible]]	
F US	F US	201941	J'atterris Uniform Sierra	
F US	F US	202132	Uniform Sierra prêt à me déplacer et à décoller pour un premier ... premier circuit de vingt minutes	
Moorea TWR	Moorea TWR	202648	Vous pouvez y aller, [[ilisible]] Valare pointe sud, c'est ça ?	
F US	F US	202648	Quais c'est correct	
Moorea TWR	Moorea TWR	202648	autorisé à décoller en piste 12 et tu passes sur 121 point 3	
F US	F US	202648	Je transiate et je décolle 12 et avec l'approche Uniform Sierra	
F QI	F QI	202727	Temas de Moorea Quebec india bonjour euh on vient	

AERODROME DE MOOREA-TEMAE  
 TRANSCRIPTION DE COMMUNICATIONS RADIOTELEPHONIQUES ET TELEPHONIQUES

accident du 09/08/2007  
 AERONEF CONCERNE : F-OIQI  
 de la position de contrôle : TOUR  
 Position regroupée : NON

Transcription de la fréquence :  
 Transcription du téléphone : NON

	TWR			
F US	Moorea TWR	201941	Sierra en finale 30	
Moorea TWR	F-US	201941	Autorisé à atterrir vent 140 degrés	
F US	Moorea TWR	201941	J'atterris Uniform Sierra	
F US	Moorea TWR	202132	Uniform Sierra prêt à me déplacer et à décoller pour un premier ... premier circuit de vingt minutes	
Moorea TWR	F-US	202648	Vous pouvez y aller, [illisible] Valaire pointe sud, c'est ça ?	
F US	Moorea TWR	202648	Ouais c'est correct	
Moorea TWR	F-US	202648	autorisé à décoller en piste 12 et tu passes sur 121 point 3	
F US	Moorea TWR	202648	Je translate et je décolle 12 et avec l'approche Uniform Sierra	
FOIQI	Moorea TWR	202727	Temae de Moorea Québec India bonjour euh on vient de décoller de Tahiti	
Moorea TWR	FOIQI	203846	Iacrana la 12 en service 080 degrés pour huit nœuds rappelle vent arrière 12	
FOIQI	Moorea TWR	204855	Rappelle en vent arrière 12 Québec India	
F JG	Moorea TWR	203901	Juliet Golf avons décollé de Tahiti	
Moorea TWR	F JG	203957	Golf t'as le India devant toi, même route rappelle vent arrière 12	
F JG	Moorea TWR	203959	J'ai visuel sur le collègue je te rappelle vent arrière 12 Juliet golf.	
FOIQI	Moorea TWR	204010	Québec India vent arrière 12	
Moorea TWR	FOIQI	204010	India autoriser à atterrir en piste 12 euh du 140 degrés pour 8 nœuds	
FOIQI	Moorea TWR	284204	[illisible] atterr en 12 Québec India	
VTA263 G	Moorea TWR	204212	Bonjour VT 263 Golf euh terrain estimé à vingt et une heure zéro zéro	

Inconnu	Moorea TWR	194027	[illisible]	
Inconnu	Moorea TWR	194033	[illisible]	
Inconnu	Moorea TWR	194033	Ok, [illisible]	
ACFT inconnu	Moorea TWR	194033	[illisible] décollé de Tahiti [illisible] ... on peut prendre la 30	
ACFT inconnu	Moorea TWR	194649	[illisible] pour roulage [illisible]	
Moorea TWR	ACFT inconnu	194649	[illisible] tu t'alignes, [illisible] autorisé à décoller avec Tahiti [illisible]	
ACFT inconnu	Moorea TWR	194649	[illisible] décollé en 12 à tout à l'heure	
F-JG	Moorea TWR	194747	[illisible] Golf on a décollé de Tahiti en 22	
Moorea TWR	F-JG	194747	[illisible] Golf 140 degrés kt, rappelle vent arrière 12	
F JG	Moorea TWR		Je rappelle vent arrière 12 Juliet golf	
F JG	Moorea TWR	200306	Juliet golf arrive en début de vent arrière 12	
Moorea TWR	F JG	200622	Autorisé à atterrir 12 vent 140 degrés huit nœuds	
F JG	Moorea TWR	200626	Golf, autorisé atterrissage piste 12 Moorea Juliet Golf	
Moorea TWR	F JG	200634	[illisible] pour la mise en route	
Moorea TWR	F JG	200634	Golf approuvé	
F JG	Moorea TWR	200634	Je mets en route je te rappelle	
F JG	Moorea TWR	201452	Juliet Golf pour roulage	
Moorea TWR	F JG	201452	Tu routes pour la 12 tu t'alignes et autorisé à décoller avec Tahiti arauae	
F JG	Moorea TWR	061605	Je m'aligne et je décollé à tout à l'heure	
F-US	Moorea TWR	201926	[illisible] euh Uniform Sierra bonjour on vient de croiser le Twin passe onze cents pieds pour chez toi	
Moorea TWR	F-US	201929	[illisible] Le vent du 140 degrés pour cinq nœuds, tu appelle finale 30	
F US	Moorea TWR	201929	ie rappelle en finale 30 Uniform Sierra	

TWR	Moorea TWR	204532	Oui j'atterris en 30 Uniform Sierra
F US	Moorea TWR	204934	Ternae Uniform Sierra je vais être prêt à me déplacer et décoller pour un deuxième circuit ([illisible]) à bord
F US	Moorea TWR	204964	Sierra tu transiales et autorisé à décoller en piste 12 et tu passes sur 121 point 3
Moorea TWR	F US	04954	Décolle 12 et avec l'approche Uniform Sierra
F US	Moorea TWR	204969	Ternae OI la mise en route pour Tahiti s'il le plait
FOI/QI	Moorea TWR	204969	India c'est approuvé
Moorea TWR	FOI/QI	204969	India
FOI/QI	Moorea TWR	205210	Québec india on est prêt au roulage
Moorea TWR	FOI/QI	205210	India tu roules pour la 12 tu t'alignes et autorisé à décoller avec Tahiti arauae
FOI/QI	Moorea TWR	205443	On roule pour la 12 on s'alignes on décolle et avec Tahiti Québec India
F/J	Moorea TWR	205354	(illisible) pour la mise en route
Moorea TWR	F/J	205354	Golf approuvé
F/J	Moorea TWR	205354	Mets en route
VTA263 G	Moorea TWR	205404	(illisible) 263 Golf libéré par Tahiti 3000 pieds 1017 pour une approche à vue 12
Moorea TWR	VTA263 G	205404	Reçu tu rappelles finale 12
VTA263 G	Moorea TWR	205404	rappelle finale 12 263 golf
F/J	Moorea TWR	205505	(illisible) Juliet Golf pour le roulage
Moorea TWR	F/J	205554	Tu roules pour la 12 tu t'alignes et autorisé à décoller avec Tahiti arauae

Moorea TWR	VTA263 G	204252	213. euh 263 Golf la Oriana la 12 en service du 140 degrés pour euh huit nœuds deux fois quatre supérieur à 10 kilos peu de nuages à 2300 tempé 28 et Novembre Hôtel 1018 unité huit
Moorea TWR	VTA263 G	204320	(illisible) Golf tu as reçu les paramètres ?
F/J	Moorea TWR	204332	Juliet Golf en début de vent arrière 12
Moorea TWR	F/J	204340	Juliet Golf euh autorisé à atterrir en piste 12 140 degrés huit nœuds
F/J	Moorea TWR		Autorisé atterrissage piste 12 Juliet Golf
VTA 263 G	Moorea TWR	204350	263 Golf
VTA 263 G	Moorea TWR	204350	263 Golf bonjour
Moorea TWR	VTA 263 G	204350	Oui t'a reçu les paramètres
VTA263 G	Moorea TWR	204350	Négatif
Moorea TWR	F US	204350	Y a la 12 en service 140 degrés pour huit nœuds deux fois quatre supérieur à 10 kilos peu de nuages à 2300 tempé 28 et Novembre Hôtel 1018 unité huit
VTA263 G	Moorea TWR	284428 ?	La 12 et 1018 263G
F US	Moorea TWR	204437	Uniform Sierra vient de passer Vaïare en retour vers chez toi
Moorea TWR	F US	204439	Tu me rappelles en base gauche pour la 30
F US	Moorea TWR	204439	Oui je te rappelle en base gauche Uniform Sierra
F US	Moorea TWR	204459	Uniform Sierra je suis en base gauche pour la 30
Moorea TWR	F US	204459	Euh la piste est occupée tu poursuis
F US	Moorea TWR	204459	Oui je poursuis Uniform Sierra
Moorea TWR	F US	204532	(illisible) en piste 30 140 degrés six nœuds

F JG	Moorea TWR	205554	Je roule je m'alligne et je décolle en 12 à tout à l'heure	
F JG	Moorea TWR	205601	C'était ma dernière rotation je te remercie pour cette matinée	
Moorea TWR	F JG		Bon app' à plus	
F JG	Moorea TWR		à plus	
VTA263 G	Moorea TWR	205611	[illisible] 12 263 Golf	
Moorea TWR	VTA263 G		263 golf autorisé à atterrir en piste 12, 140 degrés 6 noeuds	
VTA263 G	Moorea TWR		Autorisé à l'atterrissage piste 12, 263 golf	
		590403	[illisible]	
F US	Moorea TWR	210559	[illisible] US j'arrive VAI/ARE pour chez toi	
Moorea TWR	F US		US Rappelles base gauche 30	
F US	Moorea TWR		Je rappelle en base US	
F US	Moorea TWR	210609	US je suis en base	
Moorea TWR	F US		[illisible] atterris 30 140 degrés 3 à 6 noeuds	
F US	Moorea TWR		Oui j'atterri 30 US	
VTA294 G	Moorea TWR	210714	294 Golf rebonjour vol sur Bora niveau 140 pour la mise en route s'il te plait	
Moorea TWR	VTA294 G		Je te rappelles	
F US	Moorea TWR	211025	US je vais être obligé de couper hein les clients sont pas là.	
Moorea TWR	F US		reçu	

FOIQI	Moorea TWR	211041	Temas de Moorea Québec India au décollage de Tahiti rebonjour	
Moorea TWR	FOIQI		Québec India tu rappelles vent arrière 12	
FOIQI	Moorea TWR		Rappel vent arrière 12 Québec India	
VTA294 G	Moorea TWR	211320	Pour 294 Golf c'est bon pour la mise en route ?	
Moorea TWR	VTA294 G		Je te rappelle	
VTA294 G	Moorea TWR		OK	
Moorea TWR	VTA294 G	211356	94 Golf la mise en route est approuvée	
VTA294 G	Moorea TWR		Mise en route approuvée merci	
FOIQI	Moorea TWR	211405	Québec India vent arrière 12	
Moorea TWR	FOIQI		Autorisé atterrir 12 100 degrés pour heu 8 noeuds	
FOIQI	Moorea TWR		Atterris 12 Québec India	
VTA294 G	Moorea TWR	211517	94 Golf on est prêt pour rouler	
Moorea TWR	VTA294 G		94 golf roule et remonte la 12 tu t'allignes et rappelles préla clairance VAITE unité Sierra et 5000 pieds initial au QNH 1017 unité sept	
VTA294 G	Moorea TWR		On roule pour la 12 on s'alligne 5000 VAITE Sierra QNH 1017 deux cent quatre vingt quinze, quatorze golf	
VTA294 G	Moorea TWR	211722	94 G on s'alligne 12 on est [illisible]	
Moorea TWR	VTA294 G		94 G autorisé à décoller en piste 12 du 140 degrés pour 6 noeuds	
VTA294 G	Moorea TWR		Autorisé au décollage piste 12 deux quaran, deux quatre vingt quatorze golf	
Moorea TWR	VTA294 G	211936	[illisible] 94 G avec l'approche 121 point 3 prochaine	

F US			J'atterri 30 uniforme sierra	
FOIQI	Moorea TWR	214437	Temaee de Moorea Québec India au décollage de Tahiti rebonjour	
Moorea TWR	FOIQI		India tu rappelles vent arrière 12	
FOIQI	Moorea TWR		Vent arrière 12 Québec India	
F US	Moorea TWR	214522	[illisible] je suis prêt à me déplacer pour décoller pour un dernier circuit	
Moorea TWR	F US		Translate et autorisé à décoller en piste 12 éééé tu passe sur 121 point 3 Arauae	
F US	Moorea TWR		Ouais je translate et je décolle 12 et avec l'approche uniforme sierra	
		214627	[illisible]	
FOIQI	Moorea TWR		Québec India j'écoute	
Moorea TWR	FOIQI		Eventuellement pour une 30	
FOIQI	Moorea TWR		C'est parti pour la 30 oui y a pas de problème	
Moorea TWR	FOIQI		L'hélico vient de décoller vaaa vers VAIARE hein le vent du 020 040 degrés 5 noeuds	
FOIQI	Moorea TWR		Oui donc je me présente pour la finale 30 Québec India	
FOIQI	Moorea TWR	214740	[illisible]	
FOIQI	Moorea TWR	214821	Québec India finale 30	
Moorea TWR	FOIQI		Autorisé à atterrir 30 040 degrés 5 noeuds	
FOIQI	Moorea TWR		Atterri en 30 Québec India	
FOIQI	Moorea TWR	214834	[illisible] 241 Québec bonjour libéré par Tahiti on va se présenter en approche à vue piste 12	
Moorea TWR	FOIQI		[illisible] le dernier vent du 080 degrés pour heu 5 noeuds rappelle finale 12	

VTA234 G	Moorea TWR		1213 à plus 294	
F US	Moorea TWR	212152	US, je vais mettre en route pour un troisième circuit	
Moorea TWR	F US		C'est approuvé	
F US	Moorea TWR		OK je mets en route US	
FOIQI	Moorea TWR	212212	Temaee, Qi La mise en route pour Tahiti s'il le plait	
Moorea TWR	FOIQI		Heueu india c'est approuvé	
FOIQI	Moorea TWR		India	
F US	Moorea TWR	212255	US je suis prêt à me déplacer et décoller	
Moorea TWR	F US		translate et autorisé à décoller en piste 12 tu passes sur 121 point 3 arauae	
F US	Moorea TWR		Je translate je décolle 12 et je passe avec l'approche US	
FOIQI	Moorea TWR	212417	Qi on sera prêt au roulage	
Moorea TWR	FOIQI		Tu roules pour la 12 tu t'alignes eeeeee l'hélico il va passer par VAIARE en fonction de l'hélico autorisé à décoller avec Tahiti Arauae	
FOIQI	Moorea TWR	212432	On s'aligne pour la 12 et on fait en fonction de l'hélico euh et puis on passe avec euh Tahiti à tout à l'heure	
F US	Moorea TWR	212454	[illisible] uniforme sierra je passe VAIARE vers chez toi	
Moorea TWR	F US		Sierra base gauche pour la 30	
F US	Moorea TWR		Je rappelle en base uniforme sierra	
F US	Moorea TWR	214100	Uniforme Sierra j'arrive en base	
Moorea TWR	F US		Autorisé à atterrir en piste 30 zéro soixante degrés pour euh cinq noeuds	

FOI/QI	F US	215303	reçu	
FOI/QI	Moorea TWR	215316	[illisible] Québec India la mise en route pour Tahiti s'il le plat.	
Moorea TWR	FOI/QI		[illisible] approuvé	
FOI/QI	Moorea TWR		India	
VTA241Q	Moorea TWR	215510	[illisible] pour [illisible] Air Tahiti 241 Québec	
Moorea TWR	VTA241Q		241 Québec autorisés à atterrir en piste 12 00080 080 degrés 5 noeuds	
VTA241Q	Moorea TWR	215632	[illisible] Atterr 12 Québec	
FOI/QI	Moorea TWR	215646	[illisible] Québec India on est prêt au roulage	
Moorea TWR	FOI/QI		Pour la 12 au point d'arrêt bravo	
FOI/QI	Moorea TWR		La 12 pour bravo Québec India	
Moorea TWR	FOI/QI	215729	[illisible] Tu t'aligne en piste 12 et tu maintiens	
FOI/QI	Moorea TWR		Je remonte je m'aligne et je maintiens Québec India	
Inconnu		215819	[illisible]	
Inconnu			[illisible]	
Inconnu			[illisible]	
Moorea TWR	FOI/QI	220006	[illisible] autorisés à décoller avec Tahiti Arauae	
FOI/QI	Moorea TWR		Décolle 12 avec Tahiti Québec India	
F US	Moorea TWR	220017	[illisible] Uniforme Sierra je passe VAARE vers chez toi	
Moorea TWR	F US		Sierra la base euh gauche pour la 30	
F US	Moorea TWR		Ouais je rappelle en base Uniforme Sierra	

	TWR			
F US	Moorea TWR	220316	Uniforme Sierra en base	
Moorea TWR	F US		[illisible] atterri 30 euh 060 degrés 5 noeuds	
F US	Moorea TWR		Oui j'atterri 30 Uniforme Sierra	
VTA241Q	Moorea TWR	220401	[illisible] Québec mise en route Huahine 120 demandé	
Moorea TWR	VTA241Q		Je te rappelle	
F US	Moorea TWR	220545	Uniforme Sierra je suis prêt à me déplacer décoller pour un retour sur Faara 600 pieds deux personnes a bord	
Moorea TWR	F US		Tu translatas et autorisés à décoller en piste 12 eee!	
F US	Moorea TWR		Oui je translate je décolle 12 et je passe avec la tour ouais bon appétit puis à la prochaine	
Pompier	Moorea TWR	220746	Hé Gustave	
Moorea TWR	Pompier		Ouais la crana	
Pompier	Moorea TWR		Il parait que le Twin il est tombé ?	
Pompier	Moorea TWR	220937	y a l'hélico qui survole non ?	
Moorea TWR	Pompier	220957	tu peux répéter là	
Pompier	Moorea TWR	221002	Ben il parait que le Twin qui vient de décoller il est tombé dans l'eau	
Moorea TWR	Pompier		J'ai pas vu eh il doit être avec Tahiti eh	
Pompier	Moorea TWR		Ouais	
Moorea TWR	Pompier	221011	Uniforme Sierra	
Inconnu	Moorea TWR	221134	[illisible] confirme hein il y a le TWIN qui s'est hé	



VTA241Q	Moorea TWR	221837	[illisible]page, 241Q
Moorea TWR	VTA241Q		241Q, autorisé à décoller en piste 12, le vent du 040 degrés pour 5 noeuds
VTA241Q	Moorea TWR		On décolle piste 12, 241Q
Moorea TWR	VTA241Q	222406	241Q, avec l'approche sur 121 point 3, prochaine
VTA241Q	Moorea TWR		21 3, prochaine
F JG	Moorea TWR	222726	Temaee la Orana, le Moorea JG décollé de Tahiti
Moorea TWR	F JG		[illisible] la 12, 080 degrés pour huit noeuds, rappelle vent arrière 12
F JG	Moorea TWR		Rappelle vent arrière 12 euh Juliet Golf
F JG	Moorea TWR	223044	Juliet Golf j'arrive en vent arrière 12
Moorea TWR	F JG		Golf autorisé à atterrir en piste 12, 060 degrés pour huit noeuds
F JG	Moorea TWR		Autorisé 12 Juliet Golf

Fin de la transcription de la cassette.

## annexe 3

# Transcription CVR

Transcription préliminaire au 04 octobre 2007  
du vol de l'accident enregistré sur le CVR

### AVERTISSEMENT

Ce qui suit représente la transcription des éléments qui ont pu être compris au cours de l'exploitation de l'enregistreur phonique (CVR) lors de l'élaboration du rapport intermédiaire.

L'attention du lecteur est attirée sur le fait que l'enregistrement et la transcription d'un CVR ne constituent qu'un reflet partiel des événements et de l'atmosphère d'un poste de pilotage. En conséquence, l'interprétation d'un tel document requiert la plus extrême prudence.

