



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE DE SÉCURITÉ



BEAD-air-A-2012-010-I

Date de l'événement	21 juin 2012
Lieu	55 Nm au nord de l'île de la Réunion
Type d'appareil	Hercules C130H30
Immatriculation	F-RAPD (n° 5140)
Organisme	Armée de l'air
Unité	Escadron de transport 02.061 Franche-Comté

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'événement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l'événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées.

Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heures locales.

UTILISATION DU RAPPORT

L'objectif du rapport d'enquête technique est d'identifier les causes de l'événement et de formuler des recommandations de sécurité. En conséquence, l'utilisation de la deuxième partie de ce rapport et des suivantes à d'autres fins que celle de la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA Air

Photos et schémas : BEAD-air

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS	2
TABLE DES MATIERES	3
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1. Renseignements de base	6
1.1. Déroulement du vol.....	6
1.2. Tués et blessés.....	7
1.3. Dommages à l'aéronef	7
1.4. Autres dommages.....	7
1.5. Renseignements sur le personnel	8
1.6. Renseignements sur l'aéronef	10
1.7. Conditions météorologiques	11
1.8. Aides à la navigation.....	11
1.9. Télécommunications	11
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	11
1.11. Enregistreurs de bord	11
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	11
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques.....	18
1.14. Incendie.....	18
1.15. Questions relatives à la survie des occupants.....	18
1.16. Essais et recherches.....	18
1.17. Renseignements sur les organismes	19
1.18. Renseignements supplémentaires.....	19
1.19. Techniques spécifiques d'enquête.....	21
2. Analyse	22
2.1. Constat au démontage	22
2.2. Examen détaillé du système de fixation.....	25
2.3. Scénario probable de la rupture.....	29
2.4. Analyse des causes.....	29
3. Conclusion	33
3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'événement	33
3.2. Causes de l'événement.....	33
4. Recommandations de sécurité	34
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	34
ANNEXES	36
ANNEXE 1 SCHEMA DE L'HELICE	37
ANNEXE 2 PARAMETRES DE VOL	38
ANNEXE 3 ANNEXE A LA NOTE N° 7763/DEF/SIMMAD/FLOT/TRANSP-ECOLES DU 13/05/09	39

GLOSSAIRE

CAG	circulation aérienne générale
CSFA	commandement du soutien des forces aériennes
CDB	commandant de bord
DA	détachement air
DGA	direction générale de l'armement
ET	escadron de transport
FIT	fiche d'intervention technique
FL	<i>flight level</i> – Niveau de vol
IFR	<i>instruments flight rules</i> – règles de vol aux instruments
ILS	<i>indicator landing system</i> – système d'aide au poser
kt	<i>knots</i> – nœuds (1 kt = 1,852 km/h)
Lbs	<i>livres</i> (1Lbs = 0,45 kg)
Nm	<i>nautical mile</i> – mille nautique (1 Nm =1 852 m)
PCU	<i>power control unit</i> - unité de contrôle de puissance
TSO	<i>time since overhaul</i> - temps de vol depuis la dernière visite

SYNOPSIS

Date de l'événement : jeudi 21 juin 2012 à 09h00 locales (06h00 Z)
 Lieu de l'événement : 55 *nautical mile* (Nm) au nord de Saint-Denis de la Réunion
 Organisme : armée de l'air
 Commandement organique : commandement des forces aériennes (CFA)
 Unité : escadron de transport (ET) 02.061 Franche-Comté
 Aéronef : Hercules C130H30 F-RAPD (n° 5140)
 Nature du vol : circulation aérienne générale (CAG)/*instruments flight rules* (IFR - règles de vol aux instruments)
 Nombre de personnes à bord : 7

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Après le décollage de l'aéroport de Saint-Denis de la Réunion pour un vol vers Djibouti, le pilote stabilise l'aéronef au *Flight level* (FL - niveau de vol) 140 à une vitesse de 190 *knots* (kt). Après la perception par le mécanicien d'équipage « soute » d'un bref claquement, l'aéronef se met à vibrer de manière violente. Il effectue une embardée vers la gauche et continue à virer par la gauche avec une assiette de 10° à piquer sans que l'équipage ne puisse contrôler le mouvement.

Le mécanicien navigant détecte et annonce une chute de régime sur le moteur 1.

Le commandant de bord (CDB), en place droite, passe immédiatement l'hélice en drapeau puis coupe le moteur selon la procédure d'urgence. Les vibrations cessent aussitôt.

L'équipage reprend le contrôle de l'aéronef et annonce un message de détresse (MAY DAY). Il fait route vers le terrain de Saint-Denis, distant de 55 Nm, en vidangeant une partie de son carburant. Il se présente en longue finale pour une procédure *indicator landing system* (ILS) et se pose en trimoteur en piste 14.

L'équipage stationne l'appareil sur le parking du détachement air (DA) 181 et coupe les moteurs.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un directeur d'enquête technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air).
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur Hercules.
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Hercules.

Autres experts consultés

- La direction générale de l'armement (DGA)/Essais propulseurs pour analyse des prélèvements de fluides à usage aéronautique et expertise du moyeu d'hélice.
- La société portugaise OGMA pour l'expertise du mécanisme de transmission de pas.

Déclenchement de l'enquête technique

- Le jour de l'événement, le BEAD-air est prévenu par téléphone à 13h00 par le bureau maîtrise des risques (BMR) de l'état-major de l'armée de l'air.
- Le directeur d'enquête du BEAD-air rejoint le DA 181 de la Réunion dans la matinée du samedi 23 juin. L'officier mécanicien aidé de deux adjoints rejoint le directeur d'enquête le dimanche 24 juin à 12h00.

Enquête judiciaire

Aucune enquête judiciaire n'a été diligentée.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : COTAM 3008

Type de vol : CAG/IFR

Type de mission : transport de fret

Dernier point de départ : aéroport Roland Garros de Saint-Denis de la Réunion

Heure de départ : 05h40 Z (08h40 locales)

Point d'atterrissage prévu : aéroport Ambouli de Djibouti

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

L'équipage de conduite de l'appareil se réunit à 07h30 pour effectuer le briefing avant vol de la mission. Il dispose d'un dossier météorologique complet ainsi que de l'ensemble des Notam concernant le parcours. Le manifeste de chargement est signé par le CDB. L'équipage étudie l'itinéraire mis à jour par le navigateur qui énonce les éléments du vol. Les paramètres de sécurité, de vitesse et d'altitude sécurité sont calculés et annoncés. Le pilote, en phase d'adaptation en ligne, occupe la place gauche.

1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement

Après le décollage et la rentrée des éléments, une montée vers le FL 180 est entamée à la vitesse de 170 kt indiquée. Une température Tit de 970° est affichée comme paramètre de contrôle de la montée. Pour une raison de régulation de trafic et d'évitement le contrôle ordonne à l'équipage d'interrompre sa montée et de stabiliser temporairement l'appareil au FL 140. Les conditions de vols sont alors *visual meteorological conditions* (VMC - conditions météorologique de vol à vue) en ISA+15 et le torque affiché est d'environ 14 900 sur chaque moteur.

1.1.2.3. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

L'équipage stabilise l'aéronef au FL 140 sans modifier les paramètres moteurs. L'avion accélère alors progressivement. En passant 185 kt indiquée, le mécanicien soutier entend un claquement sec immédiatement suivi de très fortes vibrations de tout l'appareil. Les commandes de vols vibrent également et ne répondent plus aux sollicitations des pilotes. L'aéronef part en léger virage gauche nez bas à 10° de piqué. Simultanément, le mécanicien de bord constate une diminution rapide vers 60 % du régime du moteur 1 normalement stabilisé à 100 %. Il voit l'allumage sur le tableau de bord du voyant 1 *electronic fuel correction flight* quand ce régime passe en dessous de 94 %. Il annonce la perte du moteur 1. Après avoir vérifié le moteur incriminé le pilote non en fonction (PNF) applique la procédure d'urgence en passant l'hélice en drapeau ce qui interrompt les vibrations et rend l'avion contrôlable.

Le commandant d'aéronef diffuse un message de détresse et décide de revenir se poser à Saint-Denis de la Réunion distant de 55 Nm. Il ordonne alors la descente en vidangeant les réservoirs externes. Après inspection visuelle de l'hélice du moteur 1, l'équipage constate que le pas d'une des pales est décalé par rapport aux autres. Le commandant d'aéronef diminue le niveau d'urgence en s'annonçant en panne d'un moteur, et demande la mise en alerte des moyens du service de sécurité incendie et de sauvetage (SSIS) pour l'atterrissage. Il procède à un ILS contrôlé à vue en piste 14 et se pose en trimoteur. L'équipage dégage la piste retourne au parking et coupe les moteurs.

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France
 - département : île de la Réunion
 - coordonnées géographiques :
 - S 20° 03'
 - E 55° 21'
 - hauteur / altitude du lieu de l'événement : FL 140
- Moment : 06h00 Z de jour
- Aérodrome le plus proche au moment de l'événement : aéroport Roland Garros de Saint-Denis de la Réunion

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères			
Aucune	5	2	

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
			X	

1.4. Autres dommages

Aucun.

