



RAPPORT D'ENQUÊTE

Incident de l'ATR 72-212A
et exploité par Caribbean Airlines
immatriculé **9Y-TTC**
survenu le 4 mai 2014
en début de descente vers **l'aéroport de Piarco**
(République de Trinité et Tobago)

BEA

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

Ministère de la Transition Écologique et Solidaire

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

LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ	2
SYNOPSIS	8
ORGANISATION DE L'ENQUETE	11
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	12
1.1 Déroulement du vol	12
1.2 Événements similaires	15
1.2.1 Événement survenu le 22 mars 2007 à Tenerife à l'ATR 72-212A immatriculé EC-IYC	15
1.2.2 Événement survenu le 4 avril 2012 à Zanzibar à l'ATR 72-212A immatriculé 5H-PWD	16
1.2.3 Événement survenu le 7 janvier 2013 au Brésil à l'ATR 72-212A immatriculé PR-TKA	16
1.2.4 Événement survenu le 27 août 2013 en Tanzanie à l'ATR 72-212A immatriculé 5H-PWG	16
1.2.5 Événement survenu le 18 septembre 2013 en Indonésie à l'ATR 72-212A immatriculé PK-WFV	17
1.2.6 Événement survenu le 30 novembre 2014 en Suède à l'ATR 72-212A immatriculé SE-MDB	17
1.2.7 Étude comparative (voir tableaux annexe 1)	19
1.3 Tués et blessés	19
1.4 Dommages à l'aéronef	20
1.5 Renseignements sur l'aéronef	21
1.5.1 Cellule	21
1.5.2 Moteurs	21
1.5.3 Hélices	21
1.5.4 Description du système hélice	22
1.5.5 Description des commandes du système hélice	26
1.5.6 Description du fonctionnement du système hélice	29
1.5.7 Générateur de courant alternatif non régulé en fréquence (ACW)	30
1.5.8 Informations issues du manuel d'utilisation de l'avion émis par ATR	30
1.6 Enregistreurs de bord	34
1.6.1 Données enregistrées pendant les opérations de maintenance	34
1.6.2 Données enregistrées lors de l'utilisation de l'inversion de poussée	35

1.7 Essais et recherches sur l'aéronef 9Y-TTC	36
1.7.1 Tests effectués sur le générateur de courant alternatif endommagé	36
1.7.2 Tests effectués sur le module de vanne d'hélice droite (PVM)	36
1.7.3 Vérification de la conformité du système de régulation d'hélice	36
1.7.4 Expertise du vérin de changement de pas d'hélice	36
1.7.5 Examen des pales de l'hélice droite	38
1.7.6 Interaction entre les pales	39
1.7.7 Charges nécessaires pour endommager les oreilles de plateau du vérin de changement de pas d'hélice et les manetons de pied de pale	41
1.7.8 Phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale (ball bunching)	42
1.7.9 Effet d'une vibration sur l'apparition de codes de panne du PEC	44
1.7.10 Essais en vol	44
1.8 Renseignements supplémentaires	47
1.8.1 Compte rendus des équipages	47
1.8.2 Procédures de maintenance	47
1.8.3 Actions de maintenance entreprises après les vols du 4 et 5 mai 2014	49
1.8.4 Événements liés aux hélices	50
1.8.5 Certification de l'hélice sur ATR 72-212A	53
1.8.6 Évolutions de la définition des hélices	54
1.8.7 Principes de certification de l'hélice équipant l'ATR 72-212A	55
1.8.8 Principes actuels de certification d'une hélice	55
1.8.9 Actions de sécurité réalisées	56
2 - ANALYSE	61
2.1 Scénario des événements de vibrations hélices pour le 9Y-TTC	61
2.2 Analyse générale des événements de vibrations hélices	64
2.2.1 Identification des risques potentiels pour la sécurité	64
2.2.2 Scénario d'endommagement du système de régulation d'hélice	66
2.2.3 Analyse de l'efficacité des mesures de sécurité prises	70
2.2.4 Études et mesures complémentaires	73
3 - CONCLUSION	75
3.1 Faits établis par l'enquête concernant le 9Y-TTC	75
3.2 Faits établis par l'enquête concernant l'ensemble des événements de vibration hélice	76
3.3 Causes de l'incident	78
4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE	79
4.1 Poursuite des recherches	79
4.2 Restriction des conditions d'exploitation des ATR72-212A	79
4.3 Amélioration de la détection et de la quantification d'une vibration hélice	80
4.4 Amélioration des critères de certification	80
LISTE DES ANNEXES	82

Glossaire

ACW	Alternative Current Wild (Générateur de courant alternatif non régulé en fréquence)
AESA	Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne
ASR	Air Safety Report (Compte rendu d'événement)
ATPCS	Automatic Takeoff Power Control System (système automatique de commande de puissance de décollage)
ATR	Avions de transport régional
beta $\frac{3}{4}$	Terme technique utilisé par le constructeur pour l'angle de pas d'hélice ou d'une pale
CdB	Commandant de bord
CL	Condition Levers (Manettes de régulation)
CLB	Climb (Montée)
CMM	Component Maintenance Manual (Manuel de maintenance des composants)
CVR	Cockpit Voice Recorder (Enregistreur phonique (de conversations de poste de pilotage))
DFDR	Digital Flight Data Recorder (Enregistreur de paramètres (données de vol))
EASA	European Aviation Safety Agency (AESA - Agence européenne de la sécurité aérienne)
EC	Engineering changes (Modifications techniques)
EEC	Engine Electronic Control (Contrôle électronique du moteur)
EHV	ElectroHydraulic Valve (Vanne électrohydraulique)
EWD	Engine and Warning Display (Écran de paramètres moteur et d'alarmes)
FAA	Federal Aviation Administration (Agence fédérale en charge de l'aviation civile aux États-Unis)
FCOM	Flight Crew Operating Manual (Manuel d'utilisation de l'avion à l'attention des équipages de conduite)
FI	Flight Idle (Ralenti vol)
FPI	Fluorescent Penetrant Inspection (Recherche de fissures par ressuage)
ft	Feet (pieds)
FTR	FeaTheR (drapeau)
FWS	Flight Warning System (Système d'alerte de vol)
HMU	HydroMechanical Unit (Unité hydromécanique)
kt	Knot (Nœuds)
KTAS	Knot True Air Speed (Vitesse vraie, exprimée en nœuds)

MCDU	Multifunctional Control and Display Unit (Interface de management du vol)
MEB	Microscope électronique à balayage
MPI	Magnetic Particle Inspection (Magnétoscopie)
NP	Vitesse de rotation des hélices
NTSB	National Transportation Safety Board (Organisme d'enquête des États-Unis)
NTSC	National Transportation Safety Committee (Organisme d'enquête d'Indonésie)
OEB	Operation Engineering Bulletin (Bulletin d'ingénierie opérationnelle)
OIM	Operators Information Message (Message vers les opérateurs)
OVRD	OVerRiDe (Position de manette permettant de passer outre la régulation d'hélice en vitesse)
PA	Precision Approach (Approche de précision)
PEC	Propeller Electronic Control (Contrôleur électronique d'hélice)
PF	Pilot Flying (Pilote aux commandes)
PL	Power Levers (Manettes de puissance)
PNC	Personnel Navigant Commercial
PNF	Pilot Non Flying (pilote non aux commandes)
PMS	Performance Management System (système de gestion des performances)
PVM	Propeller Valve Module (Module de vanne d'hélice)
QAR	Quick Access Recorder (Enregistreur de maintenance)
RVDT	Rotary Variable Differential Transformer (Transformateur différentiel variable rotatif)
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin (Bulletin d'information spécial de navigabilité)
SB	Service Bulletin (Bulletin de service)
SDR	Service Difficulty Report (Rapport de difficultés en service)
SHK	Statens HaveriKommission (Organisme d'enquête de la Suède)
SHP	Shaft HorsePower (Puissance en Cheval vapeur sur arbre)
SIB	Safety Information Bulletin (Bulletin d'information de sécurité)
SLPS	Solénoïde de butée secondaire de petit pas d'hélice
TP	Transport public
TTCAA	Trinidad and Tobago Civil Aviation Authority (Autorité de Trinidad et Tobago en charge de l'Aviation civile)
UTC	Coordinated Universal Time (Temps universel coordonné)
VFE	Vitesse Flaps Extended (Vitesse maximale pour la manœuvre et l'utilisation des dispositifs hypersustentateurs)

VLE	Vitesse Landing Gear Extended (Vitesse maximale avec train d'atterrissage sorti)
VSS	Vibration Stress Survey (Évaluation des niveaux de vibration d'hélice)
VMO	Vitesse maximale en opération
VOR	VHF Omnidirectionnal Range (Radiophare omnidirectionnel)
WOW	Weight On Wheels (Avion en appui sur ses roues)

Synopsis

Heure	À 18 h 20 ⁽¹⁾
Exploitant	Caribbean Airlines
Nature du vol	Transport commercial
Personnes à bord	Commandant de bord (PF) ; Copilote (PNF) ; 1 PN ; 71 passagers
Conséquences et dommages	
Addendum : Des commentaires significatifs de l'équipementier Collins, soutenus par le représentant accrédité du NTSB, ont été transmis au BEA après la publication du rapport en raison d'une incompréhension par Collins du processus de consultation mis en œuvre par le BEA. Ces commentaires, suivis des observations du BEA, ont été annexés au rapport. La présente version, texte officiel de référence, annule et remplace la précédente (Mars 2022).	

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient de retirer 4 heures pour obtenir l'heure en République de Trinité et Tobago le jour de l'événement.

Fortes vibrations en vol avec alarme du contrôleur électronique d'hélice droite

En descente, l'équipage réduit la puissance des moteurs au minimum possible en vol en positionnant les manettes sur Ralenti vol (FI). La vitesse de l'avion est de 246 kt, proche de la vitesse maximale en opérations (VMO) de 250 kt. L'équipage ressent alors des fortes vibrations suivies d'une alarme associée au contrôleur électronique d'hélice (PEC) qui contrôle l'hélice droite.

Après le vol, l'axe d'entraînement du générateur de courant alternatif du moteur droit est retrouvé rompu et remplacé. Une équipe de maintenance effectue des essais sur les deux ensembles moteurs/hélices. Aucune vibration ni fonctionnement anormal n'est mis en évidence.

Le vol du lendemain s'effectue normalement. Lors du roulage à l'atterrissage, l'équipage rapporte un bruit fort de vibration alors qu'il déplace les manettes de puissance de la position ralenti vol vers le ralenti sol.

À la suite de ce vol, diverses opérations de maintenance sont entreprises. Trois essais au sol de l'ensemble moteurs/hélices sont effectués et ne mettent en évidence aucun fonctionnement anormal. Un élément du système de régulation d'hélice droite (le module de vanne d'hélice) est remplacé. Un quatrième essai au sol débute, au cours duquel les manettes de puissance sont positionnées en inversion de poussée. Des vibrations apparaissent et les moteurs sont immédiatement coupés. Après l'arrêt des moteurs, les pales n°1, 2, 5 et 6 de l'hélice droite sont en drapeau alors que les pales n°3 et 4 semblent restées en position inversion de poussée. Le démontage des pales de l'hélice droite met en évidence, entre autres, la rupture du maneton de la pale n°4 ainsi que l'endommagement du plateau de vérin de changement d'angle de pale d'hélice.

Les circonstances et les dégâts observés sont similaires à ceux qui avaient été observés dans le cadre d'une enquête sur un incident grave survenu le 18 septembre 2013 en Indonésie à un ATR 72-212A immatriculé PK-WFV. L'autorité d'enquête indonésienne, NTSC, avait ouvert une enquête et émis une recommandation de sécurité immédiate à l'attention de l'exploitant de l'aéronef concernant la vérification de l'état des manetons de pale d'hélice et la recherche d'indications de fissures sur une partie de la flotte.

Le 30 novembre 2014, un nouvel incident similaire est survenu en Suède à un ATR 72-212A immatriculé SE-MDB pour lequel l'autorité d'enquête suédoise, SHK, avait ouvert une enquête. Peu de temps après cet incident, le BEA avait émis quatre recommandations de sécurité à l'attention de l'AESA. Celles-ci concernaient en particulier :

- ❑ l'information des pilotes sur le fait que des vibrations importantes se sont produites pendant la descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol et que des dommages importants au mécanisme de régulation de pas de l'hélice et, dans un cas, aux attaches du moteur, ont été observés ;
- ❑ la planification et la réalisation des vols de manière à éviter des opérations proches de la VMO au ralenti vol ;
- ❑ l'information de la maintenance dans les cas où les pilotes ont ressenti de fortes vibrations lors de la descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol ;
- ❑ le développement d'une procédure opérationnelle appropriée traitant des vibrations importantes d'une hélice et l'inclusion de cette procédure dans la documentation opérationnelle des exploitants.

À l'issue de l'enquête sur l'incident du 30 novembre 2014, le SHK avait émis une recommandation de sécurité à l'attention de l'AESA concernant la mise en œuvre des limitations provisoires du domaine de vol ou des limitations du domaine d'utilisation de la puissance moteur, jusqu'à ce que le problème soit compris et corrigé.

Au total, sept phénomènes de vibrations sur ATR 72-212A ont été reportés au cours des dernières années. Dans quasiment la totalité des cas, la rupture du maneton d'une des pales ainsi que l'endommagement du plateau avant de vérin de changement d'angle de pale d'hélice ont été constatés. L'enquête du BEA a mis en évidence l'existence de surcharges alternées à l'origine de l'endommagement des plateaux et d'une surcharge finale dans une direction ayant pour conséquence la rupture du maneton. L'origine de ces surcharges et la chronologie précise des endommagements et des vibrations n'ont pas pu être déterminées. Néanmoins, plusieurs éléments ont pu y contribuer :

- ❑ une force de rétention engendrée par un phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale (ball bunching) ;
- ❑ des efforts importants provoqués par le choc du maneton sur l'oreille de plateau lors de phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant apparaissant lorsque la vitesse de l'avion est proche de la VMO et les manettes de puissance en position ralenti vol ;
- ❑ un fonctionnement imprévu de la boucle d'asservissement du système de régulation hélice perturbée par des phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant et de friction.

L'enquête a également mis en évidence que les actes de maintenance réalisés sur le 9Y-TTC à la suite des phénomènes vibratoires n'avaient pas permis d'identifier ces endommagements.

En conséquence, le BEA a émis plusieurs recommandations de sécurité à l'intention de l'AESA et la FAA. Celles-ci concernent:

- ❑ la poursuite de l'analyse du phénomène d'efforts cycliques sur le plateau avant mis en évidence au ralenti vol et à une vitesse légèrement supérieure à la VMO dans le but de confirmer que le domaine de vol de l'ATR72-212A fournit des marges suffisantes pour éviter que ce phénomène ne provoque l'endommagement du système de régulation de pas d'hélice ;
- ❑ la poursuite des recherches dans l'objectif de comprendre l'enchaînement des endommagements de l'hélice et la ou les origines des surcharges, et en attendant le résultat de ces recherches, une révision des procédures d'exploitation préconisées par le constructeur des ATR 72-212A pour la descente pour prévenir toute évolution entre 240 et 250 kt au ralenti vol ;
- ❑ l'installation d'indicateurs de niveau vibratoire pour chaque ensemble hélice-moteur dans les postes de pilotage des aéronefs de transport public équipés de turbopropulseurs ;
- ❑ la réalisation d'une étude approfondie du comportement vibratoire réel de chaque hélice au ralenti vol à des vitesses autour de la VMO lors de la certification initiale des hélices.

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le 13 mai 2014, le BEA est informé par ATR d'un incident survenu quelques jours auparavant à un ATR 72-212A immatriculé 9Y-TTC sur l'aéroport de Piarco. L'équipage indique qu'en descente, il a ressenti des vibrations avec les manettes de puissance au ralenti vol. Par la suite, lors d'une opération de maintenance, le système de régulation d'hélice a été retrouvé endommagé, en particulier un maneton de pied de pale d'hélice est rompu.

Ces premiers éléments mettent en évidence des circonstances et des dégâts au niveau du système de gestion du pas de l'hélice similaires à ceux qui avait été observés dans le cadre d'une enquête sur un incident grave survenu le 18 septembre 2013 en Indonésie à un ATR 72-212A immatriculé PK-WFV. Le NTSC avait ouvert une enquête à laquelle le BEA participait en tant qu'État de construction de l'avion.

Dans ce contexte, le BEA a immédiatement notifié les autorités d'enquête de Trinité et Tobago (TTCAA) en les informant des similarités existant entre les deux événements. Le 23 mai 2014, la TTCAA a répondu favorablement à la demande du BEA de délégation de l'enquête de sécurité.

En application des dispositions de l'Annexe 13 de l'OACI, les autorités d'enquête de Trinité et Tobago, des États Unis et du Canada ont nommé un représentant accrédité associé à l'enquête respectivement au titre de l'État d'immatriculation/exploitation, de construction de l'hélice et de construction du moteur.

L'équipe d'enquête du BEA a travaillé en coopération avec le constructeur de l'avion, le constructeur de l'hélice, le constructeur du moteur, l'exploitant et les autorités d'enquête trinidiennes, américaines et canadiennes.

Le 30 novembre 2014, un nouvel incident similaire est survenu en Suède à un ATR 72-212A immatriculé SE-MDB. Le SHK a ouvert une enquête à laquelle le BEA a participé en tant qu'État de construction de l'avion.

D'autres incidents similaires survenus en 2012 et 2013 et n'ayant pas fait l'objet d'une enquête de sécurité ont permis d'alimenter les travaux de l'enquête de sécurité.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le dimanche 4 mai 2014, l'ATR 72-212A immatriculé 9Y-TTC de la compagnie aérienne Caribbean Airlines décolle de l'aéroport international d'Arthur Napoléon Raymond Robinson (Tobago) à destination de l'aéroport international de Piarco (Trinité). Il s'agit d'un vol régulier avec 71 passagers à bord. Le CdB (PF) en place gauche est aux commandes.

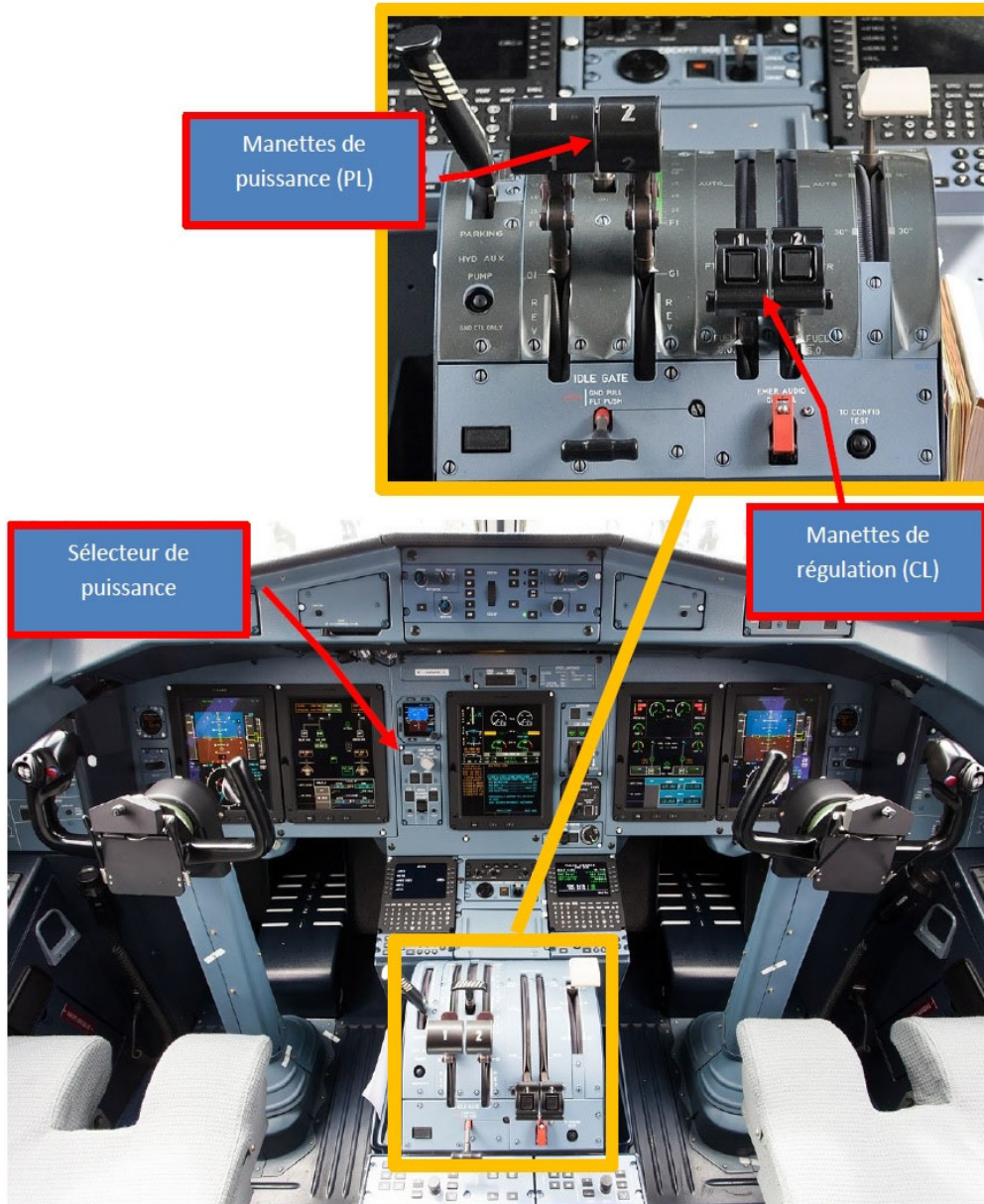


Figure 1 : emplacement des manettes de puissance, de régulation hélice et sélecteur de puissance

À 22 h 12 min 41, avant le début de descente, l'avion est à une altitude de 6 000 ft et à une vitesse de l'ordre de 220 kt. Les manettes de puissance des moteurs (Power Levers) se trouvent dans le cran de la position de vol en croisière (Notch). Les vitesses de rotation des hélices (N_p , exprimées en pourcentage par rapport au régime maximal de rotation) sont stables à 82 % N_p . L'équipage engage le mode de vitesse verticale en réglant la consigne à 1500 ft/min en descente. La vitesse de l'avion augmente.

À 22 h 13 min 01, l'équipage réduit la puissance des moteurs en déplaçant les manettes associées jusqu'à une position intermédiaire entre la puissance minimale en vol (Flight Idle, FI) et le cran de puissance de vol en croisière. La vitesse est de 233 kt toujours en augmentation.

À 22 h 13 min 23, la vitesse de l'avion est de 246 kt, proche de la vitesse maximale en opération (VMO) de 250 kt. L'équipage réduit la puissance des moteurs au minimum possible en vol en positionnant les manettes sur FI (Flight Idle). Les valeurs enregistrées de couple des moteurs diminuent de 30 % jusqu'à une valeur quasi nulle.

L'équipage rapporte avoir alors ressenti de fortes vibrations suivies d'une alarme associée au contrôleur électronique d'hélice (PEC) qui contrôle l'hélice droite.

Les valeurs enregistrées de l'angle de pales de l'hélice droite sont devenues invalides et le paramètre enregistré du PEC de l'hélice droite est passé en mode « *FAULT* ». La vitesse de l'avion atteint une valeur maximale de 247 kt puis diminue.

À 22 h 13 min 35, les manettes de puissances sont légèrement avancées (une dizaine de degrés⁽²⁾) puis ramenées vers FI.

À 22 h 13 min 47, la vitesse de rotation de l'hélice droite augmente de 82 % Np vers 100 % Np. Trois à quatre secondes plus tard, les valeurs enregistrées de position du vérin de changement d'angle de pales de l'hélice droite redeviennent valides et celles du PEC de l'hélice droite montrent la disparition du mode « *FAULT* ».

À 22 h 13 min 54, la valeur du paramètre enregistré lié au générateur de courant alternatif du moteur droit devient « *FAULT* ». L'équipage indique qu'une alarme « #2 ACW GEN »⁽³⁾ apparaît.

À 22 h 14 min 10, pendant trois à quatre secondes, la valeur du paramètre enregistré du PEC de l'hélice droite est de nouveau en mode « *FAULT* » et la vitesse de l'hélice droite augmente jusqu'à 102 % Np puis revient à 100 % Np.

L'équipage indique que l'alarme « *ENG 2 PEC SGL CH* » apparaît.

À 22 h 14 min 21, l'équipage augmente la puissance sur le moteur gauche. Puis, la vitesse de rotation de l'hélice droite diminue jusqu'à 82 % Np.

À 22 h 15 min 23, l'équipage équilibre la puissance des deux moteurs en amenant les deux manettes de puissance à la même position, dans le cran de puissance de vol en croisière. À partir de ce moment, le vol se poursuit normalement. Contrairement à la première partie du vol, les paramètres enregistrés montrent jusqu'à l'atterrissage une différence d'angle de pas d'hélice pour maintenir la même vitesse de rotation d'hélice entre le moteur droit et le gauche, alors que les couples délivrés par les moteurs sont très proches (à 22 h 15 min 28, les couples du moteur 1 et du moteur 2 sont à 94 % pour un angle de pas d'hélice 1 à 38° et un angle de pas d'hélice 2 à 43°). Le pas d'hélice à droite enregistré est de 2° à 5° plus important que celui de l'hélice gauche.

⁽²⁾La plage d'utilisation en vol des manettes de puissance est de 37° (ralenti vol) à 82° (puissance maximum).

⁽³⁾Les ensembles moteur et hélice N°1 et 2 se situent respectivement au niveau de l'aile gauche et droite.

Lors de l'atterrissage, l'équipage rapporte qu'il ressent de légères vibrations. Les enregistrements montrent que l'inversion de poussée n'est pas utilisée. Pendant le roulage jusqu'à l'arrêt des moteurs, des couples différents délivrés par les deux moteurs permettent de maintenir la même vitesse de rotation d'hélice. Le moteur droit délivre 10 % de couple de plus que le moteur gauche. À 22 h 23 min 50, pour un angle de pas d'hélice mesuré à -1° sur chaque moteur et une vitesse de rotation de l'hélice de 71 %, le couple du moteur 2 s'établit à 15 % alors que le couple du moteur 1 s'établit à 5 %.

Après le vol, une équipe de maintenance effectue une lecture des codes de panne du PEC du moteur gauche⁽⁴⁾ et sa remise à zéro. Un essai sur les deux ensembles moteurs/hélices est effectué à la puissance décollage et à la vitesse de rotation hélice de 100 % Np. Il ne met pas en évidence de vibrations ni de fonctionnement anormal. Puis le générateur de courant alternatif du moteur droit est remplacé. Son axe d'entraînement est en effet retrouvé rompu. Un dernier essai de l'ensemble moteur/hélice droits consécutif au changement du générateur est effectué à la puissance ralenti sol avec dévirage⁽⁵⁾ de l'hélice. Les résultats ne montrent rien d'anormal.

Le lendemain, l'aéronef décolle de l'aéroport international de Piarco à destination de l'aéroport international d'Arthur Napoléon Raymond Robinson. Le vol s'effectue normalement. Les paramètres enregistrés sont normaux sans décalage de valeurs entre le moteur gauche et le moteur droit. Lors du roulage à l'atterrissage, l'équipage rapporte un bruit fort de vibration alors qu'il déplace les manettes de puissance de la position ralenti vol vers le ralenti sol. Les enregistrements montrent une diminution du couple des deux moteurs vers zéro alors que l'angle des pales d'hélice s'établit à 1° et la vitesse de rotation des hélices à 71 % Np. La vitesse de rotation de l'hélice droite diminue par rapport à celle de l'hélice gauche et le couple délivré par le moteur droit augmente à nouveau, jusqu'à 27 % de plus que le moteur gauche (31 % contre 4 %). Ensuite, le moteur droit délivre environ 10 % de couple de plus que le moteur gauche jusqu'à son arrêt (Figure 2). L'équipage a indiqué que les vibrations et le bruit disparaissent lorsqu'il met l'hélice droite en drapeau. Aucune alarme n'est apparue en cockpit. L'équipage effectue le roulage vers le parking avec le moteur gauche.

⁽⁴⁾ Les documents de maintenance indiquent que les actions ont été effectuées sur le PEC du moteur gauche. L'enquête n'a pas permis de déterminer s'il s'agit d'une erreur d'écriture ou si les tests ont effectivement été effectués sur le moteur gauche.

⁽⁵⁾ Sortie de la position drapeau.

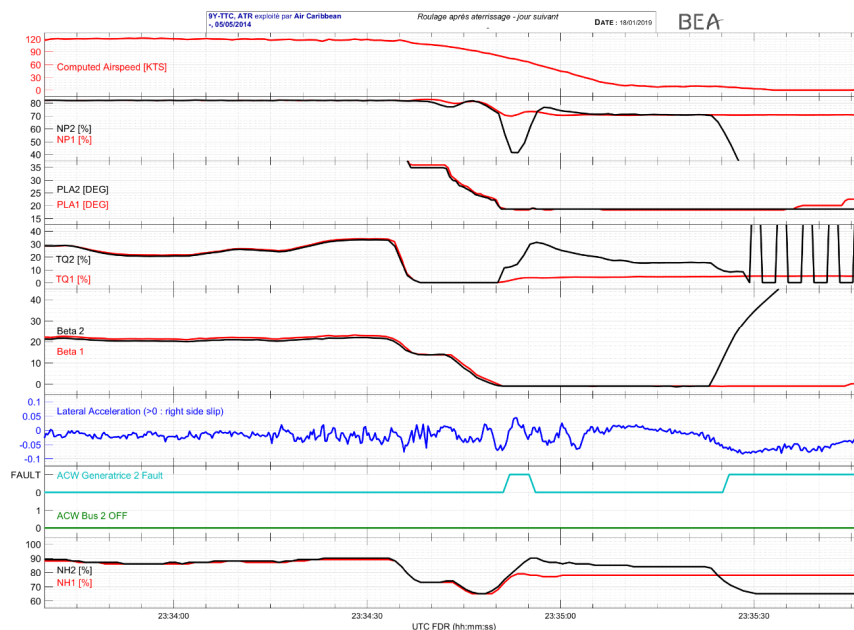


Figure 2 : paramètres enregistrés au QAR lors du roulage à l'atterrissage le 5 mai 2014

À la suite de ce vol, diverses opérations de maintenance sont entreprises.

Un premier essai au sol de l'ensemble moteurs/hélices est effectué au ralenti sol, au ralenti vol et en inversion de poussée. Cet essai ne révèle rien d'anormal.

Les deux PEC sont remis à zéro et le PEC de l'hélice droite est calibré.

Un deuxième essai moteur est interrompu à l'apparition de l'alarme « *FAULT* » sur le PEC de l'hélice droite, pendant le dévirage de l'hélice droite de la position drapeau vers le petit pas sol. Le PEC de l'hélice droite est remplacé et le nouveau calculateur est calibré.

Un troisième essai est interrompu à l'apparition de l'alarme « *FAULT* » sur le PEC de l'hélice droite, pendant le dévirage de l'hélice droite de la position drapeau vers le petit pas sol.

Au cours de tous ces essais, aucune vibration n'a été ressentie par les agents de maintenance.

Le PVM droit (Propeller Valve Module) est remplacé. Un quatrième essai au sol débute, au cours duquel sont testés le ralenti sol, le ralenti vol, une puissance intermédiaire entre le ralenti vol et le décollage à 82 % Np, la puissance décollage à 100 % Np, sans apparition d'alarme ni de vibration anormale ressentie. Lorsque les manettes de puissance sont positionnées en inversion de poussée, des vibrations apparaissent et les moteurs sont immédiatement coupés par l'intermédiaire des manettes de régulation d'hélice.

Après l'arrêt des moteurs, les pales n°1, 2, 5 et 6 de l'hélice droite sont en drapeau alors que les pales n°3 et 4 semblent restées en position inversion de poussée. Le démontage des pales de l'hélice droite met en évidence, entre autres, la rupture du maneton de la pale n°4 ainsi que l'endommagement du plateau de vérin de changement d'angle de pale d'hélice.

1.2 Événements similaires

1.2.1 Événement survenu le 22 mars 2007 à Tenerife à l'ATR 72-212A immatriculé EC-IYC

Cet événement n'a pas fait l'objet d'une enquête par un organisme officiel d'enquête de sécurité.

En vol pendant la phase d'approche finale, l'équipage a ressenti des vibrations importantes. L'alarme PEC *FAULT* est apparue, immédiatement suivie d'une alarme incendie sur le moteur droit et d'une indication de surchauffe de la nacelle. L'équipage a éteint le moteur droit et a activé les extincteurs. L'approche s'est poursuivie en monomoteur.

Le maneton de la pale n°2 de l'hélice droite est retrouvé cassé. Les six oreilles du plateau avant du vérin de changement de pas sont retrouvées déformées.

Avant l'incident, des événements vibratoires avaient été rapportés à la maintenance:

- ❑ des vibrations ont été ressenties par un équipage pendant la descente à vitesse élevée et lorsque les manettes de puissances ont été rapidement déplacées vers le ralenti vol. Ces vibrations ont disparu lorsque la puissance a été augmentée avec un couple moteur supérieur à 15 % ;
- ❑ des vibrations ont été ressenties par un équipage. Elles étaient associées à une alarme transitoire PEC FAULT et une indication SGL CH. Les codes de panne 67 et 68 étaient enregistrés dans les mémoires du PEC ;
- ❑ des équipages ont rapportés des vibrations en croisière et en approche finale lorsque les manettes de puissance étaient rapidement déplacées vers le ralenti vol.

1.2.2 Événement survenu le 4 avril 2012 à Zanzibar à l'ATR 72-212A immatriculé 5H-PWD

Cet événement n'a pas fait l'objet d'une enquête par un organisme officiel d'enquête de sécurité. Cependant, les données contenues dans le QAR ont été préservées et ont pu être analysées.

En vol pendant la phase d'approche, à une vitesse de 247 kt et avec les manettes de puissance positionnées au ralenti vol, l'équipage a ressenti de très importantes vibrations en provenance du moteur droit. Compte tenu de l'apparition d'une alarme basse pression d'huile, l'équipage a décidé d'éteindre le moteur droit. L'approche s'est poursuivie en monomoteur.

Cinq des six manetons des pales de l'hélice droite et les six oreilles du plateau avant du vérin de changement de pas sont retrouvés déformés.

1.2.3 Événement survenu le 7 janvier 2013 au Brésil à l'ATR 72-212A immatriculé PR-TKA

Cet événement n'a pas fait l'objet d'une enquête par un organisme officiel d'enquête de sécurité. Cependant, les données contenues dans le QAR ont été préservées et ont pu être analysées.

Pendant le vol, à une vitesse de 258 kt et au moment où les manettes de puissance ont été positionnées au ralenti vol, d'importantes vibrations sont apparues sur le moteur droit. L'équipage a arrêté le moteur et a poursuivi le vol en monomoteur.

Le maneton de la pale n°6 de l'hélice droite est retrouvé cassé. Une des oreilles du plateau avant de l'hélice droite a été déformée lors du démontage. En conséquence, il n'a pas été possible de déterminer si elle était déjà déformée avant le démontage. Les contrepoids des pales n°1 et 6 sont entrés en contact.

1.2.4 Événement survenu le 27 août 2013 en Tanzanie à l'ATR 72-212A immatriculé 5H-PWG

Cet événement n'a pas fait l'objet d'une enquête par un organisme officiel d'enquête de sécurité. Les données des enregistreurs de vol n'ont pas été préservées.

Pendant le vol, d'importantes vibrations sont apparues sur le moteur droit. L'équipage a arrêté le moteur et a poursuivi le vol en monomoteur.

Le maneton de la pale n°5 de l'hélice droite est retrouvé cassé. Le plateau avant de l'hélice droite n'a pas été déformé. On observe de légères traces d'impact sur le contrepoids de la pale n°5.

1.2.5 Événement survenu le 18 septembre 2013 en Indonésie à l'ATR 72-212A immatriculé PK-WFV

Cet événement fait l'objet d'une enquête des autorités indonésiennes. Les données contenues dans le QAR et le CVR ont été préservées et ont pu être analysées.

Pendant la descente, à une vitesse de 251 kt, au moment où l'équipage a positionné les manettes de puissance sur la position ralenti vol, d'importantes vibrations sont apparues sur le moteur droit. L'équipage rapporte que les instruments moteurs indiquaient des valeurs normales, qu'il a eu des difficultés à identifier l'hélice concernée et que les vibrations augmentaient quand il réduisait la puissance. Les vibrations se sont poursuivies jusqu'à la mise en drapeau de l'hélice et l'arrêt du moteur droit, après l'atterrissage. Les enregistrements montrent que l'équipage a utilisé l'inversion de poussée des deux hélices lors de l'atterrissage.

Deux attaches du moteur droit ainsi que l'arbre d'entraînement du générateur de courant alternatif du moteur droit sont retrouvés rompus.

Le maneton de la pale n°5 de l'hélice droite est retrouvé cassé. Les autres manetons des pales de l'hélice droite et les oreilles du plateau avant du vérin de changement de pas sont retrouvés déformés. On observe des traces d'impact sur le contrepoids des pales n°2, 3, 4, 5 et 6. Les contrepoids des pales n°2 et 3 sont entrés en contact.

Aucune vibration anormale n'avait été rapportée par les équipages et aucun code de panne du PEC de l'hélice droite n'avait été observé par la maintenance dans les six mois précédant l'incident du 18 septembre 2014.

1.2.6 Événement survenu le 30 novembre 2014 en Suède à l'ATR 72-212A immatriculé SE-MDB

Cet événement a fait l'objet d'une enquête des autorités suédoises. Les données contenues dans le QAR et le CVR ont été préservées et ont pu être analysées. Le SHK a publié le rapport final⁽⁶⁾. L'enquête n'a pas permis de déterminer la cause des vibrations. Une recommandation a néanmoins été adressée à l'AESA⁽⁷⁾.

⁽⁶⁾https://www.havkom.se/assets/reports/RL2011_08e.pdf

⁽⁷⁾Voir § 1.8.9.

Pendant la descente, à une vitesse de 250 kt et au moment où les manettes de puissance ont été positionnées au ralenti vol, l'équipage a ressenti de légères vibrations dont l'intensité a augmenté progressivement jusqu'à un niveau très élevé. L'équipage avait alors des difficultés à lire ses instruments et le personnel navigant commercial à se déplacer en cabine. Dans un premier temps, l'équipage a mis en drapeau l'hélice du moteur gauche puis, ne ressentant pas d'amélioration, l'a dévirée. Dans un second temps, l'hélice droite a été mise en drapeau, les vibrations ont cessé et le moteur droit a été arrêté.

Le carter de compresseur du moteur droit est retrouvé fendu sur 180° et des dégâts sont observés sur les amortisseurs des attaches du moteur. L'arbre d'entraînement du générateur de courant alternatif du moteur droit est retrouvé rompu.

Le maneton de la pale n°2 de l'hélice droite est retrouvé cassé. Les oreilles du plateau avant du vérin de changement de pas sont retrouvées déformées. Les contrepoids des pales n°1 et 2 sont entrés en contact.

Un questionnaire a été envoyé aux pilotes de la compagnie aérienne pour savoir s'ils avaient déjà ressenti des vibrations anormales sur l'aéronef SE-MDB. Certains pilotes ont rapporté n'avoir jamais ressenti de vibration anormale. Huit pilotes ont rapporté avoir ressenti des vibrations anormales, dans les conditions décrites dans le tableau ci-après :

Intensité des vibrations	Phase de vol	Vitesse	Puissance	Disparition des vibrations
Faibles	Descente	240-250 kt	Ralenti vol	Couple moteur > 10 % ou vitesse < 220-230 kt
Anormales	Descente	Proche 250 kt	Ralenti vol	Augmentation de puissance
Importantes sur une hélice	En approche à vue (descente)	240-250 kt	Ralenti vol	Augmentation légère de la puissance
Légères	Descente	240 kt	Ralenti vol	Augmentation légère du couple moteur
Anormales	Descente (2000-3000 ft/min)	Proche 250 kt	Ralenti vol	Augmentation de puissance et diminution du taux de descente
Anormales	Approche sur le glide (1500-2000 ft/min)	240-245 kt	Proche ralenti vol	Augmentation légère du couple moteur et diminution du taux de descente
Anormales	Descente	Proche 250 kt	Ralenti vol	Augmentation de puissance et diminution du taux de descente
Anormales	Descente	Supérieure à 240 kt	Ralenti vol	Couple moteur > 5 % sur moteur droit

Certains de ces pilotes ont également rapporté avoir informé régulièrement la maintenance de ces vibrations et avoir effectué des vols avec des agents de maintenance dans le poste de pilotage pour observer le problème.

Dans le cadre de l'enquête, un enquêteur de SHK a participé en tant qu'observateur à un vol de Bromma vers l'aéroport de Visby. Le vol a été effectué sur un avion de même type, immatriculé SE-MDC. L'objectif de ce vol était de se familiariser avec l'environnement opérationnel dans le poste de pilotage. Après le décollage de Bromma et pendant la montée vers l'altitude de croisière, de faibles vibrations ont été ressenties. Elles provoquaient des mouvements de palonnier. Lors de la descente vers Visby, avec les manettes de puissance au ralenti vol, les vibrations ont augmenté en intensité lorsque la vitesse s'est approchée de 245 kts. À ce moment, les vibrations pouvaient être ressenties au niveau des pieds en contact avec les palonniers et au niveau des cloisons sur les côtés jusqu'à la porte du poste de pilotage. Les vibrations ont cessé lorsque les manettes de puissance ont été légèrement avancées et lorsque le couple moteur a augmenté vers une valeur de l'ordre de 7-8 %.

L'exploitant a tenté de résoudre le problème en effectuant un équilibrage des hélices, sans succès. Les pales d'hélice ont été démontées pour vérifier leur équilibrage. Un jeu au niveau des roulements à lame des manetons de pied de pale a été observé. Les roulements ont été remplacés et les vibrations ont disparu.

1.2.7 Étude comparative (voir tableaux annexe 1)

Des événements similaires sont survenus à des ATR72-212A équipés des hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, constructeur UTAS.

Les tableaux comparatifs en annexe 1 mettent en évidence les éléments suivants :

- ❑ les événements vibratoires sont survenus sur l'hélice droite, à une vitesse proche de la VMO (250 kt) avec les manettes de puissance en position ralenti vol ;
- ❑ les incidents sont survenus à partir de 2007 ;
- ❑ le temps d'utilisation des hélices est variable, entre 4 350 et 10 037 heures, pour un potentiel maximum de 10 500 heures ;
- ❑ dans un cas, deux attaches du moteur droit sont retrouvées rompues. Dans un autre cas, le carter de compresseur du moteur droit est retrouvé fendu sur 180° et des dégâts sont observés sur les amortisseurs des attaches du moteur ;
- ❑ sur 42 manetons, on en observe cinq avec des indications, dix fissurés, quinze fléchis, six rompus et un normal. Ces dommages, généralement associés à une déformation du plateau avant du vérin de changement de pas, ont pour origine des efforts importants entre les plateaux et les manetons, supérieurs au dimensionnement des pièces ;
- ❑ les fissures ou facies de rupture présents sur certains des manetons sont caractéristiques d'efforts cycliques importants dans deux directions opposées. Ces efforts sont engendrés lors d'interactions avec les plateaux avant et arrière ;
- ❑ dans la moitié des cas, l'arbre de transmission du générateur de courant alternatif s'est rompu ;
- ❑ dans deux cas, lors du passage en drapeau, il a été mis en évidence l'apparition d'une interaction entre les contrepoids de deux pales adjacentes. Une pale s'est bloquée en rotation et la séquence de passage en drapeau s'est momentanément arrêtée. Puis elle s'est poursuivie après la rupture du maneton de la pale bloquée ou une importante déformation de l'oreille du plateau en contact avec le maneton de cette pale ;
- ❑ dans cinq cas, l'alarme PEC2 FAULT a été déclenchée. Dans un cas, elle ne s'est pas déclenchée et dans un cas il n'a pas été possible de le déterminer. Lorsque connu, les codes de pannes associés étaient les codes 67 et 68⁽⁸⁾.

⁽⁸⁾Voir § 1.8.4, le capteur de position d'angle de pale d'hélice.

1.3 Tués et blessés

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune
Membres d'équipage	-	-	3
Passagers	-	-	68
Autres personnes	-	-	-

1.4 Dommages à l'aéronef

Les dommages sont limités au système de régulation d'hélice et à l'arbre de transmission de la génératrice de courant alternatif du moteur droit.

Après le vol du 4 mai, l'axe d'entraînement du générateur de courant alternatif du moteur droit est retrouvé rompu.

Après le vol du 5 mai et les essais effectués par la maintenance, les pales n°3 et n°4 de l'hélice droite sont dans une position correspondant à l'inversion de poussée alors que les quatre autres pales sont en drapeau. La pale n°4 de l'hélice droite tourne librement autour de son axe. Le démontage des pales de l'hélice droite met en évidence la rupture du maneton de la pale n°4 (Figure 3) ainsi que l'endommagement du plateau de vérin de changement d'angle de pale d'hélice (Figure 4).

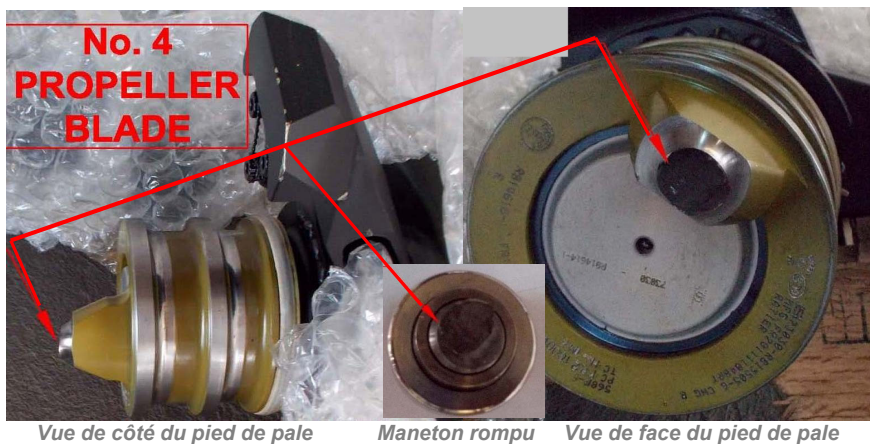


Figure 3 : pied de pale n°4 de l'hélice droite

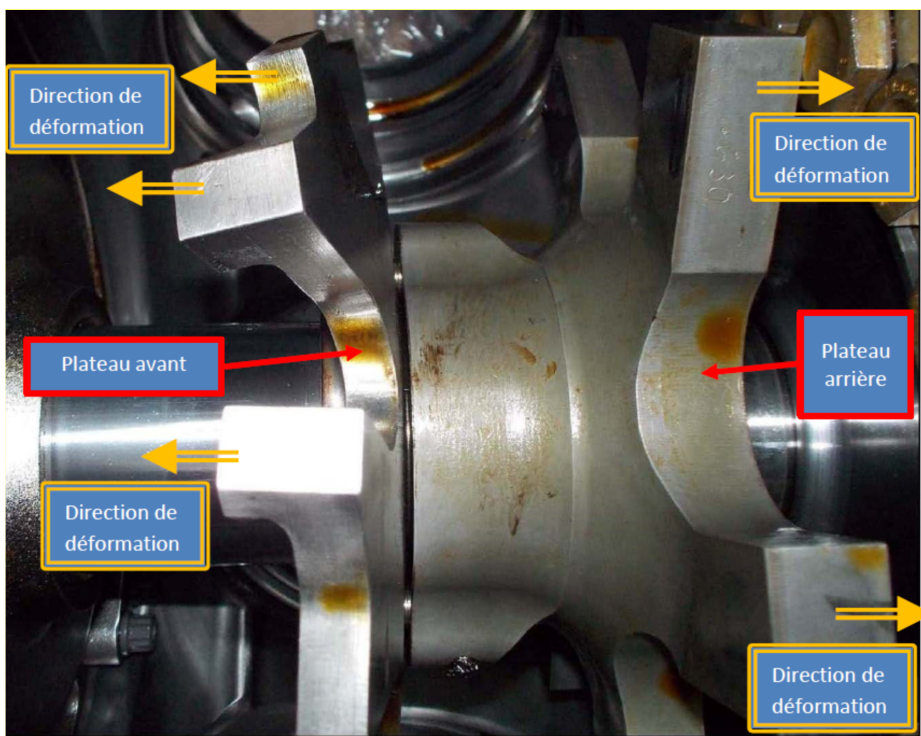


Figure 4 : vérin de changement de pas de l'hélice droite

Une fuite d'huile a également été observée au niveau du rotor haute pression du moteur droit ce qui a rendu nécessaire son remplacement.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

1.5.1 Cellule

Constructeur	ATR (Avions de Transport Régional)
Type	ATR72-212A (nom commercial ATR72-600)
Numéro de série	989
Immatriculation	9Y-TTC
Mise en service	Août 2012
Utilisation au 5 mai 2014	2 915 heures de vol et 6 842 cycles

1.5.2 Moteurs

Constructeur : Pratt et Whitney (Canada).

Type : PW127M.

1.5.3 Hélices

Constructeur : Hamilton Sundstrand (UTAS).

Type : 568F-1.

