

# Rapport

Accident survenu le **5 mai 2012**  
**à proximité de l'aérodrome de Saint Martin Grand Case (971)**  
**à l'avion Piper PA 42**  
immatriculé **F-GXES**  
exploité par **Transports Aériens InterCaraïbes**

**BEA**

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

---

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

## ***Les enquêtes de sécurité***

*Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.*

*Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.*

# Table des matières

<b>LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ</b>	<b>2</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>5</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>6</b>
<b>ORGANISATION DE L'ENQUETE</b>	<b>7</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>8</b>
1.1 Déroulement du vol	8
1.2 Tués et blessés	9
1.3 Dommages à l'aéronef	9
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le commandant de bord	9
1.5.1 Titres aéronautiques	9
1.5.2 Expérience	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.6.1 Généralités sur le Piper PA 42 Cheyenne III	10
1.6.2 Piper PA 42 immatriculé F-GXES	10
1.6.3 Masse et centrage	11
1.6.4 Performances de l'avion	12
1.6.5 Systèmes avion	13
1.6.6 Maintenance	15
1.7 Renseignements météorologiques	15
1.8 Aides à la navigation	16
1.9 Télécommunications	16
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	16
1.11 Enregistreurs de vol	16
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	16
1.12.1 Description du site	16
1.12.2 Répartition de l'épave	17
1.12.3 Observations sur l'épave	17
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	18
1.14 Incendie	18
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	18
1.16 Essais et recherches	18

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	19
1.17.1 L'exploitant Transports Aériens InterCaraïbes (TAI)	19
1.17.2 Contexte des vols d'évacuations sanitaires dans les îles du nord	19
1.17.3 Surveillance de l'exploitant	20
1.18 Renseignements supplémentaires	21
1.18.1 Témoignages	21
1.18.2 Actions entreprises par l'AESA en réponse à l'émission de recommandations de sécurité	23
1.18.3 Actions réglementaires sur les conditions d'emport d'enregistreurs de vol	23
1.18.4 Actions réglementaires en cours relatives aux conditions imposant la présence d'un équipage à deux pilotes en transport public	25
1.18.5 Réglementation relative à la sécurité en matière de limitations des temps de vol et de service et exigences en matière de repos	25
1.18.6 Actions réglementaires en cours relatives aux limitations de temps de vol aux opérations d'évacuations sanitaires	27
<b>2 - ANALYSE</b>	<b>28</b>
2.1 Scénario de l'accident	28
2.2 Facteurs influençant les capacités du pilote à réaliser le vol	30
2.3 Facteurs influençant la décision du pilote d'entreprendre le vol	30
2.4 Aspects réglementaires sur la limitation de temps de vol	31
<b>3 - CONCLUSION</b>	<b>32</b>
3.1 Faits établis	32
3.2 Causes	32
<b>4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE</b>	<b>33</b>
4.1 Emport d'enregistreurs de vol	33
4.2 Equipage à deux pilotes en vol d'évacuation sanitaire	33
4.3 Prise en compte du temps d'astreinte	33
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>35</b>

# Glossaire

AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
AFIS	Aerodrome Flight Information Service Service d'information de vol pour la circulation d'aérodrome
BS	Bulletin de Service
CN	Consigne de Navigabilité
CRI(A)	Class Rating Instructor (airplane) Instructeur de qualification de classe (avion)
CROSS	Centre Régional Opérationnel de Surveillance et de Sauvetage
CTA	Certificat de Transporteur Aérien
DGA-EP	Direction Générale de l'Armement – Essai et Propulseur
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
DSAC	Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile
FIR	Flight Information Region Région d'information de vol
ft	Feet Pieds
GNSS	Global Navigation Satellite System Système mondial de navigation par satellite
IFR	Instrument Flight Rules Règles de vols aux instruments
IR	Instrument Rating Qualification de vols aux instruments
kt	Knot Nœud
MEP	Multi Engine Piston Qualification de classe d'avion multimoteur à pistons
MTOW	Maximum Take Off Weight Masse maximale au décollage
NM	Nautical Mile Mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OSAC	Organisme de Surveillance de l'Aviation Civile
PA	Pilote Automatique
QT	Qualification de Type
SNSM	Société Nationale de Sauvetage en Mer
TSB	Transportation Safety Board of Canada
UTC	Coordinated Universal Time Temps Universel Coordonné
VAC	Visual Approach Chart Carte d'approche à vue

# Synopsis

## Date

Samedi 5 mai 2012 vers 2 h 40<sup>(1)</sup>

## Lieu

En mer, à environ 3 NM de l'aérodrome de Saint Martin Grand Case (971)

## Nature du vol

Transport public  
Vol d'évacuation sanitaire  
Indicatif de vol TIF520

## Aéronef

Piper PA 42 Cheyenne III  
Immatriculé F-GXES

## Propriétaire

Privé

## Exploitant

Transports Aériens InterCaraïbes

## Personnes à bord

Pilote + 3 passagers

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale. Il convient d'y ajouter 4 heures pour obtenir l'heure en temps universel coordonné (UTC) le jour de l'événement.

## Résumé

Le pilote décolle à 2 h 39 en piste 12 de l'aérodrome de Saint Martin Grand Case à destination de Fort-de-France. Quelques minutes plus tard à environ 3 NM, l'avion entre en collision avec la surface de la mer, légèrement à droite de l'axe de la piste. Le pilote n'a signalé aucune difficulté et n'a pas émis de message de détresse.

L'examen de l'épave n'a pas mis en évidence de défaillance technique susceptible d'affecter significativement les performances de l'avion. L'absence d'enregistreurs de vol n'a pas permis de préciser les circonstances de l'accident.

Les causes de l'accident n'ont pu être déterminées avec certitude. Cependant, l'état d'astreinte quasi-permanent pour les personnels navigants et l'exploitation en monopilote ont pu contribuer à l'accident.

Le BEA a adressé à l'AESA trois recommandations de sécurité relatives à :

- l'obligation d'emport d'enregistreurs de vols à tous les avions exploités en transport aérien commercial ;
- l'obligation de présence d'un équipage à deux pilotes en vol d'évacuation sanitaire ;
- la prise en compte des réserves autres qu'à l'aéroport dans la future réglementation relative à la sécurité en matière de limitations de temps de vol applicables aux vols d'évacuation sanitaire.

Dans l'attente de la mise en place de cette nouvelle réglementation, le BEA a adressé à la DGAC une recommandation de sécurité relative aux actions de surveillance de la DGAC, afin qu'elle s'assure que les exploitants veillent à ce que leurs pilotes, lorsqu'ils sont en réserve hors aéroport, soient aptes à entreprendre un vol à tout moment.

## **ORGANISATION DE L'ENQUETE**

L'accident s'est produit le samedi 5 mai 2012 vers 2 h 40. Le BEA a été informé à 4 h 00 heure locale de Saint Martin 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 de sécurité. Un enquêteur de première information a commencé le recueil des faits.

Une équipe de deux personnes, dont l'enquêteur désigné, est arrivée sur l'île de Saint Martin le dimanche 6 mai en fin d'après-midi.

En application des dispositions internationales, des représentants accrédités américain et canadien ont été associés à l'enquête respectivement au titre des Etats de conception et de construction de l'avion et des moteurs. Leurs conseillers techniques représentant le constructeur de l'avion (Piper) et des moteurs (Pratt et Whitney Canada) ont également été associés à l'enquête.

L'épave a été localisée le samedi 5 mai vers 7 h 20. Les opérations de récupération ont commencé le 5 mai et se sont terminées le 10 mai.

Les débris de l'avion ont été rapatriés en France métropolitaine afin d'y être examinés à partir du 7 juin 2012 au sein du centre de la DGA-EP (Direction Générale de l'Armement - Essais Propulseurs).

# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroulement du vol

Vers 0 h 05, le responsable de la compagnie Transports Aériens InterCaraïbes (TAI) est contacté par l'affréteur IWIA (International West Indies Assistance) afin de réaliser une évacuation sanitaire vers l'aérodrome de Fort-de-France/Aimé Césaire (Martinique).

Vers 0 h 15, le responsable de TAI contacte par téléphone le pilote pour l'informer du vol. Ils doivent se retrouver sur l'aérodrome de Saint Martin Grand Case afin de préparer le vol prévu en régime IFR.

Vers 2 h 10, l'équipe médicale arrive avec le patient à l'aérodrome, ils embarquent dans l'avion.

La séquence suivante est basée sur les témoignages et l'enregistrement des communications entre le pilote et l'agent AFIS :

- à 2 h 32, le pilote annonce à l'agent AFIS<sup>(2)</sup> la mise en route pour Fort-de-France. L'agent AFIS lui communique la clairance IFR transmise par le centre de contrôle de San Juan (Puerto Rico) ;
- à 2 h 38, le pilote annonce qu'il décolle et l'agent AFIS lui communique le dernier vent ;
- de 2 h 41 à 2 h 42, l'agent AFIS cherche à contacter trois fois le pilote.

Vers 2 h 43, deux témoins présents dans un restaurant de la baie Orientale contactent la gendarmerie de Saint Martin pour les informer d'un accident d'avion en mer.

<sup>(2)</sup>La transcription des communications entre le pilote et l'agent AFIS est disponible en annexe 1.





## 1.2 Tués et blessés

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/ Aucune
Membres d'équipage	1	-	-
Passagers	3	-	-
Autres personnes	-	-	-

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été entièrement détruit lors de la collision avec la surface de l'eau.

## 1.4 Autres dommages

Sans objet.

## 1.5 Renseignements sur le commandant de bord

Homme, 43 ans, employé chez TAI depuis juin 2008.

### 1.5.1 Titres aéronautiques

- CPL(A) délivré le 26 novembre 2009 par transformation d'une licence PP délivrée le 17 septembre 1992.
- Qualification IR avion multimoteur prorogée le 26 novembre 2011, valide jusqu'au 30 novembre 2012.
- Qualification de type PA 31/42 prorogée le 26 novembre 2011, valide jusqu'au 30 novembre 2012.
- Qualification de classe MEP terrestre prorogée le 26 novembre 2011, valide jusqu'au 30 novembre 2012.
- Qualification instructeur CRIA – instructeur de classe avion délivrée le 9 mai 2011, valide jusqu'au 31 mai 2014.

Le dernier contrôle en vol date du 23 avril 2012.

Dernier certificat d'aptitude médicale de classe 1 délivré le 21 mars 2012 et valable jusqu'au 30 septembre 2012.

### 1.5.2 Expérience

- totale : 3 950 heures de vol, dont 3 093 en qualité de commandant de bord,
- sur type : 513 heures de vol, dont 325 en qualité de commandant de bord,
- dans les six derniers mois : 123 heures,
- dans les trois derniers mois : 70 heures,
- dans les trente derniers jours : 15 heures,
- totale heures de nuit : environ 410 heures.

Le pilote avait, dans le cadre de ses fonctions précédentes, obtenu les qualifications de type BN12A, et ATR.

L'examen des documents de l'exploitant et du pilote montrent que ce dernier satisfaisait aux exigences de la réglementation (EU-OPS 1.940). Ceci lui permettait d'exploiter le PA 42 en IFR en monopilote.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

### 1.6.1 Généralités sur le Piper PA 42 Cheyenne III

Le PA 42 Cheyenne III est un avion bi-turbopropulseur, à aile basse, empennage en T et train d'atterrissage escamotable. Il est équipé de deux turbomoteurs Pratt et Whitney Canada PT6A-41 de 720 CV entraînant deux hélices tripales Hartzell. Sa masse à vide standard est de 2 899 kg et sa masse maximale au décollage de 5 080 kg.

La cabine, pressurisée, peut être aménagée en version passagers de 8, 9, ou 11 places, en fret, ou pour l'évacuation sanitaire (EVASAN).

Le Piper PA 42 est certifié pour être exploité en IFR en monopilote. TAI est autorisé à l'exploiter en IFR monopilote<sup>(3)</sup>.

### 1.6.2 Piper PA 42 immatriculé F-GXES

TAI était locataire de l'avion pour une durée de trois ans à compter du 10 février 2011.



#### 1.6.2.1 Cellule

Constructeur	Piper Aircraft
Type	PA 42 Cheyenne III
Numéro de série	42-8001043
Immatriculation	F-GXES
Mise en service	1 <sup>er</sup> trimestre 1981
Certificat de navigabilité	N° 121127 du 31 janvier 2002 délivré par la DGAC
Certificat d'examen de navigabilité	N° 121127 / 11 valable jusqu'au 15 juillet 2012
Date de la dernière visite annuelle	9 mars 2012
Heures / cycles depuis neuf (TSN) à la date de la dernière visite	7 575 h / 7 796 cycles
Heures / cycles depuis neuf (TSN) à la date du 5 mai 2012	7 593 h / 7 830 cycles
Heures / cycles entre la dernière visite et le 5 mai 2012	18 h / 34 cycles

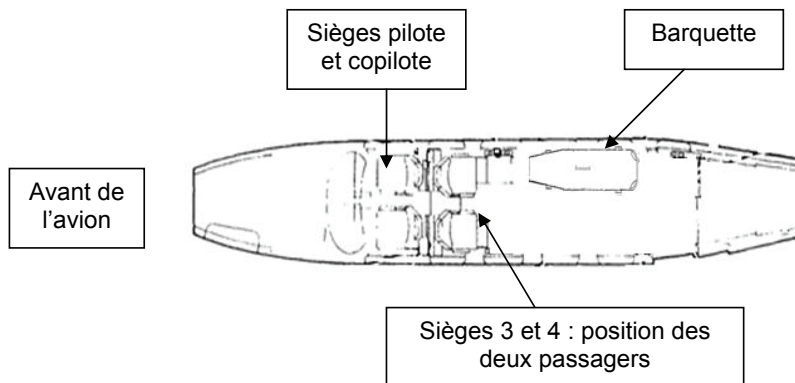
<sup>(3)</sup>Règlement (CE) n° 859/2008 de la Commission du 20 août 2008 modifiant le règlement (CEE) n° 3922/91 du Conseil en ce qui concerne les règles techniques et procédures administratives communes applicables au transport commercial par avion. Sous partie N – Equipage de conduite - OPS 1.940.

### 1.6.2 Moteurs

	Moteur n° 1	Moteur n°2
Constructeur	Pratt et Whitney Canada	
Type	PT6A-41	PT6A-41
Numéro de série	PCE-85229	PCE-85156
Date de fabrication	25 août 1981	30 janvier 1976
Date d'installation sur le F-GXES	7 avril 2010	26 novembre 2001
Date dernière RG	10 avril 2002	10 février 1994
Heures / cycles depuis neuf (TSN)	14 081 h / 24 489 cycles	7 416,80 h / 7 830 cycles
Heures / cycles depuis RG (TSO)	1 766,90 h / 2 067 cycles	3 213,80 h / 3 730 cycles

### 1.6.3 Masse et centrage

Lors du vol de l'accident l'avion était configuré en version « EVASAN type 1 Bis ». Dans cette configuration, la cabine comporte deux sièges passagers et une barquette arrimée sur le sol.



Les pilotes de TAI disposent d'un logiciel qui leur permet d'effectuer le devis de masse et centrage avant chaque vol en fonction de la configuration de l'avion. Pour le calcul, les pilotes utilisent des masses forfaitaires.

Le tableau ci-après indique les devis de masse et centrage dans les trois cas suivants :

- calcul forfaitaire (utilisé par le pilote le jour de l'accident) ;
- calcul réel (hypothèse où les deux passagers sont assis sur leur siège respectif) ;
- calcul réel (hypothèse où le médecin est à côté de la civière).

	Cas 1 : calcul forfaitaire (kg)	Cas 2 : calcul réel passagers sur les sièges 3 et 4 (kg)	Cas 3 : calcul réel l'un des passagers au niveau de la civière (kg)
<b>Pilote + copilote</b>	104	82	82
<b>Sièges 3 et 4</b>	208	95 + 70 = 165	70
<b>Civière et patient et matériel médical</b>	114	120 + 20 = 140	120 + 20 + 95 = 235
<b>Soute</b>	non	35	35
<b>Carburant décollage</b>	635	635	635
<b>Masse au décollage</b>	4 372	4 336	4 336
<b>Masse maxi au décollage</b>	5 080	5 080	5 080
<b>Centrage</b>	3,429 mètres	3,454 mètres	3,505 mètres
<b>Limite de centrage arrière</b>	3,479 mètres	3,479 mètres	3,479 mètres

Dans les deux premiers cas, la masse et de centrage de l'avion se situent dans les limites définies par le constructeur. Dans l'hypothèse où le médecin est à côté de la civière, l'avion sort de ces limites (voir annexe 2).

#### 1.6.4 Performances de l'avion

Les valeurs de performance au décollage et en montée initiale ont été obtenues à partir du manuel de vol du PA 42A. Ce calcul théorique est basé sur les hypothèses suivantes :

- masse au décollage de 4 354 kg, volets 0 ;
- température de 24 °C (ISA + 9 °C) ;
- le pilote suit les procédures appropriées du manuel de vol pour le décollage en puissance MCP (Maximum Continuous Power).

#### *Montée initiale théorique*

Le manuel de vol donne les performances en montée d'un avion pour des masses de 4 128 kg et 5 080 kg à ISA + 10 °C. Un calcul par interpolation permet de déterminer l'altitude théorique de l'avion à la verticale de la position de l'épave, soit à une distance d'environ 3 NM du seuil de piste 12. Cette altitude est d'environ 4 000 ft.

#### *Caractéristique de décrochage décrite dans le manuel de vol*

Le manuel de vol de l'avion indique qu'avec des moteurs délivrant une puissance importante (phase de montée par exemple), quels que soient la configuration, la masse et le centrage, le décrochage du PA 42 survient à des assiettes à cabrer importantes et des vitesses faibles. L'avion est équipé d'un système d'identification de décrochage (alarmes sonore et visuelle). En outre, peu avant le décrochage (7 à 10 kt), un phénomène de buffeting<sup>(4)</sup> se fait ressentir.

<sup>(4)</sup>Vibration de la cellule.

Lorsque le pilote débute le rattrapage de l'avion au déclenchement de ce système, le contrôle de l'avion peut être maintenu et la perte d'altitude réduite au minimum. Si le pilote ne réagit pas de manière adéquate, l'avion décroche et s'engage dans un mouvement progressif de roulis vers la gauche pouvant atteindre 30°. Au fur et à mesure que l'assiette de l'avion diminue, la vitesse augmente et le contrôle de l'avion peut être repris avec une perte d'altitude d'environ 700 ft.

### **1.6.5 Systèmes avion**

#### ***Généralités sur le Pilote Automatique (PA)***

Le système de pilotage automatique KING KFC 300 est un pilote automatique trois axes intégré. Un calculateur (directeur de vol ou FD) centralise, entre autres, les informations de tangage, de roulis, de cap, de centrale aérodynamique (Air Data Computer) et de navigation et calcule des ordres de guidage qui sont présentés au pilote par le directeur de vol.

Les ordres de guidage élaborés par le calculateur du directeur de vol peuvent être suivis soit par le pilote via les commandes de contrôle de l'avion, soit par le pilote automatique au travers de trois servocommandes actionnant, respectivement, la gouverne de profondeur (tangage), les ailerons (roulis), et la gouverne de direction (lacet).

Le PA permet également la compensation en tangage par l'intermédiaire d'un moteur électrique agissant sur un volet compensateur situé sur le plan horizontal gauche de la profondeur.

Lorsque le PA est engagé, le système assure la synchronisation automatique de la compensation en tangage.

#### ***Possibilités de désengagement du PA***

##### *1. suite à une action du pilote*

Le pilote dispose de plusieurs boutons situés sur le manche ou sur le boîtier de commande PA pour le désengager.

Le désengagement du PA peut également survenir en cas de surpassement par action du pilote sur les commandes suivant les trois axes. Les efforts maximums à appliquer (déterminés lors des essais en vol) sont les suivants :

- roulis ..... 5,4 kg (12 lb) ;
- lacet..... 31,8 kg (70 lb) ;
- tangage ..... 10,4 kg (23 lb).

L'effort en tangage donné ci-dessus représente l'effort initial à fournir afin de surpasser et désengager la servocommande de profondeur.

Quand le PA est engagé, une action manuelle du pilote en tangage inférieure à la valeur de surpassement de 10,4 kg pendant une période d'au moins trois secondes est interprétée par le PA comme un effort sur la profondeur et va induire un ordre sur la compensation en tangage en opposition à l'effort appliqué. Cette opposition du PA aux actions du pilote va augmenter aussi longtemps que le pilote exercera une action sur la profondeur inférieure aux efforts de surpassement. Lorsque les actions du pilote surpasseront le PA, ce dernier se désengagera. Ces conditions de désengagement peuvent entraîner des changements rapides d'attitude de l'avion.

## 2. suite à une défaillance

Une défaillance se produit lorsque le système de surveillance des servocommandes du PA a détecté :

- ❑ une panne d'une servocommande en raison d'un fonctionnement intempestif à ses limites maximales d'utilisation ;
- ❑ un défaut d'alimentation électrique d'une servocommande ;
- ❑ une panne du calculateur du directeur de vol ou de la fonction directeur de vol ;
- ❑ une panne de l'un des gyroscopes de verticale ou d'assiette.

Une défaillance détectée par le système de surveillance du PA entraîne le débrayage de la ou des servocommandes défectueuses, l'allumage du voyant « AP SERVO » du panneau d'alarme et l'allumage d'un ou plusieurs voyants de la boîte de commande du PA.

Dans la procédure d'urgence développée « Mauvais fonctionnements du PA et/ou du compensateur », il est mentionné que la perte maximale d'altitude lors d'une défaillance en tangage du PA est de 600 ft.

### **Défaillance de la compensation automatique en tangage**

Une défaillance de la compensation automatique du PA se produit en cas de fonctionnement intempestif du moteur du compensateur en tangage. Cette défaillance entraîne l'allumage du voyant « MASTER CAUTION » et l'allumage du voyant « ELEC TRIM » du tableau d'alarmes.

Avec le PA engagé, l'attitude en tangage de l'avion ne varie pas car la servocommande de profondeur du PA s'oppose à la défaillance de la compensation en tangage. Si les limites d'utilisation de la servocommande de profondeur sont atteintes, le PA ne peut plus contrer la défaillance de la compensation en tangage et se désengage. Un désengagement du PA dans ces conditions peut entraîner des changements rapides dans l'attitude de l'avion.

A l'apparition de la défaillance de la compensation en tangage, le PA doit être immédiatement désengagé et l'interrupteur général de compensation mis sur arrêt. Avant de désengager le PA, le pilote doit maintenir fermement le volant pour éviter toute excursion supplémentaire en tangage due aux efforts de défaut de compensation de la profondeur.

### **Poste de pilotage**

Le tableau de bord dispose d'un tableau d'alarmes, d'un tableau annonciateur des fonctions du directeur de vol et du PA et d'une boîte de commande du PA.



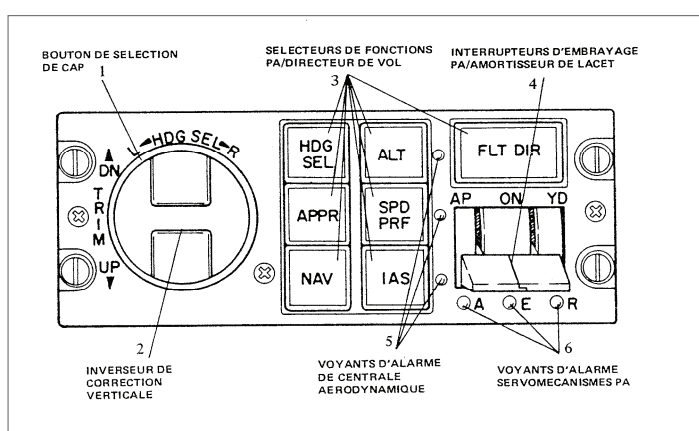
## Tableau d'alarmes

Le tableau d'alarmes fournit des indications visuelles de l'état de fonctionnement de certains systèmes de l'avion, dont le pilote automatique. Tous les voyants d'alarme regroupés au centre sont des pavés à deux ampoules de couleur rouge, ambre ou verte.

Ce tableau dispose, entre autres, d'un voyant ambre « AP SERVO » qui s'allume lorsqu'une servocommande du PA est désengagée par le système de surveillance.

## Boîte de commande de fonctions du PA

Les voyants d'alarme des servocommandes PA sont des LED. Lorsqu'ils sont allumés, ces voyants indiquent une panne des servocommandes de gauchissement, de profondeur ou de direction, suivant le cas.



### 1.6.6 Maintenance

L'entretien de l'avion s'effectue au sein de la compagnie TAI via son bureau technique, organisme agréé Part 145, en application du programme d'entretien approuvé par l'OSAC. Il est établi en application des textes réglementaires et du Manuel de Maintenance du Piper PA 42 Cheyenne III et prend en compte les éventuelles consignes de navigabilité et lettres d'information.