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Membres d'équipage de conduite

1.5.1.1. Commandant de bord

- Age : 36 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : ET 02.061 Franche-Comté / EIE C130
 - fonction dans l'unité : commandant l'escadrille d'instruction des équipages C130 depuis 2010
- Formation : école de l'air
 - qualification : moniteur
 - école de spécialisation : école d'aviation de transport d'Avord
 - année de sortie d'école : 2001
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur C130	Sur tous types	Dont sur C130	Sur tous types	Dont sur C130
Total (h)	3 460	2 941	213	213	32	32
Dont nuit	367	320	18	18	4h40	4h40

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 19 juin 2012
 - de nuit : 19 juin 2012
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte verte
 - date d'expiration : 31 mai 2013

1.5.1.2. Pilote

- Age : 25 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : ET 02/061
 - fonction dans l'unité : officier pilote depuis 2011
- Formation : élève officier du personnel navigant (EOPN)
 - qualification : phase 1
 - école de spécialisation : école d'aviation de transport d'Avord
 - année de sortie d'école : 2011

- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur C130	Sur tous types	Dont sur C130	Sur tous types	Dont sur C130
Total (h)	690	219	130	102	28	13
Dont nuit	26	10	6	6	1	1

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 19 juin 2012
 - de nuit : 19 juin 2012
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte blanche
 - date d'expiration : 31 juillet 2013

1.5.1.3. Mécanicien navigant

- Age : 40 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : ET 02/061 Franche-Comté
 - fonction dans l'unité : adjoint officier sécurité des vols, instructeur mécanicien navigant depuis 2008
- Formation : sous-officier
 - qualification : repère 8, moniteur
 - école de spécialisation : école de Rochefort
 - année de sortie d'école : 2001
- Heures de vol comme mécanicien navigant :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur Hercules C130	Sur tous types	Dont sur Hercules C130	Sur tous types	Dont sur Hercules C130
Total (h)	3 519	3 504	192	192	26	26
Dont nuit	501	501	11	11	1.30	1.30

- Date du dernier vol comme mécanicien navigant :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 19 juin 2012
 - de nuit : 19 juin 2012

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique (ou opérationnel) d'appartenance : commandement du soutien des forces aériennes (CSFA)
- Base aérienne (BA) de stationnement : BA 123 Orléans
- Unité d'affectation : escadron de transport 02.061 Franche Comté
- Type d'aéronef : Hercules C130H
- Caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	F-RAPD	5140	14 925	Check C/ 25 heures ¹ :	VP ² :
Moteur 1	T56-A15LFE	AE 109017	1 585	1 562 heures depuis RG 13/11/07	
Hélice 1	54H606117	232747	4 552	RG/ 4 067 heures	Vérification SB54H60-61-65/ 668 heures

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation technique du C130 indique que l'entretien a été réalisé en conformité avec le plan d'entretien approuvé (PEA) en vigueur dans l'armée de l'air.

L'aéronef ne faisait pas l'objet de réserves de vol le jour de l'accident.

L'hélice incriminée avait été déposée le 19 décembre 2011 d'un autre aéronef pour un défaut de fonctionnement de son tapis chauffant. La présence de limaille dans le liquide hydraulique du moyeu de pied de pale est mentionnée sur la fiche suiveuse.

Le tapis chauffant a été changé chez OGMA le 25 janvier 2012. Il n'apparaît pas de mention de traitement de la présence de limaille. L'hélice a été reposée sur l'Hercule PD en fin de check C le 22 février 2012.

1.6.2. Masse et centrage

La masse et le centrage de l'avion sont dans les normes d'utilisation.

1.6.3. Carburant

- Type de carburant utilisé : F34.
- Quantité de carburant au décollage : 52 000 livres (Lbs).
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : 50 000 Lbs.

¹ GV3 = troisième grande visite

² VP = visite périodique

1.6.4. Autres fluides

L'analyse du liquide hydraulique H 515 n'a pas révélé de présence de limaille métallique.

1.7. Conditions météorologiques

La météorologie est conforme aux prévisions. Visibilité supérieure à 10 km. Le vent est du 140/ 12kt. QNH 1023. Présence de nuages épars à 2 000 et 5 300 *feet* (ft – pied – 1 ft~0,30 mètre). La température est de 24 °C au sol.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

L'aéronef était en contact avec l'approche de l'aéroport Roland Garros de Saint-Denis. Tous les équipements fonctionnaient sans réserve.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11. Enregistreurs de bord

L'aéronef possède un enregistreur de paramètres *flight data recorder* (FDR - enregistreur d'accident) qui a correctement fonctionné et dont les enregistrements figurent en annexe. Le *cockpit voice recorder* (CVR – enregistreur de voix) n'enregistre que les 30 dernières minutes avant la coupure des moteurs. L'incident n'est donc pas mémorisé.

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

1.12.1. Examen de la zone

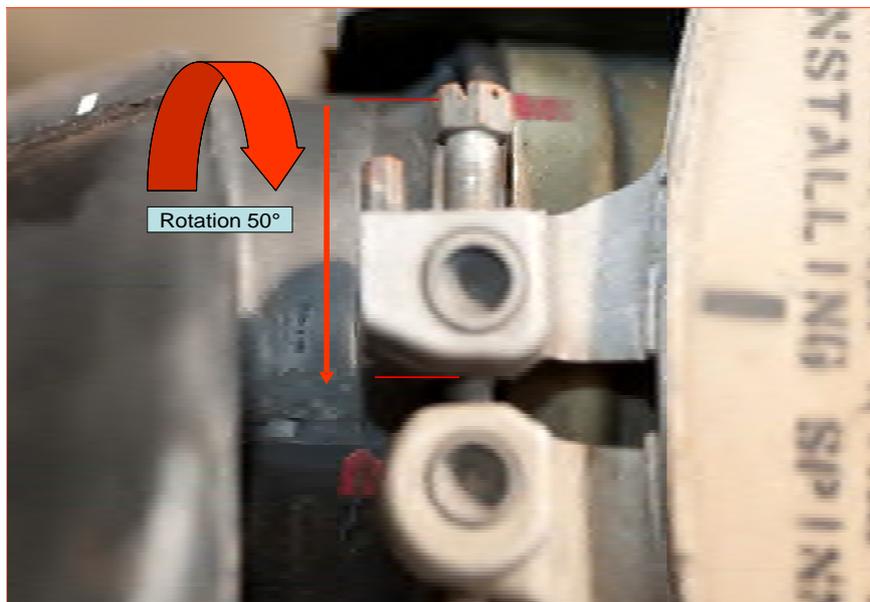
Sans objet.

1.12.2. Examen de l'aéronef

Au retour au sol après les très fortes vibrations une inspection générale de l'aéronef a été entreprise. Elle a permis de constater que la pale 1 du moteur 1 est décalée de 50 degrés vers le petit pas par rapport aux trois autres pales en drapeau au plein grand pas ($92,5^\circ$).



Vue du décalage de la pale 1 du moteur 1



Pied de la pale 1

Ce décalage est visible au niveau des repères du pied de la pale 1. Les supports de capot du moteur 1 présentent un jeu.



Supports du capot moteur 1

Les montants de fixation du moteur 1 (*truss mount*) ont pris un jeu hors tolérance (1,1 mm à gauche et 0,6 mm à droite).

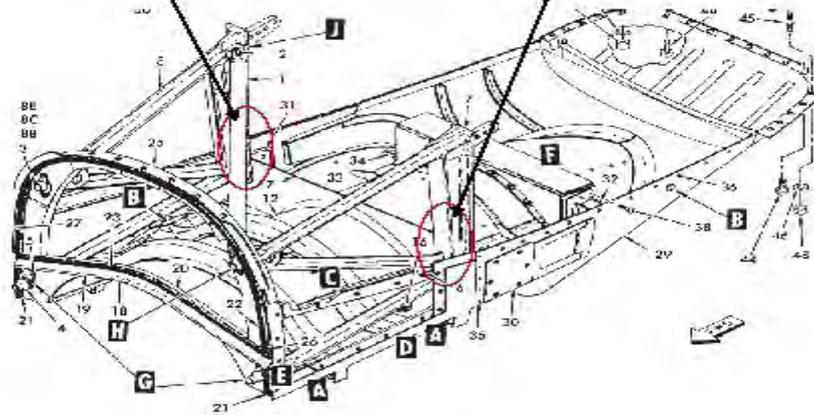


Schéma du bâti moteur

Plusieurs rivets sont flottants ou sont cassés sur l'extrados des ailes et sur le réservoir pendulaire gauche.



Têtes cassées de rivet extrados karman arrière droit



Rivets flottants extradors karman arrière gauche

Le fuselage est légèrement déformé du coté droit.



Déformation fuselage

Les aubes du 5^{ème} et du 10^{ème} étage du compresseur du moteur 1 sont marquées à leur extrémité.