Informations concernant l'hélice du moteur droit :

	Hélice	PVM
Référence (P/N)	815500-3	C146440-2
Numéro de série (S/N)	FR20111158	1328
Date d'installation	Août 2012	Août 2012
Temps total de fonctionnement	2 915 heures et 6 842 cycles	2 915 heures et 6 842 cycles
Temps de fonctionnement depuis la révision générale	Pas de maintenance depuis la mise en service	Pas de maintenance depuis la mise en service

	PEC	Vérin de changement de pas
Référence (P/N)	816332-5-401	815585-7
Numéro de série (S/N)	11030017	2011100012
Date d'installation	Août 2012	Août 2012
Temps total de fonctionnement	2915 heures et 6842 cycles	2915 heures et 6842 cycles
Temps de fonctionnement depuis la révision générale	Pas de maintenance depuis la mise en service	Pas de maintenance depuis la mise en service

	Référence (P/N)	Numéro de série (S/N)
Pale n°1	R815505-6	FR201111020RT
Pale n°2	R815505-6	FR201111032RT
Pale n°3	R815505-6	FR201111046RT
Pale n°4	R815505-6	FR201111048RT
Pale n°5	R815505-6	FR201111049RT
Pale n°6	R815505-6	FR201111052RT

1.5.4 Description du système hélice

Le système hélice (voir annexes 2, 3 et 4) est composé des éléments principaux suivants :

- un vérin de changement de pas d'hélice (pitch change actuator) ;
- un tube de transfert d'huile (oil transfert tube) ;
- un module de vanne d'hélice (PVM) ;
- un contrôleur électronique d'hélice (PEC) ;
- une pompe hydraulique principale
- une pompe hydraulique auxiliaire de mise en drapeau d'hélice (auxiliary feathering pump) ;
- un régulateur de survitesse (overspeed governor) ;
- six pales ;
- un moyeu d'hélice (hub) ;
- un cône d'hélice (spinner);
- une cloison (bulkhead).

1.5.4.1 Vérin de changement de pas

Le vérin de changement de pas (voir annexes 3, 5 et 6) fait partie de l'ensemble rotatif de l'hélice. Il convertit la pression hydraulique fournie par le PVM en un mouvement axial qui modifie l'angle des pales (voir annexe 7). Il renvoie via le tube de transfert et le PVM une valeur mesurée d'angle de pale au PEC qui ferme la boucle d'asservissement du pas d'hélice.

Le vérin est composé des éléments principaux suivants :

- un piston ;
- des plateaux avant et arrière (Forward and Aft plates) ;
- un arbre d'étrier (yoke shaft) reliant les plateaux et le piston ;
- un bras anti couple ;
- un dôme.

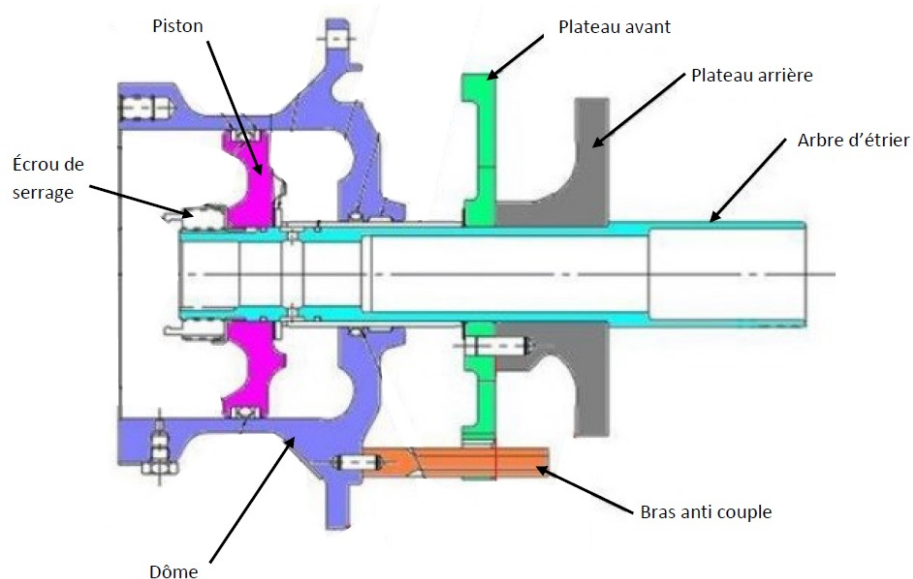


Figure 5 : vérin de changement de pas

Pour diminuer le pas de l'hélice, le module de vanne d'hélice commande une augmentation de la pression de petit pas. Cette pression est transmise à la chambre de petit pas au travers du tube de transfert. Le piston de vérin se déplace vers l'avant de l'avion. Les plateaux liés au piston par l'arbre d'étrier se déplacent également vers l'avant. Chaque maneton de pale est entraîné par les plateaux et fait tourner chacune des pales vers un angle de pas plus petit.

Pour augmenter le pas de l'hélice, le module de vanne d'hélice commande une augmentation de la pression de grand pas. Cette pression est transmise à la chambre de grand pas au travers du tube de transfert. Le piston de vérin se déplace vers l'arrière de l'avion. Les plateaux liés au piston par l'arbre d'étrier se déplacent également vers l'arrière. Chaque maneton de pale est entraîné par les plateaux et fait tourner chacune des pales vers un angle de pas plus grand.

Le plateau de vérin arrière, soumis à la plupart des charges pendant le vol, est plus épais que le plateau avant.

Le pas de l'hélice, appelé β ⁽⁹⁾, évolue entre un maximum de $78,5^\circ$ (position drapeau) et un minimum de -14° (position inversion de poussée).

La valeur d'angle maximale en drapeau est une butée physique du vérin vers l'arrière de l'avion alors que la valeur minimale en inversion de poussée est une limite vers l'avant, programmée dans le PEC et définie par le constructeur.

En cas d'action sur les PL ⁽¹⁰⁾ ou de modification de sélection de vitesse d'hélice par les pilotes, le taux de variation de pas est optimisée par le PEC afin de limiter les variations de vitesse d'hélice.

Enfin, en cas de commande de mise en drapeau, le taux d'augmentation de pas est de 20° par seconde. Ce taux, lié au débit de la pompe hydraulique principale, peut être réduit lorsque la vitesse d'hélice diminue.

⁽⁹⁾ Terme technique utilisé par le constructeur pour l'angle de pas d'hélice ou d'une pale.

⁽¹⁰⁾ Voir § 1.5.5.2.

1.5.4.2 Tube de transfert d'huile

Le tube de transfert d'huile⁽¹¹⁾ fournit la pression d'huile d'alimentation du PVM au piston du vérin de changement de pas. Il est installé en passant par l'avant du vérin de changement de pas, à travers la boîte de réduction et jusqu'à l'intérieur du PVM.

⁽¹¹⁾Voir annexe 3.

1.5.4.3 Module de vanne d'hélice (PVM)

Le PVM⁽¹²⁾ est monté sur le côté arrière de la boîte de réduction, dans l'axe de l'hélice. Il fait partie du système de contrôle de l'hélice. Sa fonction est en particulier de mesurer et transmettre l'angle de pas d'hélice au PEC et de fournir la pression hydraulique désirée au vérin de changement de pas via le tube de transfert.

⁽¹²⁾Voir annexes 3 et 4.

Le PVM est composé des éléments principaux suivants :

- vanne électrohydraulique (EHV);
- vanne de protection ;
- capteur d'angle de pas d'hélice via le levier de retour d'angle de pale (RVDT) ;
- solénoïde de mise en drapeau ;
- solénoïde de butée secondaire de petit pas d'hélice (SLPS).

1.5.4.4 Contrôleur électronique d'hélice (PEC)

Le PEC est un calculateur composé de deux cartes électroniques isolées fonctionnellement (chaîne primaire et de secours). Il assure l'asservissement du système de changement de pas d'hélice.

Les quatre fonctions du PEC sont les suivantes :

- contrôle de la vitesse de l'hélice ;
- contrôle de l'angle de pas d'hélice en mode beta⁽¹³⁾ ;
- synchronisation des hélices entre les moteurs gauche et droit (le moteur gauche est maître et le moteur droit esclave) ;
- gestion de la mise en drapeau et du dévirage d'hélice.

⁽¹³⁾Voir § 1.5.6.

Le PEC est dimensionné de sorte que la valeur minimale de la fréquence de calcul de son courant de sortie est de 87,4 Hz.

1.5.4.5 Pompe hydraulique

La pompe principale est montée et entraînée par la boîte de réduction du moteur. Elle fournit au PVM l'huile à une pression de 1 000 psi.

La pompe de mise en drapeau (pompe auxiliaire) se trouve sur la face avant droite de la boîte de réduction. Elle utilise sa propre réserve d'huile provenant de la boîte de réduction. Cette huile n'est pas utilisée par la pompe principale et est suffisante pour la mise en drapeau. Le moteur de la pompe auxiliaire a un cycle de fonctionnement de trente secondes en marche. Il doit être conservé dix minutes à l'arrêt (temps de refroidissement) avant toute nouvelle sollicitation.

1.5.4.6 Régulateur de survitesse

Le régulateur de survitesse est une unité hydromécanique qui apporte une protection supplémentaire au système d'hélice. Il n'est pas utilisé dans des conditions normales de fonctionnement d'hélice. Il est monté sur la pompe hydraulique principale et entraîné par la boîte de réduction du moteur.

En cas de défaillance du PEC, il régule mécaniquement la vitesse de l'hélice afin d'éviter toute survitesse hélice. En vol, lorsque la vitesse de l'hélice dépasse 102,5 % N_p , le régulateur augmente le pas d'hélice afin de diminuer sa vitesse. Au sol, lorsque le levier de puissance est positionné en dessous du ralenti vol, la régulation s'effectue à partir de 118 % N_p afin de permettre la transition en inversion de poussée.

1.5.4.7 Pales d'hélice

Les pales d'hélice sont fixées au moyeu d'hélice par deux roulements situés au niveau du pied de pale, ce qui leur permet de pivoter autour de leur axe principal⁽¹⁴⁾. Les manetons excentrés situés à l'extrémité de chaque pied de pale sont positionnés entre les deux plateaux du vérin de changement de pas. Le déplacement de ces deux plateaux permet de faire varier le pas de toutes les pales de manière identique⁽¹⁵⁾.

Un contrepoids, fixé par un bras en acier en pied de pale, crée autour de l'axe de pale un moment généré par la vitesse de rotation de l'hélice. Il tend à faire pivoter la pale vers un pas plus grand, en opposition au moment des charges aérodynamiques.

Tant que l'aéronef reste dans l'enveloppe de vol, la somme du moment des contrepoids est généralement supérieure à celle des forces aérodynamiques et d'inertie des pales. Elle fait alors pivoter les pales vers le « *grand pas* ». Lorsque la vitesse de rotation de l'hélice diminue, les forces centrifuges générées par les contrepoids diminuent plus rapidement que les forces aérodynamiques : le pas et la vitesse de rotation de l'hélice se stabilisent à une position d'équilibre lorsque les moments s'équilibrent.

En cas de perte de pression hydraulique, le PVM et le vérin de changement de pas ne peuvent plus contrôler l'hélice. L'ensemble des contrepoids est alors dimensionné pour éviter toute condition dangereuse. Il vise à empêcher toute survitesse potentiellement dommageable à l'hélice et toute traînée importante qui pourrait être engendrée par un angle de pas d'hélice inférieur au minimum en vol. Cette conception n'exige ni ne garantit que les manetons de pale l'hélice restent appuyés contre le plateau arrière du vérin de changement de pas pendant tout le vol, en particulier à la vitesse de rotation réduite de l'hélice de 82 % N_p qui est utilisée pendant la majeure partie du vol.

⁽¹⁴⁾Voir annexes 8 et 9.

⁽¹⁵⁾Voir annexe 6.

1.5.5 Description des commandes du système hélice

1.5.5.1 Sélecteur de puissance

PWR MGT PANEL

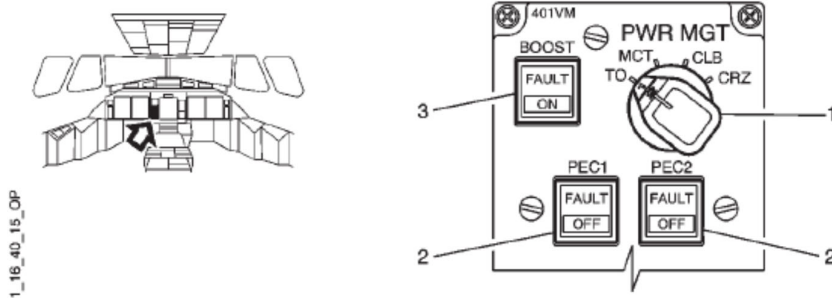


Figure 6 : sélecteur de puissance
(Panneau de gestion de la puissance – Power Management Panel)

Le moteur fournit à l'hélice une puissance dépendante de la position de la manette de puissance. Le niveau de puissance est sélectionné par l'équipage à l'aide du sélecteur de puissance (Figure 7). La puissance délivrée par le moteur est calculée comme le produit de deux valeurs fournies par des capteurs situés dans la boîte de réduction d'hélice : la vitesse de rotation de l'hélice (N_p) et le couple (TQ) entre la boîte de réduction et la turbine.

PWR MGT SELECTOR

LINE A : One engine out operation

LINE B : Normal TO or MCT

LINE C : CLB

LINE D : CRZ

Note : *Sensible sector designed to allow fix throttle engine control.*

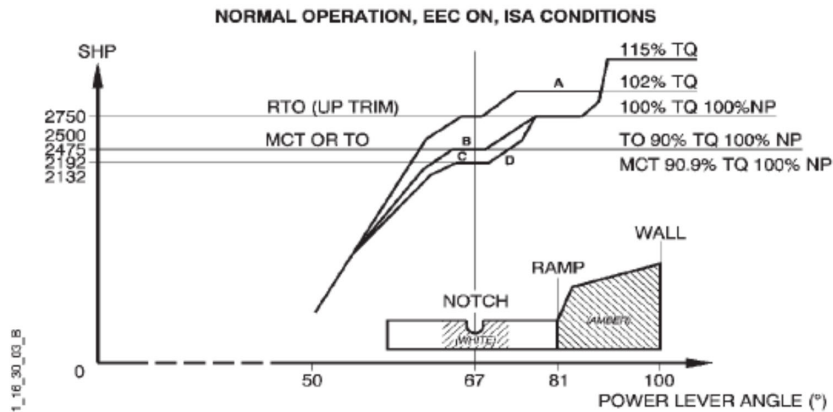


Figure 7 : courbe [puissance / position manette de puissance] en fonction de la sélection de loi de puissance

Lorsque la manette de puissance est située dans le cran du secteur blanc (Notch), la puissance délivrée est respectivement la suivante :

- 2 475 SHP en mode TO (décollage) ;
- 2 500 SHP en mode MCT (puissance continue maximale) ;
- 2 192 SHP en mode CLB (montée) ;
- 2 132 SHP en mode CRZ (croisière).

Le début du secteur ambre situé au niveau de la rampe (ramp) est utilisé en remise de gaz ou au décollage en cas de dysfonctionnement du système automatique de commande de puissance de décollage (ATPCS). À cette position de manette, la puissance délivrée est 100 % TQ indépendamment du mode de puissance sélectionné.

1.5.5.2 Manettes de puissance

Ces manettes commandent la puissance de chaque moteur. Chaque manette de puissance est reliée mécaniquement à l'unité hydromécanique qui contrôle le débit carburant du moteur (HMU) et au PVM⁽¹⁶⁾. En vol, la plage d'utilisation varie de la puissance maximum d'urgence (butée avant) jusqu'au ralenti vol (FI). Lorsque l'aéronef est en vol, une butée mécanique liée à la position des amortisseurs du train d'atterrissage empêche les manettes de passer sous le ralenti vol.

⁽¹⁶⁾Voir § 1.5.4.3.

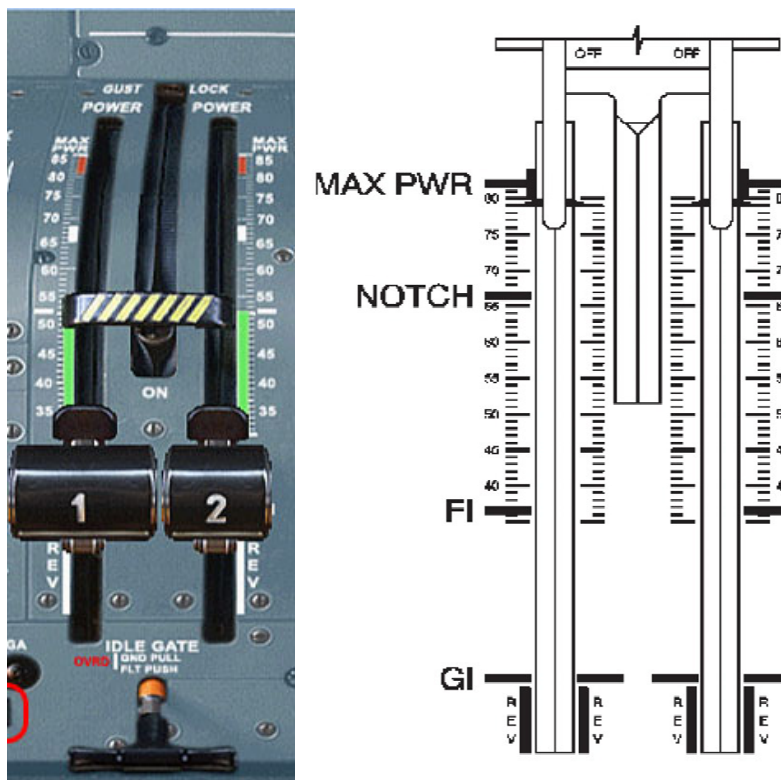


Figure 8 : plage d'utilisation des manettes de puissance – vue de dessus

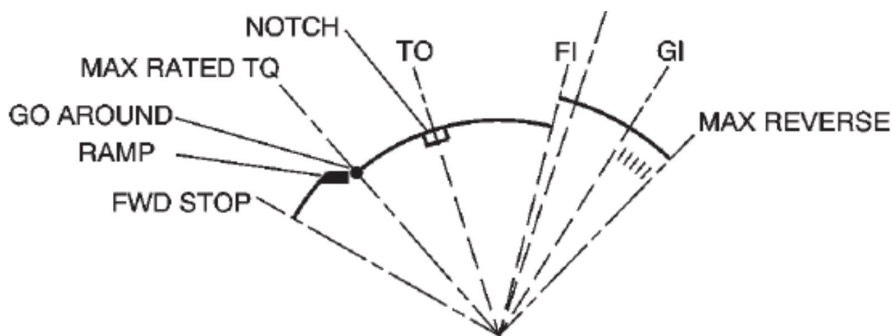


Figure 9 : plage d'utilisation des manettes de puissance – vue de côté

1.5.5.3 Manettes de régulation d'hélice

Les manettes de régulation (CL) commandent le passage en drapeau (FTR) et la coupure carburant des moteurs (FUEL SO) et régulent la vitesse de rotation des hélices. En position « *AUTO* » la vitesse de rotation d'hélice est régulée en fonction du sélecteur de puissance⁽¹⁷⁾. En position « *100 % OVRD* », la vitesse de rotation de l'hélice est fixée à 100 % Np.

⁽¹⁷⁾Voir §1.5.5.1.

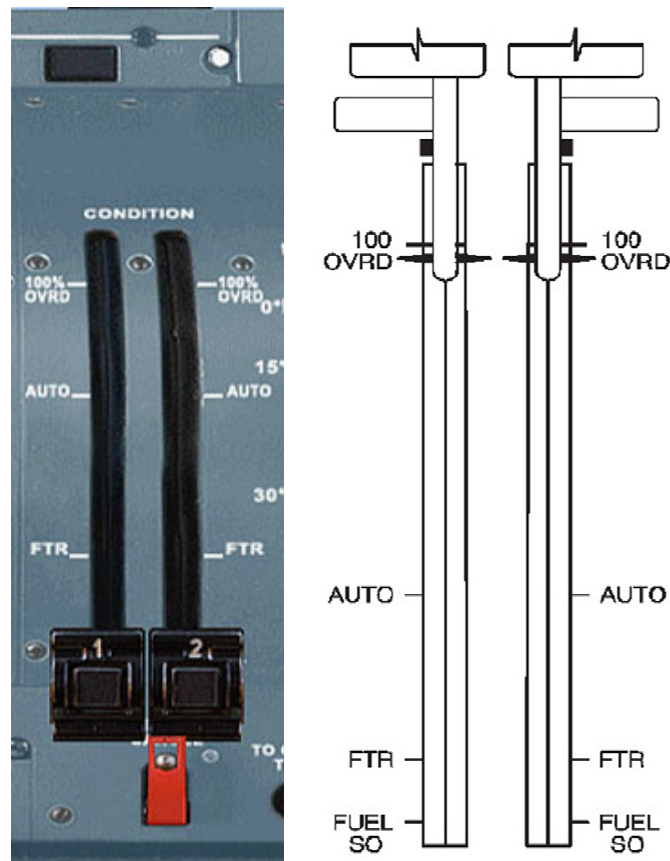


Figure 10 : positions des manettes de régulation – vue de dessus

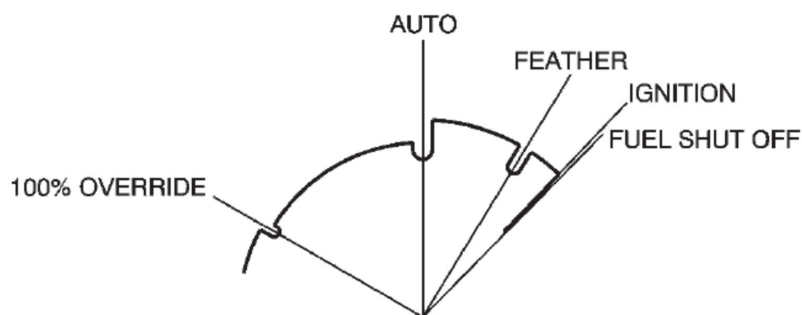


Figure 11 : positions des manettes de régulation – vue de côté

1.5.6 Description du fonctionnement du système hélice

La vanne électrohydraulique (EHV) du PVM dirige le flux d'huile à travers la vanne de protection jusqu'au vérin de changement de pas⁽¹⁸⁾. Le PEC envoie un signal électrique à l'EHV qui réagit en dirigeant la pression d'alimentation soit vers la chambre de « *grand pas* » (coarse pitch chamber) soit vers la chambre de « *petit pas* » (fine pitch chamber) situées de part et d'autre du piston du vérin de changement de pas. L'huile non utilisée est renvoyée vers la boîte de réduction où elle est filtrée puis renvoyée vers la « *bâche moteur* ». L'intensité du courant envoyé à l'EHV détermine la variation d'angle de pale.

La vanne de protection se déplace de manière axiale pour augmenter l'angle de pale d'hélice dans les cas suivants :

- mise en drapeau ;
- survitesse de l'hélice ;
- protection de petit pas d'hélice en vol.

En cas de panne des deux chaînes du PEC, les procédures d'exploitation prévoient que l'équipage désactive le PEC. L'EHV n'étant plus alimenté électriquement, la pression est dirigée vers la chambre de « *petit pas* ». La vitesse de l'hélice est alors régulée directement par le régulateur de survitesse.

1.5.6.1 Régulation de la vitesse hélice en vol

En vol, le solénoïde de butée secondaire de petit pas d'hélice (SLPS) est ouvert afin d'éviter des valeurs de pas d'hélice en vol inférieures à 13°. Le système de régulation recherche l'angle de pas optimal pour maintenir une NP constante dans une atmosphère toujours en évolution. La vitesse cible de l'hélice dépend de la sélection du mode de puissance et de la position de la manette de régulation d'hélice :

- Avec la manette de régulation sur « *AUTO* » :
 - 82 % Np (984 RPM) sélecteur de puissance sur CLB ou CRZ ;
 - 100 % Np (1 200 RPM) sélecteur de puissance sur TO et MCT ;
- Avec la manette de régulation sur « *100 % OVRD* » :
 - 100 % Np (1 200 RPM) quelle que soit la position du sélecteur de puissance.

1.5.6.2 Régulation du pas d'hélice au sol

En mode beta, l'hélice n'est plus régulée en vitesse. Ce mode est engagé au sol ou en mode dégradé en vol (perte de régulation de l'hélice en vitesse). Le pas de l'hélice n'est plus fonction des moments de torsion et de la puissance du moteur. L'angle de pale suit des valeurs définies dans le logiciel du PEC :

- pendant le roulage et l'inversion de poussée, la position des manettes de puissance détermine un niveau de puissance délivrée ;
- lorsque les manettes de puissance sont au-delà du ralenti vol, l'angle des pales dépend de la vitesse air afin de limiter la traînée qui pourrait être engendrée par une défaillance du moteur (Figure 12).

⁽¹⁸⁾Voir annexe 5.

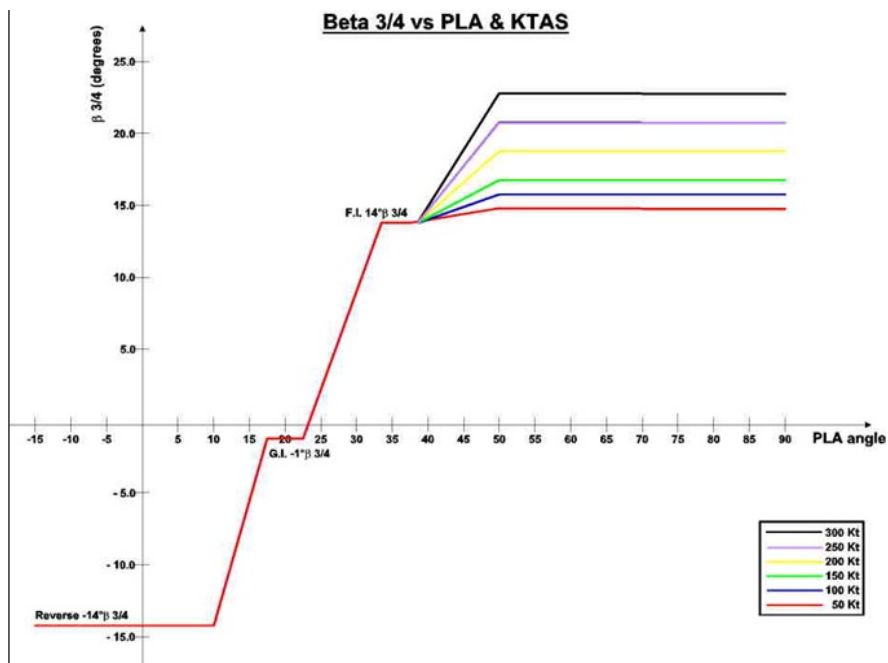


Figure 12 : beta $\frac{3}{4}$ en fonction de la vitesse air (KTAS) et de la position de la manette de puissance (PLA)

1.5.7 Générateur de courant alternatif non régulé en fréquence (ACW)

Le système de production de courant alternatif non régulé en fréquence est composé de deux générateurs, chacun situé sur un moteur et entraîné par le réducteur de l'hélice. Chaque générateur fonctionne normalement lorsque la vitesse de rotation de l'hélice est supérieure à 66 % Np.

Deux bus principaux, ACW BUS 1 et 2, font partie du réseau de distribution électrique ACW.

Le bus ACW 1 est normalement alimenté par le générateur du moteur gauche, le bus ACW 2 par celui du moteur droit. En cas de panne d'un générateur, les deux bus sont alimentés par le générateur restant.

1.5.8 Informations issues du manuel d'utilisation de l'avion émis par ATR

Le manuel d'utilisation de l'avion à l'attention des équipages de conduite (FCOM) décrit en particulier les performances en descente et les procédures à suivre et les alarmes associées en cas de panne liée au PEC et au générateur de courant alternatif.

Au moment des incidents, il n'existait pas de procédure spécifique à l'apparition de fortes vibrations d'hélice en vol. Le manuel contenait toutefois une procédure d'urgence en cas d'incendie ou d'endommagement important d'un moteur en vol.

1.5.8.1 Performances en descente

Trois tableaux de performances en descente sont décrits dans le FCOM. Ces tableaux correspondent à des vitesses de descente de 200, 220 et 240 kt, pour un avion en configuration lisse et à une masse de référence de 15 000 kg.

Deux types de descente sont proposés : vitesse verticale constante et angle de trajectoire constant.

1.5.8.2 Présentation générale du fonctionnement des alarmes en poste

L'aéronef est équipé d'un système d'alerte (FWS Flight Warning System). Ce système génère des alarmes sonores et visuelles.

L'alarme Master Warning (MW) et l'alerte Master Caution (MC) provoquent respectivement l'allumage des voyants clignotants rouge et ambre situés devant chaque pilote et un signal sonore de type continu (CRC)⁽¹⁹⁾ et simple (SC)⁽²⁰⁾.

Un message d'alerte (Figure 13) sur l'écran central des paramètres moteur et des alarmes sur l'EWD guident l'équipage dans la gestion de l'alerte. Ce message se présente de la manière suivante :

- le nom de l'alerte en fenêtre gauche ;
- la procédure à suivre en fenêtre droite ;
- l'état du système concerné par l'alerte sous la fenêtre de procédure.

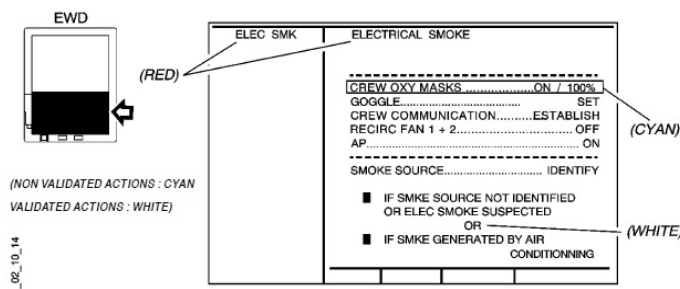


Figure 13 : exemple d'affichage d'alerte sur l'EWD

D'autres alarmes sonores indépendantes du déclenchement de l'alarme MW, de l'alerte MC et de l'EWD peuvent se déclencher :

- décrochage (cricket) ;
- survitesse VMO, VFE ou VLE (clacker) ;
- déconnexion du PA (cavalry charge) ;
- déplacement du trim (whooler).

Enfin, des voyants d'alarme locales liées aux systèmes et indépendantes du FWS peuvent s'allumer. Elles reflètent l'état réel du système et ne s'éteignent que lorsque ce dernier est revenu à un fonctionnement normal.

⁽¹⁹⁾Continuous Repetitive Chime.

⁽²⁰⁾Single Chime.

1.5.8.3 Procédures prévues en cas de panne associée au PEC

Anomalie sur la chaîne primaire ou de secours d'un PEC

Lorsqu'une anomalie est détectée sur la chaîne primaire ou de secours d'un PEC, les alarmes suivantes apparaissent :

- clignotement des boutons MC ;
- alarme sonore de type SC ;
- affichage du message ENG 1(2) PEC SGL CH de couleur ambre sur l'EWD ;
- SGL CH de couleur ambre apparait sur l'écran central des paramètres moteur (Figure 14).

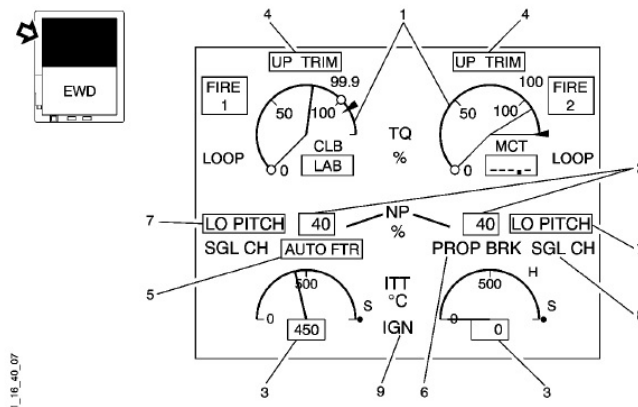


Figure 14 : affichage de SGL CH (8) sur l'écran des paramètres moteurs

Aucune action de l'équipage n'est requise. La procédure associée précise qu'il ne faut pas redémarrer en vol le PEC concerné et qu'il faut anticiper une panne du PEC à l'atterrissage. Dans ce cas, il est précisé de ne pas déplacer les manettes de puissance sous la position ralenti vol avant que le train avant ne soit en contact avec le sol et de ne pas utiliser l'inversion de poussée du moteur concerné.

Panne d'un PEC

Lorsqu'une anomalie est détectée sur les deux ensembles primaires et secours, le PEC passe en mode « PEC FAULT ». Si des valeurs de beta incorrectes ont été détectées sur les deux ensembles primaires et secours, le PEC continue de fonctionner dans un mode de fonctionnement alternatif tant qu'il n'est pas éteint par l'équipage.

Les alarmes suivantes apparaissent :

- clignotement des boutons MC ;
- alarme sonore de type SC ;
- affichage du message ENG 1(2) PEC de couleur ambre sur l'EWD ;
- allumage du bouton poussoir du PEC de couleur ambre sur le panneau central (Figure 15).

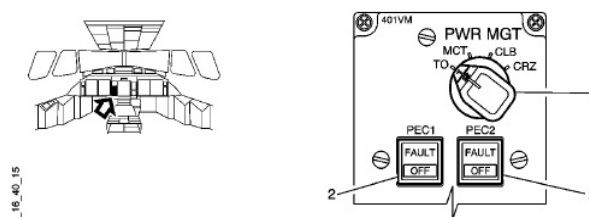


Figure 15 : boutons poussoir des PEC (2) sur le panneau central

La procédure à suivre par l'équipage est la suivante :

- ❑ effectuer une remise de gaz si la hauteur est inférieure à 400 ft ;
- ❑ mettre la manette CL⁽²¹⁾ de l'hélice concernée en position 100 % OVRD⁽²²⁾ ;
- ❑ redémarrer le PEC concerné ;
- ❑ si la panne de PEC disparaît, l'équipage remet la manette CL en position « AUTO » et poursuit son vol ;
- ❑ si la panne de PEC persiste, l'équipage éteint le PEC concerné et évite les mouvements brusques sur la manette de puissance du moteur concerné. Avant l'atterrissage, les deux manettes CL sont positionnées sur 100 % OVRD et l'inversion de poussée n'est pas utilisée.

(21) Voir §1.5.5.3.

(22) Afin de minimiser les variations de vitesse de rotation de l'hélice lorsque le PEC est redémarré.

Il est précisé que l'équipage doit s'attendre à ce que la vitesse de rotation de l'hélice concernée soit 102,5 % Np (protection survitesse⁽²³⁾). Il est demandé de ne pas déplacer les manettes de puissance sous la position ralenti vol avant que le train avant ne soit en contact avec le sol. L'inversion de poussée n'est pas utilisable puisque le SLPS est désactivé. La vitesse d'hélice n'est plus régulée au sol à 850 tr/min par l'EEC du moteur concerné. Enfin, le générateur de courant alternatif (ACW) du moteur concerné peut s'arrêter si la vitesse de rotation de l'hélice diminue sous 65,5 % Np.

(23) Voir §1.5.4.6.

1.5.8.4 Procédure prévue en cas d'anomalie du générateur de courant alternatif

Lorsqu'une anomalie est détectée, les alarmes suivantes apparaissent :

- ❑ clignotement des boutons MC ;
- ❑ alarme sonore de type SC ;
- ❑ affichage du message ELEC ACW GEN 1 (2) de couleur ambre sur l'EWD ;
- ❑ affichage ACW GEN FAULT et couleur ambre associée sur le schéma de la page électrique de l'EWD ;
- ❑ allumage de couleur ambre du bouton poussoir du générateur sur le panneau supérieur (Figure 16).

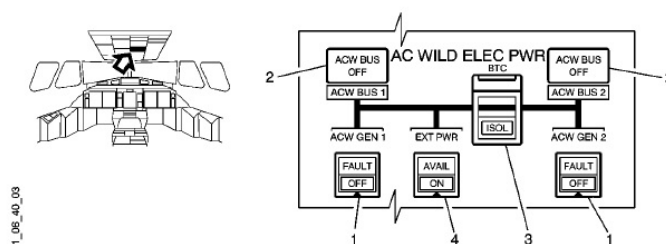


Figure 16 : boutons poussoir des ACW GEN (1) et voyants d'alarme (2)

La procédure à suivre par l'équipage est la suivante :

- ❑ éteindre le générateur concerné par la panne ;
- ❑ quitter et éviter les conditions givrantes ;
- ❑ en cas de panne du générateur droit, après l'atterrissage effectuer le roulage les deux moteurs en fonctionnement.

Il est précisé que si l'origine de l'anomalie est une sous-vitesse du générateur, le redémarrage est automatique.

1.5.8.5 Procédure d'urgence en cas d'incendie ou d'endommagement important d'un moteur en vol

Il existe des alarmes associées à un incendie mais pas d'alarme liée uniquement à un endommagement important d'un moteur en vol.

La procédure à suivre par l'équipage en cas d'incendie ou d'endommagement important de l'un des moteurs est la suivante :

- mettre la manette de puissance (PL) du moteur concerné en position ralenti vol (FI) ;
- mettre la manette de régulation (CL) du moteur concerné en position drapeau (FTR) puis coupure de l'arrivée carburant (FUEL SO).

Il est préconisé de se poser aussi rapidement que possible et de ne pas tenter de redémarrer le moteur.

1.6 Enregistreurs de bord

Les données enregistrées par le QAR ont été décodées en valeur ingénieur avec la table de codage identifié V4 dans le document du constructeur, référencé Service Letter 72 N°. ATR72-31-6010, DFDR recorded parameters decoding law, revision n°11.

1.6.1 Données enregistrées pendant les opérations de maintenance

NB : Les informations décodées du QAR concernant les opérations de maintenance au sol qui ont suivi les vols du 4 mai et du 5 mai figurent en annexe 10.

Après le vol du 4 mai, le QAR enregistre deux séquences de tests effectués par la maintenance : un premier essai des deux hélices à la puissance décollage avec un régime hélice N_p à 100 % puis un second essai avec dévirage et passage en drapeau de l'hélice droite avec le moteur droit en fonctionnement sol (ce second essai est consécutif au remplacement du générateur de courant alternatif du moteur droit).

Après le vol du 5 mai, le QAR enregistre de nombreuses séquences de tests :

- Essai des hélices en ralenti sol, ralenti vol et deux passages en inversion de poussée pendant une durée de deux à trois secondes. Dans les deux cas, les valeurs minimales d'angle de pas d'hélice droite restent supérieures à -10° , la valeur de couple du moteur droit reste inférieure à 13 % et le débit carburant du moteur droit reste inférieur à 255 k/h.
- Moteurs éteints, réinitialisation des deux PEC.
- Sans mise en route des moteurs, manette de puissance de l'hélice droite placée dans la position décollage, en ralenti vol puis en ralenti sol (séquence qui correspond au calibrage du PEC de l'hélice droite).
- Mise en route des deux moteurs et dévirage des deux hélices. Juste avant la fin du dévirage de l'hélice droite, le PEC droit se met en mode « *FAULT* », le PEC commandant l'hélice droite est réinitialisé, entraînant quelques valeurs enregistrées d'angle de pale invalides, pendant quelques secondes le débit carburant diminue sur le moteur droit et au même moment la vitesse de l'hélice droite diminue de 71 vers 35 % N_p , puis le débit carburant augmente à nouveau et la vitesse de l'hélice droite revient à sa valeur nominale de 71 % N_p , le PEC de l'hélice droite reste en mode « *FAULT* ». Les hélices sont passées en drapeau et les moteurs arrêtés.

- ❑ Le PEC de l'hélice droite est toujours en mode « *FAULT* », il est réinitialisé deux fois puis éteint pendant 38 secondes (les valeurs de position d'angle de pale de l'hélice droite deviennent invalides pendant ce temps).
- ❑ Sans mise en route des moteurs, le PEC de l'hélice droite toujours en mode « *FAULT* », manette de puissance de l'hélice droite placée entre les positions ralenti sol et ralenti vol, le PEC sort du mode « *FAULT* », puis la manette est placée en ralenti sol (séquence qui correspond au calibrage du PEC de l'hélice droite).
- ❑ Une mise en route du moteur droit et dévirage de l'hélice droite. Juste avant la fin du dévirage de l'hélice droite, le PEC droit se met en mode « *FAULT* ». Il est ensuite réinitialisé. Quelques valeurs enregistrées de position d'angle de pale sont invalides, pendant quelques secondes le débit carburant diminue sur le moteur droit et au même moment la vitesse de l'hélice droite diminue de 71 vers 38 % Np, puis le débit carburant augmente à nouveau et la vitesse de l'hélice droite revient à sa valeur nominale de 71 % Np, le PEC de l'hélice droite reste en mode « *FAULT* ». L'hélice droite est passée en drapeau et le moteur arrêté. Le pas de l'hélice droite atteint l'angle 77° correspondant au drapeau puis se stabilise à un angle de 73°. Le PEC de l'hélice droite reste en mode « *FAULT* » malgré une réinitialisation du calculateur.
- ❑ Un essai des deux hélices au ralenti sol, ralenti vol, à une puissance suffisante pour atteindre 100 % Np sans être à la puissance de décollage puis un passage en inversion de poussée suivi d'un brutal passage en position décollage. L'hélice droite ralentit par rapport à l'hélice gauche (jusqu'à 28 % de différence) alors que le débit carburant du moteur droit augmente de 25 %, que le NH2 augmente jusqu'à 93 % et que le couple du moteur droit augmente de 20 à 71 % TQ. Les manettes sont positionnées en position ralenti vol puis sol, les hélices sont passées en drapeau et les moteurs arrêtés. Le vérin de changement de pas de l'hélice droite reste à une position correspondant à un angle de pale de 35° pendant 10 secondes avant de se déplacer vers la position 76° correspondant au drapeau puis se stabilise à une position 69°.

Les autres séquences enregistrées correspondent aux essais effectués après le remplacement de l'hélice et du moteur droit.

1.6.2 Données enregistrées lors de l'utilisation de l'inversion de poussée

Les données contenues dans le QAR montrent que l'inversion de poussée a été utilisée lors de treize atterrissage sur les 60 vols enregistrés précédent le vol de l'événement (période allant 29 avril 2014 au 4 mai 2014).

Une étude comparative des paramètres liés aux moteurs et aux hélices lors des passages en inversion de poussée figure en annexe 11.

Elle montre que lorsque les manettes de puissance sont dans des positions identiques, les paramètres liés aux moteurs et aux hélices gauches et droits sont normaux et similaires, même dans les cas où la puissance maximale est délivrée. Le vol n-14 (14 vols avant celui de l'incident) est le dernier pour lequel les paramètres liés aux moteurs et à l'hélice ont pu être comparés.

1.7 Essais et recherches sur l'aéronef 9Y-TTC

1.7.1 Tests effectués sur le générateur de courant alternatif endommagé

À l'issue du vol du 4 mai, l'axe d'entraînement du générateur de courant alternatif a été remplacé. Le générateur a passé avec succès tous les tests et vérification pour remise en service.

1.7.2 Tests effectués sur le module de vanne d'hélice droite (PVM)

Après l'incident, le PVM a passé les tests de vérification pour remise en service. Tous les résultats étaient corrects à une exception. Le débit d'huile vers la chambre de « *grand pas* » (pression PC)⁽²⁴⁾ était, dans certaines plages d'utilisation, trop faible par rapport au débit en provenance de la vanne de protection (pression PD)⁽²⁵⁾. Ce défaut affecte le gain du régulateur de survitesse. Il peut avoir pour origine une fuite au niveau d'un joint interne ou un défaut au niveau de la vanne de protection. Il n'a aucune conséquence sur le fonctionnement du PVM.

⁽²⁴⁾Voir annexe 5.

⁽²⁵⁾Voir annexe 5.

1.7.3 Vérification de la conformité du système de régulation d'hélice

La géométrie du vérin de changement de pas, du moyeu d'hélice et des manetons de pied de pale, ainsi que la qualité des matériaux les constituant ont été vérifiées et sont conformes aux spécifications du constructeur, à l'exception des pièces endommagées (oreilles du plateau avant déformées, maneton n°4 rompu et autres manetons fléchis).

Aucune trace de corrosion n'a été observée. Aucun défaut de montage n'a été mis en évidence.

1.7.4 Expertise du vérin de changement de pas d'hélice

Le plateau avant du vérin de changement d'angle de pale d'hélice est trouvé déformé⁽²⁶⁾. L'oreille du plateau avant de la pale n°3⁽²⁷⁾ présente des marques sur un côté correspondant au passage du roulement à lame du maneton et de sa plaque de maintien (Figure 17). Le maneton de la pale n°3 est donc passé de l'autre côté du plateau avant et s'est retrouvé entre le dôme du vérin et l'ensemble constitué par les plateaux.

⁽²⁶⁾Voir annexe 4.

⁽²⁷⁾Voir annexe 6.



Figure 17 : marques sur le côté de l'oreille du plateau avant de la pale n°3

Compte tenu de la géométrie du vérin de changement de pas, la flèche⁽²⁸⁾ minimale nécessaire de l'oreille du plateau avant de la pale n°3 pour que le maneton puisse passer de l'autre côté du plateau est de :

- 8 mm à une position de plateau correspondant à un angle de pale de -20° ;
- 11 mm à une position de plateau correspondant à un angle de pale de -14° .

La flèche maximale mesurée (Figure 18 et Tableau 1) de l'oreille de plateau associé à la pale n°3 est de 8,88 mm. Le maneton est donc passé derrière le plateau pendant l'utilisation de l'inversion de poussée lors des tests moteur au sol (rappel : l'angle de pale minimum en inversion de poussée est de -14°).

D'après le manuel de maintenance (CMM 61-13-12), la distance maximale entre les plateaux avant et arrière est 41,43 mm.

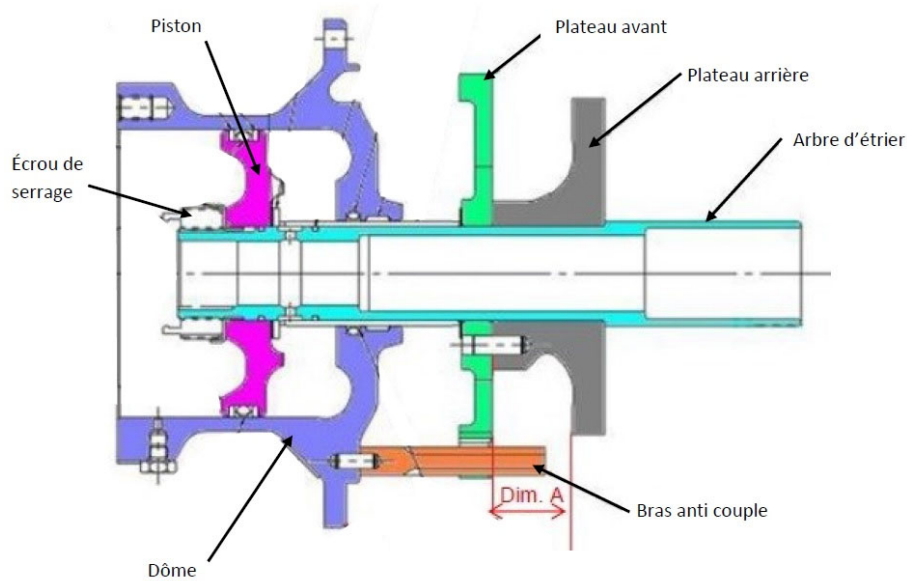


Figure 18 : mesure de la distance Dim A entre plateau avant (vert) et arrière (gris)

Le tableau suivant indique la distance maximale mesurée (Figure 18) séparant chacune des six oreilles des deux plateaux associées à chaque pale de l'hélice droite.

	Oreilles de pale n°1	Oreilles de pale n°2	Oreilles de pale n°3	Oreilles de pale n°4	Oreilles de pale n°5	Oreilles de pale n°6
Distance Dim A (mm)	51,48	58,73	50,31	64,6	54,3	48,16
Déformation (mm)	10,05	17,3	8,88	23,17	12,87	6,73
Déformation (%)	24 %	42 %	21 %	56 %	31 %	16 %

Tableau 1 : distance mesurée entre plateau avant et arrière

(28) Pour un arc de courbe \overline{AB} la flèche est le segment ayant pour extrémité le milieu de la corde $[AB]$ et le milieu de l'arc \overline{AB} .

Les déformations observées sur la majorité des oreilles sont plus importantes que pour l'oreille n°3. On en déduit que, dans un premier temps, la déformation de l'oreille n°3 était plus importante que les autres oreilles. En conséquence, le maneton n°3 est passé de l'autre côté du plateau avant pendant l'utilisation de l'inversion de poussée lors des tests moteur au sol. Dans un second temps, les déformations des autres oreilles ont augmenté jusqu'à atteindre les valeurs observées.

L'écrou de serrage du vérin (Figure 18) n'est pas suffisamment serré. Il n'est pas possible de déterminer si ce défaut de serrage est une conséquence de l'événement, un défaut de montage ou de maintenance.

1.7.5 Examen des pales de l'hélice droite

1.7.5.1 Examen des pales

Les examens réalisés sur l'ensemble des pales de l'hélice droite ont permis un certain nombre d'observations, qui sont synthétisées dans le tableau 2 ci-dessous:

	Pale n°1	Pale n°2	Pale n°3	Pale n°4	Pale n°5	Pale n°6
Léger marquage des billes de roulement sur le chemin de roulement du pied de pale	✓			✓	✓ traces oxydation	✓
Traces de friction sur la plaque de maintien du roulement du maneton de pied de pale		✓	✓	Non établi car maneton rompu	✓	
Rayures sur la surface de roulement du maneton de pied de pale		✓	✓	Non établi car maneton rompu	✓	✓
Roulement à lame du maneton de pied de pale endommagé		✓ bloqué	✓	Non établi car maneton rompu	✓	
Marquage(s) sur le bras du contrepoids	✓		✓	✓ traces de friction		✓ traces de friction
Marquages sur les bords des deux côtés du contrepoids	✓	✓	✓	✓	✓	✓
Traces de friction sur la collerette de la tulipe de pale ⁽²⁹⁾				✓	✓	

Tableau 2 : observations sur les pieds de pale d'hélice droite

1.7.5.2 Examen des manetons de pied de pale

Le maneton de pied de pale n°4 est rompu. Les examens au MEB de la surface de rupture ont permis de mettre en évidence la présence de cupules sur la totalité de la surface, caractéristiques d'une rupture brutale ductile par surcharge. La rupture s'est amorcée du côté du maneton qui correspond à la position du plateau avant du vérin de changement de pas, et s'est propagée vers le bord diamétralement opposé. Il n'a pas été observé de défaut apparent de matériau ou de fabrication du maneton (le maneton fait partie intégrante de la tulipe de la pale).

⁽²⁹⁾Voir annexe 9.