### 1.7 Renseignements météorologiques

Au moment de l'accident, les conditions météorologiques estimées par Météo France étaient favorables au vol à vue. Les images radar confirment l'absence de nuages convectifs sur la zone de Saint Martin. Les données relevées à la station météorologique de Saint Martin Grand Case fournissent une température située entre 23 et 24 °C, et une humidité relative d'environ 90 %. Le vent est faible du 100° pour 3 kt.

Les informations fournies par l'agent AFIS au pilote à 2 h 32 sont les suivantes :

- QNH 1015 ;
- vent 100 ° pour 3 kt ;
- piste 12 en service .

Les premiers secours arrivés sur zone à 4 h 00 ont expliqué que la nuit était claire avec peu de nuages. Le relief des îles situées face à la piste se détachait sur l'horizon.

## 1.8 Aides à la navigation

Pour ce vol en IFR, le pilote disposait des moyens de radio navigation de Juliana (Antilles Néerlandaises), de Pointe-à-Pitre (Guadeloupe) et de Fort-de-France (Martinique). Tous ces moyens étaient opérationnels au moment de l'accident.

## 1.9 Télécommunications

Le pilote a mis ses moteurs en route à 2 h 32. Peu après, l'agent AFIS lui a communiqué la clearance IFR transmise par le contrôleur de San Juan. Il a décollé à 2 h 39 et n'a plus émis de message jusqu'à l'accident (voir transcription en annexe 2).

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Saint Martin Grand Case est un aérodrome civil non contrôlé ouvert à la circulation aérienne publique. Il dispose d'un service AFIS ouvert de 7 h 00 au coucher du soleil + 15 min.

Depuis le 3 août 2001, la Direction de l'Aviation Civile Antilles-Guyane avait autorisé TAI à effectuer des vols sanitaires de nuit au départ de cet aérodrome. Les atterrissages de nuit n'étaient pas autorisés. En cas de décollage de nuit, TAI devait prévenir l'agent AFIS afin que ce dernier soit présent.

L'espace aérien au-dessus de la partie française de l'île de Saint Martin relève de la région d'information de vol (FIR/UIR) de San Juan (Puerto-Rico) et se trouve situé sous la zone de contrôle de l'aérodrome de Phillisburg-Juliana (Antilles néerlandaises). A l'heure de l'accident le service ATS de Juliana était fermé. Le pilote devait donc entrer en contact avec le contrôleur de San-Juan après le décollage.

## 1.11 Enregistreurs de vol

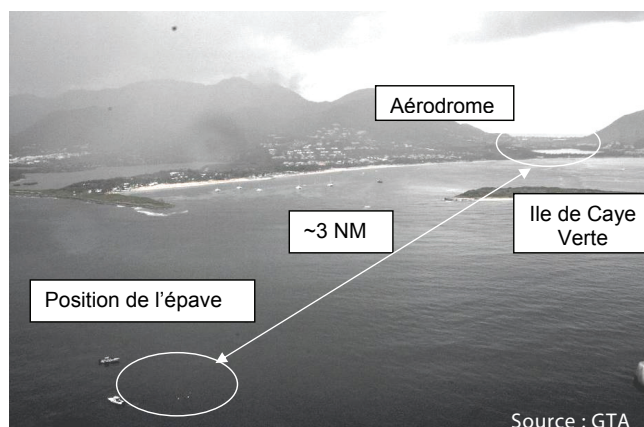
Le F-GXES ne disposait pas d'enregistreurs de vol. La réglementation ne l'impose pas.

Le pilote du F-GXES disposait de deux récepteurs GNSS embarqués de type Garmin GNS 430 dont l'endommagement n'a pas permis l'exploitation.

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

### 1.12.1 Description du site

La zone de l'accident se situe à environ 100 m au sud-est de l'île de Caye Verte presque dans l'axe de la piste de l'aérodrome de Saint Martin Grand Case à environ 3 NM du seuil de piste 12.





### 1.12.2 Répartition de l'épave

L'ensemble des débris est réparti sur une zone de 50 x 32 mètres à une profondeur de 10 à 15 mètres. La répartition des débris est disponible en annexe 3.

### 1.12.3 Observations sur l'épave

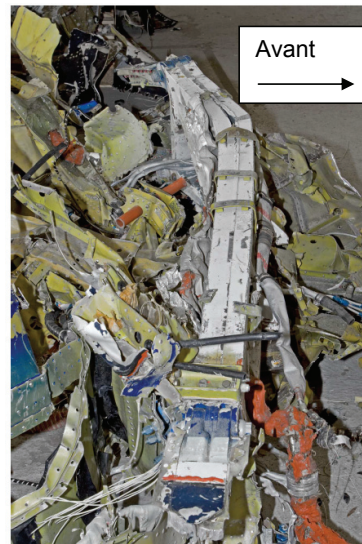
L'importance des endommagements constatés sur l'épave indique que l'avion a heurté la surface de la mer avec une très forte énergie. La faible dispersion des débris et la forte compression de l'avant vers l'arrière observée sur l'ensemble des débris indiquent que l'avion avait une attitude fortement à piquer au moment de la collision avec la surface de la mer.



Reconstitution des pièces principales de l'avion



Compression du bord d'attaque de la demi-voilure gauche



Déformation du longeron principal

### 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Il n'a pas été possible de réaliser d'analyse toxicologique. Les observations réalisées sur les occupants montrent qu'au moment de la collision avec la surface de l'eau :

- le pilote était assis en place gauche avec la ceinture ventrale attachée. Il n'a pas été possible de déterminer si la sangle oblique était attachée ;
- l'infirmier était assis et attaché sur le siège passager arrière droit (siège face à la civière) ;
- il n'a pas été possible de déterminer si le médecin était assis et attaché sur le siège passager arrière gauche.

### 1.14 Incendie

Aucune trace de feu n'a été observée sur l'épave.

### 1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Les débris de l'avion témoignent de la violence du choc avec la surface de l'eau. Dans de telles conditions, l'accident n'offrait pas de possibilité de survie aux occupants.

### 1.16 Essais et recherches

Après une reconstitution de l'avion, il a été procédé chronologiquement :

- à l'examen général de la cellule ;
- au prélèvement des voyants et indicateurs encore présents ;
- à la dépose et à l'examen des deux moteurs et hélices ;
- à la dépose, à la reconstitution et à l'examen des éléments des commandes de vol ;
- à l'examen et aux tests des éléments du pilote automatique ;
- à l'examen des sièges et du matériel médical.

Les examens (voir annexe 4) ont permis de mettre en évidence les points suivants :

- l'aéronef était entier et en configuration lisse (train rentré, volets rentrés) lorsqu'il a heurté la surface de la mer avec un angle à piquer d'environ 60° et légèrement incliné à droite ;
- les deux turbopropulseurs délivraient la puissance requise lors d'une phase de montée après décollage ;
- les chaînes de commande de vol principales et les commandes de compensateurs des trois axes (lacet, roulis, tangage) étaient continues, depuis les commandes dans le poste de pilotage jusqu'aux surfaces mobiles. Toutes les ruptures observées sont consécutives à l'impact avec la surface de la mer ;
- le pilote et le passager (infirmier) installé sur le siège arrière droit étaient assis avec leur ceinture ventrale bouclée, le siège du passager (médecin) situé à l'arrière gauche n'a pas été retrouvé.

Les examens ont également montré que :

- le compensateur en tangage a été retrouvé dans une position légèrement à piquer ;
- sur le tableau d'alarme, le voyant d'alarme « AP SERVO » était allumé avant la collision avec la surface de la mer.

En raison des endommagements et du séjour dans l'eau de mer, les examens complémentaires effectués sur tous les éléments de la chaîne du pilote automatique n'ont pas permis de mettre en évidence une défaillance du pilote automatique.

## 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

### 1.17.1 L'exploitant Transports Aériens InterCaraïbes (TAI)

TAI est un transporteur aérien employant cinq personnes dont la flotte est la suivante :

- 1 PA42 immatriculé F-GXES (Cheyenne III) ;
- 1 C404 immatriculé F-ONLY ;
- 1 PA31T immatriculé F-BXSK (Cheyenne II).

En application du règlement CE n° 1008/2008 établissant des règles communes pour l'exploitation de services aériens dans la Communauté, la compagnie TAI dispose :

- d'un Certificat de Transporteur Aérien (CTA) émis le 9 septembre 2009 pour une durée de trois ans ;
- d'une licence d'exploitation délivrée par Arrêté du 11 juin 2001 sans date de validité dès lors que la compagnie satisfait à ses obligations réglementaires.

TAI est autorisé à effectuer du transport aérien public non régulier dans la zone Caraïbes, Amérique du Nord et Amérique du Sud. L'activité de la compagnie consiste à effectuer des vols sanitaires à destination principalement de Pointe-à-Pitre et Fort-de-France.

Le tableau ci-dessous mentionne le nombre de vols réalisés par TAI lors des trois dernières années :

	2010	2011	Entre janvier et mai 2012
Nombre de vols d'évacuation sanitaire	206	98	68

Dans le cadre de son système de gestion de la sécurité et compte tenu du risque particulier lié à la fatigue, TAI avait confié au pilote de l'accident la mise en place d'un dispositif comprenant notamment le logiciel développé par Jeppesen (CrewAlert). Basé sur un modèle développé par Boeing (Boeing Alertness Model), ce logiciel prend en considération le temps de travail et de repos d'un pilote. Il fournit une estimation de son état de fatigue. Il est précisé que ce logiciel est basé sur un modèle et ne prend donc pas en compte les spécificités de chaque individu.

Le pilote utilisait ce logiciel sur son téléphone portable. En raison de l'endommagement de ce dernier, il n'a pas été possible d'exploiter les données enregistrées.

### 1.17.2 Contexte des vols d'évacuations sanitaires dans les îles du nord

L'activité de vols d'évacuations sanitaires des îles du nord vers la Guadeloupe ou la Martinique représente une activité aérienne importante. TAI était lié par contrat avec l'hôpital de Saint Martin de 2009 à 2013. A partir de fin 2010, le personnel médical de l'hôpital chargé d'assurer les évacuations sanitaires a invoqué son droit de retrait et refusé de voler avec les avions de TAI. Le personnel médical a émis un doute

quant à l'état de la flotte de TAI, sa fiabilité et sa conformité. A la suite de tensions entre le personnel de l'hôpital et TAI, la direction de l'hôpital a rompu le contrat en septembre 2011 au profit d'une compagnie extracommunautaire basée aux Antilles Néerlandaises.

Un audit de TAI a été demandé par l'hôpital à un expert aéronautique indépendant. Cette expertise a été réalisée en présence des représentants de l'hôpital. La conclusion du rapport indiquait que TAI était en mesure d'assurer les vols d'évacuations sanitaires et qu'elle disposait d'avions et de pilotes respectant les réglementations en vigueur.

En raison de la perte du contrat, l'activité de TAI a quasiment été divisée par deux entre 2010 et 2011. Fin 2011, TAI employait quatre pilotes. En 2012, TAI ne disposait plus que de deux pilotes. A partir de 2012, TAI a pu maintenir son activité avec des missions ponctuelles pour le compte d'hôpitaux non basés sur l'île de Saint Martin. Ces missions se faisaient majoritairement avec un préavis de 12 à 24 heures. Contrairement aux missions effectuées sous contrat avec l'hôpital de Saint Martin, les deux pilotes de TAI se retrouvaient donc rarement sollicités pour des vols à court préavis, de jour ou de nuit. Le dirigeant de TAI ajoute que, malgré la réglementation autorisant les vols en monopilote, la majorité des vols s'effectuait à deux pilotes. De ce fait les deux pilotes pouvaient être appelés à tout moment. Il ajoute que tous les vols entre le 1<sup>er</sup> janvier et le 5 mai 2012 ont été effectués à deux pilotes.

### **1.17.3 Surveillance de l'exploitant**

La surveillance de la compagnie TAI incombe à la Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile Antilles-Guyane (DSAC) dans le domaine de l'exploitation et à l'Organisme de Surveillance de l'Aviation Civile (OSAC) dans le domaine du suivi de navigabilité.

Cette surveillance s'exerce au travers d'instructions de dossiers et d'audits et n'a relevé aucun dysfonctionnement majeur. Les derniers audits de TAI ont été réalisés par la DSAC le 13 février 2012 et par l'OSAC le 23 mars 2012.

L'audit de la DSAC portait sur l'organisation du transporteur aérien et plus spécifiquement sur la supervision de l'exploitation, la préparation des vols (masse et centrage, chargement, carburant, dossier de vol) et sur le personnel navigant. Le thème du temps de travail est abordé dans le compte rendu de l'audit de la DSAC. Il est mentionné « qu'un logiciel, développé en interne, permet la gestion des vols : ouverture et clôture de vol, acceptation des tolérances techniques ouvertes avant le vol, calcul du Temps de Service en Vol (TSV), saisie de l'état de fatigue par le pilote au retour du vol à l'aide d'un curseur (sera complété en 2012 avec l'aspect gestion de la fatigue) ». Ce thème a été jugé conforme par la DSAC.

L'audit de l'OSAC portait sur le suivi de navigabilité des avions de la flotte de TAI et sur l'agrément d'entretien Part 145.

Ces audits n'ont pas détecté d'écarts majeurs à la réglementation.

## **1.18 Renseignements supplémentaires**

### **1.18.1 Témoignages**

#### ***1.18.1.1 Témoignage de l'affréteur IWIA***

Le vendredi 4 mai 2012, la société d'affrètement International West Indies Assistance (IWIA) contacte l'équipe médicale du CHU de Fort-de-France et organise une évacuation sanitaire de l'aérodrome de Juliana (Antilles Néerlandaise) vers l'aérodrome de Fort-de-France/Aimé Césaire (Martinique) avec la compagnie aérienne TCAIR basée en Martinique. Le vol retour sera cependant annulé en raison d'une panne de moteur sur l'avion.

L'affréteur recherche alors une autre compagnie susceptible d'organiser le vol et contacte le responsable de la compagnie TAI vers minuit.

Le responsable accepte la mission et propose un décollage vers 7 h 00, à l'ouverture de l'aéroport. Compte tenu de l'état du patient, l'affréteur lui demande si la mission peut se réaliser au plus vite. Le responsable lui répond que dans ces conditions, l'avion sera prêt à décoller vers 1 h 30.

Après l'accord du responsable de TAI, l'affréteur fait transférer le patient et l'équipe médicale vers l'aérodrome de Saint Martin Grand Case. Lors du transfert, un détour est effectué vers l'hôpital français de Saint Martin Grand Case afin de stabiliser l'état du patient.

#### ***1.18.1.2 Témoignage du responsable de TAI***

Après avoir été contacté par IWIA vers 0 h 05, il explique qu'il a informé le pilote, puis est parti vers l'aérodrome. Il est arrivé sur place vers 0 h 30. Le pilote est arrivé quelques minutes plus tard et a préparé le vol. Il a faxé le plan de vol aux services de contrôle de la navigation aérienne, consulté les informations météorologiques et les NOTAMs et réalisé le devis de masse et centrage. Il a ensuite effectué la visite avant vol. Vers 2 h 10, l'ambulance est arrivée et le patient a été installé à bord de l'avion.

Le responsable a assisté à la mise en route des moteurs et aux essais de débattement des commandes de vol. Il a vu le pilote effectuer les essais moteurs. Il explique que la distance de roulement au décollage lui a semblé nominale. Il ajoute que le ciel était clair et ajoute qu'il a suivi du regard la trajectoire de l'avion jusqu'à la verticale de l'île de Caye Verte sans remarquer de variations de trajectoire ou de pente. Il n'a pas vu la chute de l'avion.

Il ajoute qu'il essaie dans la mesure du possible de faire réaliser les vols avec un équipage constitué de deux pilotes. Il précise qu'il a tenté de contacter sans succès plusieurs fois le deuxième pilote. En raison d'un récent déménagement dans une zone géographique où son téléphone ne captait pas, le second pilote n'a pas reçu les appels. Sans réponse de ce dernier, le dirigeant, qualifié lui aussi sur le PA 42, a proposé au pilote de l'accompagner pour ce vol. Le pilote a décliné sa proposition.

#### ***1.18.1.3 Témoignage de l'agent AFIS***

L'agent AFIS explique qu'il a été informé du vol par le pilote un peu après 0 h 30. Une fois arrivé à l'aérodrome, il a retransmis le plan de vol que lui avait faxé le pilote et contacté le contrôleur de San Juan (Puerto Rico) pour obtenir la clairance de départ IFR.

Vers 2 h 30, il a allumé le balisage de la piste. Il a été contacté par le pilote qui lui a annoncé la mise en route. L'agent AFIS lui a transmis les derniers éléments (piste en service, vent et QNH) et la clairance communiquée par le contrôleur de San Juan. Il explique qu'il a vu le pilote faire des essais moteurs. Lorsque le pilote lui a annoncé le décollage, l'agent AFIS lui a communiqué les fréquences à contacter et lui a demandé de rappeler en sortie de sa zone. Il a assisté au décollage à 2 h 39. Il précise qu'il n'a rien entendu ni vu d'anormal depuis le démarrage des moteurs jusqu'au décollage de l'avion.

A partir de 2 h 40, l'agent AFIS a contacté le pilote sans succès<sup>(5)</sup>. Il a attendu quelques minutes puis a contacté le contrôleur de San Juan puis celui de Pointe-à-Pitre. Aucun d'eux n'a eu de contact radio ou radar.

Vers 3 h 15, le contrôleur de Pointe-à-Pitre a informé l'agent AFIS que deux témoins situés à proximité de la baie Orientale avaient contacté la gendarmerie pour l'informer qu'un avion était tombé en mer à proximité de l'île de Caye Verte.

#### **1.18.1.4 Synthèse des témoignages des témoins au sol**

Les deux ambulanciers qui ont transporté l'équipe médicale et le patient expliquent qu'ils ont aidé à installer le patient dans l'avion. Ils n'ont rien noté de particulier dans le comportement du pilote. Ils précisent que le pilote a éprouvé des difficultés à modifier l'aménagement intérieur de la cabine de l'avion pour installer la barquette apte à recevoir le patient.

De nombreuses personnes ont vu la fin du vol de l'avion. Ces personnes étaient situées à différents endroits sur la côte de la baie Orientale. Leur attention a d'abord été attirée par le bruit des moteurs car il est inhabituel d'entendre un avion au départ de Saint Martin Grand Case la nuit. Après avoir vu l'avion survoler l'île de Caye Verte, ils l'ont vu piquer.

#### **1.18.1.5 Synthèse des témoignages relatifs à l'activité du commandant de bord dans les heures précédant l'accident**

La conjointe du pilote explique que ce dernier s'est levé vers 6 h 30 le vendredi matin 4 mai 2012. La journée s'est déroulée sans événement significatif. Elle ajoute qu'il a passé l'après-midi à son domicile sans faire de sieste. Le couple s'est retrouvé le soir avec des amis vers 18 h 00, puis s'est rendu au restaurant vers 21 h 30. Le personnel du restaurant et la facture du repas indiquent que certains convives dont le pilote ont consommé de l'alcool.

Vers 0 h 05, le pilote terminait son repas lorsque le responsable de TAI l'a appelé pour lui annoncer l'organisation de la mission d'évacuation sanitaire avec un décollage le plus tôt possible. Après l'appel, le couple a quitté le restaurant afin de retourner à son domicile. Vers 0 h 30, le pilote a quitté son domicile pour l'aéroport.

La conjointe précise que cette situation était exceptionnelle car depuis la perte de contrat avec l'hôpital français, elle ne se souvient pas que le pilote ait pu être appelé

<sup>(5)</sup>Le contact avec San Juan nécessite que l'avion soit assez haut en raison du relief de l'île de Saint Martin et de l'éloignement de San Juan. En général, un pilote bascule sur la fréquence de San Juan vers 4 000 ft. Une fois le contact établi, les pilotes basculent à nouveau vers l'agent AFIS de Saint Martin afin de l'informer de la sortie de zone.

pour la réalisation d'un vol de nuit avec un préavis si court.

### **1.18.2 Actions entreprises par l'AESA en réponse à l'émission de recommandations de sécurité**

Lorsque l'AESA accepte une recommandation de sécurité impliquant des modifications réglementaires, elle ouvre une tâche réglementaire, appelée RuleMaking Task (RMT). L'agence européenne définit annuellement un programme de travail sur une période de quatre ans (RuleMaking Programme, RMP) afin de traiter ces tâches en vue de proposer à la Commission Européenne soit :

#### **a) des opinions**

Ces opinions sont des projets d'amendement réglementaire élaborés par l'AESA et soumis à l'approbation de la Commission.

#### **b) des décisions**

L'Agence indique à la Commission s'il y a lieu de modifier un règlement ou ses règles de mise en œuvre. Le cas échéant, l'Agence peut publier des spécifications de certification et des moyens acceptables de mise en conformité (AMC, Acceptable Means of Compliance), ainsi que tout document d'orientation (GM, Guidance Material) concernant l'application du présent règlement et de ses règles de mise en œuvre. Les « moyens acceptables de conformité (AMC) » sont des normes non contraignantes adoptées par l'Agence pour illustrer des moyens permettant d'établir la conformité avec le règlement (CE) n° 216/2008 et ses modalités d'exécution. Les documents d'orientation (GM) désignent les documents non contraignants élaborés par l'Agence qui permettent d'illustrer la signification d'une exigence ou d'une spécification et qui servent à appuyer l'interprétation des règlements et des moyens acceptables de conformité.

### **1.18.3 Actions réglementaires sur les conditions d'emport d'enregistreurs de vol**

Dans l'Annexe 6 de l'OACI Partie 1 – Exploitation technique des aéronefs I- chapitre 6.3.1.2.2 - Enregistreurs de données de vol et systèmes d'enregistrement de données d'aéronef, il est recommandé par l'OACI :

*« ... que tous les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou inférieure à 5 700 kg et dont le premier certificat de navigabilité individuel aura été délivré le 1<sup>er</sup> janvier 2016 ou après soient équipés :*

*a) d'un FDR Type II ; ou*

*b) d'un AIR Classe C capable d'enregistrer les paramètres de trajectoire de vol et de vitesse affichés au(x) pilote(s) ; ou*

*c) d'un ADRS capable d'enregistrer les paramètres essentiels énumérés au Tableau A9-3 de l'Appendice 9. »*

Note : il existe quatre systèmes d'enregistreurs de bord légers : les systèmes d'enregistrement de données d'aéronef (ADRS), les systèmes d'enregistrement audio de poste de pilotage (CARS), les systèmes embarqués d'enregistrement d'images (AIRS) et les systèmes d'enregistrement de

communications par liaison de données (DLRS). Les images et les renseignements communiqués par liaison de données peuvent être enregistrés sur le CARS ou l'ADRS.

Dans l'Annexe IV « Opérations de Transport Aérien Commercial- Partie CAT - Sous-Partie D - Instrument, Données, Equipements » du Règlement Européen N° 965/2012 du 5 octobre 2012 on trouve les paragraphes suivants :

« CAT.IDE.A.185 Enregistreur de conversations du poste de pilotage

a) Les avions suivants sont équipés d'un enregistreur de conversations du poste de pilotage (CVR) :

- 1) les avions dont la MCTOM<sup>(6)</sup> est supérieure à 5 700 kg ; et
- 2) les avions multimoteurs à turbine dont la MCTOM est inférieure ou égale à 5 700 kg, dont la MOPSC<sup>(7)</sup> est supérieure à 9 et dont le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré à partir du 1<sup>er</sup> janvier 1990.

CAT.IDE.A.190 Enregistreur de paramètres de vol

a) Les avions suivants sont équipés d'un enregistreur de paramètres de vol (FDR) utilisant un mode numérique d'enregistrement :

- 3) les avions multimoteurs à turbine dont la MCTOM est inférieure ou égale à 5 700 kg, dont la MOPSC est supérieure à 9 et dont le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré à partir du 1<sup>er</sup> avril 1998.

CAT.IDE.A.190 Enregistreur de paramètres de vol

a) Les avions suivants sont équipés d'un enregistreur de paramètres de vol (FDR) utilisant un mode numérique d'enregistrement et de stockage des données, et pour lequel un système permettant d'extraire facilement ces données du support de mémorisation :

- 1) les avions dont la MCTOM est supérieure à 5 700 kg et dont le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré à partir du 1<sup>er</sup> juin 1990 ;
- 2) les avions à turbine dont la MCTOM est supérieure à 5 700 kg et dont le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré à partir du 1<sup>er</sup> juin 1990 ;
- 3) les avions multimoteurs à turbine dont la MCTOM est inférieure ou égale à 5 700 kg, dont la MOPSC est supérieure à 9 et dont le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré à partir du 1<sup>er</sup> avril 1998. »

Le premier certificat individuel de navigabilité du F-GEXS a été délivré en 1981. La réglementation n'impose donc pas l'emport d'enregistreur (CVR ou FDR).