Aubes du 5^{ème} étage du compresseur

- Historique de l'hélice S/N 232747 (extrait du procès d'examen technique du 1^{er} août 2012 rédigé par l'UGMN C130 66.560) :
 - L'hélice a été installée en position 1 sur l'avion PD-5140 le 22 février 2012.
Avant cette date, l'hélice était installée en position 1 sur l'avion PD-5150 depuis le 17 janvier 2011. A cette date, le *time since overhaul* (TSO) de l'hélice était de 3 884h53.
 - Au moment de l'incident, l'hélice cumulait 4 552h50 depuis sa dernière révision générale, le *TBO* (*time between overhauls*) spécifié par le constructeur étant de 7 500h.
 - La dernière révision générale a été réalisée par la société OGMA le 23 septembre 2002.
 - L'hélice a été déposée le 17 novembre 2010 pour la vérification de l'application du SB 54H60-61-65.
Le procès verbal de vérification, incluant le désassemblage de l'hélice, est daté du 2 décembre 2010 (opération réalisée par la société OGMA).
 - Une brûlure du tapis de la pale 2 a été constatée le 19 décembre 2011, nécessitant la dépose de l'hélice. Le *TSO* était alors de 4 521h23.
Lors de cette dépose, il a été constaté des particules métalliques dans le fluide hydraulique, utilisé comme lubrifiant pour les butées à rouleaux en particulier.
Le procès verbal de remplacement du tapis de la pale 2 est daté du 25 janvier 2012 (opération réalisée par OGMA).
Aucun commentaire n'a été réalisé par OGMA sur la pollution du fluide hydraulique.
- Historique des pales :
 - Les 4 pales équipent l'hélice S/N 232747 depuis le 27 août 2008.

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

L'ensemble des personnels de l'équipage de conduite était à jour de ses visites médicales. Aucun n'a été blessé pendant l'incident.

1.14. Incendie

Sans objet.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet.

1.16. Essais et recherches

Sans objet

1.17. Renseignements sur les organismes

OGMA détient le contrat d'entretien des C130. Ces visites régulières sont faites sur le site de Lisbonne.

Le CSFA a pris en compte le dépannage qui a fait intervenir la société OGMA ainsi que le constructeur Lockheed Martin Aeronautics Company qui a validé les travaux effectués. La DGA a prononcé la remise en vol et l'aéronef a pu rentrer en métropole en octobre 2012.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. Cinématique et composition générale de l'hélice.

Le plan général de l'hélice figure en annexe 1. Le moyeu se présente comme suit.

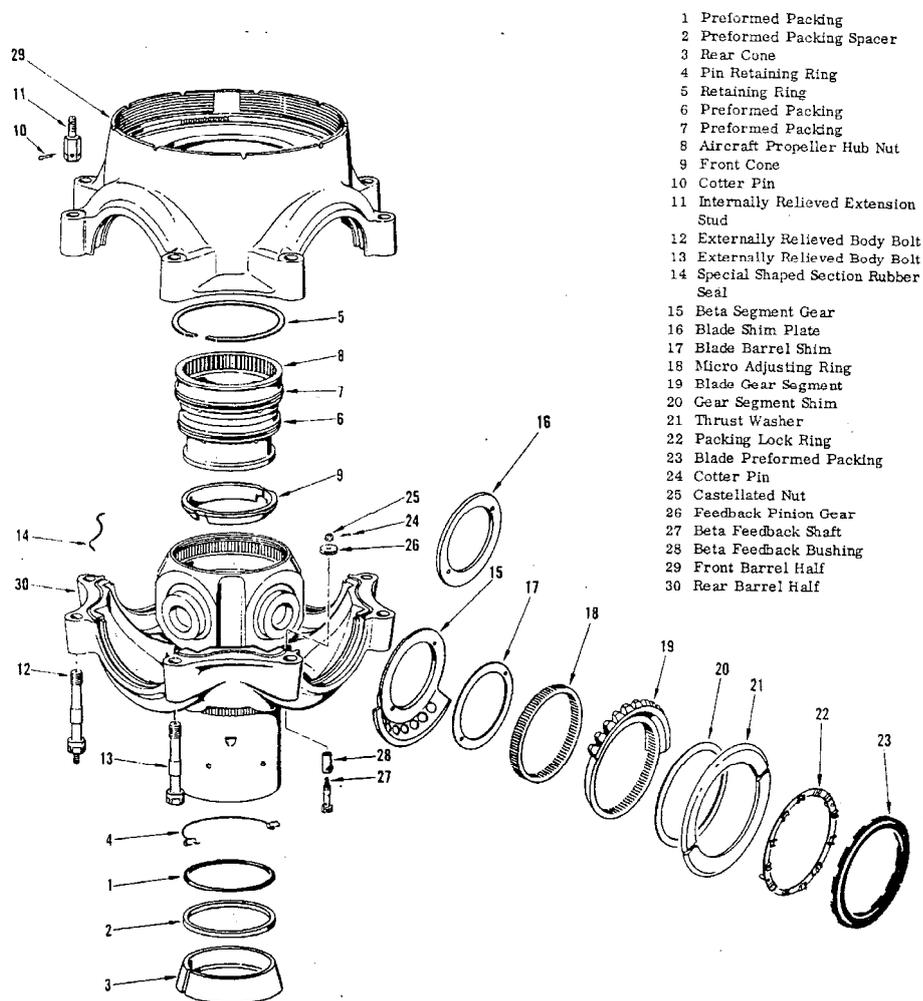
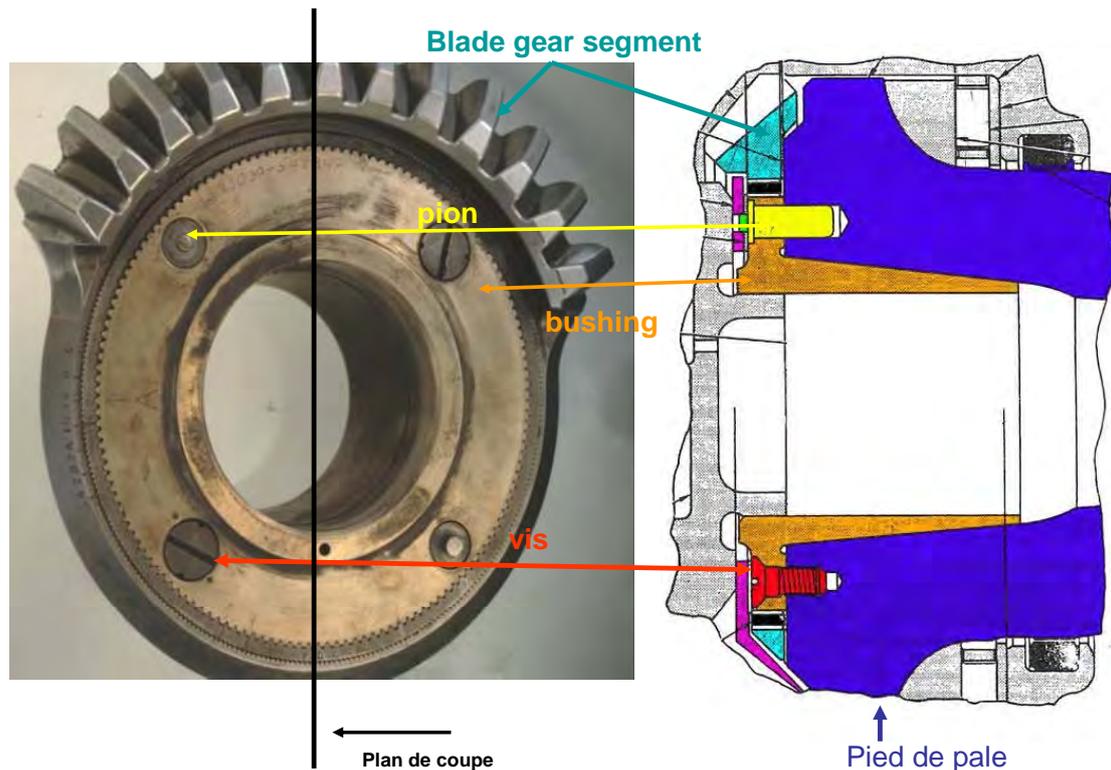


Schéma du moyeu d'hélice

Le segment denté repéré 19 « *blade gear segment* » est associé au pied de la pale dont il assure le changement de pas.

Le *blade gear segment* est monté sur le fourreau repéré 200 « *bushing* » sur le schéma du moyeu hélice ci-dessus. La liaison entre le *blade gear segment* et le *bushing* s'effectue par une couronne intermédiaire cannelée.

Le segment denté repéré 15 « *beta segment gear* » permet la transmission en cabine de l'information relative au pas des pales. Ce *beta segment gear* équipe uniquement la pale 1 de l'hélice, il est fixé au pied de pale. Sur les autres pales, il est remplacé par une cale.



Système de fixation du *bushing*

1.18.2. Liaison entre le *bushing* et le *blade gear segment*

Le *blade gear segment* (coloré en bleu turquoise ci-dessus) est associé au *bushing* (orange) par l'intermédiaire d'une couronne cannelée (noire).

Le *bushing* est centré dans le pied de pale par un emmanchement conique. Il est bloqué en rotation par deux pions (jaunes) montés à 180° et maintenu en position par deux vis (rouges) également montées à 180°. Il assure par contact (ou frettage) l'essentiel de la transmission des efforts de cisaillement au pied de pale.

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

Sans objet.

2. ANALYSE

Au cours d'un vol de transport de fret et alors que le pilote stabilise l'aéronef en palier, de violentes vibrations secouent l'appareil le rendant incontrôlable. L'équipage perçoit que les vibrations proviennent du moteur numéro 1 qui est immédiatement coupé. Elles cessent aussitôt et l'avion redevient pilotable. Après le déroutement vers La Réunion et un poser trimoteur, l'équipage constate qu'une pale de l'hélice du moteur 1 affiche un décalage d'environ 50° par rapport aux trois autres passées en drapeau.