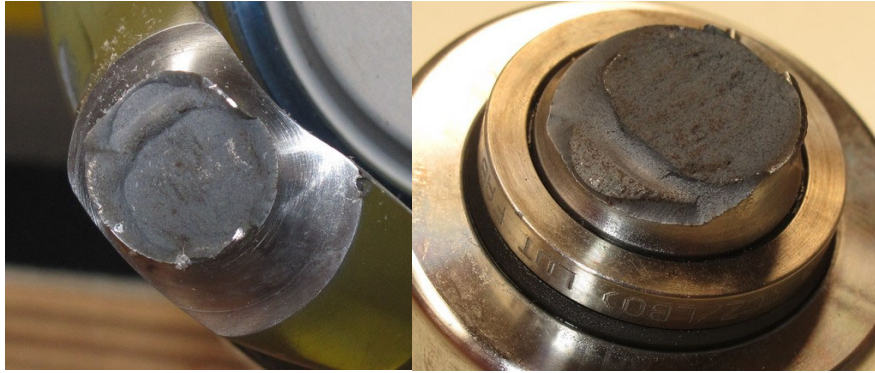


Figure 19 : faciès de rupture du maneton (à gauche côté tulipe, à droite côté extrémité du maneton)

Les manetons des pales n°1, n°3 et n°6 sont fléchis avec des valeurs de déformation respectivement de 51 μm (2,5 fois la tolérance), 41 μm (2 fois la tolérance) et 45 μm (2,25 fois la tolérance). Leur direction de flexion est orientée vers l'axe central de la pale et ne correspond pas à la direction des efforts liés au contact avec un plateau du vérin de changement de pas.

Les manetons des pales n°2 et n°5 sont fléchis dans les directions indiquées en annexe 12. Leur déformation correspond à la direction des efforts générés lorsque les manetons sont en contact avec le plateau avant. La valeur de la déformation est de 126 μm (6,3 fois la tolérance) pour la pale n°2 et 169 μm (8,45 fois la tolérance) pour la pale n°5.

Un contrôle par magnétoscopie (MPI) des manetons non rompus a mis en évidence des indications⁽³⁰⁾ situées de part et d'autre des manetons non rompus. Un examen à la binoculaire semble montrer l'absence de fissures.

Enfin, on observe une marque sur le bras de maneton de pied de pale n°1, probablement dû au contact avec le maneton cassé de la pale n°4 se déplaçant librement à l'intérieur du moyeu.

1.7.6 Interaction entre les pales

On observe que lorsque le maneton de la pale n°3 passe derrière le plateau avant du vérin de changement de pas⁽³¹⁾, les bras des contrepoids des pales n°3 et n°4 entrent en contact. Les marquages observés sur les bras de contrepoids⁽³²⁾ sont en cohérence avec cette cinématique. Dans cette situation, en cas de commande de mise en drapeau, l'interférence entre les bras de contrepoids s'oppose au déplacement de la pale n°4 vers la position drapeau.

⁽³⁰⁾Les indications sont des lignes qui peuvent apparaître lors d'un contrôle MPI.

⁽³¹⁾Voir § 1.7.4.

⁽³²⁾Voir § 1.7.5.1.

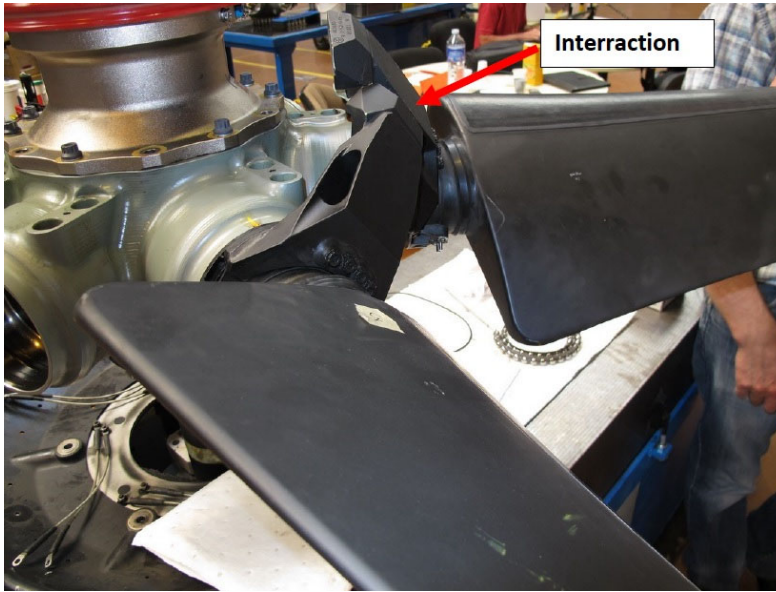


Figure 20 : interaction entre les bras des contreponds des pales n°3 et n°4

On observe également que lorsque le maneton de la pale n°4 est rompu, cette dernière peut tourner librement sur son axe et interagir avec la pale n°5. Les marquages observés sur le bras de contreponds de la pale n°4 et le contreponds de la pale n°5⁽³³⁾ sont en cohérence avec cette cinématique.

⁽³³⁾Voir § 1.7.5.1.



Figure 21 : interaction entre le contreponds de la pale n°4 et le bras de contreponds de la pale n°5

1.7.7 Charges nécessaires pour endommager les oreilles de plateau du vérin de changement de pas d'hélice et les manetons de pied de pale

Les plateaux du vérin de changement de pas d'hélice et les manetons de pied de pale sont dimensionnés pour résister aux efforts maximum appliqués par chaque pale⁽³⁴⁾. Ces efforts d'interface maneton/plateau résultent de la combinaison des efforts suivants :

- ❑ la force centrifuge sur la pale ;
- ❑ la force centrifuge sur le contrepoids ;
- ❑ les forces aérodynamiques statiques et cycliques (de période $1P = 1$ tour d'hélice) appliquées sur la pale, liées au fait que les pales n'évoluent pas exactement dans un plan perpendiculaire au champ de flux aérodynamique présent au niveau du disque hélice. Ce flux dépend du vecteur vitesse de l'aéronef et des perturbations occasionnées par le fuselage, les ailes et la nacelle ;
- ❑ les forces de friction au niveau des roulements de pied de pale.

Les charges moyennes dépendent des forces centrifuges sur la pale et les contrepoids ainsi que des forces aérodynamiques moyennes. Les charges cycliques sont une combinaison des forces de friction et des forces aérodynamiques cycliques.

À l'intérieur du domaine de vol de l'aéronef, les moments appliqués à la pale tendent généralement à faire tourner les pales vers le grand pas ; les manetons sont alors la plupart du temps en contact avec les oreilles du grand plateau du vérin (plateau arrière). Ces efforts de torsion sont inversés par conception (manetons en contact avec le petit plateau – plateau avant) dans les deux phases de vol particulières suivantes :

- ❑ utilisation des hélices en inversion de poussée ;
- ❑ séquence de mise en drapeau de l'hélice. Lors de cette séquence, les pales se déplacent vers le grand pas sous l'effet de leur contrepoids. Le petit plateau (plateau avant) n'intervient qu'à la fin de la séquence et ne subit que très peu d'effort.

Des calculs éléments finis non linéaires ont été effectués par le constructeur UTAS dans le but de déterminer les efforts nécessaires pour déformer plastiquement (sortie du domaine élastique, déformation irréversible) les oreilles du petit plateau (plateau avant) et les manetons :

- ❑ oreilles : 3 000 daN (6 800 Lbf) ;
- ❑ manetons : 2 500 à 3 000 daN (5 600 à 6 800 Lbf).

Un essai⁽³⁵⁾ effectué sur banc par UTAS montre que la charge statique nécessaire pour rompre un maneton est 6 400 daN.

Le vérin hydraulique de changement de pas d'hélice peut délivrer une force de l'ordre de 11 000 daN.

NB : La spécification initiale de conception des manetons est telle que la charge maximum théorique attendue en service qui s'applique sur un maneton est de 1 000 daN +/- 300 (2 250 Lbf +/- 670) sans sortir du domaine élastique. Les calculs et essais montrent que le design final offre une marge de 2,5 à 3 fois la valeur théorique.

⁽³⁴⁾Voir § 1.5.4.7.

⁽³⁵⁾Cet essai confirme les résultats des calculs éléments finis non linéaires effectués par UTAS.

1.7.8 Phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale (ball bunching)

1.7.8.1 Théorie

En raison des différentes sollicitations subies par la pale d'hélice, les roulements de pied de pale se déplacent en va-et-vient dans leur chemin de roulement et leur angle de contact varie pendant un tour d'hélice (cycle de charge 1P). Des billes de roulement se rapprochent car la distance qu'elles parcourent au cours de ces cycles de déplacement est différente.

Une bille et ses chemins de roulement intérieur et extérieur se comportent comme un engrenage planétaire avec comme engrenage central le chemin de roulement intérieur et comme engrenage extérieur le chemin de roulement extérieur. La bille correspond à l'engrenage planétaire. Lorsque l'inclinaison de la pale par rapport au moyeu varie, le rapport entre le mouvement de rotation de la pale lors d'un changement de pas et le déplacement de la bille varie. Ainsi, pour un mouvement de rotation constant en va-et-vient de la tulipe de la pale dans son moyeu, la variation de l'angle de contact provoque un déplacement plus important de la bille dans un sens plutôt que dans l'autre.

Puisque toutes les billes ont des angles de contact différents mais partagent la même rotation constante de la tulipe, chaque bille se déplace à une vitesse différente. Des billes peuvent alors se rapprocher entre elles et provoquer une augmentation de leur friction sur la cage de roulement qui les sépare.

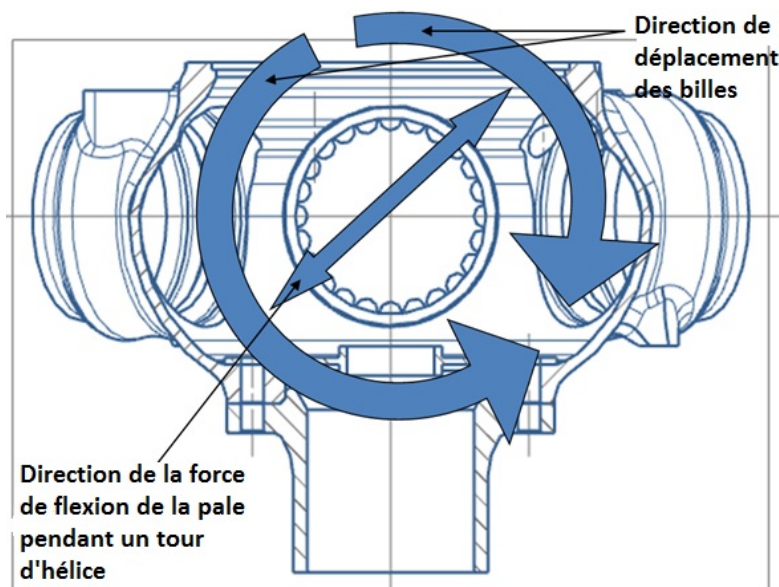


Figure 22 : illustration du phénomène de friction au niveau des roulements

Le mécanisme qui provoque l'augmentation du frottement semble être auto-limitatif. D'après le constructeur de l'hélice, il n'y a en effet pas eu de retour d'exploitants concernant des cages de roulement écrasées ou rompues.

Le frottement induit par le rapprochement des billes reste élevé jusqu'à ce que les composants à l'origine de la rétention de la pale soient suffisamment déchargés. Une diminution d'amplitude du cycle de charge 1P associée à un changement d'angle de pale peut diminuer les niveaux d'effort entre les billes (en fonction des niveaux de friction existants) et par conséquent leur frottement. Un arrêt de la rotation de l'hélice fait totalement disparaître le phénomène. L'annulation de la force centrifuge qui en résulte permet en effet aux billes de retrouver leur position d'origine.

1.7.8.2 Historique

Au début des années 2000, le phénomène de friction au niveau du roulement a été observé lors du développement d'un autre type d'hélice sur un aéronef équipé de moteurs délivrant 5 000 SHP. Les systèmes de fixation des pales (deux roulements par pale) et de changement de pas étaient similaires à ceux équipant les hélices 568F (différences de taille). L'aéronef avait des caractéristiques aérodynamiques particulières et était sensible aux fréquences des vibrations générées par l'hélice, ce qui permettait d'observer plus facilement les phénomènes vibratoires.

Des difficultés dans les conditions d'exploitation de cette hélice avaient été rencontrées :

- fluctuations de la vitesse de rotation ;
- blocage et glissement du vérin de changement de pas ;
- hélice sensible aux modes vibratoires.

Le phénomène s'est manifesté pendant des phases de vol à très forte charge hélice 1P. Il a pu être reproduit. L'analyse poussée de ces problèmes a permis de mettre en évidence qu'un phénomène de friction au niveau du roulement en était à l'origine. Le phénomène de migration des billes de roulement a également été découvert à cette occasion. Au travers de tests, une nouvelle cage de roulement a été développée et produite. La solution technique mise en œuvre pour éviter l'apparition de ce phénomène de migration a été de modifier la forme de la cage de roulement et d'améliorer sa lubrification. Des essais sur avion ont confirmé que le problème avait été résolu. Depuis, aucun problème similaire n'avait été rapporté.

Les nouveaux phénomènes vibratoires observés depuis 2012 n'ont pas pu être reproduits lors des essais en vol, contrairement aux problèmes rencontrés dans les années 2000.

Le constructeur de l'hélice considère que ce phénomène de friction existe sur toutes les hélices de conception similaire (similarité du système de rétention de la pale). Il estime que l'expérience en service montre que ce phénomène reste sans conséquence sur le bon fonctionnement des hélices.

1.7.8.3 Évaluation du niveau de frottement des billes sur leur cage de roulement

Des essais sur banc ont été effectués par le constructeur de l'hélice afin d'évaluer le niveau de frottement d'une bille sur sa cage de roulement.

La force de frottement dépend de la charge hélice, de la vitesse de déplacement du vérin de changement de pas et de la durée d'application. Un pic d'intensité de frottement apparaît lorsque le vérin débute son déplacement.

Les résultats montrent que les valeurs de frottement mesurées pourraient théoriquement générer des forces de rétention suffisantes pour endommager les manetons de pied de pale et les oreilles des plateaux du vérin de changement de pas d'hélice, si les conditions suivantes étaient réunies :

- ❑ ce phénomène n'apparaît que sur une des six pales de l'hélice ;
- ❑ plus de la moitié des billes⁽³⁶⁾ des roulements de cette pale provoquent un frottement important.

Des essais supplémentaires ont été menés par le constructeur d'hélice sur un banc tournant afin de déterminer l'effet de la compression des billes dans leur cage de roulement sur la friction du système de rétention de pale. Lors du test réalisé, les niveaux de friction par pale ont atteint au maximum 44 % du niveau nécessaire pour endommager les manetons de pied de pale et les oreilles du plateau du vérin. Les essais ont également démontré que les oscillations de friction, observées avec la cage de roulement initiale et attribuées aux transitions entre frottements statiques et dynamiques, étaient presque éliminées avec la nouvelle cage de roulement⁽³⁷⁾.

⁽³⁶⁾ Il y a 24 billes par roulement et 2 roulements par pale.

⁽³⁷⁾ Voir § 1.8.9.12

1.7.9 Effet d'une vibration sur l'apparition de codes de panne du PEC

Des essais sur banc ont été effectués par le constructeur de l'hélice afin d'évaluer si des vibrations du tube de transfert seul et de l'ensemble PVM / tube de transfert pouvaient générer des codes de panne du PEC.

Le test de vibration en translation du tube de transfert a confirmé qu'un mouvement oscillatoire avec des vitesses supérieures à deux pouces par seconde entraîne l'apparition des codes de panne 67 et 68⁽³⁸⁾. Ces alarmes sont apparues même lorsque l'amplitude de l'oscillation de l'angle de pale d'hélice était faible (entre 1 et 2°).

⁽³⁸⁾ Voir § 1.8.4.

Les tests ont également confirmé que l'exposition du système PVM / tube de transfert à des vibrations extérieures pouvait générer des vitesses de déplacement du tube de transfert faisant apparaître les codes de panne 67 et 68 du PEC.

L'apparition de ces codes de panne est favorisée par une orientation des vibrations dans l'axe du tube de transfert.

1.7.10 Essais en vol

Deux essais en vol d'évaluation des niveaux de vibration d'hélice (VSS) ont été effectués sur deux hélices 568F-1 installées sur un avion d'essai ATR72-212A à Toulouse, France. Un résumé des résultats des deux essais figure en annexe 13.

Le premier essai visant à examiner la réponse vibratoire au sol par vents calme et défavorable, ainsi qu'en vol, a été effectué en novembre 2014. Ses principaux objectifs étaient d'évaluer si la réponse vibratoire pouvait avoir changé depuis 1995, d'évaluer l'effet des phénomènes de friction au niveau des roulements et d'améliorer la connaissance du comportement de l'avion pendant des phases de vol spécifique. Il a été réalisé dans le cadre de l'enquête en coordination avec le BEA et le NTSB.

Le deuxième essai visant à caractériser la réponse vibratoire de l'hélice en vol a été effectué en mai 2016. L'objectif principal était d'estimer la réduction des efforts de frottement avec une cage de roulement de pied de pale redessinée. L'objectif secondaire était d'étudier l'effet d'une augmentation de la distance entre les plateaux avant et arrière du système de régulation de pas. L'augmentation de distance correspondant à une usure du plateau de 0,05 in⁽³⁹⁾ en raison de son interaction avec le maneton de pale a été simulée par usinage du plateau avant. Le constructeur de l'hélice estime que l'usure du plateau qui engendre un jeu plus important entre le maneton et les plateaux pourrait contribuer à une augmentation des efforts de friction.

⁽³⁹⁾ Soit 1,27 mm.

1.7.10.1 Efforts statiques et cycliques sur le maneton de pied de pale

Les efforts mesurés lors des essais en vol indiquent que la charge maximale appliquée sur les manetons était inférieure à celle nécessaire pour provoquer une déformation permanente des manetons et du vérin de changement de pas. Les résultats des essais correspondent à ceux obtenus lors de la campagne de certification de 1994-1995.

Les éléments suivants ont également été mis en évidence :

- pendant le vol avec les ailes à l'horizontale, les efforts cycliques sur les pales de l'hélice gauche sont supérieurs de 5 % à ceux de l'hélice droite ;
- des efforts particuliers apparaissent sur les manetons lors de deux phases de vol ;
 - pendant la manœuvre transitoire de mise en descente à une vitesse proche de la VMO : apparition d'efforts dirigés vers l'arrière de l'hélice, le maneton venant interagir avec le plateau avant,
 - lors de l'utilisation à pleine puissance de l'inversion de poussée : apparition d'un pic d'effort.
- Les efforts cycliques appliqués aux pales de l'hélice droite sont plus importants que ceux appliqués à l'hélice gauche pendant la manœuvre transitoire de mise en descente à une vitesse proche de la VMO (+25 % et +33 % à une masse comprise respectivement entre 22 300 et 21 500 Kg et entre 15 600 et 14 700 Kg).

1.7.10.2 Forces de frottement au niveau des roulements de pied de pale

Les boucles d'hystérésis effectuées au cours des essais VSS 2014 ont confirmé l'existence d'une augmentation, pendant le vol, des efforts sur les manetons et sur le vérin de changement de pas. Ces efforts correspondent à une accumulation des forces de frottement et sont de l'ordre de 370 daN soit 15 % de la charge statique nécessaire pour déformer le maneton de manière irréversible.

Les courbes d'hystérésis lissées obtenues au cours des essais VSS de 2016 avec la nouvelle cage de roulement de pied de pale mettent en évidence une réduction des forces de frottement par rapport aux essais VSS de 2014. L'effort de frottement maximum observé est de l'ordre de 300 daN. Il a été réduit d'environ 10 à 18 % après l'introduction de la nouvelle cage de roulement.

1.7.10.3 Augmentation des efforts cycliques sur le maneton (efforts cycliques sur le plateau avant)

L'augmentation des efforts appliqués aux manetons de pied de pale (événement vibratoire d'efforts cycliques sur le plateau avant) se produit au niveau du système de changement de pas d'hélice et est de faible amplitude. Pendant le phénomène, l'amplitude des efforts cycliques sur les manetons augmente pendant une courte durée. Ces événements vibratoires ne doivent pas être confondus avec les vibrations qui se produiraient après la rupture d'un maneton et qui auraient pour origine un déséquilibre entre les pales d'hélice.

Les résultats des essais montrent que les événements d'efforts cycliques sur le plateau avant :

- n'ont été observés que lors des manœuvres de descente à une vitesse de 250 kt, mais que toutes les descentes à 250 kt n'ont pas été accompagnées de ces événements d'efforts cycliques sur le plateau avant ;
- n'ont été observés que pour quatre des neuf manœuvres de descente à 250 kt enregistrées ;
- ont été observés lors des deux types de réduction de la puissance testés, normale et rapide ;
- se sont produits avec et sans l'introduction d'une augmentation de 0,050 Inch de la distance entre les plateaux de l'hélice droite ;
- ne se sont pas produits lors des manœuvres de descente à 230 kt.

De plus, au cours des essais VSS de 2016, un événement d'efforts cycliques sur le plateau avant s'est produit sur l'hélice gauche, alors que la distance entre les plateaux était normale.

Par conséquent, ni une réduction rapide de puissance, ni une augmentation de la distance entre les plateaux ne semblent pouvoir être retenus comme une condition suffisante pour provoquer des efforts cycliques sur le plateau avant.

À chaque fois qu'un événement d'effort cyclique sur le plateau avant s'est produit, le maneton s'est libéré du plateau arrière. Dans ce contexte, il est possible que les faibles efforts statiques et cycliques observés sur le maneton puissent amener l'hélice à vibrer.

Dans un cas, les données indiquent que le plateau avant a été effectivement chargé. Le maximum des charges observées est de l'ordre de 450 daN, soit 18 % de la charge statique nécessaire pour déformer le maneton de manière irréversible. Ils ne devraient pas causer de dommages en fatigue. D'après le constructeur de l'hélice, un tel comportement serait certainement aggravé par une augmentation de la distance entre les plateaux.

1.8 Renseignements supplémentaires

1.8.1 Compte rendus des équipages

Vol du 4 mai 2014

Les informations suivantes sont issues de l'ASR rédigé par l'équipage 030/14 et de la page n° 40304 du registre technique⁽⁴⁰⁾.

⁽⁴⁰⁾Technical log.

Les éléments suivants sont notés :

- en descente initiale, avec les manettes de puissance au ralenti, fortes vibrations sur le moteur n°2, puis alarme « #2 ENG PEC » ;
- check list effectuée ;
- PEC récupéré ;
- puis alarmes « PEC 2 SINGLE CHANNEL » et « #2 ACW GEN » ;
- check lists effectuées ;
- atterrissage normal avec de légères vibrations.

Vol du 5 mai 2014

Les informations suivantes sont issues du SDR et de la page n° 40305 du registre technique.

Pendant l'atterrissage, au moment où les manettes de puissance sont déplacées du ralenti vol au ralenti sol, un bruit très important de vibration du moteur n°2. Lorsque les manettes de puissance sont déplacées du ralenti sol au ralenti vol, les vibrations et le bruit cessent. Pas d'alarme en cockpit.

1.8.2 Procédures de maintenance

1.8.2.1 Identification de l'origine de vibrations survenues en vol

Compte tenu des difficultés rencontrées par les organismes de maintenance pour déterminer l'origine de vibrations en vol, une procédure spécifique était mise en place pour aider à l'identification de l'origine du phénomène : la maintenance devait remplir un formulaire de trois pages et le faire suivre à ATR pour analyse.

1.8.2.2 Équilibrage dynamique des hélices

Deux procédures de mesures au sol et en vol permettent à la maintenance de caractériser les vibrations rencontrées puis d'effectuer l'équilibrage des hélices. Des accéléromètres sont positionnés sur des emplacements prévus au niveau des deux moteurs et sont connectés à un câblage préinstallé sur l'aéronef.

1.8.2.3 Essai des performances moteur au sol

La maintenance doit effectuer les opérations suivantes⁽⁴¹⁾ :

⁽⁴¹⁾Voir annexe 14.

- ralenti sol avec hélices en drapeau ;
- ralenti sol avec les hélices sorties du drapeau (Manettes de régulation d'hélice sur AUTO) ;
- ralenti vol ;
- puissance décollage ;
- passage en inversion de poussée ;
- puissance maximale.

1.8.2.4 Calibration d'un EEC

La calibration d'un EEC est effectuée initialement avec les moteurs à l'arrêt, la manette de puissance (PL) en position ralenti sol (GI), les bus électriques de courant continu et alternatif alimentés et avec les EEC et PEC actifs.

La maintenance doit effectuer les opérations suivantes :

- ❑ le sélecteur EEC / PEC (Figure 23) est placé sur la position EEC ;
- ❑ la fonction TRIM est sélectionnée sur le MCDU. Les actions à effectuer sont affichées sur l'écran du MCDU :
 - le sélecteur de puissance (PWR MGT) est placé sur la position décollage (TO),
 - les prélèvements d'air du moteur sont désactivés en appuyant sur le bouton ENG BLEED,
 - la manette de puissance (PL) est placée en position décollage (TO),
 - le sélecteur TRIM / LRU est placé en position TRIM pendant plus de cinq secondes,
 - la manette PL est placée en position ralenti sol (GI),
 - le sélecteur EEC / PEC est placé en position neutre,
 - les prélèvements d'air du moteur sont activés en appuyant sur le bouton ENG BLEED.
- ❑ l'alimentation électrique de l'aéronef est coupée.

1.8.2.5 Calibration d'un PEC

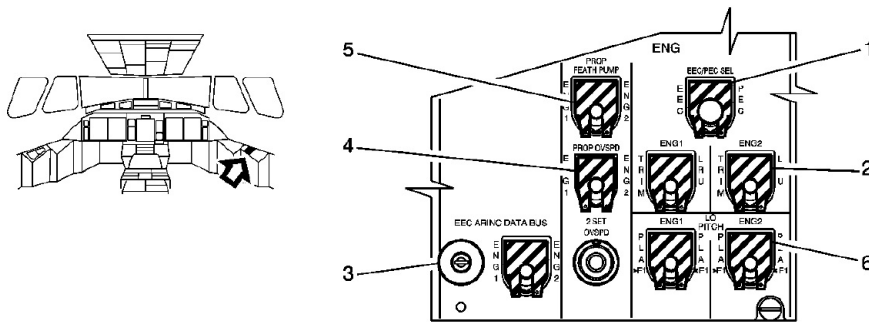
La calibration d'un PEC est effectuée initialement avec les moteurs à l'arrêt, l'hélice en butée drapeau, les bus électriques de courant continu et alternatif alimentés et avec les EEC et PEC actifs.

La maintenance doit effectuer les opérations suivantes :

- ❑ la manette de régulation d'hélice (CL) en position drapeau (FTR), le sélecteur EEC/PEC (Figure 23) est placé sur la position PEC ;
- ❑ la fonction TRIM est sélectionnée sur le MCDU. Les actions à effectuer sont affichées sur l'écran du MCDU :
 - le sélecteur de puissance (PWR MGT) est placé sur la position croisière (CRZ),
 - la manette de puissance (PL) est placée en position décollage (TO),
 - le sélecteur TRIM/LRU est placé en position TRIM pendant plus de 5 secondes,
 - la manette PL est placée en position ralenti vol (FI),
 - le sélecteur TRIM/LRU est placé en position TRIM pendant plus de 7 secondes,
 - la manette PL est placée en position ralenti sol (GI),
 - le sélecteur de puissance (PWR MGT) est placé sur la position décollage (TO),
 - le sélecteur EEC/PEC est placé en position neutre,
- ❑ l'alimentation électrique de l'aéronef est coupée.

Cette procédure de calibration est automatiquement validée lors de la prochaine sortie du drapeau de l'hélice.

1_16_50_01



- 1 : sélecteur EEC/PEC
- 2 : sélecteurs TRIM/LRU moteurs 1 et 2
- 3 : sélecteur BUS ARINC
- 4 : sélecteur PROP/OVSPD
- 5 : sélecteur pompe de passage en drapeau
- 6 : sélecteurs ENG/LO PITCH

Figure 23 : panneau latéral de maintenance

Après le remplacement d'un PVM, la maintenance doit effectuer les opérations suivantes⁽⁴²⁾ :

- calibration du PEC (voir 1.8.2.4) ;
- ralenti sol avec les hélices sorties du drapeau (Manettes de régulation d'hélice sur AUTO) ;
- plusieurs passages en drapeau jusqu'à ce que l'hélice réponde correctement° ;
- un essai des performances du moteur au sol (voir 1.8.2.3) ;
- une recherche de fuite d'huile ;
- après allumage du moteur, un essai de la protection de petit pas d'hélice ;
- un essai du système de protection de survitesse de l'hélice ;
- un essai du régulateur de survitesse ;
- une partie de l'essai des performances du moteur au sol⁽⁴³⁾ sans passage en inversion de poussée ;
- un essai opérationnel de l'hélice ;
- un essai de l'ATPCS.

⁽⁴²⁾Les opérations sont détaillées dans l'annexe 14.

⁽⁴³⁾Voir § 1.8.2.3.

1.8.3 Actions de maintenance entreprises après les vols du 4 et 5 mai 2014

Après le vol du 4 mai 2014

Les informations suivantes sont issues de l'ASR 030/14 et de la page n° 40304 du registre technique.

« Test et remise à zéro du PEC n°1 effectué. Test de performance du moteur réalisé sans apparition de vibration ni d'alarme. Générateur n°2 ACW remplacé à cause de la rupture de l'axe de transmission. Fonctionnement du moteur vérifié et résultat satisfaisant ».

Après le vol du 5 mai 2014

Les informations suivantes sont issues du SDR et de la page n° 40305 du registre technique.

Les éléments suivants sont notés :

- vérification du capteur de couple ;
- calibration de l'EEC ;
- calibration du PEC ;

- essai moteur au sol réalisé et résultat satisfaisant ;
- essai moteur au sol et allumage du voyant d'alarme du PEC ;
- remplacement du PEC et calibration ;
- essai moteur au sol et allumage à nouveau du voyant d'alarme du PEC⁽⁴⁴⁾ ;
- PVM remplacé ;
- essai moteur réalisé avec les manettes de puissance déplacées du ralenti sol au ralenti vol, jusqu'à la puissance décollage et retour au ralenti sol. Aucune vibration ni alarme anormale observées. Cependant, quand les manettes de puissance sont déplacées du ralenti sol à la position inversion de poussée, une vibration est ressentie. Les moteurs sont immédiatement coupés ;
- on observe sur le moteur n°2 que quatre pales d'hélice sont dans une position normale alors que deux pales d'hélice sont en position inversion de poussée⁽⁴⁵⁾ ;
- après démontage des pales de l'hélice, on observe que le maneton de la pale n°4 est cassé et que le vérin de changement d'angle de pale d'hélice est endommagé.

⁽⁴⁴⁾Pendant cet essai moteur, aucune vibration du moteur ou de l'hélice n'est observée.

⁽⁴⁵⁾Le moteur n°1 fonctionne normalement.

1.8.4 Événements liés aux hélices

1.8.4.1 Historique des événements techniques liés aux hélices sur le 9Y-TTC

Les événements techniques liés aux hélices de l'aéronef et survenus au cours des six mois précédant l'incident sont listés dans le tableau suivant. Ces informations proviennent du système d'enregistrement des actions de maintenance de l'exploitant.

Date	Rapport de l'équipage et actions de maintenance
25/01/14	<p>Rapport équipage Pendant la descente, alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite puis alarme « <i>PEC SINGLE CHANNEL</i> ». Des vibrations sont ressenties par l'équipage sur le moteur droit.</p> <p>Action maintenance Effacement des codes de panne du PEC droit puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal.</p>
15/03/14	<p>Rapport équipage Pendant le vol et au moment où les manettes de puissance sont déplacées vers la position ralenti vol, alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite et vibrations importantes ressenties par l'équipage.</p> <p>Action maintenance Lecture des codes de panne enregistrés par le PEC de l'hélice droite. Deux pannes présentes : code 21 et code 67 et 68. Mémoire du PEC effacée puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal.</p>
28/03/14	<p>Rapport équipage Pendant le vol et au moment où les manettes de puissance sont déplacées vers la position ralenti vol, alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite et vibrations importantes ressenties par l'équipage. Les vibrations et l'alarme disparaissent quand les manettes de puissance sont avancées.</p> <p>Action maintenance Remise à zéro du PEC de l'hélice droite puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal.</p>

08/04/14	<p>Rapport équipage</p> <p>Pendant le roulage avec seulement le moteur droit allumé, diminution de la vitesse de l'hélice droite jusqu'aux valeurs ambres au moment où la manette de puissance est avancée.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Remplacement régulateur de débit et vanne de décharge puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal.</p>
23/04/14	<p>Rapport équipage</p> <p>Différence de 5 % de couple entre le moteur gauche et le moteur droit et nécessité de positionner la manette de puissance en inversion de poussée pour que l'hélice gauche passe en mode beta.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Calibration des PEC droit et gauche.</p>
23/04/14	<p>Rapport équipage</p> <p>Apparition d'une alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite qui persiste après la remise à zéro du PEC.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Effacement de la mémoire du PEC de l'hélice droite.</p>
24/04/14	<p>Rapport équipage</p> <p>Alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Lecture des codes de panne enregistrés par le PEC. Code de panne 27 présent. PEC droit remplacé puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal. PEC droit calibré.</p>
04/05/14	<p>Rapport équipage</p> <p>En descente initiale et au moment où la puissance est réduite, alarme « <i>FAULT</i> » sur le PEC de l'hélice droite et vibrations importantes ressenties par l'équipage. Après redémarrage du PEC, disparition alarme « <i>FAULT</i> ». Alarmes « <i>PEC single Channel</i> » et « <i>#2 GEN FAULT</i> » apparues. Faibles vibrations ressenties lors de l'atterrissage.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Test et redémarrage du PEC du moteur gauche puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal. Remplacement de la génératrice de courant alternatif du moteur droit car son axe d'entraînement est rompu.</p>
05/05/14	<p>Rapport équipage</p> <p>Important bruit de vibration sur le moteur droit après l'atterrissage au moment où les manettes de puissance sont déplacées vers le ralenti sol. Disparition du bruit au passage en drapeau de l'hélice droite. Pas d'alarme affichée en cockpit.</p> <p>Action maintenance</p> <p>Calibration du PEC puis essai moteur au sol qui ne révèle rien d'anormal.</p>
07/05/14	<p>Action maintenance</p> <p>Remplacement de l'hélice défectueuse.</p>
14/05/14	<p>Action maintenance</p> <p>Examen du moteur droit, fuite d'huile au niveau du rotor haute pression, remplacement du moteur droit.</p>

1.8.4.2 Signification des codes de panne du PEC apparus sur le 9Y-TTC

La signification des codes de panne du PEC qui ont été rapportés dans les rapports d'équipage au cours des six mois précédant l'incident est décrite ci-après.

Code 21 – Compression des amortisseurs

Le signal indiquant la compression des amortisseurs (WOW) n'est pas cohérent avec les informations de vitesse.

Ce code de panne est généré sans délai dès l'apparition d'une des deux combinaisons suivantes :

- la vitesse est supérieure à 190 kt et le signal indique que les amortisseurs sont compressés (avion au sol) ;
- la vitesse est inférieure à 30 kt et le signal indique que les amortisseurs ne sont pas compressés (avion en vol).

Code 27 – Solénoïde de butée secondaire de petit pas d'hélice (SLPS)

Le SLPS ne s'est pas activé (tension d'excitation) lorsque la manette de puissance est passée sous la position ralenti vol (FI).

Ce code de panne est généré sans délai dès l'apparition du défaut et provoque le passage du PEC en mode « PEC FAULT ».

Code 67 – capteur de position d'angle de pale d'hélice

L'information de position d'angle des pales d'hélice⁽⁴⁶⁾ présente un dysfonctionnement au niveau de l'ensemble primaire du PEC.

Ce code de panne est généré par un des dysfonctionnements suivants :

- le vérin se trouve à une position éloignée de plus de 3,81 mm de la position d'angle nul vers l'avant (valeur d'angle de pale inférieure à -28°) ;
- le vérin se trouve à une position éloignée de plus de 63,5 mm de la position d'angle nul vers l'arrière (valeur d'angle de pale supérieure à +97°) ;
- la vitesse de déplacement du vérin est supérieure à 50,8 mm par seconde calculée à chaque cycle du PEC. Un déplacement de 50,8 mm correspond approximativement à 80° d'angle de pale ;
- les tensions transmises par le RVDT au PEC sont incorrectes ou dépassent des valeurs limites.

Code 68 - capteur de position d'angle de pale d'hélice

Le capteur de position d'angle des pales d'hélice⁽⁴⁷⁾ présente un dysfonctionnement au niveau de l'ensemble secours du PEC.

Ce code de panne est généré de la même manière que pour l'ensemble primaire du PEC (Code 67).

⁽⁴⁶⁾Voir annexe 15.

⁽⁴⁷⁾Voir annexe 15.

1.8.4.3 Délai de basculement sur secours et de confirmation des pannes par le PEC

La plupart des pannes du PEC qui entraînent une alarme comportent un délai de confirmation de deux secondes depuis la première détection d'un problème jusqu'à la confirmation et l'affichage d'une panne. Certaines pannes doivent persister pendant plus longtemps avant d'être confirmées (par exemple, un défaut de mesure de vitesse de rotation de l'hélice) et d'autres pendant moins longtemps.

Lors d'un défaut de mesure d'angle des pales d'hélice⁽⁴⁸⁾, la logique du basculement du PEC de l'ensemble primaire vers l'ensemble de secours est la suivante : au minimum toutes les 11,44 ms, de manière parallèle pour chaque ensemble primaire et secours, un compteur d'événements est augmenté de la valeur 3 si l'angle beta n'est pas valide (la valeur maximale du compteur est 12) et diminué de 1 si beta est correct⁽⁴⁹⁾. Un autre compteur (compteur DT) augmente sa valeur de 11,44 ms tant que le compteur d'événements n'est pas nul. Le compteur DT est réinitialisé à zéro si le compteur d'événements atteint zéro. Lorsque le compteur DT atteint la valeur de deux secondes, le PEC bascule sur l'ensemble de secours. Si l'ensemble de secours est également défectueux, l'alarme « PEC FAULT » apparaît ; lorsque les valeurs de beta sont considérées incorrectes sur les deux ensemble primaires et secours, le PEC continue de fonctionner en mode alternatif.

Un défaut de mesure de l'angle beta prend donc au moins deux secondes pour être confirmé en vol et provoquer l'apparition d'une alarme « PEC FAULT ». Ce même défaut au sol avec la manette de puissance sous la position ralenti vol est confirmé en 50 ms environ.

1.8.4.4 Conséquences d'un redémarrage du PEC

Lorsque le PEC n'est plus alimenté, il ne commande plus la vanne électrohydraulique du PVM⁽⁵⁰⁾. La position de la vanne dans ce cas demande une diminution du pas d'hélice. La vitesse de l'hélice va donc augmenter jusqu'à la protection mécanique de survitesse⁽⁵¹⁾.

1.8.5 Certification de l'hélice sur ATR 72-212A

Dans le cadre du processus de certification de l'ATR72-210/PW127/568F-1⁽⁵²⁾, des essais VSS) ont été réalisés à Toulouse en décembre 1994 et janvier 1995. L'objectif de ces essais était de déterminer la réponse vibratoire de l'hélice au sol par vent calme et par vent arrière ainsi que pendant les opérations en vol.

Les mesures vibratoires ont été effectuées uniquement sur le moteur gauche. Du fait de l'architecture de l'avion, l'hélice gauche était en effet considérée comme la plus chargée en opération. Les mesures réalisées sur l'hélice gauche étaient donc considérées conservatives par rapport à l'hélice droite.

En ce qui concerne l'analyse des charges subies par les manetons de pied de pale d'hélice, le programme des essais en vol prévoyait que seul le maneton de la pale n°6 devait être équipé d'un capteur de déformation. Les charges du maneton ne devaient être enregistrées que lors d'un premier vol d'essai et pendant les phases de vol spécifiques suivantes :

- au décollage volets sortis 15° ;
- à la rentrée des volets pendant la montée initiale;

⁽⁴⁸⁾L'angle des pales d'hélice est appelé angle beta, voir annexe 15.

⁽⁴⁹⁾Avec cette logique, la valeur beta est considérée défectueuse dès qu'elle n'est pas valide au moins un cycle sur trois pendant une période de deux secondes.

⁽⁵⁰⁾Voir § 1.5.4.3.

⁽⁵¹⁾Les protections mécaniques de survitesse sont toujours actives, Voir § 1.5.4.6).

⁽⁵²⁾ATR 72-210 équipé de moteurs Pratt et Whitney PW 127 et d'hélices Hamilton Sundstrand 568F-1.

- ❑ en montée aux altitudes de 1°000, 5°000 et 10 000 ft avec le PMS en position MCT et CLB ;
- ❑ en croisière à une altitude élevée (supérieure à 20 000 ft) à une vitesse indiquée de 170 kt avec le PMS en position MCT ;
- ❑ en croisière à une altitude élevée (supérieure à 20 000 ft) à une vitesse indiquée de 220 kt avec le PMS de la position MCT vers CRZ.

Le rapport des essais de stress vibratoire ne contient aucun résultat ni aucune analyse concernant les charges observées au niveau du maneton. D'après le constructeur, aucune mesure n'a pu être exploitée du fait de la défaillance du capteur. Néanmoins l'absence de ces données n'a pas constitué un obstacle à la poursuite du processus de certification de l'hélice. L'enquête n'a pas permis de déterminer les éléments qui ont amené le certificateur à prendre cette décision.

1.8.6 Évolutions de la définition des hélices

UTAS a fourni au BEA la liste de toutes les modifications techniques (EC) concernant l'hélice Hamilton Sundstrand modèle 568F-1 depuis sa mise en service. Dans le cadre de l'enquête, toutes les évolutions de l'hélice ont été passées en revue par UTAS et par le BEA. Aucun élément permettant d'expliquer l'apparition des premiers incidents en 2007, 12 années après la mise en service de l'hélice, n'a été mis en évidence.

On dénombre le nombre de modifications suivantes :

- ❑ pales = 60 ;
- ❑ composants de l'hélice = 30 ;
- ❑ moyeu = 9 ;
- ❑ vérin de changement de pas = 11.

Ces modifications ont toutes été revues et approuvées par la FAA à partir d'une analyse d'impact sur la sécurité. Les essais VSS ont été réalisés pour la certification initiale de l'hélice en 1994-1995. Aucune des modifications réalisées sur l'hélice, entre sa mise en service en 1995 jusqu'aux vols d'essai de 2014 et 2016 consécutifs aux incidents, n'avait nécessité de vérification de son comportement par la réalisation d'essais VSS.

D'après le fabricant de l'hélice, il n'y a pas eu d'essai de certification pour vérifier le comportement de l'ensemble de l'hélice en fonctionnement depuis 1995. Il ajoute que les essais VSS aux fins de la certification sont axés sur les charges aérodynamiques appliquées aux surfaces portantes des pales d'hélice. Les tests VSS de 2014 et 2015 ont été menés à la suite de l'enquête spécifiquement sur les manetons. Par conséquent, l'instrumentation différait d'un système VSS de certification d'hélice typique car elle ne comprenait que des capteurs de contrainte au niveau des pieds de pale contrairement aux tests de certification VSS antérieurs. UTAS a conscience que même des modifications mineures apportées aux composants peuvent altérer les caractéristiques de fonctionnement sur le plan fonctionnel ou structurel. À la fin des années 90, le programme « *Flight Safety Parts* » a été créé pour améliorer et renforcer cette préoccupation. Le système « *UTAS Engineering Change* » est conçu pour minimiser les risques de modifications susceptibles d'avoir des conséquences néfastes sur les principaux composants structurels et fonctionnels. De plus, le fonctionnement et le comportement du système d'hélice sont surveillés via le programme de support aux exploitants d'UTAS et les essais en vol ATR. UTAS ajoute qu'il convient de noter que des essais de certification ont été effectués sur le système d'hélices 568F-5 de l'appareil CASA C295 au cours de l'année 1999. Cette hélice est structurellement identique au modèle 568F-1.

1.8.7 Principes de certification de l'hélice équipant l'ATR 72-212A

Au moment de la certification de l'hélice (1994-1995), les conditions de certification d'une hélice étaient décrites pour la FAA dans le Code of Federal Regulation, Title 14 « *Aeronautics and Space* », Part 35 « *Airworthiness standards : propellers* », intégrant les amendements de 35-1 à 35-6 du 18 août 1990. L'hélice équipant les ATR 72-212A a été certifiée selon le CFR 14 PART 35 de la FAA. Le règlement européen CS-P n'existait pas à l'époque.

La sous partie C du CFR 14 part 35 traitait des essais et examens. Il était indiqué en particulier dans le chapitre 35.37 que les limitations en fatigue devaient prendre en compte tous les cas de formes de charges vibratoires connus ou raisonnablement prévisibles.

La circulaire 20-66 du 29 janvier 1970 de la FAA, en vigueur au moment de la certification, proposait une méthode d'évaluation des vibrations hélice sur avion.

1.8.8 Principes actuels de certification d'une hélice

Les conditions actuelles de certification d'une hélice sont décrites pour l'AESA dans le document CS-P amendement 1 du 16 novembre 2016 et pour la FAA dans le Code of Federal Regulation, Title 14 « *Aeronautics and Space* », part 35 « *Airworthiness standards propellers* ».

1.8.8.1 Certification FAA

La sous partie C du CFR 14 part 35 traite des essais et examens. Il est indiqué en particulier dans le chapitre 35.37 que les limitations en fatigue doivent prendre en compte tous les cas de vibration et de charge cyclique connus ou raisonnablement prévisibles.

Les circulaires 20-66A (en vigueur du 17 septembre 2001 au 24 mars 2011) et 20-66B (en vigueur depuis le 24 mars 2011) de la FAA proposent une méthode d'évaluation des efforts vibratoires subis par une hélice. Il est indiqué en particulier que :

- lorsqu'une étude ne peut pas démontrer de manière adéquate les charges subies pour l'évaluation de la fatigue, des capteurs d'effort peuvent être placés sur les composants du système de changement de pas d'hélice ;
- en fonction de la configuration de l'aéronef et de l'expérience acquise, il peut être nécessaire de vérifier plusieurs hélices pour les aéronefs multi moteurs ;
- lors des essais en vol, il est recommandé d'effectuer des descentes au ralenti vol à différentes vitesses.

Il est à noter qu'au moment de la certification de l'hélice, la circulaire en vigueur (20-66) ne recommandait pas explicitement d'effectuer de descente au ralenti vol à différentes vitesses mais plus généralement de vérifier toutes les conditions qui seraient susceptibles de provoquer une excitation aérodynamique de l'hélice.

1.8.8.2 Certification AESA

La sous partie C du CS-P traite des justifications de type. Il est indiqué en particulier que les caractéristiques en fatigue de l'hélice doivent prendre en compte :

- ❑ toutes les vibrations et charges cycliques connues et raisonnablement prévisibles en exploitation ;
- ❑ l'usure prévisible ;
- ❑ les modifications de qualité des matériaux ;
- ❑ la dispersion en fatigue du matériau ;
- ❑ les modifications dans la production et les effets environnementaux.

La sous partie D traite des vibrations hélice, de l'évaluation de la fatigue et des vols d'essai. Il est indiqué en particulier que :

- ❑ il doit être démontré par des essais, une analyse basée sur des essais ou une expérience précédente sur une conception similaire, que l'hélice ne subit pas d'effet nocif d'origine aéro-élastique (comprenant le « flutter ») ou occasionné par des vibrations qui apparaîtraient dans le domaine de vol de l'aéronef avec des marges de contraintes suffisantes ;
- ❑ lorsque cela s'avère nécessaire, l'amplitude des contraintes ou des charges vibratoires de l'hélice, comprenant les pics de contraintes et les conditions de résonance, doit être déterminée à l'intérieur de l'enveloppe de vol de l'aéronef :
 - soit par la mesure des contraintes et des charges au travers d'essais réels ou d'une analyse basée sur des essais réels effectués sur l'aéronef équipé de ses moteurs,
 - soit par comparaison de l'hélice avec des hélices similaires installées sur des aéronefs similaires sur lesquels ces mesures ont été effectuées.
- ❑ toute condition d'exploitation ou domaine de vitesse dont l'évaluation de la fatigue et les essais vibratoires impliquent la nécessité d'une limitation doit être clairement indiquée dans la documentation de certification.

1.8.9 Actions de sécurité réalisées

1.8.9.1 Recommandation immédiate des autorités d'enquête indonésiennes

À la suite de l'événement survenu le 18 septembre 2013 en Indonésie à l'ATR72-212A immatriculé PK-WFV⁽⁵³⁾, le NTSC a émis une recommandation immédiate le 21 septembre 2013 à destination de l'exploitant de l'aéronef.

Le NTSC a décrit le problème de sécurité suivant : la rupture du système de régulation de l'hélice droite a engendré d'importantes vibrations conduisant à la rupture des attaches du moteur puis à son basculement de haut en bas. Il a recommandé à l'exploitant de vérifier l'état des manetons de pale d'hélice et de rechercher des indications de fissures. Cette inspection concernait une partie de la flotte ATR 72-212A de Wings Air dont le temps d'utilisation ou le nombre de cycles depuis leur mise en service étaient proche de celui de l'aéronef endommagé.

⁽⁵³⁾Voir § 1.2.5.

1.8.9.2 Campagne d'inspection sur les flottes de trois compagnies aériennes

Les hélices droites des ATR 72-212A de trois compagnies aériennes (Trip Linhas Aéreas, Precision Air et Wings Air) dont les vérins ou les pales avaient plus de 3 200 heures de vol ou plus de 3 200 heures de vol depuis la dernière visite majeure (effectuée après 10 500 heures de vols) ont été vérifiées entre janvier et février 2014. La distance séparant les deux plateaux du vérin de régulation de pas a été mesurée et les manetons des pieds de pale d'hélice ont été soumis à une recherche de fissures par ressuage (FPI). Aucun défaut n'a pu être mis en évidence pour les 44 aéronefs concernés.

1.8.9.3 Modification des procédures de maintenance

Message d'information aux exploitants d'ATR

Le 23 septembre 2014, ATR a émis un message d'information aux exploitants d'ATR 42-400, 42-500 et 72-212A⁽⁵⁴⁾ mettant en place une nouvelle procédure de maintenance permettant une détection précoce de déformations du système de régulation de pas d'hélice lorsqu'un événement vibration associée à une alarme PEC FAULT est rapporté par l'équipage.