### GLOSSAIRE

Temps UTC	Temps UTC issu de la synchronisation avec les enregistrements du contrôle
VS	Voix synthétique de l'aéronef entendue sur les pistes 2 et 3
CTL	Voix du contrôleur entendue sur les pistes 2 et 3
→	Communication du commandant de bord en direction du contrôle ou des passagers
( )	Les mots ou groupes de mots placés entre parenthèses n'ont pu être établis avec certitude
(*)	Mots ou groupes de mots non compris
(@)	Bruits ou alarmes entendus sur la piste du microphone d'ambiance. Les bruits nommés « mouvement de commande » sont relatifs à une manœuvre de sélecteur ou de commande de vol par le commandant de bord. La durée du signal est éventuellement notée entre parenthèses.

### Attribution des pistes du CVR

Piste 1	Sans enregistrement
Piste 2	Enregistrement : du commandant de bord en direction du contrôle et des passagers, des contrôleurs. Ce microphone (hot-mic) enregistre en permanence les paroles et la respiration forte, par exemple, du commandant de bord
Piste 3	Enregistrement : du commandant de bord en direction du contrôle et des passagers, des contrôleurs. Ce microphone (hot-mic) enregistre en permanence les paroles, et la respiration forte par exemple, du commandant de bord
Piste 4	Enregistrement du microphone d'ambiance (CAM) placé en poste de pilotage

Temps UTC	Commandant de bord, contrôleur ou voix synthétique	Remarques, bruits
21 h 49 min 03 s		Arrêt des moteurs du vol précédent Bruits en cabine passagers pendant les prochaines minutes
49 min 17 s	CdB : Bonne journée messieurs dames au revoir	
49 min 20 s		Arrêt des bruits en poste
21 h 50 min 03 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (600ms)
50 min 49 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
21 h 51 min 34 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
21 h 52 min 17 s		Début des bruits en poste de pilotage, (ceinture, ...)
21 h 52 min 18 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
21 h 53 min 03 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
53 min 08 s		Bruits de mouvement du casque avec microphone
53 min 12 s		Soufflement dans le microphone de casque
53 min 16 s	→ Témaé de Moorea Québec India la mise en route pour Tahiti s'il te plaît	
53 min 22 s	CTL : India approuvé	
53 min 23 s	→ India	
53 min 39 s		Début de bruit de conditionnement d'air
53 min 45 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
21 h 54 min 02 s	→ Mesdames messieurs bonjour bienvenu à bord veuillez attacher vos ceintures s'il vous plaît merci  → Ladies and gentlemen welcome on board fasten your seat belts thank you	
21 h 57 min 07 s		Coupure d'enregistrement. L'enregistrement est maintenant continu jusqu'à la fin du vol. Les hélices sont en rotation.

Temps UTC	Commandant de bord, contrôleur ou voix synthétique	Remarques, bruits
57 min 10 s		Augmentation régime moteur
57 min 16 s	→ Témaé de Québec India on est prêt au roulage	
57 min 19 s	CTL : (Pour) la douze au point d'arrêt Bravo	
57 min 21 s	→ La douze pour Bravo Québec India	
57 min 23 s		(@) Bruit de mouvement de commande
57 min 24 s		Augmentation régime moteur
57 min 26 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
57 min 27 s		(@) Signal sonore (828 Hz 800 ms)
57 min 28 s		Diminution du régime moteur
57 min 30 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (600ms)
57 min 36 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms)
57 min 37 s		Discussion en bruit de fond du CAM
57 min 39 s		Augmentation régime moteur
57 min 41 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms)
57 min 45 s		Diminution du régime moteur
57 min 48 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms)
57 min 55 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
57 min 57 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms) suivi d'un bruit strident (250 ms 6500 Hz)
21 h 58 min 01 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms)
58 min 04 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
58 min 06 s	CTL : India tu t'alignes en piste douze et tu maintiens	
58 min 08 s		Augmentation régime moteur
58 min 10 s	→ Je remonte je m'aligne et je maintiens Québec India	

Temps UTC	Commandant de bord, contrôleur ou voix synthétique	Remarques, bruits
58 min 13 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (600ms)
58 min 15 s		Diminution du régime moteur
58 min 17 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
58 min 20 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (800ms)
58 min 23 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
58 min 24 s		Diminution du régime moteur
58 min 27 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
58 min 29 s	CdB : (*) trim est réglé (*)	
58 min 33 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
58 min 48 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (600ms)
58 min 52 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (600ms)
58 min 54 s		(@) Bruit de mouvement de commande
58 min 55 s		Augmentation régime moteur
58 min 56 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
21 h 59 min 00 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms)
59 min 01 s		(@) Diminution du régime moteur
59 min 04 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
59 min 05 s		Augmentation régime moteur
59 min 07 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
59 min 11 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (800ms)
59 min 13 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (700ms) suivi d'un bruit strident (100 ms 6500 Hz)
59 min 17 s		Diminution du régime moteur
59 min 36 s		(@) Bruit non identifié

Temps UTC	Commandant de bord, contrôleur ou voix synthétique	Remarques, bruits
59 min 41 s		Trois communications entre l'ATC et le Novembre X-ray sur les pistes 2 et 3
59 min 54 s		Quatre messages radio non compris sur la piste 3 avec le Québec India
22 h 00 min 00 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
00 min 06 s	CTL : India autorisé à décoller avec Tahiti Air Moorea	
00 min 09 s	→ Décolle douze avec Tahiti (Air) Québec India	
00 min 12 s		Mise en puissance
00 min 13 s		Augmentation de la vitesse de rotation des hélices
00 min 22 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
00 min 35 s		(@) Bruit non identifié
00 min 40 s		(@) Signal sonore strident (100ms 6500Hz)
00 min 58 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
00 min 02 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
22 h 01 min 06 s		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (500ms)
01 min 07 s 400		Réduction de la vitesse de rotation des hélices
01 min 09 s 200	CdB : Ah putain	
01 min 11 s 450		(@) Bruit de mouvement de commande
01 min 12 s 100	VS : Don't sink	
01 min 12 s 500		(@) Bruit non identifié
01 min 13 s 280		(@) Bruit similaire au fonctionnement de la pompe hydraulique (400ms)
01 min 13 s 550	VS : Don't sink	
01 min 13 s 900		(@) Bruit de mouvement de commande
01 min 14 s 100		Augmentation de la vitesse de rotation des hélices
01 min 14 s 600		(@) Bruit non identifié
01 min 15 s 200	VS : Sink rate	
01 min 15 s 950	VS : Pull up	

Temps UTC	Commandant de bord, contrôleur ou voix synthétique	Remarques, bruits
01 min 17 s 550	VS : Pull up	
01 min 19 s 150	VS : Pull	
01 min 19 s 950		(@) Signal sonore sur la piste 1
22 h 01 min 20 s 000		Fin du signal sur la piste CAM et fin d'enregistrement

## annexe 4

# Eléments descriptifs de l'Île de Ré



### ALDA MARINE S.A.S.

28 Quai Galliéni – 92158 SURESNES CEDEX  
Tél. 33 (0)1 70 38 60 00  
Fax Direction 33 (0)1 70 70 22 77 – Fax Projet 33 (0)1 70 70 22 78



4500 DWT CABLE REPAIR VESSEL

#### ILE DE RE

**Owner / Operator:** ALDA MARINE MAINTENANCE  
**Ship Manager :** LOUIS DREYFUS ARMATEURS

#### MAIN DESCRIPTION

Type : Cable Repair Vessel  
Class : BV\* C, Cable Laying Vessel,  
AUT-IMS,DYNPOS AM/AT  
Vessel built : Yard no 151 in 1983 ( Ile de Ré)  
VEB Mathias-Thesen-Werft,  
Wiesmar, DDR

#### MAIN DIMENSIONS

L.o.a incl whiskers : 143,40 m  
L o.a. : 140,12 m  
L p.p. : 123,00 m  
Breadth mld. : 20,50 m  
Breadth ext. : 23,32 m  
Summer draft : 7,23 m  
Depth moulded : 14,60 m

#### DEADWEIGHT

Deadweight Approx.: 4500 dwt

#### TANK CAPACITY

Heavy Fuel oil. : 1700 m<sup>3</sup>  
Gas oil Approx. : 136 m<sup>3</sup>  
Ballast Approx. : 2200 m<sup>3</sup>  
Fresh water Approx. : 300 m<sup>3</sup>

#### ACCOMMODATION

Double berth cabins: 10x 2 = 20

#### ENGINE AND PROPULSION

Main engines : 2x VEB, type 12VDS48/42 AL,  
2 x 5295 kW - 500 rpm  
Propellers : 2 x Controllable pitch propeller  
3400 mm diameter, 221 rpm  
Bow thrusters : 2 x Lips, 1500 kW  
Aft thrusters : 2 x Lips, 1500 kW  
Speed : Max 16 kts  
Service 15 kts

#### MANOEUVRING

Dynamic Positioning : Alstom  
Reference systems:  
DGPS  
HPR

#### DECK EQUIPMENT

Capstans : 2 x 10 t forebody  
Cranes : 1 x 10 tons - 25 m  
2 x 2 tons - 10 m  
1 x 5 ton gantry  
1 x 14.5 tons - 12.5 m (stern)  
Winches : 2 x 8 tons forebody  
2 x 8 tons aft body  
Tugger winches : 2 x 10 t on aft deck  
Windlass : 2 x AV Sp IX/ 62.

SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE AU CAPITAL DE 100.000 EUROS  
RC NANTERRE 431 958 073 - SIRET N° 431 958 073 00022 - N° TVA FR 15 431 958 073 – Code APE 611A



1 man cabins : 15 x 1 = 15  
1 man cab. w. bedr. : 19 x 1 = 19  
High class : 6x1 = 6

Total number bunks : 60

#### COMMUNICATION EQUIPMENT

Radiostation in full compliance with GMDSS A3.  
2 Satellite communication system, standard B  
2 Duplex VHF / DSC  
4 Simplex VHF without DSC  
1 Portable water proof VHF  
5 UHF waterproof Ex portable on -borad comm set.  
4 UHF base stations  
1 mobile telephone system  
1 f integrated telephone, PA and intercom system

#### RESCUE AND LIFESAVING EQUIPMENT

2 Enclosed life boats for 60 persons.  
1 MOB-Boats 10 persons.  
1 Work boat, 10 persons  
Life Rafts according to SOLAS  
Hospital with treatment bench, stretchers.

#### CABLE TANK CAPACITY

Cable tank No. 1	920 m3
Cable tank No. 2	839 m3
Cable tank No. 3	628 m3
Cable tank No. 4	184 m3
Cable tank No. 5	184 m3
Cable tank No. 6	157 m3

Total cable tank capacity 2912 m3

#### STERN CHUTES

2 Stern rollers aft for two cable lines

## ALDA MARINE S.A.S.

28 Quai Galliéni – 92158 SURESNES CEDEX

Tél. 33 (0)1 70 38 60 00

Fax Direction 33 (0)1 70 70 22 77 – Fax Projet 33 (0)1 70 70 22 78

#### NAVIGATION EQUIPMENT

1 X-band RADAR ARPA  
1 S-band RADAR ARPA  
1 RADAR ARPA Display  
2 Differential DGPS  
1 Electronic Chart Display & Information System (ECDIS)  
3 Gyrocompasses  
1 Echo sounder type Kongsberg EA 600  
1 Doppler speed log  
2 Clinometers  
1 Autopilot

#### CABLE LAYING EQUIPMENT

All of the below mentioned cable machinery have the following speeds which are continuously variable:

Pick up mode: 0 - 123 m/min.

Pay out mode: 0 - 310 m/min.

2 x Cable Drum Engine

Max. cable pull 25 T

Cable guides Fleetng knives & Fleetng flanges

Drum diameter 4,00 m

Drum width 1,07 m

Drum clear width 0,76 m

DO-HB Engine fwd

Max. cable pull 6 T

Number of wheel pairs 6

DO-HB Engine/Cable Diverter aft

Max. cable pull 1 T

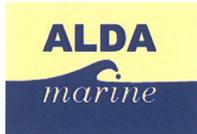
Number of wheel pairs 1

3 x Cable Transporters 2 T

#### ROV SYSTEM

1 off CTC - Trencher ROV trenching and maintenance operations down to 2000 m. Handled by separate A-frame.

SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE AU CAPITAL DE 100.000 EUROS  
RC NANTERRE 431 958 073 - SIRET N° 431 958 073 00022 - N° TVA FR 15 431 958 073 - Code APE 611A



## ALDA MARINE S.A.S.

28 Quai Galliéni – 92158 SURESNES CEDEX  
 Tél. 33 (0)1 70 38 60 00  
 Fax Direction 33 (0)1 70 70 22 77 – Fax Projet 33 (0)1 70 70 22 78



<p><b>Surveillance Equipment</b></p> <p><b>Cameras</b>          2 x CCD monochrome (Osprey OE1358)          1 x CCD colour (Osprey OE1364)          1 x SIT monochrome (Osprey OE1324)</p> <p><b>Pan &amp; Tilts</b>          1 x SubAtlantic 48Nm Pan &amp; Tilt          1 x SubAtlantic 48Nm Tilt Rotator</p> <p><b>Lamps</b>          8 x 150W individually switched lamps</p> <p><b>Search and OA Sonar</b>          Mesotech 971 transducer</p>	<p><b>Particulars</b></p> <p>Length 3.6m Width 3.2m Height 2.5m</p> <p>Configuration Free-swimming un-garaged vehicle          Maximum Depth Rating 2000m</p> <p>Total Power 150kW (Hydraulic Power Unit 1 x 150kW 4 pole 3.3 kV electro-hydraulic unit)</p> <p>Horizontal Thrusters : 4 x 420mm dia. SubAtlantic          Vertical Thrusters : 2 x 420mm dia. SubAtlantic</p> <p>Max. Forward Thrust 800kg Max.Vertical Thrust 700kg</p> <p>Weight in Air (approx.) 6600kg Weight in Water 50kg buoyant</p>
<p><b>Cable Tools Package</b></p> <p><b>Manipulators</b>          1 x Schilling Orion 7R ( 6 function +1 grip)          1 x Schilling Rigmaster 5R</p> <p><b>Cable Cutter</b>          Webtool HCV100</p> <p><b>Cable Clamp</b>          Slingsby TA 17 complete with set of jaws.</p>	

SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE AU CAPITAL DE 100.000 EUROS  
 RC NANTERRE 431 958 073 - SIRET N° 431 958 073 00022 - N° TVA FR 15 431 958 073 – Code APE 611A



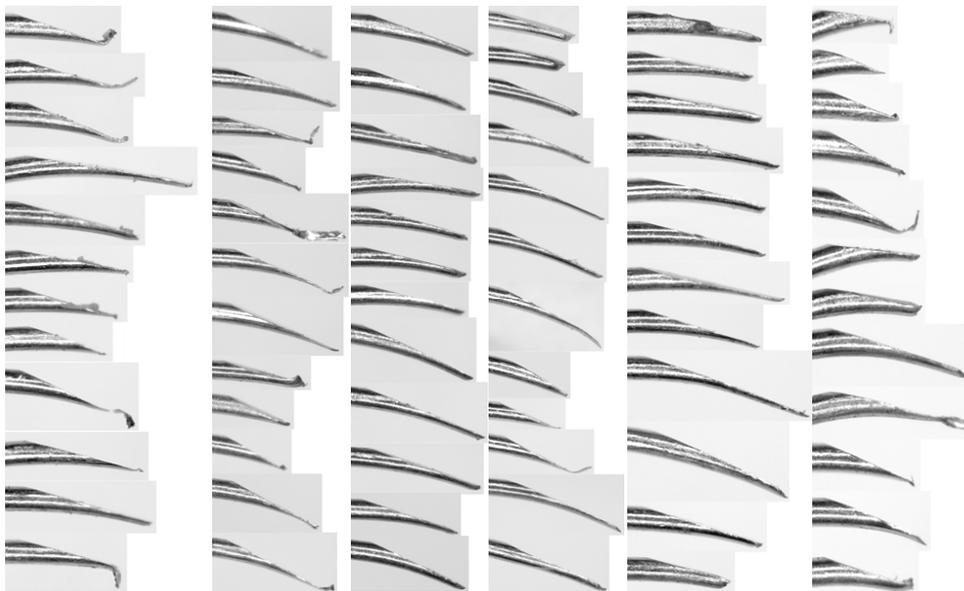
## annexe 5

### Usures observées sur les câbles

#### Annexe 1 : Usure observée sur le câble de commande de profondeur à cabrer du F-OIQI (taux d'usure évalué à 50%)



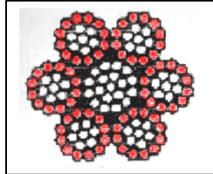
Profils d'usure des fils appartenant aux couronnes extérieures des torons externes



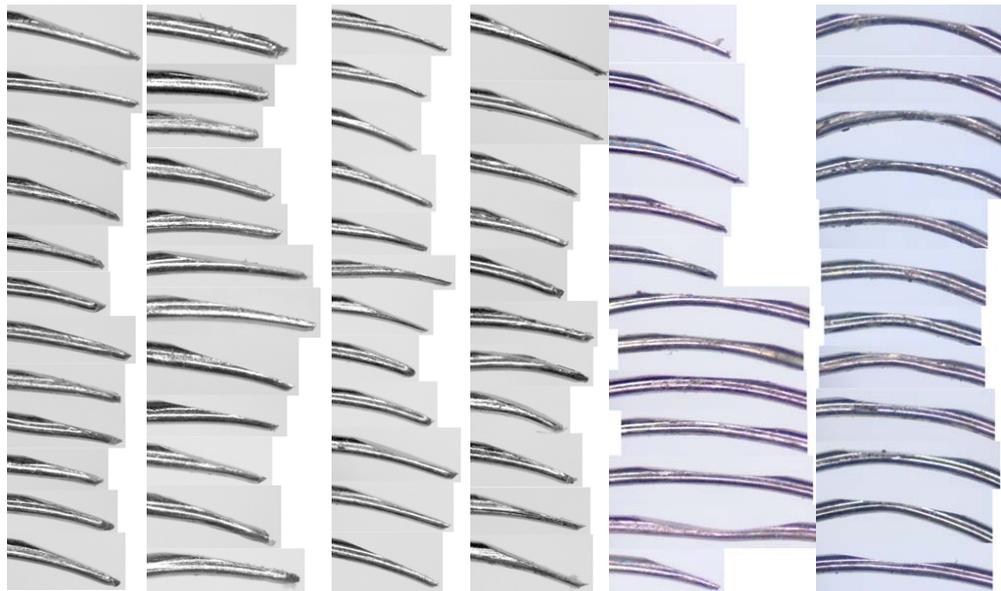
Plages d'usure observées sur les fils intérieurs de torons externes



**Annexe 2 : Usure observée sur le câble de commande de profondeur à piquer du F-OIQI ( taux d'usure évalué à 35% )**



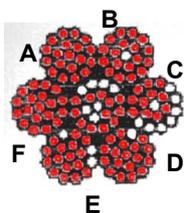
Profils d'usure des fils appartenant aux couronnes extérieures des torons externes



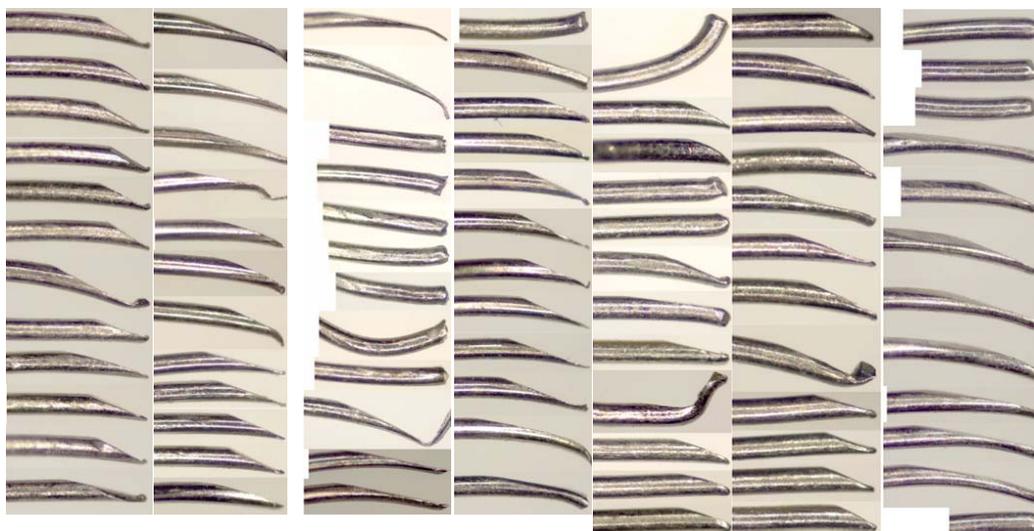
Torons rompus au cours de l'essai

Torons non rompus après essais : Les fils rompus l'ont été au cours des manipulations post essai.