Depuis 1997, le BEA a émis sept recommandations de sécurité relatives à l'emport d'enregistreurs de vols dans les aéronefs exploités en transport aérien commercial. D'autres bureaux d'enquêtes ont émis des recommandations de sécurité relatives à une réglementation imposant l'emport d'enregistreurs de vol. Les extraits des réponses de l'AESA figurent en annexe 5.

La tâche RMT.0271 « Records for small aircraft » consiste à émettre une opinion sur le développement des règles de mise en œuvre en réponse aux recommandations de sécurité émises. D'après le programme de travail (RMP 2013-2016) de l'AESA, l'étude de cette tâche doit débuter en 2013 et se terminer en 2016.

La tâche RMT.0272 consiste à émettre une décision dans laquelle seront détaillés

<sup>(6)</sup>MCTOM : Masse maximale certifiée au décollage.

<sup>(7)</sup>MOPSC : configuration maximale approuvée en siège passagers.



les moyens acceptables de conformité (AMC) et les documents d'orientation (GM). D'après le programme de travail (RMP 2013-2016) de l'AESA, l'étude de cette tâche doit débuter en 2013 et se terminer en 2017.

Les avions dont la MCTOM est inférieure à 5 700 kg, la MOPSC supérieure à 9 et dont la date de délivrance du premier certificat individuel de navigabilité est antérieure à 1990 ou 1998 ne seront pas concernés par cette RMT.

#### **1.18.4 Actions réglementaires en cours relatives aux conditions imposant la présence d'un équipage à deux pilotes en transport public**

Pour rappel, l'EU-OPS 1.940 autorise les avions certifiés monopilote à être exploités en IFR ou de nuit avec un équipage d'un seul pilote à condition qu'ils respectent les exigences de l'Annexe II de l'OPS 1.940.<sup>(8)</sup>

Trois bureaux d'enquêtes, l'AAIB (Royaume-Uni), le BFU (Allemagne) et le BEA (France) ont émis en 2006 et 2009 des recommandations de sécurité relatives à une réglementation imposant un équipage à deux. Les extraits des réponses de l'AESA figurent en annexe 6.

L'AESA a répondu favorablement à ces recommandations de sécurité. Le projet d'une réglementation qui imposerait un équipage à deux pour les missions de transport sanitaire fait l'objet de la tâche réglementaire RMT.0334 et RMT.0335 dans les programmes RMP 2012-2015 puis RMP 2013-2016 :

- la tâche RMT.0334 consiste à émettre une opinion sur le développement des règles de mise en œuvre (IR) en réponse aux recommandations de sécurité émises. D'après le programme de travail (RMP 2013-2016) de l'AESA, l'étude de cette tâche doit débuter en 2016 et se terminer en 2019 ;
- la tâche RMT.0335 consiste à émettre une décision dans laquelle seront détaillés les moyens acceptables de conformité (AMC) et les documents d'orientation (GM). D'après le programme de travail (RMP 2013-2016) de l'AESA, l'étude de cette tâche doit débuter en 2016 et se terminer en 2020.

#### **1.18.5 Réglementation relative à la sécurité en matière de limitations des temps de vol et de service et exigences en matière de repos**

A la date de l'accident, les règles relatives à la sécurité en matière de limitations de temps de vol applicables aux exploitants français détenteurs d'un CTA se basaient sur les règlements suivants :

- Règlement (CEE) 3922/91<sup>(9)</sup> : sous-partie Q de l'Annexe III ;**
- Arrêté du 25 mars 2008<sup>(10)</sup> modifié.**

Conformément au règlement 3922/91, des dispositions nationales complémentaires ont été prises dans le cadre permis par l'EU-OPS. Toutes ces dispositions constituent l'arrêté du 25 mars 2008 modifié.

<sup>(8)</sup><http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2008:254:001:0238:EN:PDF>

<sup>(9)</sup><http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2008:254:001:0238:EN:PDF>

<sup>(10)</sup>[http://www.legifrance.gouv.fr/jopdf/common/jo\\_pdf.jsp?numJO=0&dateJO=20080401&numTexte=7&pageDebut=05410&pageFin=05411](http://www.legifrance.gouv.fr/jopdf/common/jo_pdf.jsp?numJO=0&dateJO=20080401&numTexte=7&pageDebut=05410&pageFin=05411)

L'objectif de la sous-partie Q, garantir un repos suffisant à l'équipage, est présenté dans l'EU-OPS 1.1090. Pour satisfaire cet objectif, la sous-partie Q introduit deux grands principes : le temps de service de vol maximum (EU-OPS 1.0100 et 1.1105) et le repos minimum avant un service de vol (EU-OPS 1.1110).

On trouve notamment dans l'EU-OPS, les définitions et exigences suivantes :

### **Temps de service de vol (TSV)**

« Toute période au cours de laquelle une personne exerce à bord d'un avion en tant que membre de son équipage. Ce temps est compté depuis le moment où le membre d'équipage doit se présenter, à la demande d'un exploitant, pour un vol ou une série de vols et se termine à la fin du dernier vol au cours duquel le membre d'équipage est en fonction. »

### **Temps de repos**

« Une période ininterrompue et définie pendant laquelle un membre d'équipage est libéré de tout service ainsi que de toute réserve à l'aéroport. »

### **Réserve**

« Une période définie pendant laquelle l'exploitant demande à l'équipage de rester disponible pour effectuer un vol, une mise en place ou un autre service sans qu'un repos intervienne entre-temps. »

L'arrêté du 25 mars 2008 modifié (cadre national) ajoute une définition supplémentaire.

### **Astreinte**

« Toute réserve se déroulant ailleurs qu'en un lieu où le personnel navigant est tenu de se présenter est une astreinte. La durée maximale de toute astreinte est de 24 heures. »

### **☐ Code de l'Aviation Civile**

Les dispositions des articles D. 422-1 à D. 422-2 et D. 422-9 à D. 422-13 s'appliquent au personnel navigant des entreprises n'exploitant pas des services réguliers, et utilisant exclusivement des aéronefs d'une masse maximale au décollage inférieure à 10 tonnes ou d'une capacité inférieure à 20 sièges.

Dans l'article D422-10, il est écrit que la durée du travail effectif prévue à l'article L. 212-1 du Code du Travail correspond à une durée mensuelle de 75 heures ou 78 heures de vol réparties sur l'année selon les modalités d'exploitation choisies.

Dans l'article D422-11, il est écrit qu'à la fin de la période de vol, le personnel navigant bénéficie d'un temps d'arrêt d'une durée au moins égale à deux fois le nombre d'heures de vol effectuées depuis le temps d'arrêt précédent, sans que cette durée puisse être inférieure à huit heures.

A la lecture des textes réglementaires il apparaît que l'astreinte ne peut être assimilée

à une période de repos. Il est par ailleurs possible de reconduire des astreintes dès lors qu'elles n'ont pas donné lieu à intervention. Le temps passé en astreinte est sans effet sur le décompte des heures de service cumulatives de temps de service et temps de service de vol

#### **1.18.6 Actions réglementaires en cours relatives aux limitations de temps de vol aux opérations d'évacuations sanitaires**

L'AESA, a lancé la tâche réglementaire RMT .0346 dans le programme RMP 2012-2015 afin de mettre à jour et harmoniser la réglementation relative à la sécurité en matière de limitations de temps de vol applicable aux vols d'évacuations sanitaires.

L'AESA précise que l'étude de cette tâche venant de débiter, le type de réglementation et les délais de mise en place nécessiteront plusieurs années.

## 2 - ANALYSE

### 2.1 Scénario de l'accident

L'absence d'enregistreurs de vol et de données radar ne permet pas de retracer la trajectoire de l'aéronef ni la séquence des événements à bord.

Les endommagements de l'aéronef montrent que ce dernier a heurté la surface de l'eau avec une assiette à piquer proche de 60° et une forte énergie.

Les témoignages et les performances de montée théoriques indiquent que le pilote a probablement perdu brutalement le contrôle en tangage à proximité de la verticale de la position de l'épave.

Les conditions d'éclairage (nuit claire), la présence du relief des îlets se détachant sur l'horizon et l'habitude du pilote d'engager le PA aux environs de 400 ft montrent que le scénario d'une désorientation spatiale est peu probable.

L'examen de l'épave n'a pas mis en évidence de défaillance technique susceptible d'affecter significativement les performances de l'avion ou son contrôle en tangage. En effet, les examens ont montré que les deux groupes propulseurs fonctionnaient nominalement et que les commandes de vol, et notamment celle du contrôle en tangage, étaient continues.

Le devis de centrage de l'avion montre que dans l'hypothèse où les deux passagers (personnel médical) restent assis et attachés sur leur siège, le centrage de l'aéronef est arrière mais demeure dans les limites définies par le constructeur. Ce dernier n'a pas été en mesure de confirmer que la position de la compensation en tangage retrouvée sur l'épave permettait de contrer le moment à cabrer induit par ce centrage arrière lors de la phase de montée de l'aéronef.

Néanmoins, un centrage arrière va diminuer la stabilité en tangage de l'aéronef qui va avoir tendance à prendre une assiette à cabrer plus importante lors de la montée. La position de la compensation en tangage, retrouvée légèrement à piquer, est donc cohérente avec un pilote ou un PA qui cherche à diminuer le moment à cabrer induit par le centrage arrière.

Trois scénarios possibles sont donc établis sans que l'un puisse prévaloir :

#### 1<sup>er</sup> scénario : défaillance du pilote automatique

Les examens réalisés n'ont pas permis de mettre en évidence une défaillance du PA en raison de l'endommagement de ses différents composants et de leur séjour dans l'eau de mer. Cependant l'allumage du voyant « Servo AP » peut s'expliquer par une défaillance de la servocommande de tangage.

Le constructeur a indiqué au BEA qu'il n'avait pas connaissance d'un mode de défaillance du PA pouvant entraîner une prise d'assiette brutale à piquer.

Il explique néanmoins dans son manuel de vol, qu'au début de la défaillance de la servocommande du PA en tangage, l'aéronef ne s'écarte pas de la fonction verticale sélectionnée parce que la compensation en tangage contre momentanément la défaillance de la servocommande. Il ajoute que dès l'allumage du voyant « Servo AP », le PA doit être immédiatement désengagé.

Avant de désengager le PA, le pilote doit maintenir fermement le volant. Il apparaît donc que sans réaction adaptée et immédiate du pilote, une défaillance du PA peut entraîner des changements rapides dans l'attitude de l'avion. Le constructeur précise que si le pilote réagit immédiatement, la perte d'altitude maximale lors d'un mauvais fonctionnement en tangage du PA est de 600 ft lors d'une phase de montée.

Le scénario d'une perte de contrôle en tangage en raison d'une défaillance du PA est donc possible sous la condition d'une réaction retardée et/ou inadaptée du pilote. Dans cette hypothèse, l'exploitation en équipage à deux aurait probablement permis une meilleure réaction et aurait ainsi probablement pu éviter l'accident.

## **2<sup>ème</sup> scénario : sortie du domaine de vol**

Les observations sur le corps du passager assis à gauche (médecin) et l'absence de son siège n'ont pas permis de déterminer si ce dernier était assis et attaché au moment de la collision avec la surface de l'eau.

Lors du décollage, le calcul de masse et centrage basé sur les masses réelles montre que l'aéronef était centré arrière mais toujours dans les limites définies par le constructeur.

Les calculs de centrage montrent que si le médecin s'est déplacé vers l'arrière au niveau de la civière, le centrage de l'avion est sorti du domaine de vol. Le constructeur n'a pas été en mesure de décrire le comportement de l'avion hors de son domaine de vol. La réglementation ne l'exige pas.

Par conséquent, il est possible que le déplacement du passager ait pu faire sortir l'aéronef de son domaine de vol et provoquer une perte de contrôle en tangage.

Les efforts aérodynamiques appliqués sur la gouverne de profondeur juste après une perte de contrôle en tangage peuvent être supérieurs aux limites d'utilisation de la servocommande de tangage du PA. Ce dépassement peut provoquer le débrayage de la servocommande et par conséquent l'allumage du voyant d'alarme « Servo AP ».

Le scénario d'une perte de contrôle en tangage en raison du déplacement du médecin est donc possible sous la condition d'une réaction retardée et/ou inadaptée du pilote. De nouveau, l'exploitation en équipage à deux aurait probablement permis une meilleure réaction et aurait ainsi probablement pu éviter l'accident.

## **3<sup>ème</sup> scénario : incapacité du pilote**

L'examen de l'épave a permis de déterminer que le pilote était attaché en place gauche avec sa ceinture ventrale. Il n'a pas été possible de déterminer si sa sangle oblique était attachée.

L'impossibilité d'effectuer des analyses médicales et pathologiques sur le corps du pilote n'a pas permis d'exclure le scénario d'une incapacité.

Dans ce scénario, l'allumage du voyant d'alarme « Servo AP » peut s'expliquer par :

- l'action à piquer sur le manche qui surpasse le PA et provoque son désengagement, ou
- un dépassement des limites maximales de la servocommande du PA en tangage sous l'action des efforts aérodynamiques sur la gouverne de profondeur lors de la phase finale de vol.

L'exploitation en équipage à deux aurait permis de pallier l'incapacité d'un des deux pilotes et aurait ainsi pu éviter l'accident.

## 2.2 Facteurs influençant les capacités du pilote à réaliser le vol

L'enquête a permis d'établir que le jour de l'accident, le pilote était éveillé depuis plus de vingt heures avant d'entreprendre le vol et avait consommé de l'alcool. Elle n'a pas permis d'établir le taux réel d'alcoolémie ni à partir des quantités consommées ni à partir d'analyses toxicologiques.

La fatigue constitue l'un des facteurs les plus souvent cités parmi ceux susceptibles de réduire les performances d'un pilote. Elle peut notamment se traduire par une réduction de la conscience de la situation, par de l'hypovigilance, par l'augmentation du temps de réponse et par une sous-estimation des risques.

En novembre 2010, la DGAC a publié une étude intitulée Sécurité du Transport Aérien et gestion du Risque Fatigue (Projet STARE)<sup>(11)</sup>. Dans les conditions de l'étude, il apparaît notamment que sur l'échelle de niveaux de somnolence KSS<sup>(12)</sup> (Karolinska Sleepiness Scale), un individu peut atteindre le niveau 7 sur 9 après 21 heures de veille continue.

Par conséquent, les effets de la fatigue combinés à ceux de l'alcool peuvent contribuer à dégrader la performance d'un pilote en cas de défaillance du PA ou de dépassement du centrage en vol.

Avec seulement deux pilotes, TAI ne pouvait maintenir ses objectifs opérationnels qu'en plaçant ces derniers dans une situation d'astreinte quasi-permanente. Cette contrainte rend difficile la conciliation des vies privée et professionnelle.

Depuis début 2011, la diminution significative de l'activité, notamment des vols sanitaires à court préavis a pu altérer la représentation que les pilotes pouvaient se faire de la permanence de leurs astreintes.

Dans ces conditions, et bien qu'il se trouvât en situation d'astreinte, le pilote n'a probablement pas pris en considération qu'il pouvait être appelé en pleine nuit pour entreprendre un vol à court préavis. Il a géré la fin de sa journée en conséquence, notamment en allant au restaurant.

## 2.3 Facteurs influençant la décision du pilote d'entreprendre le vol

La diminution significative de l'activité de TAI entre 2010 et 2011, associée au nombre croissant de vols sous contrat avec l'affréteur IWIA depuis le début de l'année 2012, a probablement incité le pilote à ne pas refuser ce vol.

Par ailleurs, ce pilote réalisait régulièrement le trajet entre Saint Martin Grand Case et Pointe-à-Pitre. La courte durée et le caractère routinier du vol ont pu contribuer à sa décision d'entreprendre le vol.

Compte tenu de l'impossibilité de joindre le second pilote, il s'est vraisemblablement senti obligé d'accepter la mission.

Enfin, il a certainement été soumis à la pression particulière ressentie lors d'une demande d'évacuation sanitaire lorsqu'une vie humaine est en jeu. Le fait qu'il était le seul en mesure de réaliser la mission l'a vraisemblablement fortement poussé à entreprendre le vol. Malgré son heure précoce de lever et sa consommation récente d'alcool, le pilote n'a pas su décliner la mission.

<sup>(11)</sup>[http://www.developpement-durable.gouv.fr/IMG/pdf/RAPPORT\\_STARE\\_V2-0\\_finale.pdf](http://www.developpement-durable.gouv.fr/IMG/pdf/RAPPORT_STARE_V2-0_finale.pdf)

<sup>(12)</sup>Cette échelle se compose de 9 points entre « extrêmement éveillé » correspondant à un score de 1 et « extrêmement somnolent » correspondant à un score de 9. A partir d'un score de 7, un individu est considéré comme somnolent sans qu'il ait de difficulté à rester éveillé.

## 2.4 Aspects réglementaires sur la limitation de temps de vol

Au niveau européen, la réglementation (règlement (CEE) 3922/91: sous-partie Q de l'Annexe III) ne définit que les périodes de réserves sur l'aéroport. La réglementation relative aux périodes de réserves autres qu'à l'aéroport est du ressort des autorités nationales. Dans la réglementation française, une période de réserves hors aéroport (définie comme une astreinte dans l'arrêté du 25 mars 2008 modifié) ne doit pas être supérieure à 24 heures. Cependant, la réglementation n'interdit pas la reconduction des astreintes dès lors qu'elles n'ont pas donné lieu à intervention. Le temps effectué en astreinte est sans effet sur le décompte des heures de service cumulatives de temps de service et temps de service de vol.

Dans le cas de TAI, il apparaît que la réduction importante du nombre de vols en raison de la perte du contrat avec l'hôpital de Saint Martin permettait à l'exploitant de respecter la réglementation en termes de temps de service de vol. Ce point avait d'ailleurs fait l'objet d'un contrôle lors du dernier audit de la DSAC et avait été jugé conforme.

Cependant, les deux pilotes de la compagnie se sont retrouvés dans une situation d'astreinte quasi-permanente mais non formalisée comme telle eu égard à la réglementation relative aux temps de vol et de repos. La réglementation, dans ses dispositions actuelles, s'attache au temps de services de vol et aux repos qui en découlent. Aucune disposition ne concerne la durée de l'astreinte avant le vol et ne permet de prendre en compte l'impact notamment en terme de fatigue que peuvent provoquer les contraintes engendrées par des périodes prolongées d'astreintes. Dans le cadre de ses actions de surveillance, la DSAC ne contrôle pas ces aspects.

### 3 - CONCLUSION

#### 3.1 Faits établis

- Le pilote possédait les licences et qualifications requises pour exécuter ce vol.
- L'aéronef détenait un certificat de navigabilité en état de validité.
- L'aéronef était entretenu conformément à la maintenance programmée et définie par le constructeur.
- Les conditions météorologiques étaient favorables à la réalisation du vol.
- Aucune anomalie technique de nature à affecter significativement les performances de l'avion ou son contrôle en tangage n'a pu être mise en évidence.
- Le pilote avait consommé de l'alcool avant d'entreprendre le vol.
- Le pilote s'était levé à 6 h 30 et n'avait pas dormi depuis plus de 20 heures.
- L'aéronef n'était pas équipé d'enregistreurs de vol, la réglementation ne l'imposant pas.
- Les deux pilotes de la compagnie étaient dans une situation d'astreinte quasi-permanente (réserve hors aéroport) mais non formalisée.
- Aucune disposition réglementaire dans l'EU-OPS ne concerne la réserve hors aéroport.
- La réglementation française définit la réserve hors aéroport mais ne permet pas à l'autorité (DGAC) de prendre en compte l'impact que peut provoquer les contraintes engendrées par des périodes prolongées de réserves hors aéroport.

#### 3.2 Causes

L'enquête n'a pas permis de déterminer les causes de l'accident. Les facteurs suivants ont pu y contribuer :

- l'exploitation de l'avion en monopilote ;
- l'absence de disposition réglementaire ne permettant pas aux autorités nationales de l'Aviation Civile de s'assurer de l'adéquation entre les objectifs opérationnels d'un exploitant et ses capacités à assurer son activité. Cette absence n'a pas pu garantir que le pilote d'astreinte était apte à entreprendre le vol.

La présence d'un enregistreur de vol aurait probablement permis de mieux préciser les circonstances de l'accident. Des données importantes ont alors manqué à l'enquête, qui n'a pas pu identifier l'ensemble des mesures susceptibles d'éviter le renouvellement d'un accident similaire.



## 4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n°996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues à l'article 18 du règlement précité.

### 4.1 Emport d'enregistreurs de vol

La présence d'enregistreurs de vol aurait probablement permis d'établir de manière plus précise les circonstances de l'accident. La réglementation n'impose pas l'emport d'enregistreurs de vol pour le type d'exploitation et la catégorie de l'aéronef de l'accident.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA impose l'emport d'enregistreurs de vol pour les avions exploités en transport aérien commercial, quelle que soit la date de délivrance du certificat de navigabilité individuel. [Recommandation FRAN-2013-051]**

### 4.2 Equipage à deux pilotes en vol d'évacuation sanitaire

L'enquête a montré que l'exploitation en équipage à deux aurait significativement amélioré la situation et aurait probablement pu éviter l'accident. Une modification de la réglementation relative aux conditions imposant la présence d'un équipage à deux pilotes en transport public est mise en œuvre par l'AESA. Les conclusions des travaux devraient être connues en 2020.