⁽⁵⁴⁾Voir annexe 16, OIM 2014/10.

Bulletin de service d'UTAS

Le 2 octobre 2014, UTAS a émis un bulletin de service⁽⁵⁵⁾ concernant les hélices Hamilton Sundstrand modèle 568F décrivant la procédure de détection de déformation du système de régulation de pas d'hélice. Ce SB est lié à l'OIM 2014/10 d'ATR décrit précédemment.

⁽⁵⁵⁾Voir annexe 17, SB 568F-61-67.

1.8.9.4 Recommandations de sécurité du BEA

Le 23 décembre 2014, le BEA a adressé à l'AESA quatre recommandations de sécurité⁽⁵⁶⁾.

⁽⁵⁶⁾Voir annexe 18.

Recommandation FRAN-2014-016

Que les mesures nécessaires soient prises afin de s'assurer que tous les pilotes exploitant un ATR équipé d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, soient informés que des vibrations importantes se sont produites pendant la descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol et que des dommages importants au mécanisme de régulation de pas de l'hélice et, dans un cas, aux attaches du moteur, ont été observés.

Recommandation FRAN-2014-017

Que les mesures nécessaires soient prises afin de s'assurer que tous les pilotes exploitant un ATR équipé d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, planifient et entreprennent leurs vols de manière à éviter des opérations proches de la VMO au ralenti vol.

Recommandation FRAN-2014-018

Que les mesures nécessaires soient prises afin de s'assurer que tous les pilotes exploitant un ATR équipés d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, informent la maintenance s'ils ressentent de fortes vibrations lors de la descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol.

Recommandation FRAN-2014-019

Que les mesures nécessaires soient prises afin de s'assurer qu'ATR développe une procédure opérationnelle appropriée traitant des vibrations importantes d'une hélice et que les compagnies aériennes exploitant un ATR équipé d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, incluent cette procédure dans leur documentation opérationnelle.

1.8.9.5 Bulletin d'information sécurité de l'AESA

Le 30 janvier 2015, l'AESA a émis un bulletin d'information de sécurité adressé aux propriétaires et exploitants d'ATR 42-400, 42-500 et 72-212A équipés d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1⁽⁵⁷⁾.

⁽⁵⁷⁾Voir annexe 19, SIB 2015/03.

À titre préventif et afin de limiter le risque d'apparition de vibrations d'hélice en vol, l'AESA y recommande aux exploitants :

- de suivre autant que possible la recommandation du constructeur d'effectuer des descentes standard à une vitesse maximum de 240 kt. La réduction de puissance doit être lisse et progressive si, pendant la descente, l'équipage doit positionner les manettes de puissance au ralenti vol alors que la vitesse s'approche de la VMO ;
- si un phénomène de vibration d'hélice pendant la descente apparaît, de s'assurer que l'équipage essaye de discriminer le moteur concerné et l'arrête ;
- si l'équipage a des difficultés pour discriminer et arrête le moteur concerné, d'éviter l'utilisation de l'inversion de poussée ;
- de s'assurer que les pilotes rapportent à la maintenance toute vibration soudaine et anormale qui serait survenue pendant la descente ou l'approche ;
- de prendre en compte les OIM et les SB publiés récemment respectivement par ATR et UTAS⁽⁵⁸⁾ et d'informer ATR de la survenue d'un phénomène de vibration d'hélice.

⁽⁵⁸⁾Voir § 1.8.9.3.

1.8.9.6 Message aux exploitants d'ATR

Le 23 février 2015, ATR a émis un message à tous les exploitants d'ATR 42-400, 42-500 et 72-212A⁽⁵⁹⁾ afin de les informer des cas d'apparition soudaine de vibrations importantes en vol ayant pour origine des dommages au système de régulation de pas d'hélice.

⁽⁵⁹⁾Voir annexe 20, AOM 42/72/2015/01.

Ce message rappelle les opérations de maintenance demandées par les OIM d'ATR et SB d'UTAS⁽⁶⁰⁾. Il introduit un bulletin d'ingénierie opérationnelle⁽⁶¹⁾ décrivant la procédure à suivre par le pilotes pour discriminer en vol l'ensemble hélice à l'origine de vibrations. Enfin, le SIB de l'AESA⁽⁶²⁾ y est reproduit en annexe.

⁽⁶⁰⁾Voir § 1.8.9.3.

⁽⁶¹⁾Voir annexe 21, EOB n°25.

⁽⁶²⁾Voir § 1.8.9.5.

1.8.9.7 Réponse de l'AESA aux trois premières recommandations de sécurité du BEA

Recommandation FRAN-2014-016

- Réponse de l'AESA (6 mars 2015) : L'AESA a publié le SIB 2015-03. Les éléments de la recommandation de sécurité sont repris dans la section « *description* ».
- Avis du BEA (8 avril 2015) : Le BEA estime que la combinaison du SIB 2015-03 de l'AESA et de l'AOM 42/72/2015-01 issue 1 d'ATR répond à la recommandation de sécurité.

Recommandation FRAN-2014-017

- ❑ Réponse de l'AESA (6 mars 2015) : L'AESA a publié le SIB 2015-03. Les éléments de la recommandation de sécurité sont repris dans la recommandation n°1 du SIB.
- ❑ Avis du BEA (8 avril 2015) : Recommander l'application du FCOM ATR autant que possible ne répond pas totalement à la recommandation de sécurité. L'expérience a montré que la procédure actuelle amène les équipages à voler régulièrement à une vitesse proche de la VMO. De plus, le BEA souhaite s'assurer que l'AESA a pris en compte l'impact de la recommandation sur la procédure d'urgence du FCOM ATR « descente d'urgence » où il est demandé de déplacer les deux manettes de puissance en position ralenti vol et de suivre une vitesse proche de la VMO.

Recommandation FRAN-2014-018

- ❑ Réponse de l'AESA (6 mars 2015) : L'AESA a publié le SIB 2015-03. Les éléments de la recommandation de sécurité sont repris dans les recommandations n°4 et 5 du SIB.
- ❑ Avis du BEA (8 avril 2015) : Le BEA estime que le SIB 2015-03 de l'AESA répond de manière adéquate à la recommandation de sécurité.

1.8.9.8 Bulletin d'information spécial sécurité de la FAA

Le 20 avril 2015, la FAA a émis un bulletin d'information spécial sécurité adressé aux propriétaires et exploitants d'ATR 42-500 et 72-212A équipés d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1⁽⁶³⁾. Ce bulletin rappelle le SIB de l'AESA⁽⁶⁴⁾ et recommande aux exploitants d'appliquer les OIM d'ATR et SB d'UTAS⁽⁶⁵⁾.

⁽⁶³⁾Voir annexe 22, SAIB NM-15-14.

⁽⁶⁴⁾Voir § 1.8.9.5.

⁽⁶⁵⁾Voir § 1.8.9.3.

1.8.9.9 Révision du bulletin d'information sécurité de l'AESA

Le 19 janvier 2016, l'AESA a émis une version révisée du bulletin d'information de sécurité adressé aux propriétaires et exploitants d'ATR 42-400, 42-500 et 72-212A équipés d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1⁽⁶⁶⁾.

⁽⁶⁶⁾Voir annexe 23.

La révision concerne la méthode à appliquer pour discriminer le moteur concerné par les vibrations, conformément à l'AOM d'ATR⁽⁶⁷⁾.

⁽⁶⁷⁾Voir § 1.8.9.6.

1.8.9.10 Réponse de l'AESA à la quatrième recommandation de sécurité du BEA

Recommandation FRAN-2014-019

- ❑ Réponse de l'AESA (28 janvier 2016) : L'AESA a publié une mise à jour du SIB 2015-03R1 dans lequel il est recommandé aux exploitants d'intégrer l'EOB n°25 d'ATR dans leur documentation opérationnelle.
- ❑ Avis du BEA (4 mars 2016) : Le BEA estime que la procédure n'est pas adaptée. Cette procédure trop complexe ne peut être acceptée que comme une solution temporaire. Lorsque le moteur concerné ne peut pas être identifié, ce qui semble être souvent le cas, la procédure demande en effet de mettre l'hélice 2 en drapeau et, si cette action est sans effet, de remettre la puissance sur le moteur 2 puis de mettre l'hélice 1 en drapeau. La complexité de cette procédure introduit le risque que l'équipage ne soit pas capable de la mettre en œuvre de manière sécurisée. Si une proposition plus simple et plus efficace ne peut pas être proposée, alors un changement de conception ou une limitation opérationnelle de la flotte pourrait être mise en œuvre pour éliminer le risque d'apparition du phénomène vibratoire.

- Réponse de l'AESA (7 juin 2016) : La procédure a été élaborée par des experts essais en vol de l'AESA et d'ATR. Il n'y a aucun élément qui permette de dire qu'elle est trop complexe et il n'y a, à [la] connaissance [de l'Agence] connaissance, aucun retour négatif de la part des exploitants. Aucun nouvel incident similaire n'a été rapporté depuis mars 2015. Le SIB 2015-03R1 représente déjà une atténuation opérationnelle des risques. Il comprend un guide en deux étapes qui reprend de manière basique des bonnes pratiques : Éviter des vitesses proches de la VMO en descente et réduire la puissance de manière souple en cas d'apparition de vibrations. L'AESA confirme la réponse du 28 janvier 2016. L'AESA reste à la disposition du BEA si ce dernier souhaite organiser une téléconférence pour discuter du sujet.
- Avis du BEA (29 juin 2016) : Le BEA note la position de l'AESA qui estime que la procédure recommandée n'est pas trop complexe et n'engendre pas de risque opérationnel. Le BEA estime que l'AESA ne répond pas totalement à la recommandation de sécurité. Le besoin de nouvelles actions de sécurité pourrait être reconsidéré dans le rapport final concernant l'enquête de sécurité.

1.8.9.11 Recommandations de sécurité du SHK

Le 19 octobre 2016, le SHK a publié le rapport final concernant l'événement survenu le 30 novembre 2014 en Suède à l'ATR 72-212A immatriculé SE-MDB⁽⁶⁸⁾.

⁽⁶⁸⁾Voir § 1.2.6.

Le SHK estime que des actions supplémentaires et importantes d'ingénierie sont nécessaires pour trouver la cause de l'incident et que de telles actions sont de la responsabilité des détenteurs des certificats de type avion et hélice, sous la supervision des autorités certificatrices. Le SHK ajoute qu'il été possible d'établir que des incidents de même nature ont eu lieu dans des circonstances similaires.

Recommandation SWED-2016-002

Le SHK recommande à l'AESA d'envisager de mettre en œuvre des limitations provisoires du domaine de vol ou des limitations du domaine d'utilisation de la puissance moteur, jusqu'à ce que le problème soit compris et corrigé.

- Réponse de l'AESA (17 janvier 2017) : Le 19 janvier 2016, l'AESA a publié un SIB 2015-03R1. Depuis, aucun nouvel événement de dommages matériels à la suite de vibrations hélice n'a été rapporté. Les exploitants d'aéronefs concernés par le SIB doivent suivre autant que possible la recommandation du constructeur concernant la descente standard à une vitesse maximum de 240 kt. Si, pour une quelconque raison, la vitesse en descente s'approchait trop près de la VMO et que les manettes de puissance devaient être positionnées au ralenti vol, une réduction souple et progressive de la puissance doit être effectuée. De plus, UTAS a publié un SB568F-61-69 en aout 2015 concernant la diminution des charges de friction internes que l'on suspecte de contribuer aux vibrations observées. Des essais en coordination avec les détenteurs des certificats de navigabilité de l'avion et de l'hélice sont en cours. Ces essais sont nécessaires pour confirmer la cause possible de ces vibrations.

1.8.9.12 Mise en service d'une nouvelle cage de roulement

Une nouvelle conception de cage de roulement de pied de pale d'hélice a été développée par UTAS⁽⁶⁹⁾. ATR et UTAS ont recommandé aux exploitants de remplacer les anciennes cages par ce nouveau modèle qui assure une diminution des efforts de friction au niveau du système de rétention des billes de roulement. Au moment de l'écriture de ce rapport, 14 145 cages ont été fournies aux exploitants (ce nombre couvre plus de 60 % de la flotte équipée de ce type d'hélice). ATR a reçu la confirmation du remplacement des cages pour 428 hélices, soit 23 % de la flotte concernée.

⁽⁶⁹⁾Voir annexe 24, ATR AOM 42/72/2015/01 issue 2 et UTAS SB 568F-61-69.

2 - ANALYSE

2.1 Scénario des événements de vibrations hélices pour le 9Y-TTC

Vibrations liées aux hélices ressenties lors des vols précédents

Dans les mois précédant l'incident, les équipages de l'ATR 72-212A immatriculé 9Y-TTC avaient rapporté trois événements de vibrations liés aux hélices :

- ❑ le 25 janvier 2014, l'équipage avait ressenti des vibrations pendant la descente et les alarmes PEC FAULT puis PEC SINGLE CHANNEL associées à l'hélice droite étaient apparues ;
- ❑ le 15 mars 2014, l'équipage avait ressenti des vibrations importantes pendant le vol au moment où il avait déplacé les manettes de puissance vers la position ralenti vol. L'alarme PEC FAULT associée à l'hélice droite était apparue. La lecture des codes de panne du PEC de l'hélice droite avait mis en évidence un défaut de fonctionnement des capteurs de position d'angle de pas d'hélice des chaînes primaires et de secours du PEC (codes de panne 67 et 68). Des vibrations de l'hélice peuvent générer ce type de panne ;
- ❑ le 28 mars 2014, l'équipage avait ressenti des vibrations importantes pendant le vol au moment où il avait déplacé les manettes de puissance vers la position ralenti vol. Les vibrations avaient disparu lorsque les manettes de puissance avaient été avancées. L'alarme PEC FAULT associée à l'hélice droite était apparue.

À la suite de chacun de ces événements, les équipes de maintenance avaient entrepris des essais moteurs au sol qui n'avaient rien révélé d'anormal.

La possibilité d'un endommagement du système de régulation de pas d'hélice avant le vol du 4 mai 2014 ne peut être écartée. Néanmoins l'analyse des paramètres enregistrés dans le QAR montre que cet endommagement, s'il existait, n'était pas significatif. Pour les vols précédents, les paramètres liés aux moteurs et hélices gauches et droits étaient en effet similaires lors de l'utilisation de l'inversion de poussée, même dans les cas où la puissance maximale était délivrée.

Vibrations survenues lors du vol du dimanche 4 mai 2014

Pendant la descente, à une vitesse de 246 kt proche de la VMO (250 kt) et en augmentation, l'équipage a réduit la puissance au minimum en positionnant les manettes au ralenti vol. Les couples des deux moteurs ont atteint des valeurs nulles ou négatives, ce qui indique que les hélices fonctionnaient en moulinet. L'équipage a alors ressenti de fortes vibrations.

Compte tenu de l'intensité des vibrations, les capteurs de position d'angle de pas de l'hélice droite ont probablement transmis au PEC un nombre suffisant de valeurs hors tolérances pour que l'alarme PEC FAULT se déclenche. Les vibrations ont également provoqué la rupture de l'axe d'entraînement du générateur de courant alternatif du moteur droit. L'intensité des vibrations s'est atténuée alors que la vitesse atteignait 236 kt en diminution et que l'équipage débutait la procédure de gestion de panne du PEC en positionnant la manette de régulation hélice droite sur la position « 100 % OVRD ». Les valeurs enregistrées au QAR montrent en effet une diminution du nombre de valeurs erronées d'angle de pas. Enfin, trois à quatre secondes plus tard, le niveau des vibrations a suffisamment diminué pour que ces valeurs redeviennent constamment valides et que l'alarme PEC FAULT s'éteigne.

Les vibrations auront duré une vingtaine de secondes, période pendant laquelle le PEC est resté en mode FAULT. Il n'est pas possible de conclure avec certitude que les oreilles du plateau avant du vérin de changement de pas de l'hélice droite ont été endommagées lors de cet épisode vibratoire. Ces endommagements ont en effet pu être occasionnés lors du dernier essai moteur du 5 mai. Cependant, il existe de nombreuses similarités avec l'épisode vibratoire de l'incident survenu le 30 novembre 2014 à l'ATR SE-MDB pour lequel il a été démontré que les dégâts étaient survenus pendant les vibrations en vol.

L'équipage a ensuite poursuivi la procédure en redémarrant le PEC droit, en plaçant la manette de régulation d'hélice droite sur le cran « AUTO », puis en équilibrant la puissance des deux moteurs.

Après le redémarrage du PEC droit, une anomalie dont l'origine n'a pas pu être déterminée est apparue sur son ensemble primaire, ce qui a déclenché l'alarme ENG 2 PEC SGL CH.

Poursuite du vol du dimanche 4 mai 2014

Le plateau avant du vérin de changement de pas n'étant sollicité en vol que dans des configurations très particulières, l'équipage a pu poursuivre son vol normalement avec le plateau avant de l'hélice droite possiblement déformé.

Cependant, jusqu'à l'atterrissage, les paramètres enregistrés montrent un pas d'hélice à droite de 2° à 5° plus important que celui de l'hélice gauche. La rupture de l'arbre d'entraînement du générateur ACW est probablement à l'origine de cette différence. Le générateur rompu n'absorbant plus sa part d'énergie fournie par le moteur, la puissance transmise à l'hélice droite est en effet plus importante qu'à gauche. Pour maintenir la même vitesse de rotation d'hélice, le système de régulation a alors commandé un angle de pale plus important à droite.

Pendant l'atterrissage, l'équipage rapporte qu'il a ressenti de légères vibrations. L'inversion de poussée n'a pas été utilisée. Pendant le roulage jusqu'à l'arrêt des moteurs, les enregistrements montrent une différence de couple entre le moteur droit et le gauche pour maintenir la même vitesse de rotation d'hélice. Le moteur droit a délivré 10 % de couple de plus que le moteur gauche. L'origine de cette différence de couple n'a pas pu être déterminée.

Opérations de maintenance effectuées après le vol du 4 mai 2014

Les documents de maintenance indiquent qu'après le vol, les codes de panne du PEC du moteur gauche ont été vérifiés et le PEC a été remis à zéro. Or, les vérifications auraient dû concerner le PEC du moteur droit. L'enquête n'a pas permis de déterminer s'il s'agissait d'une erreur d'écriture dans les documents de maintenance et quels codes de panne étaient enregistrés dans les mémoires du PEC.

Un essai à la puissance décollage et à la vitesse de rotation hélice de 100 % Np sur les deux ensembles moteurs/hélices n'a pas mis en évidence de vibration ni de fonctionnement anormal. Cependant, cette plage d'utilisation du moteur ne sollicite pas le plateau avant du vérin de changement de pas et, en conséquence, ne permet pas d'en vérifier l'état. Les manetons des pales n'entrent en effet en contact avec le plateau avant que lors de deux phases de vols : en inversion de poussée et lors du passage de l'hélice en drapeau⁽⁷⁰⁾.

Les essais complets au sol des performances des moteurs comprennent un test de passage en inversion de poussée à la puissance maximale. Ce test aurait pu permettre de mettre en évidence l'existence d'un endommagement du système de régulation de l'hélice droite, mais il n'a pas été réalisé.

Vibrations survenues lors du vol du lundi 5 mai 2014

Le vol s'est effectué normalement. Les paramètres enregistrés sont normaux sans décalage de valeurs entre le moteur gauche et le moteur droit, contrairement à la fin du vol précédant. Le remplacement du générateur ACW du moteur droit avant le vol est probablement à l'origine de la disparition du décalage.

Au roulage à l'atterrissage, l'équipage a toutefois entendu un bruit important au moment où il a déplacé les manettes de puissance de la position ralenti vol vers le ralenti sol. Les paramètres enregistrés confirment un fonctionnement anormal de l'hélice droite : diminution de la vitesse de l'hélice droite par rapport à l'hélice gauche et, au même moment, augmentation du couple du moteur droit jusqu'à 17 % de plus que le moteur gauche.

À la suite, le moteur droit a délivré environ 10 % de couple de plus que le moteur gauche jusqu'à son arrêt. L'origine de cette différence de couple, également présente lors du vol précédent, n'a pas pu être déterminée.

L'équipage rapporte que le bruit a disparu lorsqu'il a mis l'hélice droite en drapeau. Aucune alarme n'est apparue en cockpit. L'équipage a poursuivi le roulage vers l'aire de stationnement en n'utilisant que le moteur gauche.

Opérations de maintenance effectuées après le vol du lundi 5 mai 2014

Au cours d'un premier essai au sol de l'inversion de poussée, les agents de maintenance n'ont ressenti aucune vibration anormale. Les données enregistrées par le QAR montrent que lors de ce premier essai les agents de maintenance ont positionné par deux fois les manettes de puissance en position inversion de poussée pendant une durée de moins de trois secondes. Dans ce laps de temps, le moteur droit n'a pas eu le temps de délivrer la puissance maximale et les pales d'hélice droite n'ont également pas pu atteindre un angle suffisant pour que le maneton de la pale n°3 passe derrière le plateau avant du vérin de changement de pas dont l'oreille n°3 était probablement déjà déformée.

⁽⁷⁰⁾ Les essais en vol ont montré que les manetons pouvaient également entrer en contact de manière cyclique avec le plateau avant à grande vitesse et à puissance réduite (voir § 1.7.10).

Un deuxième et un troisième essai ont été interrompus à l'apparition de l'alarme PEC FAULT avant la fin du dévirage de l'hélice droite. Les agents de maintenance avaient calibré le PEC droit avant le deuxième essai puis remplacé et calibré le PEC droit avant le troisième essai. Ils rapportent n'avoir ressenti aucune vibration anormale.

Le régulateur d'hélice droite a été remplacé. Un quatrième essai au sol a débuté, au cours duquel ont été testés le ralenti sol, le ralenti vol puis une puissance suffisante pour atteindre 100 % N_p sans être à la puissance de décollage, sans apparition d'alarme ni de vibration anormale. Cette plage d'utilisation du moteur ne sollicite pas le plateau avant du vérin de changement de pas et, en conséquence, ne permet pas d'en vérifier l'état. Puis, les manettes ont été positionnées en inversion de poussée. Les agents de maintenance ont ressenti des vibrations anormales et ont arrêté les moteurs.

L'angle de pas atteint lors cette dernière utilisation de l'inversion de poussée a été suffisant pour que le maneton de la pale n°3 de l'hélice droite passe derrière le plateau avant du vérin de changement de pas. Le bras du contrepoids de la pale n°3 est entré en contact avec celui de la pale n°4, verrouillant l'angle de pas de la pale n°4. Lorsque les agents de maintenance ont commandé le passage en drapeau de l'hélice droite, la pale n°4, toujours bloquée, a empêché le passage en drapeau de l'hélice. Son maneton, en appui sur l'oreille n°4 du plateau avant, a bloqué le mouvement du vérin de changement de pas. Puis, au bout d'une dizaine de secondes, la puissance délivrée par le vérin a été suffisante pour casser le maneton de la pale n°4. Le vérin s'est alors déplacé jusqu'à la position de drapeau. Au moment de la rupture du maneton n°4, la pale n°4 a été libérée en rotation et son contrepoids est venu interagir avec celui de la pale n°5.

Après l'arrêt des moteurs, les pales n°1, 2, 5 et 6 étaient en position drapeau alors que les pales n°3 (dont le maneton était passé derrière le plateau du vérin) et n°4 (libre en rotation, maneton cassé) étaient dans des positions inusuelles.

Cet incident a mis en évidence que malgré les procédures de maintenance mises en œuvre il était possible d'effectuer un vol avec un endommagement significatif du système de régulation d'hélice. Il convient par la suite d'envisager ensemble tous les éléments établis lors de l'analyse des événements similaires afin de tenter de déterminer un scénario d'endommagement du système de régulation d'hélice et d'en déterminer l'origine.

2.2 Analyse générale des événements de vibrations hélices

2.2.1 Identification des risques potentiels pour la sécurité

2.2.1.1 Détachement d'un moteur en vol

Le détachement en vol de l'ensemble moteur-hélice pourrait avoir pour conséquence la perte de contrôle de l'aéronef. Dans un cas, à la suite d'un événement vibratoire, des attaches moteur ont été retrouvées endommagées. Dans un autre cas, il a été observé la rupture de deux attaches du moteur droit. Cependant, comme l'équipage avait poursuivi le vol sans mettre l'hélice droite en drapeau et avait utilisé l'inversion de poussée à l'atterrissage, il n'a pas été possible de savoir si les attaches s'étaient rompues en vol ou au sol pendant l'atterrissage.

2.2.1.2 Blocage du système de passage en drapeau en vol

Le blocage en vol du passage en drapeau d'une hélice pourrait provoquer une perte de contrôle de l'aéronef. Dans les cas où l'inversion de poussée a été utilisée, le contrepoids d'une pale est venu verrouiller la pale adjacente, bloquant le passage en drapeau.

Dans un cas, la déformation de l'oreille de plateau avant avait permis la libération de la pale bloquée puis la mise en drapeau des quatre autres pales.

Dans un autre cas, le système de régulation de pas d'hélice était resté bloqué à un angle de pas de l'ordre de 35° (l'angle en position drapeau est de 78,5°). Seule la rupture du maneton de la pale verrouillée avait permis le passage en drapeau des quatre autres pales. Cette rupture avait été provoquée par le vérin qui, alimenté par la pompe auxiliaire de mise en drapeau, peut produire une force de l'ordre de 11 000 daN, supérieure à la force nécessaire pour rompre un maneton (6 400 daN). Cependant, ce dimensionnement théorique ne conduit pas nécessairement à une rupture du maneton suivie du passage en drapeau des autres pales. La rupture du maneton bloqué n'est en effet pas forcément immédiate (une dizaine de seconde dans le cas observé) alors que la pompe auxiliaire a une durée de fonctionnement limitée à trente secondes.

Ce type de blocage ne devrait toutefois pas pouvoir se produire en vol car il est nécessaire qu'une pale atteigne un angle de pas inférieur à -14° pour verrouiller la pale adjacente.

Les nombreux marquages observés sur les contrepoids des pales montrent que, lors des incidents, les interactions entre les pales ont été fréquentes. Le constructeur de l'hélice ne pense pas possible que les contrepoids soient entrés en contact pendant les vibrations en vol mais plutôt au sol.

2.2.1.3 Erreur d'identification de l'hélice concernée par l'équipage conduisant à l'extinction du moteur de l'hélice saine en vol

Une erreur d'identification de l'hélice concernée par l'équipage conduisant à l'extinction du moteur de l'hélice saine pourrait provoquer une perte importante d'altitude et, si l'événement venait à survenir à basse hauteur, des difficultés à maintenir la trajectoire voulue. Or, les conditions d'apparition des vibrations en vol peuvent être réunies dans des phases de vol à basse hauteur. Les témoignages de certains pilotes qui indiquent avoir rencontré des vibrations anormales en approche finale sur le plan de descente du glide et en approche à vue semblent le confirmer.

L'identification par les équipages de l'hélice concernée ne semble pas évidente. Un équipage a en effet mis dans un premier temps l'hélice saine en drapeau car il avait des difficultés à lire ses instruments. Dans un autre cas, l'équipage rapporte qu'il a eu des difficultés à identifier l'hélice concernée et que les vibrations augmentaient lorsqu'il réduisait la puissance sur l'hélice endommagée.

2.2.1.4 Endommagement interne du moteur et de ses accessoires

L'intensité des vibrations de l'hélice peut occasionner un endommagement interne du moteur et de ses accessoires conduisant à une situation de vol dégradée.

Les endommagements internes au moteur et à ses accessoires qui ont été observés sont les suivants :

- ❑ perte pression d'huile ;
- ❑ carter du compresseur fendu sur 180° et début d'érosion de l'arbre de liaison turbine-hélice (risque de rupture de l'arbre et de survitesse turbine) ;
- ❑ rupture de l'arbre d'entraînement du générateur de courant alternatif (trois cas confirmés).

Il ressort de ces observations qu'un événement vibratoire en vol aura souvent pour conséquence la perte du générateur de courant alternatif (la génération électrique ACW sera alors assurée par le générateur situé sur le moteur sain) et la panne du moteur associé à l'hélice.

2.2.2 Scénario d'endommagement du système de régulation d'hélice

Les éléments recueillis au cours des différentes enquêtes conduites sur les incidents similaires ont permis de déterminer que l'endommagement du système de régulation d'hélice est lié à l'apparition de surcharges lors d'appuis successifs des manetons de pied de pale sur les plateaux avant et arrière du vérin de changement de pas.

Les chapitres suivants décrivent différents comportements de l'hélice qui pourraient intervenir dans l'apparition de ces surcharges et proposent des éléments de scénario, sans pouvoir conclure de manière définitive.

2.2.2.1 Comportements particuliers de l'hélice

Friction au niveau des roulements de pale

L'existence du phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale a été mise en évidence lors des essais en vol de 2014 et 2016. Des tests réalisés sur banc montrent qu'il devrait être théoriquement possible de générer une force suffisante pour endommager l'hélice. Les conditions nécessaires pour déformer de manière irréversible les oreilles d'un plateau sont les suivantes :

- ❑ plus de la moitié des billes des roulements de pied de pale sont comprimées sur la cage de roulement, et ;
- ❑ seules quatre pales sur six sont soumises à de la friction (comme le vérin délivre une force de l'ordre de 11 000 daN, ses efforts répartis sur chacune des six oreilles de plateau s'élèvent à 1 833 daN. Ils ne sont ainsi pas suffisants pour déformer simultanément de manière permanente les six oreilles de plateau qui peuvent supporter chacune 3 000 daN).

La force de rétention mesurée lors des essais en vol était insuffisante pour endommager l'hélice. Elle correspondait à 15 % de la charge statique nécessaire pour déformer une oreille de plateau de manière irréversible.

« Événement d'efforts cycliques sur le plateau avant »

En vol, la somme des moments générés par les charges aérodynamiques, le contrepoids et l'inertie d'une pale tend généralement à la faire pivoter vers le « *grand pas* ». Le maneton d'hélice est donc la plupart du temps en appui sur le plateau arrière du vérin de régulation de pas. À une vitesse de rotation d'hélice constante, les moments du contrepoids et d'inertie sont constants et celui des charges aérodynamique est cyclique de période un tour d'hélice (1P).

Lors des essais en vol de 2014 et 2016, un comportement particulier de l'hélice droite a pu être observé à une vitesse élevée proche de la VMO et un couple moteur nul ou négatif. Dans ces conditions de charges aérodynamiques particulières, la somme des moments appliqués sur une pale change de direction pendant un tour d'hélice. Le maneton de la pale quitte alors le plateau arrière puis revient en appui sur ce dernier. Pendant ces déplacements cycliques, le maneton vient parfois en contact avec le plateau avant. Ces déplacements produisent des vibrations engendrées au niveau du vérin de régulation de pas d'hélice.

Des vibrations dans les mêmes conditions ont pu être observées lors d'un vol de familiarisation par les enquêteurs suédois. Un jeu trop important entre les manetons de pale et les deux plateaux du vérin était à l'origine de ces vibrations. Une faible augmentation de couple moteur faisait disparaître ces vibrations. Il est probable que cette augmentation de couple modifiait suffisamment les charges aérodynamiques pour que les manetons restent en appui sur le plateau arrière pendant un tour complet d'hélice.

La raison pour laquelle le phénomène a été observé principalement sur l'hélice droite (un seul cas observé sur l'hélice gauche) vient probablement du fait que les hélices gauche et droite, ayant le même sens de rotation, sont soumises à des charges aérodynamiques différentes puisque les interactions de leur flux aérodynamique avec le fuselage sont différentes.

Les charges qui ont été mesurées sur un maneton lors des essais en vol pendant un « *événement d'efforts cycliques sur le plateau avant* » étaient au maximum de l'ordre de 450 daN, soit 18 % de la charge statique nécessaire pour le déformer de manière irréversible. Cependant, d'après le constructeur de l'hélice, ces charges peuvent augmenter avec la distance séparant les plateaux avant et arrière. Ces augmentations de charge n'ont pas pu être quantifiées.

Il convient de souligner que lors de ces phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant, un taux de mise en charge important a été observé. Le dimensionnement du système de régulation d'hélice étant basé sur des charges statiques et cycliques mais pas sur des efforts vibratoires, il n'est pas possible d'en estimer les effets sur le matériau constituant les plateaux et les manetons. Cette sollicitation vibratoire du plateau avant dans ces conditions de vol dénote un fonctionnement mécanique qui ne correspond pas aux conditions pour lesquelles les pièces ont été dimensionnées.

Le phénomène d'efforts cycliques sur le plateau avant semble lié à la vitesse air de l'aéronef. Lors des essais en vol, ce phénomène a en effet été observé lors des manœuvres à 250 kt mais pas à 230 kt. De même, les fortes vibrations survenues lors des incidents ou rapportés en exploitation par les équipages sont toujours survenues à des vitesses supérieures à 240 kt. La sévérité des vibrations pourrait également s'accroître avec la vitesse. Dans le cas de l'incident du PR-TKA, un maneton de pale s'est rompu en vol à une vitesse enregistrée de 258 kt. Cependant, l'impact d'une vitesse supérieure à 250 kt sur la forme et l'intensité des efforts appliqués au système de régulation n'a pas été étudié. En conséquence, les marges de vitesse disponibles en service opérationnel ne sont pas connues.

Boucle d'asservissement de la régulation d'hélice

Des vibrations importantes associées à une force de friction au niveau des roulements de pied de pale peuvent perturber le fonctionnement de la boucle d'asservissement du système de régulation d'hélice. Il n'a pas été possible de déterminer leur impact réel, en particulier si dans les conditions rencontrées lors des incidents, les mouvements du vérin de changement de pas commandés par le PEC avaient pu amplifier les vibrations.

Il convient néanmoins de décrire, sans pouvoir le quantifier, l'impact des vibrations et de la friction sur le fonctionnement du système de régulation :

- ❑ L'existence d'une friction modifie l'amortissement de la boucle d'asservissement.
- ❑ Une impulsion est envoyée au système lorsqu'une pale bloquée par la friction commence à tourner (diminution soudaine des efforts de friction du roulement).
- ❑ Des vibrations importantes provoquent des déplacements du vérin de régulation tels que les signaux envoyés par les capteurs de position de vérin sont considérés alternativement comme valides puis non valides (car hors tolérances) par le PEC. Lorsque le PEC ne reçoit plus d'information valide sur la position réelle du vérin qu'il utilise pour calculer un angle de pas d'hélice, il continue néanmoins d'envoyer des consignes de pression hydraulique vers la vanne électrohydraulique dans l'objectif de maintenir une vitesse de rotation d'hélice constante (82% NP). Il utilise alors des valeurs prédéfinies. À chaque changement d'état des informations de positions de vérin (valide/non valide), le PEC passe d'un mode de contrôle normal à un mode dégradé.
- ❑ La fréquence des vibrations engendrées par les six pales d'hélice (6P, soit 98,4 Hz à 82 % Np) est proche de la fréquence minimale de calcul du courant de sortie du PEC (87,4 Hz). L'échantillonnage des valeurs de position de vérin n'est donc pas suffisant pour assurer un fonctionnement optimal du PEC. Ce dernier pourrait envoyer des commandes en opposition de phase avec les oscillations du vérin et les accentuer.

2.2.2.2 Chronologie des dégâts

Hypothèse d'une déformation en plusieurs étapes

Dans tous les cas d'incidents connus, aucun élément n'a permis de mettre en évidence l'existence, avant l'épisode vibratoire, d'une déformation du système de régulation de pas, en particulier du plateau avant.

Cependant, la possibilité que le plateau avant soit déjà déformé ne peut être écartée. Les vols peuvent en effet se poursuivre normalement avec un système de régulation d'hélice endommagé sans que les équipages ne remarquent de vibrations anormales, si les conditions suivantes sont réunies :

- ❑ les déformations sont limitées au plateau avant ;
- ❑ l'équipage n'utilise pas l'inversion de poussée à l'atterrissage ;
- ❑ L'équipage n'effectue pas de descente à une vitesse proche de la VMO et avec les manettes de puissance au ralenti vol.

Le plateau avant n'est alors généralement utilisé qu'à la fin de chaque vol, lors du passage en drapeau de l'hélice, phase transitoire et qui le sollicite peu.

Une telle déformation serait néanmoins récente. Lors des vols précédant les incidents, les équipages n'ont en effet rapporté aucune vibration anormale pendant l'utilisation de l'inversion de poussée. De plus, une étude des enregistrements QAR des soixante vols précédents l'incident du 9Y-TTC confirme que les paramètres liés aux moteurs et aux hélices gauches et droites étaient normaux et similaires pendant l'utilisation de l'inversion de poussée.

En supposant qu'une déformation du plateau soit survenue avant l'endommagement final du système de régulation d'hélice, il n'existe pas d'élément qui permet d'expliquer pourquoi cette déformation n'apparaît que sur l'hélice droite, sauf si son origine est un « événement d'efforts cycliques sur le plateau avant » antérieur.

Endommagement final du système de régulation d'hélice

Pour les sept incidents, un phénomène vibratoire a été ressenti par les équipages alors que l'avion était en descente, sa vitesse proche de la VMO et les manettes de puissance au ralenti vol. Dans cinq cas, l'équipage a coupé le moteur de l'hélice concernée après l'apparition des vibrations. La rupture d'un maneton de pale et/ou les déformations importantes des oreilles du plateau sont donc survenues au cours de ces vibrations. Dans les deux autres cas, comme l'équipage a poursuivi le vol sans mettre l'hélice concernée en drapeau, le système de régulation a pu subir des endommagements postérieurs à l'épisode vibratoire.

L'endommagement final du système de régulation d'hélice semble donc lié au phénomène vibratoire qui survient dans des conditions de vol particulières : vitesse proche de la VMO et manettes de puissance en position ralenti vol.

L'enquête n'a pas permis de déterminer si la sévérité du phénomène pouvait s'accroître avec la vitesse, en particulier pour des vitesses supérieures à la VMO.

2.2.2.1 Hypothèses quant à l'origine des surcharges

Les éléments recueillis lors des différentes enquêtes n'ont pas permis de déterminer la ou les cause(s) des surcharges.

Plusieurs hypothèses expliquant l'apparition de surcharges alternées au niveau des manetons, la déformation des oreilles du plateau avant et parfois même la rupture d'un maneton de l'hélice droite, peuvent être proposées :

- ❑ Un phénomène de friction de roulement de pale générant des efforts sept à huit fois supérieurs à ceux observés lors des essais en vol. Il demeure néanmoins difficile d'expliquer pourquoi cette déformation n'apparaîtrait que sur l'hélice droite, puisque le phénomène de friction existe sur les deux hélices. En outre, l'enquête n'a pas permis de lier une augmentation de l'amplitude du phénomène de friction avec la phase de vol pendant laquelle la vitesse est proche de la VMO et les manettes de puissance au ralenti.
- ❑ Un « événement avec efforts cycliques sur le plateau avant » d'intensité cinq à six fois supérieure à ce qui a été observé lors des essais en vol. Il est à noter que l'intensité des efforts peut être plus importante si la distance entre les plateaux de vérin est plus élevée que la normale.
- ❑ Un « événement d'efforts cycliques sur le plateau avant » combiné avec un phénomène de friction de roulement de pale et/ou un couplage avec la boucle d'asservissement de la régulation hélice.

Selon le constructeur de l'avion, des recherches approfondies n'ont pas mis en évidence de cause racine liée à la conception, à la conformité à cette conception et aux opérations. Le phénomène de friction de roulement de pale est inhérent à la conception de ce type de pied de pale, et est la seule hypothèse qui pourrait expliquer de telles augmentations de charges. Il a été démontré que les nouvelles cages de roulement permettent de réduire la friction dans le roulement de pied de pale, et ainsi de réduire les charges liées à au phénomène de friction de roulement. Il n'a pas pu être établi que cette action corrective est suffisante à elle seule pour assurer qu'il n'y aura plus d'augmentation de charge pouvant conduire à des endommagements matériels. Les recherches en cours chez le constructeur se concentrent donc sur l'identification des contributeurs potentiels au phénomène de friction de roulement de pale et aux charges associées.

2.2.3 Analyse de l'efficacité des mesures de sécurité prises

2.2.3.1 L'information aux pilotes

Depuis l'incident du 30 novembre 2014, aucun nouvel incident n'a été rapporté par les exploitants. Or la mise en place des nouvelles cages de roulement sur moins d'un quart de la flotte (au moment de l'écriture de ce rapport) ne peut expliquer à elle seule l'absence de réapparition de ce phénomène. Il est possible que les pilotes, informés des cas d'apparition soudaine de vibrations en vol par les publications du SIB de l'AESA et de l'AOM d'ATR aient évité des réductions de puissance au ralenti vol à une vitesse proche de la VMO et que cela ait contribué à sa disparition. Cette sensibilisation des pilotes ne perdurera probablement pas dans le temps. Elle pourrait être pérennisée par l'intégration plus lisible, dans la documentation opérationnelle des exploitants, de la recommandation du constructeur d'éviter des descentes à une vitesse supérieure à 240 kt.

2.2.3.2 Les procédures opérationnelles

Le jour de l'incident, il n'existait pas de procédure spécifique liée à l'apparition de vibrations de l'ensemble hélice-moteur. L'équipage pouvait néanmoins s'appuyer sur la procédure d'urgence liée à l'endommagement important d'un moteur en vol. Cependant, cette procédure n'explicitait pas comment identifier le moteur concerné et pouvait conduire à la mise en drapeau de l'hélice saine et à l'extinction du moteur sain.

L'incident survenu au PK-WFV le 18 septembre 2013 en Indonésie illustre le fait que le déplacement des manettes de puissance ne permet pas toujours une discrimination simple de l'hélice concernée. L'équipage a en effet eu des difficultés à identifier l'hélice concernée car les vibrations augmentaient lorsqu'il réduisait la puissance associée.

Le 23 février 2015, une procédure liée à l'endommagement du système de régulation de pas d'hélice a été mise en place. Dans un premier temps, il est demandé au pilote de déplacer les manettes de puissance l'une après l'autre et d'observer les changements de vibration afin de tenter de discriminer l'hélice. Dans un second temps, si la discrimination n'a pas été conclusive, il est demandé au pilote de mettre d'abord l'hélice droite en drapeau puis, si les vibrations persistent, de dévirer l'hélice droite et de mettre l'hélice gauche en drapeau.

L'incident survenu au SE-MDB le 30 novembre 2014 en Suède montre que les dommages occasionnés à l'hélice et au moteur peuvent s'aggraver pendant la mise en œuvre de cette nouvelle procédure, et en particulier que la mise en drapeau de l'hélice concernée prend du temps. Les actions effectuées par l'équipage correspondaient en effet à cette nouvelle procédure et les dégâts observés sur le moteur étaient importants : carter compresseur du moteur retrouvé fendu sur 180° et amortisseurs des attaches moteur endommagés.

2.2.3.3 Les procédures de maintenance

La maintenance préventive et corrective devrait permettre d'identifier des défauts ou des endommagements du système de régulation d'hélice.

Au moment de l'incident, il n'existait pas de procédure spécifique de recherche de panne à la suite d'un événement vibratoire anormal survenu en vol. Compte tenu des difficultés rencontrées par les organismes de maintenance pour déterminer l'origine de vibrations en vol, il était en effet préconisé de remplir un formulaire et de le faire suivre à ATR pour analyse.

La documentation de maintenance du 9Y-TTC montre qu'après chaque événement vibratoire, un essai moteur au sol était effectué. Lorsque les vibrations étaient associées à une alarme PEC FAULT, la maintenance effectuait une calibration du PEC et, dans certains cas, une lecture des codes de panne enregistrés dans la mémoire du PEC. Des pilotes de la compagnie concernée par l'incident du SE-MDB ont indiqué que la maintenance avait été informée de l'apparition régulière de vibrations en vol et que des agents de maintenance avaient effectué des vols dans le poste de pilotage pour tenter d'observer le phénomène. Après chaque événement, les avions ont été remis en vol sans que l'origine des vibrations ne puissent être déterminée et sans vérification de l'état réel du système de régulation de pas.

En octobre 2014, ATR a publié une procédure spécifique de maintenance permettant d'éviter de remettre en vol un aéronef dont le système de régulation hélice serait endommagé de manière significative. Elle s'applique en fonction du contenu des comptes rendus des équipages (vibrations importantes associées à l'apparition d'une alarme PEC FAULT) et des codes de panne contenus dans la mémoire du PEC. Il s'agit d'une vérification manuelle d'une possible déformation significative des plateaux du vérin de régulation de pas. Cependant, cette procédure dépend de l'appréciation subjective des pilotes quant à l'intensité des vibrations ressenties et ne permet pas la détection d'un début de déformation des plateaux ou d'un endommagement sans rupture des manetons de pied de pale. De plus, sans endommagement significatif du système de régulation, elle ne permet ni de déterminer l'origine des vibrations, ni d'éviter leur réapparition en vol. Enfin, elle ne s'applique que pour les cas d'apparitions de vibrations importantes en vol qui ont conduit au déclenchement d'une alarme PEC spécifique.

2.2.3.4 La certification du système hélice

Les essais effectués lors de la campagne de certification de l'hélice en 1994-1995 n'ont pas permis de mettre en évidence certains phénomènes observés lors des essais en vol de 2014 et 2016 : la friction au niveau des roulements de pied de pale, les vibrations du système de régulation d'hélice lorsque l'avion est en descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol, la sollicitation du plateau avant pendant l'apparition de ce phénomène vibratoire, dont l'intensité des efforts provoqués par le choc du maneton sur l'oreille de plateau augmente, d'après le constructeur de l'hélice, avec l'écartement entre les plateaux avant et arrière du vérin de changement de pas.

Certains choix et hypothèses ont conduit à cette situation.

Tout d'abord, lors des essais en vol de certification en 1994-1995, les mesures vibratoires ont été effectuées uniquement sur le moteur gauche. Du fait de l'architecture de l'avion, l'hélice gauche était en effet considérée comme la plus chargée en opération. Les mesures réalisées sur l'hélice gauche semblaient donc conservatrices par rapport à l'hélice droite. Or les essais en vol effectués en 2014 et 2016 ont montré que l'hélice droite est plus sensible à certains phénomènes vibratoires que l'hélice gauche.

Ensuite, malgré le dysfonctionnement du seul capteur positionné sur le maneton de pied de pale de l'hélice gauche, il a été décidé de ne pas faire de nouvelle campagne d'essais en vol. Enfin, les contrepoids de pale ayant été dimensionnés de sorte que le plateau avant du régulateur de pas d'hélice ne soit généralement pas sollicité en vol, il n'avait été envisagé d'étudier que les charges statiques s'appliquant sur le maneton de pied de pale en montée et en croisière mais pas son comportement vibratoire en descente, phase de vol où les charges statiques appliquées sur le plateau arrière sont théoriquement les plus faibles.

La FAA a publié plusieurs circulaires proposant une méthode d'évaluation des efforts vibratoires subis par une hélice dans le cadre de sa certification. À l'époque de la certification de l'hélice, la circulaire 20-66 de la FAA ne recommandait pas explicitement d'effectuer de descente au ralenti vol à différentes vitesses⁽⁷¹⁾.

⁽⁷¹⁾ Il est clairement indiqué dans le descriptif de l'AC 20-66 que cette circulaire fournit des indications et décrit une méthode, mais pas la seule, pour démontrer la conformité avec les chapitres 23.907 et 25.907 du titre 14 du Code de réglementation fédérale (14 CFR) pour l'évaluation des contraintes vibratoires sur les hélices installées sur les avions.

Depuis le 17 septembre 2001, la circulaire 20-66A (remplacée par la 20-66B en 2011) recommande en particulier lors des essais en vol d'effectuer des descentes au ralenti vol à différentes vitesses.

La mise en œuvre systématique de ce type de vérification à différentes vitesses autour de la VMO, y compris à des vitesses légèrement supérieures à la VMO, pourrait permettre de confirmer que le dimensionnement de l'hélice assure des marges suffisantes avant l'apparition de phénomènes vibratoires du type de ceux observés lors des incidents.

2.2.4 Études et mesures complémentaires

2.2.4.1 Détection et quantification d'un endommagement du système de régulation de pas d'hélice

La détection d'un endommagement du système de régulation de pas d'hélice repose sur le témoignage des équipages. Il n'existe pas de moyen objectif de quantification du niveau vibratoire (par exemple un capteur de vibration) au niveau de chaque ensemble moteur-hélice. Or, les vibrations générées au niveau d'une hélice peuvent parfois être très différentes de celles qui se propagent dans le poste de pilotage. De plus, la notion de vibrations « *importantes* » est subjective. Elle n'est pas définie par des valeurs d'intensité et de forme d'onde mesurées. La méthode d'évaluation des vibrations, basée uniquement sur le ressenti des équipages et des agents de maintenance, n'assure pas une quantification objective de leur intensité au niveau de l'hélice. Elle ne garantit donc pas la détection efficace d'un endommagement existant, ni sa quantification.

Des indicateurs de niveau vibratoire de chaque ensemble hélice-moteur situés en poste de pilotage pourraient aider à une identification et à la mise en œuvre d'actions de sécurité liées à l'hélice concernée. De plus, ils pourraient améliorer sensiblement les opérations de maintenance au sol en fournissant un moyen de confirmation d'un endommagement existant, en particulier au niveau du système de régulation de pas d'hélice, par la vérification objective du niveau vibratoire. Des emplacements pour accéléromètres existent déjà au niveau des deux moteurs et le câblage correspondant est préinstallé sur chaque aéronef. Ils sont utilisés pour mesurer les vibrations rencontrées au sol et en vol comme aide à l'équilibrage des hélices. La possibilité d'utiliser les mêmes accéléromètres pour alimenter un système d'information n'a pas été, à la connaissance du BEA, explorée.

2.2.4.2 Évolutions de l'hélice et suivi de navigabilité

Le comportement vibratoire de l'hélice a été évalué lors de sa certification en 1994-1995. Jusqu'en 2014 et 2016, dates des essais en vol consécutifs aux incidents, le détenteur du certificat de type de l'hélice et son autorité de certification principale n'ont pas identifié la nécessité de procéder à nouveau à des essais. Or, depuis sa mise en service, plus d'une centaine d'EC avaient été réalisées. Elles avaient toutes été validées par une analyse théorique d'impact sur le comportement de l'hélice. Ces validations avaient été effectuées conformément aux procédures en vigueur et l'enquête n'a pas permis de mettre en évidence de lien entre chaque modification prise individuellement et l'apparition des incidents.