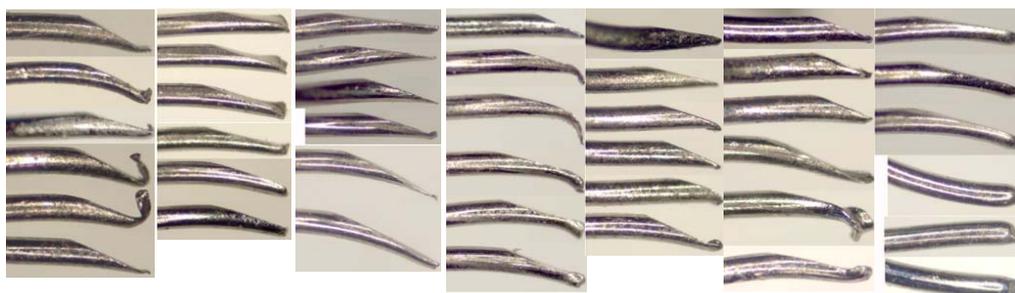
**Annexe 3 : Usure observée sur le câble de commande de roulis du F-OIJL  
(Taux d'usure évalué à 80%)**



Profils d'usure des fils appartenant aux couronnes extérieures



Profils d'usure des fils appartenant aux couronnes intérieures



Profils d'usure des fils d'âme



**Toron A**

**Toron B**

**Toron C**

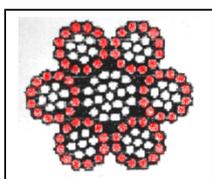
**Toron D**

**Toron E**

**Toron F**

**Toron central**

**Annexe 4 : Usure observée sur le câble  
d'essai de traction N°5  
(taux d'usure évalué à 50%)**



Profils d'usure des fils appartenant aux couronnes extérieures des torons externes



Plages d'usure observées sur les fils intérieurs de torons externes



# annexe 6

## Compte rendu d'essais

Mesures d'efforts DHC6-300

Version 1 du 08/04/08

### SOMMAIRE

	Page
1 - DOCUMENTS DE RÉFÉRENCE.....	3
2 - OBJECTIF DES ESSAIS.....	3
3 - IDENTIFICATION DU MATÉRIEL EN ESSAI .....	3
Aéronef.....	3
4 - MÉTHODE D'ESSAIS.....	3
5 - ESSAIS RÉALISÉS ET RÉSULTATS .....	3
5.1 - Essais sol.....	3
5.2 - Essais en vol.....	4
5.2.1 - Vol n° 1 du 26/03/08.....	4
5.2.2 - Vol n° 2 du 04/04/08.....	5
6 - CONCLUSIONS.....	6

Ce document est la propriété du CEV. Il ne peut être reproduit ou exploité sans son autorisation écrite.

CEV Istres/SDP/EE

Modèle EE CEV M 06 v 2.5

Page 2

**1 - DOCUMENTS DE REFERENCE**

- [1] Convention n° 133.07.113 DE-BEA – Expertises sur matériels aériens  
[2] Lettre BEA 10/BEA/T du 02 janvier 2008.  
[3] Lettre CEV n° 2008-5846/CEV/Istres/GP.

**2 - OBJECTIF DES ESSAIS**

Suite à l'accident du DHC6-300 F-OIQI de Air Moorea au large de l'île de Moorea le 9 août 2007, et à l'incident du DHC6-300 F-OIJL de Air Guyane à Maripasoula le 23 mars 2005, le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) a demandé au Centre d'Essais en Vol de réaliser des essais dont l'objectif était de quantifier les efforts sur les câbles de profondeur et gauchissement en fonction des efforts aux commandes.

**3 - IDENTIFICATION DU MATERIEL EN ESSAI****Aéronef**

- Type ..... : DHC6-300 TWIN OTTER
- N° de série ..... : 730

**4 - METHODE D'ESSAIS**

En vol les efforts ont été mesurés sur le manche avec un peson 0-50lbs

Au sol, gouvernes bloquées, on a mesuré avec un tensiomètre 0-200lbs les efforts sur les câbles lorsqu'on applique sur la commande des efforts équivalents à ceux rencontrés en vol.

**5 - ESSAIS REALISES ET RESULTATS****5.1 - Essais sol**

Les mesures de tensions de câbles ont été effectuées avec un tensiomètre.

Pour la profondeur, sur une portion droite du câble en tension au plus près de la gouverne dans le compartiment situé derrière la soute à bagage.

Pour le gauchissement, sur une portion droite du câble en tension au plus près de la gouverne à gauche et à droite dans des trappes de visites situées sous les ailes.

Il n'a pas été possible de réaliser des mesures sur les portions coudées car les accès ne permettaient pas de positionner le tensiomètre.

## 5.2 - Essais en vol

Deux vols ont été réalisés. Ne disposant pas des moyens adaptés pour mettre l'avion à la masse de 5498kg et 5450kg correspondant respectivement aux masses des DHC-6 de Moréa et de Guyane, seules les valeurs des centrages ont été respectées.

### 5.2.1 - Vol n° 1 du 26/03/08

Temps de vol : 1,1 heures

Masse 11020lbs C% = 35,5% (centrage arrière équivalent au DHC6-300 F-OIQI de Moréa)

L'objectif de ce vol était d'évaluer les efforts à la commande de profondeur lors de simulations de phases de décollages entre 3000 et 5000ft, puis des simulations de ruptures du câble de profondeur en lâchant les commandes, afin de voir le comportement de l'avion et de mesurer de perte d'altitude dans ces conditions.

**Essais 1.** A la suite d'une montée avion trimé à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , en rentrant les volets au passage en palier et en effectuant le réglage des paramètres moteurs de croisière cinq secondes plus tard, on constate que la vitesse augmente jusqu'à 100kt et que les efforts maximums obtenus sur la commande de profondeur sont de 7daN.

**Essais 2.** A la suite d'une montée avion trimé à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , en rentrant les volets tout en maintenant l'assiette de montée avec le réglage des paramètres moteurs de croisière effectué cinq secondes plus tard, on constate que la vitesse augmente jusqu'à 95kt et que les efforts maximums obtenus sur la commande de profondeur sont de 8daN.

Tableau récapitulatif des essais 1 et 2

	Essai 1 (assiette palier)		Essai 2 (assiette montée)	
Efforts à la profondeur (daN)	7		8	
Tension câble* (daN) (au repos = 95daN)	100	<del>ΔEE=5</del>	106	<del>ΔEE=B 1</del>

\*Mesures sol

**Essais 3.** A la suite d'une montée avion trimé à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , en rentrant les volets tout en maintenant l'assiette de montée à  $10^\circ$  manche bloqué, puis en effectuant le réglage des paramètres moteurs de croisière cinq secondes plus tard, on obtient après la rentrée des volets une assiette à piquer d'environ  $30^\circ$  en 20 secondes avec une vitesse verticale maximale de 3000ft/mn puis l'assiette revient à  $0^\circ$  en 5 secondes la vitesse stabilisée en palier est de 140kt.

Ce document est la propriété du CEV. Il ne peut être reproduit ou exploité sans son autorisation écrite.

**Essais 4.** A la suite d'une montée (avion trimé) à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , après avoir rentré les volets tout en maintenant l'assiette de montée à  $10^\circ$ , puis avoir réglé les paramètres moteurs de croisière avec le manche libre, l'assiette à piquer atteint  $25^\circ$  en 20 secondes puis l'assiette revient à  $0^\circ$  en 5 secondes, la vitesse stabilisée en palier est de  $140\text{kt}$  et la perte d'altitude de  $700\text{ft}$ .

**Essais 5.** A la suite d'une montée (avion trimé) à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , après avoir rentré les volets tout en maintenant l'assiette de montée à  $10^\circ$ , puis avoir réglé les paramètres moteurs de croisière avec le manche libre, l'avion a pu être récupéré sans difficulté et sans perte d'altitude en utilisant uniquement le trim 3 secondes après le passage à l'assiette nulle.

**Essais 6.** A la suite d'une montée (avion trimé) à  $V_i = 90\text{kt}$ , volet  $10^\circ$ , après être passé en palier et avoir effectué le réglage des paramètres moteurs de croisière, la récupération au trim (manche libre) se fait sans difficulté et sans perte d'altitude lors de la rentrée des volets.

**5.2.2 - Vol n° 2 du 04/04/08**

Temps de vol : 0,6 heure.

Masse  $10130\text{lbs}$   $C\% = 26\%$  (centrage avant équivalent au DHC6-300 F-OIJJL de Guyane)

Le tableau ci-dessous donne les valeurs moyennes obtenues lors des simulations de la phase de dernier virage (droit et gauche) en configuration volet  $20^\circ$  et  $37,5^\circ$ .

	Volets $20^\circ$ $V_i = 80\text{kt}$	Volets $37,5^\circ$ $V_i = 65\text{kt}$
Efforts en gauchissement (daN)	7 min 9 max	5 min 8 max
Tension câble* (daN) (au repos = $34\text{daN}$ )	37 min 40 max	35 min 42 max
Efforts à la profondeur (daN)	3	5

*\* les mesures réalisées au sol montrent que les valeurs de tensions de câbles dans l'aile droite et l'aile gauche sont du même ordre de grandeur.*

## 6 - CONCLUSIONS

A la demande du Bureau d'Enquête et d'Analyse (BEA), le Centre d'Essais en Vol (CEV) a réalisé, suite aux accidents des DHC6-300 de Moréa et de Guyane, des essais dont l'objectif était d'évaluer les efforts aux commandes de profondeur et gauchissement et sur les câbles des commandes respectifs, ainsi que les conséquences d'une rupture du câble de la profondeur et de la capacité de pilotage au trim de profondeur dans ces conditions.

Lors les différents essais réalisés, les efforts maximaux atteints ont été de 8daN à la commande profondeur entraînant une augmentation de la tension de câble de la commande de profondeur de 11daN lors des essais en vol rectiligne et de 8daN à la commande de gauchissement entraînant une augmentation de la tension de câble de la commande de gauchissement de 8daN au cours des essais de simulation de dernier virage en configuration volets 37.5°.

Les simulations de la rupture du câble de profondeur en phase de montée après décollage ont permis de montrer que la perte d'altitude avant que l'avion ne se remette de lui-même en palier est de 700ft, la vitesse indiquée atteinte est alors de 140kt.

Dans les mêmes conditions, si l'avion est contré au trim, la perte d'altitude est quasiment nulle. Dans les conditions de l'essai, cette manœuvre ne pose pas de difficulté particulière.

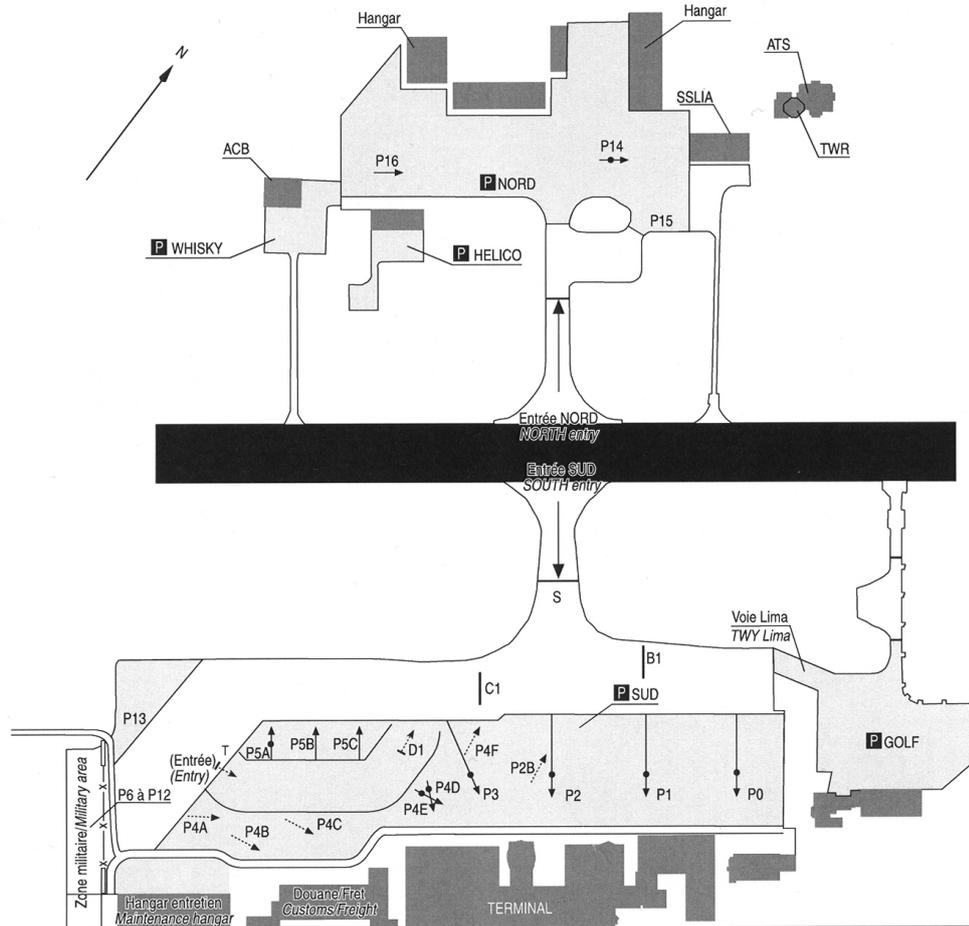
Ce document est la propriété du CEV. Il ne peut être reproduit ou exploité sans son autorisation écrite.





**AIRES DE STATIONNEMENT**  
Parking areas

TAHITI FAA'A



POSTES	A	R (point)	T	TYPE	OBSERVATIONS	ZONE
0		R (C1)		B 747-200		SUD / SOUTH
1		R (B1, C1)		B 747-400		
2		R (B1, C1)		B 747-400	Neutralise / neutralizes 2-B	
2-B				ATR 72	Si 2 inoccupé / If 2 unoccupied	
3		R (C1)		A 340-300	Neutralise / neutralizes 4-D et / and 4-F	
4-A	A			ATR 72		
4-B	A			ATR 72		
4-C	A			ATR 72		
4-D	A			ATR 72	Si P3 inoccupé / If P3 unoccupied	
4-E		R		ATR 72		
4-F	A			ATR 72	Si P3 inoccupé / If P3 unoccupied	
5-A	A			ATR 72		
5-B	A			ATR 72		
5-C	A			ATR 72		
6 à 12					Militaires / Military	
13		R		A 340	1 A340 ou/or 1 B767 ou/or 2 ATR	SUD / SOUTH
14			T	B747-400		NORD / NORTH
15			T	ATR 72	1 ATR	NORD / NORTH

A = Autonome/autonomous, R (point) = Repoussé vers le point / pushed back to the point, T = Entrée tractée/Towed entry



Aire de Trafic Apron

N° INS	COORDONNEES/COORDINATES
INS P0	17° 33' 28.60" S / 149° 36' 32.03" W
INS P1	17° 33' 29.93" S / 149° 36' 33.95" W
INS P2	17° 33' 31.30" S / 149° 36' 35.94" W
INS P3	17° 33' 32.29" S / 149° 36' 37.40" W
INS P4D	17° 33' 32.73" S / 149° 36' 37.88" W
INS P4E	17° 33' 33.22" S / 149° 36' 38.39" W
INS P5A	17° 33' 33.63" S / 149° 36' 43.09" W
INS P13	17° 33' 34.58" S / 149° 36' 45.78" W
INS P14	17° 33' 17.32" S / 149° 36' 44.94" W

**annexe 8**  
**Incident survenu le 17 août 2005**  
au SAAB 2000 immatriculé F-GMVD,  
exploité par Régional,  
sur l'aérodrome de Marseille

**1. Déroulement du vol**

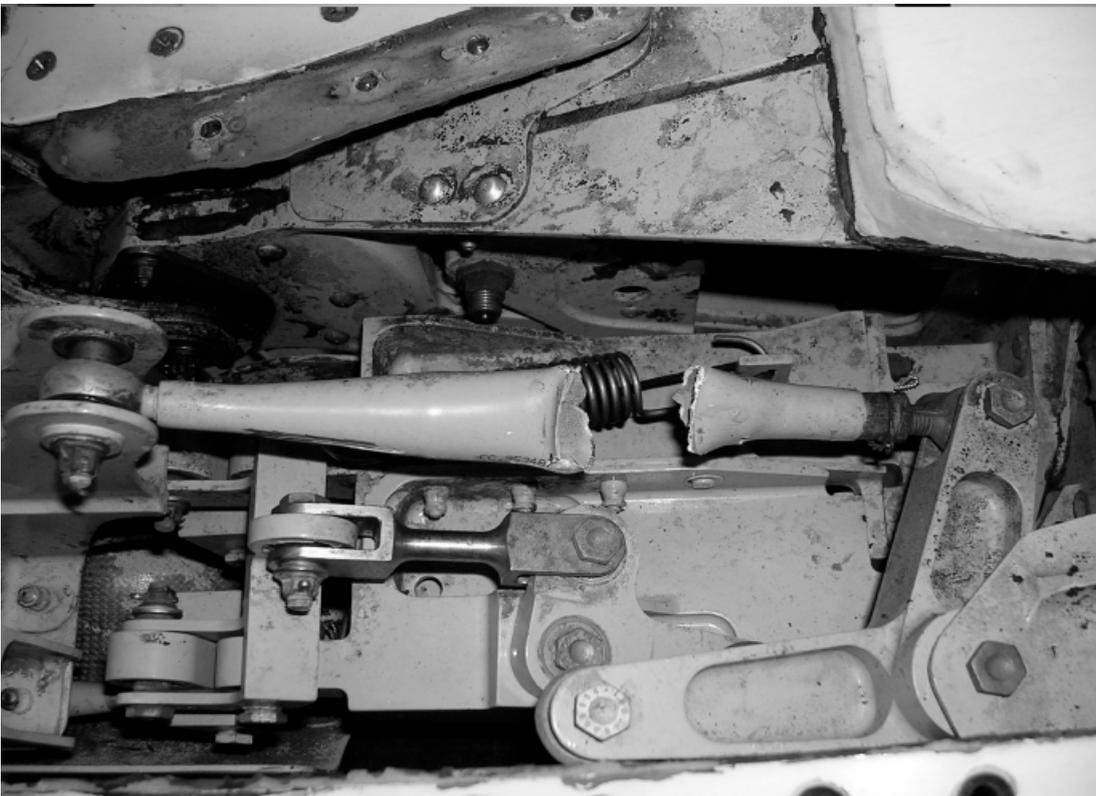
L'équipage quitte l'avion vers 19 h 45 sur le poste 25B après avoir bloqué les commandes. Le lendemain vers 12 h 00, il le reprend sur le même poste. Aucune particularité n'est observée lors de la visite pré-vol.

Lors du décollage en 14G avec le copilote aux commandes (PF), celui-ci constate qu'il ne peut tenir l'avion en roulis. Le manche est en butée à droite pour tenter de maintenir les ailes à plat.