Le BEA estime que compte tenu des enjeux en termes de sécurité aérienne, ces délais sont trop longs dans le cas d'un vol d'évacuation sanitaire.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA prévoit la mise en place en priorité de la réglementation imposant la présence d'un équipage à deux pilotes en vol d'évacuation sanitaire. [Recommandation FRAN-2013-052]**

### 4.3 Prise en compte du temps d'astreinte

L'enquête a montré que, à activité presque constante, la réduction des effectifs en personnel navigant de la compagnie a entraîné une augmentation significative des périodes d'astreinte des pilotes sous forme de réserves autres qu'à l'aéroport. Dans ce contexte, le pilote et l'exploitant ont perdu la conscience du caractère opérationnel de l'astreinte. En l'absence de réglementation européenne relative aux périodes de réserves autres qu'à l'aéroport, la réglementation française définit ce type de réserves mais ne s'assure pas, lors de ces actions de surveillance, qu'un exploitant puisse garantir que ses pilotes d'astreinte sont aptes à tout moment à entreprendre un vol.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA s'assure que la future réglementation relative à la sécurité en matière de limitations de temps de vol applicables aux vols d'évacuation sanitaire prenne en compte les réserves autres qu'à l'aéroport. [Recommandation FRAN-2013-053]**

Dans l'attente de la mise en place de cette future réglementation, le BEA recommande que :

- **la DGAC s'assure que, dans le cadre de ses actions de surveillance, l'exploitant veille à ce que les pilotes, lorsqu'ils sont en réserve hors aéroport, soient aptes à entreprendre un vol à tout moment. [Recommandation FRAN-2013-054]**

# *Liste des annexes*

## **annexe 1**

Transcription communications agent AFIS

## **annexe 2**

Devis de masse et centrage forfaitaire réalisé par le pilote avant le vol

## **annexe 3**

Répartition de l'épave

## **annexe 4**

Examens réalisés sur l'épave

## **annexe 5**

Recommandations de sécurité sur l'obligation d'emport d'enregistreurs de vol en transport public

## **annexe 6**

Recommandations de sécurité sur l'obligation d'un équipage à deux en transport public

**annexe 1**

**Transcription communications agent AFIS**

Temps UTC	Station émettrice	Message
06h 32mn 10s	F-GXES	Grand Case Information InterCaraïbes cinq cent vingt bonsoir
06h 32mn 14s	Afis St Martin	Oui euh... euh... cinq cent vingt bonsoir
06h 32mn 18s	F-GXES	Oui c'est InterCaraïbes cinq cent vingt la mise en route pour Fort de France
06h 32mn 22s	Afis St Martin	Ok euh... Q N H euh mille quinze euh... le vent euh... cent degrés trois nœuds et la douze en service
06h 32mn 36s	F-GXES	La douze en service je roule au point d'arrêt Alpha InterCaraïbes cinq cent vingt
06h 32mn 40s	Afis St Martin	Euh reçu et j'ai ta clearance si si tu es prêt
06h 32mn 44s	F-GXES	Ouais j'suis prêt à copier
06h 32mn 46s	Afis St Martin	Ok tu passes par le Alpha cinq cent dix sept TIKAL direct P P R Alpha trois cent douze destination...euh... niveau cent cinquante et code transpondeur... unité quatre deux zéro
06h 33mn 14s	F-GXES	InterCaraïbes cinq cent vingt est autorisé TIKAL direct euh cinq cent vingt puis... fin direct Papa Papa Roméo euh Fox Oscar Fox euh et zéro unité cinq zéro transpondeur c'est correct ?
06h 33mn 28s	Afis St Martin	N'on.... euh je reprends ? tu passes par le Alpha cinq cent dix sept... TIKAL... direct P P R... Alpha trois cent douze... Fort de France... niveau cent cinquante
06h 33mn 54s	F-GXES	Ok trois cent dix sept cinq cent douze par Papa Papa Roméo et ensuite Fort de France et au niveau cent cinquante InterCaraïbes euh... via TIKAL InterCaraïbes cinq cent vingt
06h 34mn 05s	Afis St Martin	Et code transpondeur unité quatre deux zéro
06h 34mn 10s	F-GXES	Unité quatre zéro.... Unité quatre deux zéro le transpondeur...correct ?
06h 34mn 15s	Afis St Martin	Correct... quatorze vingt
06h 34mn 17s	F-GXES	Unité quatre deux zéro au transpondeur je roule point d'arrêt Alpha je rappellerais prêt InterCaraïbes cinq cent vingt
06h 34mn 23s	Afis St Martin	Reçu
06h 36mn 38s	F-GXES	InterCaraïbes cinq cent vingt on est au point d'arrêt Alpha on est prêt
06h 36mn 42s	Afis St martin	Reçu rappelle aligné prêt
06h 36mn 44s	F-GXES	J'remonte la douze et je rappelle prêt à l'envol InterCaraïbes cinq cent vingt
06h 36mn 48s	Afis St Martin	Reçu
06h 38mn 37s	F-GXES	InterCaraïbes cinq cent vingt on décolle piste douze
06h 38mn 39s	Afis St Martin	Dernier vent du zéro huit zéro quatre nœuds rappelez en sortie
06h 38mn 43s	F-GXES	Euh en sortie c'est euh Juliana ou c'est Porto Rico ?
06h 38mn 47s	Afis St Martin	C'est Porto Rico
06h 38mn 49s	F-GXES	La fréquence ?
06h 38mn 52s	Afis St Martin	Euh l'Approche euh.. c'est cent vingt six euh sept....

		ou la Tour de Contrôle euh cent dix huit trois
06h 39mn 03s	F-GXES	Ok InterCaraïbes
06h 41mn 41s	Afis St Martin	Tango India Fox euh.... Cinq cent vingt Grand Case
06h 42mn 10s	Afis St Martin	Tango India Fox euh cinq cent vingt Grand Case ?
06h 42mn 31s	Afis St Martin	2 coups d'alternat
06h 42mn 34s	Afis St Martin	Tango India Fox cinq cent vingt Grand Case ?
06h 57mn 16s	Afis st Martin (Téléphone)	(Sonneries, le destinataire, Juliana DL ne décroche pas) ....Ouahou....(Sonneries)...
06h 57mn 54s	Afis St Martin (Téléphone)	... (Monologue personnel de l'agent Afis, pendant la sonnerie du téléphone dont l'interlocuteur ne décroche pas)....
07h 01mn 17s	Afis St Martin (Téléphone)	(Sur ce qui semble un portable) Ah ok d'accord... ouais donc euh... bon alors euh... non j'ai... justement j'ai... je suis en train de chercher le numéro de de Bird [Tour d'Anguilla] là j'ai pas leur contact hein vous avez leur numéro ?... Ok... oui... ouah y'a y'a vingt minutes à peu près on a on (*)... euh c'est le Tango India Fox... cinq cent vingt ça c'est le numéro de vol et l'immat c'est le Fox Golf X-Ray... Echo Sierra.... c'est un Papa Alpha Yankee trois..... oui... oui je j'avais te moi j....j'tappelle directement moi... Ok d'accord ouais
07h 03mn 01s	Afis St Martin (Téléphone)	Yes San Juan [Terrain de Portorico] this is Grand Case.... allo?... yeah I was... the the Tango India Fox five two zero to (*) Martinique... are you?... did he get in touch with you?... Tango India Fox five two zero... euh you don't have him on radar by any sense no?... Ok... thank you
07h 17mn 45s	Afis St Martin (Téléphone)	(Tentative toujours en cours pour Juliana DL, la sonnerie retentis toujours autant sans que l'appelé ne décroche)
08h 02mn 54s	SSIS	Afis S S I A pour essai radio pour test radio portative comment tu me reçois ?
08h 02mn 59s	Afis St Martin	Oui cinq cinq
08h 03mn 00s	SSIS	Egalement reçu cinq cinq
08h 04min 47s	Station ?	Grand Case Afis huit soixante ?
08h 04min 50s	Afis St Martin	Oui Grand Case
08h 04min 52s	SSIS	On va sortir et on va (*) pour pour suivre une essayer une localisation de balise
08h 04min 58s	Afis St Martin	Ok bien reçu bien reçu
09h 21min 59s	SSIS	Grand Case Afis huit soixante pour essai radio
09h 22min 03s	Afis St Martin	Huit soixante grand case Afis on écoute
09h 22min 07s	SSIS	Donc je confirme un agent S S L I A est parti avec la Gen... (interrompu)....darmerie sur le (Interrompu)... teau avec (interrompu)
09h 22min 15s	Afis St Martin	Ok huit soixante pour info la communication est hachée euh 'pouvez répéter ?
09h 22mn 21s	SSIS	Euh un agent est parti avec la Gendarmerie en bateau... vers la zone de recherche avec le goniomètre
09h 22min 27s	Afis St Martin	Ok c'est bien pris
09h 22min 35s	SSIS	Un agent S S L I A sera (Interruption) Aéroport dans moins d'une demi-heure (*) avec le (Lear) vingt

		quatre au cas où
09h 22min 41s	Afis St Marin	Ok c'est bien pris également.... reçu
09h 47 min 01s	Dragon 97	Euh Grand case Dragon quatre vingt dix sept bonjour
09h 47min 07s	Afis St martin	Oui Grand Case bonjour
09h 47min 09s	Dragon 97	Oui c'est le Dragon quatre vingt dix sept en provenance de la Guadeloupe et j'arriverai juste euh travers ton seuil de piste pour la recherche de l'avion
09h 47min 19s	Afis St Martin	Reçu Q N H mille quinze euh correction mille treize le vent cent dix degrés euh... le vent calme actuellement hein
09h 47min 33s	Dragon 97	Alors mille treize un vent du cent dix je vais aller de ton seuil de piste et je vais tirer une ligne droite pour euh le début de recherche tu m'autorise toute liberté de manœuvre ?
09h 47min 45s	Afis St Martin	Oui absolument pas de trafic connu
09h 47min 49s	Dragon 97	Ok j'te remercie...et je resterai max euh mille pieds max
09h 47min 54s	Afis St martin	Mille pieds co... copié
09h 52min 48s	Dragon 97	Ouais Grand Case pour le Dragon quatre vingt dix sept ?
09h 52min 52s	Afis St martin	Dragon quatre vingt dix sept j'écoute
09h 52min 54s	Dragon 97	Dis moi une petite info euh j'suis pas pilote avion moi euh quand y décolle y monte à cinq mille cinq cent pieds dans l'axe c'est ça ?
09h 53min 05s	Afis St Martin	Ben... en principe euh... y monte assez rapidement oui euh cinq mille cinq cent pieds et plus hein
09h 53min 15s	Dragon 97	Et ça... ça les amène à combien de nautiques de ton seuil de piste à peu près ?
09h 53min 20s	Afis St Martin	Ben... une seconde
09h 53min 31s	Afis St Martin	Bon en fait euhhh... bon j'avais vous expliquer notre piste il a quand même mille deux cent mètres... et il a décollé euhh... je dirais juste après euhh la deuxième bretelle
09h 53min 51s	Dragon 97	Okay
09h 53min 55s	Afis St martin	Voilà
09h 54min 05s	Dragon	Et sa route c'était euh St Barth et Martinique c'est ça?
09h 54min 09s	Afis St Martin	Euh Martinique... direct...
09h 54min 11s	Dragon 97	Direct
09h 54min 12s	Afis St Martin	... direct Martinique
09h 54min 16s	Dragon 97	Ouais on est d'accord au cap direct c'était à dire que lui le cheminement V F R tout ça il oublie il est... il tire un trait et puis voilà
09h 59min 22s	Trafic	Afis euh Grand Case pour (*) pour essai radio bonjour
09h 59min 28s	Afis St Martin	Oui cinq cinq
09h 59min 29s	Trafic	Ok cinq cinq oui dis moi tu es au courant d'un hélico qui doit se poser aujourd'hui ?
09h 59min 34s	Afis St martin	Oui effectivement je ne sais pas exactement à quelle heure mais y sera là ce matin en tout cas
09h 59min 40s	Trafic	D'accord je te remercie
09h 52min 42s	Afis St martin	Eh je t'en prie
10h 30min 04s	Dragon 97	Dragon...euh Grand Case pour Dragon quatre vingt

		dix sept
10h 30min 07s	Afis St martin	Oui euh Dragon Quatre vingt dix sept Grand Case j'écoute
10h 30min 11s	Dragon 97	Alors pour (interrompu).. formation euh je suis en attente euh de d'expertise (interrompu) qu'on ai trouvé donc euh un flotteur d'extrémité d'aile tu me confirme que sur ce type d'avion y a bien des flotteurs en extrémité d'aile?... des réservoirs pas des flotteurs pardon des réservoirs d'extrémités d'ailes ?
10h 30min 29s	Afis St Martin	Oui effectivement euhh sur les deux ailes oui effectivement
10h 30min 33s	Dragon 97	Ok donc je suis à deux nautiques dans l'Est de tes installations entre l'îlette je sais pas comment elle s'appelle d'ailleurs et tes installations et euh l'appareil est (*) [Communication hachée]
10h 30min 51s	Afis St Martin	Ok donc on...on a mal reçu c'est un peu brouillé là euh votre message vous pouvez répéter la dernière phrase?
10h 30min 58s	Dragon 97	Ouais j'te répète
10h 31min 06s	Dragon 97	Alors je re [interrompu] euhhh on aurai trouvé un réservoir d'extrémité d'aile appartenant donc à l'avion et euhhh ce réservoir et le lieu de l'accident se situent à un demi nautique à [interrompu] de Tintamarre l'île l'îlette de Tintamarre
10h 31min 30s	Afis St Martin	Ok c'est c'est bien... c'est bien pris
FIN	DE	LA TRANSCRIPTION

annexe 2

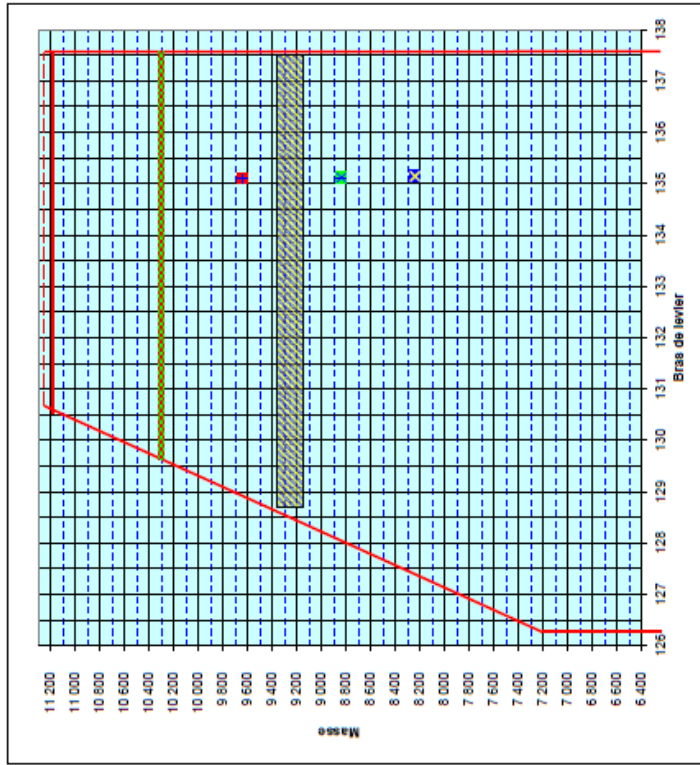
Devis de masse et centrage forfaitaire réalisé par le pilote avant le vol

Piper PA42

InterCaribes  
DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE  
PA 42 Version EVASAN 1 bis

Carburant Délesté	Litres	Kg	Lbs
	454	363	800

Forfait carburant mast roulage : 85 lb



Carburant Décollage	Litres	Kg	Lbs
	795	636	1 400

Designation	Masse (lbs)	Bras de levier (in.)	Moment (in.lbs)
Masse à vide	7 239	134,86	984 329
Pilote + Copilote	230	99,00	22 770
Sièges 3 et 4	460	131,20	60 352
Sièges 5 (8) le siège est installé ajouter 14 lbs)	250	167,70	-
Châssis et train d'atterrissage	250	184,00	45 000
Siège 7 (8) le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	201,70	-
Siège 9 (8) le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	235,70	-
Siège 11 (8) la boîte est installée ajouter 20 lbs)	-	270,70	-
Last minute change	-	-	-
Last minute change	-	-	-
Bagages soute avant (300 lb)	-	6,00	-
Bagages soute arrière A (200 lb)	-	291,00	-
Bagages soute arrière B (100 lb)	-	321,00	-
Last minute change	-	-	-
Soutes d'aile (200 lb)	-	180,00	-
Last minute change	-	-	-
Masse sans carburant (9150 / 9350 lb)	8 239	135,15	1 113 461
Last minute change	-	-	-
Carburant décollage (3752 lb)	1 400	134,77	188 678
Last minute change	-	-	-
Masse Décollage (11 200 lb)	9 639	135,09	1 302 129
Last minute change	-	-	-
Délestage	800	134,77	107 816
Last minute change	-	-	-
Masse Atterrissage (10 300 lb)	8 839	135,12	1 194 313

Charge offerte(lb)	911	Soit Litres	514,0
Valeur du MCFW en fonction des soutes d'aile : 9150 lb			
Date du vol : 05/05/2012			
N° de vol : TIF-520			
Etape : TFFF/TFFG			
Charge: 940 lb 426 kg			

Nom du Commandant de Bord :

Signature

Etablis par :

Signature



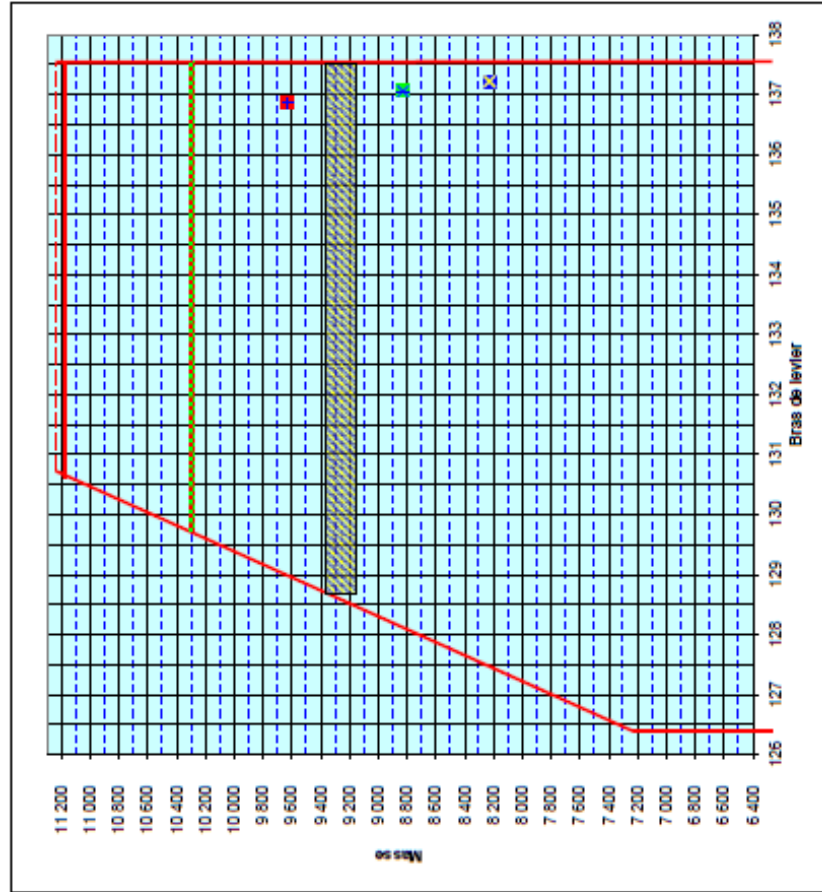
Carburant Décollage	Litres	Kg	Lbs
	795	636	1 400

Forfait carburant max roulage : 65 lb

Carburant Délestage	Litres	Kg	Lbs
	454	363	800

Désignation	Masse (lbs)	Bras de levier (in.)	Moment (in.lbs)
Masse à vide	7 299	134,86	984 329
Pilote + Copilote	180	99,00	17 820
Sièges 3 et 4	365	131,20	47 888
Sièges 5 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	167,70	-
Civière et matelas	309	184,00	56 856
Siège 7 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	201,70	-
Siège 9 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	235,70	-
Siège 11 (si le siège est installé ajouter 20 lbs)	-	270,70	-
Last minute change	-	-	-
Last minute change	-	-	-
Bagages soute avant (300 lb)	-	6,00	-
Bagages soute arrière A (200 lb)	77	291,00	22 407
Bagages soute arrière B (100 lb)	-	321,00	-
Last minute change	-	-	-
Soutes cales (200 lb)	-	180,00	-
Last minute change	-	-	-
Masse sans carburant (9150 / 9350 lb)	8 230	137,22	1 129 300
Last minute change	-	-	-
Carburant décollage (6752 lb)	1 400	134,77	188 678
Last minute change	-	-	-
Masse Décollage (11 200 lb)	9 630	136,87	1 317 978
Last minute change	-	-	-
Délestage	800	134,77	107 816
Last minute change	-	-	-
Masse Atterrissage (10 330 lb)	8 630	137,06	1 210 162

Charge offerte(lb)	520	Soft Litres	519,1
--------------------	-----	-------------	-------



Carburant Décollage	Litres	Kg	Lbs
	795	636	1 400

Forfait carburant maxi roulage : 85 lb

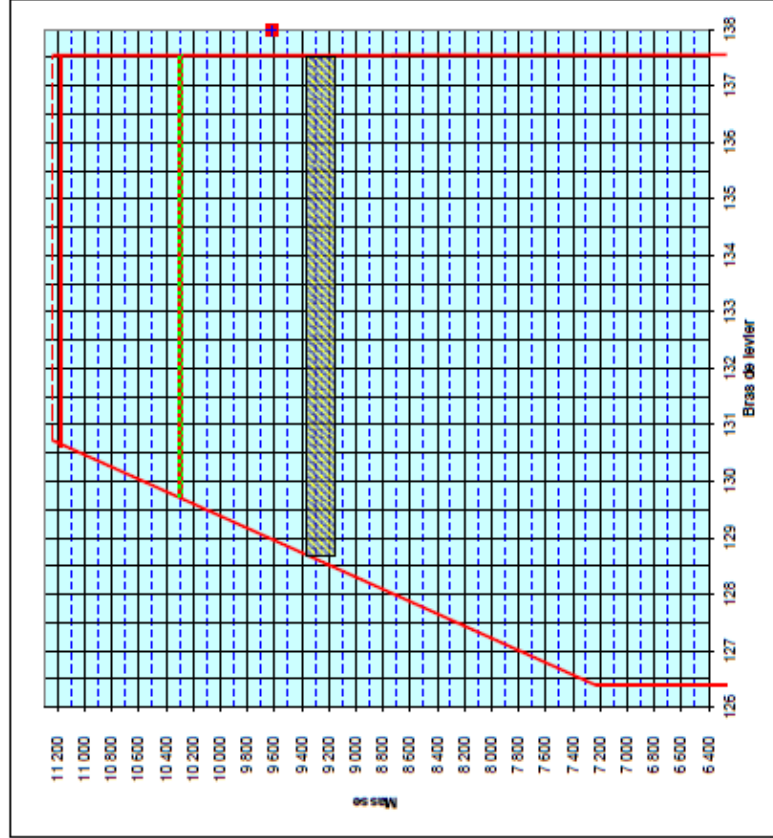
Carburant Décollé	Litres	Kg	Lbs
	454	363	800

Designation	Masse (lbs)	Bras de levier (in.)	Moment (in.lbs)
Masse à vide	7 299	134,86	984 329
Pilote + Copilote	180	95,00	17 820
Sièges 3 et 4	155	131,20	20 336
Sièges 5 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	167,70	-
Civière et matériel	510	164,00	93 840
Siège 7 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	201,70	-
Siège 9 (si le siège est installé ajouter 14 lbs)	-	235,70	-
Siège 11 (si le siège est installé ajouter 20 lbs)	-	270,70	-
Last minute change	-	-	-
Last minute change	-	-	-
Bagages soute avant (300 lb)	-	6,00	-
Bagages soute arrière A (200 lb)	77	291,00	22 407
Bagages soute arrière B (100 lb)	-	321,00	-
Last minute change	-	-	-
Soutes grille (200 lb)	-	180,00	-
Last minute change	-	-	-
Masse sans carburant (9150 / 9350 lb)	8 221	136,52	1 138 732
Last minute change	-	-	-
Carburant décollage (3752 lb)	1 400	134,77	188 678
Last minute change	-	-	-
Masse Décollage (11 200 lb)	9 621	137,98	1 327 410
Last minute change	-	-	-
Délestage	800	134,77	107 816
Last minute change	-	-	-
Masse Atterrissage (10 330 lb)	8 821	136,27	1 219 684

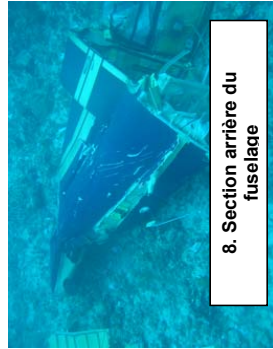
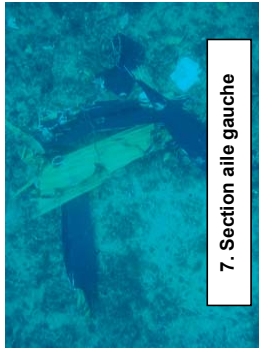
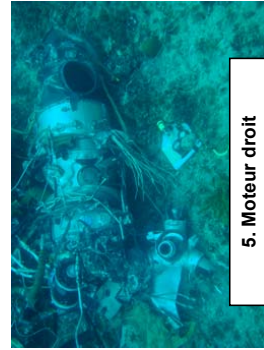
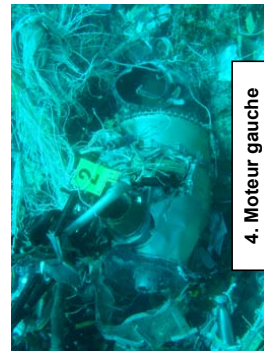
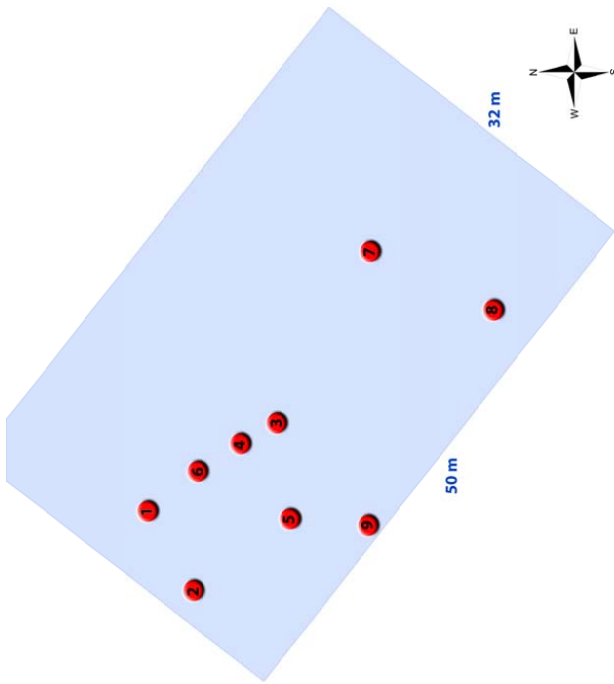
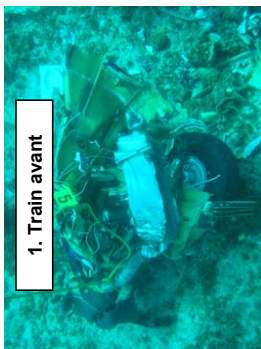
Charge offerte(lb)	329	Soit Litres	524,2
Valeur du MCFW en fonction des soutes d'aile :	9150 lb		

Date du vol : 05/05/2012  
N° de vol : TIF 520

Nom du Commandant de Bord :



annexe 3  
Répartition de l'épave



## annexe 4

### Examens réalisés sur l'épave

<b>RAPPORT D'INVESTIGATIONS N°31 - DAI - 12</b>	<b>OT N°571 7</b>
<b>Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion</b>	

### SOMMAIRE

<b>1 - INTRODUCTION.....</b>	<b>3</b>
<b>2 - MATERIELS LIVRES.....</b>	<b>3</b>
<b>3 - DEROULEMENT DES INVESTIGATIONS.....</b>	<b>4</b>
<b>4 – RECONSTITUTION ET EXAMEN GENERAL DE L'AERONEF .....</b>	<b>4</b>
4.1 RECONSTITUTION.....	4
4.2 EXAMEN GENERAL DE L'AERONEF APRES RECONSTITUTION .....	4
<b>5 – EXAMEN DES VOYANTS ET INDICATEURS .....</b>	<b>6</b>
<b>6 – GROUPE TURBOPROPULSEUR GAUCHE .....</b>	<b>10</b>
<b>7 – GROUPE TURBOPROPULSEUR DROIT.....</b>	<b>13</b>
<b>8 – EXAMEN DES COMMANDES DE VOL .....</b>	<b>14</b>
<b>9 – EXAMEN ET TESTS DES ELEMENTS DU PILOTE AUTOMATIQUE.....</b>	<b>25</b>
<b>10 – EXAMEN DES SIEGES ET PESEE DU MATERIEL MEDICAL.....</b>	<b>28</b>
<b>11 – SYNTHESE .....</b>	<b>29</b>
<b>12 - CONCLUSION .....</b>	<b>30</b>
<b>ANNEXE 1.....</b>	<b>31</b>
<b>ANNEXE 2.....</b>	<b>32</b>
<b>ANNEXE 3.....</b>	<b>33</b>
<b>ANNEXE 4.....</b>	<b>34</b>

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**Objet :** Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

## 1 - INTRODUCTION

Suite à l'accident de l'avion Piper Cheyenne III PA 42, immatriculé F-GXES, survenu le 5 mai 2012 en mer après décollage de l'aéroport de Saint-Martin Grand Case (971), le Bureau Enquêtes et Analyses pour la sécurité de l'aviation civile a demandé à DGA Essais propulseurs de procéder à l'examen général de l'épave pour tenter de déterminer l'état de fonctionnement avant l'impact avec la surface de l'eau.