Le constructeur des hélices UTAS a conscience que des modifications même mineures des composants peuvent modifier fonctionnellement ou structurellement leurs caractéristiques de fonctionnement. De plus, l'accumulation de nombreuses modifications sur l'hélice depuis sa mise en service peut avoir un impact suffisamment sérieux sur son comportement. Pour renforcer cette préoccupation, le programme UTAS Flight Safety Parts a été créé à la fin des années 1990. Le système UTAS Engineering Change est conçu pour minimiser les risques de modifications susceptibles de nuire aux principaux composants structurels et fonctionnels. En outre, le fonctionnement et le comportement du système hélices sont surveillés via le programme de support aux exploitants d'UTAS et les essais en vol ATR.

2.2.4.3 Axes de recherche

Lors de l'élaboration de ce rapport, l'origine des surcharges observées dans le système de régulation d'hélice n'a pas pu être déterminée.

Les recherches en cours doivent être poursuivies dans l'objectif de comprendre l'enchaînement des endommagements de l'hélice et la ou les origine(s) des surcharges. Il s'agit également de confirmer que l'introduction des nouvelles cages de roulement de pied de pale est une mesure suffisante pour éviter que de tels incidents ne se reproduisent.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis par l'enquête concernant le 9Y-TTC

- ❑ l'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité ;
- ❑ l'équipage détenait les licences et qualifications nécessaires pour effectuer le vol ;
- ❑ lors du vol du 4 mai 2014, des fortes vibrations générées par l'hélice droite sont apparues en descente lorsque l'équipage a réduit la puissance au ralenti vol à une vitesse de 246 kt proche de la vitesse maximale en opération (VMO) (250 kt) ;
- ❑ pendant une période de deux minutes, l'équipage a été confronté à l'apparition de diverses alarmes associées au contrôleur électronique d'hélice (PEC) et au générateur de courant alternatif du moteur droit ;
- ❑ les vibrations ont provoqué la rupture de l'arbre de transmission du générateur de courant alternatif du moteur droit ;
- ❑ l'équipage a ressenti de légères vibrations pendant l'atterrissage. Il n'a pas utilisé l'inversion de poussée ;
- ❑ les actions de maintenance réalisées au sol à l'issue du vol du 4 mai 2014 n'ont mis en évidence aucune vibration ni fonctionnement anormal de l'hélice ;
- ❑ un essai a été réalisé à la puissance décollage et à la vitesse de rotation hélice de 100 % Np⁽⁷²⁾. Cet essai ne sollicite pas le plateau avant du vérin de changement de pas et, en conséquence, n'a pas permis pas d'en vérifier l'état.
- ❑ les essais au sol des performances des moteurs comprennent un test de passage en inversion de poussée à la puissance maximale. Ce test n'a pas été réalisé ;
- ❑ la possibilité de présence de déformations importantes de la plaque avant de l'actionneur de changement de pas d'hélice droit après l'événement de vibration survenu pendant le vol du 4 mai 2014 ne peut être écartée ;
- ❑ le vol du 5 mai 2014 s'est effectué normalement jusqu'au roulement à l'atterrissage lorsque l'équipage a déplacé les manettes de puissance du ralenti vol vers le ralenti sol. Il a alors entendu un bruit de vibration important ;
- ❑ les paramètres enregistrés confirment un problème situé au niveau de l'hélice droite ;
- ❑ aucune alarme n'est apparue en cockpit ;
- ❑ les vibrations et le bruit ont disparu lorsque l'hélice droite a été mise en drapeau ;
- ❑ des essais ont été interrompus à l'apparition de l'alarme PEC FAULT avant la fin du dévirage de l'hélice droite. Les agents de maintenance rapportent n'avoir ressenti aucune vibration anormale ;
- ❑ lors d'un essai au sol, des vibrations anormales sont apparues en inversion de poussée. Après l'arrêt des moteurs, la maintenance a observé que quatre pales de l'hélice droite étaient en drapeau alors que les deux autres semblaient restées en position inversion de poussée ;
- ❑ le démontage des pales de l'hélice droite a mis en évidence la rupture d'un maneton de pied de pale ainsi que l'endommagement du plateau du vérin de changement d'angle de pale d'hélice ;
- ❑ dans les mois précédant l'incident, les équipages de l'ATR 72-212A immatriculé 9Y-TTC avaient rapportés trois événements de vibrations hélice. À la suite de chacun de ces événements, la maintenance avait entrepris des essais moteurs au sol qui n'avaient rien révélé d'anormal ;

(72) Les vitesses de rotation hélice sont exprimées en pourcentage par rapport au régime maximal de rotation.

- ❑ le jour de l'incident, il n'existait pas de procédure équipage spécifique liée à l'apparition de vibrations de l'ensemble hélice-moteur ;
- ❑ les actions de maintenance entreprises à la suite des événements vibratoires survenus entre janvier et mai 2014 n'ont pas permis d'en déterminer l'origine et l'avion a été remis en vol sans vérification de l'état réel du système de régulation de pas ;
- ❑ au moment de l'incident, compte tenu des difficultés rencontrées par les organismes de maintenance pour déterminer l'origine de vibrations en vol, la procédure mise en place pour aider à l'identification de l'origine du phénomène était de remplir un formulaire et de le faire suivre à ATR pour analyse.

3.2 Faits établis par l'enquête concernant l'ensemble des événements de vibration hélice

- ❑ Lors de sept événements recensés entre 2007 et 2014, des vibrations importantes sont apparues dans une phase particulière du vol (vitesse proche de la VMO et manettes de puissance au ralenti vol). Des dommages importants du système de régulation d'hélice ont été constatés (déformation des plateaux avant et des manetons de pale, rupture de maneton de pale). Il n'a toutefois pas été possible d'établir une chronologie précise de l'apparition des dommages et des vibrations.
- ❑ Des essais de contraintes vibratoires⁽⁷³⁾ en vol en 2014 et 2016 ont montré l'existence d'un phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale, mais la force de rétention mesurée était trop faible pour endommager l'hélice.
- ❑ Des essais en vol (VSS en 2014 et 2016) ont mis en évidence des phénomènes d'efforts cycliques entre le plateau avant et des manetons de la pale de l'hélice droite lorsque l'avion était en descente, sa vitesse proche de la VMO et les manettes de puissance en position ralenti vol. Les charges statiques et dynamiques mesurées étaient trop faibles pour endommager l'hélice. Cependant, la signature vibratoire était particulière et a conduit à des analyses ultérieures ;
- ❑ Des essais en vol (VSS en 2014 et 2016) ont montré que le plateau avant pouvait être sollicité pendant cette phase de vol. Ce comportement est particulier car les manetons restent généralement en appui sur le plateau arrière pendant le vol.
- ❑ Des essais en vol (VSS en 2014 et 2016) ont montré qu'au cours de ces phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant, l'intensité des efforts provoqués par le choc du maneton sur l'oreille de plateau avant augmentait avec l'écartement entre les plateaux avant et arrière du vérin de changement de pas. Il n'a pas été possible de quantifier le niveau de ces efforts en fonction de l'écartement.
- ❑ Il n'existe pas de moyen objectif de quantification du niveau vibratoire de chaque ensemble moteur-hélice en opérations normales. La détection d'un dommage existant dépend de l'appréciation des vibrations par les pilotes.
- ❑ Il est possible de poursuivre normalement les vols avec un plateau avant déformé, ce dernier n'étant généralement sollicité que lors de l'utilisation de l'inversion de poussée, lors du passage en drapeau, et pendant une phase particulière de vol (manette de puissance au ralenti et vitesse proche de la VMO).

(73)VSS.

- ❑ L'existence d'un jeu anormal entre les deux plateaux du système de régulation de pas d'hélice peut provoquer un endommagement important en vol du système de régulation.
- ❑ Dans un cas, des attaches du moteur se sont rompues. L'équipage avait poursuivi le vol sans mettre l'hélice en drapeau et avait utilisé l'inversion de poussée à l'atterrissage. L'enquête n'a pas permis de déterminer à quel moment du vol les attaches ont été endommagées.
- ❑ Les essais effectués lors de la campagne de certification de l'hélice en 1994-1995 n'ont pas permis de mettre en évidence les phénomènes de friction au niveau des roulements de pied de pale et d'efforts cycliques sur les plateaux avant du système de régulation d'hélice lorsque l'avion est en descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol.
- ❑ La théorie de friction des roulements de pale n'a été développée qu'à partir de 2001 sur un autre type d'hélice.
- ❑ Les phénomènes de friction de roulement et d'efforts cycliques sur le plateau avant du système de régulation d'hélice ont pu être observés lors des essais en vol de 2014 et 2016. Ces essais ont été conduits à la suite des différents incidents vibratoires. Leur objectif était en particulier de quantifier le phénomène de friction de roulement et les vibrations du système de régulation d'hélice lorsque l'avion est en descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol, en observant les charges sur les manetons de pieds de pale.
- ❑ Le comportement vibratoire réel de l'hélice n'a pas été réévalué entre sa certification en 1994-1995 sur ATR72-212A et les essais en vol de 2014 et 2016 consécutifs aux incidents.
- ❑ Depuis la mise en service de l'hélice, plus d'une centaine de modifications techniques (EC) ont été réalisées sur les différents composants de l'ensemble hélice 568F-1.
- ❑ Depuis octobre 2014, ATR a publié une procédure spécifique de maintenance, à la suite d'un événement vibratoire anormal survenu en vol, permettant d'éviter de remettre en vol un aéronef dont le système de régulation hélice serait endommagé de manière significative. Cette procédure est basée sur un service bulletin publié par UTAS le 2 octobre 2014 (SB 568F-61-67) décrivant une procédure d'inspection qui fournit aux exploitants des instructions pour la mesure du jeu angulaire des six pales d'hélice au cas où une vibration aurait été ressentie, combinée à l'apparition des codes de panne 67 et 68 du PEC (erreur de valeur d'angle de pale détectée sur les chaînes primaire et secondaire). Les instructions demandent d'effectuer une inspection dimensionnelle et visuelle des plateaux de vérin du système de régulation de pas si la valeur maximale autorisée est dépassée sur une pale.
- ❑ Depuis le 23 février 2015, une procédure relative à la gestion de vibrations en vol a été mise en place.

3.3 Causes de l'incident

Sept phénomènes de vibrations sur ATR 72-212A ont été reportés au cours des dernières années. Dans quasiment la totalité des cas, la rupture du maneton d'une des pales ainsi que l'endommagement du plateau avant de vérin de changement d'angle de pale d'hélice ont été constatés. L'enquête a mis en évidence l'existence de surcharges alternées à l'origine de l'endommagement des plateaux et d'une surcharge finale dans une direction ayant pour conséquence la rupture du maneton. L'origine de ces surcharges et la chronologie précise des endommagements et des vibrations n'ont pas pu être déterminées. Néanmoins, plusieurs éléments ont pu y contribuer :

- ❑ une force de rétention engendrée par un phénomène de friction au niveau des roulements de pied de pale (ball bunching) ;
- ❑ des efforts importants provoqués par le choc du maneton sur l'oreille de plateau lors de phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant qui apparaissent lorsque la vitesse de l'avion est proche de la VMO et les manettes de puissance en position ralenti vol ;
- ❑ un fonctionnement imprévu de la boucle d'asservissement du système de régulation hélice perturbée par des phénomènes d'efforts cycliques sur le plateau avant et de friction.

Les actes de maintenance réalisés sur le 9Y-TTC à la suite des phénomènes vibratoires n'avaient pas permis d'identifier ces endommagements.

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 par l'article 18 du règlement précité.

4.1 Poursuite des recherches

Les essais en vol effectués en 2014 et 2015 ont permis d'étudier le comportement de l'hélice à 230 et 250 kt. Un phénomène vibratoire d'efforts cycliques sur le plateau avant a pu être observé à 250 kt, créant des charges de faible amplitude de l'ordre de 450 daN, soit 18 % de la charge statique nécessaire pour déformer un maneton de manière irréversible. Lors des incidents étudiés, dans la même plage de vitesses (246 à 258 kt), des efforts conduisant à des déformations permanentes ou des ruptures ont été atteints. Ces phénomènes n'ont jamais été observés en-dessous de 230 kt.

La mise en évidence de ce phénomène d'efforts cycliques sur le plateau avant soulève des interrogations quant au comportement de l'hélice à des vitesses proches de 250 kt, vitesse maximale en opérations (VMO). L'évolution de ce phénomène à des vitesses légèrement supérieures à 250 kt n'a jamais été étudiée. Des efforts supplémentaires pour améliorer les capacités de modélisation à des vitesses autour de 250 kt permettraient de mieux apprécier la sensibilité du phénomène, notamment par rapport à la vitesse. Il serait alors possible d'estimer les marges disponibles en service opérationnel compte tenu d'une dispersion probable quant à la sensibilité à ce phénomène.

En conséquence le BEA recommande que :

- **L'AESA s'assure qu'ATR et UTAS poursuivent l'analyse du phénomène d'efforts cycliques sur le plateau avant mis en évidence au ralenti vol et à une vitesse légèrement supérieure à la VMO dans le but de confirmer que le domaine de vol de l'ATR72-212A fournit des marges suffisantes pour éviter que ce phénomène ne provoque l'endommagement du système de régulation de pas d'hélice [Recommandation FRAN-2019-016]**

4.2 Restriction des conditions d'exploitation des ATR72-212A

L'enquête n'a pas permis d'identifier le scénario d'endommagement le plus probable menant à la surcharge des éléments mécaniques du système de régulation d'hélice. Cependant, la sollicitation vibratoire du plateau avant au ralenti vol et à une vitesse proche de la VMO dénote un fonctionnement mécanique particulier. Lorsque le moment généré par la charge aérodynamique d'une pale devient supérieur à celui généré par le contrepoids et l'inertie de la pale, le maneton de pale quitte le plateau arrière de manière cyclique et vient parfois en contact avec le plateau avant. L'apparition de l'inversion cyclique du sens de la somme des moments dépend de la vitesse de l'aéronef. Les éléments recueillis dans le cadre des enquêtes de sécurité montrent que ce phénomène peut apparaître au-dessus d'une vitesse de 240 kt. Lors des essais en vol, ce phénomène n'a pas été observé à une vitesse de 230 kt.

En conséquence le BEA recommande que:

- **L'AESA s'assure que des recherches soient poursuivies dans l'objectif de comprendre l'enchaînement des endommagements de l'hélice et la ou les origine(s) des surcharges et, qu'en attendant le résultat de ces recherches, les procédures d'exploitation préconisées par le constructeur des ATR 72-212A pour la descente soient revues pour prévenir toute évolution entre 240 et 250 kt au ralenti vol. [Recommandation FRAN-2019-017]**

4.3 Amélioration de la détection et de la quantification d'une vibration hélice

Les avions équipés de turboréacteurs sont pour la plupart équipés de détecteurs de vibrations placés sur chaque moteur. Les informations sur les niveaux de certaines vibrations sont envoyées à un indicateur placé dans le poste de pilotage. Ce système alerte les pilotes lorsque le niveau des vibrations dépasse les limites de conception et leur permet de discriminer le moteur concerné.

La réglementation n'exige pas que les aéronefs équipés de turbopropulseurs en soient équipés. ATR propose en option l'installation d'accéléromètres au niveau des deux moteurs pour les besoins de maintenance mais l'information fournie par ces capteurs n'est pas utilisable par les équipages. De manière générale, les vibrations générées au niveau d'un ensemble turbopropulseur / hélice peuvent parfois être très différentes de celles qui se propagent dans le poste de pilotage. Le ressenti des équipages ne permet pas la discrimination efficace du moteur ou de l'hélice concernés.

En conséquence le BEA recommande que :

- **L'AESA évalue l'intérêt d'imposer que des indicateurs de niveau vibratoire pour chaque ensemble hélice-moteur soient installés dans les postes de pilotage des aéronefs de transport commercial équipés de turbopropulseurs. [Recommandation FRAN-2019-018]**

4.4 Amélioration des critères de certification

Certains choix et hypothèses ont conduit à ce que les essais effectués lors de la campagne de certification de l'hélice en 1994-1995 n'ont pas permis de mettre en évidence certains phénomènes observés lors des essais en vol de 2014 et 2016, en particulier la friction au niveau des roulements de pied de pale et les efforts cycliques sur le plateau avant du système de régulation d'hélice lorsque l'avion est en descente à une vitesse proche de la VMO avec les manettes de puissance en position ralenti vol.

La circulaire de la FAA actuellement en vigueur et proposant une méthode d'évaluation des efforts vibratoires subis par une hélice dans le cadre de sa certification, recommande d'intégrer au programme des essais en vol des descentes au ralenti vol à différentes vitesses. Sa mise en œuvre systématique à différentes vitesses autour de la VMO permettrait de vérifier l'existence de phénomènes vibratoires du type de ceux observés lors des essais en 2014 et 2016.

En conséquence le BEA recommande que :

- **L'AESA et la FAA imposent que la certification initiale des hélices comprenne la réalisation d'une étude approfondie du comportement vibratoire réel de chaque hélice au ralenti vol à des vitesses autour de la VMO.**

[AESA : Recommandation FRAN-2019-019]

[FAA : Recommandation FRAN-2019-034]

LISTE DES ANNEXES

Annexe 1

Tableaux comparatifs entre les événements similaires

Annexe 2

Description du système hélice

Annexe 3

Système de régulation du pas d'hélice

Annexe 4

Module de vanne d'hélice – PVM

Annexe 5

Fonctionnement hydraulique du système de régulation d'hélice

Annexe 6

Connection entre la pale d'hélice et le vérin de changement de pas

Annexe 7

Relation entre la position du vérin de changement de pas et l'angle des pales d'hélice

Annexe 8

Description de la pale d'hélice

Annexe 9

Description du pied de pale d'hélice

Annexe 10

Operations de maintenance enregistrées au QAR

Annexe 11

Utilisation de l'inversion de poussée lors des vols précédents

Annexe 12

Direction de déformation du maneton des pales n°2 et n°5

Annexe 13

Résumé des rapports d'essai en vol

Annexe 14

Extraits du manuel de maintenance

Annexe 15

Capteur d'angle de pale d'hélice

Annexe 16

Message d'information aux exploitants d'ATR

Annexe 17

Bulletin de service d'UTAS

Annexe 18

Courrier du BEA à l'AESA concernant les vibrations d'hélice en vol sur avion ATR

Annexe 19

Bulletin d'information de sécurité de l'AESA

Annexe 20

Message à tous les exploitants d'ATR

Annexe 21

Bulletin d'ingénierie opérationnelle d'ATR

Annexe 22

Bulletin d'information spécial sécurité de la FAA

Annexe 23

Révision du bulletin d'information sécurité de l'AESA

Annexe 24

Dernier message à tous les exploitants d'ATR et bulletin de service d'UTAS

Annexe 25

Commentaires de l'équipementier Collins et observations du BEA

ANNEXE 1

TABLEAUX COMPARATIFS ENTRE LES ÉVÉNEMENTS SIMILAIRES

Date	Exploitant	Lieu	N° de série Immatriculation	Date de mise en service	Heures de vol	Nombre de cycles
22 mars 2007	Binter Canaria	Tenerife	709 EC-IYC	Mai 2004	5 337	10 271
4 avril 2012	Precision Air	Zanzibar	880 5H-PWD	juillet 2009	7 463	7 396
7 janvier 2013	Trip Airlines	Brésil	926 PR-TKA	septembre 2010	6 343	6 556
27 août 2013	Précision Air	Tanzanie	923 5H-PWG	septembre 2010	8 258	Information non disponible
18 septembre 2013	Wings Air	Indonésie	985 PK-WFV	décembre 2011	4 350	4 810 (estimation)
5 mai 2014	Caribbean Airlines	Trinité et Tobago	989 9Y-TTC	Non disponible	Non disponible	Non disponible
30 novembre 2014	Braathens Regional	Suède	822 SE-MDB	2008	10 037*	Non disponible

* Durée maximale d'utilisation de l'hélice = 10 500 heures.

ENVIRONNEMENT LORS DE L'APPARITION DES VIBRATIONS

	EC-IYC	5H-PWD	PR-TKA	5H-PWG	PK-WFV	9Y-TTC	SE-MDB
Phase de vol	Approche finale	Approche	Information non disponible	Information non disponible	Descente	Descente	Descente
Vitesse (NB : VMO = 250 kt)	Information non disponible	247 kt	258 kt	Information non disponible	251 kt	246 kt	250 kt
Positions des manettes de puissance	Information non disponible	Ralenti vol	Ralenti vol	Information non disponible	Ralenti vol	Ralenti vol	Ralenti vol
Alarme PEC FAULT	Oui (compte rendu équipage)	Oui (données enregistrées)	Non (données enregistrées)	Information non disponible	Oui (données enregistrées)	Oui (données enregistrées)	Oui (données enregistrées)

DOMMAGES OBSERVÉS SUR LE SYSTÈME DE RÉGULATION DE PAS D'HELICE DROITE

	EC-IYC	5H-PWD	PR-TKA	5H-PWG	PK-WFV	9Y-TTC	SE-MDB
Vérin de changement de pas d'hélice	Toutes les oreilles des plateaux avant déformées	Toutes les oreilles des plateaux avant et arrière déformées	Une oreille du plateau avant déformée	Pas de déformation	Toutes les oreilles des plateaux avant et arrière déformées	Toutes les oreilles des plateaux avant et arrière déformées	Toutes les oreilles des plateaux avant et arrière déformées
Manetons de pale	Un maneton rompu	Cinq Manetons fléchis pas de présence de fissure	Un maneton rompu et les autres fissurés *	Un maneton rompu et les autres fissurés *	Un maneton rompu et les autres fléchis	Un maneton rompu et les autres fléchis avec indications**	Un maneton rompu et les autres avec indications**

ETAT DES MANETONS ET DISTANCE ENTRE LES OREILLES DES PLATEAUX ARRIERE ET AVANT DU VÉRIN

	EC-IYC	5H-PWD	PR-TKA	5H-PWG	PK-WFV	9Y-TTC	SE-MDB
Pale n°1	Information non disponible	Maneton fléchi Distance + 34 %	Maneton fissuré* Distance normale	Maneton fissuré* Distance – 1 %	Maneton fléchi Distance + 9 %	Maneton fléchi et indications * Distance + 24 %	Indications* sur maneton Distance + 29 %
Pale n°2	Maneton rompu	Maneton fléchi Distance + 33 %	Maneton fissuré* Distance + 1 %	Maneton fissuré* Distance – 1 %	Maneton fléchi Distance + 40 %	Maneton fléchi et indications * Distance + 42 %	Maneton rompu* Distance + 33 %
Pale n°3	Information non disponible	Maneton normal Distance + 19 %	Maneton fissuré* Distance normale	Maneton fissuré* Distance – 1 %	Maneton fléchi Distance + 28 %	Maneton fléchi et indications * Distance + 22 %	Indications* sur maneton Distance + 17 %
Pale n°4	Information non disponible	Maneton fléchi Distance + 25 %	Maneton fissuré* Distance + 1 %	Maneton fissuré* Distance – 1 %	Maneton fléchi Distance + 12 %	Maneton rompu Distance + 24 %	Indications* sur maneton Distance + 15 %
Pale n°5	Information non disponible	Maneton fléchi Distance + 25 %	Maneton fissuré* Distance normale	Maneton rompu* Distance – 1 %	Maneton rompu Distance + 23 %	Maneton fléchi et indications * Distance + 31 %	Indications* sur maneton Distance + 15 %
Pale n°6	Information non disponible	Maneton fléchi Distance + 25 %	Maneton rompu Distance – 17 %***	Maneton fissuré* Distance – 1 %	Maneton fléchi Distance + 14 %	Maneton fléchi et indications * Distance + 16 %	Indications* sur maneton Distance + 15 %

* Les fissures ou facies de rupture correspondent à des efforts appliqués de manière cyclique par les plateaux avant et arrière. Il ne s'agit pas de rupture en fatigue.

** Un contrôle par magnétoscopie a mis en évidence des indications situées de part et d'autre des manetons non rompus. Un examen à la binoculaire semble montrer l'absence de fissure.

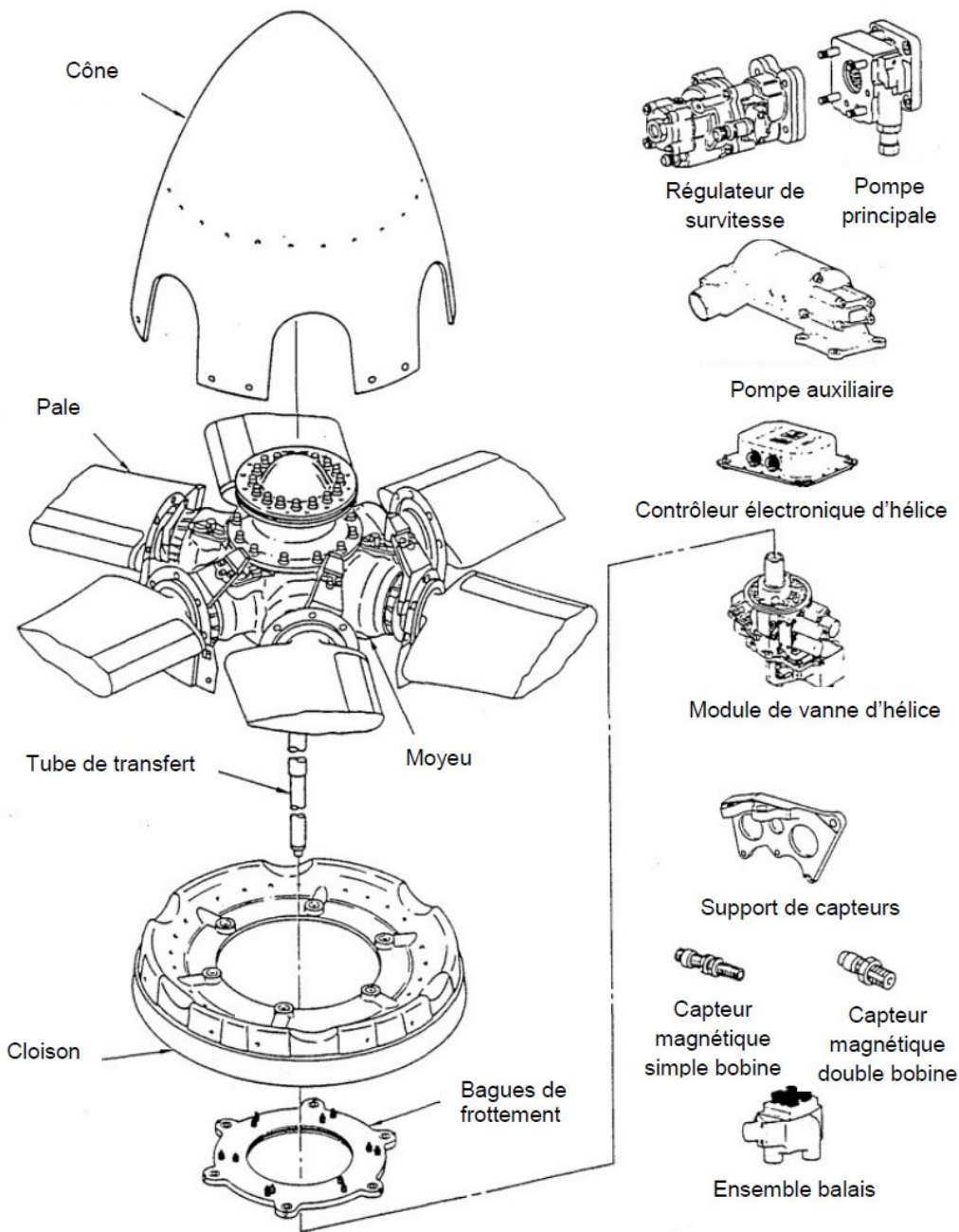
*** déformation de l'oreille de plateau occasionnée lors du démontage

AUTRES DOMMAGES SUR L'ENSEMBLE MOTEUR/HELICE DROIT

	EC-IYC	5H-PWD	PR-TKA	5H-PWG	PK-WFV	9Y-TTC	SE-MDB
Moteur	Information non disponible	Information non disponible	Information non disponible	Information non disponible	Deux attaches du moteur rompues	Aucun dégât	Carter compresseur du moteur cassé et amortisseurs d'attaches du moteur endommagés
Générateur de courant alternatif	Information non disponible	Information non disponible	Aucun dégât	Information non disponible	Arbre d'entraînement rompu	Arbre d'entraînement rompu	Arbre d'entraînement rompu
Position inusuelle des manetons de pied de pale	Information non disponible	Information non disponible	Information non disponible	Information non disponible	Maneton pale 2 passé devant le plateau avant	Maneton pale 3 passé devant le plateau avant	Position normale
Interactions entre les contreponds des pales d'hélice	Traces circulaires sur le contreponds de la pale n°2	Information non disponible	Contact entre pales 1 et 6	Traces d'impact sur pale 5	Traces d'impact sur pales 2,3,4,5, 6 Blocage entre pales 2 et 3 au passage en drapeau	Traces d'impact sur toutes les pales Blocage entre pales 3 et 4 au passage en drapeau	Contact entre pales 1 et 2 pendant démontage

ANNEXE 2

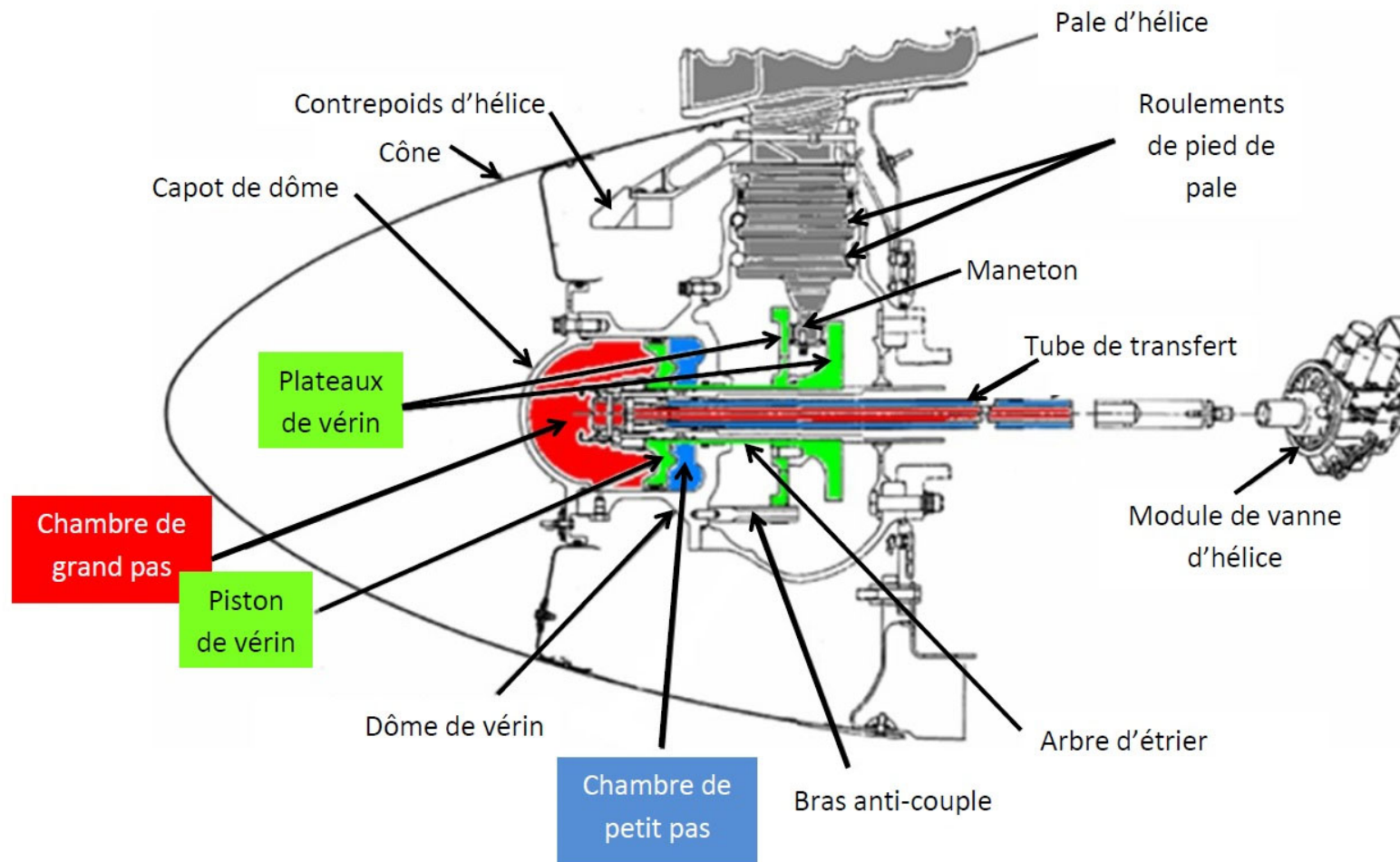
DESCRIPTION DU SYSTÈME HÉLICE



Source : BEA

ANNEXE 3

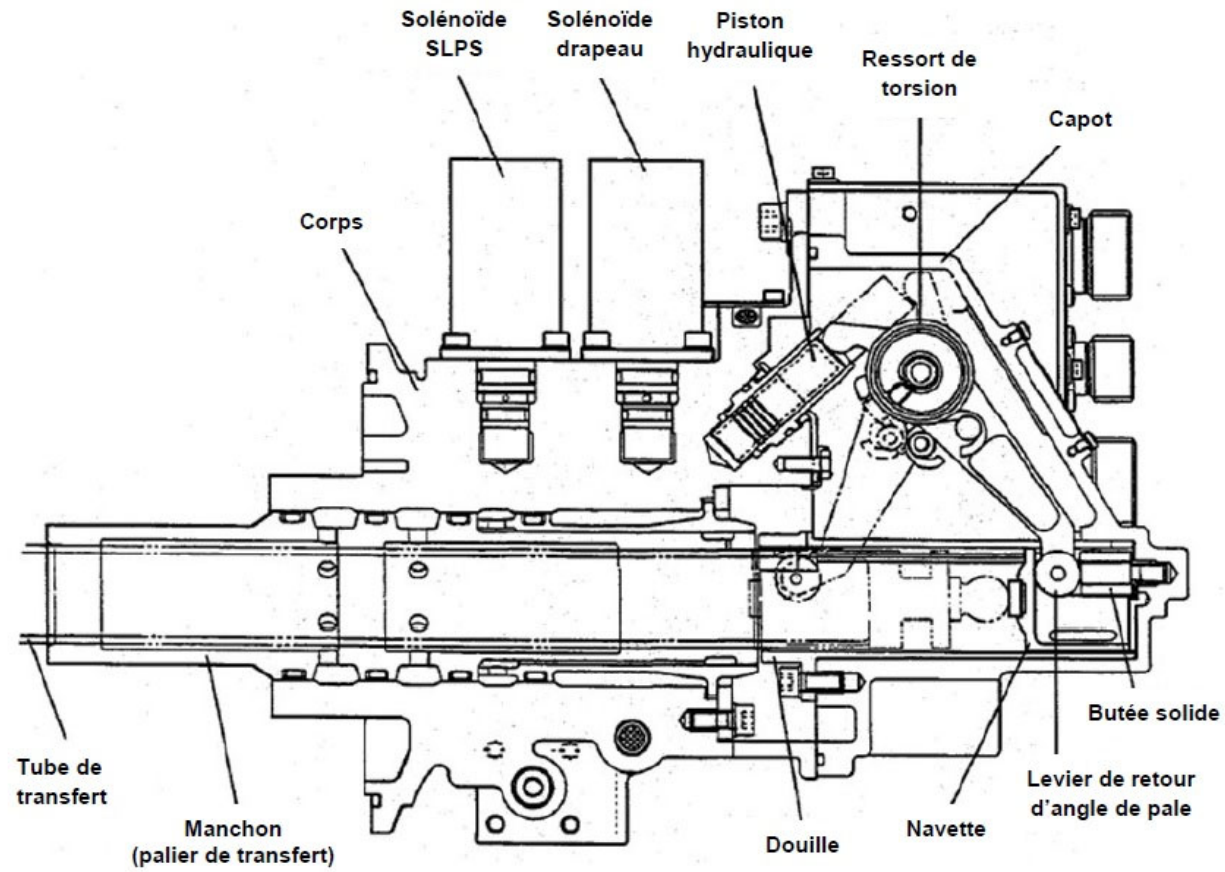
SYSTÈME DE RÉGULATION DU PAS D'HELICE



Source : BEA

ANNEXE 4

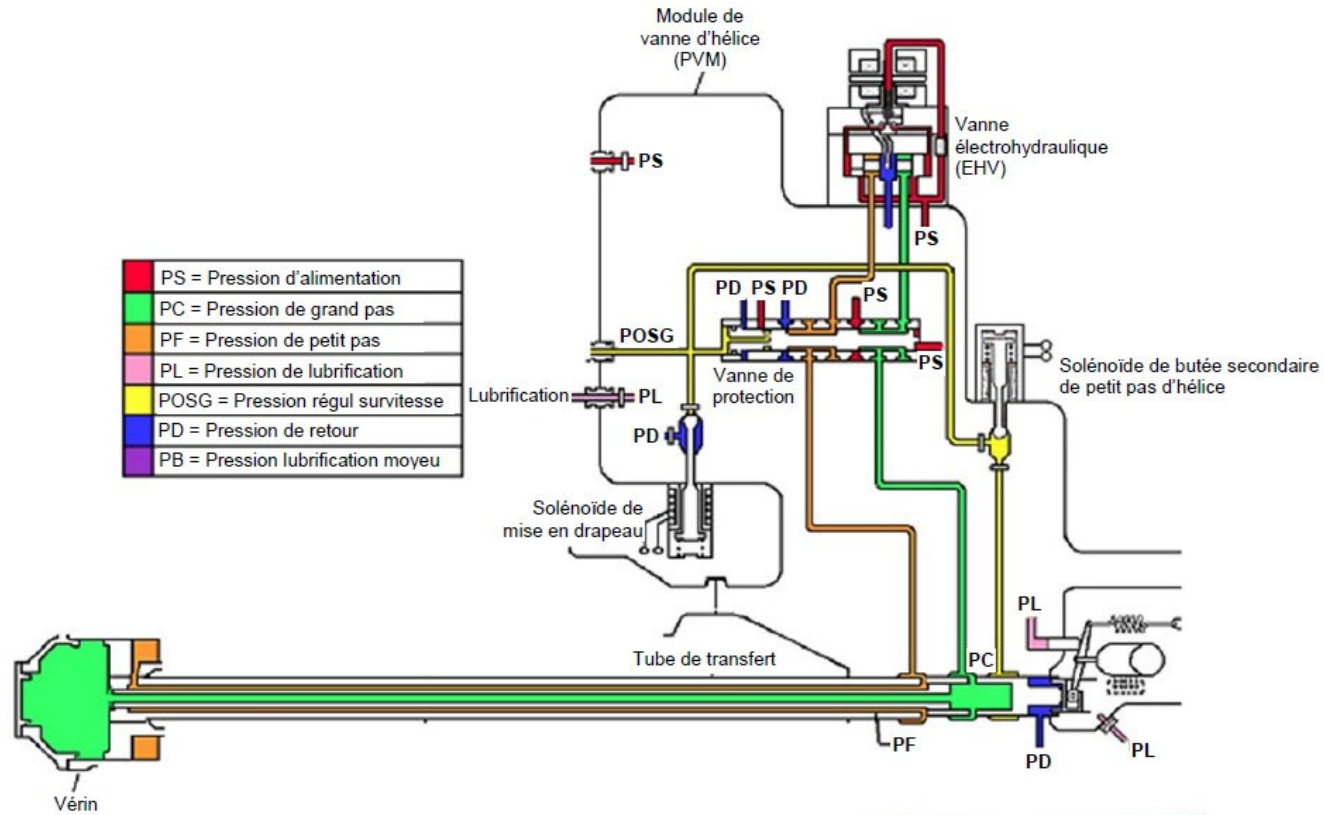
MODULE DE VANNE D'HÉLICE - PVM



Source : BEA

ANNEXE 5

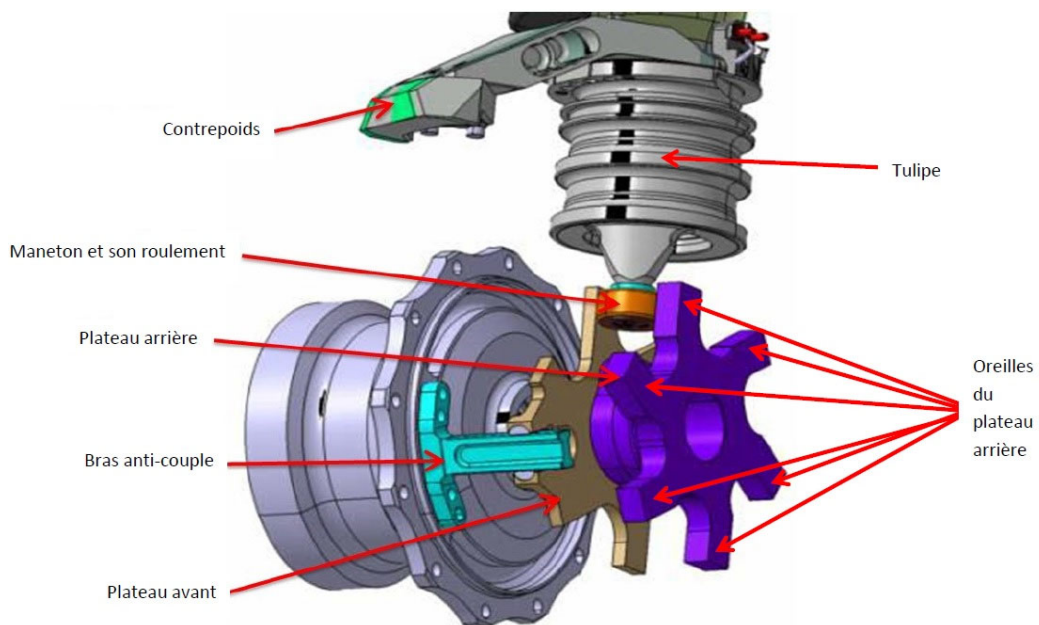
FONCTIONNEMENT HYDRAULIQUE DU SYSTÈME DE RÉGULATION D'HÉLICE



Source : BEA

ANNEXE 6

CONNEXION ENTRE PALE D'HELICE ET VÉRIN DE CHANGEMENT DE PAS



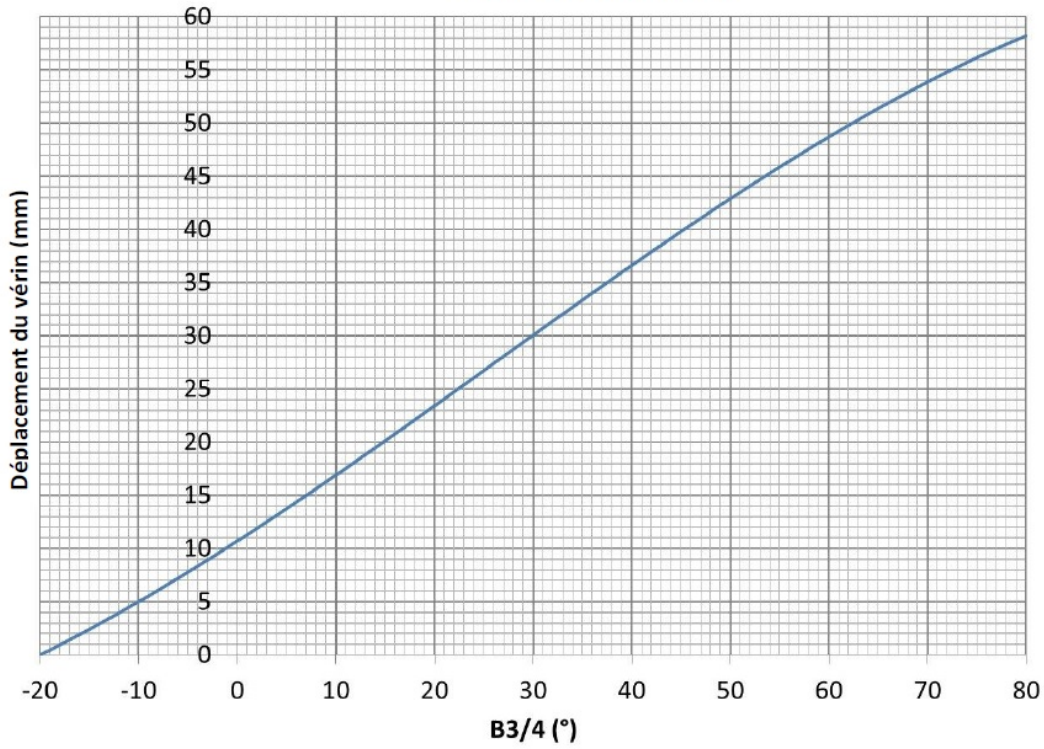
Source : BEA

ANNEXE 7

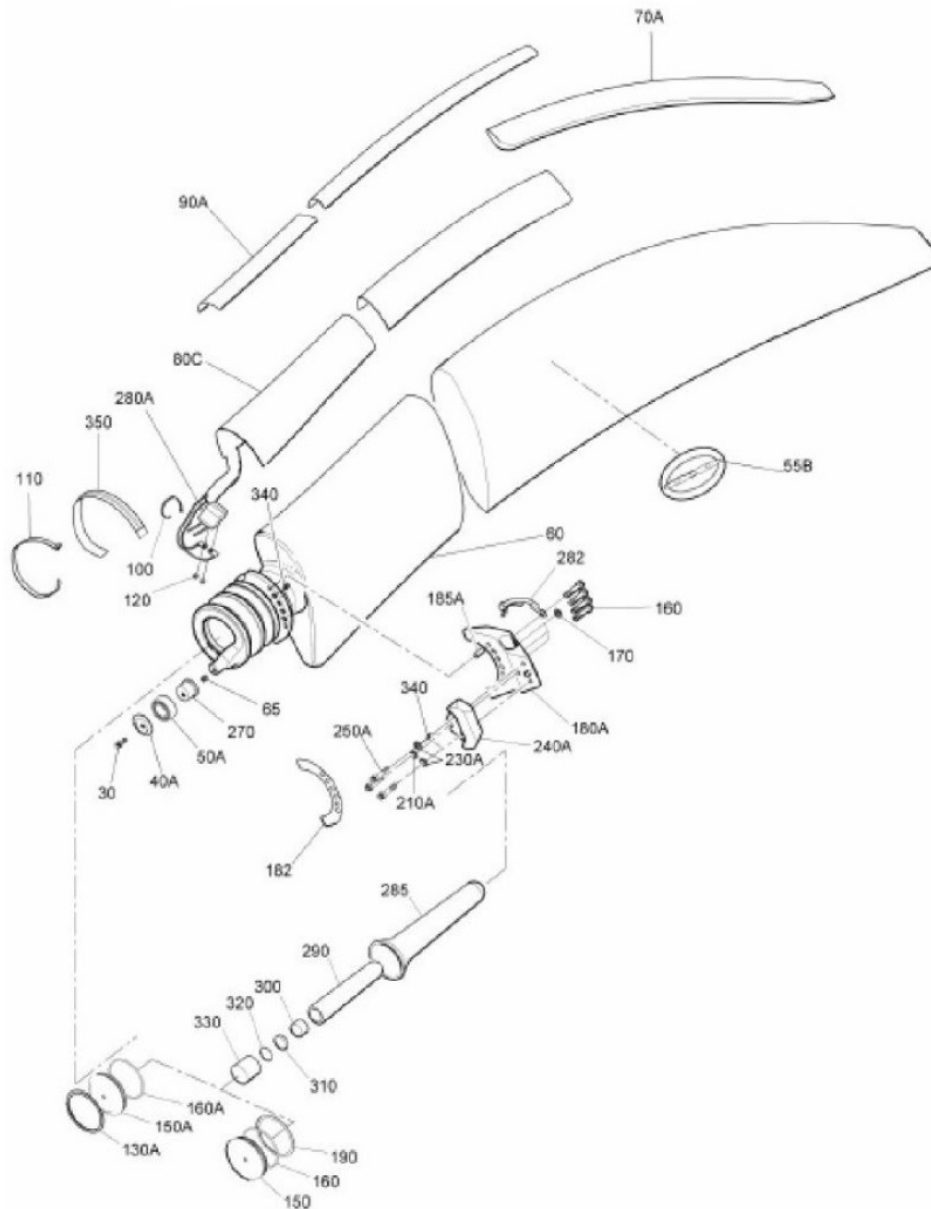
RELATION ENTRE LA POSITION DU VÉRIN DE CHANGEMENT DE PAS ET L'ANGLE DES PALES D'HELICE

Le graphique suivant montre la relation physique qui existe entre la position longitudinale du vérin de changement de pas (actuator stroke) et l'angle formé par les pales d'hélice (B $\frac{3}{4}$).

