



RAPPORT D'ENQUÊTE

Accident de l'avion AIRBUS A380-861
équipé de moteurs Engine Alliance GP7270
immatriculé F-HPJE
exploité par Air France
survenu le 30 septembre 2017
en croisière au-dessus du **Groenland (Danemark)**



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	10
ORGANISATION DE L'ENQUÊTE	11
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	14
1.1 Déroulement du vol	14
1.2 Tués et blessés	16
1.3 Dommages à l'aéronef	17
1.3.1 Endommagements du moteur externe droit (N°4)	17
1.3.2 Endommagements de la voilure	18
1.4 Autres dommages	18
1.5 Renseignements sur le personnel	18
1.5.1 Équipage de conduite	18
1.5.2 Équipage de cabine	20
1.5.3 Flight Crew Technique Manual (FCTM)	20
1.5.4 Flight Crew Operation Manual (FCOM)	20
1.5.5 Méthode de prise de décision	21
1.5.6 Stratégie de descente	21
1.5.7 Choix de la vitesse de descente	22
1.5.8 Performances	23
1.5.9 Choix du terrain de déroutement	24
1.5.10 Témoignages de l'équipage	24
1.6 Renseignements sur l'aéronef	26
1.6.1 Cellule	26
1.6.2 Moteurs	27
1.6.3 Maintenance	33
1.6.4 Calculateurs moteur	34
1.7 Renseignements météorologiques	36
1.7.1 Situation générale	36
1.7.2 Observations et prévisions météorologiques d'aérodrome à Goose-Bay	36
1.8 Aides à la navigation	36
1.9 Télécommunications	37
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	38
1.10.1 Aérodrome de Goose-Bay	38
1.10.2 Aérodrome de Kangerlussuaq	39

1.11 Enregistreurs de bord	40
1.11.1 Enregistreurs règlementaires	40
1.11.2 Exploitation des enregistreurs règlementaires	41
1.11.3 Préservation du CVR	41
1.11.4 Autres enregistrements	42
1.11.5 Synthèse des enregistrements	43
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	43
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	43
1.14 Incendie	43
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	43
1.16 Essais et recherches	44
1.16.1 Simulation de la rupture du rotor	44
1.16.2 Scan laser 3D	45
1.16.3 Arbre des causes	46
1.16.4 Recherches au Groenland	47
1.16.5 Examen du débris de moyeu retrouvé lors de la phase III	50
1.16.6 Inspections en service	55
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	58
1.18 Renseignements supplémentaires	59
1.18.1 Principes de dimensionnement du moyeu de soufflante	59
1.18.2 Contrôle en production du moyeu de soufflante	62
1.18.3 Présence de macro-zones (zones micro-texturées) dans le titane	64
1.18.4 Phénomène de « fatigue-dwell »	65
1.18.5 Événements en service impliquant un phénomène de fatigue-dwell	67
1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces	68
2 - ANALYSE	69
2.1 Introduction	69
2.2 L'avarie du moteur N°4	70
2.3 Dommages lors d'opérations de maintenance	70
2.4 Dimensionnement du moyeu de la soufflante et prise en compte du phénomène de « fatigue-dwell »	71
2.4.1 Dimensionnement du moyeu de la soufflante	71
2.4.2 Tolérance au dommage	71
2.4.3 Connaissance du phénomène de fatigue-dwell et prise en compte dans la conception et la certification	72
2.5 Précautions à la production	74
2.5.1 Présence de macro-zones dans les pièces en titane	74
2.5.2 Détection en production des macro-zones	74