L'analyse explique les raisons de ce brusque décalage survenu en vol, à l'origine de ces violentes vibrations. Elle expose les constats réalisés lors de son démontage, détaille la structure des pièces défaillantes. Elle explique alors le probable scénario d'endommagement ainsi que les conditions qui ont favorisé sa survenue.

Elle exploite les résultats des investigations menées sur l'hélice impliquée, prend en compte les témoignages des pilotes et s'appuie sur un rapport d'investigation détaillé effectué par des spécialistes des structures métalliques de la DGA.

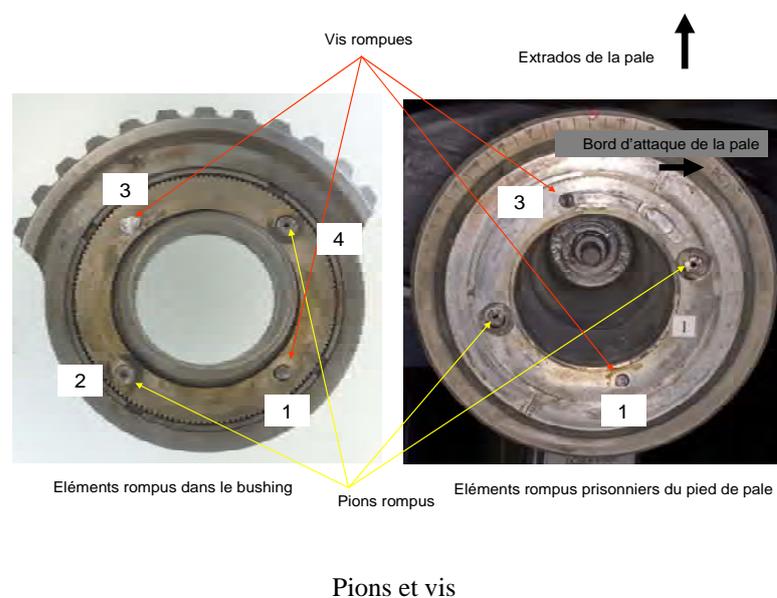
2.1. Constat au démontage

2.1.1. Constatations au démontage du pied de pale.

Tous les éléments constituant le pied de pale étaient en place, correctement montés. Les pions et les vis avaient des caractéristiques de taille de filetage, de composition d'alliage et de dureté et correspondaient aux spécifications prescrites par le constructeur.

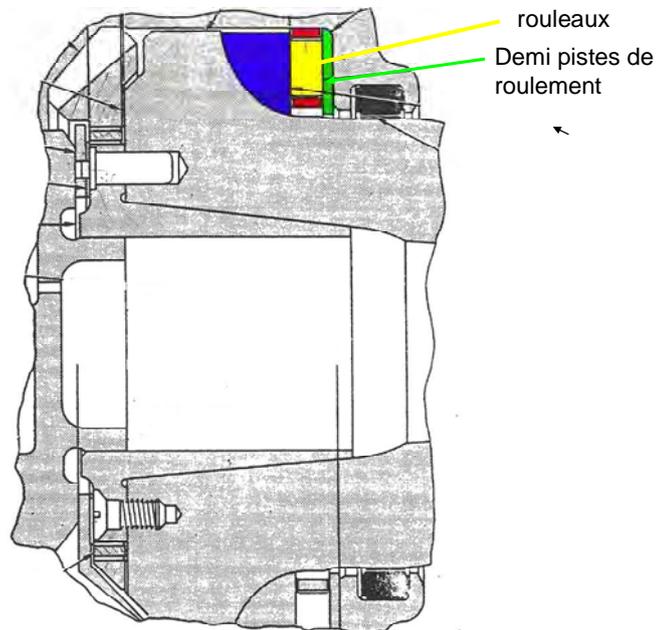
La pale 1 présente un écart angulaire d'environ 50° avec les trois autres pales passées en drapeau. Le dysfonctionnement se situe donc à cet endroit. Cet écart est dû à la désolidarisation de l'ensemble « *bushing + blade gear segment* » de son pied de pale.

Cette désolidarisation a été rendue possible par la rupture des deux vis et des deux pions.



2.1.2. Etat des butées à rouleaux

Les butées à rouleaux qui, en appui sur le carter du moyeu assurent la rotation du pied de pale sont composées de deux demi-pistes de roulements et de 2 demi-cages contenant les rouleaux.



Demi piste à rouleaux dans le pied de pale

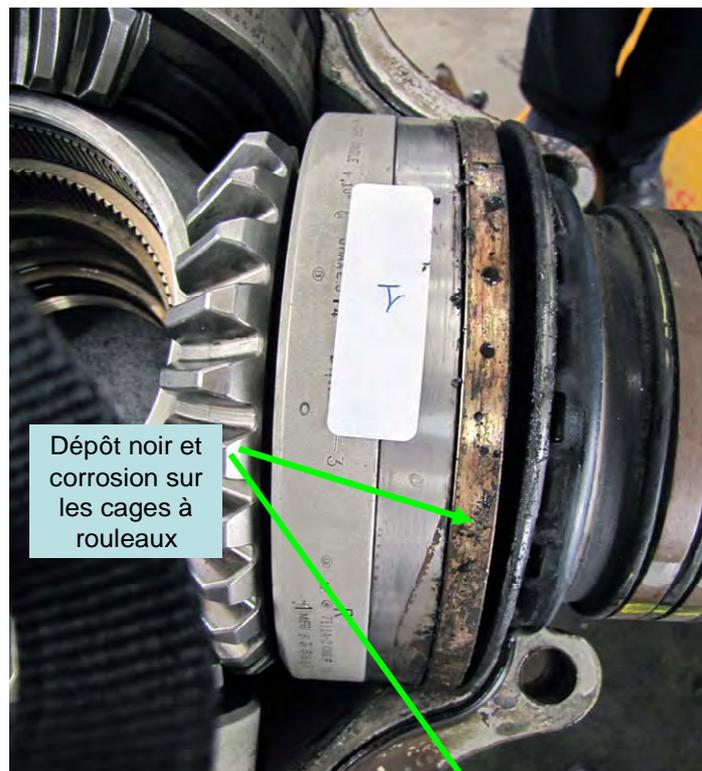
Les pistes et rouleaux présentent tous un état de surface aux reliefs prononcés qui témoignent de leur dégradation.

Cette dégradation de l'état de surface des composants des butées à rouleaux est associée à un phénomène d'attaque de corrosion de type « humide », amorcé sous la forme de piqûres. Les rouleaux sont néanmoins mobiles dans leur cage.

Un dépôt de couleur noire a été constaté au droit du pied de pale. Ce phénomène est aussi visible dans une moindre mesure sur les trois autres pieds de pales.

Le fluide hydraulique, lubrifiant du moyeu hélice, correspond à celui qui est préconisé.

Ses caractéristiques physico-chimiques sont normales. Il est pollué par ce dépôt de couleur noire correspondant à l'amalgame de fluide et de fines particules composées majoritairement de fer provenant essentiellement des butées à rouleaux.



Vues des butées à rouleaux

Ce dépôt métallique ainsi que la corrosion sur les rouleaux et les pistes de roulement ont entraîné des frictions en comblant les jeux et en perturbant la rotation des rouleaux sur les pistes. La rotation des pales durant les phases de changement de pas nécessitait un couple très supérieur à celui nécessaire pour un système intact. Lors du démontage, les techniciens n'ont cependant pas constaté de blocage.

Cette corrosion qui a pu gripper le système de changement de pas n'a donc pas provoqué de blocage des rouleaux. Aucune trace de contraintes importantes n'apparaît sur le *blade gear segment*, organe de transmission en pied de pale.

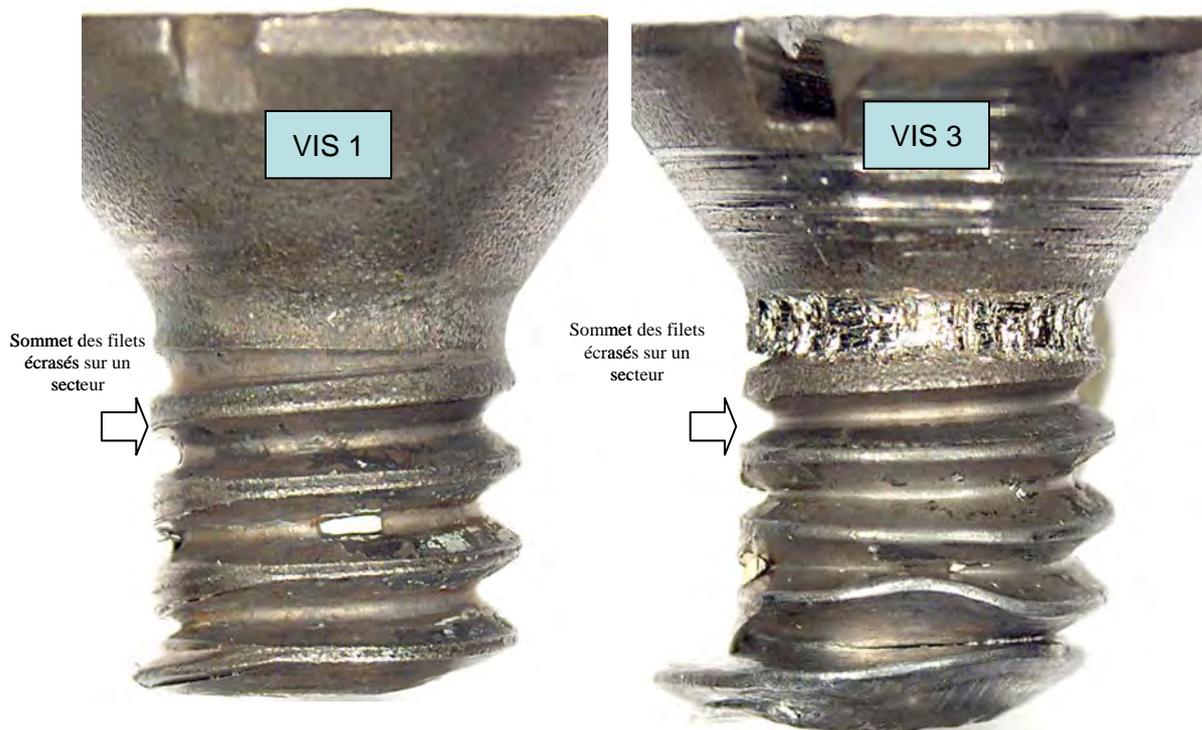
Du fait de la corrosion, les efforts nécessaires pour les changements de pas étaient beaucoup plus importants que sur un système intact. Il est néanmoins peu probable que cette corrosion, certes anormale, présente sur les butées à rouleaux, ait pu provoquer seule la rupture du système.