La note du BEA retraçant cet événement figure en annexe 1.

## 2 - MATERIELS LIVRES

- L'ensemble des éléments récupérés de l'épave a été livré le 6 juin 2012 dans un conteneur de 40 pieds (cliché 1) acheminé par voie routière depuis Le Havre à DGA EP.

Les livrets des moteurs et de la cellule ainsi que la documentation de l'aéronef étaient regroupés dans une caisse dans le conteneur.

- Identification de la cellule :

- Avion Piper Cheyenne III type PA 42 n° de série : 8001043  
Temps de fonctionnement depuis neuf : 7575,40 h au 9 mars 2012

- Identification du Groupe Turbopropulseur (GTP) droit :

- Moteur Pratt et Whitney type : PT6-A 41 n° de série : PCE-85156  
Temps de fonctionnement depuis neuf : 7399,2 h au 9 mars 2012  
Temps de fonctionnement depuis Révision Générale (RG) : 3196,2 h au 9 mars 2012

- Hélice Hartzell type : HC-B3TN3K/T N° de série : BU A25082

- Identification du Groupe Turbopropulseur (GTP) gauche :

- Moteur Pratt et Whitney type : PT6-A 41 n° de série : PCE-85229  
Temps de fonctionnement depuis neuf : 14 064,20 h au 9 mars 2012  
Temps de fonctionnement depuis Révision Générale (RG) : 1749,30 h au 9 mars 2012

- Hélice Hartzell type : HC-B3TN3K/T N° de série : BU A25081

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

### 3 - DEROULEMENT DES INVESTIGATIONS

Après l'inventaire réalisé, les premiers travaux ont consisté en une reconstitution de l'aéronef avant de procéder, dans l'ordre suivant :

- à l'examen général de la cellule,
- à la récupération des voyants et indicateurs encore présents,
- à la dépose et l'examen des deux ensembles propulsifs,
- à la dépose, la reconstitution et l'examen des éléments des commandes de vol,
- à l'examen des éléments du Pilote Automatique,
- à l'examen des sièges et du matériel médical.

L'état des différents matériels à leur livraison était cohérent avec leur séjour dans l'eau salée avant sa récupération.

L'ouverture des deux moteurs a été réalisée en présence, du BEA, de la SRTA et d'un représentant du constructeur Pratt et Whitney Canada dans la semaine n°25 de 2012.

L'examen général de la cellule et plus particulièrement des câbles des commandes de vol a été réalisé en présence, du BEA, de la SRTA et d'un représentant de l'avionneur Piper Aircraft Company dans la semaine n°26 de 2012.

Des points d'avancement avec les représentants du BEA et/ou la SRTA ont été réalisés tout au long de l'investigation.

Une réunion finale s'est tenue le 7 novembre 2012 en présence du BEA et de la SRTA.

### 4 – RECONSTITUTION ET EXAMEN GENERAL DE L'AERONEF

#### 4.1 Reconstitution

L'inventaire réalisé à la réception est fourni en annexe 2.

Après identification et installation des pièces les plus volumineuses au sol, la reconstitution a débuté avec les autres pièces livrées en vrac ou présentes dans les différents « big-bag ».

Selon le BEA, hormis un des sièges pilote ou copilote ainsi qu'un bidon d'extrémité d'aile qui flottaient, tous les éléments de l'épave ont été récupérés au fond de l'océan, dans une zone approximativement rectangulaire d'environ 50 mètres par 20 mètres.

Le résultat global de la reconstitution sans les nacelles moteur fait l'objet des clichés 2 à 5. Pour permettre un repérage plus aisé, des clichés de l'avion avant son accident ou des schémas sont fournis.

#### 4.2 Examen général de l'aéronef après reconstitution

Cet examen est réalisé de l'avant vers l'arrière.

• **A l'avant du fuselage**, la première pièce identifiée et portant une information permettant de confirmer son emplacement est la porte d'accès au compartiment à bagage à l'avant. Elle est déformée et repliée (cliché 6).

En arrière et dessous, le caisson de logement du train avant renferme la jambe de train et sa cinématique (cliché 7). L'examen montre que ce dernier était en position rentrée au moment de l'impact.

Le compartiment situé juste en arrière du train avant renferme les équipements du système hydraulique. Certains ont été identifiés mais ils ont été arrachés de leur fixation.

Le « nez » de l'avion qui a impacté en premier la surface de l'eau n'a pas pu être plus largement reconstitué car il a été fragmenté en de multiples morceaux (cliché 3).

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

Cependant, comme l'ensemble des éléments a été retrouvé sur le site principal de récupération, il paraît vraisemblable que le « nez » de l'avion était entier lors de l'impact avec la mer.

- **L'habitacle** de l'avion est fortement endommagé depuis le « nez » jusqu'à la soute à bagages à l'arrière.

La partie située en avant du longeron (planche de bord et cockpit) a été comme pulvérisée (clichés 8 à 11). De nombreux éléments sont rompus en fragments de petite taille. Les pièces les plus massives (tringlerie ou secteurs angulaires de commande de vol) sont présentes et situées dans les replis des tôles environnantes (clichés 12 et 13). Les sièges pilote et copilote ne sont plus accrochés au plancher cabine et les manches pilotes ne sont plus en place (clichés 13 et 14).

Les parties terminales des manches pilotes ou « cornes » sont endommagées et les différents interrupteurs ou boutons normalement installés dessus sont absents. Les terminaisons électriques et les cosses électriques sont en bon état.

Le pare-brise avant n'est plus solidaire de la structure inférieure (clichés 8 à 10). La nasse de fils électriques alimentant les différents instruments en cabine est présente (cliché 11) mais de nombreux indicateurs ne sont plus connectés ni en place sur la planche de bord (clichés 15 et 16). Les indicateurs récupérés font l'objet du paragraphe 5 ci-après.

Le longeron est fléchi et rompu par un effort très important orienté majoritairement dans l'axe longitudinal de l'avion (clichés 3, 17 et 18).

La partie de l'habitacle située en arrière du longeron est moins endommagée. Sa structure s'est brisée longitudinalement et de façon statique au droit des hublots (clichés 19 et 20). L'issue de secours, partiellement reconstituée, a aussi été rompue longitudinalement (cliché 21). L'habillage intérieur (moquette, revêtement plastique,...) est quasiment absent en partie inférieure et partiellement sur la partie supérieure. Des fragments de hublots sont encore présents dans leur logement (clichés 10 et 21). Les deux sièges passagers ne sont plus en place. Seul celui installé à droite a été livré.

Vers l'arrière, la porte d'accès s'est séparée de la cellule à l'impact (cliché 22). Elle était fermée et verrouillée au moment de l'impact comme l'indiquent la position de la manette et des verrous. L'examen de l'articulation inférieure de la porte montre que la rupture est de type statique.

La zone du compartiment à bagages, solidaire de l'empennage, s'est séparée du fuselage en arrière de la porte d'accès à bord (cliché 23). L'examen des rivets montre que la séparation s'est réalisée de façon statique par un mouvement relatif de flexion vers le haut de ses deux parties. L'habillage intérieur (meuble, revêtement) est aussi absent. Des éléments de servitudes (pressurisation, ...) sont encore présents (cliché 24).

- Au niveau de la **queue de l'appareil**, le cône est resté d'un seul tenant (cliché 23). Il renferme les éléments terminaux de la commande de lacet et le secteur angulaire de la commande de profondeur (cliché 25). Les pièces en matériau composite (pointe arrière, habillage du pied de dérive) sont endommagées ou absentes. Une trace d'un produit pétrolier a été identifiée en dessous sur le côté droit (cliché 26). Selon le constructeur Piper aircraft, cette trace serait due à l'écoulement du trop plein de fluide hydraulique par le drain situé sur le côté avant droit de l'aéronef.

- Après reconstitution, le plan vertical de **l'empennage**, fortement compressé en bord d'attaque est entier (cliché 27). Le drapeau (axe de lacet) et son compensateur sont encore présents (cliché 28).

- Le plan horizontal fracturé en trois grands éléments est aussi fortement compressé en bord d'attaque (clichés 29 à 31). Les pièces en composite sont majoritairement absentes ou endommagées (cliché 30). Le compensateur de profondeur est retrouvé en position « à piquer » (clichés 32 à 34).

- **L'aile gauche** fragmentée en de très nombreux morceaux a été reconstituée quasi-complètement (cliché 5). Les pièces structurales principales longeron et faux longeron sont présents. Le bord d'attaque de l'aile est compressé. Ses plis ont une forme d'accordéon. L'examen des rivets assurant la fixation du revêtement intrados et extradors montre que les ruptures ont toutes été réalisées de façon statique.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

A l'extrémité, le bidon s'est séparé de façon statique au niveau de sa fixation et il présente une déformation de sa pointe avant (cliché 35). L'angle formé par le plan de la déformation et l'horizontale est d'environ 60 °.

En bord de fuite, l'aileron est entier avec quelques déformations. Il n'est plus connecté à la tringlerie de commande. Les deux volets sont entiers et déformés. Le vérin à vis du volet externe est en position « rentrée » et son axe est rompu (cliché 36). Celui du volet interne est aussi en position « rentrée » (cliché 37). La nacelle moteur repositionnée a permis de vérifier que les ruptures identifiées coïncident avec celles en vis-à-vis présentes sur les éléments de l'aile. Le coffre à bagage en arrière de la nacelle est déformé. Le vérin du séparateur inertiel était en position intermédiaire (cliché 38). La jambe de train livrée séparément n'a pas été repositionnée pour des modalités pratiques (cliché 39).

- Les constats sur l'**aile droite** sont similaires à ceux effectués sur l'aile gauche. La reconstitution est quasi complète avec une fissuration plus importante du point d'attache sur le longeron principal. La pointe du bidon présente un enfoncement, dont le plan est incliné à 60° (cliché 40). L'aileron est entier et son compenseur est en place. Les volets interne et externe sont déformés et ils étaient rentrés au moment de l'impact avec la mer (clichés 41 et 42). Le vérin intérieur droit s'est dévissé après l'évènement car aucune trace de corrosion n'apparaît sur les filets encore graissés. La nacelle moteur fortement déformée renferme toujours la turbomachine.

- Les travaux de reconstitution ont pu être réalisés de manière assez complète. Seule une partie de la tôle de revêtement extérieure (10 m<sup>2</sup> environ) n'a pu être remplacée, les fragments récupérés étant trop petits sans signe distinctif. Ces fragments proviennent vraisemblablement du nez ou des ailes de l'appareil.

De la reconstitution et des examens réalisés, l'aéronef a impacté la mer avec une vitesse élevée, un fort angle à l'impact et incliné à droite. Ses volets étaient rentrés ainsi que les trois jambes de train. Les séparateurs inertiels de chaque moteur étaient en position intermédiaire. Aucun élément structurel majeur n'était absent avant l'impact avec la mer. La nature statique des fractures observées indique qu'elles sont la conséquence de l'impact avec la mer.

## 5 – EXAMEN DES VOYANTS ET INDICATEURS

La majorité des voyants du tableau d'alarmes ont été conditionnés dans un récipient rempli d'eau douce.

Certains indicateurs ont été récupérés dans l'épave.

Les deux voyants « stall » n'étaient plus équipés de leurs ampoules. Ils n'ont pas fait l'objet d'un examen.

A la demande du représentant de l'avionneur Piper Aircraft, le boîtier « Control Box » générant les allumages des voyants a aussi été examiné.

### 5.1 – Voyants d'alarmes

Chacun des voyants observés est normalement muni de deux ampoules. Suite à l'évènement, certaines ampoules sont manquantes. Chaque ampoule présente a été démontée, repérée puis examinée à la loupe binoculaire.

Lors de cet examen, le critère principal retenu pour considérer un filament comme choqué chaud est l'étirement et la déformation de ses spires. Pour ce type d'ampoule, il est nécessaire que la durée d'allumage soit supérieure à 0,5 seconde pour pouvoir repérer les indices de déformations recherchés.

Un filament rompu ou non, dont les spires sont nettement étirées, peut être considéré comme choqué chaud, donc ampoule allumée.

Un filament rompu sans étirement de ses spires sera considéré comme choqué froid, donc ampoule éteinte.

Un filament possédant peu d'étirement de ses spires pourra être classé douteux.

Les résultats sont regroupés dans le tableau ci-après :



**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**



Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

		L OIL COOLER	L ICE DOOR	L IGN ON	L CHIP DETECT	GEAR WARN	CABIN DOOR	ELEC TRIM	L BLEED AIR HOT	L FUEL PRESS
ARM AUTO FEATHER	FAIL AUTO FEATHER	L FUEL HI DEF	L OIL PRESS	L GEN OFF	L BLEED AIR OFF	L FUEL FILTER	BAGGAGE DOOR	FAIL STALL WN	L OIL PRESS	L OIL TEMP
R FUEL PRESS	R BLEED AIR HOT	R OIL PRESS	A/P SERVO	WING FLAP	R CHIP DETECT	R IGN ON	R ICE DOOR	R OIL COOLER		
R OIL TEMP	R OIL PRESS	R OIL TEMP	A/P SERVO ATTACH	FAIL STALL WN	L FUEL FILTER	L BLEED AIR OFF	L OIL PRESS	R START ENGAGE	R FUEL HI DEF	R OIL TEMP

**Légende :**

- Ampoule allumée : 
- Ampoule douteuse : ?
- Ampoule absente ou inexploitable : 

De ces examens, il ressort une symétrie entre les voyants moteurs allumés « IGN ON » et « OIL PRESS ».  
 Le voyant ambre « Chip Detector » du moteur droit était allumé.  
 Le voyant ambre « A/P Servo » traitant des servos-commande du pilote automatique était allumé à l'impact.  
 Des voyants d'état de couleur verte étaient aussi allumés.

**5.2 – Indicateurs**

Les examens visent notamment à rechercher une trace laissée par le contact de l'aiguille sur le fond du cadran afin de déterminer l'indication fournie lors de l'impact de l'aéronef avec le sol ou la mer.  
 La déformation du cadran et l'emprisonnement de l'aiguille peut être aussi une indication sur la position de l'aiguille au moment de l'évènement.

Les résultats sont regroupés ci-après dans deux tableaux :

- le premier concerne les indicateurs moteurs,
- le deuxième les instruments de vol.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**









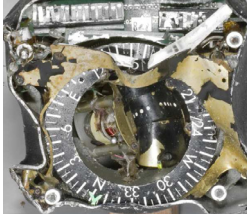
Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

Indicateur	Moteur gauche		Moteur droit	
	Valeur identifiée	Cliché	Valeur identifiée	Cliché
<b>Torque</b>	Entre 0 et 200		Entre 0 et 200 (support aiguille)	
<b>ITT</b>	Entre 600 et 700		Entre 600 et 700	
<b>Propeller RPM</b>	Entre 2000 et 2100		Près de 2000	
<b>Percent RPM</b>	78		néant	
<b>OIL (Pression et Température)</b>	P : 150 PSI T : 50°C		Positions improbables	
<b>Fuel Flow</b>	instrument absent		530 lbs/hr	

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

Les résultats des instruments de pilotage sont présentés dans le tableau ci-dessous :

Instrument	Place pilote		Place copilote	
	Valeur identifiée	Cliché	Valeur identifiée	Cliché
Anémomètre	aucune		aucune	
Horizon	<p>≈ 60° à piquer</p> <p>≈ 60° incliné à droite</p>		Non retrouvé	
Altimètre	<p>160 ft</p> <p>Calage : 1015 hPa ou 29,97 in.Hg</p>		<p>0000 ft</p> <p>Calage : 1017 hPA ?</p>	
Variomètre	Aucune valeur identifiée		Aucune valeur identifiée	
Variomètre de pressurisation cabine	Aucune valeur identifiée		<p>Conservateur de cap</p> <p>Cap 150 ≈</p>	

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

Des examens ci-avant, il apparaît que l'aéronef était incliné à droite avec un angle à piquer de l'ordre de 60° lors de l'impact avec la mer, et était au cap 150 environ. Les deux générateurs de gaz des moteurs et les hélices étaient en rotation avec leur chambre de combustion allumée. La valeur de couple indiquée était faible.

### 5.3 – Boîtier « Control Box »

L'examen de la « Control Box », demandé par Piper Aircraft, visait à identifier un endommagement interne susceptible de déclencher l'allumage des voyants sans panne réelle.

Le boîtier, situé dans la partie avant de l'aéronef, est fortement endommagé. Son couvercle est absent et il a subi un enfoncement longitudinal (cliché 43). Cet enfoncement a généré la pliure ou la rupture en leur milieu de l'ensemble des cartes internes (clichés 44 à 68).

Suite à la dépose, les endommagements visibles sur les cartes sont manifestement le résultat du choc suivi du séjour dans l'eau salée. Il n'a pas été relevé d'endommagement préexistant (brûlures, ...) susceptible de générer de fausses alarmes (clichés 44 à 68). Des indices de réparation des cartes (échange de composants) ont été identifiés.

## 6 – GROUPE TURBOPROPULSEUR GAUCHE

Les coupes du moteur Pratt & Whitney Canada PT6-A41 et de l'hélice Hartzell de type : HC-B3TN-3K/T sont présentées en annexe 3 et 4.

### 6.1 – Aspect général à la réception

Le moteur PT6A-41 n° PCE-85229, déposé de la nacelle moteur par DGA EP, a été fortement endommagé par l'accident et par la corrosion saline.

La description est effectuée de l'avant vers l'arrière.

A l'avant, l'hélice tripale, séparée du moteur, est fortement endommagée (cliché 69). Deux pales sont rompues au dessus de leur pied, la dernière est rompue à ses deux tiers environ. Le cône hélice a été enfoncé et déchiré lors de l'impact avec la mer.

Le carter du réducteur en magnésium est fortement corrodé (clichés 70 à 72). Les pignons internes des étages de réduction sont visibles. Des accessoires normalement présents sur le carter (régulateur hélice, boîtier survitesse, génératrice tachymétrique et couplemètre) seul le régulateur hélice a été retrouvé. Le bouchon magnétique est défreiné. Ce constat s'explique par l'inspection réalisée par le BEA lors des premiers examens de l'épave après sa récupération.

Le carter d'échappement avec la tuyère droite (cliché 72) et le carter turbine sont déformés et pliés. La tuyère gauche s'est arrachée (cliché 70).

Les carters extérieurs du générateur de gaz sont diversement déformés et impactés par les chocs lors de l'accident. Le carter d'entrée d'air, très sensible à la corrosion saline, est majoritairement détruit (cliché 70). La canalisation P3 est entière et déformée, les raccords sont correctement serrés (clichés 73 à 75). La canalisation Px/Py est déformée et rompue, à l'avant au droit de son raccord sur le régulateur hélice (cliché 76), à l'arrière au droit du passage de la cloison pare-feu (cliché 76).

L'endoscopie des deux vannes de décharge montre qu'elles sont en position ouverte (clichés 77 et 78).

Le carter d'huile est brisé (cliché 72). Seuls quelques éléments de la pompe à huile sont présents.

L'ensemble des accessoires montés sur la table arrière sont présents (clichés 70 et 71). La roue de refroidissement de la génératrice-démarreur est brisée ainsi que l'embase du régulateur carburant (Fuel Control Unit : FCU).

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

<b>RAPPORT D'INVESTIGATIONS N°31 - DAI – 12</b>	<b>OT N°571 7</b>
<b>Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion</b>	

Les ensembles générateur de gaz et turbine de puissance sont bloqués en rotation.

A la réception, le boîtier à cames n'est plus correctement fixé au moteur en raison du choc et de la corrosion. Ce constat empêche de déterminer la position de la manette des gaz.

## 6.2 – Moteur gauche

Les sous-ensembles et composants du moteur sont décrits suivant la direction du flux d'air dans la veine du moteur, soit de l'arrière vers l'avant de l'ensemble turbopropulseur.

La grille de protection de l'**entrée d'air** est simplement déformée sans autre endommagement.

Le carter d'entrée est fortement corrodé. Les six bras ont été « grignotés » par le sel (cliché 79).

Le **palier n°1** est présent. Son roulement ne présente pas d'anomalie de lubrification (cliché 79).

- Ensembles compresseurs

- compresseur axial

Le compresseur axial est composé de trois étages. Son démontage montre que les aubes sont déchirées et fléchies dans le sens inverse de rotation (clichés 80 à 82). Ces constats traduisent que le compresseur était en rotation à un régime élevé au moment de l'ingestion de corps ou substances étrangères (eau de mer,...).

- compresseur centrifuge

Les sommets des aubes présentent tous une bavure due à leur contact avec la volute en vis-à-vis (clichés 83 et 84). La volute présente localement une irisation bleue à l'endroit où les aubes du rouet centrifuge ont touché en rotation (clichés 85 et 86). Cette coloration est le résultat d'une augmentation locale de la température lors du contact métal sur métal entre le rouet et la volute.

- Carter diffuseur

Le carter diffuseur a été légèrement déformé lors de l'impact. Quelques traces de corrosion sont visibles sur sa paroi interne (cliché 87).

- Chambre de combustion

La chambre de combustion, installée à l'intérieur du carter diffuseur, est en bon état. Aucun endommagement n'a été relevé. Les injecteurs sont en bon état, légèrement corrodés et sont normalement cokéfiés.

- Turbine du générateur de gaz

Le distributeur de turbine est en bon état général, sans crique ni coloration particulière (cliché 88). Quelques traces de contact de la roue de turbine sont visibles sur les vis de fixations sur la face arrière (cliché 88).

La roue de turbine est localement corrodée par son séjour dans l'eau de mer. Aucune aube n'est impactée. Les deux faces du disque de turbine et les aubes présentent des traces de contact en rotation avec les pièces environnantes (cliché 88).

Le palier n°2 est bloqué en rotation par la corrosion. Aucun stigmatisme de surchauffe ni d'anomalie de lubrification n'a été identifié.

- Section de puissance

Le distributeur de turbine libre 1<sup>er</sup> étage, situé entre la roue de turbine générateur de gaz et la première roue de turbine de puissance, est déformé en partie basse (cliché 90). Ses deux faces présentent des traces de contact avec les deux ensembles tournants. Le contact prolongé au niveau du flasque inter-turbine a occasionné une

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

découpe de sa partie centrale (cliché 91). Une des dix sondes de températures est déformée, deux sont manquantes en partie basse (cliché 92).

Les aubes de la roue de turbine de puissance 1<sup>er</sup> étage (cliché 93), située entre les deux distributeurs, ont été comme usinées, coté bord d'attaque, au droit de leur plateforme (en pied) et à leur extrémité supérieure par le contact avec le distributeur 1<sup>er</sup> étage (cliché 94). Ce contact a occasionné un léger recul des aubes dans leur logement dans le disque.

Seule la face arrière du distributeur de turbine libre 2<sup>ème</sup> étage présente des traces de contact en rotation avec la roue de turbine de puissance 2<sup>ème</sup> étage au droit des viroles intérieure et extérieure (cliché 95).