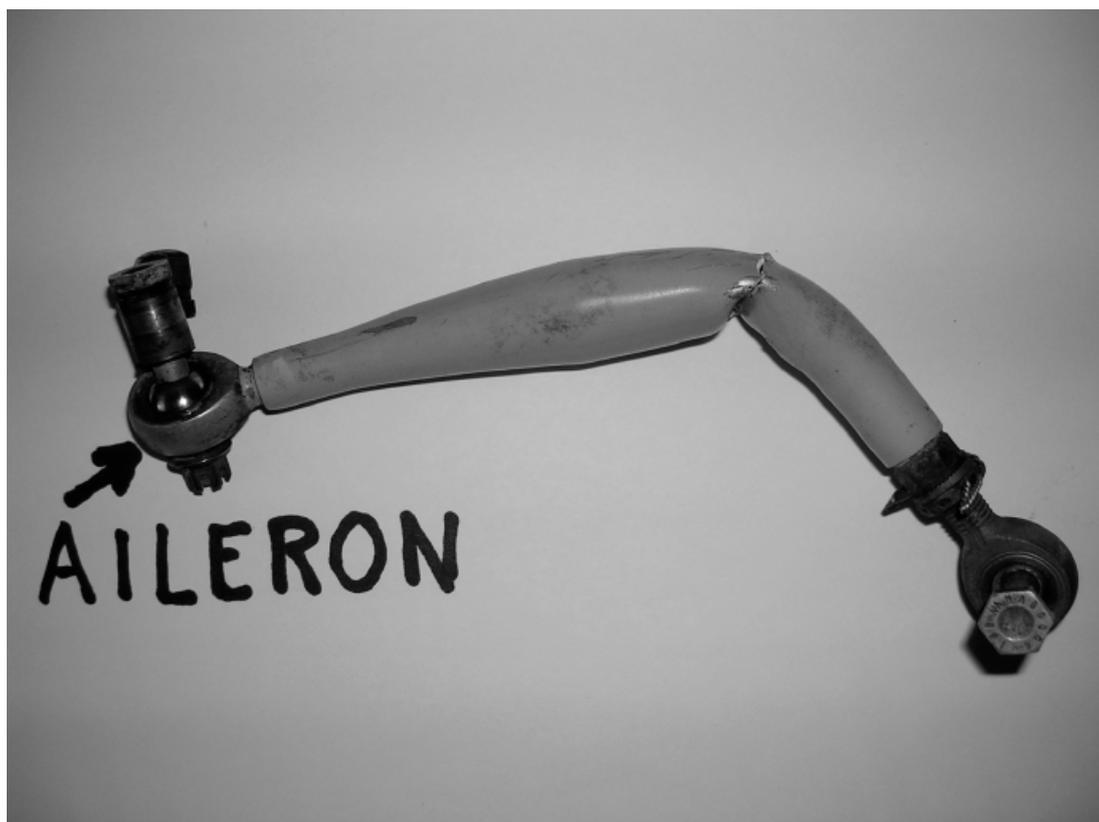
Un retour en EMERGENCY est demandé. L'atterrissage a lieu à haute vitesse (170kt) car l'équipage ne peut pas maintenir les ailes à plat à une vitesse inférieure. L'impact est brutal. L'équipage parvient à contrôler et à stopper l'avion sur la piste.

**2. Dommages à l'aéronef**

La biellette de commande de l'aileron droit est retrouvée rompue par suite d'un flambage .



### 3. Examens de la biellette



Aucune marque pouvant matérialiser un effort mécanique extérieur (choc) sur la gouverne n'a été trouvée.

La seule marque existante est sur l'extrados de la gouverne. Elle a été provoquée par l'arête arrière de l'extrados de l'aile et montre une mise en butée brutale de la gouverne.

La conclusion des expertises effectuées chez le constructeur de l'avion est la suivante :

"The ultimate compression load for this rod is 15.870 N which should correspond to airspeed of at least 65.1 m/s (126.5 kt) from the aft direction of the aircraft/aileron. A preliminary analysis of the failed rod has been performed indicating that the push rod has been subjected to high momentary loads with subsequent instant failure. This is based on comparison with earlier pushrods having failed during extreme winds/jet blasts from behind."

Le blocage des commandes de vol (gust-lock), qui est requis lors de la checklist après atterrissage, était en place. Le JAR25.679 indique que le gust-lock doit permettre de supporter 65 kt. La valeur de l'effort ayant été calculée à 126.5 kt, on peut considérer que les commandes de vol ont subi un effort quatre fois supérieur à la limitation prévue.

#### **4. Recherche sur les paramètres**

Régional a effectué une analyse des paramètres enregistrés sur l'ensemble de sa flotte Saab 2000. La recherche portait sur l'éventuelle apparition d'une valeur de compensateur d'aileron due à une position anormale de l'aileron gauche à la suite du flambage de la biellette.

Cette recherche ne montre aucune particularité concernant le F-GMVD. Les courbes de compensateur d'ailerons du F-GMVD ne montrent pas l'apparition d'une nouvelle valeur moyenne de compensateur au cours de la période allant du 8 mai au 17 août 2005. De plus l'équipage de conduite n'avait observé aucune particularité quant au pilotage de l'appareil au cours des vols du 16 août.

Tout ceci confirme que le flambage de la biellette s'est produit au cours du stationnement de l'avion à Marseille-Provence avant le vol du 17 août.

#### **5. Renseignements météorologiques**

La situation générale indique un vent moyen de cinq nœuds entre le 16 août 17 h 50 et le 17 août 14 h 52 et aucun dépassement de vingt nœuds durant la période d'escale du F-GMVD. Il n'y avait pas de situation orageuse.

#### **6. Recherche d'un éventuel jet blast**

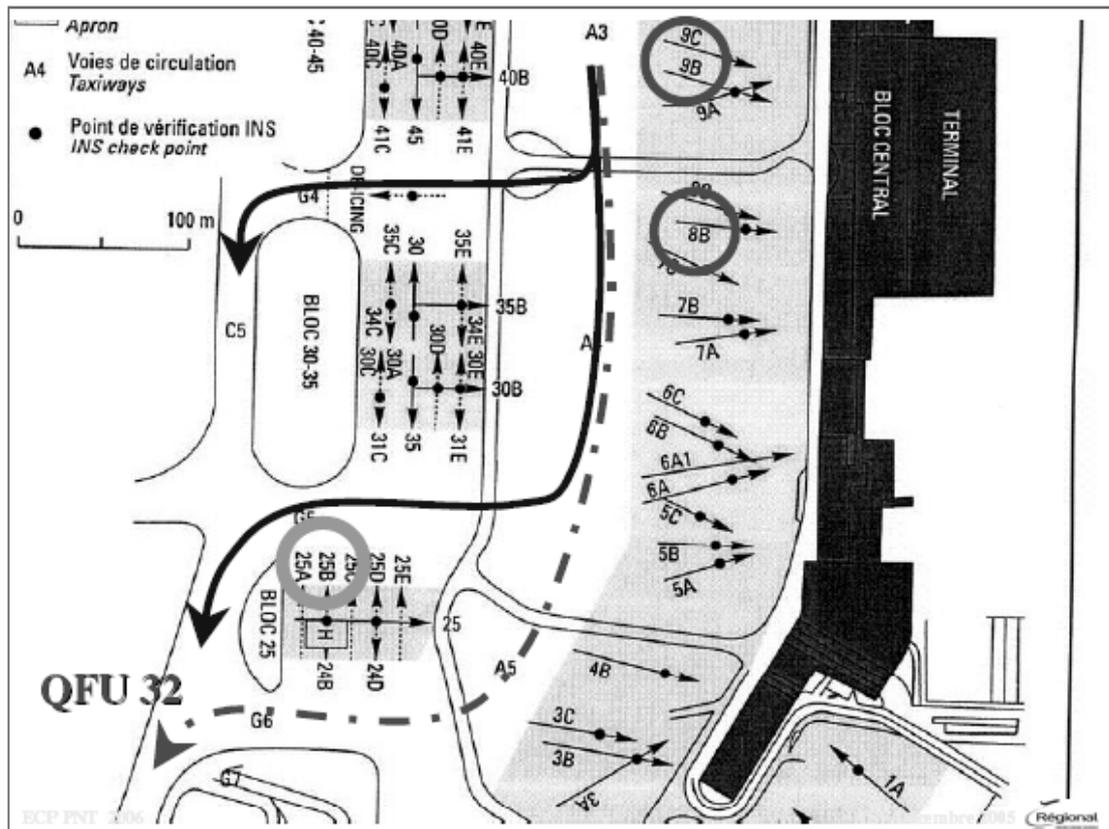
Un choc mécanique ou un souffle d'origine météorologique ayant été exclus, seule reste la possibilité d'un souffle de réacteur (jet blast).

Afin de pouvoir établir un rapport entre la vitesse du souffle déterminée par le constructeur et la réalité d'un souffle réacteur, une évaluation a été faite à l'aide de la documentation technique obtenue auprès de différents exploitants.

La recherche a donc porté sur la possibilité d'un souffle réacteur atteignant une valeur proche de 126 kt aux abords du F-GMVD.

Cette valeur ne peut pas être rencontrée normalement lors du roulage d'un avion, il faut donc envisager qu'une poussée réacteur a été délivrée au-delà de la position normale des manettes lors de la phase roulage.

Les cheminements des avions ne sont pas enregistrés ; les voies G4 et G5 sont habituellement utilisées pour accéder à la voie de circulation C (annexe 3). On ne peut cependant exclure que la voie G6 ait été utilisée soit par choix, soit par erreur. Dans ces conditions le virage G6/C6 peut demander une mise en puissance.

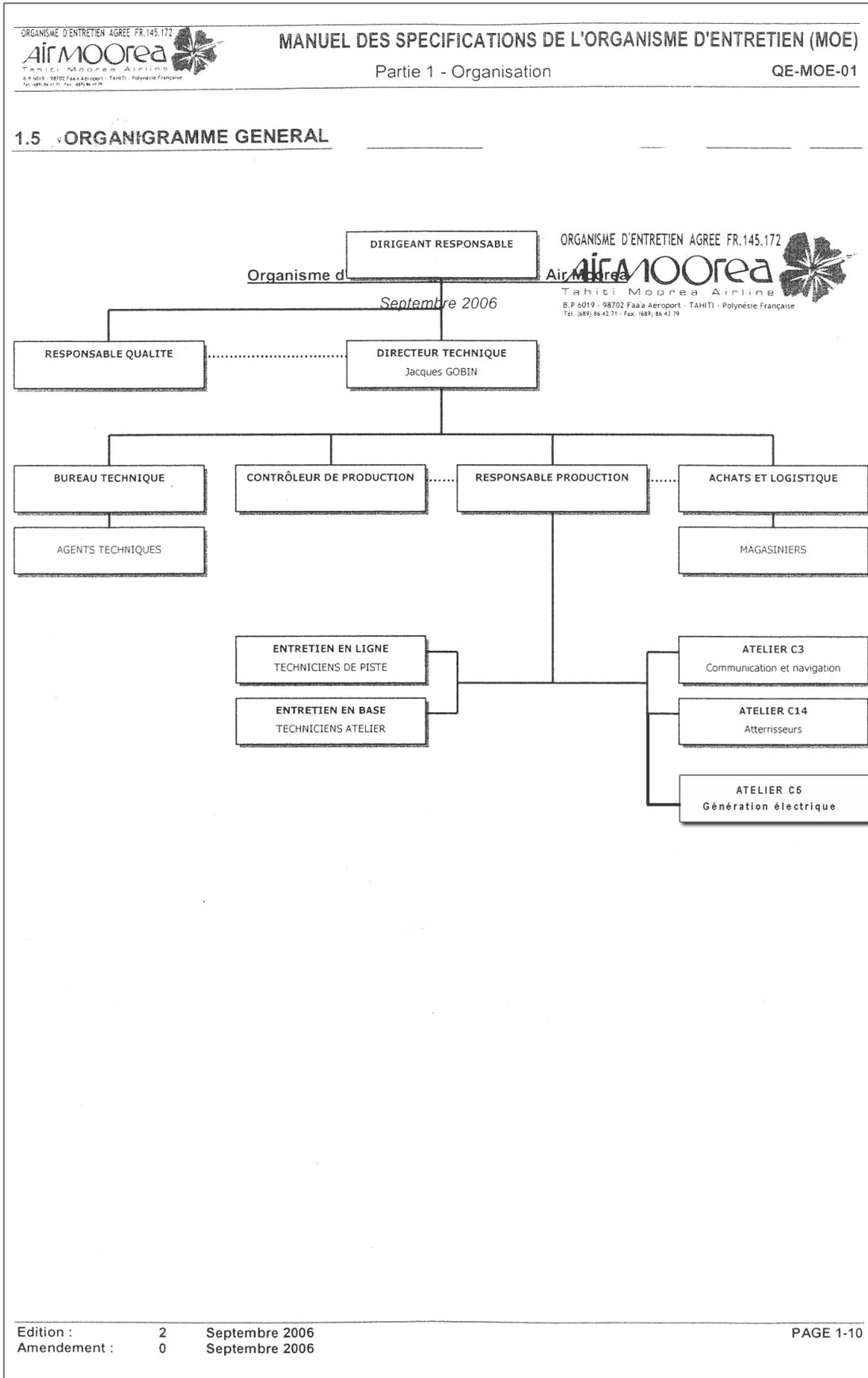


A titre d'information, un cas similaire de rupture de biellette de commande d'aileron a été répertorié en 1998 sur un Saab 2000 de la compagnie Crossair à Marseille. Il a été identifié grâce au témoignage d'un technicien de maintenance escale de la compagnie Régional. Celui-ci avait été sollicité par des techniciens de Crossair pour intervenir sur l'un de leur Saab 2000 qui avait été soufflé par un B737. Le jet blast ayant été repéré, le vol avait été annulé.

La cause probable de l'incident est donc le soufflage par un B777 au roulage pendant le stationnement du F-GMVD.

# annexe 9

## Organigramme de l'organisme d'entretien et effectif





# annexe 10

## Procédure de contrôle des câbles

		VIKING ENGINEERING NOTE	
PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008	DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	ISSUE: 2	PAGE 1
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**1) REFERENCES**

- 1) Viking Continuing Airworthiness File # CAW-C6-2700-10
- 2) PSM 1-6-11, Paragraph 5
- 3) PSM 1-6-7, Part 1 Basic Inspection – 27, Item 4
- 4) PSM 1-6-7, Part 2 Special Inspection, Section E, Item 4
- 5) PSM 1-6-7 (IC), Card 18-06
- 6) PSM 1-63-2, Chapter 27-00-00, Section 2 A
- 7) PSM 1-63-2, Chapter 20-60-01

**2) BACKGROUND**

EASA held a conference call on December 18, 2007 to discuss the BEA investigation of the DHC-6 (F-OIQI) accident, which occurred in Moorea, French Polynesia on August 9, 2007. Representatives from EASA, BEA, TCCA, TSB and Viking Air Limited participated in the conference call. It was concluded that Viking should obtain additional fleet information regarding control system cable wear, particularly from operators engaged in high cycle/hour ratio operations.

Viking sent out All Operator Message DHC-AOM-27-002 (Appendix A) and Elevator Control Cable Wear Survey – 001 (Appendix B) to 27 DHC-6 operators on December 21, 2007. Viking has received nine written responses, representing 65 aircraft. A 10<sup>th</sup> respondent provided elevator control cable wear information by telephone.

The responses are summarized in the Survey Results Table (Appendix C). The OEM maintenance schedule is contained in Appendix D.

**3) EXECUTIVE SUMMARY**

High cycle/hour ratio operators, working in a marine or saline environment in the tropics have reported using stainless steel and carbon steel elevator control cables. The majority of aircraft operated in this environment use stainless steel cables and have adopted an inspection interval that is more stringent than what is specified in the OEM maintenance schedule (Reference 4). However, the replacement interval is consistent with that prescribed by the OEM.

The survey responses indicate that carbon steel cables are more wear resistant than stainless steel cables. It is not clear, based on the information received, that there is a direct relationship between cycle/hour ratio and wear. It can be concluded however, that aircraft operated in a marine or saline environment using stainless steel cables experience more wear than aircraft operated outside of this environment – regardless of the type of cables used (stainless steel or carbon steel).

Further details may be found in Section 4.0 – Analysis Summary.

**4) ANALYSIS SUMMARY**

Nine completed surveys were received from the 27 sent out to operators. Four respondents, representing 49 aircraft, operate in the tropics and have a cycle/hour ratio of 2.1 to 4.1. Five



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 2
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

respondents, representing 16 aircraft, operate outside the tropics and have a cycle/hour ratio of 1.6 to 2.8.

Most respondents have reported that carbon steel elevator control cables are more wear resistant than stainless steel cables.

Two operators in the tropics, representing 39 aircraft, use stainless steel elevator control cables, mentioning that carbon steel cables would not tolerate the highly corrosive environment. One of these operators inspects their cables at a 125 hours interval, the other at 50 hours. These inspection intervals are more stringent than that specified in the OEM maintenance schedule (Refs. 2 & 4). The other two operators in the tropics, representing 10 aircraft, use carbon steel cables. One reported cable wear and the other reported no wear. One operator inspects their elevator cables at a 125 hours interval (more stringent than the OEM maintenance schedule), the other at 1000 hours (less stringent). One of these operators mentioned that they use carbon steel elevator control cables, as they experienced a stainless steel elevator control cable failure at a pulley located at STA 270.3. This operator also indicated that they perform a daily inspection in this location. All tropical operators replace their elevator control cables at a 12 month interval. Two operators reported that they have on occasion replaced elevator control cables earlier than twelve months.

Reports were received from two operators residing outside of the tropics, representing 5 aircraft operating in a marine or saline environment. Both operators use carbon steel cables and inspect their cables on a 3 month or 400 hours interval, consistent with the OEM maintenance schedule. One operator replaces their cables at a 12 month interval, which is consistent with the OEM maintenance schedule. The other operator replaces their cables on a 60 month interval. Both operators reported no wear.

Three respondents, representing 5 aircraft, reported operating outside a marine or saline environment. There were two respondents, representing 4 aircraft, using carbon steel control cables. One respondent, representing 2 aircraft, experienced flattening at certain pulley locations. The other respondent, representing 2 aircraft, reported no wear. One of the three respondents has adopted a 3 month/400 hours inspection interval; the other two use a 12 month inspection interval. One respondent, representing 1 aircraft, uses stainless steel control cables and reported no cable wear. All 5 aircraft follow the OEM maintenance schedule specifying the elevator control cables be replaced every 60 months.

Cable wear was reported to occur more frequently at pulley locations than at fairleads. The typical wear reported at pulley locations was flattening of the cable or a shiny surface due to rubbing. Although, some cable fraying in stainless steel cables was also reported.

One respondent provided a possible explanation for accelerated elevator control cable wear at the STA 436.0 fairlead. The respondent noted that the elevator control cables can be incorrectly rigged at the pulleys located STA 333.25 and STA 378.13, when all of the floor boards are not removed. If the elevator control cables are inadvertently crossed between these stations, the cable will rub on the fairlead at STA 436.0.



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 3
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

### 5) SURVEY RESULTS - DISCUSSION

This Section presents the information reported by operators. For reference purposes, an elevator control system schematic is included at the end of this Section.

Viking Air Limited received survey results from nine operators, representing 65 aircraft. Out of this group, 60 aircraft are operating in a marine or saline environment. 48 aircraft operate strictly on floats, nine aircraft operate solely on wheels, and 3 aircraft operate on either wheels or floats.

#### OPERATIONS IN A MARINE OR SALINE ENVIRONMENT

Out of 60 aircraft operating in a marine or saline environment, 46 aircraft use stainless steel elevator control cables and 14 use carbon steel.

1. The users of stainless steel cables have the following comments:
  - i. Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel, but require more attention to corrosion proofing.
  - ii. For aircraft operated in the tropics, some stainless steel elevator control cables required changing earlier than the 12 month interval specified in the operator's maintenance program, due to wear such as fraying and flattening.
  - iii. Other operators reported no instances of wear requiring early replacement elevator control cables.
  - iv. Two operators reported that fairleads have been replaced due to wear.
  - v. No operators reported changing cables due to corrosion.
2. The users of carbon steel cables have the following comments:
  - i. No problems between inspections, cables are like new when replaced after 5 years.
  - ii. We lost an aircraft that was equipped with stainless steel cables; we now use only carbon steel cables. Despite the marine environment, carbon steel cables last longer. Inspections at STA 267.0 are done daily.
  - iii. Stainless steel cables are not as wear resistant as carbon steel cables; although wear is not a factor due to 12 month replacement time.
  - iv. Some fairlead changes have been reported. One respondent reported fairleads being bent inadvertently by maintenance personnel.
  - v. No cables have been changed due to corrosion.  
Note: One operator reported replacing cables at 8 months due to wear. Another respondent suggests that oxidation prevalent in a humid environment accelerates wear in the control cables at the pulleys located at STA 378.13.
  - vi. Carbon steel cables are preferred by some operators for economic reasons; even in a saline environment. Stainless steel cables are more expensive (20% in some cases).