Course du vérin 568F



ANNEXE 8
DESCRIPTION DE LA PALE D'HÉLICE

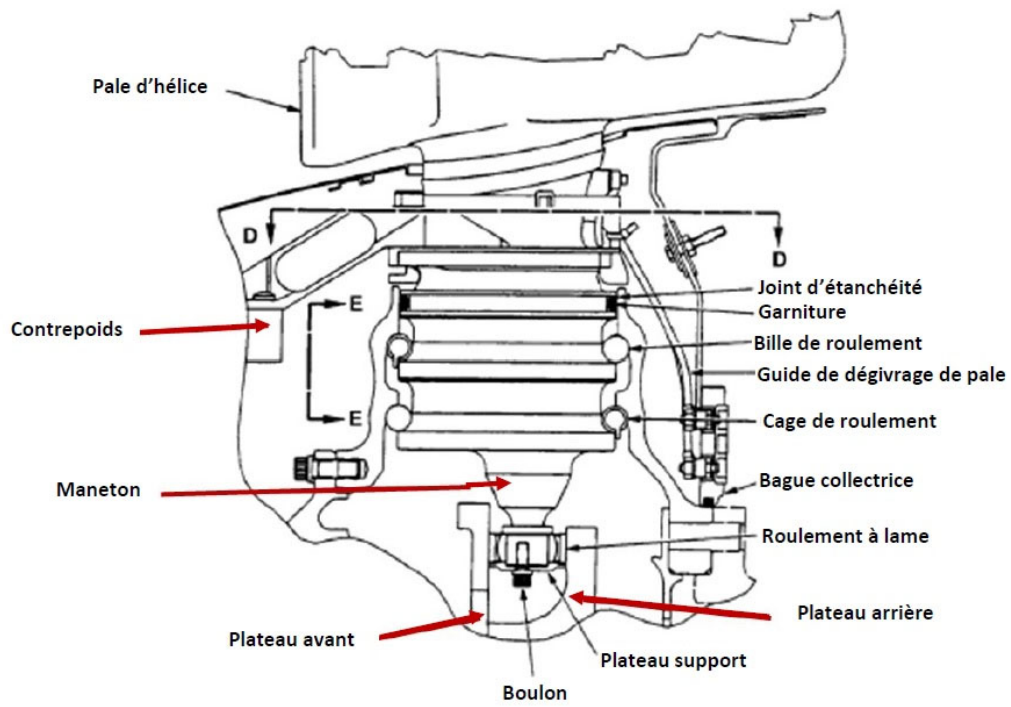


30	Vis	100 et 110	Sangle d'ancrage	185A et 290	Tige
40A	plateau de support	120	Écrou	210A et 230A	Rondelle
50A	Roulement	130A	Bague	240A	Poids de contrepois
55B	Décalcomanie	140A	Garniture	270	Maneton
60	Pale	150	Fiche	280A	Bloc électrique
65 et 340	Insert	160 et 250A	Boulon	282	Cavalier
70A	Gaine nickel	170	Rondelle	285	Équilibrage de tube
80C	Dégivrage	180A	Bras de contrepois	300, 310, 320 et 330	Fiche
90A	Film anti érosion	182	Cale	350	Ruban de protection

Source : BEA

ANNEXE 9

DESCRIPTION DU PIED DE PALE D'HÉLICE



Source : BEA

ANNEXE 10

OPERATIONS DE MAINTENANCE ENREGISTREES AU QAR

Les données enregistrées par le QAR lors des opérations de maintenance qui ont suivi le vol du 4 mai contiennent les informations suivantes :

Remarque : le QAR a une logique d'enregistrement qui limite les informations concernant les actions de maintenance. Sans demande spécifique, le QAR commence en effet l'enregistrement après l'allumage du premier moteur et arrête l'enregistrement dix minutes après l'arrêt du second moteur. Des actions de maintenance peuvent donc être effectuées sans être enregistrées.

Première séquence

- Démarrage du moteur droit sans frein d'hélice
- Démarrage du moteur gauche
- Dévirage des hélices auparavant en drapeau – le pas d'hélice se stabilise à -1°
- La génératrice ACW2 reste en faute
- Manettes de puissance avancées en ralenti vol
- Manettes de puissance à 60° - la vitesse de rotation de l'hélice augmente et atteint 100 % (sélecteur de puissance sur position TO)
- Manettes de puissance en position décollage (TO). Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Passage en drapeau des hélices
- Frein hélice droite
- Coupure du moteur gauche
- Coupure du moteur droit

Seconde séquence

- Démarrage du moteur droit avec frein d'hélice
- Frein d'hélice droite retiré
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Génératrice ACW2 non en erreur
- Arrêt de la génératrice et redémarrage de la génératrice
- Passage en drapeau de l'hélice droite
- Frein hélice droite
- Coupure du moteur droit

Les données enregistrées par le QAR lors des opérations de maintenance qui ont suivi le vol du 5 mai contiennent les informations suivantes :

Première séquence

- Démarrage du moteur droit avec frein d'hélice
- Engagement de la ventilation du moteur gauche
 - Cinq secondes après, ouverture du débit carburant
 - Oil low pressure master warning, trente secondes après l'ouverture carburant
 - Fermeture du carburant
 - Arrêt ventilation huit secondes après

- Inactivité : 55 secondes
- Démarrage du moteur gauche
- Frein d'hélice droite retiré
- Dévirage des hélices auparavant en drapeau
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manette en palier sous ralenti vol
- Manettes de puissance en palier au-dessus de ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée pendant une durée de deux à trois secondes (valeur minimale d'angle de pas d'hélice droite – 10°, valeur de couple du moteur droit 13 % et débit carburant du moteur droit 255 k/h)
- Manettes de puissance en position intermédiaire entre ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en inversion de poussée pendant une durée de deux à trois secondes (valeur minimale de bêta hélice droite -9°, valeur de couple du moteur droit 11 % et débit carburant du moteur droit 239 k/h)
- Manettes de puissance en position intermédiaire entre ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manette de puissance droite en ralenti vol
- Manette de puissance droite en ralenti sol
- Passage en drapeau des hélices
- Frein d'hélice droite serré
- Coupure des moteurs
- Utilisation d'une alimentation externe
- Réinitialisation des 2 PEC
- Manette de puissance droite en position décollage
- Manette de puissance droite en ralenti vol
- Manette de puissance droite en ralenti sol
- Arrêt enregistrement

Deuxième séquence après deux heures d'arrêt des moteurs

- Démarrage du moteur gauche
- Dévirage de l'hélice gauche auparavant en drapeau
- Démarrage du moteur droit (le frein d'hélice est relâché en même temps)
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Juste avant la fin du dévirage, le PEC de l'hélice droite se met en mode « *FAULT* »
- Le PEC est éteint, la vitesse de l'hélice diminue (tous les étages du compresseur voient leur vitesse diminuer)
- Passage en drapeau des hélices
- Coupure du moteur gauche
- Frein d'hélice droite serré
- Coupure du moteur droit

Le PEC de l'hélice droite est réinitialisé trois fois (extinction la troisième fois pendant environ 38 secondes).

- Manette de puissance d'hélice droite entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Le PEC de l'hélice droite sort du mode « *FAULT* »
- Manette de puissance d'hélice droite en ralenti sol
- Arrêt de l'enregistrement

Troisième séquence (trente minutes après)

- Démarrage du moteur droit avec frein d'hélice
- Frein d'hélice droite retiré
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Juste avant la fin du dévirage, le PEC de l'hélice droite se met en mode « *FAULT* »
- Réinitialisation PEC 2 (deux fois)
- Passage en drapeau de l'hélice droite
- Coupure du moteur droit
- Les bus DC1 & 2 « *tombent* ».
- La position du vérin de changement de pas de l'hélice droite atteint l'angle 77° correspondant au drapeau puis se stabilise à un angle de 73°. Le PEC de l'hélice droite reste en mode « *FAULT* »
- Les bus DC 1 et 2 remontent

Quatrième séquence après quatre heures d'arrêt moteur

- Démarrage du moteur droit (le frein d'hélice n'est pas engagé)
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Démarrage du moteur gauche
- Dévirage de l'hélice gauche auparavant en drapeau
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Augmentation de puissance jusqu'à la limite du passage en 100 % Np pour le TO
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance au-dessus de la position 100 % Np automatique
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée pendant une durée de trois à quatre secondes (valeur minimale d'angle de pas d'hélice droite – 14°)
- Passage des manettes en position décollage en deux secondes
 - Dès le début de cette séquence, les moteurs droit et gauche se comportent différemment.
 - Le couple du moteur 2 augmente jusqu'à 70 % TQ
 - Ralentissement de l'hélice droite par rapport à l'hélice gauche (jusqu'à 28 % de différence) alors que le débit carburant du moteur droit augmente de 25 %, que le NH2 augmente jusqu'à 93 % et que le couple du moteur droit augmente de 20 à 71 % TQ
- Manettes de puissance en position ralenti vol : les paramètres du moteur 2 tendent vers les mêmes niveaux que les paramètres du moteur 1
- Passage en drapeau des hélices demandé
- Manettes de puissance en ralenti sol

- Arrêt fuel moteurs droit et gauche
- Le vérin de changement de pas de l'hélice droite reste à un angle de 35° pendant dix secondes avant de se déplacer vers la position 76° correspondant au drapeau puis se stabi-lise à un angle de 69°

Cinquième séquence (après un arrêt des moteurs de quinze heures trente)

- Le vérin de changement de pas de l'hélice gauche est à la position 58° différente de celle du drapeau (79°)
- Démarrage du moteur droit (le frein d'hélice n'est pas serré)
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Passage en drapeau de l'hélice droite
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Passage en drapeau de l'hélice droite
- Dévirage de l'hélice droite auparavant en drapeau
- Démarrage du moteur gauche
- Passage en drapeau de l'hélice gauche
- Passage en drapeau de l'hélice droite
- Dévirage des hélices auparavant en drapeau
- Puissance moteur réglée sur Cruise
- Manette de puissance hélice droite de ralenti sol vers ralenti vol
- Manette de puissance hélice droite en position intermédiaire entre ralenti vol et décollage
- Manette de puissance hélice droite en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manette de puissance moteur droit en position intermédiaire entre ralenti vol et décollage
- Manette de puissance moteur gauche en ralenti entre ralenti sol et ralenti vol
- Passage moteur en puissance Climb
- Manette de puissance hélice gauche en position intermédiaire entre ralenti vol et décollage
- Manette de puissance hélice droite un peu plus haute, mais toujours sous la position décollage
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en position décollage
- Vitesse hélice régulée à 82 % Np
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Passage moteur en puissance décollage
- Manettes de puissance en positions décollage
- Vitesse hélice régulée à 100 % Np
- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manette de puissance moteur gauche à position décollage - Manette de puissance moteur droit entre ralenti vol et décollage

- Manettes de puissance en ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Passage en drapeau des hélices
- Coupure des moteurs
- Réglage puissance moteur en Croisière
- Manette de puissance hélice gauche en position décollage
- Manette de puissance hélice gauche en ralenti vol
- Manette de puissance hélice gauche en ralenti sol
- Réglage puissance moteur en décollage
- Manette de puissance hélice gauche en position décollage
- Manette de puissance hélice gauche en ralenti sol
- Démarrage de la ventilation moteur droit deux fois en libérant du fuel
- Démarrage du moteur gauche
- Démarrage du moteur droit (le frein d'hélice n'est pas engagé)
- Dévirage des hélices auparavant en drapeau
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en inversion de poussée
- Manettes de puissance entre positions ralenti sol et ralenti vol
- Manettes de puissance en ralenti sol
- Passage en drapeau des hélices
- Coupure des moteurs

ANNEXE 11

UTILISATION DE L'INVERSION DE POUSSEE LORS DES VOLS PRECEDENTS

Les données contenues dans le QAR permettent de remonter jusqu'au 20 avril 2014, soit 162 vols (vol N-162) avant le vol du 4 mai 2014 (vol N).

Les données des 59 vols précédant celui du 4 mai 2014 ont été analysées. Le tableau suivant liste parmi ces vols ceux qui se sont conclus par l'utilisation de l'inversion de poussée.

N° du vol	Valeur beta ⁽⁷⁴⁾ enregistrée lors du passage en inversion de poussée	Commentaires
N-48	-11° moteur gauche -9° moteur droit	Paramètres normaux pendant le vol. Voir note 1
N-39	-6°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-37	-9°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-33	-6°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-31	-5°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-25	-9°	Paramètres normaux pendant le vol. Voir note 2
N-21	-9°	Paramètres normaux pendant le vol. Voir note 3
N-23	-8° moteur gauche -7° moteur droit	Les mouvements des manettes de puissance ne permettent pas d'analyse.
N-17	-14° moteur gauche -12° moteur droit	Paramètres normaux pendant le vol. Voir note 4
N-16	-8° moteur gauche -7° moteur droit	Paramètres normaux pendant le vol. Voir note 5
N-15	-14°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-14	-14°	Paramètres normaux pendant le vol et lors du passage en inversion de poussée.
N-5	-7°	Paramètres normaux pendant le vol Pas d'analyse possible pendant le passage en inversion de poussée (trop de fluctuations de paramètres liés aux moteurs et à l'hélice).

⁽⁷⁴⁾Beta : angle des pales d'hélice.

Note 1 : Au début de passage en inversion de poussée, la valeur de beta du moteur gauche atteint -11° alors que celle du moteur droit est -9° . Les valeurs de couple et de vitesse de rotation de l'hélice du moteur gauche sont plus faibles que celles du moteur droit. De même, les positions de manettes de puissance et les vitesses de rotation de la partie haute pression des moteurs sont différentes. Après une durée de cinq secondes, les valeurs de couple et de vitesse de rotation de l'hélice des moteurs redeviennent similaires.

Note 2 : Au début de passage en inversion de poussée, lorsque la valeur de beta du moteur droit atteint -9° , la vitesse de rotation de l'hélice du moteur droit est plus faible que celle du moteur gauche pendant deux secondes. Compte tenu de la courte durée d'utilisation de l'inversion de poussée, aucune conclusion ne peut être émise.

Note 3 : Au début de passage en inversion de poussée, lorsque la valeur de beta du moteur droit atteint -9° , la valeur du couple du moteur droit est légèrement plus faible que celle du moteur gauche pendant trois secondes.

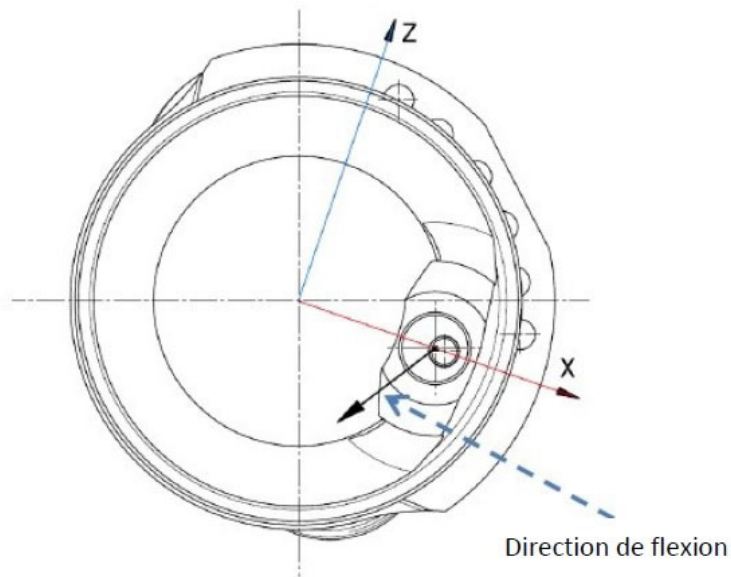
Note 4 : Au début de passage en inversion de poussée, la valeur de beta du moteur gauche atteint -14° alors que celle du moteur droit est -12° . Comme la position de la manette de puissance du moteur gauche diffère de 2° par rapport à celle du moteur droit et que par conséquent de nombreux paramètres liés aux moteurs et à l'hélice sont différents, aucune conclusion ne peut être émise.

Note 5 : Au début de passage en inversion de poussée, la valeur de beta du moteur gauche atteint -8° alors que celle du moteur droit est -7° . Comme la position de la manette de puissance du moteur gauche diffère de 2° par rapport à celle du moteur droit et que par conséquent de nombreux paramètres liés aux moteurs et à l'hélice sont différents, aucune conclusion ne peut être émise.

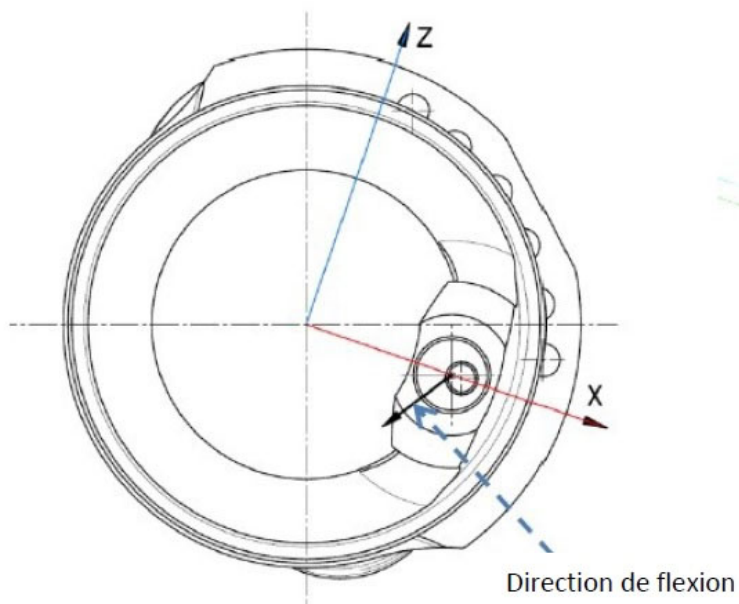
ANNEXE 12

DIRECTIONS DE DÉFORMATION DES MANETONS DES PALES N°2 ET N°5

NB : Les figures ci-après sont des vues de dessous des pales.



Direction de la déformation du maneton de la pale N°2



Direction de la déformation du maneton de la pale N°5

ANNEXE 13

RÉSUMÉ DES RAPPORTS D'ESSAI EN VOL

ABSTRACT SUMMARY OF THE VSS REPORTS

Table of contents

1	Vibration stress survey objectives	2
2	Definitions	2
3	Test installation	2
4	Ground running	3
5	Flight tests	4
5.1	Flight test conditions	4
5.2	Blade continuous operating limits	4
5.3	Actuator trunnion pin steady and cyclic loads	4
5.4	Ball bearing friction loads	5
5.4.1	2014 VSS results	5
5.4.2	2016 VSS results	5
5.5	Vibration events	5
5.5.1	Trunnion pin loading signal (2016 VSS) during vibration events	6
5.5.2	Trunnion pin loading signal comparison (2014 VSS) during vibration events	8
5.5.3	Trunnion pin frequency analysis (2016 VSS) during vibration events	12
5.5.4	Trunnion pin frequency analysis comparison (2014 VSS) during vibration events	13
5.5.5	Effect of the yoke plate clearance on vibration events	13
5.5.6	Effect of the bearing retention friction on vibration events (2016 VSS)	13
5.5.7	Transmission of vibrations to the aircraft (2016 VSS)	14
5.5.8	Trunnion loading during vibration event (2016 VSS)	14
5.5.9	Effect of airspeed on vibration events	14
5.5.10	Effect of a power slam on vibration events	14
5.5.11	Summary of power lever pullbacks performed in the 2014 and 2016 VSS	14
6	Conclusions	15
6.1	Ball bearing friction	15
6.2	Vibration events	15

1 VIBRATION STRESS SURVEY OBJECTIVES

Two propeller vibration stress survey were performed on two 568F-1 propellers installed on an ATR72-212A flight test aircraft in Toulouse, France.

The first VSS was performed in November 2014. The survey was conducted to determine vibratory response during calm and adverse winds, and during flight operations. It was performed within the framework of the investigation in coordination with BEA and NTSB.

The second VSS was performed in May 2016. The survey was conducted to determine vibratory response during flight operations. A primary objective was to identify a reduction in trunnion friction load with a redesigned bearing ball separator necklace, and a secondary objective was to determine the effect of an increased gap between the fore and aft yoke plates. The increased gap, created by machining the forward plate, mimics 0.05 inches of yoke plate wear due to interaction with the trunnion pin roller. Yoke plate wear results in increased clearance between the pin and the yoke plates and may contribute to increased friction.

2 DEFINITIONS

The **cyclic** value is determined by searching for the differences between maximum and minimum strain level divided by two during a 1/8 of a second time interval.

The **steady** value is determined by calculating the average strain level during 1/8 of a second.

3 TEST INSTALLATION

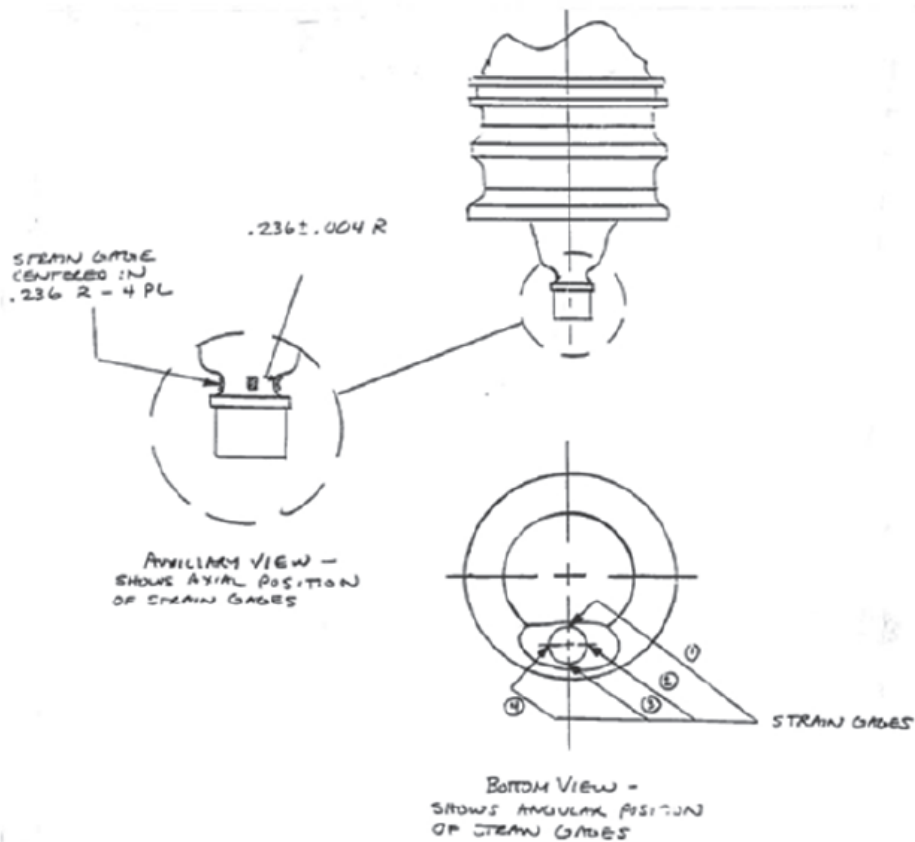
Two instrumented propeller systems were installed and tested on the left and right nacelle of the aircraft. The propeller was comprised with six all-composite blades given the designation of 568F-1. Three blades were instrumented with shank strain gages. In addition, gages were applied to the blade trunnion pins to monitor trunnion and estimate actuator loads. The vibratory strain data reported here is for the flatwise and edgewise directions in the blade shank region and for tangential (TT) and radial (TR) gage directions in the blade trunnion region.

Blade trunnion gage values are named:

- 22TT for propeller 2 blade 2 tangential value;
- 26TT for propeller 2 blade 6 tangential value;
- 25TT for propeller 2 blade 5 tangential value;
- 22TR for propeller 2 blade 2 radial value;
- 26TR for propeller 2 blade 6 radial value;
- 25TR for propeller 2 blade 5 radial value.

Gages locations are shown in the following figure.

568F BLADE TRUNNION GAGE LOCATIONS
ATR72-210 Commuter Aircraft



4 GROUND RUNNING

NB: Ground testing was performed only during 2014 VSS. However, for 2016 VSS, instrument checkouts and engine cycling were performed on the ground prior to the two flight tests.

During ground running, vibratory strains were unsteady, with typically irregular variations in amplitude caused by turbulent unsteadiness in the ground operating environment.

Tabulated trunnion data shows the maximum cyclic force of about 1,000 pounds during rear quartering wind conditions. Maximum trunnion cyclic ground loads are about twice what was observed during flight operation.

The maximum peak trunnion loads were observed to be about 3,000 pounds while dwelling at high torque during rear quartering wind conditions. These peak levels are well below the 5,600 - 6,800 pounds load needed to cause permanent deformation of the actuator plates and blade trunnion parts. The yield strength varies depending on the vertical position of the roller bearing relative to the actuator plate centerline.

Blade continuous operating limits were exceeded by 30% during rear quartering wind ground conditions. These conditions are restricted and considered outside the propeller normal operating envelope. **Trunnion loads did not exceed any load limits.**

The flatwise gage response is made of 1P and 2P harmonics, where the 1P harmonic is dominate on propeller 1 at 1200 rpm and high power conditions. Trunnion response is at 1P and 2P harmonics at high power conditions and at 1P and 3P harmonics at 850 rpm and low power conditions. Ground spectral analysis showed that the frequency response was harmonic and due to forced excitations. No nonsynchronous response was observed. **There was no evidence of blade self-excitation or flutter.**

5 FLIGHT TESTS

5.1 Flight test conditions

During 2014 VSS, two flights were performed. One flight at low gross weight (15,600 kg) and another flight at high gross weight (22,300 kg).

During 2016 VSS, two high gross weight (22,200 kg) flight tests were performed based on results from the 2014 VSS. The first flight used the original ball separator necklace (P/N 815522-1) and the second flight used a ball separator of a new design (P/N 1024538-1) intended to reduce blade retention friction. The first flight was performed with the original ball separator and included maneuvers for a 250 knot “slam” from a cruise condition, a 250 knot normal pullback, a 230 knot slam, a 230 knot pullback, and other typical parts of a flight profile. The second flight test was an abbreviated version of the first test using the redesigned ball separator.

5.2 Blade continuous operating limits

During 2014 VSS high aircraft gross weight flight, blade response reached continuous operating limits at the peak of a transient maneuver with a vertical load factor of 1.26 performed during climb. Maneuvers of this type are not normally performed during commercial operation.

5.3 Actuator trunnion pin steady and cyclic loads

During flight operation with wings level, the left propeller cyclic blade loads were 5% higher compared to the right propeller.

During the transient maneuver to maximum aircraft speed at the beginning of descent, the right propeller blade cyclic loads were higher compared to the left side. The magnitude of the blade cyclic loads during these decent maneuvers is lower than all other phases of flight with the exception of cruise.

Trunnion loads were as expected during the entire flight envelope except for two conditions, during the transient maneuver to maximum aircraft speed at the beginning of descent and peak loading during full reverse operation.

Operating at maximum reverse, the trunnion force data shows that the blade was loading the front yoke plate of the pitch change actuator. This condition was the only case in the entire survey where there was measurable steady load applied to the front plate of the actuator.

5.4 Ball bearing friction loads

5.4.1 2014 VSS results

Hysteresis loops performed during 2014 VSS ground operation before and after flight verified that there is an increase of the trunnion and actuator loads from the effect of friction buildup that occurred during flight operation.

Some evidence of stick-slip friction phenomenon was observed during approach at low altitude during 2014 VSS flight 1. The load increase due to friction is moderate and seems to occur randomly, resulting in a very low amount of accumulated stick-slip cycles. This exposure is of short duration.

5.4.2 2016 VSS results

Several items suggest a reduction in friction due to the redesigned ball separator. These include:

1. Maximum trunnion loads were reduced during the after landing hysteresis loop, where friction should be most evident;
2. Hysteresis loop data indicates less roughness in the measured load as a function of blade pitch, which suggests less sticking/unsticking due to friction as the blade traverses.

Hysteresis loops performed after-landing/engine-on and post-flight/engine-off indicate lower roughness in the trunnion load as a function of blade pitch angle ($\beta \frac{3}{4}$), indicating that stick-slip friction had been reduced. The after-landing measurements provide the best measurement of retained friction as the centrifugal loads have not been relieved. The trunnion load data indicate that for the min-range (-14 to -1 deg), the overall load has been reduced from 4470 to 3700 lbf after the introduction of the new ball separator. For the mid-range (-1 to 14 deg), the load has been reduced from 2870 to 2560 lbf. For the max-range (15 to 22 deg) the load has been reduced from 3720 to 2410 lbf. The actuator loads corroborate these reductions.

In the after landing data, the maximum friction experienced in several ranges has been reduced by approximately 10-18% after the introduction of the redesigned ball bearing separator.

5.5 Vibration events

References to “vibration event” refer to a trunnion cyclic load increase. The magnitude of this observed load increase was not a concern, but the vibration signature initiated further investigation.

THE TRUNNION CYCLIC LOAD INCREASE (VIBRATION EVENT) OCCURS WITHIN THE PROPELLER PITCH CHANGE MECHANISM AND IS OF LOW MAGNITUDE. DURING THESE CONDITIONS THE TRUNNION CYCLIC LOAD AMPLITUDE INCREASES FOR A SHORT DURATION. THIS VIBRATION SHOULD NOT BE CONFUSED WITH THE VIBRATION OBSERVED AFTER PIN FAILURE THAT IS THOUGHT TO BE CAUSED BY BLADE-TO-BLADE IMBALANCE.

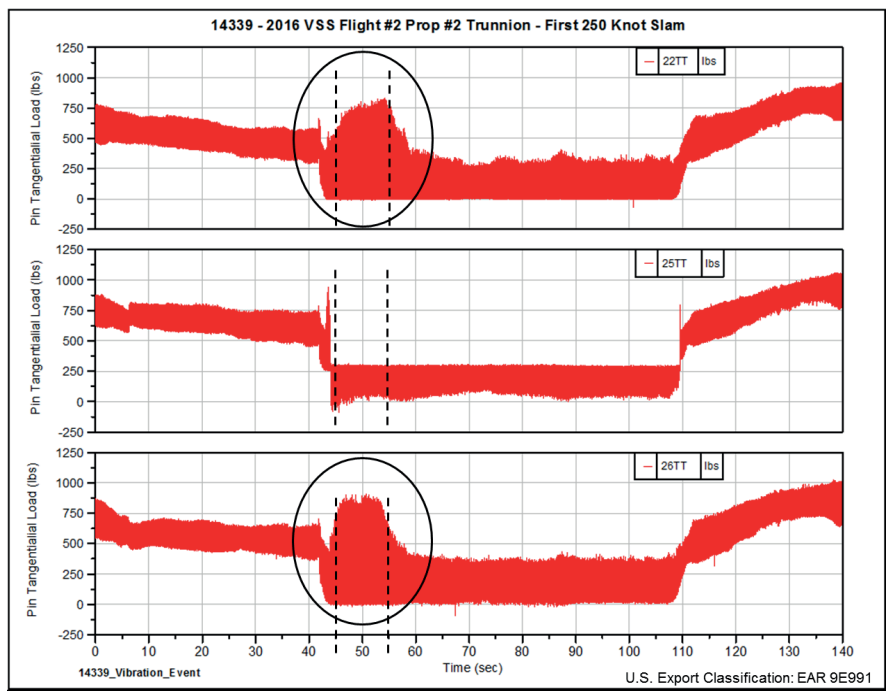
Vibration events were not examined in 2014 VSS report. However, to compare with 2016 VSS findings, 2014 VSS data were re-examined. New 2014 VSS analysis results were presented in

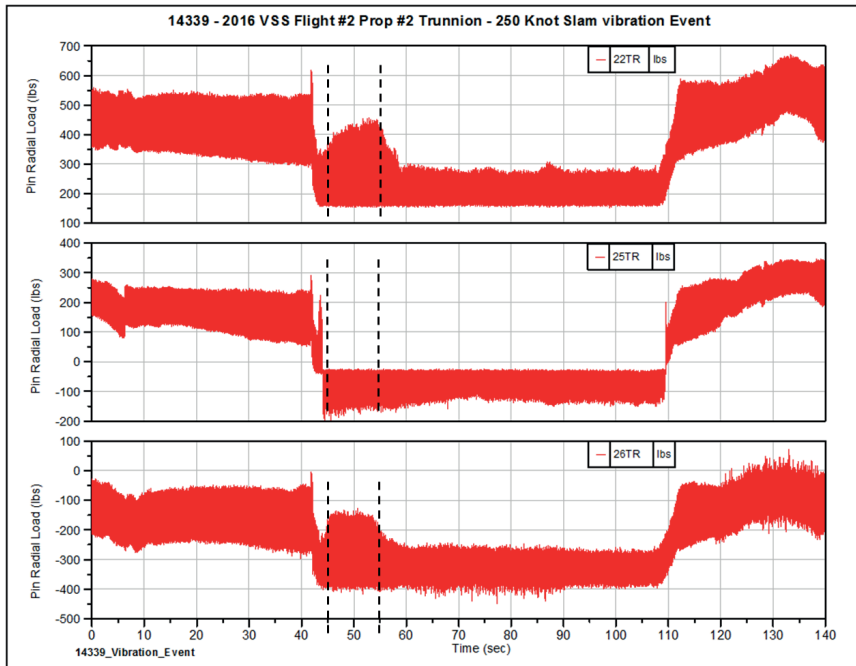
2016 VSS report. Four of the nine 250 knot descent maneuvers performed exhibited this trunnion vibration event, two during 2014 VSS and two during 2016 VSS.

5.5.1 Trunnion pin loading signal (2016 VSS) during vibration events

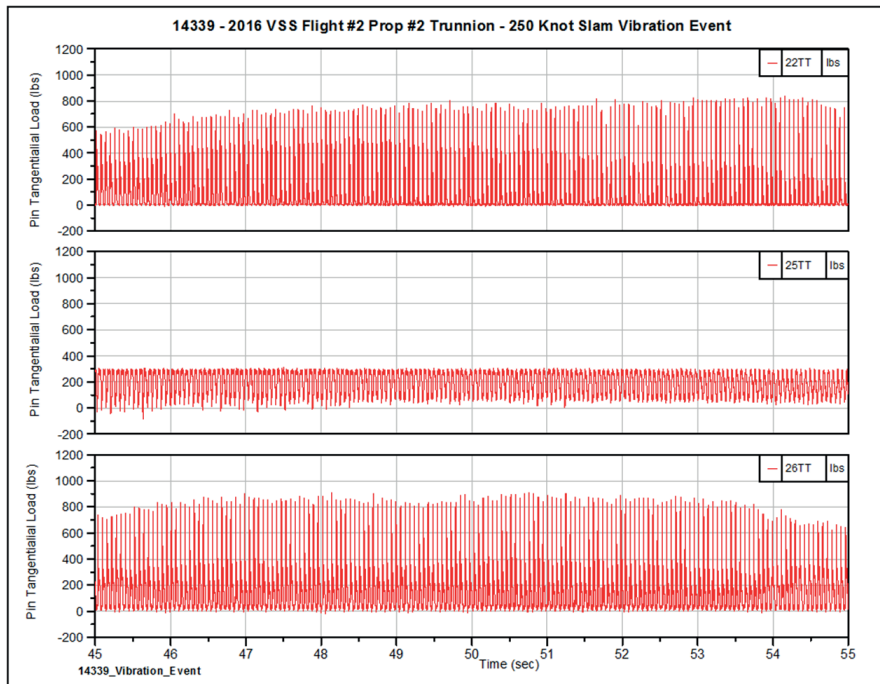
During 2016 VSS flight, trunnion cyclic load increase event was noted on two 250 knot descent maneuvers. This trunnion load “vibration event” occurred immediately after the first 250 knot slam on flight 2.

The two following figures show the complete prop 2 tangential and radial 2000 Hz strain gage recordings. The ‘vibration event’ is the load amplitude increase on gages 22TT, 26TT, 22TR and 26TR that occurs immediately after the PLA reduction.

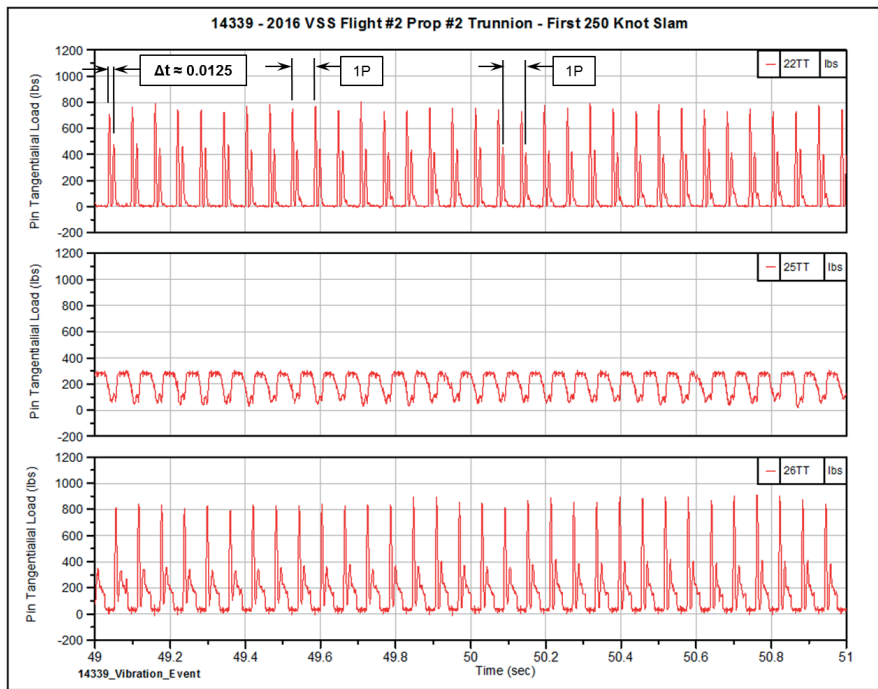




The following figure shows a blown-up view of the tangential signals for 5 seconds duration window:



The following figure focuses on a time sample of two seconds:

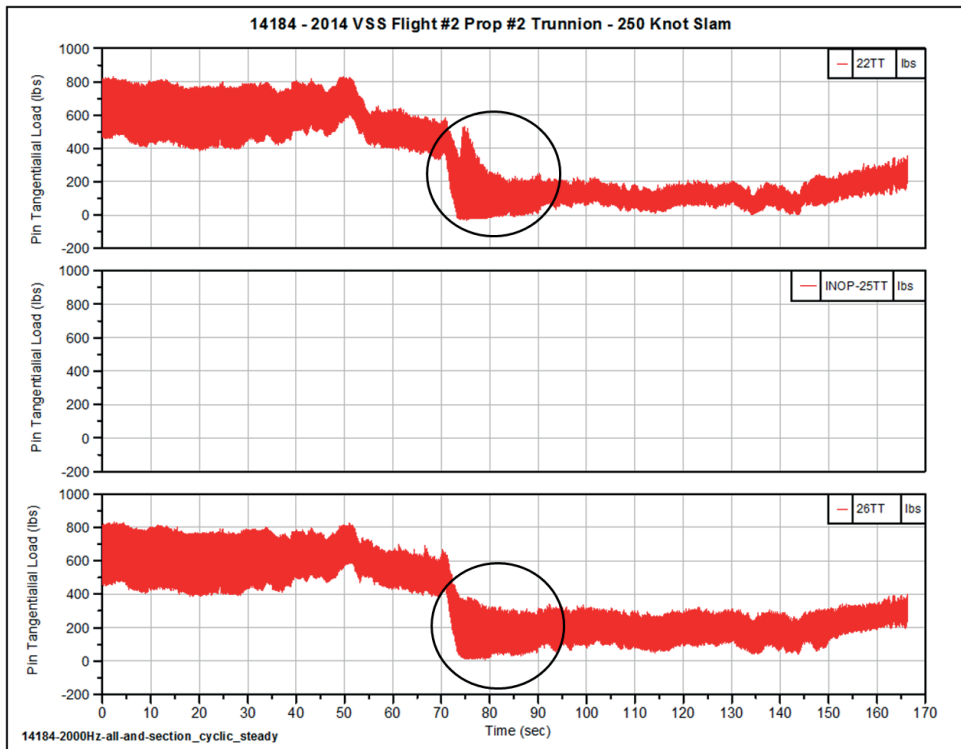
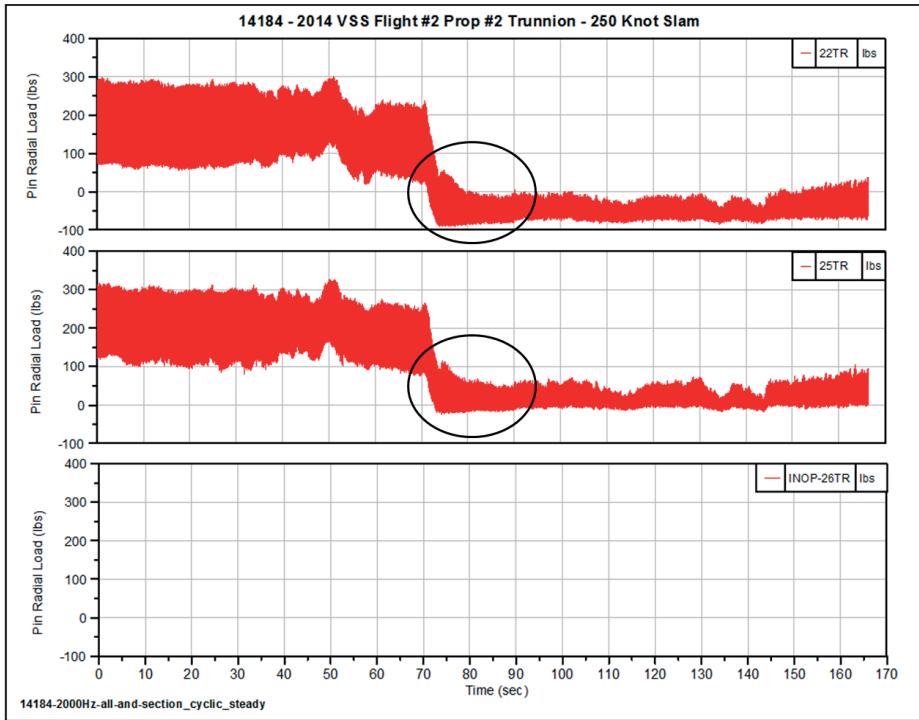


At this resolution, two distinct load peaks occurring at 1P intervals are visible in the 22TT and 26TT signals. The first peak is the higher load on the aft plate. The second peak occurs 0.0125 seconds after the first peak, also on the aft plate. This implies a double impact load on the aft plate. No double impact was observed for the forward plate for any case. Since the air data is only sampled at 0.125 second intervals, it cannot be directly correlated to the load data to identify drivers of such a double impact load. Additionally, blade angle is derived from actuator position, which disallows identification of different blade angles for different blades.

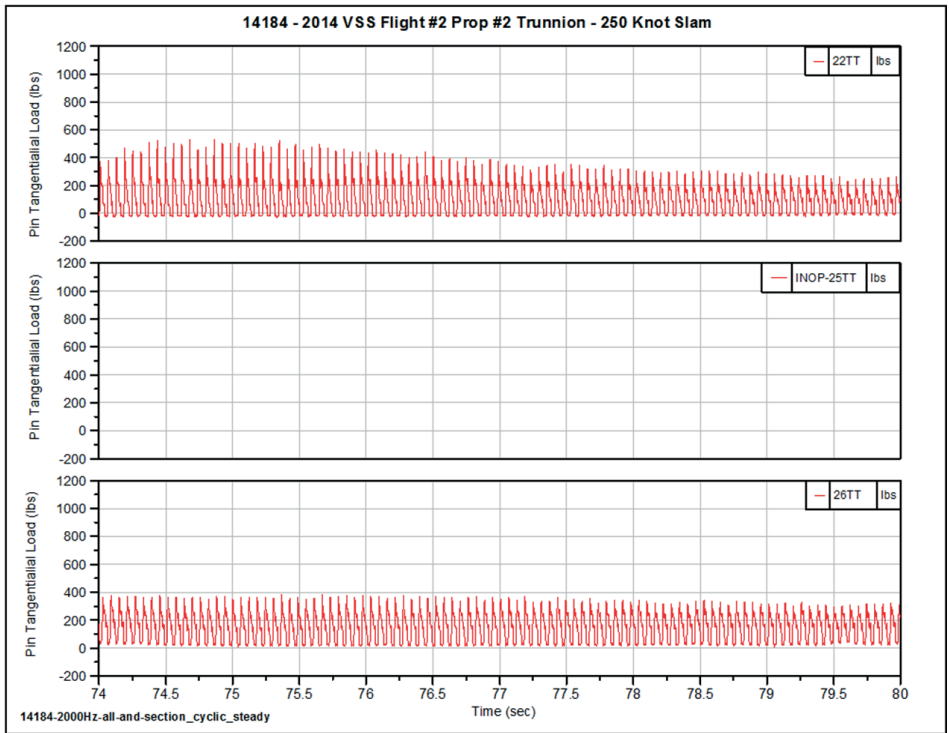
5.5.2 Trunnion pin loading signal comparison (2014 VSS) during vibration events

For comparison, 2014 VSS 250 knot slam data was analyzed. Prop 2 trunnion gages show a small dip in the cyclic load after PLA reduction occurring during 6 seconds. Trunnion data shows that it is unloading the aft plate to a near zero load between impacts.

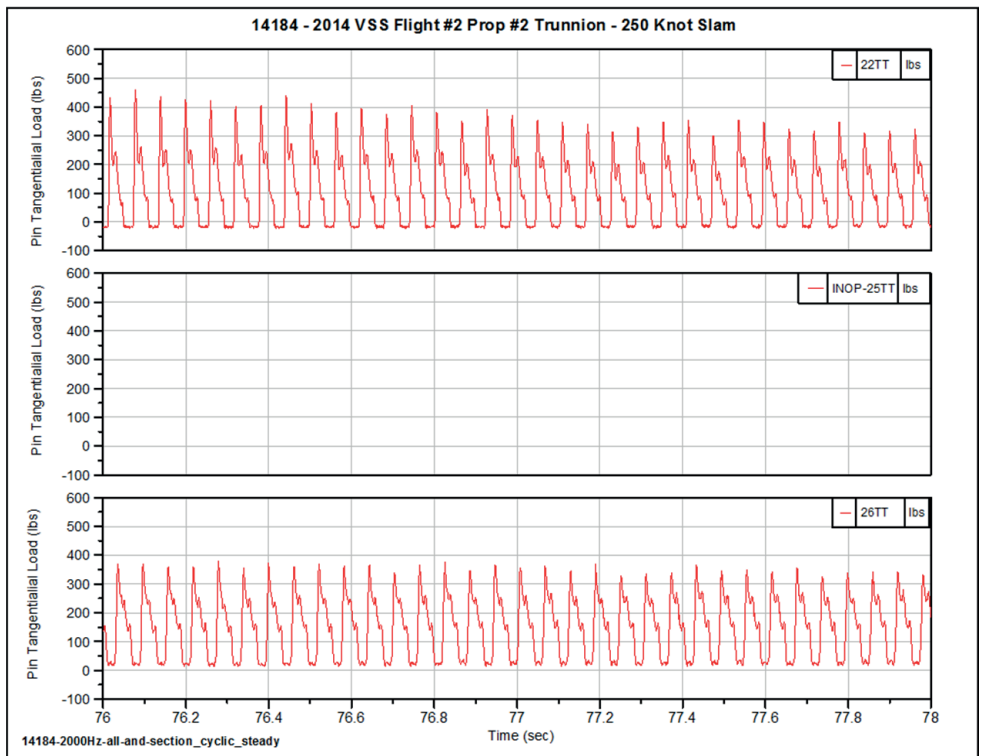
The two following figures show the tangential and radial trunnion pin signals, respectively:



The following figure shows 22TT and 26TT during the 6 seconds:



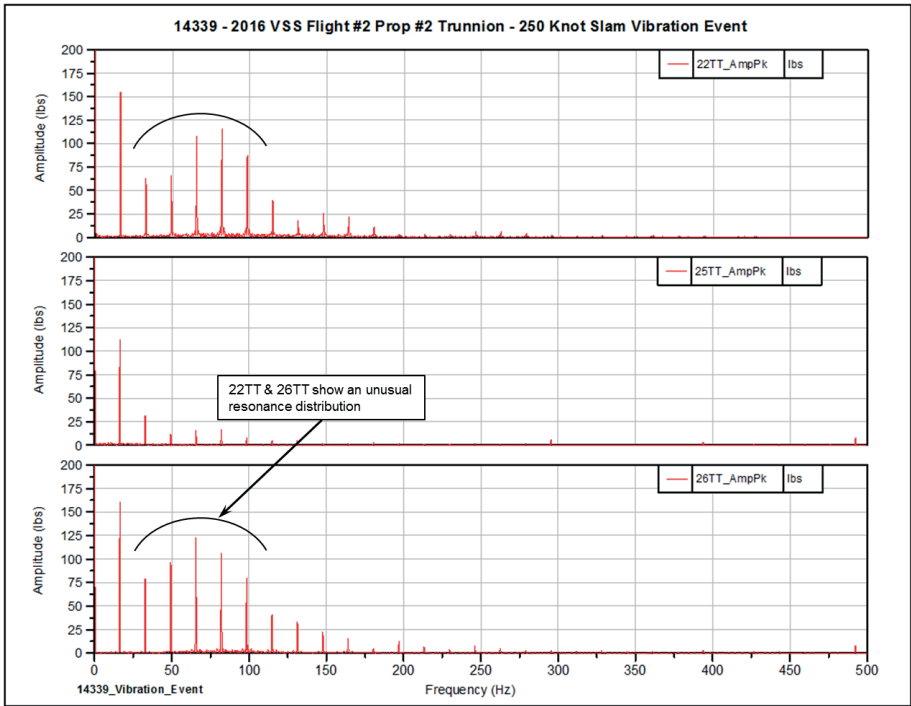
The following figure focuses on a time sample during 2 seconds:



The 26TT sensor does not dip below zero because of a positive offset in the gage. Similarly, although both 22TR and 25TR 2000 Hz signals show a dip after slam, both are below zero due to gage offset.