La roue de turbine 2<sup>ème</sup> étage présente, en face avant, au niveau de toutes les plateformes et les extrémités des aubes des traces de contact en rotation avec le distributeur de turbine libre 2<sup>ème</sup> étage en vis-à-vis (cliché 96 et 97).

Les **paliers n°3 et 4** sont présents. Compte tenu de l'absence de défaut de lubrification, ils n'ont pas été déposés. Bien que le **réducteur** soit fortement endommagé par la corrosion et l'accident, l'ensemble des pignons est en place, non endommagé et sans trace d'anomalie de lubrification.

- Accessoires

Comme précisé précédemment, la table arrière a été fortement endommagée par l'accident et la corrosion saline ce qui a limité les examens.

La pompe à carburant de marque PESCO (P/N : 025323-00 et S/N : 7710RE50) a son embase et son axe d'entraînement brisé de façon statique. 100 millilitres environ de carburant sans impuretés ont été récupérés dans le filtre à carburant.

Le régulateur carburant ou FCU de marque HONEYWELL (P/N : 3244755-23 et S/N : 73025) ne présente pas d'endommagement extérieur. Son manchon d'entraînement est en bon état. En raison des indices de rotation du générateur de gaz, il n'a pas été plus amplement démonté.

Les vannes de décharge, retrouvées en position ouverte, sont en bon état extérieur avec quelques points de corrosion.

Le régulateur hélice (marque Woodward – type et n° : plaquette absente) est très corrodé et encore fixé au carter réducteur. Il n'a pas été démonté compte-tenu des indices de rotation de la partie puissance. Le limiteur de survitesse, la génératrice tachymétrique et le couplemètre sont absents.

### 6.3 – hélice gauche

L'hélice gauche tripale de marque Hartzell (référence : HC-B3TN-3K/T et n° BUA 25081) a été déformée lors de l'accident. Elle s'est séparée du moteur (cliché 69). Deux des trois pales sont brisées au droit de leur fixation sur le moyeu. La troisième est rompue aux 2/3 de sa hauteur.

Le piston et le cylindre ont été arrachés du moyeu (cliché 98). La partie basse du piston est sortie de 45 mm environ du cylindre (cliché 99).

Les deux ressorts de mise en drapeau sont sortis de leur logement.

**La pale n°1** (n°xx – étiquette absente) s'est rompue en flexion statique au droit de ses demi-coquilles (cliché 69). Elle est fléchie coté extradados d'un angle de 40° environ à 40 centimètres environ de son pied. Son extrémité est repliée vers l'extrados.

**La pale n°2** (n°xx – étiquette absente) déformée en forme de S s'est aussi rompue en flexion statique au droit de ses demi-coquilles. Son extrémité est repliée vers l'extrados (cliché 69).

**La pale n°3** (n°xx – étiquette absente) est encore en place sur le moyeu. Elle est fléchie coté intrados d'un angle de 35° environ. Elle est rompue de façon statique à ses 2/3. L'extrémité n'a pas été livrée.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

- Mécanisme de changement de pas

Le piston « extérieur » du mécanisme de changement de pas a emprisonné le cylindre lors de l'accident (cliché 98). Les bielles de commande de pas sont fléchies. Le moyeu est en bon état avec des traces de contact des roulements à aiguilles des pales. L'examen interne du piston révèle un marquage horizontal sur son bol situé à 60 mm environ de son embase. Ce marquage, réalisé lors de l'interférence du bol avec l'arête du cylindre lors du premier contact des pales avec la mer, permet de situer le calage des pales. Le calage correspondant est dans la plage normale de régulation et proche du petit pas.

Conclusion de l'examen du GTP gauche :

Les constats réalisés sur la turbomachine et l'hélice montrent que l'ensemble était dans un état mécanique satisfaisant. Les régimes de rotation étaient élevés et le moteur délivrait de la puissance.

## 7 – GROUPE TURBOPROPULSEUR DROIT

### 7.1 – Aspect général à la livraison

Le moteur PT6A-41 n° PCE-85156 a été déposé de la nacelle (cliché 100). Comme le moteur gauche, il a été immergé dans l'eau salée et des traces de corrosion sont visibles. Les carters en magnésium du réducteur et de la table arrière sont fortement endommagés par ce séjour (clichés 101 à 103).

A l'avant, l'hélice tripale, séparée du moteur, est fortement endommagée (cliché 104). Deux pales sont séparées du moyeu. Le cône hélice a été enfoncé et déchiré lors de l'impact avec la mer. Son examen est limité. Le piston emprisonnant le cylindre de changement de pas s'est séparé du moyeu de l'hélice.

Le carter du réducteur en magnésium est fortement corrodé (cliché 101). Les pignons internes des étages de réduction sont visibles (cliché 102). Des accessoires normalement présents sur ce carter (régulateur hélice, boîtier survitesse, génératrice tachymétrique et couplemètre) seule la génératrice est absente. Le bouchon magnétique est défreiné. Ce constat s'explique par l'inspection réalisée par le BEA lors des premiers examens de l'épave après sa récupération. Une vis de petite taille a été retrouvée entre les deux bornes du détecteur de particules métalliques (ou « chip detector ») (cliché 105). Son origine ou sa provenance n'a pu être identifiée. En conséquence, il n'a pas été déterminé si elle était présente à cet endroit bien avant l'évènement.

Le carter d'échappement avec la tuyère gauche et le carter turbine sont déformés et pliés (cliché 100). La tuyère droite s'est arrachée (cliché 102).

Les carters extérieurs du générateur de gaz sont diversement déformés et impactés par les chocs lors de l'accident. Le carter d'entrée d'air, encore équipé de sa grille d'entrée d'air déformée, a ses six bras non rompus (cliché 102).

La canalisation P3 est déformée et quasiment entière (clichés 106 et 107). Sa fixation au FCU est rompue (cliché 107) et le filtre P3 est absent (cliché 108). Les raccords sont correctement serrés. La canalisation Px/Py est déformée et rompue à l'avant au droit de son raccord sur le régulateur hélice (clichés 109 à 111). L'endoscopie des deux vannes de décharge montre qu'elles sont en position ouverte (clichés 112 et 113).

Le carter d'huile est brisé en deux endroits de façon statique (cliché 103).

L'ensemble des accessoires montés sur la table arrière sont présents ou partiellement présents (partie supérieure du FCU absente). La génératrice-démarreur est séparée du moteur (cliché 103).

Les ensembles générateur de gaz et turbine de puissance sont bloqués en rotation.

A la réception, le boîtier à cames n'est plus correctement fixé au moteur en raison du choc et de la corrosion. Ce constat empêche de déterminer la position de la manette des gaz.

### 7.2 – Moteur droit

Les endommagements internes relevés sont similaires à ceux du moteur droit notamment sur les indices de rotation relevés.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

Pour le générateur de gaz, les sommets des aubes du compresseur centrifuge présentent une légère bavure due à leur contact avec la volute en vis-à-vis (clichés 114 et 115). Un morceau de caoutchouc de l'entrée d'air a été retrouvé dans les premiers étages axiaux (cliché 116). La roue de turbine associée présente sur ses deux faces des traces de contact en rotation avec les pièces statiques environnantes.

Pour la section de puissance, les disques de turbine et les distributeurs présentent des endommagements très similaires à ceux du moteur gauche (clichés 117 et 118). Une fissuration en statique de la virole extérieure d'un des distributeurs a été identifiée (cliché 119). Elle est vraisemblablement la résultante du désaxage des carters suite au choc. Deux des dix sondes de température ne sont plus en place (clichés 120 et 121).

### 7.3 – hélice droite

L'hélice droite de marque Hartzell (référence : HC-B3TN-3K/T et n°BUA25082), comme celle du moteur gauche, a été endommagée avec une séparation du système de changement (piston et cylindre) du moyeu (cliché 104).

**La pale n°1** (n°K58813) entière est restée attelée à l'hélice. Elle présente une déformation en « S ». Des rayures majoritairement perpendiculaires au bord d'attaque sont visibles sur son extrados près de son extrémité.

**La pale n°2** (n°K28812) entière est rompue en statique, au niveau de sa fusée dont la partie brisée est restée emprisonnée dans le pied de pale. Les bords d'attaque et de fuite sont fortement impactés.

**La pale n°3** (n°K58814) est rompue à 10 cm environ de son pied, encore présent dans les demi-coquilles. Elle est fléchie vers l'intrados sur son dernier tiers.

- Mécanisme de changement de pas

Deux des trois tiges Beta sont encore liées au piston. Ce dernier emprisonne le cylindre dont la cote de sortie, par rapport à l'embase du piston, est de 45 mm environ (clichés 122 et 123).

Une marque similaire a été relevée à l'intérieur du bol située à 60 mm environ de l'embase du piston.

Comme pour le moteur gauche, cette marque atteste que le calage de l'hélice était dans la plage normale de régulation et proche du petit pas.

Conclusion de l'examen du GTP droit :


Les constats réalisés sur la turbomachine et l'hélice montrent que l'ensemble était dans un état mécanique satisfaisant. Les régimes de rotation étaient élevés et le moteur délivrait de la puissance. Le type de la vis retrouvée sur le « chip detector » n'a pas été identifié.


## 8 – EXAMEN DES COMMANDES DE VOL

L'ensemble des éléments des commandes de vol a été déposé puis reconstitué sur table comme suit :

- commande en roulis et son trim,
- commande en lacet et son trim,
- commande de profondeur et son trim.

Pour chaque commande et trim, un schéma succinct est fourni avec le repérage des différents endommagements majeurs, comme les ruptures (croix rouge).

Les tendeurs de câbles sont représentés par le symbole : 

Les serre-câbles du pilote automatique sont représentés par le symbole : 

Les servomoteurs du pilote automatique (examen détaillé de chacun dans le paragraphe 9) sont représentées par le symbole :

 Servo

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.



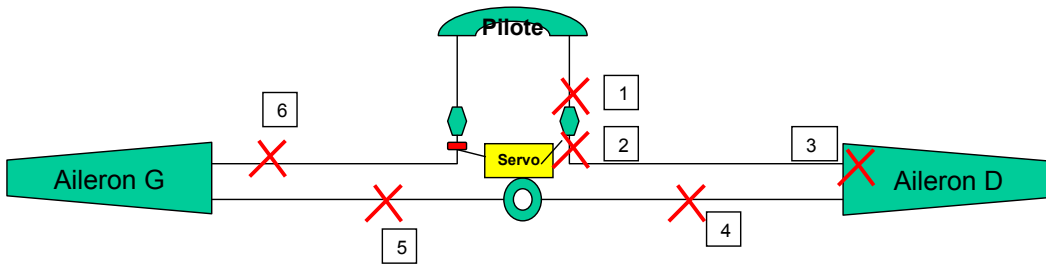
Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

Seules les particularités sont notées dans chaque paragraphe. Les endommagements dus au séjour dans l'eau salée ou consécutifs à la dislocation de l'avion ne sont pas détaillés. Certaines observations ont nécessité un nettoyage au préalable pour faciliter l'examen (« décapage chimique »).

**8.1 Commande en roulis**

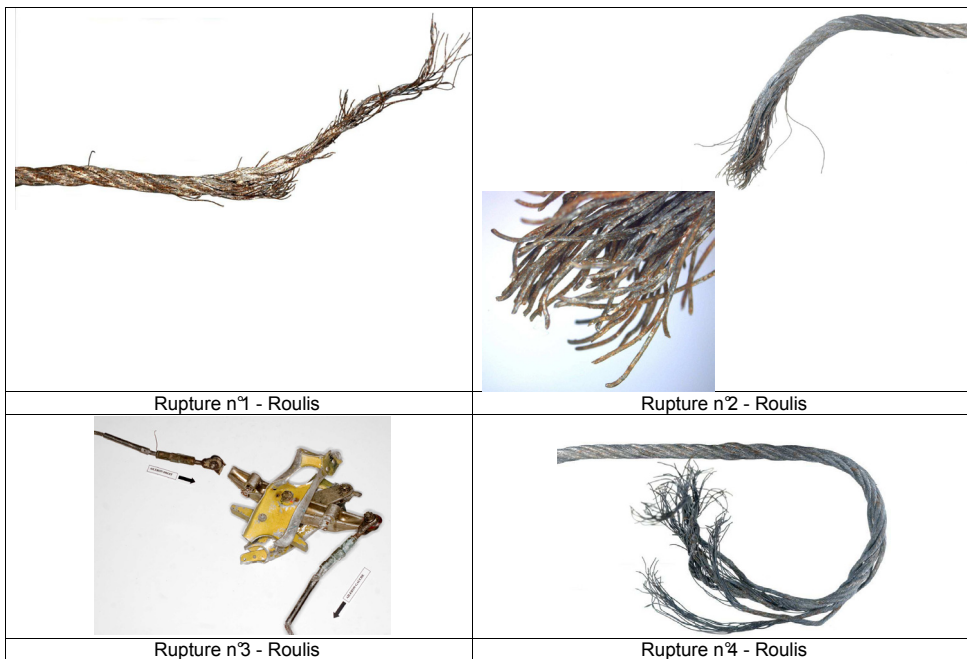
La commande principale est représentée ci-dessous.

La reconstitution sur table fait l'objet des clichés 124 à 131.



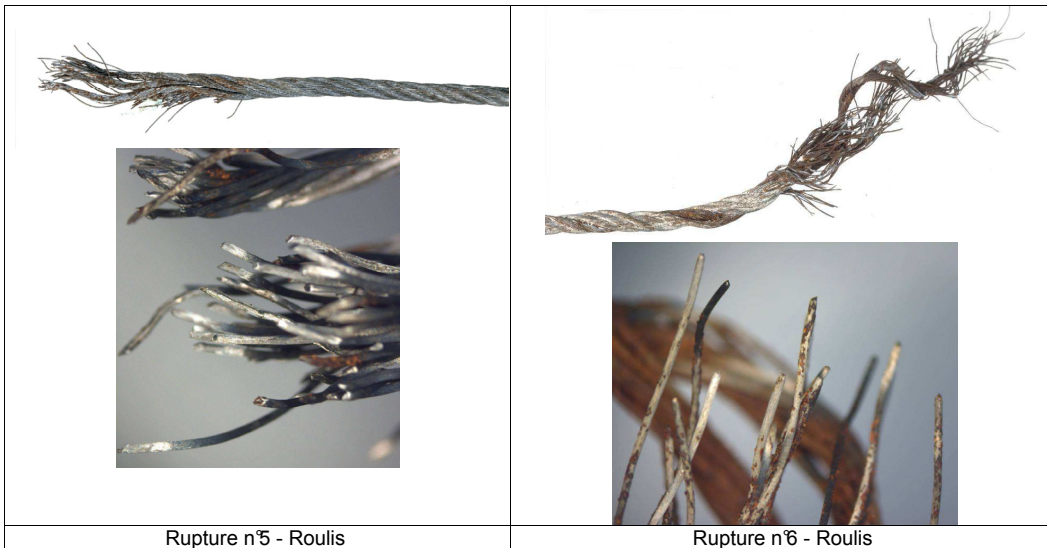
La longueur des câbles est conforme.

Les six ruptures ont toutes été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement. Un cliché général et/ou macroscopique de chacune est présenté ci-dessous :



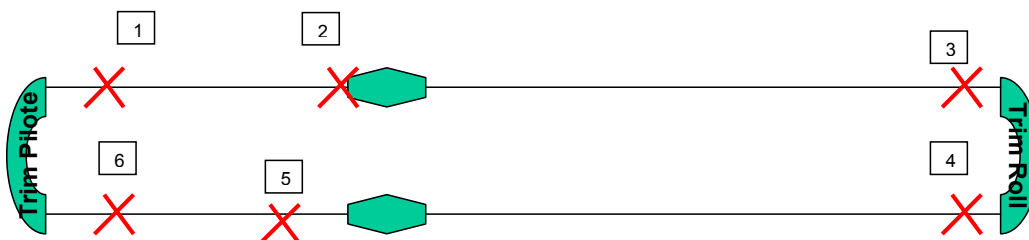
**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion



La particularité sur la commande principale est l'absence du serre-câbles droit qui se situe au niveau de la rupture.

La commande du trim de roulis est représentée ci-dessous.



La longueur des câbles est conforme.

Au niveau des deux tambours pilote et gouverne, les enroulements sont similaires (9 tours environ à gauche et 9 tours à droite). Le compensateur de roulis était donc proche du neutre.



Trim pilote - vers rupture n°1

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 - Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

Les six ruptures ont toutes été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement. Un cliché macroscopique de chacune est présenté ci-dessous :



Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion



Rupture n°5 – Trim de roulis



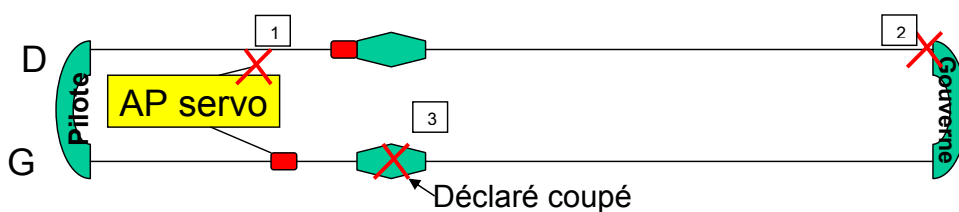
Rupture n°6 – Trim de roulis

Aucune particularité n'a été identifiée.

### 8.2 Commande en lacet

La commande principale est représentée ci-dessous.

La reconstitution sur table fait l'objet des clichés 132 à 135.



La longueur des câbles est conforme.

Les ruptures repérées 1 et 2 ont été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement. La troisième a été réalisée par les plongeurs lors du repêchage de l'épave au moyen d'une pince et était signalée « coupée ».

Un cliché macroscopique de chacune est présenté ci-dessous :

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 - Guadeloupe) - Examen complet de l'avion



Rupture n°1 - Lacet



Rupture n°2 - Lacet



Rupture n°3 « déclarée coupée » - Lacet



Rupture n°3 « déclarée coupée » autre face - Lacet

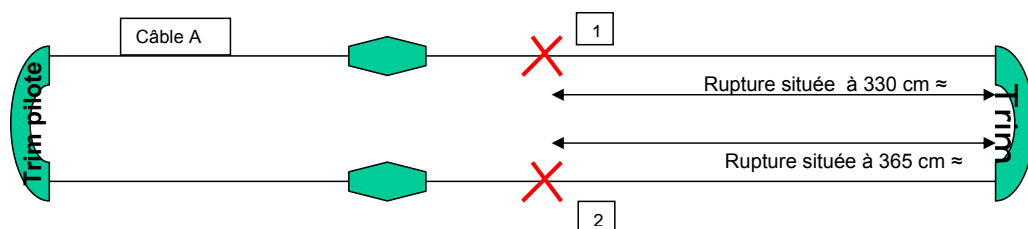
Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 - Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

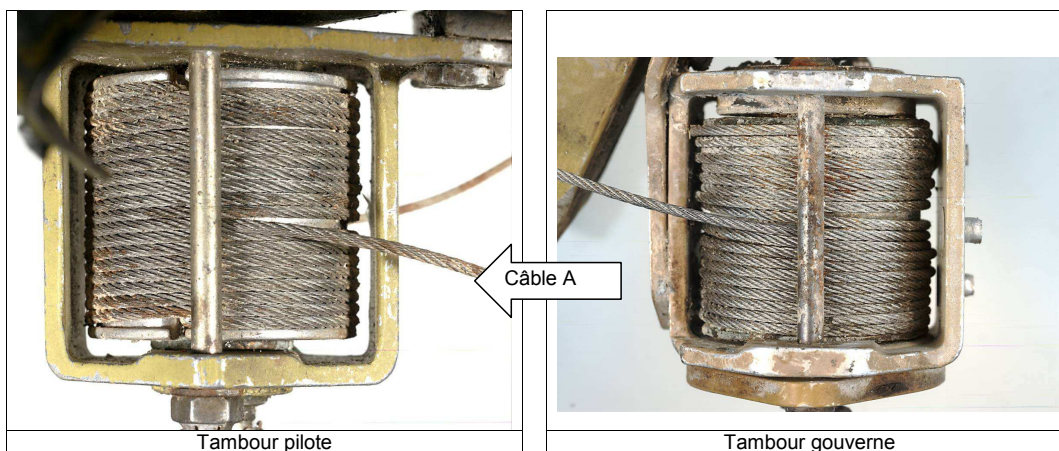
La particularité identifiée est la position du serre-câble sur le câble droit. Le serre-câble a glissé le long du câble principal, après la rupture du câble repérée n°1. Ce constat est confirmé par les plis visibles en arrière du serre-câbles (clichié ci-dessous).



La commande du trim de lacet est représentée ci-dessous.



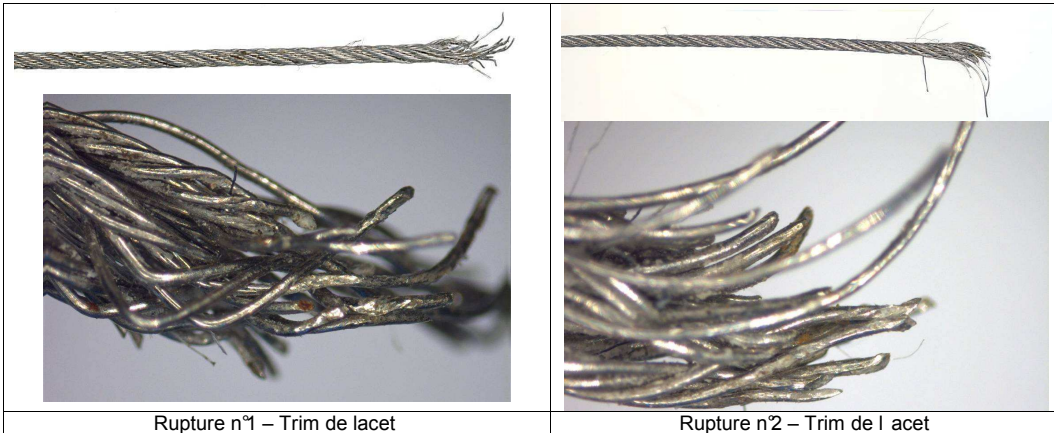
La longueur des câbles est conforme. Au niveau des deux tambours pilote et gouverne, les enroulements sont similaires (9 tours environ à gauche et 9 tours à droite). Le compensateur de lacet était donc proche du neutre.



Les deux ruptures, situées approximativement à la même distance, ont été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement. Un cliché macroscopique de chacune est présenté ci-dessous :

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

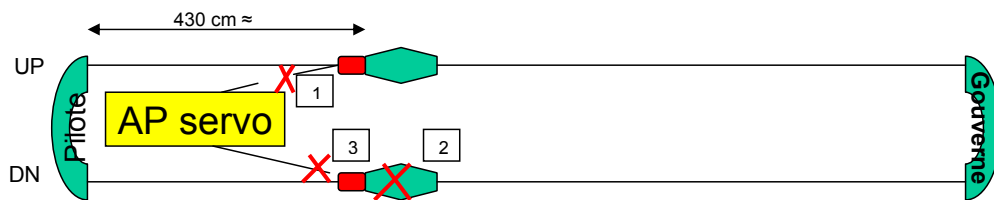


Aucune particularité n'a été identifiée sur le reste de la commande.

### 8.3 Commande en tangage

La commande principale est représentée ci-dessous.

La reconstitution sur table fait l'objet des clichés 135 à 139.



La longueur des câbles est conforme.

Les ruptures n°1 et 3 ont été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement.

L'examen à la loupe binoculaire montre que la rupture du tendeur de câbles, repérée 2, est similaire à la rupture n°3 de la commande de lacet réalisée par les plongeurs au moyen d'une pince. Cette dernière n'a cependant pas été déclarée coupée comme la rupture sur la commande de lacet.

Une « blessure », située à 420 cm environ sur le câble DOWN et vraisemblablement réalisée au moyen du même outil tranchant, est située à proximité du tendeur de câbles.

Ces deux derniers endommagements ont vraisemblablement été réalisés lors du repêchage de l'épave.