2.2. Examen détaillé du système de fixation

Le *bushing* est introduit sous presse dans le pied de pale et par le contact de sa surface avec l'intérieur du pied de pale il transmet l'essentiel de l'effort de cisaillement. Les deux pions évidés servent à positionner le *blade gear segment* et les vis à plaquer et serrer le *bushing* pour assurer ce contact. Les pions et les vis ne supportent théoriquement qu'une faible partie de contrainte en cisaillement.

2.2.1. Les vis

La vis 3 est fissurée en fatigue sur l'intégralité de sa section et la vis 1 est rompue statiquement en cisaillement. Elles montrent toutes les deux des secteurs de filet écrasés significatifs d'une forte sollicitation en cisaillement.



Détail des vis

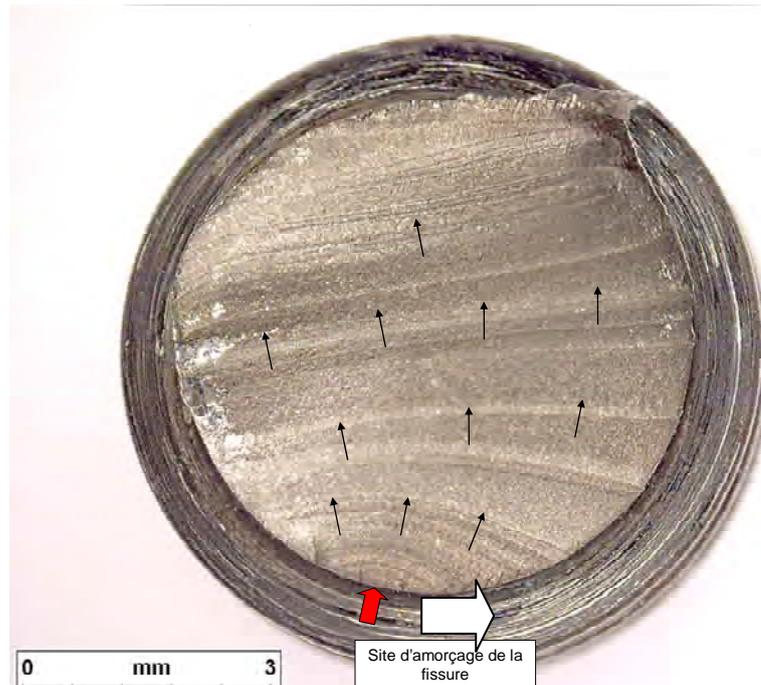
Les deux vis équipant le pied de la pale 1 ne sont pas rompues dans le même plan.

- La vis repérée 1 présente un plan de rupture correspondant parfaitement au plan de joint entre le pied de pale et le *bushing*.
- La vis repérée 3 présente un plan de rupture situé légèrement en retrait dans le pied de pale. La rupture de cette vis a conduit à l'arrachement visible sur la face du pied de pale.

L'écart entre le plan de rupture et le plan de joint correspond à un pas, soit environ 1,5 mm. Cet écart est également cohérent avec la profondeur de l'arrachement identifié sur la face du pied de pale.

La vis porte des marques de rotation sur la partie conique de la tête ainsi que des marques prononcées de frottements à la base de la tête.

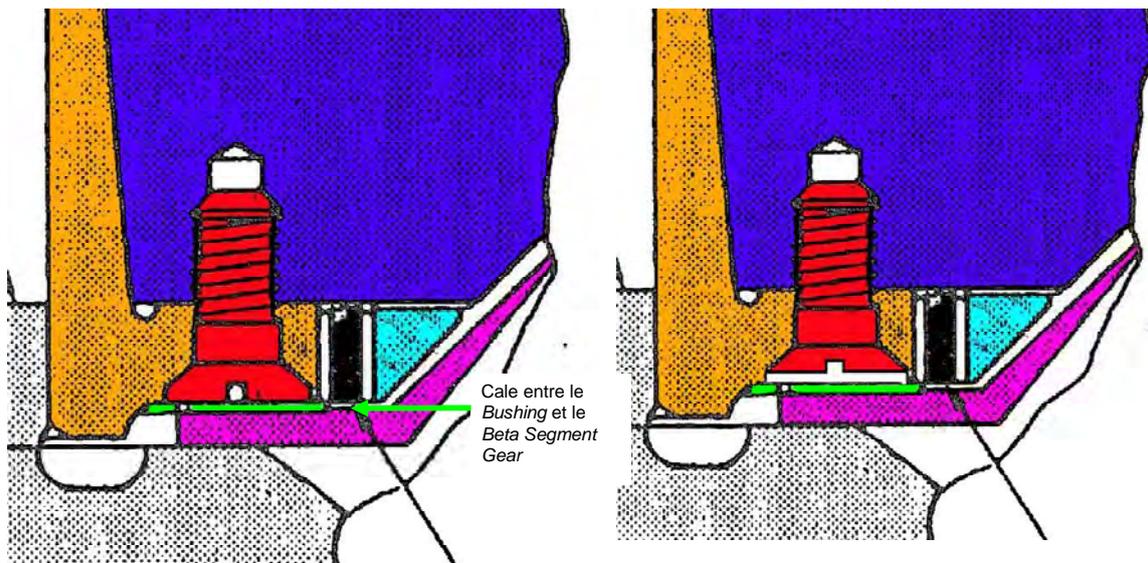
Le faciès de la vis fissurée en fatigue présente des marquages traduisant l'avancée du front de fissuration à chaque cycle. La nature de ces cycles ne peut pas être définie. Il n'a pas été possible de dater la progression de la fissure en fatigue.



Cassure de la vis caractéristique d'une rupture en fatigue

Aucun endommagement, ni singularité, n'a été identifié au droit du site d'amorçage de la fissure en fatigue identifiée sur la vis 3. Elle n'était donc pas fragilisée ou corrodée avant l'apparition de la fissure en fatigue.

Les caractéristiques géométriques qui ont pu être relevées sur les deux vis rompues correspondent à celles spécifiées dans la documentation à l'exception du diamètre de la tête qui est légèrement inférieure à celui défini. Cela n'a pas d'incidence sur la longueur filetée. Cette anomalie ne semble toutefois pas avoir de conséquence directe sur l'effort admissible par ces vis en cisaillement ou leur tenue à l'arrachement dans le pied de pale.



Documentation Hamilton Pale 1

Alésage du *bushing* de la pale 1 recevant la vis repérée 3

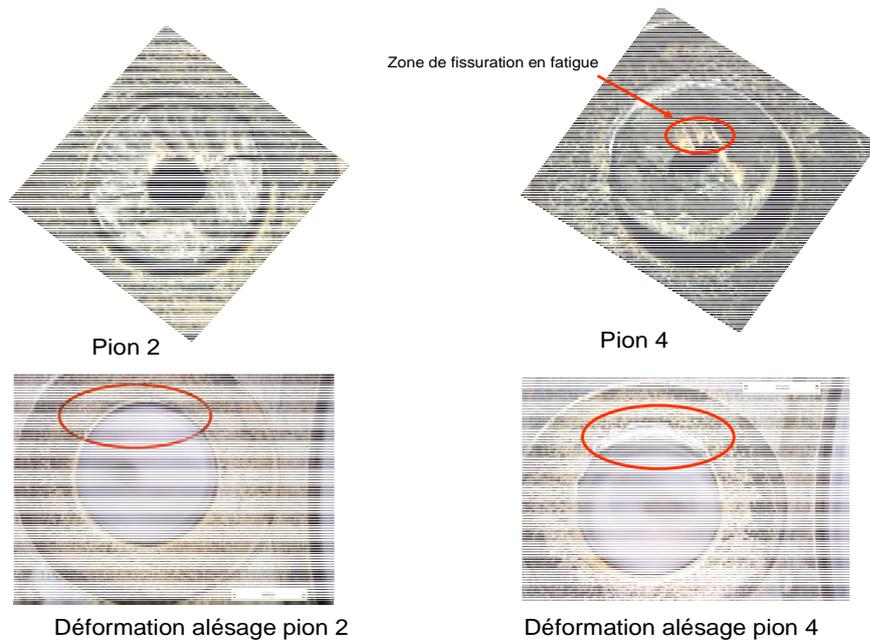
2.2.2. Les pions

Les deux pions ont un niveau de dureté similaire.