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 4
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**OPERATIONS OUTSIDE A MARINE OR SALINE ENVIRONMENT**

Three respondents, representing 5 aircraft, were received involving aircraft being operated outside a marine or saline environment. Out of the 5 aircraft, 1 uses stainless steel elevator control cables and 4 use carbon steel cables.

1. The user of stainless steel elevator control cables reported the following:
  - i. We change our cables every 60 months and inspect them every year. We have not experienced any pre-mature wear before replacement time.
  - ii. No cables changed due to corrosion.
2. The users of carbon steel cables have the following comments:
  - i. Cables are like new when replaced every 5 years.
  - ii. Two respondents reported that fairleads are replaced as required.
  - iii. No cables changed due to corrosion.

**TYPE, LOCATION, AND POSSIBLE CAUSES FOR ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR.**

Elevator control cable wear has been reported at STA 270.3, STA 333.25, STA 378.13 and STA 436.0.

The reports indicate that the wear occurs most often at the pulleys located at STA 333.25 and STA 378.13. One operator indicated that they are replacing carbon steel cables every 8 months on average due to wear and broken strands only in the forward segment of the cables. This is consistent with the OEM maintenance schedule (1000 hour replacement interval), as the operator achieves 1500 hours per year (approx. 1000 hrs in 8 months).

Other comments received are as follows:

1. Cause of cable wear (stainless steel) is mainly confined to routing at pulley locations only. Type of wear include: shiny (which is monitored within limits), fraying: (which constitute an immediate replacement – usually caught at 1-3 wires in one strand), flattening (which is cause for replacement – hardly ever detected).
2. The most likely explanation for excessive wear (stainless steel) at STA 436.0 fairlead is incorrect rigging; one needs to be careful that the cables coming off the pulleys at STA 333.25 line up with the pulleys at STA 378.13 – the floor boards need to be lifted up to ensure each cable is placed on the correct pulley. If the elevator control cables at STA 378.13 are installed on the wrong pulley, the cable will chafe on the fairlead at STA 436.0.

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 5
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			



Fairleads at STA 436.0



Pulley Cluster Located at STA 333.25



Bulkhead at STA 376.0 (Looking Aft)

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 6
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			



Pulley cluster located at STA 378.13

3. Any aircraft that is operated in a hot humid climate has accelerated wear (carbon steel) at the pulley at STA 378.13. This is due to condensation running down the cables and then collecting at the pulleys. The condensation causes oxidation on the control cables. The control cables transit back and forth through the pulleys during normal flight operations. The pulleys wear off the oxide, leaving a bare surface. This allows another layer of oxide to form, creating a cycle that accelerates cable wear.
4. Experience has indicated that it is beneficial to tension cables to the low end of the range in the rigging specifications (less wear).
5. Replacement interval on cables is sufficiently short to detect cable damage before failure.
6. The fairlead at STA 486.34 if not relocated as per TAB 646/9 has been found to show signs of wear or found worn out and the elevator cable rubbing on P/N C6FS1714-3 (MOD 6/1458).



Fairlead at STA 486.34

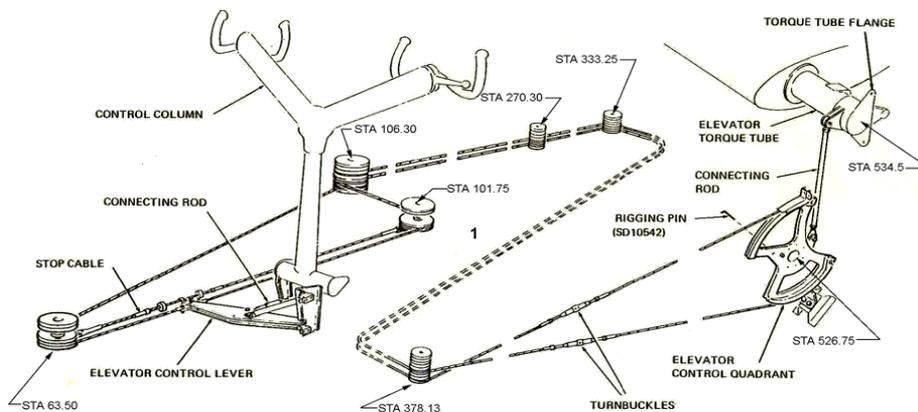
Fairlead at STA 436.0

7. It was noted during a CPCP program inspection that in the aft empennage area there was some minor wear on some ribs and at feed through holes. This may be caused by a low tension on the elevator cables.
8. We have removed cables (carbon steel) that have discoloring and loss of flexibility from fuselages received from other areas of the world. We are unsure as to the source of the cable

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 7
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

or what factors may have led to this condition. These aircraft were removed from service long before being shipped for repair.

### DHC-6 ELEVATOR CONTROL SYSTEM - SCHEMATIC



### ELEVATOR CONTROL SYSTEM - PART NUMBERS

LOCATION	CARBON STEEL	STAINLESS STEEL
Elevator lever stop cable	C6CF1100-11	E.O. 69053-5
Front of elevator lever to station 426.75	C6CF1146-1	E.O. 69053-1
Rear of elevator lever to station 426.75	C6CF1147-1	E.O. 69053-2
Upper cable, station 426.75 to elevator quadrant	C6CF1150-1	E.O. 69053-3
Lower cable, station 426.75 to elevator quadrant	C6CF1151-1	E.O. 69053-4

### 6) CONCLUSION

Viking has concluded that an unsafe condition does not exist in the DHC-6 elevator cable controls. Some respondents indicated that carbon steel elevator control cables are more wear resistant than



VIKING ENGINEERING NOTE

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 8
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

stainless steel cables. It can be concluded that cable wear is affected by environment. Tropical marine or saline environments have an adverse affect on control cable longevity. The 12 months or 1000 hours replacement interval, specified in the OEM ICA, is adequate. However, in the case of tropical operations, some operators have found it prudent to inspect the control cables at intervals shorter than those specified in the OEM ICA.

Cable rigging (routing and tensioning) affects the serviceability of the elevator control cable system.

7) **RECOMMENDATIONS**

Viking recommends the following:

- a) Operators use stainless steel cable in a marine or saline environment.
- b) Viking to add a statement in the ICA specifying that the flooring between STA 332.0 and STA 376.0 be removed when replacing control cables to ensure they are rigged correctly.
- c) Viking to incorporate the inspection procedure specified in Service Bulletin 6/523 into the ICA.
- d) Viking to incorporate a special inspection, at a 125 hour interval, only for those aircraft operated in tropical marine or tropical saline environments. The special inspection would be targeted to areas most susceptible to wear.



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 9
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**APPENDIX A  
ALL OPERATOR MESSAGE DHC-AOM-27-002**



---

**ALL OPERATORS MESSAGE DHC-6-AOM-XX-XXX**

---

**TO:** ALL HIGH CYCLE OPERATORS OF DHC-6 AIRCRAFT

**ATTN:** DIRECTOR/MANAGER OF: PURCHASING  
MAINTENANCE  
ENGINEERING  
QUALITY CONTROL  
FLIGHT OPERATIONS

**FROM:** VIKING AIR LIMITED

**DATE:** 2/5/2008

**SUBJECT:** SURVEY TO GATHER INFORMATION REGARDING ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR IN HIGH CYCLE OPERATIONS

---

**BACKGROUND:**

Viking Air Limited has been providing technical data to the Transport Safety Board, Transport Canada, EASA, and the French BEA pertaining to a DHC-6 Accident that occurred on August 9, 2007 in French Polynesia. As a result of the investigation, the French BEA has requested further information pertaining to aircraft service history; specifically elevator control cable wear information for cycle/hour ratio operations of 3:1 and higher.

**PURPOSE:**

The issuance of this AOM is to request service data from operators of aircraft with a cycle/hour ratio of 3:1 or greater via completion of the **Elevator Control Cable Wear survey - 001**.

**REASON:**

Collecting this data is critical to the ongoing investigation of the August 9<sup>th</sup> accident and in determining if further action or modification to the existing OEM maintenance schedule is warranted.

**OPERATOR ACTION:**

Please complete the attached Survey and return it to the contact provided on the following page. Any additional comments and feedback you may have should be included on a separate sheet attached to the survey. All responses will be held in confidence.



VIKING ENGINEERING NOTE

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 10
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

Please contact our Technical Support desk at:

Email: [technical.support@vikingair.com](mailto:technical.support@vikingair.com)

Fax: (250)-656-0673

Phone: (250)-656-7227

Toll Free: 1-800-663-8444

Your cooperation in this matter is greatly appreciated.

Yours truly,

George Gee  
Product Support Manager



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE- DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 11
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**APPENDIX B  
DISTRIBUTED SURVEY**

Please fax completed surveys to: 250 656 0673  
or email to [technical.support@vikingair.com](mailto:technical.support@vikingair.com)



**ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY-001**  
For Operators of DHC-6 Twin Otter Aircraft

**CONTACT INFORMATION:**

Company Name: \_\_\_\_\_

Address: \_\_\_\_\_

City: \_\_\_\_\_ State/Prov: \_\_\_\_\_

Country: \_\_\_\_\_ Code/Zip: \_\_\_\_\_

\*Contact Name: \_\_\_\_\_ Title: \_\_\_\_\_

\*Phone: \_\_\_\_\_

\*Fax: \_\_\_\_\_

\*E-mail: \_\_\_\_\_

Do you use a Support/Maintenance Organization?

If yes: Name: \_\_\_\_\_

**AIRCRAFT INFORMATION:**

	Serial No.	Reg. No.	Avg. Hours per Year	Avg Cycles per year	Total Hrs since new	Total Cycles since new
DHC-6* Twin Otter						

\* Please list additional on separate sheet or insert / delete rows as necessary.

**What aircraft serial numbers do you operate with a cycle count of 3:1 or higher?**

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

**When did the aircraft begin high cycle operations?**

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_



PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 12
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**What is the actual cycles per hour average in the last 12 months for these aircraft?**

---

---

---

**Of these aircraft, which operate in a marine or high saline environment?**

---

---

---

**Do you operate these aircraft on floats or wheels?**

---

---

---

**Of these aircraft, is carbon steel or stainless used?**

---

---

---

**What is the replacement interval specified in your Maintenance program for the elevator control cables?**

---

---

---

**What is the inspection interval specified in your Maintenance program for the elevator control cables?**

---

---

---

**Is wear being identified during the interim inspections between replacement intervals?**

---

---

---

**Are the cables being replaced prior to the recommended replacement limit due to wear or corrosion? Please specify.**

---

---

---



VIKING ENGINEERING NOTE

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 13
APPROVED BY: MARTIN SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

Can you provide further information as to wear type (eg. flattening, fraying) and extent?

---

---

---

At What location(s) (Stations) do you experience wear? (eg. pulleys, fairleads, quadrants, fittings, etc.)

---

---

---

Have you experienced more wear with carbon steel cables or stainless steel cables?

---

---

---

Please comment on the merits of stainless steel vs. carbon steel cables:

---

---

---

Please provide any relevant information you have which would provide additional detail regarding cable wear and high cycle operations.

---

---

Please provide relevant pictures via email, if possible.

*Thank You*



PREPARED BY: S. DE GAGNE

DATE: JANUARY 18, 2008

APPROVED BY: MARTIN SWAN

DATE: FEBRUARY 5, 2008

-TITLE-

DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS

VEN #: V6-CAW-M2700-10

ISSUE: 2

VIKING ENGINEERING NOTE

PAGE 14

APPENDIX C -  
ELEVATOR CONTROL CABLE SURVEY RESULTS

Tropics	Avg. Hours Per Year	Avg. Cycles per Year	Total Hours (since new)	Total Cycles (since new)	Cycles per hour ratio ± 2.1	# months operated in high cycle ratio	Avg. Cycles/hour in last 12 months	Operated in Marine or High Saline	Operated on Flats or Wharfs Only	Operated on Flats or Wharfs Both	Uses Carbon Steel Cables	Uses Stainless Steel Cables	Mile Program Replacement Interval (miles)	Mile Program Replacement Interval (hrs)	Early Cable Replac. (for wear between replace. intervals)	Wear found in interim inspect. (between replace. intervals)	Type of wear (flattening, fraying, etc.)	Wear Locations (STA, Quay, etc.)	Cable Wear at Failure or Replacement	More Wear on Carbon Steel Cables	More Wear on Elements of SST over Carbon Steel Cables	Comments on other Factors affecting Cable Wear
1	0	860.0	1541	29754.9	45512	0	0	1.8	0	0	1	0	60	3	400	0	0	N/A	1	No SST used	No SST used	Cables are like new when inspected every 3 yrs
2	0	1060.0	1781	32520.3	15468	0	0	1.7	0	0	1	0	60	3	400	0	0	N/A	1	No SST used	No SST used	
3	0	667.7	1055	32451.3	11468	0	0	1.6	0	0	1	0	60	3	400	0	0	N/A	1	No SST used	No SST used	
4	0	714.0	1064	23608	27204	0	0	1.5	0	0	1	0	60	3	400	0	0	N/A	1	No SST used	No SST used	
5	0	704.0	133	19938.5	25188	0	0	1.9	0	0	1	0	60	3	400	0	0	N/A	1	No SST used	No SST used	
6	0	755.0	1220	42961.26	38519	0	0	1.6	0	0	1	0	12	3	400	0	0	N/A	0	No SST used	No SST used	No further comments
7	0	710.0	1150	32039.4	67776	0	0	1.6	0	0	1	0	12	3	400	0	0	N/A	0	No SST used	No SST used	
8	0	1000.0	2000	28511.6	47202	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0					Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. Failures appear to be more wear resistant than stainless steel. Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
9	0	1000.0	2000	20480.5	33213	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0					Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
10	0	1000.0	2000	34824	55713	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0	STA 436.0	1			Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
11	0	1000.0	2000	20482.3	34861	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0					Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
12	0	1000.0	2000	32596.8	55798	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0					Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
13	0	1000.0	2000	40936.7	66547	0	0	2.0	1	0	0	0	12	3	400	0	0					Carbon steel cables appear to be more wear resistant than stainless steel. However, as the complete set of cables that we found in the area, and all we use in that area is stainless steel, I cannot apply corrosion comment on wing rod pulleys. Steel would be better after inspection.
14	1	1500.0	3450	37417.8	45223	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
15	1	1500.0	3450	38272.2	62602	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
16	1	1500.0	3450	28740.4	43910	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
17	1	1500.0	3450	25274.8	42415	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
18	1	1500.0	3450	45541.9	46884	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
19	1	1500.0	3450	31843	37661	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
20	1	1500.0	3450	19343.9	33088	0	0	2.3	1	0	0	0	12	1	125	0	0					Lost an A/C due to SST cable. Dispile the environment. Carbon Steel Cables last longer. Inspection at sta. 207 are done every 8 months on average due to wear and broken strands, but No SST used for any forward segments.
21	1																	STA 287	0			Stainless Steel Cable wear in A/C was a total lot
22	0	1100	3450	19912.4	62276	2.8	0	3.1	0	0	0	0	60	12		0	0					Can't comment. We always use SST



PREPARED BY: S. DE GAGNE  
 DATE: JANUARY 18, 2008  
 APPROVED BY: MARTIN SWAN  
 DATE: FEBRUARY 5, 2008

-TITLE-

DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS

VIKING ENGINEERING NOTE

VEN #: V6-CAW-M2700-10

ISSUE: 2

PAGE 15

Tropics	Avg Hours per Year	Avg Cables per Year	Total Hours (since new)	Total Cycles (since new)	Cycles in 3:1 ratio	# months high cycle ratio	Avg Cycle/hour	Operated in Nameplate	Operated on Only	Operated on Only	Spins & Flaws	Uses Carbon Cables	Uses Stainless Cables	No Program Interval (hrs)	Inspection Interval (mths)	Earliest Cable Replac. Interval (mths)	Wear found in interim inspect. Interval?	Types of wear found	Wear Locations STA 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47	Cable Wear at End of SST or SST Replacement	No Wear on SST or SST Replacement	Mild to Severe Wear on SST or SST Replacement	Comments on other Factors affecting Cable Wear
0	1200							0	0	1	0	0	0	12	60	0	0		STA 332, 376 at the pulleys	1	No experience with SST	From Operator feedback SST wear very major wear of filaments.	
0	1000							0	0	1	0	0	0	12	60	0	0		STA 332, 376 at the pulleys	1	No experience with SST	From Operator feedback SST wear very major wear of filaments.	
23								0	0	1	0	0	0	12	60	0	0			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
24								0	0	1	0	0	0	12	60	0	0			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
25	500	1500	16973.9	27243			3.0	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
26	1100	3000	29653.5	50655			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
27	1100	3000	31250.9	53384			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
28	1100	3000	29325.9	38878			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
29	1100	3000	28410.7	48798			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
30	1100	3000	21501.9	44360			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
31	1100	3000	31253.3	52231			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
32	1100	3000	28401.1	48741			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
33	1100	3000	27928.1	42185			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
34	1100	3000	32078.9	73441			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
35	1100	3000	31724.2	71844			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
36	1100	3000	40304	84419			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
37	1100	3000	35626	65134			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
38	1100	3000	30753.8	58232			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
39	1100	3000	29352.8	60689			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
40	1100	3000	30527	58023			2.7	1	1	0	0	0	1	12	12	1	1			0	No Carbon Steel used	No Carbon Steel used	
41	700	2258	21266.8	41087	1		3.0	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
42	815.7	2347	26248.8	54431	1		2.9	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
43	1066.8	2748.3	36572.9	72618	1		2.6	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
44	908.4	2117.6	43403.3	90886	1		2.3	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
45	883.8	1987.3	32456.8	55784	1		2.9	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
46	1121	2740	34326.5	69423	1		2.4	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	
47	963	2387.3	49518.4	102478	1		2.5	1	1	0	0	0	1	12	12	0	1			1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant	



PREPARED BY: S. DE GAGNE  
 DATE: JANUARY 18, 2008  
 APPROVED BY: MARTIN SWAN  
 DATE: FEBRUARY 5, 2008

- TITLE -

DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS

VIKING ENGINEERING NOTE

VEN #: V6-CAW-M2700-10

ISSUE: 2

PAGE 16

		General Comments on Cable wear																								
Tropics	Avg. Hours per Year	Avg. Cycles per Year	Total Hours (since new)	Total Cycles (since new)	Cycle life ratio $\geq 3:1$	# months operated in high ratio	Avg. Cycle life in last 12 months	Operated in Mine or High Saline	Operated on Flats or High Saline	Operated on Flats Only	Operated on Flats & High Saline Only	Both Flats & High Saline	Uses Carbon Steel Cables	Uses Stainless Steel Cables	Me Program Replacement interval (mths)	Me Program Inspection Interval (mths)	Me Program Inspection Interval (hrs)	Early Cable Repl. for wear/corros.	Wear found in interim inspect. intervals?	Type of wear (fretting, fraying)	Wear Locations (STA, 7 pulleys, quadrants, fittings)	Cable Wear at Fairlead or Replacement	More Wear on SST or Carbon Steel Cables	More Wear on SST or Carbon Steel Cables	More Corrosion Resistant	Comments on other Factors affecting Cable Wear
48	1	1063.3	2748	40827.2	41223	1	2.6	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
49	1	977.1	2486.6	38087.7	56609	1	2.5	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
50	1	1116	2741	41861.5	85740	1	2.5	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
51	1	978.1	2395	35339.9	56719	1	2.4	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
52	1	1000	2359	30206.9	58695	1	2.4	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
53	1	872.8	2140.3	35687.9	46386	1	2.5	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
54	1	972.6	2806.6	28611.4	38111	1	2.9	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
55	1	414	861.3	31525.2	38802	1	2.3	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
56	1	695.5	2037.6	26956.4	55736	1	2.9	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
57	1	644.2	1667	30242.6	51366	1	2.9	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
58	1	385.2	812.6	33704.6	50144	1	2.1	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
59	1	726.1	2037.6	30204.3	52103	1	2.6	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
60	1	756.1	2203.3	26559.9	48873	1	2.9	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
61	1	917.2	2245.3	41686.1	83925	1	2.4	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
62	1	1082	2649	48571	107841	1	2.5	1	1	0	0	0	0	1	12	50	0	1				1	More Wear on SST Cables	More Corrosion Resistant		
63	1	846.6	3440.25	26346.76	81692	1	4.1	1	0	1	0	0	1	0	12	1000	0	0		No Wear	N/A	0	No SST used	No SST used		
64	1	974.7	3807.75	33756.64	106363	1	4.0	1	0	1	0	0	1	0	12	1000	0	0		No Wear	N/A	0	No SST used	No SST used		
65	1	995.9	3823.75	33314.83	101628	1	3.8	1	0	1	0	0	1	0	12	1000	0	0		No Wear	N/A	0	No SST used	No SST used		
		61048.2	153962.5	1978642.2	3474720.0	27.8	0	60	44	18	3	19	46		N/A	N/A	19	40		N/A	N/A	24				

PREPARED BY: S. DE GAGNE	-TITLE-  DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE WEAR SURVEY RESULTS	VEN #: V6-CAW-M2700-10	
DATE: JANUARY 18, 2008		ISSUE: 2	PAGE 17
APPROVED BY: M. SWAN			
DATE: FEBRUARY 5, 2008			

**APPENDIX D  
DHC-6 ELEVATOR CONTROL CABLE INSPECTION SCHEDULE**

The table (below) shows the OEM inspection requirements in flight hours and calendar time where applicable.