Un cliché macroscopique de chacune des ruptures et de la blessure est présenté ci-dessous :

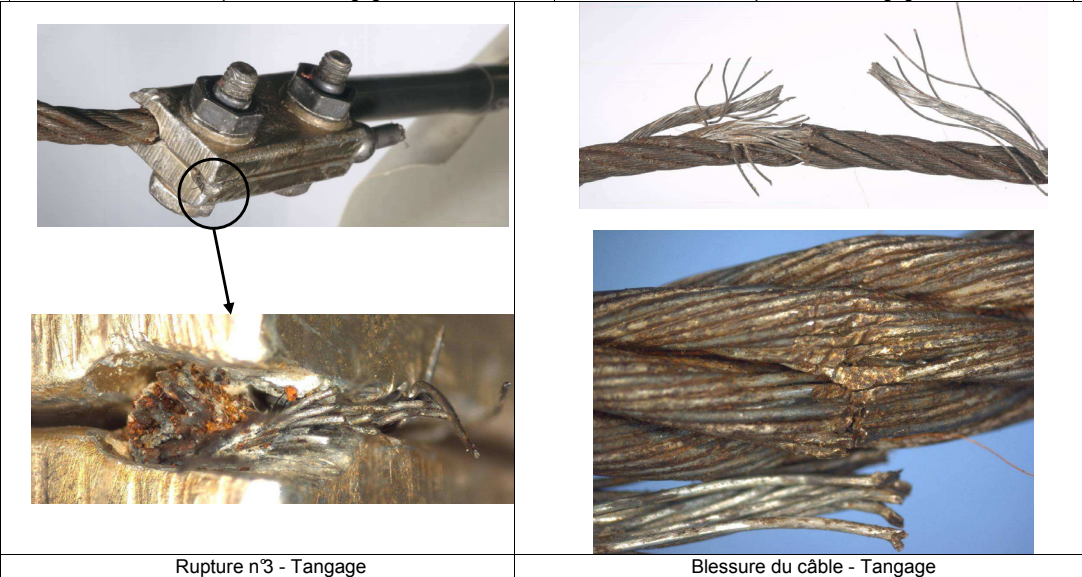
Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

<b>RAPPORT D'INVESTIGATIONS N°31 - DAI - 12</b>	<b>OT N°571 7</b>
<b>Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 - Guadeloupe) - Examen complet de l'avion</b>	



Rupture n°1 - Tangage

Rupture n°2 - Tangage



Rupture n°3 - Tangage

Blessure du câble - Tangage

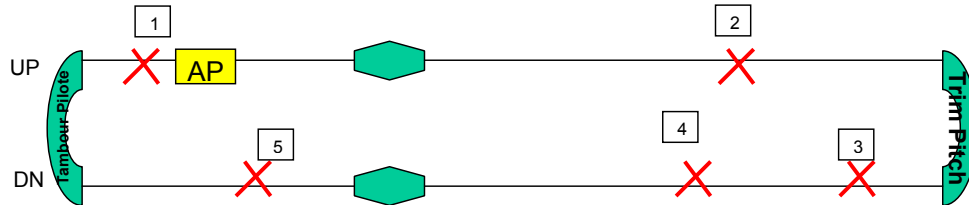
**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**



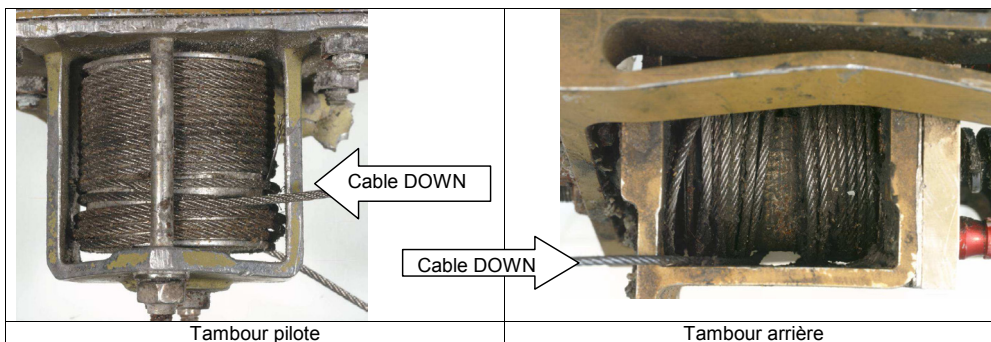
Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

Hormis la particularité mentionnée ci-dessus, aucun autre endommagement n'a été identifié.

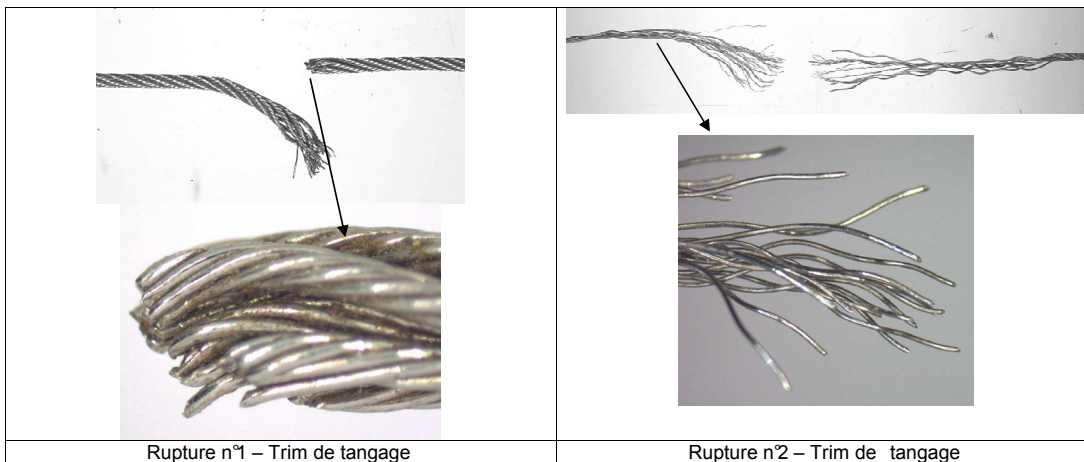
La commande du trim de tangage est représentée ci-dessous.



La longueur des câbles est conforme. L'enroulement du câble DOWN dans le tambour pilote est d'environ 3 tours à gauche et 14 tours à droite. L'enroulement du câble UP dans le tambour arrière est d'environ 9 tours à gauche et 8 tours à droite. Le compensateur de tangage n'était donc pas au neutre.

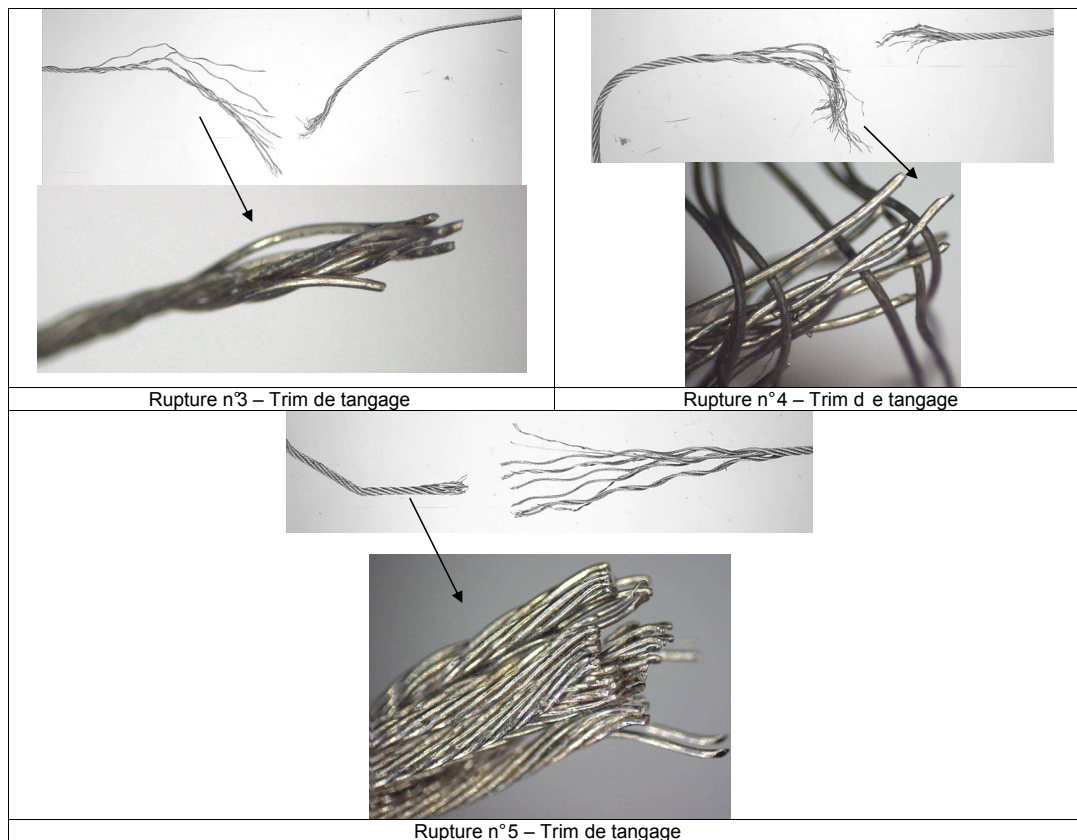


Les cinq ruptures ont toutes été réalisées de façon statique, par surcharge lors de l'évènement. Un cliché macroscopique de chacune est présenté ci-dessous :



Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 - Guadeloupe) - Examen complet de l'avion



Aucune particularité n'a été identifiée sur le reste de la commande.

#### Synthèse intermédiaire sur les commandes de vol :

L'ensemble des constats ci-dessus montre que l'ensemble des ruptures ont été réalisées de façon statique ou par une action mécanique lors des opérations de renflouement de l'épave. Il apparaît que les commandes de vol principales et les commandes de compensateurs étaient continues depuis les commandes en cabine (manches ou palonniers ou tambours) jusqu'aux surfaces mobiles.

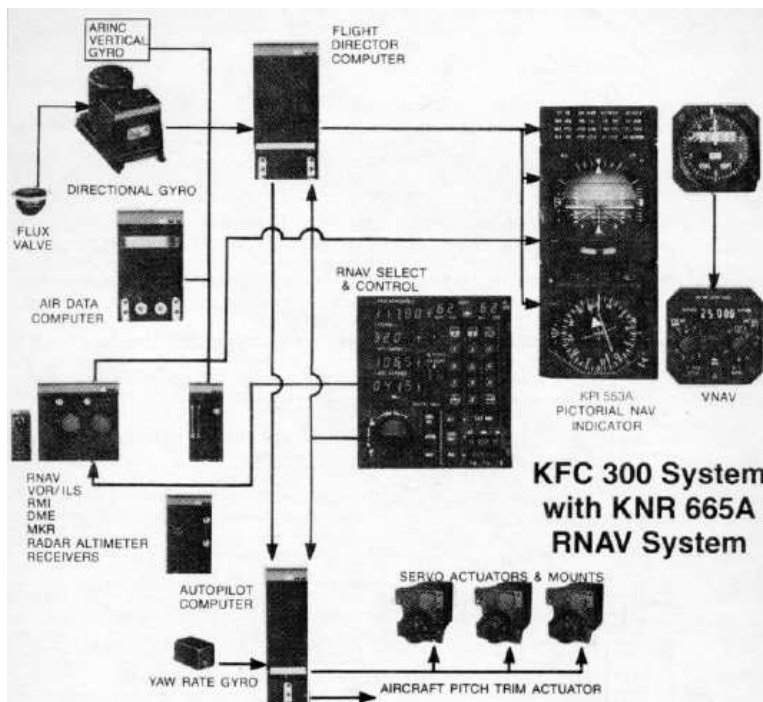
L'enroulement des tambours du système du compensateur («trim») de tangage est retrouvé dans le secteur avant, correspondant vraisemblablement au secteur « à piquer ».

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

**9 – EXAMEN ET TESTS DES ELEMENTS DU PILOTE AUTOMATIQUE**

Le pilote automatique (PA) de l'avion Piper PA42 est un système de Marque « Bendix King » dont l'architecture est la suivante (schéma issu de la documentation constructeur).



Les références relevées sur les différents composants sont regroupées dans le tableau ci-dessous.

Designation	King designation	Type ou "Part Number"	Numéro de série	Modification ou amendement appliqué	
Flight command Indicator	KCI 310	066-3020	2039	Mods 1 => 7	
Annunciator Panel	KAP 315				
Pictorial Navigation Indicator	KPI 553A	066-3045-50	52172	?	
Pictorial Navigation Indicator	KPI 552	066-3024-47	4854	None	
Vertical Navigation Computer	KVN 395				
RNAV Computer	KNR 665A	Not FOUND			
Radar Altimeter	KNI 415	066-3031-03	2811	Mod 1 + 2	
Servoed Altimeter					
Marker Beacon Lights	KA 35 A	066-3012-01	5353		
Mode Controller	KMC 340	065-0017-06	2719	None	
Servo Actuator	Roll	KSA 370	065-0014-14	2832	Mod 1+2+3+4
	Rudder	KSA 370	065-0014-14	3198	Mod 1+2+3+4
	Pitch	KSA 370	065-0014-14	3197	Mod 1+2+3+4
Pitch Trim Actuator	Non retrouvé				
Flight Computer	KCP 320	065-0018-04	2951		
????	KAA 455	071 2007 00	3732		

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

L'ensemble des boîtiers électroniques sont fortement endommagés et ont séjourné dans l'eau de mer (clichés 140 et 141). Aucun test de bon fonctionnement ne semble être réalisable. La société « Honeywell » a confirmé cette analyse.

Le panneau de commande du PA (KMC 340) regroupe une signalisation des chaînes éventuellement en panne par des diodes électroluminescentes (LED). En raison d'un endommagement très important, son examen n'a pas permis de déterminer les modes enclenchés ou sélectionnés.

Au vu des endommagements, les examens ont été réalisés sur :

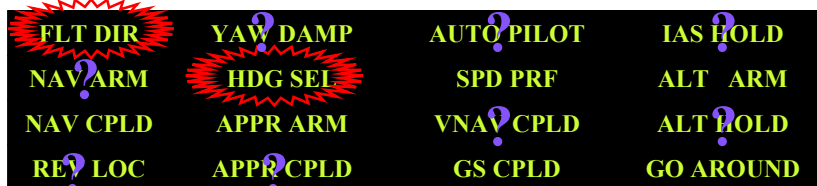
- le panneau annonciateur,
- les trois servo-moteurs,
- le système de trim électrique sur la profondeur.

**9.1 Panneau annonciateur**

Celui-ci à séjourné dans l'eau de mer et a été conditionné dans de l'eau douce (clichés 141 et 142).

Le panneau annonciateur permet de connaître les modes du pilote automatique engagés au moment de l'impact. Ce panneau est équipé d'ampoules. La méthode utilisée est la même que pour les voyants d'alarmes.

Les résultats sont :



**Légende :**

Ampoule allumée

Ampoule douteuse : ?

Ampoule absente ou inexploitable :

De cet examen, il apparaît que les modes « Directeur de Vol » ou « Flight Director » et tenue de cap « Heading Selected » étaient engagés. Dans cette configuration et en fonctionnement nominal, les servocommandes (ou servomoteurs) du Pilote Automatique ne sont pas enclenchées.

**9.2 Servocommandes du pilote automatique et trim électrique**

Les trois servocommandes sont du même type. Le principe de fonctionnement est le suivant :

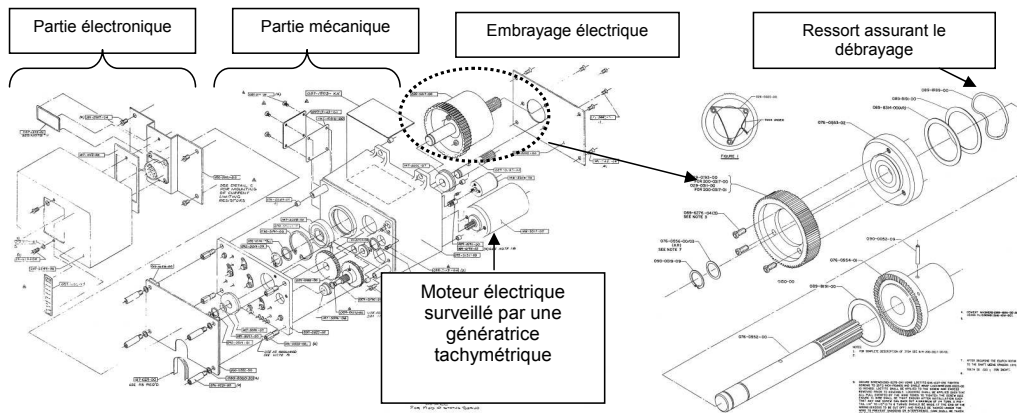
- le pilote automatique envoie un ordre à la servo,
- alors la partie électronique commande, simultanément :
  - le moteur électrique,
  - l'embrayage ou le désembrayage.
- le mouvement est transmis, après réduction de la vitesse dans la partie mécanique, à l'axe de sortie équipé d'un limiteur de couple au travers du système d'embrayage.

Un éclaté de la servocommande est présenté ci-après avec un détail sur le système d'embrayage.

L'examen réalisé montre que les trois « servos » ont été endommagées par l'impact et le séjour dans l'eau salée (clichés 143 à 145).

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion



La seule particularité identifiée est la rupture du ressort de débrayage sur la servocommande de profondeur. Bien que ce ressort soit rompu, le débrayage et l'embrayage de la servocommande s'effectuent normalement. Au vu de ce résultat et en raison de la corrosion, il n'a pas été décidé de déterminer par fractographie le mode de rupture du ressort.

Le tableau ci-après regroupe les résultats :

- des tests électriques sur le moteur et l'embrayage électrique qui ont pu être réalisés,
- des mesures de couple sur les limiteurs de couple (en gras).

	Servo – Roulis (clichés 146 et 147)	Servo – Lacet (clichés 148 et 149)	Servo – Tangage (clichés 150 et 151)	Trim – Tangage (cliché 152)
<u>Moteur électrique</u> (27 V – 3,5 A) à 8000 RPM sans charge	Hors service	Hors service	Rotation à droite : 26 V – 0,5 A Rotation à gauche : 17 V – 7 A	Hors service – Rotor bloqué
<u>Embrayage</u> (Valeur préconisée : 28V-0,34 A)	28V – 0,34 A	28V – 0,34 A	28V – 0,48 A	28 V – 0,85 A Aucune valeur préconisée disponible
<u>Limiteur de couple</u> (en livre-pouce)	<b>50 à 60</b>	<b>115 à 125</b>	<b>55 à 60</b>	<b>Non réalisé</b>
Valeur préconisée : - selon mail « Honeywell » du 12/09/2012 - selon Maintenance Manual *	65 ± 10  48 ± 7,2	145 ± 15  114 ± 17,1	42 ± 7  30 ± 4,5	20 ± 2  -

\* Maintenance Manual Honeywell « Autopilot servos » n°006-05580-0007 révision 7 de novembre 2007 (page 6-13)

L'examen du tableau ci-dessus montre que la valeur du limiteur de couple sur l'axe de tangage est hors des tolérances.

Il n'a pas pu être déterminé si le séjour dans l'eau de mer est à l'origine de ce résultat.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

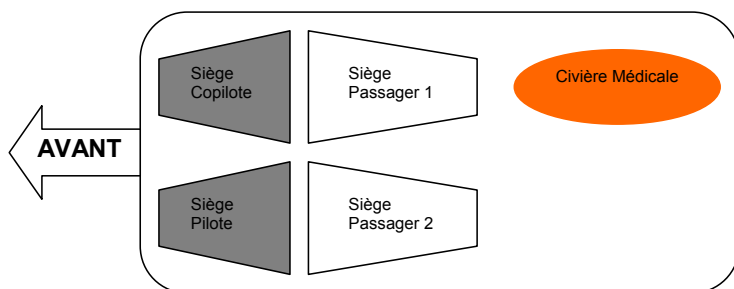
## 10 – EXAMEN DES SIEGES ET PESEE DU MATERIEL MEDICAL

Comme demandé lors de la réunion de bilan intermédiaire, DGA EP a réalisé :

- l'examen des sièges,
- la pesée du matériel médical.

### 10.1 Sièges

Le jour de l'accident, l'aménagement intérieur de l'aéronef était le suivant :



Des quatre sièges de l'aéronef, seuls trois ont été livrés. Le siège passager n°2 est absent.

Le dossier du siège passager présent est endommagé (cliché 154). Son accoudoir est encore connecté. La boucle ventrale du siège passager n°1 est bouclée. Ce constat est identique à celui des clichés subaquatiques réalisés avant le repêchage de l'épave et fournis par la SRTA.

Le siège copilote est fortement endommagé (cliché 153). Sa boucle ventrale n'est pas bouclée. Le manche est inséré dans le siège.

Le siège pilote renferme encore l'extincteur de bord. Il est fortement endommagé au niveau de son assise et de son dossier (cliché 155). La boucle ventrale du siège pilote est bouclée.

La recherche de matière organique, sous lumière ultra-violette et au moyen du révélateur de marque « Bluestar® » a montré :

- l'absence de matière sur le siège copilote,
- la présence de matière sur le siège pilote (cliché 156).

De l'examen de l'épave, trois éléments de ceinture ont été retrouvés (cliché 157). Deux concernent des ceintures destinés aux enfants et le dernier est encore accroché à un élément de structure. De ce dernier élément destiné aux sièges du cockpit avant, il n'a pas été possible d'identifier si :

- il appartenait au siège pilote ou copilote,
- il était accroché à une boucle ventrale lors de l'évènement.

### 10.2 Pesée du matériel médical

De l'ensemble du matériel médical livré, les résultats de la pesée des éléments (sans la civière) sont :

- 56 kg avec les bouteilles d'oxygène médical,
- 43 kg sans les bouteilles d'oxygène médical.

La position de ce matériel dans l'habitacle n'a pas été déterminée.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

**Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion**

## 11 – SYNTHÈSE

L'examen de l'avion Piper PA 42 « Cheyenne III » accidenté le 05 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case a mis en évidence :

- L'absence d'une dislocation ou d'une perte d'un élément aérodynamique de l'aéronef avant l'impact avec la mer,
- Que l'impact avec la mer est intervenu avec un fort angle à piquer de l'ordre de 60°, incliné à droite en configuration lisse (train rentré, volets rentrés), et toutes portes fermées,
- le pilote et le passager installé sur le siège repéré n°1 étaient chacun assis avec leur ceinture ventrale bouclée à l'impact, le siège du passager n°2 n'a pas été livré,
- Sur les deux groupes turbopropulseurs:
  - l'absence de défaut préexistant\* avant l'accident sur les moteurs et les systèmes hélice,
  - la délivrance de puissance symétrique à l'impact au vu des endommagements internes,
  - les hélices étaient dans la plage de régulation et proches du petit pas,

*\* Il n'a pu être déterminé si la présence de la tête de vis d'origine non identifiée sur le « chip detector » du réducteur du moteur droit était préexistante à l'accident. Les composants du réducteur concerné ne présentent pas d'endommagements qui pourraient résulter d'interférences avec une vis.*
- La continuité des commandes de vol et des trims associés, dont le trim de profondeur dans le secteur « à piquer » (23 mm environ à comparer à 20,5 mm environ au neutre),
- Que les voyants d'alarmes allumés (« OIL PRESS » et « IGN ON ») et la faible valeur fournie par l'indicateur de couple peuvent s'expliquer par une phase terminale du vol à facteur de charge faible voir négatif et du positionnement de la crépine d'aspiration du circuit d'huile du turbopropulseur PT6A 41 (analyse similaire effectuée par le motoriste Pratt et Whitney Canada),
- Le voyant d'alarme « AP SERVO » était allumé à l'impact ainsi que le voyant « CHIP DETECTOR » du moteur droit,
- Sur le panneau annonciateur des modes du pilote automatique, les modes « directeur de vol » et « tenue de cap » étaient engagés,
- Sur les servocommandes du pilote automatique, des endommagements résultant majoritairement de l'impact ou du séjour dans l'eau salée.

Il est établi que le voyant ambre «CHIP DETECTOR » du moteur droit était allumé à l'impact, sans pouvoir le relier à la présence de la tête de vis retrouvée. On peut toutefois noter que, selon le manuel de vol, en cas d'allumage de ce voyant en vol, le pilote doit réaliser une surveillance de la température et de la pression d'huile du moteur sans action particulière. Son allumage au sol interdit par contre le décollage. Les autres constats réalisés sur le turbopropulseur et ces derniers éléments conduisent à penser que l'allumage du voyant « CHIP DETECTOR » n'a pas eu de lien direct avec l'accident.

L'origine de l'allumage du voyant ambre « AP SERVO » n'a pas été identifiée. Selon le manuel de vol, cet allumage peut survenir, en cas :

- de déclenchement du fusible de protection (non retrouvé) de façon volontaire (action du pilote appliquant la check-list en cas de dysfonctionnement du PA) ou non volontaire (intensité trop importante),
- de débrayage d'une ou des servocommandes commandé par le pilote automatique (PA) en cas de détection d'un dysfonctionnement interne qui aurait été signalé par un allumage d'une LED\*\* sur le tableau de commande du PA (boîtier KCM 340 endommagé).

Dans le cas où le PA est enclenché, l'allumage du voyant « AP SERVO » occasionne le désenclenchement du PA qui reste en mode FD « Flight Director » et HDG SEL (tenue de cap) si sélectionné.