Les cassures des deux pions équipant le pied de la pale 1 présentent des indices qui traduisent des efforts en cisaillement très importants, plus marqués sur le pion 4. Les pions se sont rompus en cisaillement après le dépassement de l'effort admissible.

Le pion 4 présente une fissure de fatigue propagée sur environ 9 % de sa section, à partir du bord de l'alésage intérieur. Le faciès identifié dans cette zone est caractéristique d'un phénomène de fissuration rapide.

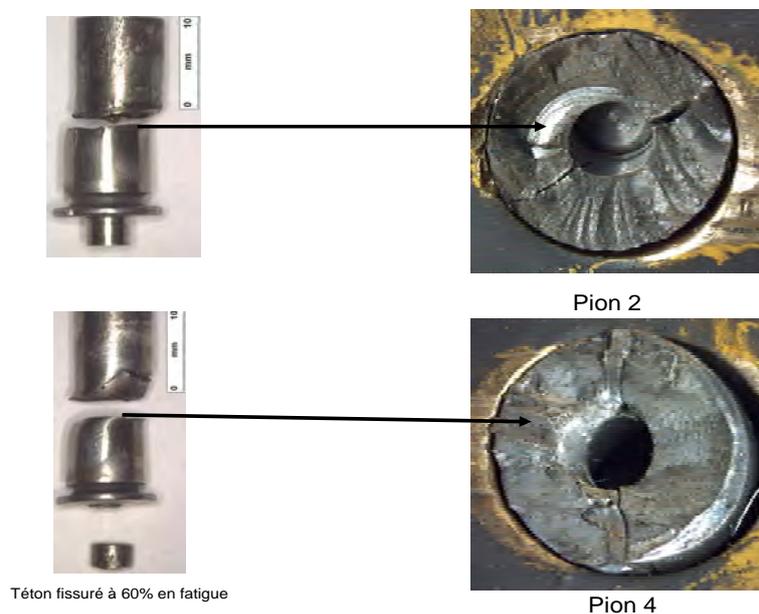
Le pion 1 présente également des indices d'un amorçage de fissure, à partir du bord de l'alésage intérieur, mais sans propagation significative.



Détail de la partie des pions dans l'alésage du pied de pale

Les alésages des pieds de pale recevant les pions sont rayés longitudinalement. La rotation éventuelle des pions n'a pas pu être mise en évidence.

Les deux pions ont un diamètre de 9,533 mm. Ils sont les plus fins des 6 tailles proposées par le constructeur pour le montage de la pièce.



Détail de la partie des pions des pions dans le bushing

Le téton du pion 4, utilisé pour la fixation du *beta segment gear*, s'est fissuré en fatigue sur près de 60 % de sa section.

Les pions ont subi des contraintes en cisaillement supérieures à ce qu'ils pouvaient admettre. Malgré les faibles marques de fatigue constatées, il est certain qu'ils se sont rompus en statique.

2.3. Scénario probable de la rupture

L'analyse précédente a montré que la corrosion des pistes de roulement et la présence anormale de limaille dans le liquide hydraulique a sensiblement augmenté les efforts en cisaillement nécessaires pour les changements de pas de l'hélice. Ces efforts s'exercent sur les *bushing* pour leur majeure partie et sur les vis et les pions pour une plus faible part. Ces seuls efforts ne peuvent cependant pas provoquer la rupture du mécanisme.

Les vis et les pions montrent des marques de fortes sollicitations en cisaillement, témoignant de l'application de contraintes.

La vis 3 présente des marques qui prouvent qu'elle a pu pivoter dans une ambiance vibratoire importante et perdre son couple de serrage. Le freinage étant inefficace, il n'a pas empêché ce début de dévissage. La vis 3 qui a pivoté, soumise à des efforts en cisaillement plus importants a commencé à fissurer puis a cédé en fatigue. Les techniques d'analyse ne permettent pas de déterminer la rapidité de déroulement du phénomène, l'ensemble du mécanisme fonctionnant depuis 4 550 heures.

La vis 3 rompue ne participe plus au blocage du *bushing* contre le pied de pale et reporte surtout la résistance en cisaillement qu'elle subissait aux autres pièces.

Les efforts en cisaillement augmentés par l'effet de la corrosion ont dépassé la capacité de résistance de l'adhérence du *bushing*, de la vis restante et des deux pions qui se sont alors fissurés en fatigue. Le système s'est rompu entraînant la brusque rotation de la pale. Celle-ci s'est positionnée à un pas plus faible par effet du couple de torsion centrifuge auquel elle était soumise.

Il est probable que l'augmentation sensible des efforts en cisaillement, provoquée par la corrosion du système, ait entraîné la rupture en fatigue d'une des vis du *bushing* qui avait perdu son couple de serrage parce qu'elle était mal freinée. La rupture de cette vis et l'augmentation des efforts ont alors provoqué la brusque rupture en statique du reste du système provoquant le décalage de pas.

2.4. Analyse des causes

2.4.1. Causes environnementales ou relevant de la mise en œuvre de l'appareil

L'examen approfondi de l'appareil n'a pas révélé d'anomalies qui auraient pu alerter l'équipage sur les problèmes rencontrés par la suite. Aucun phénomène environnemental particulier ni aucune action aux commandes inhabituelle n'a été rapporté par l'équipage ou détectés sur les paramètres de vol enregistrés. L'aéronef évoluait dans son domaine de vol. La recherche des causes s'oriente exclusivement vers une défaillance technique.

L'hypothèse d'une cause environnementale ou relevant de la mise en œuvre de l'appareil à l'origine de l'événement est rejetée.

2.4.2. Causes relevant du domaine technique

2.4.2.1. Entretien

L'hélice est sortie de grande visite chez OGMA en septembre 2002. A cette occasion, son potentiel a été réinitialisé à 5 500 heures de vol selon le plan recommandé d'entretien de l'armée de l'air (PRE). Ce potentiel a été porté à 7 500 heures après la réalisation en décembre 2010 d'une opération technique de vérification qui a nécessité le désassemblage de l'hélice mais pas du pied de pale. L'installation des vis et des pions fixant le *bushing* datent donc de 2002.

L'hélice a par la suite été déposée d'un aéronef en décembre 2011 afin de procéder au changement du tapis chauffant de la pale 2. La dépose a nécessité la vidange d'une partie du liquide hydraulique, dans lequel l'opérateur a remarqué la présence de particules métalliques. Il l'a relevé sur la fiche d'intervention technique (FIT) avant son envoi chez OGMA.

Le tapis chauffant de la pale a été remplacé en janvier 2012 par OGMA. En revanche, aucun traitement de la présence des particules n'apparaît dans la documentation.

Au moment de l'incident le programme d'entretien de l'hélice était respecté. L'hélice disposait encore d'un potentiel de 2 948 heures. La présence de particules constatée en décembre 2011 n'a cependant pas été traitée.

2.4.2.2. Stockage

Cette hélice a été déposée le 19 décembre 2011. Placée à partir de cette date sous la responsabilité du prestataire de maintenance, il n'est pas possible d'en déterminer précisément les conditions de stockage. Depuis sa dernière grande visite en 2002, elle a été déposée à 5 reprises pour une durée totale de stockage de 14 mois selon des conditions non traçées.

La documentation de base d'Hamilton indique que l'hélice est très sensible à la corrosion et qu'elle doit être inspectée au moins une fois tous les 18 mois.

En 1998, *l'alert service bulletin (ASB) 132* a ordonné un contrôle de la corrosion des hélices lors de leur passage en entretien.

La documentation P5059 détaille les différentes positions de stockage, les procédures de transport ainsi que les responsabilités du maintenancier en matière de protection contre la corrosion. Elle précise notamment qu'il doit établir une procédure de stockage et d'inspection des hélices. OGMA n'a pas été en mesure de présenter cette procédure lors des investigations. Enfin, le P5059 prévoit que les hélices soient installées sur leur chariot de transport avec leur *propeller control unit (PCU)* assemblé, ce qui n'est pas systématisé dans les procédures actuelles.

En raison d'un défaut de formalisation des procédures de transport et de stockage, il est possible que des hélices puissent être exposées à des milieux propices à la corrosion à laquelle elles sont tout particulièrement sensibles.

2.4.2.3. Diamètre des pions

Lors de la grande visite des pales, l'*overhaul* en 2002, les pions ont été remplacés. La documentation précise que lorsque les pions sont retirés des alésages et remplacés il est généralement nécessaire de les remplacer par des pions plus larges car l'extraction provoque l'élargissement de l'alésage. La pose de pions moins larges peut alors générer un jeu dans leur alésage et provoquer un phénomène vibratoire favorable au dévissage et à la fatigue des vis.

Il est probable que le remontage du *bushing* avec les pions les plus fins disponibles ait à terme engendré un phénomène vibratoire du pied de pale. Ces vibrations ont pu contribuer au dévissage de la vis 3 et favoriser sa fissure en fatigue.