5.5.3 Trunnion pin frequency analysis (2016 VSS) during vibration events

FFTs of gages 22TT, 25TT and 26TT for the period of the vibration event are shown in the following figure:

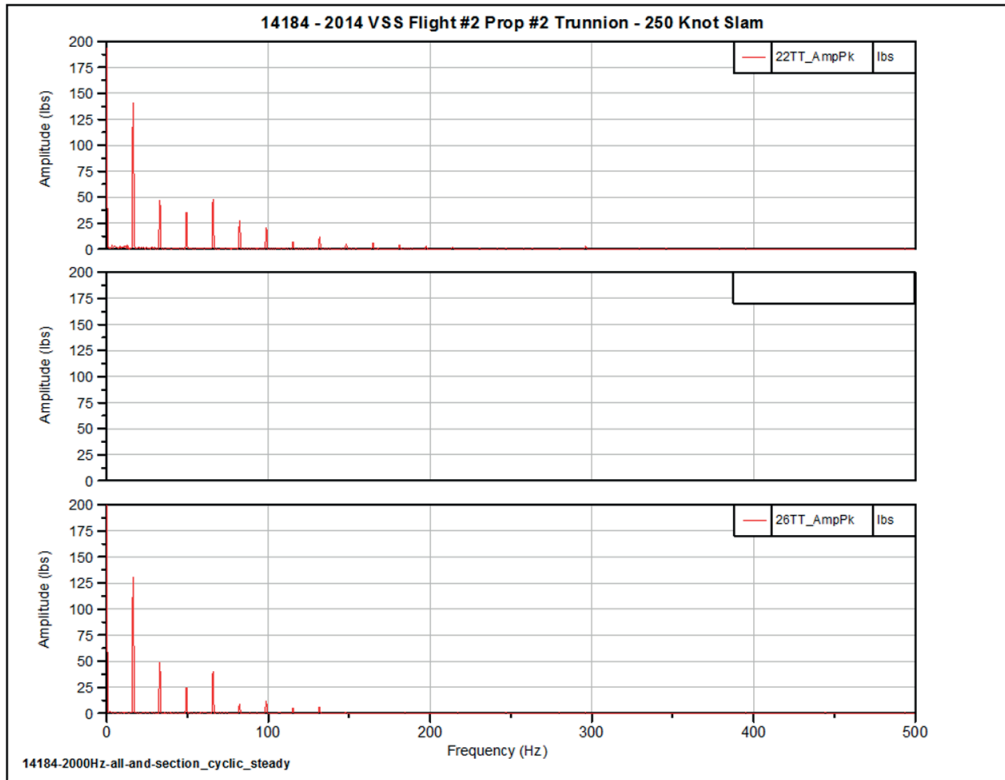


FFT plots for 22TT and 26TT show an unusual peak pattern. Typically 1P and 2P predominate. But in this case 1P is dominant while 2P through 6P are also major contributors to trunnion loading. A physical explanation for this ‘ringing’ phenomenon would be similar to a response observed after an impact load. The obvious candidate for such an impact would be the cyclic load of the trunnion loading and unloading the yoke plate. The 25TT FFT appears normal in that 1P dominates.

The 22TT and 26TT unusual resonance distribution compared to 2014 VSS (see chapter 5.5.4) could be an evidence that the machined gap between the plates exacerbates the vibration event.

5.5.4 Trunnion pin frequency analysis comparison (2014 VSS) during vibration events

The following figure is an FFT of the trunnion data after the slam:



It reveals a broadband frequency response similar to that of 2016 VSS (250 knot slam.).

5.5.5 Effect of the yoke plate clearance on vibration events

The gap between forward and aft plates itself does not appear to be a driver as vibration events were noted to occur during 2014 F2 where the gap was not modified and during 2016 F2 where the gap was modified. Additionally, 2016 F1 (with a modified gap) did not show any vibration events at 250 knots. Based on evaluation of similar maneuvers (power reduction to flight idle at 250 kt during descent) with and without the gap between forward and aft plates, the data suggests that although **the increased yoke plate clearance itself does not drive the vibration event**, it can affect interaction between the trunnion pin and yoke plate during a Power Lever slam transient and change the cyclic loading characteristics of the trunnion pin. **When the gap is enlarged during the power lever transient, the data shows evidence of impact loading** (as opposed to harmonic loading). Spectral analysis of such impact loading shows more broadband response than does the typical trunnion cyclic loading. All three instrumented blade trunnions showed rear yoke plate unloading.

5.5.6 Effect of the bearing retention friction on vibration events (2016 VSS)

Two distinct behaviors occurred during the vibration event that occurred immediately after the first 250 knot slam on flight 2 of 2016 VSS. First, blade 2 and blade 6 trunnions appear to be unloading under vibration. During this flight segment, the combination of cyclic and steady loads leads to very low loading on the aft plate. **Bearing retention friction due to the fast slam resists the total twisting moment keeping the rear yoke plate lightly loaded** on blades 2 and 6. Second, it appears that **blade 5 retention friction is elevated compared to the other blades, causing the trunnion pin to remain on forward yoke plate.**

Under certain conditions (such as a quickly executed 250 knot slam), blade retention friction can cause the trunnion pin load to switch from the rear yoke plate to the front yoke plate.

5.5.7 Transmission of vibrations to the aircraft (2016 VSS)

Based on a spectral analysis of the shank gages during the vibration event that occurred immediately after the first 250 knot slam on flight 2 of 2016 VSS, no vibratory loads were noted above 4P. Blade vibration loads at 2P, 3P and 4P are reactionless at the shaft and cannot transfer to the aircraft. Reduction of flight data around **the trunnion “vibration event” has shown no evidence of transmitting vibration to the aircraft.**

5.5.8 Trunnion loading during vibration event (2016 VSS)

The trunnion vibration events can increase cyclic load magnitudes as much as four times the normal cyclic magnitudes. The peak loads during these events reach magnitudes of about 900 lbf. Data from flight operation showed **maximum peak trunnion loading far below levels required to produce permanent deformation** of the trunnion and actuator hardware.

5.5.9 Effect of airspeed on vibration events

The airspeed seems to be a factor in whether or not the propeller undergoes a trunnion “vibration event” after power lever reduction. For 230 knot power lever transients, no trunnion vibration events were noted and the trunnion pin was found to remain loading the aft yoke plate in all instances. Four of the nine 250 knot descent maneuvers performed during 2014 and 2016 VSS exhibited this trunnion vibration event.

5.5.10 Effect of a power slam on vibration events

The power lever slam does not appear to be a primary driver since vibration events occurred at 250 knots for both slam and normal pullbacks.

5.5.11 Summary of power lever pullbacks performed in the 2014 and 2016 VSS

The table below summarizes slam and normal power lever pullbacks performed in the 2014 and 2016 VSS.

Case	Speed	Slam	P2 Gap	Vibration Event		Rear Plate Unload	
				Prop 1	Prop 2	Prop 1	Prop 2
2014 F1 14056	250 kt	No, 7 sec	No	No	Yes	-	B2/B5/B6
2014 F1 14065	250 kt	Yes, 1 sec	No	No	Yes	-	B2/B5/B6
2014 F1 14082	250 kt	Yes, 1 sec	No	No	No	-	B2/B5/B6
2014 F2 14195	250 kt	Yes, 2 sec	No	No	No	-	B2/B5
2014 F2 14201	250 kt	Yes, 2 sec	No	No	No	-	B2
2016 F1 14298	230 kt	Yes, 1 sec	Yes	No	No	-	-
2016 F1 14301	250 kt	Yes, 2 sec	Yes	No	No	-	B2
2016 F1 14303	250 kt	No, 7 sec	Yes	No	No	-	B2
2016 F1 14305	230 kt	No, 20 sec	Yes	No	No	-	-
2016 F2 14339	250 kt	Yes, 1 sec	Yes	Yes, minor	Yes, major	B2/B5/B6 B5 load front plate	B2/B5/B6 B5 load front plate
2016 F2 14340	230 kt	Yes, 1 sec	Yes	No	No	-	-
2016 F2 14341	250 kt	No, 12 sec	Yes	No	Yes	-	B2/B5/B6
2016 F2 14342	230 kt	No, 8 sec	Yes	No	No	-	-

Instances that produced either a vibration event after the slam (as evidenced by increased trunnion cyclic load) or an unloading of the aft yoke plate are highlighted.

6 CONCLUSIONS

6.1 Ball bearing friction

Hysteresis loops performed during 2014 VSS ground operation before and after flight verified that there is an increase of the trunnion and actuator loads from the effect of friction buildup that occurred during flight operation.

Based on the smoother hysteresis plots obtained with the replacement bearing ball retainer during 2016 VSS, compared to the original bearing ball retainer hysteresis plots in 2014 VSS, blade retention friction is reduced overall. The maximum friction experienced in several ranges has been reduced by approximately 10-18% after the introduction of the redesigned ball bearing separator.

6.2 Vibration events

The results indicate that vibration events:

- Were only noted on 250 knot descent maneuvers, but not all 250 knot descent maneuvers caused vibration events
- Have occurred on only four out of nine recorded 250 knot descent maneuvers
- Have occurred during both slam and normal pullbacks
- Have occurred with and without an enlarged 0.050" yoke plate gap on prop 2
- Have not occurred during 230 knot descent maneuvers

Additionally, 2016 F2 PDAS 14339 shows that the vibration event occurred on propeller 1, which did not have an enlarged gap. Consequently, the slam maneuver and the yoke plate gap cannot each be singled out as the root cause of such a vibration.

In all cases where a vibration event occurred, the trunnion pin unloaded the rear yoke plate, which is unexpected behavior within the flight envelope. This suggests that the prop may have been dithering due to low steady and cyclic loading on the trunnion pin.

In an extreme case (14339) the data indicate that the front plate had actually been loaded, which is even farther from expected behavior during normal flight operation. Such behavior would certainly be exacerbated by a larger yoke plate gap. Although such trunnion pin behavior is unexpected, the observed loads are well below the trunnion pin cyclic load limit, and do not cause fatigue damage.

ANNEXE 14

EXTRAITS DU MANUEL DE MAINTENANCE

Essai des performances moteur au sol

Les essais moteurs sont effectués initialement avec les prélèvements d'air moteur fermés et avec les EEC et PEC actifs.

La maintenance doit effectuer les opérations suivantes :

- Après allumage des moteurs, les manettes de puissance (PL) en position ralenti sol (GI) et les manettes de régulation d'hélice (CL) en position drapeau (FTR), les paramètres moteur sont vérifiés ;
- Les manettes PL en GI, les manettes CL sont placées en position AUTO et les paramètres moteur sont vérifiés ;
- Les CL en position AUTO, les PL sont placés en position ralenti vol (FI) et les paramètres moteur sont vérifiés ;
- Les CL en position AUTO, les PL sont placés en position décollage (TO), les paramètres moteur sont vérifiés, puis les PL sont placés en position GI ;
- Les CL en position AUTO, les PL sont placés en butée inversion de poussée (REV), les paramètres moteur sont vérifiés, puis les PL sont placés en position GI ;
- Les EEC sont désactivés, les PL sont avancés jusqu'à ce que la puissance maximale (RTO) soit atteinte, les paramètres moteur sont vérifiés, puis les PL sont placés en position GI ;
- Les EEC sont activés, les CL sont positionnés en FTR, puis les moteurs sont éteints.

Essais après remplacement d'un PVM

Après le remplacement d'un PVM, les essais suivants doivent être effectués :

- Le PEC est calibré (voir 1.8.2.4) ;
- Après allumage du moteur, la manette de puissance (PL) est placée en position ralenti sol (GI) et la manette de régulation d'hélice (CL) en position AUTO ;
- La manette CL est déplacée plusieurs fois de la position AUTO vers la position FTR jusqu'à ce que l'hélice réponde correctement aux commandes de la manette CL ;
- L'essai des performances du moteur au sol (voir 1.8.2.3) est effectué, l'hélice doit être mise en drapeau plus de vingt secondes, puis le moteur est arrêté ;
- Une recherche de fuite d'huile est effectuée ;
- Après allumage du moteur, la pompe de passage en drapeau est désactivée électriquement ;
- Un essai de la protection de petit pas d'hélice est effectué :
 - La manette CL est placée en position AUTO ;
 - La manette PL est déplacée au-delà de la position ralenti vol (FI) puis ramenée en position FI ;
 - Le sélecteur ENG/LO PITCH⁽⁷⁵⁾ est positionné sur PLA<FI ;
 - La manette PL est placée en position GI et les paramètres moteur sont vérifiés ;
 - Le sélecteur ENG/LO PITCH est positionné sur neutre et les paramètres moteur sont vérifiés ;
 - La manette PL est placée au-delà de la position FI puis ramenée en position FI ;

⁽⁷⁵⁾Voir Figure 23.

- Le sélecteur ENG/LO PITCH est positionné sur PLA>FI et les paramètres moteur sont vérifiés ;
- La manette PL est placée en position GI et les paramètres moteur sont vérifiés ;
- Après que l'hélice soit en position drapeau, le sélecteur ENG/LO PITCH est positionné sur neutre, l'hélice sort de la position drapeau et les paramètres moteur sont vérifiés ;
- La manette PL est placée en position GI ;
- Un essai du système de protection de survitesse de l'hélice est effectué :
 - Le sélecteur de puissance (PWR MGT) est sur la position décollage (TO), la manette CL est sur AUTO ;
 - La manette PL est placée au-delà de la position FI ;
 - Le PEC est désactivé en appuyant sur le bouton PEC/FAULT/OFF (voir Figure 6) ;
 - La manette PL est déplacée vers l'avant et la vitesse de rotation d'hélice est vérifiée (Max 102,5% Np +-1%) ;
 - La manette PL est ramenée en position FI ;
 - Le PEC est activé en appuyant sur le bouton PEC/FAULT/OFF ;
 - La manette PL est avancée jusqu'à ce que la vitesse de rotation de l'hélice se stabilise à 100% Np ;
 - Le sélecteur PROP OVSPD⁽⁷⁶⁾ est maintenu en position ENG, la vitesse d'hélice est vérifiée (102,5% Np puis 100% Np après 15secondes), puis le sélecteur est relâché ;
 - La manette PL est ramenée en position GI, la manette CL positionnée sur FTR et le PEC remis à zéro en appuyant et relâchant le bouton PEC/FAULT/OFF ;
- Un essai du régulateur de survitesse est effectué :
 - Les deux moteurs doivent être en fonctionnement et la manette PL de l'hélice non vérifiée en position FI ;
 - Le sélecteur de puissance (PWR MGT) est sur la position décollage (TO), la manette CL est sur AUTO ;
 - La manette PL est avancée jusqu'à ce que la vitesse de rotation de l'hélice se stabilise à 100 % Np ;
 - Le sélecteur PROP OVSPD⁽⁷⁷⁾ est maintenu en position ENG, la vitesse d'hélice est vérifiée (102,5 % Np), puis au bout de trois secondes le bouton SET/OVSPD est pressé ;
 - Dès que la vitesse de l'hélice augmente, les deux boutons sont relâchés ;
 - La manette PL est ramenée en position GI, la manette CL positionnée sur FTR et le PEC remis à zéro en appuyant et relâchant le bouton PEC/FAULT/OFF ;
- Une partie de l'essai des performances du moteur au sol⁽⁷⁸⁾ est effectuée :
 - Après allumage du moteur, la manette (PL) en position ralenti sol (GI) et la manette CL en position FTR, les paramètres moteur sont vérifiés ;
 - La manette PL en GI, la manette CL est placée en position AUTO et les paramètres moteur sont vérifiés ;
 - La manette CL en position AUTO, la manette PL est placée en position FI et les paramètres moteur sont vérifiés ;
 - La manette CL en position AUTO, la manette PL est placée en position décollage (TO), les paramètres moteur sont vérifiés, puis la manette PL est placée en position GI ;
 - L'EEC est désactivé, la manette PL est avancée jusqu'à ce que la puissance maximale (RTO) soit atteinte, les paramètres moteur sont vérifiés, la manette PL est placée en position GI, l'EEC est activé ;

⁽⁷⁶⁾Voir Figure 23.

⁽⁷⁷⁾Voir Figure 23.

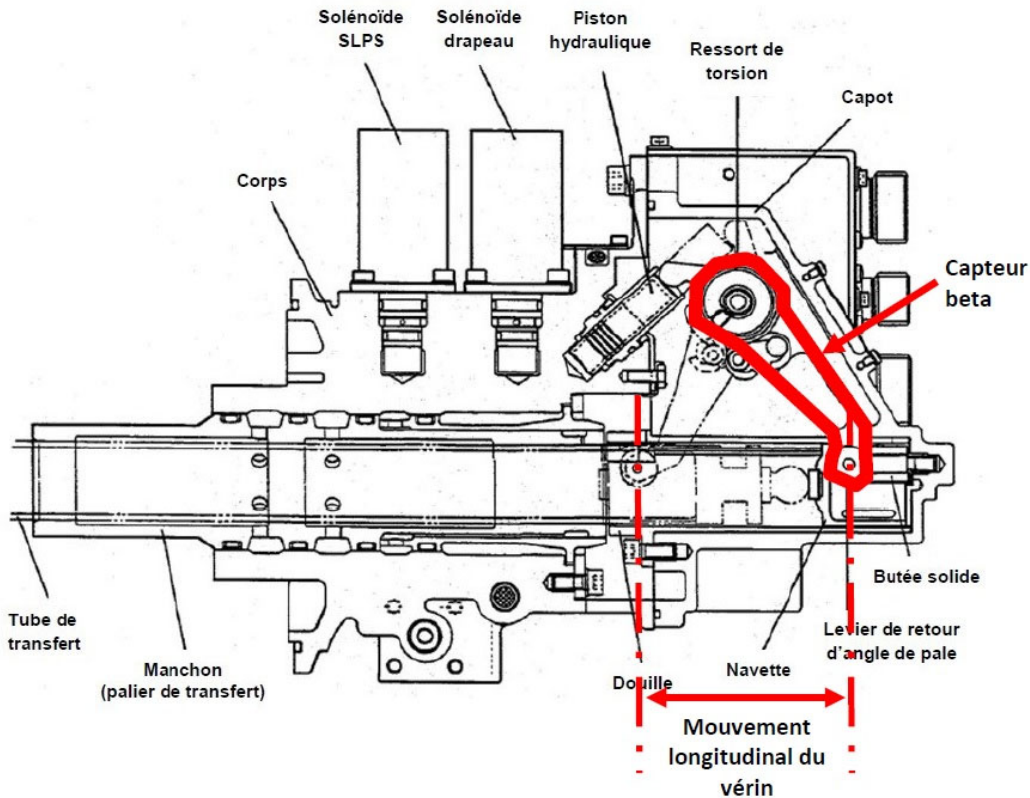
⁽⁷⁸⁾Voir 1.8.2.3.

- Un essai opérationnel de l'hélice est effectué :
 - La manette PL en position GI et la manette CL en position AUTO ;
 - La manette CL est déplacée plusieurs fois de la position AUTO vers la position FTR jusqu'à ce que l'hélice réponde correctement aux commandes de la manette CL, puis le moteur est arrêté ;
 - Le niveau d'huile moteur est effectué et le moteur remis en marche ;
 - La manette CL en position AUTO, la manette PL est placée en position FI et les paramètres moteur sont vérifiés (essai obligatoire seulement si non effectué précédemment) ;
 - Avec les EEC activés et les prélèvements d'air moteur fermés, le sélecteur de puissance (PWR MGT) est placé sur la position croisière (CRZ) et les paramètres moteurs et hélices sont vérifiés;
 - La manette PL est avancée et la vitesse de l'hélice est vérifiée (aux alentours de 82 % Np) puis la manette PL est placée en position GI ;
 - La manette CL est placée en position OVRD ;
 - La manette PL est avancée et la vitesse de l'hélice est vérifiée (aux alentours de 100 % Np) puis la manette PL est placée en position GI ;
 - La manette CL en position AUTO, la manette PL est placée en butée inversion de poussée (REV), les paramètres moteur sont vérifiés, puis la manette PL est placée en position GI ;
 - La manette CL en position AUTO, la manette PL est placée en butée inversion de poussée (REV), les paramètres moteur sont vérifiés, puis la manette PL est placée en position GI ;
- Un essai de l'ATPCS est effectué.

ANNEXE 15

CAPTEUR D'ANGLE DE PALE D'HÉLICE

L'angle des pales d'hélice est commandé par le mouvement longitudinal du vérin de changement de pas. Les manetons de pied de pale excentrés sont positionnés entre les oreilles des deux plateaux du vérin. Le mouvement longitudinal du vérin modifie l'angle des pales de l'hélice.



Le capteur d'angle "beta" des pales d'hélice se situe à l'intérieur du PVM. Il est maintenu en contact avec l'extrémité du tube de transfert par un ressort en torsion et un piston hydraulique.

Le capteur est un transformateur différentiel variable rotatif (RVDT). Il fournit une tension de sortie linéairement proportionnelle au déplacement angulaire. L'angle beta est donc directement relié à la position longitudinale du tube de transfert.

ANNEXE 16

MESSAGE D'INFORMATION AUX EXPLOITANTS D'ATR



OPERATORS INFORMATION MESSAGE

Ref OIM 2014/010 Issue 1:

Date : 23/09/2014

Page :1

AIRCRAFT TYPE : ATR 42-400/500 & 72-212A

ATA : 61

SUBJECT: 568F-1 PROPELLER PITCH CHANGE MECHANISM DAMAGE

PURPOSE

In-service events have been reported, featuring damage on propeller pitch change mechanism (blade trunnion pin broken or cracked, actuator forward yoke plate distorted).

First investigation results showed that the reported events were preceded by these symptoms: during descent or approach phases, sudden and high propeller vibrations often associated with PEC Faults (codes 67&68).

ATR and UTAS are releasing troubleshooting guidelines to detect early stage of hardware damage.

STATUS

Investigation is in progress to isolate the root cause.

RECOMMENDATIONS

Attached procedure will be introduced in next revision of ATR TroubleShooting Manual, to provide operators with guidelines to be followed if above symptoms occur.

This new TSM item features propeller pitch change mechanism inspection procedure through UTAS SB568F-61-67 along with guidelines to secure information related to the event (pilot report, QAR).

In case of sudden and high propeller vibrations associated with PEC Fault, ATR recommends to:

- Immediately apply attached troubleshooting procedure
- If damage is confirmed after UTAS SB application, consider securing CVR data for potential noise spectral analysis in the frame of the technical investigation.

Writer signature	Service Director signature	Technical Support signature
Propulsion systems specialist Vianney LANGUILLE 	Propulsion & Air Systems Director Franck LACOSTE 	Airline Technical Support VP Carlo SCHETTINO 

This document belongs to ATR. It may not be disposed to third parties and/or reproduced without prior written permission from ATR and its contents cannot be disclosed.

© ATR - 2005

FOR-1-CG-0322-000-A1

Page 1 of 1



ATR - TROUBLE SHOOTING MANUAL

FAULT SYMPTOM: On panel 401VU, on PEC 1(2) P/BSW, FAULT legend is illuminated during flight phase associated with high and sudden vibrations.		EQUIPMENT INVOLVED:	
PREREQUISITES: 45-15-00 RDG 10000 Reading of PEC memory			
USEFUL DOCUMENTS:			
ASM:	AWM:	JIC: 05-51-35 PRO 10000 31-31-00 PRO 10020 45-15-00 RDG 10000	OTHER: UTAS (Hamilton) SB568F-61-67 UTAS (Hamilton) Maintenance Manual 61-27-00 fault isolation

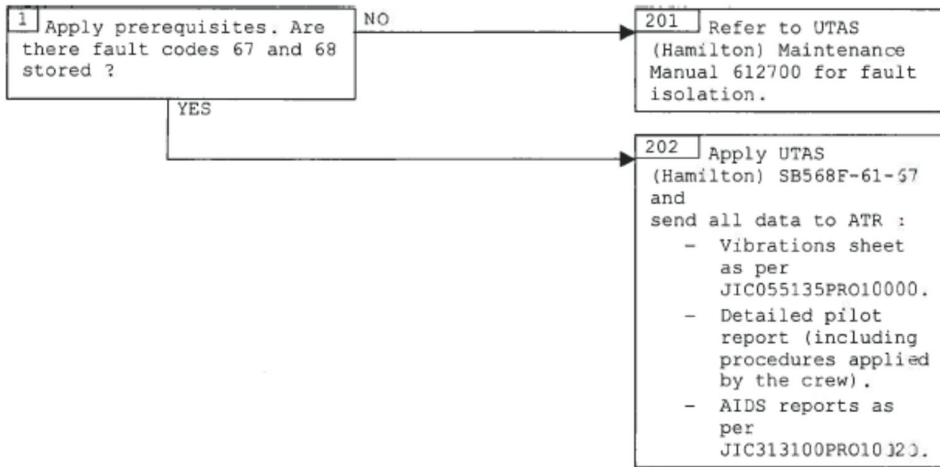


Figure 120

IL6121003A15001-01

N EFFECTIVITY: PRE MPC

Printed in France

ADVANCE COPY
61-21-00

FAULT ISOLATION
 Page 1XX
 Sep 29/14



ATR - TROUBLE SHOOTING MANUAL

FAULT SYMPTOM: On panel 401VU (401VM), on PEC 1(2) P/BSW, FAULT legend is illuminated during flight phase associated with high and sudden vibrations.		EQUIPMENT INVOLVED:	
PREREQUISITES: 45-15-00 RDG 10000 Reading of PEC memory			
USEFUL DOCUMENTS:			
ASM:	AWM:	JIC: 05-51-35 PRO 10000 45-12-00 RDG 10000 45-15-00 RDG 10000	OTHER: UTAS (Hamilton) SB568F-61-67 UTAS (Hamilton) Maintenance Manual 61-27-00 for fault isolation

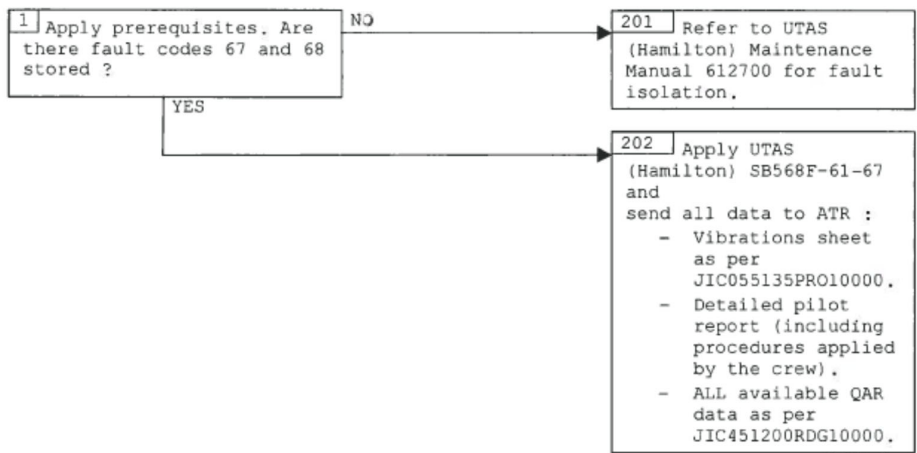


Figure 120

IL6121003A15002-01

N EFFECTIVITY: POST MPC

Printed in France

ADVANCE COPY

61-21-00

FAULT ISOLATION
Page 1XX
Sep 29/14

ANNEXE 17

BULLETIN DE SERVICE D'UTAS

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN
PROPELLERS - ACTUATOR - INSPECTION OF YOKE PLATES

© 2014 Hamilton Sundstrand Corporation

PROPRIETARY

THIS DOCUMENT IS THE PROPERTY OF UTC AEROSPACE SYSTEMS. YOU MAY NOT POSSESS, USE, COPY OR DISCLOSE THIS DOCUMENT OR ANY INFORMATION IN IT, FOR ANY PURPOSE, INCLUDING WITHOUT LIMITATION, TO DESIGN, MANUFACTURE OR REPAIR PARTS, OR OBTAIN ANY GOVERNMENT APPROVAL TO DO SO, WITHOUT UTC AEROSPACE SYSTEMS' EXPRESS WRITTEN PERMISSION. NEITHER RECEIPT NOR POSSESSION OF THIS DOCUMENT ALONE, FROM ANY SOURCE, CONSTITUTES SUCH PERMISSION. POSSESSION, USE, COPYING OR DISCLOSURE BY ANYONE WITHOUT UTC AEROSPACE SYSTEMS' EXPRESS WRITTEN PERMISSION IS NOT AUTHORIZED AND MAY RESULT IN CRIMINAL AND/OR CIVIL LIABILITY.

INFORMATION SUBJECT TO EXPORT CONTROL LAWS

Subject to the EAR, ECCN 9E991

This information is subject to the export control laws of the United States, specifically including the Export Administration Regulations (EAR), 15 C.F.R. Part 730 et. seq. Transfer, retransfer, or disclosure of this data by any means to a non-U.S. person (individual or company), whether in the United States or abroad, without any required export license or other approval from the U.S. Government is prohibited, including without limitation any diversion to a military end user or use in a military end use application.

THE DATA IN THIS DOCUMENT WERE DEVELOPED ONLY TO MAINTAIN SYSTEMS AND/OR PARTS MANUFACTURED BY OR FOR HAMILTON SUNDSTRAND OR APPROVED BY HAMILTON SUNDSTRAND. THE DATA MAY NOT BE APPLICABLE TO ANY OTHER SYSTEMS AND/OR PARTS, REGARDLESS OF THEIR APPARENT SIMILARITY TO SYSTEMS AND/OR PARTS MANUFACTURED BY OR FOR HAMILTON SUNDSTRAND OR APPROVED BY HAMILTON SUNDSTRAND. DO NOT RELY IN ANY WAY ON DATA IN THIS DOCUMENT TO MAINTAIN OR OTHERWISE SUPPORT SYSTEMS AND/OR PARTS THAT WERE NOT MANUFACTURED BY OR FOR HAMILTON SUNDSTRAND OR APPROVED BY HAMILTON SUNDSTRAND WITHOUT EVIDENCE THAT THE FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION OR OTHER REGULATORY AGENCY HAS DETERMINED THAT THE DATA IN THIS DOCUMENT IS VALID FOR SUCH USE.

HAMILTON SUNDSTRAND ASSUMES NO LIABILITY WHATSOEVER, WHETHER CONTRACTUAL, WARRANTY, TORT OR OTHERWISE, FOR UNAUTHORIZED ALTERATION OR ALTERATIONS NOT PERFORMED IN ACCORDANCE WITH HAMILTON SUNDSTRAND APPROVED PROCEDURES.

1. PLANNING INFORMATION

A. Effectivity

- (1) Hamilton Sundstrand Propellers, Model 568F, PN 815500-2 and 815500-3, used on ATR 42-400, ATR 42-500, ATR 42-600, ATR 72-210A, ATR 72-500, and ATR 72-600 aircraft.

B. Concurrent Requirements

- (1) Confirmation of existing condition and indicated fault codes [refer to paragraph 1.C.(1)(a)] as directed by ATR OIM and/or Troubleshooting Manual.

C. Reason

- (1) Problem
 - (a) Vibration has been experienced in combination with the indication of Propeller Electronic Control (PEC) fault codes 67 and 68 (sensed blade angle fault, primary and secondary).

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 1 of 17



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (2) Cause
 - (a) In these circumstances, a change (increase) in the distance between the ears of the forward and aft actuator yoke plates may be indicated.
- (3) Solution
 - (a) Measure blade angle backlash on all six blades. If the value at any blade exceeds the maximum allowable value, visually and dimensionally inspect the actuator yoke plates.
- (4) Substantiation
 - (a) The measurements and inspections in this service bulletin will determine if bending of the yoke plates has occurred.

D. Description

- (1) This bulletin gives the instructions to measure blade angle backlash on all six blades of the 568F propeller, remove the actuator and measure the distance between the ears of the actuator forward and aft yoke plates if indicated, and return the actuator and blades for engineering investigation if necessary.

E. Compliance

- (1) Incorporation of this service bulletin is to be accomplished before the next flight, if directed by ATR OIM and/or Troubleshooting Manual (refer to paragraph 1.B. of this bulletin).

F. Approval

- (1) The technical content of this Service Bulletin has been accepted by the FAA on October 2, 2014.

G. Manpower

- (1) Approximately 2.0 man-hours are required to do the blade angle backlash measurements on all 6 blades of the 568F series propeller and inspect the actuator yoke plates.

H. Weight and Balance

- (1) None

I. Electrical Load Data

- (1) Not changed

J. Software Accomplishment Summary

- (1) Not Applicable

K. References

- (1) Hamilton Sundstrand Component Maintenance Manual (CMM) 61-13-12

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 2



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (2) Hamilton Sundstrand Maintenance Manual (MM) P5206
- (3) Hamilton Sundstrand Maintenance Manual (MM) P5214

L. Other Publications Affected

- (1) Hamilton Sundstrand CMM 61-13-12 will be revised to incorporate this bulletin.
- (2) Hamilton Sundstrand MM P5206 will be revised to incorporate this bulletin.
- (3) Hamilton Sundstrand MM P5214 will be revised to incorporate this bulletin.

M. Interchangeability or Intermixability of Parts

- (1) The incorporation of this bulletin does not affect the interchangeability or intermixability of the 568F series propeller, PN 815500.

2. MATERIAL INFORMATION

A. Material - Price and Availability

- (1) No new parts are required to do the procedures in this service bulletin.

B. Industry Support Information

- (1) All costs associated with the incorporation of this bulletin are at the operator's expense.
- (2) Actuators removed from service as directed in 3.D.(4)(a) are to be sent to the UTAS Maastricht Repair Station for engineering investigation, at the address shown below. Documentation should include a reference to Service Bulletin 568F-61-67.

Hamilton Sundstrand
Customer Support Center - Maastricht
Horsterweg 7
6199 AC
Maastricht Airport
The Netherlands

- (3) Propeller blades removed from service as directed in 3.D.(4)(b) are to be sent to the Ratier-Figeac Service Station for engineering investigation, at the address shown below. Documentation should include a reference to Service Bulletin 568F-61-67.

D. Ravello or R. Colin
Ratier-Figeac
B.P. No 2
46101 Figeac Cedex France

C. Material Necessary For Each Unit

- (1) Refer to Hamilton Sundstrand CMM 61-13-12 for expendable parts information.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 3



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (2) Material to be Purchased
 - (a) None
- (3) Material Supplied by the Operator
 - (a) Refer to Table 1.

Table 1
Material Required

Material Name and Number	Source	Use
Isopropyl alcohol, TT-I-735 or ASTM D770	Commercially available	Clean bulkhead surface
Masking tape, 1 inch wide	Commercially available	Marking surface for blade angle measurements
Pencil	Commercially available	Put marks on masking tape to measure blade angle

D. Material Necessary For Each Spare

- (1) The same as the material necessary for each unit.

E. Reidentified Parts

- (1) Not Applicable

F. Tooling - Price and Availability

- (1) No tooling other than that required for shop maintenance of the 568F series propeller is required to do this modification.
- (2) If a N.A.C.A. Type Universal Propeller Protractor, GS18217-1 or equivalent, is available, it may be used to do the blade angle backlash measurements (refer to paragraph 3.C.).

G. Special Tooling Necessary to do this Service Bulletin

- (1) No special tooling or equipment are required to do this modification. But, the maintenance and overhaul tools in the manuals listed in paragraph 1.K. References can be necessary. Examine the operator tool supply to make sure all necessary tools are available.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 4



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

3. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

A. General

CAUTION: THE 568F PROPELLER CONTAINS DESIGN CRITICAL CHARACTERISTICS, PROCESSES, AND PROCEDURES. THE DESIGN CRITICAL CHARACTERISTICS ARE IDENTIFIED WITH THE SYMBOL >>DCC<<. REFER TO THE INTRODUCTION SECTION OF HAMILTON SUNDSTRAND CMM 61-13-12 FOR A COMPLETE EXPLANATION OF DESIGN CRITICAL CHARACTERISTICS.

- (1) The facility performing the work (user) should obtain the material safety data sheets [Occupational Safety and Health Act (OSHA) Form 20 or equivalent] from the manufacturers or suppliers of materials to be used. The user must become completely familiar with the manufacturer/supplier information and adhere to the procedures, recommendations, warnings, and cautions of the manufacturer/supplier for the safe use, handling, storage, and disposal of these materials. The user should also read the long version of the warnings contained in this bulletin. The long version warnings are contained in Hamilton Sundstrand Warnings Registry SPM 20-00-04, available free of charge to all organizations that are on distribution for this bulletin. The Warnings Registry SPM 20-00-04 is also available at myhs.hamiltonsundstrand.com.
- (2) A unit modified according to this service bulletin might be returned to the shop for maintenance or repair before the new or modified part numbers or procedures in this bulletin are incorporated into the applicable CMM.

Until this service bulletin is incorporated into the CMM, operators are allowed to disassemble, clean, check, repair, assemble, and test the unit according to the applicable CMM, using the new or modified part numbers or procedures in this bulletin.

After this service bulletin is incorporated into the CMM, the CMM procedures will supersede this bulletin.

B. Blade Angle Backlash Measurement

- (1) Verify that the propeller is in full feather position.

NOTE: The propeller must be in full feather position before you begin the procedure.

- (2) Rotate the propeller to put the blade to be measured in the six o'clock position.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 5



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

WARNING: USE ISOPROPYL ALCOHOL, TT-I-735 OR ASTM D770, CORRECTLY. ISOPROPYL ALCOHOL IS FLAMMABLE, EXPLOSIVE, AND A MILD POISON. IT CAN HAVE A BAD EFFECT ON YOUR HEALTH OR SAFETY. BEFORE YOU USE THE ALCOHOL, GET THE MATERIAL SAFETY DATA SHEET FROM THE MANUFACTURER OR SUPPLIER OF THE MATERIAL AND READ IT CAREFULLY. READ THE DETAILED WARNING, W0046SE, IN THE WARNINGS REGISTRY SPM 20-00-04. BEFORE YOU USE THE ALCOHOL, PUT ON CHEMICAL-SPLASH GOGGLES. MAKE SURE THAT YOU HAVE SUFFICIENT AIRFLOW TO KEEP THE ALCOHOL FUMES BELOW THE MATERIAL SAFETY DATA SHEET LIMIT.

- (3) Use isopropyl alcohol, TT-I-735 or ASTM D770, to clean the local surface of the bulkhead.
- (4) Apply a clean piece of masking tape, 4-6 inches (101.6-152.4 mm) in length, to the leading edge of the bulkhead (adjacent to the trailing edge of the spinner). Center the tape at the blade (refer to [Figure 1](#)).
- (5) Twist the blade toward the feather position. Use two hands.
- (6) Put a pencil flat against the face side of the blade, perpendicular to the masking tape surface. Put the tip of the pencil on the aft edge of the masking tape (refer to [Figure 2](#)).
NOTE: Keep a light twisting force on the blade toward the feather position with one hand while using the pencil.
- (7) Make a mark on the masking tape by sliding the pencil along the face side of the blade from aft to forward (refer to [Figure 3](#)).
NOTE: Keep the pencil flat against the blade surface and perpendicular to the masking tape surface as you move it.
- (8) Apply minimal force to twist the blade in the opposite direction, toward the reverse position. Use two hands.
NOTE: Apply only the force sufficient to take up the backlash between the blade trunnion bearing and the actuator yoke plate. If more twisting force is applied, it will cause the actuator to move and the blade angle to change.
- (9) Put a pencil flat against the face side of the blade, perpendicular to the masking tape surface. Put the tip of the pencil on the aft edge of the masking tape (refer to [Figure 2](#) for pencil position reference only).
NOTE: Keep a light twisting force on the blade toward the reverse position with one hand while using the pencil.
- (10) Make a mark on the masking tape by sliding the pencil along the face side of the blade from aft to forward (refer to [Figure 4](#)).
NOTE: Keep the pencil flat against the blade surface and perpendicular to the masking tape surface as you move it.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 6



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (11) Measure and record the distance between the two reference lines on the masking tape at their most forward points (refer to [Figure 5](#)).

NOTE: Record the measured dimension in the Yoke Plate Damage Report (refer to [APPENDIX A](#)).

- (12) If the measured distance is 0.38 inches (9.65 mm) or less, do steps 3.B.(2) through 3.B.(11) for the next blade.

NOTE: Do not rotate the propeller until steps 3.B.(2) through 3.B.(11) have been completed for the current blade.

NOTE: If the blade angle backlash measurement has been completed for all six blades, proceed to step 3.B.(14).

- (13) If the measured distance is greater than 0.38 inches (9.65 mm), blade angle backlash measurements are complete. Proceed to paragraph 3.D. and do a dimensional inspection of the yoke plates.

- (14) Review the measurements recorded in step 3.B.(11) for all six blades.

- (a) If the measured distance is 0.38 inches (9.65 mm) or less for each of the six blades, the propeller may remain in service.

NOTE: Record all of the blade angle backlash measurement results and required information in the Yoke Plate Damage Report (refer to [APPENDIX A](#)). Send a copy of the report to the address or fax number shown on the last page of the report.

- (b) If the measured distance is greater than 0.38 inches (9.65 mm) for one or more blades, do a dimensional inspection of the yoke plates (refer to paragraph 3.D.).

C. Blade Angle Backlash Measurement (Alternate Method)

- (1) Verify that the propeller is in full feather position.

NOTE: The propeller must be in full feather position before you begin the procedure.

- (2) Put the blade to be measured in the three or nine o'clock position.

- (3) Twist the blade toward the feather position. Use two hands.

- (4) Put a N.A.C.A. Type Universal Propeller Protractor, GS18217-1 or equivalent, along the 58.050-inch (1,474.470 mm) Station Reference Stripe of the blade.

NOTE: The blade angle template, GS23418-1, and the protractor and template holder, GS20834-1, are not required for this procedure.

NOTE: It is not necessary to adjust the protractor to zero against the propeller before doing the measurements in this procedure.

NOTE: Keep a light twisting force on the blade toward the feather position with one hand while using the protractor.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 7



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (5) Measure and record the blade angle.
- (6) Apply minimal force to twist the blade in the opposite direction, toward the reverse position. Use two hands.
NOTE: Apply only the force sufficient to take up the backlash between the blade trunnion bearing and the actuator yoke plate. If more twisting force is applied, it will cause the actuator to move and the blade angle to change.
- (7) Put the protractor along the 58.050-inch (1,474.470 mm) Station Reference Stripe of the blade.
NOTE: Keep a light twisting force on the blade toward the reverse position with one hand while using the protractor.
- (8) Measure and record the blade angle.
- (9) Calculate the difference between the blade angle measurements recorded in steps 3.C.(5) and 3.C.(8).
- (10) Record the calculated difference in the Yoke Plate Damage Report (refer to APPENDIX A).
- (11) If the difference between the blade angle measurements is 5.38 degrees or less, do steps 3.C.(2) through 3.C.(10) for the next blade. If all six blades have been measured, proceed to step 3.C.(13).
NOTE: Do not rotate the propeller until steps 3.C.(2) through 3.C.(10) have been completed for the current blade..
- (12) If the difference between the blade angle measurements is greater than 5.38 degrees, blade angle backlash measurements are complete. Proceed to paragraph 3.D. and do a dimensional inspection of the yoke plates.
- (13) Review the values recorded in step 3.C.(10) for all six blades.
 - (a) If the difference between the blade angle measurements is 5.38 degrees or less for each of the six blades, the propeller may remain in service.
NOTE: Record all of the calculated differences and required information in the Yoke Plate Damage Report (refer to APPENDIX A). Send a copy of the report to the address or fax number shown on the last page of the report.
 - (b) If the difference between the blade angle measurements is greater than 5.38 degrees for one or more blades, do a dimensional inspection of the yoke plates (refer to paragraph 3.D.).

D. Actuator Yoke Plate Dimensional Inspection

- (1) Disassemble the propeller (-1 or -1A, IPL Figure 1, Section 61-10-00, MM P5206 or P5214) as necessary to remove the actuator assembly (330A, -330B, -330C, -330D, -330E, or -330F) (refer to MM P5206 or P5214, Section 61-10-00, DISASSEMBLY).

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 8



UTC Aerospace Systems

Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company

SERVICE BULLETIN

- (2) Visually inspect the forward plate (190 or -190A, IPL Figure 5, CMM 61-13-12 or IPL Figure 6, Section 61-10-00, MM P5214) and the aft plate (220) for signs of bending.
- (3) Measure the distance between the forward plate (190 or -190A) and the aft plate (220) at each of the six ears (refer to [Figure 6](#)).
NOTE: Measure the distance between the plates at the largest diameter (the outer edge).
NOTE: Do not measure across areas that are worn by contact with the blade bearings.
- (4) Record the measured dimension at each of the six ears in the Yoke Plate Damage Report (refer to [APPENDIX A](#)).
- (5) Do the following if the measured dimension at any of the six ears is greater than 1.631 inches (41.43 mm):
 - (a) Remove the actuator from service immediately.
 - (b) Remove all six blades of the propeller from service immediately.
 - (c) Record all of the inspection results and required information in the Yoke Plate Damage Report (refer to [APPENDIX A](#)). Send a copy of the report to the address or fax number shown on the last page of the report.
 - (d) Send the actuator and all six blades from the propeller for engineering investigation to the specified facilities, as follows:
 - 1 Send the actuator to the Maastricht Repair Station [refer to paragraph 2.B.(2)].
 - 2 Send the six blades to the Ratier-Figeac Service Station [refer to paragraph 2.B.(3)].
- (6) Do the following if the measured dimension at each of the six ears is 1.631 inches (41.43 mm) or less:
 - (a) Record all of the inspection results and required information in the Yoke Plate Damage Report (refer to [APPENDIX A](#)). Send a copy of the report to the address or fax number shown on the last page of the report.
 - (b) Install the inspected actuator assembly (330A, -330B, -330C, -330D, -330E, or -330F, IPL Figure 1, Section 61-10-00, MM P5206 or P5214) in the propeller (-1 or -1A) (refer to MM P5206 or P5214, Section 61-10-00, ASSEMBLY).
 - (c) Assemble the propeller (-1 or -1A) (refer to MM P5206 or P5214, Section 61-10-00, ASSEMBLY).