**ELEVATOR CONTROL CABLE MAINTENANCE SCHEDULE**

	<b>OUTSIDE A MARINE OR HIGH SALINE ENVIRONMENT</b>	<b>HIGH SALT CONTENT OR MARINE ENVIRONMENT (FLOAT/LANDPLANE)</b>
<b>ELEVATOR CONTROL CABLE INSPECTION</b>	EVERY 1000 HRS OR 12 MONTHS <small>PSM 1-6-7 SECTION 27-4</small>	EVERY 400 HOURS OR 3 MONTHS <small>PSM 1-6-7 SECTION 27-4</small>
	EVERY 1000 HRS OR 12 MONTHS <small>PSM 1-6-7(IC) CARDS 15-15, 18-06, 19-01, 20-11, 21-10, CAL 18-6</small>	EVERY 400 HOURS OR 3 MONTHS <small>PSM 1-6-7(IC) CARD SP1-E4</small>
<b>ELEVATOR CONTROL CABLE REPLACEMENT</b>	EVERY 60 MONTHS <small>PSM 1-6-7 SECTION 27-4</small>	EVERY 12 MONTHS <small>PSM 1-6-7 SECTION 27-4</small>
	EVERY 5 YEARS <small>PSM 1-6-7(IC) CARD SP2-C8</small>	EVERY 12 MONTHS <small>PSM 1-6-7(IC) CARD SP1-E5</small>

**ELEVATOR CONTROL CABLE INSPECTION**

Cables are to be inspected in accordance with Aircraft Maintenance Manual Section 20-60-01. Carbon steel elevator control cables are to be lubricated in accordance with that same section.

Inspection requirements are in accordance with Manuals PSM 1-6-7 and 1-6-7(IC) which specifies:

Elevator control cables be inspected from flight compartment to empennage for fraying, corrosion, flattening, proper attachment and security, pulleys for condition and freedom of movement, pulley brackets and guide for condition and security, turnbuckles for security.

Instruction NOTES include:

**NOTE 1:** Inspect cables for fraying, corrosion, flattening, security and deterioration of protective coatings. Special attention on either side of pulley clusters at STAs 267.0, 332.0 and 376.0 for corrosion and fraying. Apply external lubricant to carbon steel non-jacketed cables in accordance with Maintenance Manual. Do not lubricate stainless steel or jacketed cables.

**NOTE 2:** It is important to operate controls through full range during inspection so that cables move away from pulleys and all portions of cables are exposed for inspection.

**NOTE 3:** Remove all access panels that are required to get free and clear view of area being inspected. Install all access panels.

**NOTE 4:** Stainless steel control cables are available in lieu of carbon steel cables when operating on floats or in a marine or saline environment.



**annexe 11**  
**Incident survenu le 22 mars 2005**  
au DHC6 immatriculé F-OIJL,  
exploité par Air Guyane,  
sur l'aérodrome de Maripasoula (Guyane française)

## **1 - Déroulement du vol**

Le DHC6 immatriculé F-OIJL effectue un vol de transport de fret entre les aérodromes de Cayenne et de Maripasoula.

A l'arrivée, le pilote exécute un tour de piste pour atterrir au QFU 07. Lors du passage en dernier virage, à une hauteur d'environ quatre cents pieds, il constate que la commande de roulis est inefficace et remet les gaz. Au cours de la séquence, l'aile gauche heurte le sommet d'un arbre, détériorant le bord d'attaque et le saumon.

La vitesse augmentant, le pilote retrouve une certaine efficacité en roulis. Il effectue un tour de piste, se présente en approche finale pour le QFU 25 avec une vitesse de 100 kt et pose l'avion sur l'accotement en latérite de la piste. L'avion roule sur environ quatre cents mètres avant de s'immobiliser.

L'examen des commandes d'ailerons fait apparaître une rupture du câble inférieur de commande de l'aileron droit au niveau du passage dans l'emplanture de l'aile au droit d'un guide câble équipé de bagues en polyamide. Le câble est très usé à l'endroit de la rupture ; il en est de même du câble supérieur de la commande de ce même aileron.

## **2 - Les câbles**

Les câbles de cet avion sont en acier inoxydable. Ils ont tous la configuration 7 x 19 et un diamètre de 1/8 pouces pour ceux contrôlant le tangage et le roulis. Les deux câbles de la commande de l'aileron gauche ainsi que ceux de la commande de profondeur présentent également des marques d'usure, bien moins prononcées que celle des câbles de l'aileron droit.

Les câbles avaient été installés neufs entre février et mai 2003 avant l'arrivée de l'avion chez Air Guyane. L'avion totalisait alors 25 493,6 heures de vol et 48 639 cycles.

A la date de l'incident, l'avion totalisait 27 574 heures de vol et 51 457 cycles soit 2 080,4 heures de vol et 2 818 cycles depuis son arrivée chez Air Guyane.

Les dernières inspections avaient été effectuées :

- pour les câbles de profondeur, en février 2005, soit 166 heures et 211 cycles avant l'accident. Le mécanicien n'avait pas mentionné d'observation ;
- pour les câbles de l'aileron droit, en novembre 2004, soit 656 heures et 890 cycles avant l'accident. Aucune observation n'avait été mentionnée ;
- pour les câbles de l'aileron gauche, en décembre 2004, soit 526 heures et 710 cycles avant l'accident. Aucune observation n'avait été mentionnée.

Ces câbles sont remplacés tous les cinq ans.

Remarque : le constructeur considère que l'avion évoluait en atmosphère marine, il a précisé que les câbles de la commande de profondeur auraient donc dû être changés après douze mois d'exploitation. L'avis de l'exploitant était différent car, n'ayant pas de survol maritime, il appliquait la réglementation imposant un changement tous les cinq ans, sans inspections spéciales.

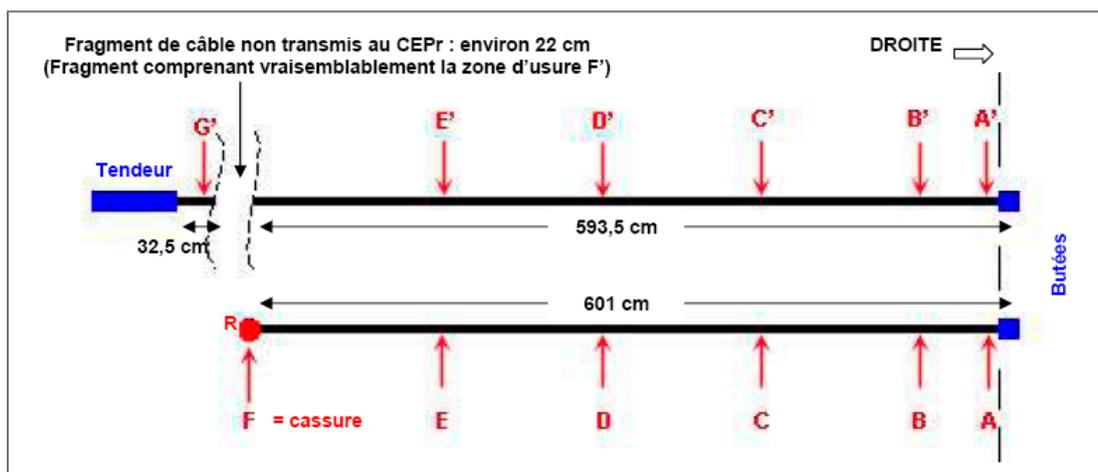
Air Guyane possédait également deux DHC6 équipés de câbles en acier carbone. Les inspections réalisées à la suite de l'accident ont montré qu'ils étaient tous en bon état.

### 3 - Examen des câbles de la commande de l'aileron droit

Les travaux réalisés montrent que les câbles ont été affectés par un phénomène d'usure plus ou moins prononcé. Ce phénomène évoluant dans le temps a diminué la section résistante des fils et a conduit à la rupture du câble de commande de l'aileron droit.

Les deux câbles de commande de l'aileron droit ont été examinés en laboratoire. Ils sont constitués d'un acier inoxydable de type 18.08 dont la composition chimique correspond à la nuance spécifiée dans la norme MIL-W683420.

#### 3.1 Localisation des zones usées



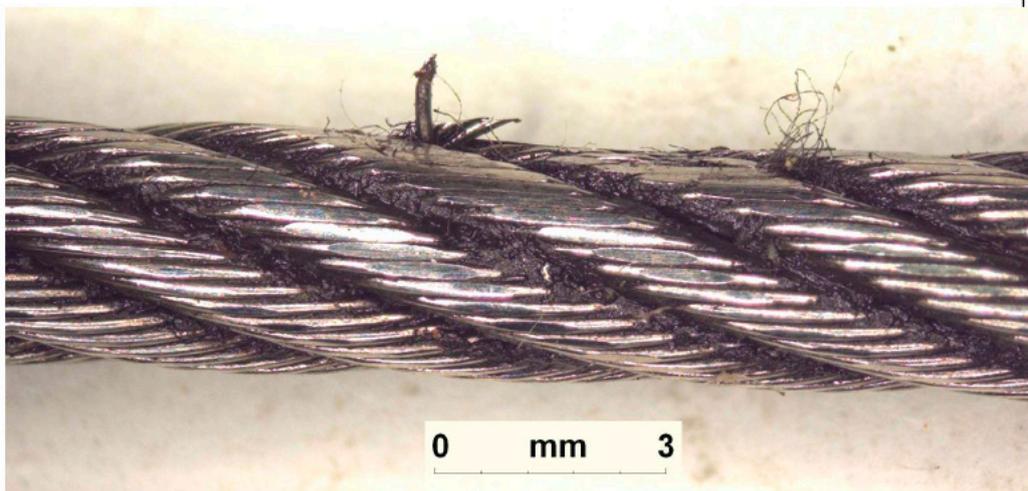
Le schéma suivant situe les usures observées sur les câbles :

Les usures constatées sur les câbles inférieur et supérieur sont situées rigoureusement aux mêmes distances des butées et présentent les mêmes aspects.

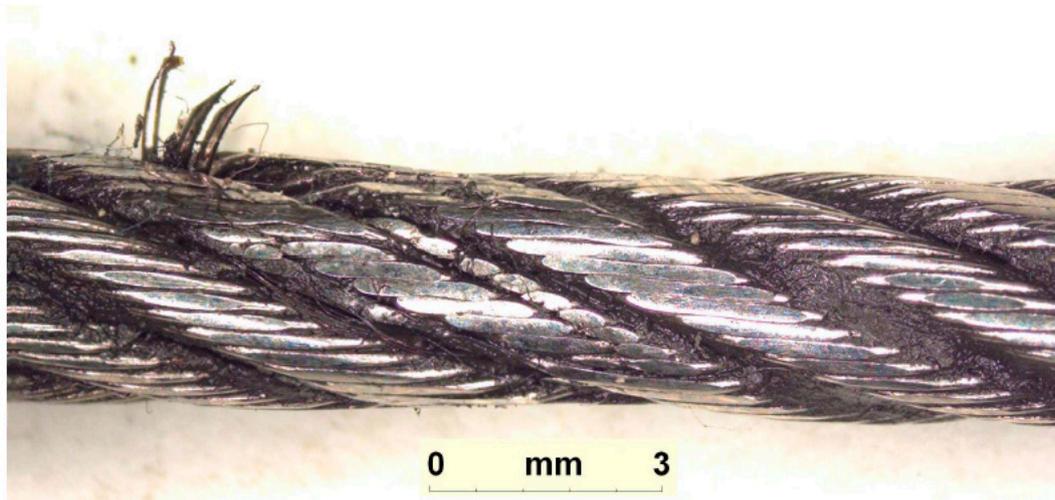
- ❑ Les zones d'usure A et A' s'étendent sur environ 3 à 4 cm et sur un secteur inférieur à 180°. Elles se caractérisent par la formation de méplats sur les fils extérieurs.
- ❑ Les zones d'usure B et B' s'étendent sur environ 3 à 10 cm et sur un secteur inférieur à 90°. Elles ne sont pas caractérisées par des méplats mais plutôt

par de petits arrachements sur les fils extérieurs.

- ❑ Les zones d'usure C, C', D, D', E et E' ont le même aspect. Elles s'étendent entre 3 et 6 cm et sont identifiées sur toute la périphérie du câble. Ces usures sont très importantes et se caractérisent par la formation de méplats sur les fils extérieurs.
- ❑ La zone d'usure F se situe au droit de la cassure du câble. Le type d'usure

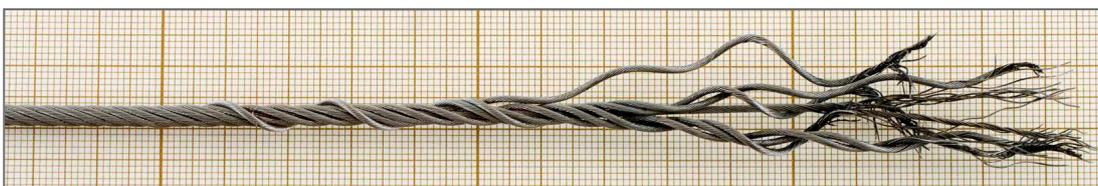


Cliché 5 : Zone d'usure E' sur le câble supérieur



Cliché 6 : Zone d'usure E sur le câble inférieur

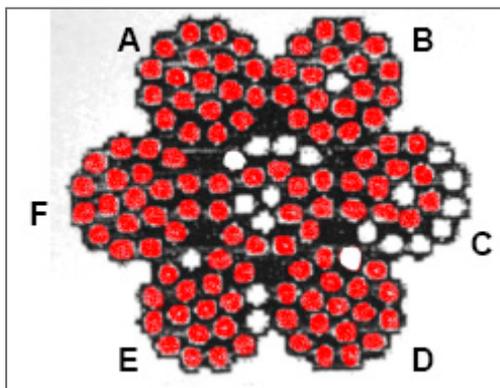
est identique à C, D et E.



### 3.2 Examen de la cassure du câble inférieur

Sur le schéma en coupe ci-dessous (torons repérés arbitrairement de A à F), les fils rompus au droit d'une usure sont repérés en rouge, soit 113 fils sur un total de 133. Ces usures se caractérisent par la formation de méplats, avec des traces de frottement parallèles à l'axe du câble.

Les vingt autres fils se sont rompus statiquement en traction avec une striction des fils au droit de leur plan de rupture. Plusieurs d'entre eux, appartenant au toron C, présentent des usures en arrière de leur cassure. Ces usures sont du



même type que celles relevées au droit des cassures.

### 4. Essais

Des essais ont été réalisés pour mesurer les efforts au manche nécessaires pour contrôler le roulis. Les valeurs relevées varient de sept à neuf daN en fonction de la configuration des volets (approche ou atterrissage).

La tension initiale des câbles de commande d'aileron pour la Guyane est de 95 lbs (42,2 daN).

La rupture des vingt fils s'est donc faite sous un effort d'environ 50 daN.

### 5. Remplacement des câbles de commande de roulis

Lors de la remise en état de l'avion, des câbles en acier carbone ont été installés.

Les instructions de montage fournies par le constructeur demandent qu'un centrage adéquat des câbles soit effectué et de vérifier leur liberté de mouvements sur l'ensemble de leur cheminement (guide-câble, poulies), ceci afin d'éviter des contacts durs pouvant occasionner des frottements appuyés. La documentation du constructeur complète les instructions de montage par des précisions sur les réglages ainsi que sur les caractéristiques de tension.

Il a été constaté, lors de leur installation, que les deux nouveaux câbles de commande de l'aileron droit touchaient la partie supérieure du guide-câble de façon importante. Il a été également confirmé qu'aucune procédure n'existait pour maintenir un centrage correct et une libre circulation des câbles. Une surveillance accrue des câbles a été mise en place. Le 5 décembre 2005, une inspection n'a pas mis en évidence de défaut sur ces câbles.

## 6. Analyse et conclusion

Sans pouvoir le confirmer, un mauvais montage pourrait expliquer cette usure anormale des deux câbles de commande de l'aileron droit car cette usure n'a été constatée que sur cette commande. Les traces d'usure relevées sur les autres câbles, aileron gauche et profondeur, bien qu'anormales, étaient en effet nettement moins prononcées. Cependant, en comparaison avec les deux autres avions de la flotte, cela confirmait une tendance à l'usure accrue sur les câbles en acier inoxydable.

Cet incident a aussi permis de constater :

- ❑ qu'une inspection visuelle des câbles ne suffisait pas à garantir la détection des traces d'usure éventuelles. En effet, le câble de la commande de profondeur retrouvé usé avait été vérifié 166 heures auparavant ;
- ❑ que les seuls efforts du pilote sur la commande en roulis, environ 50 daN, suffisaient à rompre les vingt fils restant du câble.



## OBSERVATIONS DU CANADA

**Transport Canada's Representations to the Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) regarding the 2<sup>nd</sup> Draft Investigation Report 978-2-11-098029-8 (TSB # A07F0125) Air Moorea, de Havilland DHC-6-300, Registration F-OIQI Moorea, French Polynesia – 9 August 2007**

---

The BEA via the Transportation Safety Board of Canada (TSB) provided Transport Canada (TC) a copy of a second draft investigation report regarding this accident. This report was provided in the French language. The appropriate officials, fluent in both the French and English languages reviewed the draft report however they experienced difficulty fully understanding the report as presented. Transport Canada was provided with an English translation of the Analysis, Conclusions and Recommendations. Attached is a copy of the translated document (Appendix A) and forms the basis for the following representations. Representations only reference the translated document and not the 2<sup>nd</sup> Draft Report written in the French language.

Transport Canada suggests that the BEA may wish to edit the Draft Report for clarity and ease of comprehension.

### **Representation 1**

#### 2.2 Pitch-up Control Cable Failure Scenario

The 2<sup>nd</sup> paragraph states in part, "*The wear on the cable where it failed was due to its chafing on the polyamide bush located in the cable guide.*"

This area was subject to the dismissed inspection criteria noted within the report. In particular the area was due for inspection every three months or 400 hours flight time. The report fails to clearly state what inspections were carried out with regard to the inspection of the subject cables.