2.4.3. Freinage des vis

Seule la vis 3 présente des marques de pointeau laissées lors de son freinage. La photographie ci-dessous montre que ce freinage a été inefficace. Il existe une autre possibilité de freinage par colle, mais aucune trace de colle n'a été retrouvée sur les vis.



2.4.4. Freinage de la vis 3

La vis 3 a cédé en fatigue à la suite de sollicitations répétées en cisaillement. La vis 1 a cédé brusquement en statique sur une sollicitation mécanique anormalement élevée. Les deux vis sont mal ou pas freinées. Il est probable que la vis 3 présentant de nombreuses marques sur sa partie conique se soit desserrée.

2.4.5. Référentiel documentaire

La réception NTI 3 des C130 auprès du titulaire du marché OGMA est un acte contractuel et technique prépondérant dans la déclaration du service fait. Il s'agit de réaliser la prise en charge des C130 après une phase majeure d'entretien. Constatant des anomalies fréquentes sur les C130 en sortie de check C une procédure de réception, décrite en annexe 3 a été mise en place par la SIMMAD pour permettre d'identifier et de corriger les anomalies constatées. Elle permet également d'appréhender l'état des C130 sortant de visite. A cette procédure a été ajoutée une vérification de la documentation par des techniciens de l'armée de l'air sans que cela apparaisse dans la note qui la définit

La procédure de réception des C130, qui ne détaille pas la vérification de la documentation n'a pas permis, dans le cadre de la sortie de visite précédant l'incident, de détecter que l'hélice avait été avionnée sans traitement de la pollution hydraulique constatée au démontage.

3. CONCLUSION

3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'événement

Au cours d'un vol de transport de fret de violentes vibrations rendent l'appareil incontrôlable. L'équipage identifie des paramètres anormaux sur le moteur 1 qu'il coupe immédiatement. L'aéronef redevient aussitôt pilotable. Après s'être dérouté et posé en trimoteur, l'équipage constate qu'une pale de l'hélice du moteur 1 affiche un décalage d'environ 50° par rapport aux trois autres passées en drapeau.

L'aéronef a volé 25 heures depuis sa sortie de « *check* » chez l'industriel OGMA. Il a été entretenu selon la réglementation en vigueur. Cependant, l'hélice du moteur 1 a été remontée sans que la présence de limaille métallique dans le liquide hydraulique signalée au démontage n'ait été traitée en visite.

L'hélice incriminée a subi une révision générale en 2002 et possède encore un potentiel de près de 3 000 heures de vol.

L'aéronef a été utilisé dans son domaine de vol et aucun problème technique particulier n'a été signalé par l'équipage avant l'apparition des vibrations.

3.2. Causes de l'événement

Aucun facteur environnemental ou relevant de la mise en œuvre de l'appareil n'est à l'origine de cet événement qui est dû à la rupture du système de transmission de pas au niveau de pied de la pale 1.

Une corrosion constatée sur les butées à rouleaux et la présence de limaille dans le liquide hydraulique ont sensiblement augmenté les efforts en cisaillement nécessaires pour les changements de pas de cette hélice.

L'augmentation de ces efforts s'est transmise sur le *bushing* conique ainsi que sur ses fixations, deux vis et deux pions, qui assurent une plus faible part de l'adhérence au pied de pale.

L'une des vis, qui s'est probablement dévissée du fait des vibrations et de son absence de freinage a peu à peu fissuré en fatigue et a fini par se rompre.

Les efforts de cisaillement se sont alors reportés sur le *bushing*, la vis restante et les pions qui ont commencé à légèrement fissurer en fatigue jusqu'au moment où le mécanisme s'est rompu brusquement en statique.

La pale s'est alors violemment décalée par l'effet du couple de rotation centrifuge provoquant de fortes vibrations.

Aucun élément ne permet de déterminer la rapidité de la dégradation.

Le fait que les pions les plus fins aient été montés pendant la révision de l'hélice a pu contribuer à l'apparition de vibrations au niveau du *bushing* favorisant la fatigue.

Cette rupture n'était pas prévisible. En revanche, la procédure de réception des C130 n'a pas permis de détecter que l'hélice avait été remontée sans qu'une action corrective n'ait été menée à la suite de la constatation de présence de limaille au cours du démontage.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement

4.1.1. Montage des hélices

L'analyse de cet événement a montré que le freinage des vis utilisées pour le montage du *bushing* n'était pas ou mal réalisé. Il est probable que cet écart ait permis le desserrage de la vis n° 3 à l'origine de l'incident.

Il est probable que le diamètre des pions choisis à l'occasion de la grande visite ne soit pas le plus approprié au diamètre de l'alésage du pied de pale.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la SIMMAD de sensibiliser OGMA sur les risques liés au non-respect de la procédure de montage du *bushing*.

4.1.2. Documentation OGMA

L'analyse a montré que le mécanisme de transmission de pas de la pale présentait des traces de corrosion. Celle-ci a augmenté sensiblement les efforts nécessaires aux changements de pas de cette hélice accélérant les phénomènes de fatigue sur les pièces sensibles. Les instructions du constructeur prévoient que le titulaire du contrat de maintenance édite une documentation de stockage et de surveillance particulière.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la SIMMAD de demander à OGMA d'éditer une procédure de stockage, de préservation et d'entretien des hélices conforme avec les consignes du constructeur veillant particulièrement :

- à préserver l'hélice des conditions hygrométriques corrosives ;
- à stocker les hélices avec leur PCU.

4.1.3. SIMMAD

La note provisoire n° 7763/DEF/SIMMAD/FLOT/TRANSP-ECOLES du 13 mai 2009 précise les intervenants et l'action de chacun au cours de la procédure de réception NTI3 des C130 Hercules. Cette note n'aborde pas le traitement de la documentation qui peut parfois poser des problèmes au moment des sorties de visite.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la SIMMAD d'actualiser la procédure de réception des C130 à l'issue de visite « niveau soutien industriel » (NSI) en y intégrant une partie étude de la documentation de l'aéronef, et de cibler les organes vitaux ou opérations spécifiques à vérifier.

4.1.4. Traitement des anomalies

L'analyse a montré qu'au cours du démontage de l'hélice impliquée dans l'incident qu'une pollution hydraulique par des particules métalliques avait été signalée et inscrite sur la FIT. Cette hélice a été remontée après un passage dans les ateliers d'OGMA sans que cette pollution ne soit traitée.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la SIMMAD de demander à OGMA de veiller à la traçabilité de la documentation technique des organes révisés pendant les visites, des anomalies traitées et de toutes les opérations réalisées.

4.1.5. Analyse des liquides hydrauliques

L'analyse a montré que le mécanisme de transmission de pas dans le moyeu de l'hélice présentait des traces de corrosion de type humide pouvant gripper le mécanisme. Cette corrosion est probablement due à des conditions de stockage inappropriées et difficiles à tracer. Elle produit cependant des particules métalliques détectables dans le fluide hydraulique. A ce jour, deux hélices de l'Hercules n° 5114 présentaient des traces de corrosion sur le dôme et ont été démontées. Le fluide hydraulique de l'hélice 3 de l'Hercules n° 5140 était également pollué. Le moyeu de cette hélice a été démonté pour expertise. Il est donc possible que d'autres hélices présentent les mêmes dégradations.

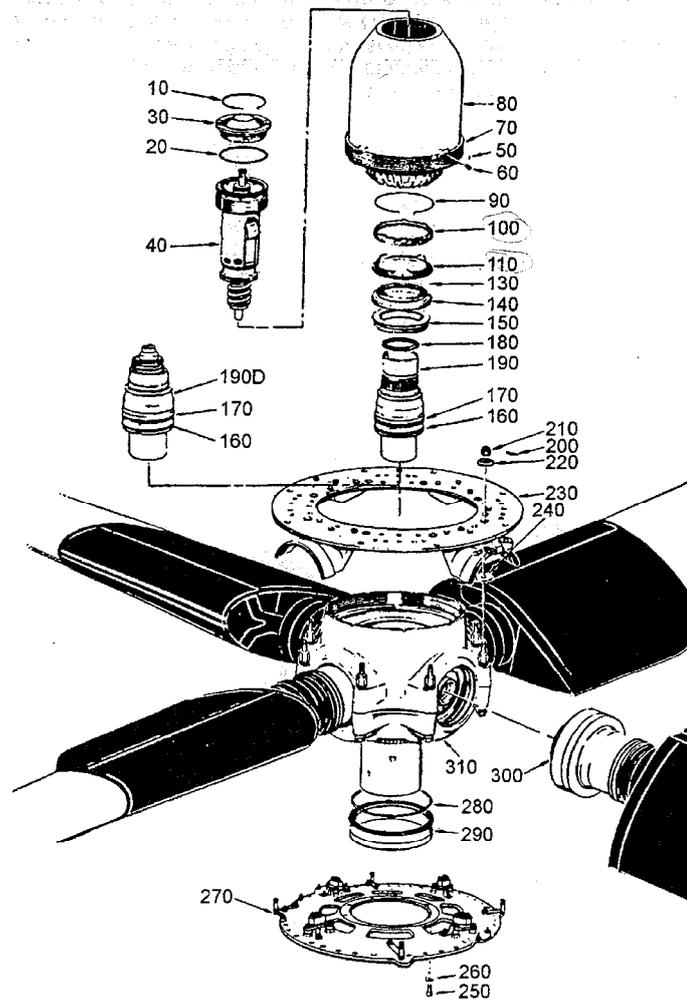
En conséquence, en complément du message n° 2012/022/E/DEF/BEAD-AIR/CDT du 12/09/12, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

- à l'armée de l'air de procéder à une analyse du liquide hydraulique des hélices des C130 afin de détecter d'éventuelles traces de corrosion et de prévenir ainsi des détériorations ultérieures ;
- à la DGA de définir un contrôle périodique de la qualité du liquide hydraulique des hélices.