2.6 2 Aspects opérationnels	75
2.6.1 Information disponible pour l'équipage lors d'un grave dommage	75
2.6.2 Préservation du CVR par l'équipage	76
2.6.3 Équipage à trois	76
2.6.4 Méthode de traitement des incidents à bord	77
3 - CONCLUSIONS	78
3.1 Faits établis par l'enquête	78
3.2 Facteurs contributifs	79
4 - MESURES PRISES DEPUIS L'OCCURRENCE	81
4.1 Préservation des enregistreurs de vol	81
4.2 Inspection des moyeux de soufflante du GP7270 juste après l'accident	81
4.3 Conception d'un nouvel anneau de maintien des aubes de soufflante	82
4.4 Inspections depuis l'examen du moyeu de soufflante du moteur N°4	83
5 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ	84
5.1 Pièces critiques en titane de parties tournantes de moteur	84
6 - ANNEXES	87
6.1 Annexe 1 – Paramètres FDR	87
7 - RÉFÉRENCES	91
7.1 Bibliographie	91
7.2 Rapports BEA	91

GLOSSAIRE

Acronymes	Version Anglaise	Version Française
A/P	Auto-Pilot	Pilote automatique
A/THR	Auto Thrust	Auto-poussée
AC	Advisory Circular (FAA)	Circulaire d'information
AD	Airworthiness Directive (AESA)	Consigne de navigabilité
ADS-C	Automatic Dependent Surveillance - Contract	Report automatique de données issues des équipements de bord de navigation et de calcul de position par l'avion vers le système sol
AESA	European Aviation Safety Agency (EASA)	Agence européenne de la sécurité aérienne
AIB-DK	Accident Investigation Board Denmark	Organisme d'enquête de sécurité du Danemark
AMC	Acceptable Means of Compliance	Moyens acceptables de mise en conformité
AMP	Aircraft Maintenance Program	Programme de maintenance des aéronefs
ANSU	Aircraft Network Server Unit	Réseau de systèmes d'information du domaine avionique de l'avion
ARP	Airport Reference Point	Point de référence aérodrome
ASB	Alert Service Bulletin	Bulletin d'alerte en service
ATC	Air Traffic Control	Contrôle Aérien
ATPL	Airline Transport Pilot Licence	Licence de pilote de transport de ligne
BP	Low pressure	Basse pression
BST	Transportation Safety Board of Canada (TSB)	Bureau de la sécurité des Transports (Organisme d'enquête de sécurité du Canada)
CAS	Computed Air Speed	Vitesse conventionnelle
CC	Purser	Chef de cabine
CCO	Operational Control Center	Centre de contrôle des opérations
CCP	Chief Purser	Chef de cabine principale
CdB	Captain	Commandant de bord
CDS	Control and Display System	Système de contrôle et visualisation
CFR	Code of Federal Regulations	Code de Réglementation Fédérale

Acronymes	Version Anglaise	Version Française
CMS	Centralized Maintenance System	Calculateur de centralisation de maintenance
CMS	Condition Monitoring System	Système d'aide à la maintenance
CoBP		Compresseur basse pression
CPDLC	Controller-Pilot Data Link Communication	Messages écrits entre l'équipage et le contrôleur, notamment les autorisations et requêtes
CS	Certification Specifications (AES)AESA)	Spécifications de certification
CSS		Certificat sécurité sauvetage
CU	Cockpit Unit	Unité de vibration perçues au poste de pilotage
CVR	Cockpit Voice Recorder	Enregistreur phonique
DFL	Dry Film Lubricant	Lubrifiant sec
DGAC		Direction Générale de l'Aviation Civile
EA	Engine Alliance	
EBSID	Electron BackScatter Diffraction	Diffraction d'électrons rétrodiffusés
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring	Moniteur électronique centralisé de bord
ECI	Eddy Current Inspection	Inspection aux courants de Foucault
ED	Executive Director	Directeur général
EEC	Electronic Engine Control	Contrôle électronique du moteur
EIPM	Engine Interface Power Management	Équipement d'interface moteur
EO	Engine Out	Moteur en panne
ETOPS	Extended Twin OPerationS	Vol bi-moteurs étendu
EVMU	Engine Vibration Monitoring Unit	Unité de surveillance des vibrations du moteur
FAA	Federal Aviation Administration	Agence américaine en charge de l'aviation civile
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Calculateur de regulation moteur
FC	Flight Cycle	Nombre de cycles
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Manuel d'exploitation des équipages