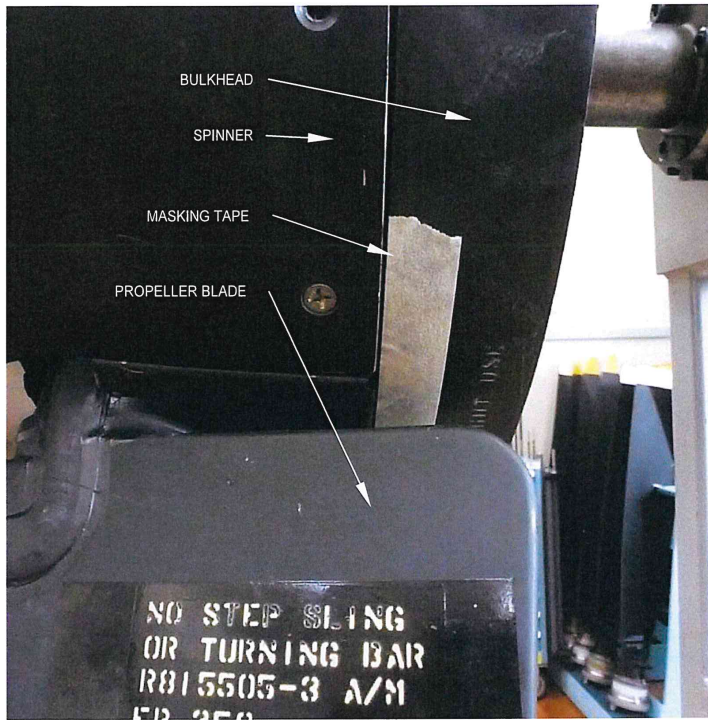
Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 9

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



SB-568F6167-118564

Figure 1
Application of Masking Tape to the Leading Edge of the Bulkhead

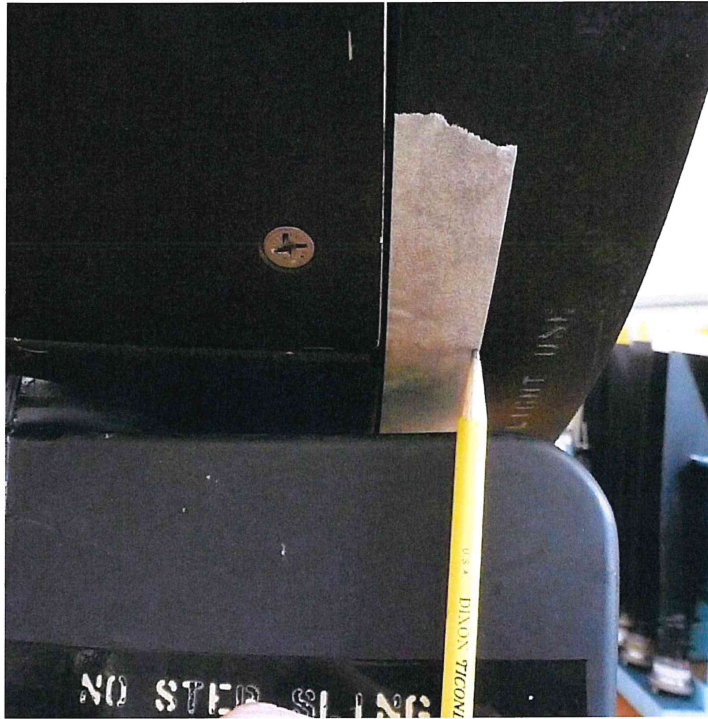
Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 10

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



SB-568F6167-118565

Figure 2
Pencil Tip at Aft Edge of Masking Tape

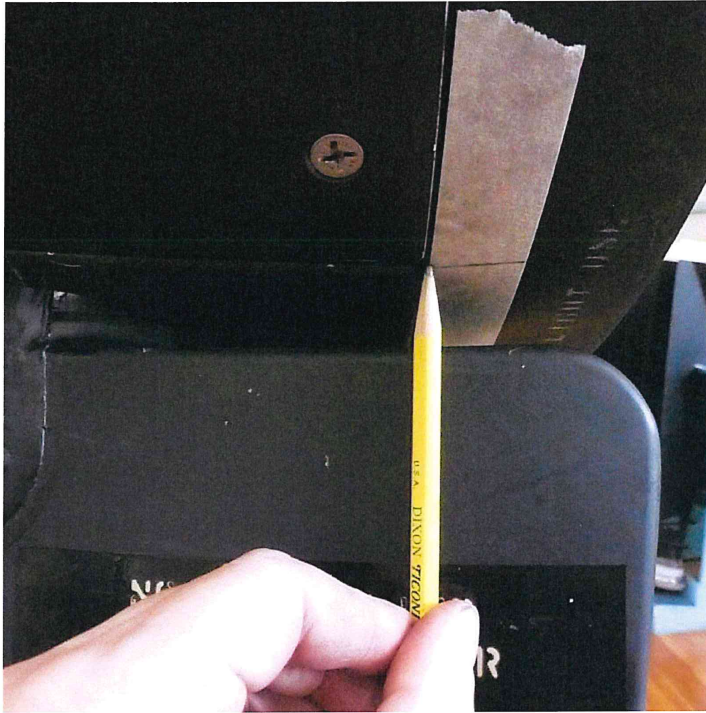
Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 11

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



SB-568F6167-118566

Figure 3
Blade Angle Reference Line Marked on Masking Tape for the Full Feather Position

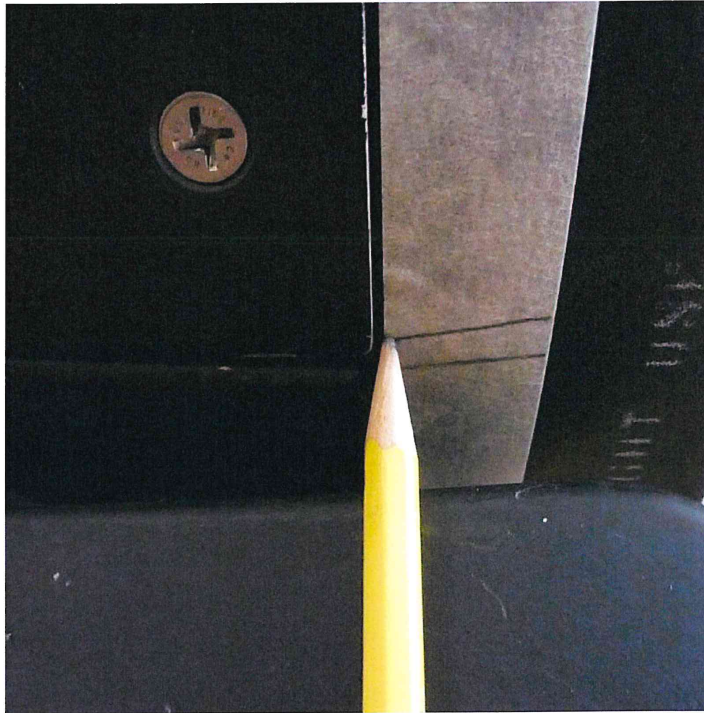
Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 12

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



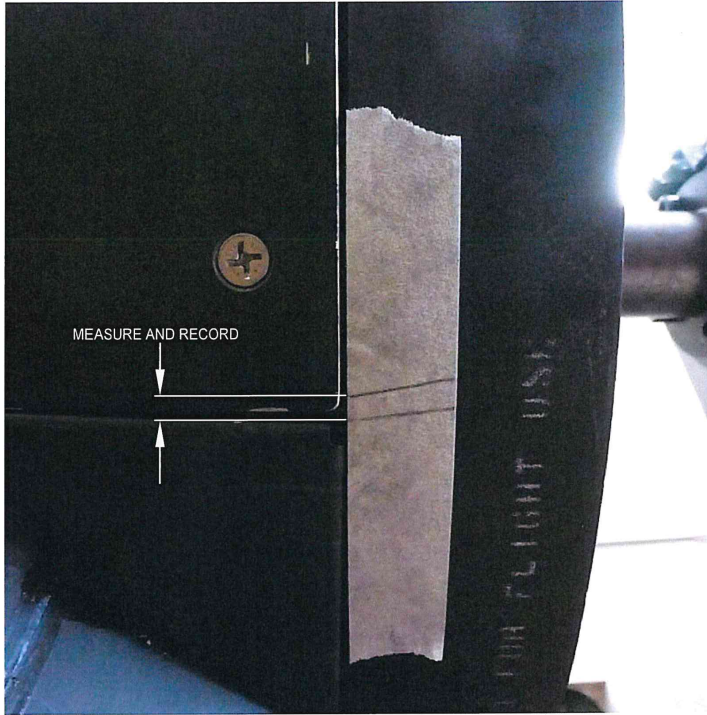
SB-568F6167-118567

Figure 4
Blade Angle Reference Line Marked on Masking Tape for the Reverse Position

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.
UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.
Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 13

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



SB-568F6167-118568

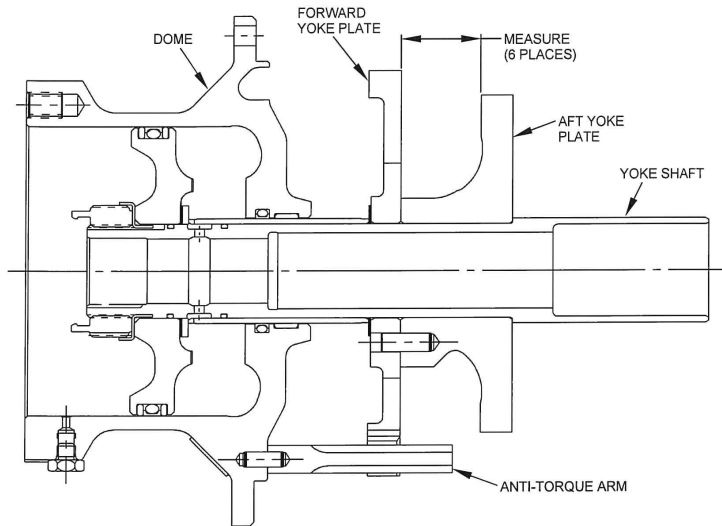
Figure 5
Measurement Between Blade Angle Reference Lines at their Most Forward Points

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.
UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 14

 **UTC Aerospace Systems**
Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN



SB-568F6167-118558

Figure 6
Measurement Between Ears of the Actuator Forward and Aft Yoke Plates

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.
UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.
Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
Page 15



UTC Aerospace Systems
 Hamilton Sundstrand Corporation, a UTC Aerospace Systems Company
SERVICE BULLETIN
 APPENDIX A - YOKE PLATE DAMAGE REPORT

1. Record the information required. Make sure that all characters are easy to read.

General Information

Date of Inspection: _____
 Operator: _____
 Individual Submitting Report: _____ Location: _____
 Phone #: _____
 Fax #: _____

Propeller Information

Propeller Model: _____ Serial Number: _____ Part Number: _____

Blade Serial Number: 1	_____	Blade Part Number: 1	_____
2	_____	2	_____
3	_____	3	_____
4	_____	4	_____
5	_____	5	_____
6	_____	6	_____

Measurement Information

Blade Angle Backlash:

<u>Distance between reference lines</u>	OR	<u>Difference between angles</u>	
Blade: 1	_____	Blade: 1	_____
2	_____	2	_____
3	_____	3	_____
4	_____	4	_____
5	_____	5	_____
6	_____	6	_____

Distance between Ears of the Forward and Aft Yoke Plates:

At Yoke Ears for Blade: 1 _____
 2 _____
 3 _____
 4 _____
 5 _____
 6 _____

NOTE: The Yoke Plate Damage Report continues on the page that follows.

Subject to the EAR - See the Title, First, or Cover Page for more information.

UTC AEROSPACE SYSTEMS PROPRIETARY - Subject to the restriction on the title or cover page.

Original Issue Date: Oct 2/14

568F-61-67
 Page 16

ANNEXE 18

COURRIER DU BEA À L'AESA CONCERNANT LES VIBRATIONS D'HÉLICE EN VOL SUR AVION ATR



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

BEA

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

Le Bourget, le 23 décembre 2014

Monsieur KY
Directeur exécutif
Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
(AESA)
Ottoplatz, 1
D-50679 KOELN
ALLEMAGNE

N° 708/BEA/D

Objet : Recommandations n° FRAN-2014-016 à 019
Vibrations d'hélice en vol sur avions ATR

Monsieur le Directeur exécutif,

Trois enquêtes de sécurité actuellement conduites par la France, l'Indonésie et la Suède concernent de fortes vibrations sur l'hélice droite d'avions ATR72-212A équipés d'hélices Hamilton Sundstrand, modèle 568F-1, fabriquées par UTAS.

Suite aux premiers résultats de ces enquêtes, le BEA adresse à votre organisation quatre recommandations de sécurité visant à limiter le risque de récurrence et les conséquences possibles de tels événements.

Vous les trouverez dans le texte annexé à la présente, en version anglaise.

Afin de faciliter leur traitement et leur diffusion interne, je vous joins une traduction de courtoisie en anglais de la présente.

Je vous saurais gré d'informer le BEA au plus tard le 23 mars 2015 des mesures préventives que vous avez prises ou que vous envisagez de prendre. Merci de bien vouloir rappeler dans votre réponse les numéros des recommandations concernées.

Je vous prie de croire, Monsieur le Directeur exécutif, à l'assurance de ma considération distinguée.

PO
Le Directeur du Cabinet
Luc Angerand
LUC ANGERAND

Le Directeur du BEA

Aéroport du Bourget
Zone Sud – Bâtiment 153
200 rue de Paris
93352 Le Bourget Cedex
France
Tél : +33 1 49 92 72 00
Fax : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

Pour communiquer avec le BEA sur ce sujet, veuillez utiliser l'adresse électronique :
reco@bea-fr.org

Attachment to letter n°708/BEA/D dated 23rd December 2014

On 18th September 2013, the ATR 72-212A MSN 985 registered PK-WFV encountered severe vibrations on engine #2 propeller during descent at a speed of 251 kt as the crew was moving power levers to the Flight Idle position. Vibrations persisted until the engine #2 was shut down after landing. The blade angle actuator forward plate was found bent and one blade was turning freely as its trunnion pin was broken. Two engine fittings were found broken.

On 4th May 2014, the ATR 72-212A MSN 989 registered 9Y-TTC encountered severe vibrations on engine #2 propeller during descent at a speed of 246 kt as the crew was moving power levers to the Flight Idle position. On 5th May 2014, right propeller vibrations were reported by the crew after landing. Propeller pitch change mechanism was found severely damaged after maintenance performed test runs on the ground. The blade angle actuator forward plate was found heavily bent and one blade was turning freely as its trunnion pin was broken.

On 30th November 2014, the ATR 72-212A MSN 822 registered SE-MDB encountered severe vibrations on engine #2 propeller. According to preliminary results, vibrations occurred during descent at a speed around 250 kt when power levers were in Flight Idle position. The crew reported that the level of vibrations made it impossible to read the instruments. Vibrations ceased when the engine #2 was shut down in flight. After landing, the blade angle actuator forward plate was found heavily bent and one blade was turning freely as its trunnion pin was broken. Damages were observed on the engine's compressor housing and on some engine shock mounts.

At least three other incidents, not investigated by a safety investigation authority, that led to vibrations and propeller pitch change mechanism damages have occurred on ATR equipped with 568F-1 propellers since 2012:

- On 4th April 2012 to the ATR 72-212A MSN 880 registered 5H-PWD. The flight crew moved the power levers to Flight Idle position at a speed of 247 kt, but the precise moment the vibrations started could not be determined.
- On 7th January 2013 to the ATR 72-212A MSN 926 registered PR-TKA. Vibrations occurred at 258 kt when crew moved power levers to Flight Idle position.
- On 27th August 2013 to the ATR 72-212A MSN 923 registered 5H-PWG. The FDR data was not preserved.

The six aircraft involved in these events were all equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, manufactured by UTAS.

A Service Bulletin (ref SB568F-61-67) was issued by UTAS on 2nd October 2014. An Operators Information Message (ref OIM 2014/010 Issue 1) was issued by ATR on 23rd September 2014. Both documents are applicable to all ATR aircraft operating with Hamilton Sundstrand 568F-1 propellers.

Extensive analysis, research, test and design work have been carried out. However, the root cause of these events has not been determined yet.

All events have occurred on the right engine propeller and when it has been possible to determine the moment the vibrations started, they appeared during descent at a speed close or above VMO (250 kt) with power levers in Flight Idle position.

Improving the flight crew awareness of the conditions that have led to these vibrations might limit the risk of recurrence of such events.

Consequently, the BEA recommends that:

- EASA takes the necessary actions in order to ensure that all pilots operating ATR equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, are informed that severe vibrations have occurred during descent at a speed close to VMO with power levers in Flight Idle position and that heavy damages to the propeller pitch change mechanism and, in one case, to engine fittings were observed. [Recommendation FRAN-2014-016]
- EASA takes the necessary actions in order to ensure that all pilots operating ATR equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, plan and operate their flights to avoid operations close to VMO at Flight Idle. [Recommendation FRAN-2014-017]
- EASA takes the necessary actions in order to ensure that all pilots operating ATR equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, report to maintenance if they experience severe vibrations during descent at a speed close to VMO with power levers in Flight Idle position. [Recommendation FRAN-2014-018]

The operational documentation of airlines operating ATR aircraft equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, does not contain any procedure in case of severe vibration of a propeller. Consequently, the BEA recommends that:

- EASA takes the necessary actions in order to ensure that ATR develops an appropriate operational procedure addressing severe vibrations of a propeller and that airlines operating ATR equipped with Hamilton Sundstrand Propellers, model 568F-1, include that procedure in their operational documentation. [Recommendation FRAN-2014-019]

ANNEXE 19

BULLETIN D'INFORMATION DE SÉCURITÉ DE L'AESA

EASA SIB No: 2015-03



EASA Safety Information Bulletin

SIB No.: 2015-03
Issued: 30 January 2015

Subject: **ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes - Propeller / Engine Vibrations In Flight**

Ref. Publications: ATR Operators Information Message (OIM), ref : 2014/10 Issue 1, dated 23/09/2014;
- UTC Aerospace Systems Service Bulletin (SB) 568F-61-67, dated 02 October 2014;
- ATR Flight Crew Operational Manual (FCOM) – Section 3-07 'Descent – Approach';
- ATR FCOM – Section 3-09 'One engine inoperative';
- ATR Aircraft Flight Manual (AFM) – Section 5-03 'Flying with one engine inoperative'.

Applicability: ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes, equipped with Hamilton Sundstrand model 568F-1 propellers.

Description: EASA, by means of this Safety Information Bulletin (SIB), informs registered owners/operators of ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes (as defined through Type Certificate Data Sheet [EASA.A.084](#)) of an airworthiness concern.

In-service events have been reported, featuring damages on propeller pitch change mechanism (blade trunnion pin broken or cracked, actuator forward yoke plate bent and damaged).

Those occurrences were associated with sudden and severe propeller vibrations during the descent performed at a speed close to VMO (Velocity Maximum Operation) with power levers in Flight Idle position, often associated with PEC (Propeller Electronic Control) faults message (Code 67 & 68) found upon subsequent maintenance troubleshooting.

Based on the available information, EASA considers that improving crew awareness about this type of vibration event will allow a better and prompt identification of the issue and the application of conservative measures.

At this time, the safety concern described in this SIB is not considered to be an unsafe condition that would warrant Airworthiness Directive (AD) action under EU [748/2012](#), Part 21.A.3B.

This is information only. Recommendations are not mandatory.

Recommendation(s): As preventive measures to limit the risk of occurrence of such phenomenon, EASA recommends the following:

- 1- Operators of aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should follow as much as possible the aeroplane manufacturer recommendation for a standard descent speed at maximum 240 knots (refer to ATR FCOM – Section 3.07). If, for any reason, during descent the speed becomes close to VMO and the power levers have to be reduced to ‘flight idle’ position, a smooth and progressive reduction of the power levers should be accomplished.
- 2- Despite this recommended speed, should an operator anyway encounter the described phenomenon during descent, the crew should try to discriminate and shut down the affected engine, carrying-on operations with one engine operative (refer to ATR AFM – Section 5.03 and FCOM – Section 3-09).
- 3- In case of any difficulty to discriminate and shut down the affected engine, the crew should avoid using ‘reverse’ mode on engines.
- 4- Because the on-going investigation evidenced that prior to the flights during which the propeller pitch change mechanisms were severely damaged, sudden and unusual vibration, for a short duration, were sometimes reported by pilots during the descent with airspeed close to VMO, when they reduced PLA to FI position, pilots operating aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should report any sudden and unusual vibration encountered during descent or approach to their maintenance organisation.
- 5- Operators of aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should consider the recent publications issued by ATR, and UTC Aerospace Systems, providing operators with guidelines for troubleshooting:
 - ATR Operators Information Message (OIM), ref : 2014/10 Issue 1, dated 23/09/2014.
 - UTC Aerospace Systems Service Bulletin (SB), ref : 568F-61-67, dated 02/10/2014

and to report to ATR, the aeroplane manufacturer, whenever exposed to the symptoms mentioned in the “Description” section of this SIB.

Contact(s): For further information contact the Safety Information Section, Certification Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu.

For any question concerning the technical content of the recommendations in this SIB, please contact:
 ATR - GIE Avions de Transport Régional,
 Continued Airworthiness Service,
 Tel.: +33 (0)5 62 21 62 21 - Fax: +33 (0) 5 62 21 67 18
 E-mail: continued.airworthiness@atr.fr.

This is information only. Recommendations are not mandatory.

ANNEXE 20

MESSAGE À TOUS LES EXPLOITANTS D'ATR



ALL OPERATORS MESSAGE

Date: 23 February 2015

Ref AOM: 42/72/2015/01 issue 1

This AOM is for information only and does not give instructions to Operators. It advises Operators of matters, which are currently, either under investigation or dealt with by ATR. However, Operators may consider initiating their own action. This AOM may be re-issued to inform Operators of the closing action (Service Bulletin, No action required, etc...).

Aircraft model: ATR 42-400, 42 -500 & 72-212A

ATA: 61

SUBJECT: Severe vibration due to propeller blade pitch change mechanism damage

REASON

The aim of this AOM is to inform ATR operators about occurrences of sudden appearance of severe vibration in flight which were due to propeller blade pitch change mechanism damage.

DESCRIPTION

Over the last two years, ATR has received reports of severe vibration in flight that were due to propeller blade pitch change mechanism damage on ATR aircraft models equipped with the 568F-1 propeller.

All these occurrences were reported while the aircraft was in descent phase, with high airspeed (at or close to VMO), while Power Levers (PLs) were reduced to Flight Idle (FI).

The encountered severe vibration was due to the rupture of one blade trunnion pin and lasted until the shut down of affected engine. During one event, the affected engine was not shut down and reverse was used during the landing roll. For this event significant damage was found at the level of engine fittings. In most of the reported cases, the propeller forward yoke plate was found significantly deformed.

So far the event described in this AOM has only been observed on RH engine but the investigation did not evidence any findings which could explain this fact. Therefore it cannot be excluded that a similar event occurs on LH engine.

Investigations are on-going, involving UTAS, ATR and investigation authorities working on establishing the root cause of this issue and any potential corrective action.

For a few occurrences, the investigation evidenced that unusual and sudden vibrations, lasting a few seconds, were sometimes reported by pilots, on the same aircraft, over the months that preceded the events. Each time, these brief vibrations were experienced in descent, at high speed, when reducing PLs to FI and disappeared when advancing PLs slightly above FI. When combined to a PEC Fault (with codes 67 & 68), these brief vibrations, could be associated to a forward yoke plate deformation.

ACTION

Maintenance instructions and information have been provided by ATR and UTAS to all relevant operators for specific troubleshooting to be performed whenever a pilot reports having experienced unusual and sudden vibration during descent phase at high airspeed (at or close to VMO) when reducing PLs to FI. These instructions and information are available through the following documents:

- ATR Operators Information Message (OIM) 2014/10 issue 1
- UTAS Service Bulletin (SB) 568F-61-67

In order to ensure that pilots are properly informed about these occurrences and to guide them in the identification of the affected engine, should they encounter a similar occurrence, ATR has issued the Operation Engineering Bulletin (OEB) n° 25 (see attachment 2 hereto).

The EASA has issued the Safety Information Bulletin (SIB) N° 2015-03 (here attached) to inform operators of ATR 42-400, 42-500 and 72-212A about these occurrences and to provide operational and maintenance recommendations.

RECOMMENDATION

ATR recommends to operators of ATR models 42-400, 42-500 and 72-212A, to ensure that pilots are properly informed about this type of occurrences and report any unusual and sudden vibrations similar to the ones described in this AOM.

ATR also recommends that the OEB be inserted in the on-board operational documentation and be made readily available to all pilots.

As to maintenance actions, ATR recommends that UTAS SB 568F-61-67 be performed each time a pilot reports unusual vibration in descent, associated to a PEC Fault (with codes 67 & 68).

REFERENCE DOCUMENTS

- EASA SIB 2015-03 (attachment 1)
- ATR OEB n°25 (attachment 2)
- UTAS SB 568F-61-67
- OIM 2014/10 issue 1



D. CAILHOL

ATR Continued Airworthiness Director
Email: continued.airworthiness@atr.fr

ANNEXE 21

BULLETIN D'INGÉNIERIE OPÉRATIONNELLE D'ATR

SUBJECT: OEB n°25: Propeller blade pitch change mechanism damage.

1 - Reason for issue.

This OEB is issued to inform and provide operators with operational recommendations about in-service events of sudden and high powerplant vibrations resulting from mechanical damages on the propellers.

TYPICAL EVENT DESCRIPTION:

Investigations showed that all the reported events occurred in the following context:

- On engine 2
- During descent at high speed (close to VMO)
- When reducing PL towards FI

Subsequent associated symptoms:

- Sudden and high powerplant vibrations
- Abnormal powerplant parameters
- Transient or steady alerts (PEC or ACW Faults)

2 - ATR action.

Investigations are in progress to identify the root cause of the reported events and define appropriate corrective actions.

3 - Procedure.

Even if all the reported cases occurred on engine 2, the recommended procedure aims at confirming/identifying the affected engine first and then to shut it down.

The identification of the affected engine can be performed thanks to engine parameters fluctuations monitoring or alerts displayed on one side.

However, the identification may be less obvious depending on the damages and the level of vibrations. In this case, the following procedure will request to perform Power Lever and Propeller speed variations on one engine at a time and to assess which engine makes vibrations change (increase or decrease).

In any case, every vibration occurrence is to be reported to maintenance.

If the power levers has to be reduced to flight idle position during descent at high speed (close to VMO), it is recommended to perform a smooth and progressive power levers reduction.

IN CASE OF SUDDEN AND HIGH VIBRATIONS:

ICING CONDITIONS.....CHECK

Unbalanced blade icing may also generate propeller vibrations.

In this case refer to:

- QRH 3.21 AT FIRST INDICATION OF ICE ACCRETION procedure, or
- QRH 1.09 SEVERE ICING procedure

ENG PARAMETERSCHECK

Check for any fluctuations of powerplant parameters that may indicate the affected engine, mainly TQ and Np. Check also for transient or steady alerts (PEC, ACW faults or any other alerts) that may be associated with powerplant vibrations and indicate the affected engine.

If affected engine cannot be identified via engine parameters, flight crew should move one PL at a time: it may help to determine the affected side, as the vibrations level and frequency may change with PL position.

▪ **IF AFFECTED ENGINE IS IDENTIFIED**

PL affected eng.....FI
CL affected eng.....FTR THEN FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....APPLY

▪ **IF AFFECTED ENGINE CANNOT BE IDENTIFIED**

PL 2FI
CL 2.....FTR

▪ **IF VIBRATIONS SIGNIFICANTLY CHANGE**

Engine 2 failure is suspected and should be shut down
CL 2.....FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....APPLY

▪ **IF VIBRATIONS PERSIST**

Restore engine 2 and same check repeated on engine 1
CL 2AUTO
PL 2AS RQRD
PL 1FI
CL 1FTR

▪ **IF VIBRATIONS SIGNIFICANTLY CHANGE**

Engine 1 failure is suspected and should be shut down
CL 1.....FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....APPLY

ANNEXE 22

BULLETIN D'INFORMATION SPÉCIAL SÉCURITÉ DE LA FAA



FAA
Aviation Safety

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

SAIB: NM-15-14
Date: April 20, 2015

SUBJ: Propellers/Propulsors

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin advises owners and operators of ATR – GIE Avions de Transport Régional Model ATR42-500 and ATR72-212A airplanes equipped with Hamilton Sundstrand Model 568F-1 propellers of sudden and severe propeller vibrations during descent or approach phases.

At this time, the airworthiness concern is not an unsafe condition that would warrant an FAA airworthiness directive (AD) action under Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) part 39.

Background

The European Aviation Safety Agency (EASA), which is the Technical Agent for the Member States of the European Union, has issued Safety Information Bulletin (SIB) 2015-03, dated January 30, 2015. The SIB provides information on incidents, found during maintenance troubleshooting, of sudden and severe propeller vibrations during the descent performed at a speed close to Velocity, Maximum Operation (VMO) with power levers in Flight Idle position, associated with Propeller Electronic Control (PEC) fault messages (Code 67 & 68). Based on these incidents, EASA issued the SIB to improve crew awareness and allow better and timely identification of this type of vibration, in order to apply appropriate actions.

Recommendations

The FAA recommends that all owners and operators of the airplanes identified above follow the instructions outlined in ATR Operators Information Message (OIM) 2014/10, Issue 1, dated September 23, 2014; and UTC Aerospace Systems Service Bulletin 568F-61-67, dated October 2, 2014. The instructions include measuring the blade angle backlash on all six blades of the 568F-1 propeller; and removing the actuator and measuring the distance between the ears of the actuator forward and aft yoke plates, if necessary. The instructions also provide guidelines to follow if sudden and severe propeller vibrations occur.

We request that owners and operators report any damage found on the propeller pitch change mechanism (blade trunnion pin broken or cracked, actuator forward yoke plate bent or damaged) to ATR - GIE Avions de Transport Régional, as specified under "Related Service Information Contact" below. Under the provisions of the Paperwork Reduction Act (44 U.S.C. 3501 et seq.), the Office of Management and Budget (OMB) has approved the information collection contained in this SAIB, and assigned OMB Control Number 2120-0731.

ANNEXE 23

RÉVISION DU BULLETIN D'INFORMATION SÉCURITÉ DE L'AESA

EASA SIB No.: 2015-03R1



Safety Information Bulletin

Airworthiness

SIB No.: 2015-03R1

Issued: 19 January 2016

Subject: ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes - Propeller / Engine Vibrations In Flight

Ref. Publications:

- ATR Operators Information Message (OIM), ref: 2014/10 Issue 1, dated 23/09/2014;
- UTC Aerospace Systems Service Bulletin (SB) 568F-61-67, dated 02 October 2014;
- ATR All Operators Message (AOM) ref : 42/72/2015/01 Issue 1;
- ATR Operation Engineering Bulletin (OEB) No 25;
- ATR Flight Crew Operational Manual (FCOM) – Section 3-07 'Descent – Approach';
- ATR FCOM – Section 2-04 'In Flight Engine Fire or severe mechanical damage' and Section 3-09 'One engine inoperative';
- ATR Aircraft Flight Manual (AFM) – Section 5-03 'Flying with one engine inoperative'.

Applicability:

ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes, equipped with Hamilton Sundstrand model 568F-1 propellers.

Description:

EASA, by means of this Safety Information Bulletin (SIB), informs registered owners/operators of ATR 42-400, 42-500 and 72-212A aeroplanes (as defined through Type Certificate Data Sheet EASA.A.084) of an airworthiness concern.

In-service events have been reported, featuring damages on propeller pitch change mechanism (blade trunnion pin broken or cracked, actuator forward yoke plate bent and damaged).

Those occurrences were associated with sudden and severe propeller vibrations during the descent performed at a speed close to VMO (Velocity Maximum Operation) with power levers in Flight Idle position, often associated with PEC (Propeller Electronic Control) faults message (Code 67 & 68) found upon subsequent maintenance troubleshooting.

Based on the available information, EASA considers that improving crew awareness about this type of vibration event will allow a better and prompt identification of the issue and the application of conservative measures.

This SIB is revised to update references included in the Ref. Publication section and to specify the action recommended after experiencing a propeller / engine vibration.

This is information only. Recommendations are not mandatory.



An agency of the European Union

TE.CAP.00117-005 © European Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 1 of 3

At this time, the safety concern described in this SIB is not considered to be an unsafe condition that would warrant Airworthiness Directive (AD) action under Regulation (EU) [748/2012](#), Part 21.A.3B.

Recommendation(s):

As preventive measures to limit the risk of occurrence of such phenomenon, EASA recommends the following:

- (1) Operators flying aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should follow as much as possible the aeroplane manufacturer recommendation for a standard descent speed at maximum 240 knots (refer to ATR FCOM – Section 3.07). If, for any reason, during descent the speed becomes close to VMO and the power levers have to be reduced to ‘flight idle’ position, a smooth and progressive reduction of the power levers should be accomplished.
- (2) Despite this recommended speed, should an operator anyway encounter the described phenomenon during descent, the crew should try to discriminate and shut down the affected engine by applying the procedure described through the section 3 of the ATR OEB No 25 (refer to ATR AOM ref : 42/72/2015/01 issue 1 - Attachment 2) and continue to accomplish the flight with one engine operative (refer to ATR AFM – Section 5.03 and FCOM – Section 3-09).
- (3) In case of any difficulty to discriminate and shut down the affected engine, the crew should avoid using ‘reverse’ mode on engines.
- (4) Because the on-going investigation evidenced that prior to the flights during which the propeller pitch change mechanisms were severely damaged, sudden and unusual vibration, for a short duration, were sometimes reported by pilots during the descent with airspeed close to VMO, when they reduced PLA to FI position, pilots operating aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should report any sudden and unusual vibration encountered during descent or approach to their maintenance organisation.
- (5) Operators of aeroplanes as defined in the Applicability of this SIB should consider the recent publications issued by ATR, and UTC Aerospace Systems, providing operators with guidelines for troubleshooting :
 - ATR Operators Information Message (OIM), ref : 2014/10 Issue 1, dated 23/09/2014.
 - UTC Aerospace Systems Service Bulletin (SB), ref : 568F-61-67, dated 02/10/2014 and to report to ATR, the aeroplane manufacturer, whenever exposed to the symptoms mentioned in the Description section of this SIB.

Contact(s):

For further information contact the EASA Safety Information Section, Certification Directorate.
E-mail: ADs@easa.europa.eu.

For any question concerning the technical content of the recommendations in this SIB, please contact:

ATR - GIE Avions de Transport Régional,

This is information only. Recommendations are not mandatory.



TE.CAP.00117-005 © European Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 2 of 3

Continued Airworthiness Service,
Tel.: +33 (0)5 62 21 62 21 - Fax: +33 (0) 5 62 21 67 18
E-mail: continued.airworthiness@atr.fr.

This is information only. Recommendations are not mandatory.



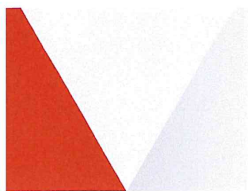
An agency of the European Union

TE.CAP.00117-005 © European Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 3 of 3

ANNEXE 24

DERNIER MESSAGE À TOUS LES EXPLOITANTS D'ATR ET BULLETIN DE SERVICE D'UTAS



ATR

ALL OPERATORS MESSAGE

Date: 26 October 2015

Ref. AOM: 42/72/2015/01 issue 2

This AOM is for information only and does not give instructions to Operators. It advises Operators of matters, which are currently, either under investigation or dealt with by ATR. However, Operators may consider initiating their own action. This AOM may be reissued to inform Operators of the closing action (Service Bulletin, No action required, etc...).

Aircraft model: ATR 42-400, 42 -500 & 72-212A

ATA: 61

SUBJECT: Severe vibration due to propeller blade pitch change mechanism damage

REASON

The aim of this AOM is to inform ATR operators about occurrences of sudden appearance of severe vibration in flight that were due to propeller blade pitch change mechanism damage.

This AOM is updated to add reference to the design improvement developed by UTAS to reduce the friction at blade retention bearing level.

DESCRIPTION

Over the last three years, ATR has received six reports of severe vibration in flight that were due to propeller blade pitch change mechanism damage on ATR aircraft models equipped with the 568F-1 propeller.

All these occurrences were reported while the aircraft was in descent phase, with high airspeed (at or close to VMO), while Power Levers (PLs) were reduced to Flight Idle (FI).

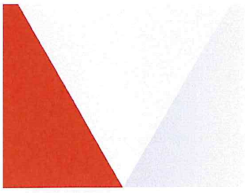
The encountered severe vibration was due to the rupture of one blade trunnion pin and lasted until the shutdown of affected engine. During one event, the affected engine was not shut down and reverse were used during the landing roll. For this event significant damage was found at the level of engine fittings. In most of the reported cases, the propeller forward yoke plate was found significantly deformed.

So far the event described in this AOM has only been observed on RH engine but the investigation did not evidence any findings that could explain this fact. Therefore it cannot be excluded that a similar event occurs on LH engine.

Investigations are on-going, involving ATR, UTAS and investigation authorities working on establishing what are the factors at the origin of these events and how to correct them.

AOM: 42/72/2015/01 issue 2

1/3



ATR

For a few occurrences, the investigation evidenced that unusual and sudden vibration, lasting a few seconds, were sometimes reported by pilots, on the same aircraft, over the months that preceded the events. Each time, these brief vibrations were experienced in descent, at high speed, when reducing PLs to FI and disappeared when advancing PLs slightly above FI. When combined to a PEC Fault (with codes 67 & 68), these brief vibrations, could be associated to a forward yoke plate deformation.

ACTION

Maintenance instructions and information have been provided by ATR and UTAS to all concerned operators for specific troubleshooting to be performed whenever a pilot reports having experienced unusual and sudden vibration during descent phase at high airspeed (at or close to VMO) when reducing PLs to FI. These instructions and information are available through following documents:

- ATR Operators Information Message (OIM) 2014/10 issue 1
- UTAS Service Bulletin (SB) 568F-61-67

UTAS has identified the "ball bunching" scenario as a potential contributor as this phenomenon can generate higher friction in the retention bearing when commanding a blade pitch change. The level of additional friction generated via this phenomenon has been further assessed through flight test. Even though the loads resulting from this phenomenon are not significant enough to explain the yoke plate bending and trunnion pin rupture, UTAS has developed a new ball separator that reduces friction loads. Further information and instructions to replace the ball separator are available through following documents :

- ATR Operators Information Message (OIM) 2015/09 issue 1
- UTAS Service Bulletin (SB) 568F-61-69

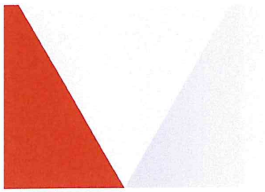
In order to ensure that pilots are properly informed about these occurrences and to guide them in the identification of affected engine, should they encounter a similar occurrence, ATR has issued the Operation Engineering Bulletin (OEB) n° 25 (here attached).

The EASA has issued the Safety Information Bulletin (SIB) N° 2015-03 to inform operators of ATR 42-400, 42-500 and 72-212A about these occurrences and to provide operational and maintenance recommendations.

RECOMMENDATION

ATR recommends to operators of ATR models 42-400, 42-500 and 72-212A, to ensure that pilots are properly informed about this type of occurrences and will report any unusual and sudden vibrations similar to the ones described in this AOM.

ATR also recommends that the OEB be inserted in the on board operational documentation and be made readily available to all pilots.



ATR

As to maintenance actions, ATR recommends that UTAS SB 568F-61-67 be performed each time a pilot reports unusual vibration in descent, associated to a PEC Fault (with codes 67 & 68) and to replace the ball bearing separator at first maintenance opportunity according to the instructions of the UTAS SB 568F-61-69.

ATR recommends that UTAS SB 568F-61-69 be performed at the first opportunity

REFERENCE DOCUMENTS

- EASA SIB 2015-03
- ATR OEB n°25
- OIM 2014/10 Issue 1
- OIM 2015.09 Issue 1
- UTAS SB 568F-61-67
- UTAS SB 568F-61-69

ATTACHED DOCUMENTS

- UTAS SB 568F-61-69

D. CAILHOL

ATR Head of Continued Airworthiness
Email: continued.airworthiness@atr-aircraft.com

Annexe 25

Commentaires de l'équipementier Collins et observations du BEA



Collins Aerospace

A United Technologies Company

PropS21-0008

Page 2 of 5

Items Resulting from the Translation Process

Collins Aerospace believes the following statements in the English Language version of the report are inaccurate as the result of the translation process from French to English. Alternative wording for the statements is presented for each statement. The BEA could consider incorporating the revised wording into the body of the report or making it part of the proposed appendix.

1. **Section 1.2.7, Comparative study on page 18, states** *"The cracks or fracture faces present on certain trunnion pins were characteristic of substantial cyclic loads in two opposite directions. These loads were generated during interactions between the forward and aft yoke plates"*

The underlined portion of the statement implies that the forward and aft yoke plates are interacting. *"Interactions with the forward and aft yoke plates"* is a more appropriate statement. Also the metallurgical analysis performed by Collins Aerospace indicated the primary failure mechanism for the fractured blade pin was dimpled rupture due to overload, not cyclic stress. Indications were observed on the other five blade pins that did not fail, consistent with cyclic loading resulting from contact with both the forward and aft yoke plates

2. **Section 1.5.4.7, Propeller Blades on page 24** states that *"the propeller blades are attached to the propeller hub by two roller bearings located at the blade root"*.

The 568F propeller blades are actually retained in the hub with two rows of angular contact ball bearings located at the blade root.

3. **Section 2.2.2.1, Particular Types of Propeller Behavior, Forward Yoke Plate Cyclic Loading, on page 66** states *"It is important to mention that during these forward yoke plate cyclic loading phenomena, a substantial load factor was observed. As the design of the propeller pitch change mechanism was based on static and cyclic loads and not on vibration stresses, it is not possible to estimate the effects of this on the material from which the yoke plates and trunnion pins are made."*

Collins Aerospace believes that the word substantial overstates the magnitude of the cyclic loading phenomenon that was observed during the vibratory stress survey flight test. The cyclic stresses that occurred as the result of the blade pin moving between the forward and aft yoke plates were well within the high cycle fatigue material allowable. It is recommended that the wording *"a load was evident, but not of a magnitude that would cause fatigue damage"* replace *"a substantial load factor was observed"*.

Items of Disagreement between the BEA and Collins that were not Resolved during the Report Review Process

Collins Aerospace had previously objected to the following statements in the report. These objections were documented in the comments spreadsheet along with Collins rationale for the objections. However, agreement could not be reached with the BEA on these items. Therefore, Collins believes it is appropriate that our perspective be recorded in an appendix to the report.

USE OR DISCLOSURE OF INFORMATION ON THIS PAGE IS SUBJECT TO THE NOTICE ON THIS DOCUMENT'S TITLE PAGE

U.S. EXPORT CLASSIFICATION: EAR 9E991



1. **The Synopsis section on page 8 of the report (and other paragraphs)** states that *“unplanned operation of the control loop of the propeller pitch change mechanism affected by forward yoke plate cyclic loading and friction”* may have contributed to the alternating overloads that damaged the yoke plates and overloaded the trunnion pins.

Collins Aerospace has objected to this assertion since it was originally raised by the BEA. The investigation found no evidence that the propeller control system contributed to damaging the yoke plates and trunnion pins. Collins is not aware that either EASA or the FAA is considering any actions related to the 568F-1 propeller control system as part of the safety recommendations process, where this disagreement could be resolved. Collins Aerospace previously took exception to this statement in comment (UTAS_30) provided to the BEA by T. Corley in an E-mail dated 1/10/2019 before the BEA issued the final report.

The statement excludes factual information previously provided to the BEA that the bandwidth of the propeller control system is in the range of 2.0 Hz to 3.0 Hz. None of the strain gage data collected during the two vibratory stress surveys conducted to investigate this phenomenon revealed any significant cyclic loading in this frequency range. Also excluded was information provided by Collins Aerospace that the propeller pitch change system is incapable of responding at the 1P frequencies observed for the blade pin load and blade shank bending moment data (16.4 Hz to 20.0 Hz).

2. **Section 2.2.2.1 Particular types of propeller behavior, Propeller pitch change mechanism control loop (pg. 67)** states *“The severe vibrations which cause the pitch change actuator to move are such that the signals sent by the actuator position sensors are considered in turn as valid and then not valid (as outside tolerances) by the PEC. When the PEC no longer receives a valid signal regarding the actual position of the actuator, which it uses to calculate the propeller pitch angle, it nevertheless continues to send hydraulic pressure set points to the electrohydraulic valve in order to maintain a constant propeller rotation speed (82 % Np), but using predefined values. Each time the state of the actuator position signal changes (valid/not valid), the PEC status changes from normal to degraded”*

The description of the PEC control algorithm is incorrect. The speed governing control algorithm used by the PEC in flight does not reference sensed blade angle. Blade pitch during governing is only controlled as a function of sensed propeller speed, which was not faulted. There is no reference to a pre-defined value of blade angle for speed governing control in the PEC software. Therefore, normal PEC speed governing was not disrupted, even though the PEC light was illuminated in the cockpit. Collins' objection to this statement was previously documented in spreadsheet comment (UTAS_029).

3. **Section 2.2.2.1, Particular types of propeller behavior, Propeller pitch change mechanism control loop (pg. 67)** states *“The vibration frequency caused by the six propeller blades (6P, i.e. 98.4 Hz at 82 % Np) is close to the minimum design frequency of the PEC output current (87.4 Hz). The sampling of the actuator position values is, therefore, not sufficient to ensure optimum operation of the PEC. The latter could send controls which are out of phase with the actuator oscillations and accentuate them.”*

Collins is confident that the sampling rate of blade angle neither hinders the performance of the control system nor contributes to behavior that may have caused high cyclic pin stresses. There is no need for the control system to respond to inputs at the blade excitation frequency, as they have nothing to do with propeller speed control. Even if 6P

USE OR DISCLOSURE OF INFORMATION ON THIS PAGE IS SUBJECT TO THE NOTICE ON THIS DOCUMENT'S TITLE PAGE

U.S. EXPORT CLASSIFICATION: EAR 9E991



frequency content is detected by motion of the transfer tube, the PEC is not controlling blade angle based on transfer tube position in the governing mode of operation. There is no correlation between the blade excitation frequency and the command current frequency required for proper control. Collins' position was previously documented in spreadsheet comment (UTAS_030).

4. **Section 2.2.3.3, Maintenance Procedures (page 71)** states *"In October 2014, ATR published a specific maintenance procedure to prevent an airplane, which may have a significantly damaged propeller pitch change mechanism from being returned to flight. It is carried out according to the content of the air safety reports (severe vibrations associated with the appearance of a PEC FAULT warning) and fault codes in the PEC memory. It consists of a manual check for possible significant deformation of the actuator yoke plates. However, this procedure depends on the pilot's subjective assessment of the intensity of the vibrations felt and does not permit the detection of the onset of deformation of the yoke plates or damage without rupture of the blade trunnion pin."*

The procedure discussed above is intended to be conducted per Service Bulletin 568F-61-67 when a PEC fault occurs that is accompanied by a noticeable increase in vibration. The PEC fault is an objective criterion. All of the incident flights for which Collins has DFDR data exhibited PEC faults. Therefore, the crew's subjective judgment of the magnitude of the vibration is not critical to effectively applying the service bulletin. Data indicates that the Caribbean aircraft experienced high vibration accompanied by a PEC fault during a flight prior to rupture of the blade pin. Deformation of the yoke plates likely was sufficient to cause the vibration and PEC fault. If the Service Bulletin would have been performed in this case the damage to the yoke plates would have been detected before the pin broke.

Section 3.2, Investigation's findings regarding all propeller vibration events (8th bullet) states *"The existence of an abnormal gap between the two yoke plates of the propeller pitch change mechanism can cause severe damage in flight to the pitch change mechanism."*

Although the BEA made changes to this section in response to comment (UTAS_32) to separate the presence of an abnormal gap between the forward and aft yoke plates from the incident where damage to the engine mounts occurred, the implication that the abnormal gap may result in severe damage to the pitch change mechanism itself remains. The investigation provided no conclusive evidence to support this assertion. Neither modeling and analysis nor the results of Vibratory Stress Survey aircraft testing performed with the gap between the forward and aft yoke plates intentionally increased provided results that support this statement.

5. **Section 3.3 Causes of the incident (Page 76) states** *"Seven vibration phenomena on the ATR 72-212A have been reported in the last few years. In almost all of the cases, the rupture of a trunnion pin of one of the blades and damage to the propeller blade actuator forward yoke plate were observed. The investigation revealed the existence of alternating overloads causing damage to the yoke plates and of a final overload in one direction resulting in the rupture of the trunnion pin. It was not possible to determine the cause of these overloads and the precise chronology of the damage and vibrations. Nevertheless, several elements may have contributed to it"* including:

"Unplanned operation of the control loop of the propeller pitch change mechanism affected by forward yoke plate cyclic loading and friction"



The underlined statement summarizes the BEA's positions presented in items 1, 2 and 3 above. Collins had previously asserted prior to release of the final report that the investigation has revealed no evidence that anomalous operation of the propeller control system contributed to any of the on aircraft incidents. This conclusion was conveyed in the following replies to the BEA's positions that were documented in the comments spreadsheet.

- The design of the propeller control system allows normal propeller speed governing control to be maintained even when the sensed propeller blade angle is determined to be invalid.
- The vibratory stress surveys did not detect any appreciable vibratory stresses at the characteristic frequency of the control system (2.0 Hz to 3.0 Hz).
- The propeller control and actuation system is incapable of responding at the frequencies where vibratory stresses were detected by the stress surveys (1P and harmonics).
- The pitch change system can only impart sufficient force to damage trunnion pins and yoke plates if all of the actuator force was reacted by one or two blades. The control system has no capability to cause this.

Thank you again for your willingness to consider revision or appendment of the subject report in order to address Collins Aerospace's concerns. If you require any additional information please let us know. We will respond immediately.

BEA's observations to Collins and NTSB comments

Items Resulting from the Translation Process

1. Section 1.2.7, Comparative study on page 18, states

The English Language version of the report actually differs from the French version.

The statement *"These loads were generated during interactions between the forward and aft yoke plates"* is incorrect and should be replaced with *"These loads were generated during interactions with the forward and aft yoke plates"*

2. Section 1.5.4.7, Propeller Blades on page 24

The word *"roulement"* used in the French Language version of the report is more general and covers both types of bearings, ball and roller bearings.

The statement *"the propeller blades are attached to the propeller hub by two roller bearings located at the blade root"* is incorrect and may be replaced with *"the propeller blades are attached to the propeller hub by two rows of angular contact ball bearings located at the blade root"*, which is more precise than the French version of the report.

3. Section 2.2.2.1, Particular Types of Propeller Behavior, Forward Yoke Plate Cyclic Loading, on page 66

During the vibratory stress survey flight tests, the magnitude of the cyclic load phenomenon that was observed was effectively within the high cycle fatigue material allowable. This is clearly reflected on the same page of the report, a few lines above : *"In flight tests, the loads which were measured on a trunnion pin during "forward yoke plate cyclic loading" were no more than around 450 daN, i.e. 18 % of the static load required to irreversibly deform it"*

The wording *"a substantial load factor was observed"* is used in the report to indicate that the magnitude of the observed load factor was high enough to support the hypothesis that under different conditions, such as a greater distance between the forward and aft plate, or combined with other phenomena that could not be fully identified during the investigation, the cyclic load factors could become even higher and cause structural damage, even without fatigue phenomenon.

Items of Disagreement between the BEA and Collins that were not Resolved during the Report Review Process

1. The Synopsis section on page 8 of the report (and other paragraphs)

The BEA takes note of Collins' and NTSB' objection. However, the propeller manufacturer did not provide any technical substantiation to justify its statement that the bandwidth of the propeller control system is in the range of 2.0 Hz to 3.0 Hz, nor did it demonstrate that the propeller pitch change system could not respond to any cyclic solicitation out of its bandwidth in the particular operating conditions discussed in the report (in particular when vibrations render the sensed blade angle signal alternatively valid and invalid).

The strain gage data collected during the two vibratory stress surveys did not highlight any loading high enough to cause damage. However, the investigation report describes events where damage occurred during vibration events in flight. This indicates that the vibratory stress survey test flights did not succeed in fully reproducing the vibration and cyclic loading behavior that occurred during the investigated events.

2. Section 2.2.2.1 Particular types of propeller behavior, Propeller pitch change mechanism control loop (pg. 67)

The BEA clearly grasps that the speed governing control algorithm uses the propeller speed in the propeller control system control loop as a target value in normal flight mode. The BEA's intention has never been to let the reader think that the system was using the sensed blade angle as the main parameter of the feedback loop to control the propeller speed.

However, the sensed blade angle is used to calculate the gain of the control loop. Therefore, BEA considers that severe vibrations can generate sensed blade angle signals that can be considered as valid then not valid by the PEC. In such circumstances, the control loop gain will swing between a calculated value and a predefined value. Control loop gain fluctuations may have an unexpected impact on the complete propeller control system behaviour.

In the sentence *"When the PEC no longer receives a valid signal regarding the actual position of the actuator, which it uses to calculate the propeller pitch angle, it nevertheless continues to send hydraulic pressure set points to the electrohydraulic valve in order to maintain a constant propeller rotation speed (82 % Np), but using predefined values"*, the wording *"predefined values"* refers to values of the control loop gain, and the wording *"which it uses to calculate the propeller pitch angle"* refers to the propeller pitch angle information used to set the value of the control loop gain.

3. Section 2.2.2.1, Particular types of propeller behavior, Propeller pitch change mechanism control loop (pg. 67)

The BEA takes note of Collins' and NTSB' objection. However, even though the propeller manufacturer states that it *"is confident that the sampling rate of blade angle neither hinders the performance of the control system nor contributes to behavior that may have caused high cyclic pin stresses"*, it did not technically demonstrate that the propeller control system would not react when facing vibrations close to the PEC internal computation rate. Stating that *"There is no need for the control system to respond to inputs at the blade excitation frequency"* is not a demonstration that it is not capable of doing so.

4. Section 2.2.3.3, Maintenance Procedures (page 71)

The BEA disagrees with Collins' and NTSB' statement : *"Therefore, the crew's subjective judgment of the magnitude of the vibration is not critical to effectively applying the service bulletin"* : Indeed, if pilots do not report abnormal vibrations, the SB will not be applied, even if a PEC Fault occurs. This is why the BEA considers that the procedure depends on the pilot's subjective assessment of the intensity of the vibrations.

Section 3.2, Investigation's findings regarding all propeller vibration events (8th bullet) states

The investigation has shown that there have been events where damage occurred during flight and was associated with abnormal vibrations. The BEA considers that, in these specific circumstances and for reasons that could not be clearly explained during the investigation process, damage can occur when trunnion pins are alternatively interacting with the forward and aft yoke plates.

Furthermore, the BEA believes that the existence of an abnormal gap between the two yoke plates of the propeller pitch change mechanism can favour triggering or aggravate the vibration phenomena leading to substantial damage.

5. Section 3.3 Causes of the incident (Page 76) states

BEA's position has already been developed in items 1, 2 and 3 above.

BEA

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

10 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

www.bea.aero