ANNEXES

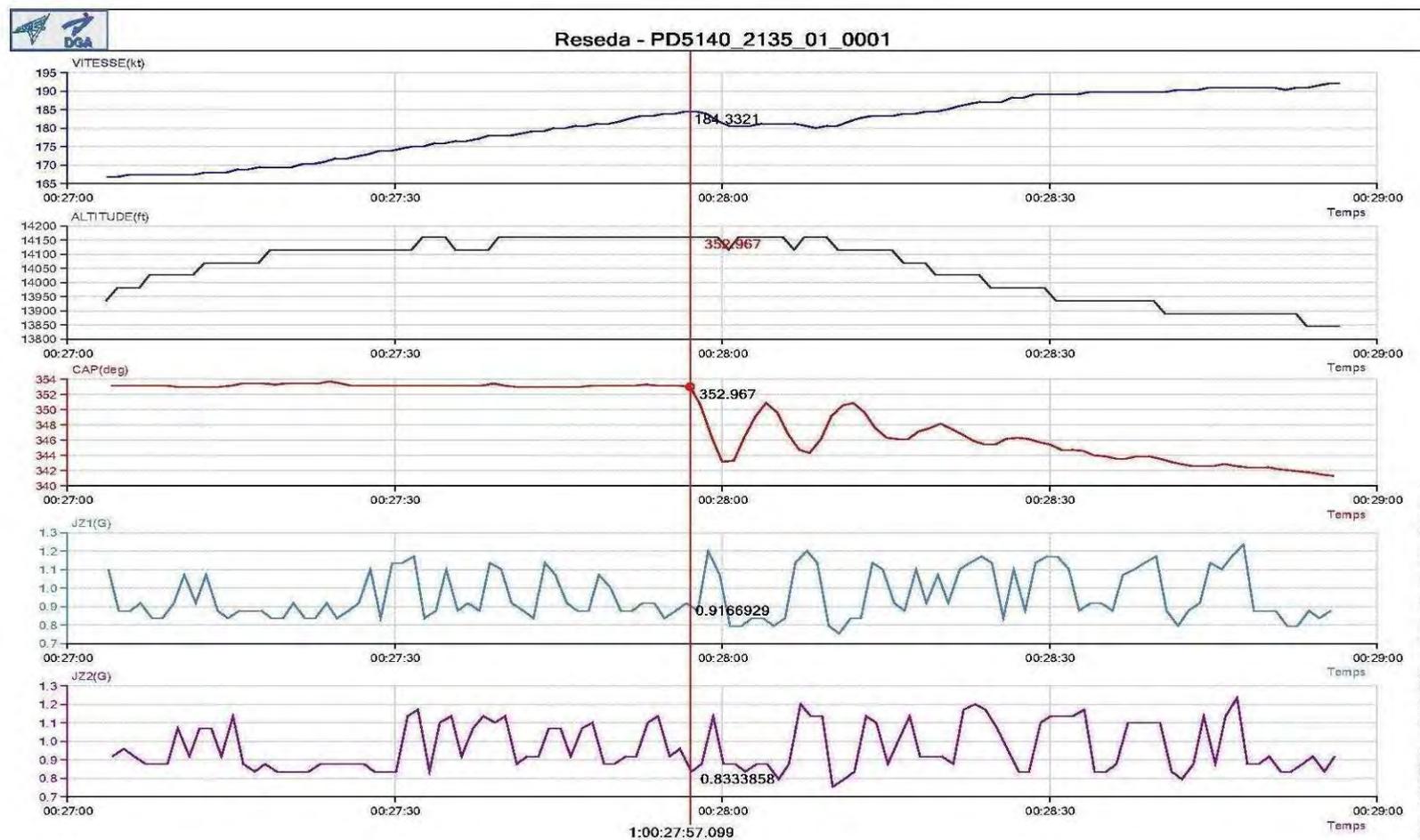
ANNEXE 1 schéma de l'hélice.....	37
ANNEXE 2 Paramètres de vol	38
ANNEXE 3 Annexe à la note n° 7763/DEF/SIMMAD/FLOT/TRANSP-ECOLES du 13/05/09	39

ANNEXE 1
Schéma de l'hélice



- | | |
|---------------------------------|--|
| 1 Retaining Ring | 18 Pitch Lock Regulator Assembly |
| 2 Preformed Packing | 19 Cotter Pin |
| 3 Dome Cap | 20 Castellated Nut |
| 4 Low Pitch Stop Assembly | 21 Spinner Mounting Washer |
| 5 Cotter Pin | 22 Hub Mounting Bulkhead Assembly |
| 6 Lock Screw | 23 Spinner Mounting Washer |
| 7 Retaining Nut | 24 Cap Screw |
| 8 Dome Assembly | 25 Flat Washer |
| 9 Retaining Ring | 26 Deicer Contact Ring Holder Assembly |
| 10 Externally Threaded Ring | 27 Preformed Packing |
| 11 Locking Control Cam | 28 Packing Seat Ring |
| 12 Spring Pin | 29 Aircraft Propeller Blade Assembly |
| 13 Pitch Lock Ratchet Ring | 30 Barrel Assembly |
| 14 External Splined Ring Spacer | |
| 15 Preformed Packing | |
| 16 Preformed Packing | |
| 17 Preformed Packing | |

ANNEXE 2 Paramètres de vol



7A2-18/09/2012-pd5140_2135_portion1_offset.drac-Planchette 1

ANNEXE 3

Annexe à la note n° 7763/DEF/SIMMAD/FLOT/TRANSP-ECOLES du 13/05/09

3/6

Annexe à la note n° 7763/DEF/SIMMAD/FLOT/TRANSP-ECOLES du 13 MAI 2009

Procédure de réception des C-130 en sortie de NTI-3.

La procédure à appliquer est la suivante (cf logigramme en appendice 1) :

- Une équipe de mécaniciens de l'armée de l'air effectuera chez le titulaire du marché, sous la responsabilité du représentant SQ (pas nécessairement sur place chez OGMA), une visite préliminaire de sortie industrielle (VPSI) définie en appendice 2. Cette équipe rendra compte de ses constatations au SQ (action) et OGMA (info), avant de regagner sa base d'origine. La durée de cette visite sera de deux jours.
- Informé des anomalies constatées, le représentant SQ traitera avec OGMA des mesures à prendre. Le titulaire effectuera alors les corrections retenues et en rendra compte au SQ. Ce dernier décidera alors de poursuivre, ou non, les opérations de réception.
- Pour la phase suivante : réalisation des visites sol, point fixe et vol de réception, le SQ sera assisté par le CEV. A l'issue le SQ proposera à la SIMMAD de prononcer la réception de l'avion ou son ajournement.
- Lorsque la décision de réception est prononcée, l'aéronef est pris en compte par un équipage de l'AAF.

Cette procédure doit s'appuyer sur le respect scrupuleux des attributions de responsabilités entre les différents intervenants (DQP/SQ, équipes de mécaniciens de l'AAF, ...).

Le titulaire met à disposition les moyens mentionnés en appendices 2 et 3.

Le certificat de conformité étant fourni, comme précédemment dès que l'avion est présenté aux opérations de réception par le titulaire, les anomalies et les actions correctives seront tracées sur la F11 et donc parfaitement identifiables pour le SQ et le CEV.



Base aérienne 217 - 91224 Dretilly sur Orge - Tél : 01 69 23 83.50 - Fax : 01 69 23 81 43
Email : ds.simmad@inet.air.defense.gouv.fr

Appendice 2
Opérations à effectuer

Élément vérifié	Document de travail	Observation
Mise sous tension avion	CT 24-00-01	Préparation travail
Sortie des volets 100%	TM382C-2-8 chapitre 2-28	Préparation travail
Inspection environnement moteur pour recherche de fuite	71-00-04	Exécution vérification
Inspection caisson volet et timonerie	CT 05-00-05 Item B-03	Exécution vérification
Inspection canots de survie	CT 25-60-02	Exécution vérification
Mise en place SUC X et SUC II	NT45/CFAP/337 du 04/04/2000	Exécution vérification
Tour avion	CT 05-00-01	Exécution vérification
Rentrer volets	TM382C-2-8 chapitre 2-28	Remise en condition
Coupure alimentation électrique	CT 24-00-01	Remise en condition
Démarrage APU	FA 49-00-01	Préparation travail
Inspection APU pour recherche de fuite	CT 49-00-01 (sauf item B-8)	Exécution vérification
Inspection départ et retour chantier peinture	FA 05-51-10	En cas de chantier peinture

Nota : Avion sous hangar lors des vérifications, avion hors hangar pour vérification APU.



Base aérienne 217 - 91224 Brétigny sur Orge - Tél : 01 69 23 83.50 - Fax : 01 69 23 81 43
Email : de.simmad@inet.mr.defense.gouv.fr