\*\* : Les LEDs du tableau de commande sont présentes. La pré-étude 24DAI08 réalisée par DGA EP et les essais de choc réalisés sur une tour de chute en 2011 aboutissent à l'absence d'indice permettant de déterminer l'état allumé ou éteint à l'impact des LEDs ou diodes électroluminescentes.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

## 12 - CONCLUSION

Les examens et les analyses réalisés à DGA EP sur l'ensemble de l'épave de l'avion Piper PA42 « Cheyenne III » immatriculé F-GXES accidenté, en vol de nuit, le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case, ont permis d'établir les faits suivants :

- la structure de l'avion était entière au moment de l'évènement, tous les endommagements constatés résultent du choc à l'impact ou du séjour dans l'eau de mer,
- l'avion était en configuration lisse (train et volets rentrés) lors de l'impact avec un fort angle à piquer, et toutes portes fermées,
- les commandes de vol et les commandes de trims étaient continues,
- le compensateur de tangage ou trim de profondeur est retrouvé dans le secteur « à piquer »,
- les deux moteurs étaient en fonctionnement, et délivraient une puissance symétrique selon les constats effectués sur les deux générateurs et les hélices,
- l'allumage symétrique des voyants des moteurs gauche et droit peut s'expliquer par un vol à facteur de charge faible (zéro ou négatif),
- le pilote et un des passagers étaient assis sur leurs sièges respectifs avec leur ceinture ventrale bouclée,
- seuls les modes « Directeur de vol » et « heading selected » du pilote automatique étaient enclenchés,
- les voyants ambres « RIGHT CHIP DETECTOR » et « AP SERVO » étaient allumés.

L'origine de l'allumage de ce dernier voyant n'a pu être déterminé en raison des endommagements des différents éléments du pilote automatique.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**



<b>RAPPORT D'INVESTIGATIONS N°31 - DAI - 12</b>	<b>OT N°571 7</b>
<b>Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion</b>	

## **ANNEXE 1**

### **Note BEA retraçant l'évènement**

BEA

#### **Accident du Piper PA42**

**immatriculé F-GXES**

**survenu le 05/05/2012**

**à Saint-Martin, Anitlles**

#### **Résumé de l'évènement :**

Vol AD Grand'case (Saint Martin) - AD Fort de France (972). L'avion décolle de la piste 12. Peu après, l'avion entre en collision avec la surface de la mer dans la baie orientale à environ 2,5 NM du seuil de piste.

#### **But des analyses :**

Les travaux demandés à DGA Essais Propulseurs ont pour but de déterminer l'état de fonctionnement du Piper PA42 au moment de l'accident.

**Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.**

Objet : Avion Piper PA 42 Cheyenne III immatriculé F-GXES accidenté le 5 mai 2012 à Saint-Martin Grand Case (971 – Guadeloupe) - Examen complet de l'avion

**ANNEXE 2**  
**Inventaire des matériels reçus**

L'inventaire ci-dessous a été réalisé dans l'ordre chronologique de sortie des éléments du conteneur.

Repère	Dénomination	Repère	Dénomination
1	GTP PT6 A 41 position n°1	28	Jambe n°2 Train principal
2	Plan arriere (vertical et horizontal)	29	Train avant
3	Barque centrale	30	Big-Bag n°9
4	Big-Bag n°1 (siège et volets)	31	Big-Bag n°10
5	Big-Bag n°2 (elements structure et cables ?)	32	Big-Bag n° 11 MEDICAL
6	Nacelle moteur et GTP n°2 et hélice n°2	33	Batterie
7	Morceau de dérive	34	Big-Bag n°12
8	Aileron avec compensateur	35	Bidon bleu (Instrument ou voyant)
9	Bidon d'aile n°1	36	Bidon rouge (Instrument ou voyant)
10	Bidon d'aile n°2		
11	Hélice n°1		
12	Partie avant – cockpit		
13	Morceau d'aile		
14	Dessus d'habitacle		
15	Pied de dérive		
16	Coté de fuselage		
17	Longeron de ??		
18	Big bag n°3		
19	Big-Bag n°4 (éléments structure et aile)		
20	Cône arrière et montant porte cargo		
21	Porte accès		
22	Big-Bag n°4		
23	Big-Bag n°5		
24	Big-Bag n°6		
25	Big-Bag n° 7		
26	Big-Bag n°8		
27	Jambe n°1 Train principal		

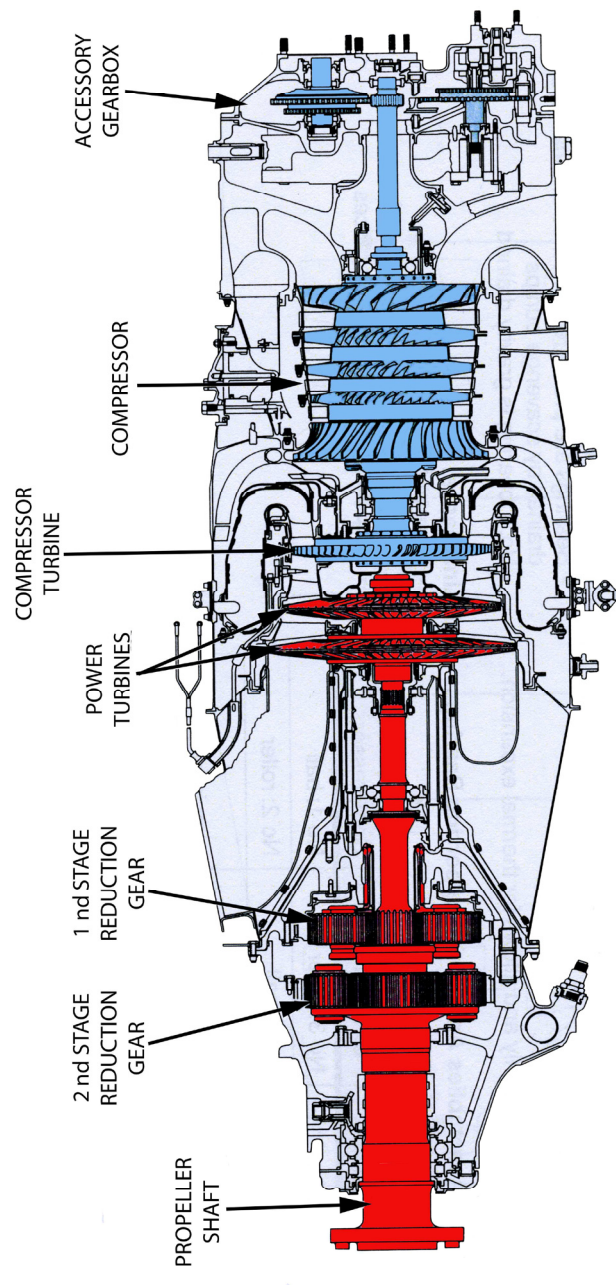
Les repères 35 et 36 contiennent :

- 2 indicateurs doubles (Pression et Température),
- 2 tachymètres hélice,
- 2 cadrans de variomètres,
- 1 cadran anémomètre et intérieur de l'anémomètre,
- 1 couplemètre,
- 2 tachymètres en % de générateur de gaz,
- 1 indicateur « Fuel Flow »,
- 1 indicateur Pression carburant,
- 1 indicateur ITT,
- Bloc des modes du PA,
- Panneau d'alarmes (issu du bidon rouge),
- Altimètre coté pilote avec voyant,
- Altimètre copilote
- Voyants A et B du panneau d'alarmes
- 4 voyants du train
- 2 voyants FEU (coté non identifié)
- 2 Instruments moteur gauche sur structure.

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**ANNEXE 3**

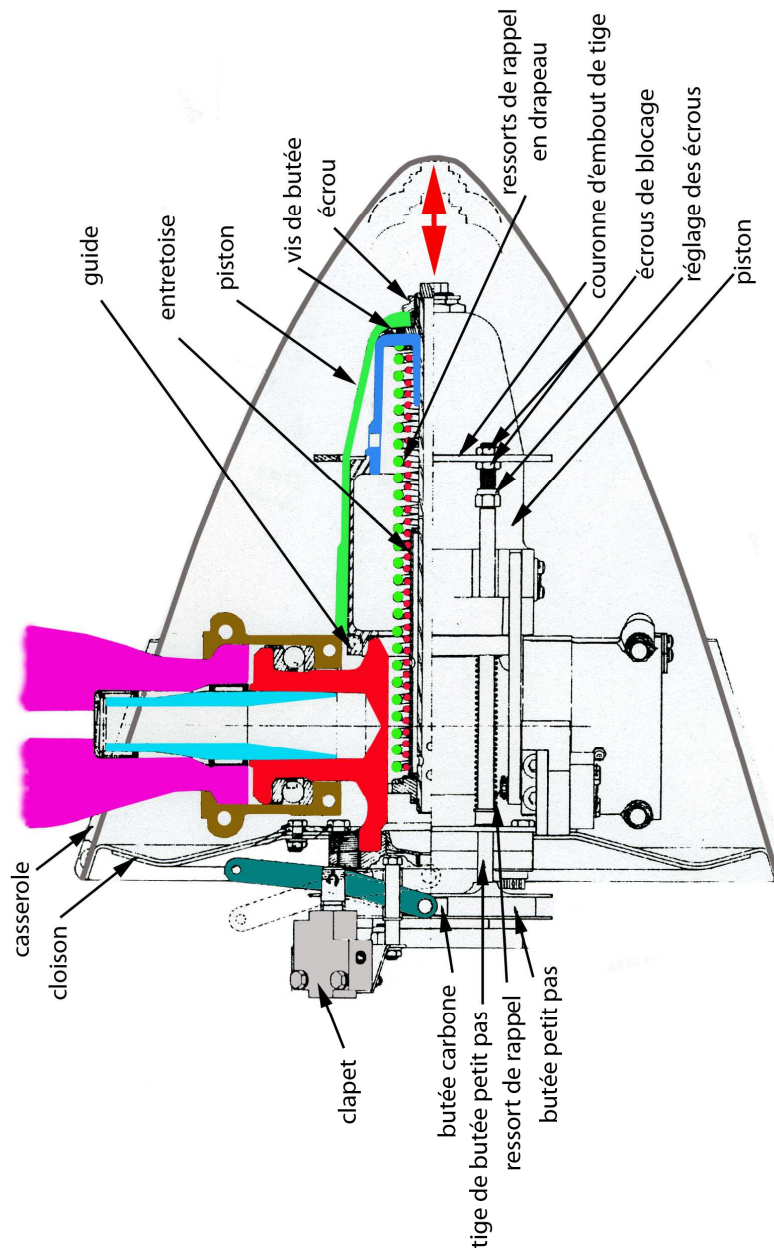
**Coupe longitudinale du turbopropulseur PT6 A 41**



Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

**ANNEXE 4**

**Schéma de l'hélice Hartzell HC-B3TN-3K/T**



Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de DGA Essais propulseurs et ne peuvent être communiqués à des tiers ou reproduits sans son autorisation écrite.

## annexe 5

### Recommandations de sécurité sur l'obligation d'emport d'enregistreurs de vol en transport public

#### Annexe V : Recommandations de sécurité sur l'obligation d'emport d'enregistreurs de vol en transport public.

#### Rapport annuel sur les recommandations de sécurité 2010: UNKG-2005-062<sup>1</sup> et FRAN-2009-008.

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
G-BGED	CESSNA - U206	Beacon Village, near Honiton	27/06/2004	Accident

**Synopsis of the event:** Shortly after takeoff, with the pilot and five parachutists on board (including one 'tandem' pair), the aircraft's engine began to lose power. The pilot flew to the east away from the airfield for a distance of some 6 nm, achieving a maximum height of approximately 1,100 ft agl, before turning back. As the engine lost power the pilot was unable to maintain height and, in attempting a forced landing, the aircraft clipped the tops of several tall trees and crashed steeply nose down into a sloping grass field.

**Safety Recommendation UNKG-2005-062:** It is recommended that the European Aviation Safety Agency develop standards for appropriate recording equipment that can be practically implemented on small aircraft.

**Reply:** Rulemaking Tasks MDM.073 (a) Recorders for small aircraft "Review of the operational and certification requirements (Implementing Rules) for recorders for small aircraft" and MDM.073 (b) Recorders for small aircraft "Review of the operational and certification requirements (CS/AMC/GM) for recorders for small aircraft" are identified in the Rulemaking programme inventory as published in the EASA website, and will address the issue.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
F-GVDP	BEECH - C90	Besançon - La Vèze	18/10/2006	Accident

**Synopsis of the event:** Le 18 octobre 2006 à 22 h 40, l'avion débute son décollage en piste 23 revêtue sur l'aérodrome de Besançon - La Vèze. Après avoir roulé pendant 950 mètres, il quitte le sol mais prend peu de hauteur. Quelques instants plus tard, il heurte la cime d'arbres situés dans l'axe de piste, prend feu et tombe dans un bois. Le pilote n'a signalé aucune difficulté et n'a pas émis de message de détresse.

**Safety Recommendation FRAN-2009-008:** Le BEA recommande que l'AESA élargisse les conditions d'obligation d'emport d'enregistreurs de vol en transport public.

**Reply:** Rulemaking Tasks Multi Disciplinary Measure MDM.073 (a) Recorders for small aircraft "Review of the operational and certification requirements (Implementing Rules) for recorders for small aircraft" and MDM.073 (b) Recorders for small aircraft "Review of the operational and certification requirements (Certification Specification/Acceptable Means of Compliance/Guidance Material) for recorders for small aircraft" are identified in the Rulemaking Programme Inventory as published in the EASA website and will address the issue.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

<sup>1</sup>[http://www.aai.gov.uk/cms\\_resources.cfm?file=/G-BGED\\_11-05.pdf](http://www.aai.gov.uk/cms_resources.cfm?file=/G-BGED_11-05.pdf)

## Rapport annuel sur les recommandations de sécurité 2011: UNKG-2005-101<sup>2</sup> et HUNG-2008-002<sup>3</sup>

G-BXLI	BELL - 206	Priors Park Wood, 5 nm south of Taunton, Somerset, United Kingdom	22/01/2005	Accident
--------	------------	---	------------	----------

**Synopsis of the event:** The pilot had planned to fly with some friends from Staverton Airport, near Gloucester, to a private landing site in the Torbay area but, due to deteriorating weather, landed at Topsham to the south of Exeter Airport. After a period of several hours, the weather had not improved so the pilot decided to return to Staverton. Although on the outbound trip he had routed south via the Bristol Channel and the M5 corridor, an area of low lying terrain, he elected to return to Staverton via Sidmouth, and communicated this to Exeter ATC, advising them that he would be flying at an altitude of 900 ft. As he approached Sidmouth, he then informed Exeter that he was going to go north towards Wellington and Taunton. This route would take the helicopter over the Blackdown Hills, which rise to a height of some 1,000 ft amsl. Witnesses in an area approximately 5 nm south of Taunton generally heard, but did not clearly see, a low flying helicopter and one heard a 'bang'. A subsequent search and rescue effort failed to locate the helicopter, due to very poor weather conditions, and it was found by a dog walker the following morning. All four occupants had received fatal injuries in the accident. No pre-accident defects were found during the wreckage examination.

**Safety Recommendation UNKG-2005-101:** The EASA should promote the safety benefits of fitting, as a minimum, CVR equipment to all aircraft operated for the purpose of commercial air transport, regardless of weight or age.

**Reply:** Rulemaking tasks RMT.0271 and RMT.0272 [former MDM.073 (a) and (b)] 'Recorders for small aircraft' are identified in the Agency's Rulemaking Programme inventory and they address the intent of the Safety Recommendation.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

### HUNGARY

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
HA-ECE	EUROCOPTER - EC135	Kiskunlacháza, Hungary	31/07/2008	Accident

**Synopsis of the event:** The Air Ambulance helicopter (registration HA-ECE, call sign MEDIC-14) flew a patient transportation mission on 31 July 2008 from Paks to Budapest. The helicopter's mark disappeared from the radar screen at 13:43. Its last indicated position was 2.2 kms from Kiskunlacháza at 197°. The pilot of the helicopter could not be reached either by radio or cell phone afterwards. Minutes later, several passenger planes in the Ráckeve-Kiskunlacháza area reported to HungaroControl that they were receiving signals from an emergency locator transmitter. About the same time, the flight physician called the central dispatch of OMSZ with his cell phone, reported about the crash and requested urgent medical help. Another air ambulance helicopter, MEDIC-17 was the first one to find the crashed helicopter. The helicopter had overturned, the skids and the tail boom had broken off, the cabin had been severely damaged. Out of the five persons on board, one died on the scene, one suffered serious, life-threatening injuries, two were seriously injured, and one person suffered minor injuries. (The person who suffered life-threatening injuries died in the hospital three days later.)

**Safety Recommendation HUNG-2008-002:** The IC recommends the EASA to promote the safety benefits of fitting, as a minimum, of an aircraft data recording system (ADRS) and a cockpit audio recording system (CARS) to all twin-engine helicopters flying Category A missions.

**Reply:** Rulemaking tasks RMT.0271 and RMT.0272 [former MDM.073 (a) and (b)] 'Recorders for small aircraft' are on the Agency's Rulemaking Programme inventory and they address the intent of the Safety Recommendation.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

<sup>2</sup> [http://www.aaib.gov.uk/cms\\_resources.cfm?file=/G-BXLI%201-06.pdf](http://www.aaib.gov.uk/cms_resources.cfm?file=/G-BXLI%201-06.pdf)

<sup>3</sup> <http://www.kbsz.hu/hu/legi-koezlekedes/vizsgalt-esemenyek/229-publikaciok>

Rapport<sup>4</sup> publié par le Dutch Safety Board (DSB) le 12 décembre 2011.

Accident survenu le 16 octobre 2009 à Weert (Hollande) à l'avion Pilatus PC-12 immatriculé PH-RUL.

### SYNOPSIS

Après le décollage en piste 21 de l'aérodrome de Budel (Hollande), le PH-RUL vire sur la gauche et commence à monter. Peu après, l'avion tourne à droite et débute une descente avec une forte assiette à piquer. Environ 2 minutes après le décollage, l'avion entre en collision avec le sol à proximité d'une ferme. Les deux occupants de l'avion décèdent et l'avion est détruit.

### CONCLUSION

L'enquête n'a pas permis d'exclure une défaillance technique ou une incapacité médicale du pilote.

Il est cependant probable que l'accident soit dû à une désorientation spatiale du pilote alors que l'avion traversait des nuages.

Ont contribué à l'accident:

- Le désengagement du pilote automatique,
- La charge de travail élevée après le désengagement du pilote automatique,
- Le manque d'expérience et d'entraînement du pilote dans le pilotage manuel d'un avion complexe comme le PC-12 dans des conditions IMC.

### RECOMMANDATION

Le DSB a recommandé de rendre obligatoire l'emport d'enregistreurs de vol dans les avions à haute performances exploités dans un cadre d'une activité commerciale.

---

<sup>4</sup> [http://www.onderzoeksraad.nl/docs/rapporten/2009083\\_PH-RUL\\_Eng\\_versie\\_2\\_201212.pdf](http://www.onderzoeksraad.nl/docs/rapporten/2009083_PH-RUL_Eng_versie_2_201212.pdf)

## annexe 6

### Recommandations de sécurité sur l'obligation d'un équipage à deux en transport public

#### Annexe VI : Recommandations de sécurité sur l'obligation d'un équipage à deux en transport public.

##### 1. Rapport annuel sur les recommandations de sécurité 2009: UNKG-2006-102<sup>5</sup>.

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
G-BOMG	BRITTEN NORMAN - BN2B	7.7 NM NW of Campbeltown Airport	15/03/2005	Accident

**Synopsis of the event:** Poor weather at Campbeltown Airport necessitated an instrument approach. There was neither radar nor Air Traffic Control Service at the airport, so the pilot was receiving a Flight Information Service from a Flight Information Service Officer in accordance with authorised procedures. After arriving overhead Campbeltown Airport, the aircraft flew outbound on the approach procedure for Runway 11 and began a descent. The pilot next transmitted that he had completed the 'base turn', indicating that he was inbound to the airport and commencing an approach.

Nothing more was seen or heard of the aircraft and further attempts at radio contact were unsuccessful. The emergency services were alerted and an extensive search operation was mounted in an area based on the pilot's last transmission. The aircraft wreckage was subsequently located on the sea bed 7.7 nm west-north-west of the airport; there were no survivors.

**Final Safety Recommendation UNKG-2006-102:** Considering the circumstances of air ambulance flights, the Civil Aviation Authority in conjunction with the JAA should review the circumstances in which a second pilot is required for public transport flights operating air ambulance services.

**Reply:** The Safety Recommendation has been transferred to EASA by the UK CAA and was assessed in accordance with EASA rulemaking procedures.

As a result, task OPS.062, addressing "Second pilot requirement for air ambulance flights with aeroplanes" has been introduced in the Agency 4-year Rulemaking Programme.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

##### 2. Rapport annuel sur les recommandations de sécurité 2010: FRAN-2009-007<sup>6</sup>.

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
F-GVPD	BEECH - C90	Besançon - La Vèze	18/10/2006	Accident

**Synopsis of the event:** Le 18 octobre 2006 à 22 h 40, l'avion débute son décollage en piste revêtue sur l'aérodrome de Besançon - La Vèze. Après avoir roulé pendant 950 mètres, il quitte sol mais prend peu de hauteur. Quelques instants plus tard, il heurte la cime d'arbres situés à l'axe de piste, prend feu et tombe dans un bois. Le pilote n'a signalé aucune difficulté et n'a émis de message de détresse.

**Safety Recommendation FRAN-2009-007:** Le BEA recommande que l'AESA étudie l'élargissement des conditions imposant la présence d'un équipage à deux pilotes en transport public.

**Reply:** Task OPS.062, addressing Second pilot requirement for air ambulance flights with aeroplanes has been introduced in the Agency 2010-2013 Rulemaking Programme. The Agency considers that this addresses the issue.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

<sup>5</sup> [http://www.aaiib.gov.uk/cms\\_resources.cfm?file=/G-BOMG.pdf](http://www.aaiib.gov.uk/cms_resources.cfm?file=/G-BOMG.pdf)

<sup>6</sup> <http://www.bea.aero/docspa/2006/f-pd061019/pdf/f-pd061019.pdf>



### 3. Rapport annuel sur les recommandations de sécurité 2011: GEF-2009-025<sup>7</sup>.

#### GERMANY

Registration	Aircraft Type	Location	Date of event	Event Type
D-CUNO	BEECH - 300	Freiburg aerodrome, Germany	12/01/2006	Accident

**Synopsis of the event:** On the morning of 12 January 2006 a Beech 300 aircraft operated by a commercial air transport company took off from its home base at Freiburg/Breisgau (EDTF) for a commercial flight. The task was to transport passengers from Karlsruhe/Baden-Baden (EDSB) to Braunschweig (EDVE), and return. The B300 landed back at Karlsruhe at 17:19 hrs local time; the passengers disembarked and the flight crew took off again at 17:59 hrs for the return flight to Freiburg. This leg was flown under VFR-Night. The aircraft flew in a southerly direction at 4,500 ft in radio contact to Strasbourg-Approach (119,450 MHz). Prior to changing frequency at 18:12 hrs, the commander also established radio contact with the Freiburg Air Inspection Officer to ask for the current Freiburg Airfield weather information. The aircraft reduced cruise altitude to 3,500 ft. During the subsequent flight there were several exchanges of position reports and the current weather between the crew and the Freiburg Air Inspection Officer. At 18:16 hrs the aircraft was overhead the airfield on a southerly heading. The aircraft made a 180-degree turn overhead the town of Freiburg onto a northerly heading to commence an approach to land. Using GPS, the aircraft subsequently made a further 180-degree turn to intercept the extended centreline of runway 16. During the final stages of the approach to land, the Beech lowered its landing gear and a little later the commander reported his position as three to four NM from the airfield. At 18:26 hrs the aircraft made contact with trees and crashed approximately 450 meters from the threshold of Runway 16 of Freiburg Aerodrome.

**Safety Recommendation GEF-2009-025:** The European Aviation Safety Agency (EASA) should regulate to require that "Single-Pilot Aircraft" engaged in EU-OPS 1.940 flights made in accordance with Instrument Flight Rules and at night, must have a minimum crew of two pilots, and that their training is in accordance with JAR-FCL including Multi-Crew-concept (MCC) training.

**Reply:** Task OPS.062, addressing Second pilot requirement for air ambulance flights with aeroplanes has been introduced in the Agency 2010-2013 Rulemaking Programme. The Agency considers that this addresses the issue.

**Category:** Unknown - **Status:** Open

---

<sup>7</sup>[http://www.bfu-eb.de/EN/Publications/Investigation%20Report/2006/Report\\_06\\_1X001\\_BeechB300\\_Freiburg.pdf?blob=publicationFile](http://www.bfu-eb.de/EN/Publications/Investigation%20Report/2006/Report_06_1X001_BeechB300_Freiburg.pdf?blob=publicationFile)

# BEA

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

200 rue de Paris  
Zone Sud - Bâtiment 153  
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)