### **Representation 2**

#### 2.2 Pitch-up Control Cable Failure Scenario

The 2<sup>nd</sup> paragraph states in part, "*The wear on the cable where it failed was due to its chafing on the polyamide bush located in the cable guide.*"

Polyamide has been widely used as anti-friction material. It is unclear how the bush will cause chafing and wear failure of the cable. It is suggested that the report explains how this occurred.

### **Representation 3**

#### 2.2 Pitch-up Control Cable Failure Scenario

The 7<sup>th</sup> paragraph states in part, "*...initial failure of several strands, including the central strand, under the effect of the external phenomenon...*"

The failure of very few of the strands in the vicinity of the reported failure point should provide unmistakable cockpit indication of a problem. This would be evident as frayed cable strands moved through the fairlead. Any frayed cables should have been detected during inspection.

.../2

**Representation 4**

2.3.2 Maintenance of F-OIQI

The 1<sup>st</sup> paragraph states in part, *“No doubt can be cast on the quality of these checks, the maintenance organization having been subject to an oversight inspection in March 2007 that had not led to any significant comments.”*

Transport Canada believes that this statement is contrary to the evidence shown in the report where as the organization:

- Did not maintain adequate maintenance records;
- Altered the Original Equipment Manufacturer (OEM) program without regulatory approval;
- Arbitrarily dismissed the special inspections; and,
- Permitted the aircraft to fly with time expired components.

**Representation 5**

2.3.2 Maintenance of F-OIQI

The 2<sup>nd</sup> paragraph states in part, *“As to the special cable inspections linked to use in saline conditions, they do not appear to have been deliberately ignored but rather fallen into disuse on the Air Moorea fleet well before the arrival of F-OIQI”*

This paragraph is not understood either in the original document or the translated document. It is of benefit to the reviewer that the maintenance carried out on the accident aircraft is clearly stated as to both completion and documentation. Transport Canada requested this information earlier in the investigation but has not received a response. Clear evidence (documentation, interview, or other means) that indicates this area was inspected must be available. The identification of the last time an inspection of the cables was carried out as required by Instructions for Continued Airworthiness (ICA) would add value to the report.

The report should indicate whether the operator’s inspection program as incorporated more stringent or less stringent than what is recommended by the aircraft OEM. The report states the special cable inspections had fallen into “disuse” but does not suggest they were ignored.

An operator who arbitrarily or otherwise decides not to follow OEM recommendations runs a very high risk of operating an aircraft that has deteriorated to below a safe level of conformance with its type design.

The fact that the operator elected to not comply with these inspection requirements is beyond the expected control of the OEM. Such matters are of the purview of the governing airworthiness authority. Without clear evidence this aircraft was properly maintained, it is difficult to ignore the possibility that the failed cable had never been subjected to the required inspection criteria.

Transport Canada suggests exact clarification is needed in what the inspection schedule the operator was following. This information will assist in determining the adequacy of the present ICA.

.../3

### **Representation 6**

#### 2.3.2 Maintenance of F-OIQI

The report states, *“Before any other considerations, three factors may explain this evolution: these special checks did not coincide with the scheduled checks (400 hours is not a multiple of 125 hours); the structure of the Maintenance Manual does not facilitate these checks; finally, the maintenance organisation was used to carbon steel cables on which no deterioration had ever been noticed during their replacement.”*

The report goes on to states, *“When F-OIQI arrived, Air Moorea, which was not made aware of the specific characteristics of the stainless steel cable, or even informed of these specific characteristics, had not been informed of the installation of stainless steel cables, the only mention in the dossier being a different reference. In addition, even this was not done in such a way as to draw particular attention to it, carbon steel and stainless steel cables being interchangeable, so that the maintenance of F-OIQI was thus undertaken in the same way as that of the rest of the fleet.”*

In the inspection of aircraft, many tasks are not in synchronization with « scheduled » inspections. In this case, one viable option would be to incorporate the 400 hr requirement at 375hrs. In any case, an operator’s maintenance schedule must account for such items. For your information, in Canada, aircraft that are being transferred between maintenance programs are done so pursuant to Canadian Aviation Regulation CAR 605.87, specifically Standard 625 Appendix F.

CAR 605.87, Appendix F states as follows:

#### *“(8) Airworthiness Limitations*

*The prorating procedures described in section (4) above do not apply to items designated in the type approval document as "airworthiness limitations", or "life limits". This will not normally be a problem, since such limitations apply equally to all operators. Certain life-limited items, however, can have different limits depending on the installation or the aircraft role. Because of the critical nature of parts subject to life limits or other airworthiness limitations, when transferring **identical life-limited products between programs to which different limits apply, the lower limit shall be observed, irrespective of whether that limit forms part of the old or the new program**, unless written approval for some other procedure is obtained from the Director, Airworthiness Branch.*

For example, an aircraft operated under CAR 605.87, would require new cables installed upon commencing operation in a saline environment unless the installed cables were less than a year old. For the opposite scenario (aircraft relocated to a non saline environment) the cables would still be subject to a one-year life (or less depending on installation date), thereafter subject to the non-saline life of five years.

For your information, you may refer to the following internet addresses.

[http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/Regserv/Affairs/cars/Part6/Standards/625.htm#625\\_87](http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/Regserv/Affairs/cars/Part6/Standards/625.htm#625_87)

<http://www.tc.gc.ca/CivilAviation/Regserv/Affairs/cars/Part6/Standards/a625f.htm>

.../4

**Representation 7**

2.3.2 Maintenance of F-OIQI

The last paragraph states, *“It is difficult to say whether the mandatory checks would have made it possible to detect the wear on the cable. In fact, this wear is very difficult to detect on an installed cable, especially if one has not previously been confronted with this phenomenon.”*

The existing ICA recommends the removal of the cable to facilitate adequate inspection. Transport Canada believes that the particular area in question is readily accessible for inspection of the control cable.

Based on worldwide fleet reporting, facts show just the opposite of this statement. Transport Canada believes that the existing ICA/mandatory checks as recommended by the OEM are sufficient to preclude the operation of an aircraft with control cables in an unsafe condition.

**Representation 8**

2.3.3 Continuing airworthiness of the cables

The second paragraph states in part, *“It is therefore questionable why the mandatory inspections and the recommended methods are the same, since the two types of cable, of different materials, are not affected by the same phenomena.”*

While the characteristics of Stainless steel vs. Carbon steel cables are different, the inspection techniques are identical. In both cases cables are inspected for corrosion, flattening, fraying and tension as well as correct installation, binding and freedom of movement. This is not peculiar to the DHC-6 but rather generic in the industry. Please refer to FAA Advisory Circular AC43.13-1B, 7-149.

**Representation 9**

2.3.3 Continuing airworthiness of the cables

The third paragraph states in part, *“The investigation showed that, according to the type of cable chosen, the maintenance programmes cannot be identical.”*

While the characteristics of Stainless steel vs. Carbon steel cables are different, the inspection techniques are identical. In both cases, cables are inspected for corrosion, flattening, fraying and tension as well as correct installation, binding and freedom of movement. This is not peculiar to the DHC-6 but rather generic in the industry. Please refer to FAA Advisory Circular AC43.13-1B, 7-149.

**Representation 10**

2.3.3 Continuing Airworthiness of the cables

The fourth paragraph states in part, *“On the basis of their own experience, some operators had reduced the interval for special inspections down to fifty hours on stainless steel cables. This is indicative of the speed at which wear can appear and propagate.”*

These operators whom had revised inspection and replacement criteria did so after several years of operating large fleets of aircraft in saline environment. It is not uncommon for any aircraft operator to revise a maintenance schedule based on environmental or operating experience.

.../5

It is important to note that none of these operators determined to extend inspection and replacement criteria, as did Air Moorea as suggested within the report.

### **Representation 11**

#### 2.3.3 Continuing airworthiness of the cables

The last sentence of this section states, *"It is also surprising that these disparities in maintenance had not alerted the manufacturer and the authorities."*

The abnormalities noted were uncovered as a result of the published inspection criteria. It is not expected that inspection results are relayed to the manufacturer or the authorities where the approved inspection requirements or other corrective actions is in place to ensure mitigation of said abnormalities.

In Canada, pursuant to CAR 591 abnormalities outside of this criteria are to be reported to Transport Canada.

Present in-service history and a fleet campaign of several DHC-6 operators worldwide have not indicated a systemic problem related to flight control cables.

### **Representation 12**

#### 2.4 The Phenomenon of Jet Blast

The report does not provide information, such as witness accounts and duration of exposure etc., of evidence that the Air Moorea fleet or F-OIQO was actually exposed to jet blast.

If the aircraft was witnessed to be exposed to jet blast, then special inspection PSM 1-6-7 page 33 "Ground Gust Condition Inspection" item 5 on page 34 was due. If the Air Moorea fleet was routinely exposed then the operation must be examined. Transport Canada suggests that detailed information and further analysis is required for this issue.

## **3 - CONCLUSIONS**

### **Representation 13**

#### 3.1 Findings

The 3<sup>rd</sup> through 6<sup>th</sup> sentences state, *"The propeller on the right engine should have been removed in March 2007.*

*The airplane had been subjected to strong turbulence in July 2007. No work file was found.*

*Only the reinstallation of cabin equipment was mentioned in the equipment list.*

*The operator had requested a modification of the Maintenance Manual relating to the special inspections of cables, though no trace of any such inspections could be found for F-OIQI.*

*The limited-life parts file for F-OIQI contained errors on installation and replacement dates."*

and, the 30<sup>th</sup> sentence states, *"The last oversight operation carried out on 6 March 2007 did not bring to light any dysfunction in the maintenance organisation that could endanger the safety of flights."*

These conclusions presented in the 3<sup>rd</sup> to 6<sup>th</sup> sentences are in conflict with the conclusion statement on the 30<sup>th</sup> sentence whereas no problems with maintenance were apparent. Please also refer to Representation 4. .../6

**Representation 14**

3.1 Findings

The 13<sup>th</sup> sentence in this section states, "*They (the cables) had been removed, checked and reinstalled in October 2006...*"

The report does not mention where this maintenance action was undertaken, nor are there references to any supporting documentation. Addition of this information may improve understanding of the maintenance history

**Representation 15**

3.1 Findings

The 15<sup>th</sup> sentence of this section states, "*F-OIQI was the only airplane in the Air Moorea fleet equipped with stainless steel cables. The operator was not aware of this characteristic, which was only apparent through a reference.*"

Air Moorea upon entering F-OIQI into service would have been required to review the inspection program for this particular aircraft. This is not peculiar to the DHC-6, but to any new aircraft an operator adds to their fleet. During this review the installation of Stainless Steel cables would have been noted when applying the required inspection criteria of PSM 1-6-7 Part 2, SP1. This information needs to be added to the report.

**Representation 16**

3.1 Findings

The 19<sup>th</sup> sentence of this section states, "*Other worn areas were found on the elevator control cables.*"

It is not surprising that areas of discrepancy are noted if the recommended inspection program was not being followed.

**4 - RECOMMENDATIONS**

**Representation 17**

4.1 Initial Recommendations

The last sentence of this section states, "*At the time of publication of this report, no information on the inspections that may have been performed, nor on any possible wear detected, has been supplied to the BEA*"

Transport Canada was provided with the results of the fleet survey conducted by Viking. These results were shared with the BEA through the Transportation Safety Board of Canada. The report contains several references to the information provided.

Transport Canada insists that this paragraph be removed as it is misleading and indicates a failure to cooperate with the investigation.

.../7

**Representation 18**

4.1 Recommendations on the Cables

Recommendation 4.2.1 states, *“That stainless steel control surface cables be forbidden on the DHC6, at least until improved knowledge on their behaviour makes it possible to determine new regulatory requirements and to establish appropriate maintenance procedures”*

Transport Canada is confident the existing Instructions for Continued Airworthiness checks as recommended by the OEM are sufficient to preclude the operation of an aircraft with control cables in an unsafe condition. The OEM has revised the maintenance requirements for those aircraft operating in tropical environment to a 125-hour interval.

Transport Canada does not believe present in-service history or any evidence presently in this investigation supports this recommendation.

**Representation 19**

Recommendation 4.2.2 states, *“That a review be undertaken, in the light of the lessons learned in this investigation, of the design and in-service experience of other aircraft on which stainless steel cables are used for the primary controls so as to determine the measures that may prove useful to safety.”*

Transport Canada does not believe present in-service history or any evidence presently in this investigation supports this recommendation.

**Representation 20**

Recommendation 4.2.3 states, *“The authorities encourage operators to transmit to manufacturers all information on technical anomalies detected that are not included in the maintenance documentation.”*

Transport Canada believes the abnormalities noted in this report were uncovered as a result of the published inspection criteria. It is not expected that inspection results are relayed to the manufacturer or the authorities where the approved inspection requirements or other corrective actions is in place to insure mitigation of said abnormalities. In Canada, pursuant to Canadian Aviation Regulation CAR 591 abnormalities outside of this criteria are to be reported to Transport Canada via the Service Difficulty Report program.

**Summary**

In the case of this accident, Transport Canada, National Aircraft Certification have expended much energy in a comprehensive review of the accident details as provided, service history with regard to stainless steel cables, and Instructions for Continued Airworthiness. National Aircraft Certification remains confident when the DHC-6 aircraft is operated in compliance with the existing Instructions for Continued Airworthiness as recommended by the OEM, no unsafe condition exists.

## Viking Air Limited Comments<sup>1)</sup> – Report 071008 (English Translation)

BEA Report 071008 Reference			Viking Comments
Item	Section	Paragraph	Content
1	2.2	2	<p>The wear on the cable where it failed was due to its chafing on the polyamide bush located in the cable guide. This wear was significant: due to the structure of the cable it had affected all of the strands except the central strand, and had led to the failure of the almost total reduction in cross-section of 72 wires out of the 132 that made up the cable.</p> <p>The location of the cable wear has been reported to occur at the fairlead located at STA 436. This location is readily accessible and easy to inspect. Had the OEM schedule been followed, the following maintenance actions would have occurred:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) New cables installed per PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4a) prior to the aircraft being operated in a high salt content or marine environment;</li> <li>2) PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4), for condition, corrosion and fraying, applicable to aircraft operated in a high salt content or marine environment (3 months or every 400 hours; whichever occurs first) should have been carried out twice, as the aircraft was operated by Air Moorea 841 hours prior to the accident.</li> </ol> <p>Notes:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) The second inspection would have taken place approximately 41 hours before the accident, in a readily accessible location.</li> <li>2) These replacement and inspection requirements have been in place since 1995.</li> </ol>

1) The comments are being provided by Viking on a confidential and without prejudice basis and is being furnished solely for the benefit of the BEA for its Report and may not be reproduced or provided to any other person for any other purpose without the prior written consent of Viking. The fact that Viking does not comment on a particular section of the draft Report does not mean that it agrees with the content of that section but rather since Viking was not involved in the investigation, it is not in a position to comment on or provide any opinion or judgement. These comments have been provided on the basis of an incomplete English translation of the draft Report provided to Viking. Viking is not in a position to verify the accuracy of the translation and its comments are subject to such translation being accurate and complete.  
Nothing herein shall be interpreted as Viking agreeing with the recommendations or conclusions of the Report.

BEA Report 071008 Reference			Viking Comments	
Item	Section	Paragraph	Content	
2	2.2	6	<p>To arrive at the failure in the case of F-OIQI, it was thus necessary for some additional phenomenon to occur that aggravated the cable's weakness. The cable was in compliance with the specifications and, apart from the wear, no damage previous to the accident had been observed. The effect of fatigue could also be eliminated, since none of the wires on the broken cable showed any signs of fatigue. However, if the fatigue test performed on a worn cable clearly showed that it could fail with the application of cyclic loads, of the kind that can be encountered in service, after a relatively low number of cycles, it also confirmed the appearance in such a case of signs of fatigue. The additional phenomenon could thus only be external to the airplane.</p> <p>The failure of the worn cable thus necessarily occurred on two occasions, with the initial failure of several strands, including the central strand, under the effect of the external phenomenon, then the failure of the last strands under the effect of the in-service load. The nature of the tests and the elements available made it impossible to go any further with this description, even though, during the tests, the failure stress on the worn last strand was of the order of the load exerted on the cable to counter the pitch moment on flap retraction. The absence of any indications of fatigue on the fracture surfaces of the wires, despite strong turbulence encountered about a month before the accident, shows that the successive episodes in the failure of the cable occurred over a relatively short period.</p>	<p>The statement, "no damage previous to the accident had been observed" is relevant only if Air Moorea was in compliance with the following OEM Special Inspections specified in PSM 1-6-7:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) SP1 (E-4) for aircraft operating in a high salt content or marine environment;</li> <li>2) Basic Inspection, Chapter 27, Item 11a) elevator quadrant inspection for aircraft exposed to windy conditions while parked;</li> <li>3) SP3 (G) Severe Turbulence or Buffeting Inspection; and,</li> <li>4) SP3 (H) Ground Gust Condition Inspection.</li> </ol> <p>To our knowledge, there is no evidence that Air Moorea was in compliance with these OEM Special Inspections.</p>
3	2.2	7	<p>The failure of the worn cable thus necessarily occurred on two occasions, with the initial failure of several strands, including the central strand, under the effect of the external phenomenon, then the failure of the last strands under the effect of the in-service load. The nature of the tests and the elements available made it impossible to go any further with this description, even though, during the tests, the failure stress on the worn last strand was of the order of the load exerted on the cable to counter the pitch moment on flap retraction. The absence of any indications of fatigue on the fracture surfaces of the wires, despite strong turbulence encountered about a month before the accident, shows that the successive episodes in the failure of the cable occurred over a relatively short period.</p>	<p>PSM 1-6-7 specifies special inspections applicable to aircraft exposed to external phenomenon such as high saline environments, ground gusts or severe turbulence. These are as follows:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) High Salt Content or Marine Environment, SP1 (E-4);</li> <li>2) Ground Gusts, Basic Inspection, Chapter 27, Item 11a) elevator quadrant inspection when an aircraft is subjected to ground winds;</li> <li>3) Ground Gust Condition Inspection, SP3 (H); and,</li> <li>4) Severe Turbulence or Buffeting Inspection SP3 (G).</li> </ol> <p>There appears to be no record of this necessary inspection being performed by Air Moorea.</p>
4	2.2	12	<p>Since, in addition, a single exposure is</p>	<p>Assuming cable failure as a result of wear</p>

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<p>enough to start the process of cable destruction, this cause appears, by a process of elimination, to be the explanation for the event.</p>
			<p>was the cause of the accident, this could have been prevented if the following OEM maintenance actions, specified in PSM 1-6-7 had been accomplished:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. The elevator control cables replaced in accordance with Special Inspection SP1 (E-4a) prior to the aircraft starting operation in a high salt content or marine environment;</li> <li>2. Special Inspection SP1 (E-4) for aircraft operated in a high salt content or marine environment;</li> <li>3. Special Inspection SP3 (G) for aircraft exposed to severe turbulence or buffeting;</li> <li>4. Special Inspection SP3 (H) for aircraft exposed to ground gusts; and</li> <li>5. Elevator quadrant inspection , Basic Inspection, Chapter 27, Item 11 a).</li> </ol>
5	2.3.2	1	<p>The standard checks on the airplane had been performed in accordance with the registered and approved programme. No doubt can be cast on the quality of these checks, the maintenance organisation having been subject to an oversight inspection in March 2007 that had not led to any significant comments. It should of course be noted, as the DGAC did during the inspection in September 2007, that follow-up on the documentation was not carried out as strictly as could be expected. This does not, however, imply that the maintenance operations themselves were not carried out seriously and competently.</p>
			<p>To our knowledge, there is no evidence that F-OIQL was maintained in accordance with the OEM maintenance schedule (PSM 1-6-7). In fact, our understanding is as follows:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. The aircraft did not have new cables installed prior to being operated in a high salt content or marine environment, per SP1 (E-4a);</li> <li>2. The aircraft was not being maintained to the OEM maintenance schedule applicable to aircraft operated in high salt content or marine environment, per SP1 (E-4);</li> <li>3. The OEM special elevator quadrant inspection applicable to aircraft parked in windy conditions was not carried out, per Basic Inspection, Chapter 11a;</li> </ol>

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<b>Viking Comments</b> 4. The aircraft was not being maintained to the OEM maintenance schedule applicable to aircraft subjected to severe turbulence or buffeting, per SP3 (G); 5. The aircraft was not being maintained to the OEM maintenance schedule applicable to aircraft subjected to ground gust conditions; 6. One propeller was overdue for overhaul; and, There are no maintenance records indicating that the inspections were carried out by appropriately qualified maintenance personnel, and therefore it cannot be assumed that the inspections were indeed carried out.
6	2.3.2	2	As to the special cable inspections linked to use in saline conditions, they do not appear to have been deliberately ignored but rather fallen into disuse on the Air Moorea fleet well before the arrival of F-OIQI.  It is important that DHC-6 operators maintain their aircraft in accordance with the Inspection Requirements Manual PSM 1-6-7 or alternate programs authorized by their local regulatory authority. The statement, "they do not appear to have been deliberately ignored but rather fallen into disuse" suggests that Air Moorea was not following the OEM maintenance schedule for saline conditions and that the DGAC did not formally authorize a deviation. There is no reason provided why the special cable inspections for saline conditions had fallen into disuse by Air Moorea.
7	2.3.2	3	Before any other considerations, three factors may explain this evolution:  these special checks did not coincide with the scheduled checks (400 hours is not a multiple of 125 hours);  The OEM Inspection Requirements Manual (PSM 1-6-7) takes many factors into consideration when determining

BEA Report 071008 Reference		Viking Comments
Item	Section Paragraph	Content
		control cable replacement intervals, type of inspection and frequency of inspection. It is common to impose special inspections, not aligned to the basic maintenance schedule, to account for environmental and operational factors. A deviation to the OEM maintenance schedule requires the involvement of the operator's regulatory authority.
		<p>the structure of the Maintenance Manual does not facilitate these checks;</p> <p>finally, the maintenance organisation was used to carbon steel cables on which no deterioration had ever been noticed during their replacement.</p>
8	2.3.2 4	<p>When F-OIQI arrived, Air Moorea, which was not made aware of the specific characteristics of the stainless steel cable, or even informed of these specific characteristics, had not been informed of the installation of stainless steel cables, the only mention in the dossier being a different reference. In addition, even this was not done in such a way as to draw particular attention to it; carbon steel and stainless steel cables being interchangeable, so that the maintenance of F-OIQI was thus undertaken in the same way as that of the rest of the fleet.</p> <p>The Structural Components Service Life Limits Manual (PSM 1-6-11) and Inspection Requirements Manual (PSM 1-6-7) requires that the elevator control cable be replaced every year, for aircraft operated in high salt content or marine environment.</p> <p>The OEM maintenance schedule does not differentiate between carbon steel and stainless steel cables. This is due to the implementation, in 1995, of a stringent control cable inspection and replacement interval, that was applicable to both stainless steel and carbon steel cables. Once this was implemented, the number of Service Difficulty Reports (SDRs) received by Transport Canada dropped dramatically (35 SDRs relating to elevator cables prior to August 1995; 1 SDR subsequent to this). The fact that one SDR (wear found on carbon steel cable) has been reported in 13 years is indicative of the effective and conservative maintenance schedule implemented in 1995. Although not an SDR, Viking is</p>

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<p><b>Viking Comments</b></p> <p>aware of one stainless steel elevator cable that failed at a pulley located at STA 270.3.</p> <p>Had Air Moorea replaced the cables prior to operating the aircraft in a high salt content or marine environment, as specified in PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4a), almost certainly, carbon steel cables would have been installed, as is customary at Air Moorea.</p> <p>Assuming no replacement, if Air Moorea had adhered to PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4) for aircraft operated in high salt content or marine environment, at least two inspections of the elevator control cables would have occurred and any worn out cable detected. Further, given that additional special inspections were required, in response to operational conditions (ground gusts and severe turbulence), the control system should have been inspected more often than what was done by Air Moorea.</p>
9	2.3.2	5	<p>It is difficult to say whether the mandatory checks would have made it possible to detect the wear on the cable. In fact, this wear is very difficult to detect on an installed cable, especially if one has not previously been confronted with this phenomenon.</p>
10	2.3.3	1	<p>The installation of stainless steel cables had been decided on to counter corrosion problems detected on carbon steel cables, in addition to measures for annual replacement</p> <p>We are of the view that any damage to the control cable would have been detected in the second special inspection, as it was due 41 hours before the accident. It is not difficult to detect cable wear at the fairlead located at STA 236. It is readily accessible and had the inspection been performed by qualified personnel, any wear in the cable would have been obvious.</p> <p>The one year replacement interval and special inspection (every 3 months or 400 hours, whichever occurs first) is applicable to both stainless steel and carbon steel</p>

<b>BEA Report 071008 Reference</b>			
<b>Item</b>	<b>Section</b>	<b>Paragraph</b>	<b>Content</b>
			and inspection that had been put in place. No measures specific to stainless steel cables had been planned.
			<b>Viking Comments</b> cables. After this maintenance schedule was implemented in 1995, there was only one SDR relating to elevator control cables reported to Transport Canada. Therefore, no additional specific measures for stainless steel cables are required. Further, a note was added to PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4) stating: If required, inspection interval may be reduced due to environmental conditions.
<b>11</b>	<b>2.3.3</b>	<b>2</b>	In Viking's view, no ambiguity exists between stainless steel cables and carbon steel cables in regards to safety. The special inspection for high salt content or marine environments, with the additional note indicating the inspection interval may be further reduced is appropriate for both stainless steel and carbon steel cables. The stringent one year replacement interval and 3 month/400 hour inspection interval ensures from a safety perspective that wear associated with stainless steel cables plus wear and corrosion on carbon steel cables is appropriately addressed. It is further assumed that the control cables are properly rigged (installed on the proper pulley and tensioned per OEM specifications). If not properly rigged, carbon steel and stainless steel cables are both much more susceptible to wear.
			Thus, a certain amount of ambiguity persists even today as both cable types are considered interchangeable and can be installed according to the operator's choice, the replacement and inspection intervals being exactly the same. However, the sensitivity of each type is different: carbon steel is more sensitive to corrosion but more resistant to wear while stainless steel has the opposite characteristics. It is therefore questionable why the mandatory inspections and the recommended methods are the same, since the two types of cable, of different materials, are not affected by the same phenomena.
<b>12</b>	<b>2.3.3</b>	<b>3</b>	The investigation showed that, according to the type of cable chosen, the maintenance programmes cannot be identical. If the inspection periods following intervals based on a length of use, expressed in hours, or on the calendar, is appropriate for problems of corrosion, it is inappropriate for wear phenomena, where the number of cycles is
			The stringent one year replacement interval and 3 month/400 hour inspection interval ensures that wear associated with stainless steel cables plus wear and corrosion on carbon steel cables is appropriately addressed from a safety perspective.

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<p>primordial. It also seems astonishing that, for land operations, a replacement was scheduled only every five years, with only one inspection scheduled every thousand hours.</p> <p>No awareness campaign for operators was carried out on the risks of wear. On the basis of their own experience, some operators had reduced the interval for special inspections down to fifty hours on stainless steel cables. This is indicative of the speed at which wear can appear and propagate. We note today that this phenomenon had been known for a long time but that apparently no studies had ever been carried out to understand the process (appearance, speed, evolution of resistance) and to determine what the consequences of this could be.</p>
<b>13</b>	<b>2.3.3</b>	<b>4</b>	
			<p>This practice is contained in the note accompanying PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4). It is not uncommon for operators to establish maintenance programs that deviate from OEM requirements, but these changes must be authorized by their regulatory authority. Operators do not have the authority to alter their maintenance programs independently. One operator elected to modify their maintenance program to reduce the inspection interval to 50 hours. This operator adhered to the note included in PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4), reducing the inspection interval after considering their environmental conditions and presumably received the necessary authorization from its regulatory authority.</p>
<b>14</b>	<b>2.4</b>	<b>1</b>	
			<p>The investigation once again emphasized the importance of the phenomenon of jet blast for safety. Other events with less dramatic consequences have already been analysed and have shown the perverse effects of jet blast on flight controls, even with only a single exposure to it. In fact, if an individual aware of the phenomenon does not witness it, the damage caused by jet blast on an airplane is for the most part undetectable during the pre-flight inspection.</p> <p>The airplane had been subjected to strong turbulence in July 2007. No work file was found. Only the reinstallation of cabin</p>
<b>15</b>	<b>3.1</b>	<b>4</b>	
			<p>It is our view that jet blast does not adversely affect the elevator up cable when the pitch lock is installed. If a jet blast was to force the elevator down, this would be reacted primarily by the control stop; not the up elevator cable. The up elevator control cable would experience a low tensile load. This low tensile load would not cause wires to fail due to jet blast.</p> <p>It is not clear to Viking if the turbulence in July 2007 occurred in the air or on the ground (e.g. jet blast). Viking understands</p>

BEA Report 071008 Reference				Viking Comments
Item	Section	Paragraph	Content	
			equipment was mentioned in the equipment list.	that there is no record of an inspection to either PSM 1-6-7, Basic Inspection, Chapter 27, Item 11a (quadrant - ground winds) and SP3 H (ground gust - including jet blast) or SP3 G (severe turbulence or buffeting) or any other inspection of the control system after the strong turbulence incident occurring in July 2007.
16	3.1	5	The operator had requested a modification of the Maintenance Manual relating to the special inspections of cables, though no trace of any such inspections could be found for F-OIQI.	Viking understands this to mean that Air Moorea applied to the DGAC for an alleviation to the OEM maintenance schedule special inspection (PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4)). If so, Viking has no knowledge whether the DGAC authorized this change to Air Moorea's DHC-6 maintenance program.
17	3.1	6	The limited-life parts file for F-OIQI contained errors on installation and replacement dates.	In Viking's view, this may have contributed to any control cables not being replaced prior to the aircraft being operated in a high salt content or marine environment, as required under the OEM maintenance schedule.
18	3.1	10	The elevator control cables were made of stainless steel and had been installed new on 11 March 2005. They had been removed, checked and re-installed in October 2006, before delivery of the airplane to Air Moorea.	In Viking's view, the control cables should have been replaced prior to the aircraft starting operation in a high salt content or marine environment per PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4a). The requirement to replace the control cables should have been identified during the maintenance program bridging exercise, which is the responsibility of the operator. When an aircraft is inducted into an operator's fleet, the operator is required to carefully review when life limited items need to be replaced, and determine what maintenance tasks are due or will be due taking into account the new environment

<b>BEA Report 071008 Reference</b>			
<b>Item</b>	<b>Section</b>	<b>Paragraph</b>	<b>Content</b>
			<b>Viking Comments</b> the aircraft will be operated in. As indicated, the existing cables should have been replaced prior to its entry into service with Air Moorea. In any event, the cables should have been inspected a minimum of 2 times in accordance with PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4). This means the second inspection would have taken place approximately 41 hours prior to the accident.
<b>19</b>	<b>3.1</b>	<b>11</b>	The airplane had flown 6,260 cycles (for 1,100 flying hours) since the installation of the new cables, of which 5,150 cycles for Air Moorea (for 841 flying hours) since its entry into service at Air Moorea.
<b>20</b>	<b>3.1</b>	<b>12</b>	F-OIQI was the only airplane in the Air Moorea fleet equipped with stainless steel cables. The operator was not aware of this characteristic, which was only apparent through a reference.
<b>21</b>	<b>3.1</b>	<b>16</b>	Other worn areas were found on the elevator control cables.
<b>22</b>	<b>3.1</b>	<b>17</b>	The failure of an elevator control cable leads to the loss of pitch control of the airplane.
<b>23</b>	<b>3.1</b>	<b>21</b>	Twin Otter cables can be made of carbon steel or stainless steel. These two types of cables are interchangeable on the airplane. Their inspection and replacement programmes are the same although their behaviour is different: carbon steel cables are more sensitive to corrosion, stainless steel to wear.
			In our view, worn cables would have been detected if inspected and rigged (routing and/or tension) in accordance with OEM maintenance schedule and specifications. It should be noted that it is possible to control the aircraft with elevator trim, when the primary pitch control (elevator) is not functioning. The inspection schedule is conservative and is applicable to both stainless steel and carbon steel cables. Operators may increase the inspection frequency due to their environmental conditions, as specified in the note contained in PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4).

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Viking Comments
24	3.1	22	The maintenance schedule (PSM 1-6-7) is designed to address both wear and corrosion. In addition, the stringent replacement interval and short inspection frequency associated with special inspections covers the cycle aspect.
25	3.1	23	Viking has not received Service Difficulty Reports (SDRs) regarding stainless steel control cables in aircraft not operated in high salt content or marine environments. That is the reason for the special maintenance and replacement instructions for high salt content or marine environment PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4 and (E-4a).
26	3.1	24	This is consistent with the note included in PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4). Typically, operators obtain authorization from their local regulatory authority before making changes to their maintenance program.
27	3.1	27	Viking understands that it was reported that Air Moorea was not adhering to the OEM schedule, nor was this authorized by the DGAC. It was also noted that the life limited parts files for F-OIQI contained errors. In addition, we understand there was a lack of maintenance records with regard to control cable inspections. Had PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4), second inspection required at 800 hours been carried out by appropriately qualified personnel, the accident may have been avoided, assuming cause was worn cables. In addition, the special inspections applicable to aircraft exposed to specific operational conditions (SP3)

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<b>Viking Comments</b> would have required the elevator control system to be inspected more frequently than what was done by Air Moorea.
28	3.1	28	The failure of the pitch-up cable in the area with 50% wear cannot be explained only by the loads on the elevator control during operations.  An external phenomenon, most likely jet blast, caused the failure of several strands in the worn area. The final strands failed as a result of the in-flight loads on the elevator control.
29	3.1	30	It should be noted that the tensile load carried by the elevator up cable is very low when the pitch lock is installed. The reason for this is when the elevator is subjected to a tail wind, with the pitch lock installed, the down elevator travel is restrained by the elevator stop. It is not possible for a properly rigged elevator control system to incur large tensile loads in the up elevator cable with the pitch lock installed; the elevator stop carries nearly all the load. Therefore, Viking is doubtful that the jet blast event(s) caused tensile failure in the up elevator control cable.  It is possible that the elevator control system was incorrectly rigged and improperly maintained. This would cause the pilot to lose control of the aircraft in pitch due to an up elevator cable tensile failure or the control system to jam and the remaining cable strands to fail in tension upon impact with the water.
30	3.1	31	An inspection was due no later than 41 hours prior to the accident. Any wear would have been detected had the cable been properly inspected.
31	3.2	1	Assuming the cause of the accident is that the pilot lost control of the airplane in pitch, at the time the flaps were retracted,

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			<p>cable at the time the flaps were retracted.</p> <p>The following factors may have contributed to the accident:</p> <p>The absence of information and training for pilots on the loss of pitch control.</p> <p>The operator's omission of special inspections.</p>
32	3.2	3	<p>The failure by the manufacturer and the aviation authorities to fully take into account the wear phenomenon.</p> <p>The replacement, inspection and maintenance requirements take into account and address the wear phenomenon whether the cables are stainless steel or carbon steel.</p>
			<p>it is still uncertain what caused the elevator control system to fail.</p> <p>The second special inspection (Ref. PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4)) would have been done no later than 41 hours before the time of the accident. Any significant cable wear at STA 436 would have been detected.</p> <p>Had the operator conducted the inspections per PSM 1-6-7, Special Inspections SP1 (E-4) and the SP3 (G) &amp; (H), any cable wear would have been detected at an early stage.</p>
			<p>The replacement, inspection and maintenance requirements take into account and address the wear phenomenon whether the cables are stainless steel or carbon steel.</p>

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
			taking into account the activity of the airplane in relation to its type of operation.
			The BEA also asked that any cables found to be worn should be sent to it in the context of this investigation. Transport Canada and EASA issued the BEA's recommendation, Transport Canada specifying erroneously that there had been no failure in the worn area. Following this recommendation, Transport Canada subsequently issued a service alert bulletin for those operating and maintaining Twin Otters. This bulletin reminded them of the necessity of being informed of and applying the instructions relating to inspection and replacement of cables and also specified that any other defects or any other events of this type should be notified to it in the context of the service report programme.
<b>33</b>	<b>4.1</b>	<b>2</b>	The cables should have been replaced prior to the aircraft being operated in a high salt content or marine environment. It appears that the OEM inspections per PSM 1-6-7, Special Inspections SP1 (E-4), SP3 (G and H) may not have been conducted on F-OIQL.
			As of October, 2008, the OEM is aware of one SDR resulting from the Service Alert Bulletin, issued by Transport Canada. The SDR involved wear in a carbon steel cable. Although not an SDR, Viking is aware of one stainless steel elevator cable that failed at a pulley located at STA 270.3.
			The wear limits specified in PSM 1-63-2 Chapter 20-60-01 requires cables to be replaced if flattening, wear or any broken strands are detected. Some operators have implemented more frequent inspections due to their specific environmental conditions. This is specified in PSM 1-6-7, Special Inspection SP1 (E-4). Additional special inspections, taking into account operational conditions (SP3), are also required.
<b>34</b>	<b>4.2</b>	<b>1</b>	Stainless steel cables' sensitivity to wear has been established, even though cables of this type are installed on the primary controls of many airplanes. Further, the investigation showed both that the characteristics of the cable in relation to tensile failure were greatly modified by wear and that the process of wear itself, in particular its speed of propagation, was little known (thus, several operators of DHC6's significantly reduced the cable inspection intervals recommended by the manufacturer). As a result, given the current state of knowledge, no wear on a control surface cable can be accepted

BEA Report 071008 Reference			
Item	Section	Paragraph	Content
35	4.2.1		<p>without risking safety.</p> <p>That stainless steel control surface cables be forbidden on the DHC6, at least until improved knowledge on their behaviour makes it possible to determine new regulatory requirements and to establish appropriate maintenance procedures.</p>
			<p>The current cable replacement interval and in our view the inspection frequency are adequate for maintaining both stainless steel and carbon steel cables. Some operators have implemented more frequent inspections than what is currently specified by the OEM, which is normal practice when specific environmental conditions warrant a maintenance program change.</p> <p>Viking has recently issued PSM 1-6-7 Temporary Revision TR-100 specifying that operators in the tropics inspect elevator and rudder primary control cables every 125 hours or 3 months, whichever occurs first.</p> <p>In any event, the previous inspection schedule, if followed, would have detected any worn or damaged cables whether stainless steel or carbon steel.</p>
36	4.2	2	<p>The installation of stainless steel cables has been authorised since 1985. Even though it was rapidly noted that these cables were subject to wear, it was left to the initiative of the operators to adopt, alone, the preventive measures to check this phenomenon and no risk evaluation was performed. The cables correspond to a technical standard but, once installed on an airplane, only the operator can describe their condition and the manufacturer ensure any follow-up. It has been noted in the course of this investigation that anomalies had been discovered on several occasions, but that the operators had been satisfied to change the cables without informing the manufacturer about it. Since there is no process for following up events</p>
			<p>Stricter maintenance actions were implemented in 1995 to address concerns about control cables. The implementation of the one year replacement interval, applicable to aircraft operated in high salt content or marine environment, significantly reduced the number of Service Difficulty Reports to one in a 13 year period. This initiative was undertaken by the OEM in collaboration with Transport Canada. The single SDR, involving wear found on a carbon steel cable, indicates that these stringent measures are effective for both stainless steel cables and carbon steel cables.</p>

<b>BEA Report 071008 Reference</b>			
<b>Item</b>	<b>Section</b>	<b>Paragraph</b>	<b>Content</b>
			during operations for this equipment, there is no established procedure to systematically search for the causes of any failures and determine the corrective measures. This phenomenon is certainly not restricted to cables alone.
<b>37</b>	<b>4.2.3</b>		The authorities encourage operators to transmit to manufacturers all information on technical anomalies detected that are not included in the maintenance documentation.
			<b>Viking Comments</b>
			Service Difficulty Reporting is mandatory in Canada. This would include reporting the detection of premature wear in control cables, which has not been a concern since the introduction of the stricter maintenance requirements in 1995, as indicated above.



# 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)