Acronymes	Version Anglaise	Version Française
FCPC	Flight Control Primary Computer	Calculateur primaire de commandes de vol
FCTM	Flight Crew Techniques Manual	Manuel de formation des équipages
FD	Flight Director	Directeur de vol
FDR	Flight Data Recorder	Enregistreur de paramètres
FL	Flight Level	Niveau de vol
FMS	Flight Management System	Système de gestion du vol
FMU	Fuel Metering Unit	Unité de dosage du carburant
FOR-DEC		Faits, Options, Risques et bénéfices, Décision, Exécution, Contrôle
FWS	Flight Warning System	Système d'alerte de vol
GE Aviation	General Electric Aviation	
GEUS	Geological Survey of Denmark and Greenland	Geological Survey of Denmark and Greenland (Institut de géologie du Danemark et du Groenland)
GNSS	Global Navigation Satellite System	Système mondial de navigation par satellite
hdv		Heures de vol
HGG	HydroGeophysics Group	Groupe d'hydrogéophysique
IATA	International Air Transport Association	Association internationale du transport aérien
IFR	Instrument Flight Rules	Règles de vol aux instruments
LCF	Low Cycle Fatigue	Fatigue oligocyclique
MCT	Max Continuous Thrust	Poussée maximale continue
MEB	Scanning Electron Microscope (SEM)	Microscope électronique à balayage
MPD	Maintenance Planning Document	Document de planification de la maintenance
N1		Vitesse de rotation du compresseur et de la turbine basse pression
N2		Vitesse de rotation du compresseur et de la turbine haute pression
NM	Nautical Mile	Mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board	Organisme d'enquête de sécurité des États-Unis

Acronymes	Version Anglaise	Version Française
OACI	International Civil Aviation Organization (ICAO)	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
ONERA		Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales
OPL		Officier pilote de ligne
P&W	Pratt & Whitney	
PF	Pilot Flying	Pilote aux commandes
PFD	Primary Flight Display	Écran de vol primaire
PM	Pilot Monitoring	Pilote en supervision
PN	Part Number	Numéro de type
PNC		Personnel navigant commercial
PNT		Personnel navigant technique
QT		Qualification de type
REP	Aircraft system REPort	Rapport du fonctionnement de systèmes de l'avion
SAR	Smart Access Recorder	Enregistreur de maintenance paramétrable
SB	Service Bulletin	Bulletin de service
SSLIA	Rescue Fire Fighting (RFF)	Service de sauvetage et de lutte contre l'incendie des aéronefs sur les aérodromes
TCAS	Traffic Collision Avoidance System	Système d'anti-abordage embarqué
UTC	Universal Time Coordinated	Temps universel coordonné
VFR	Visual Flight Rules	Règles de vol à vue
UE	European Union (EU)	Union Européenne

Synopsis

Heure	À 13 h 49 ⁽¹⁾
Exploitant	Air France
Nature du vol	Transport commercial de passagers
Personnes à bord	Commandant de bord (initialement PM puis PF) ; Officier Pilote de Ligne 2 (PF puis PM) ; Officier Pilote de Ligne 1 (renfort) ; 21 PNC; 497 passagers
Conséquences et dommages	Moteur externe droit (N°4) sévèrement endommagé, structure avoisinante légèrement endommagée

⁽¹⁾ Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y soustraire trois heures pour obtenir l'heure au Groenland ou à Goose-Bay le jour de l'événement.

Avarie non contenue sur le moteur N°4 en croisière, déroutement

L'Airbus A380-861, exploité par la compagnie aérienne Air France, effectuait la liaison régulière entre Paris (France) et Los Angeles (États-Unis), vol AF066 le samedi 30 septembre 2017. Il a décollé vers 09 h 50. À 13 h 49, tandis que l'équipage procédait à un changement de niveau de vol de croisière, il a perçu une explosion ainsi qu'une asymétrie de poussée du côté droit de l'avion, immédiatement suivie par des vibrations importantes. Simultanément, les messages « *ENG 4 STALL* », puis « *ENG 4 FAIL* » sont apparus à l'ECAM. L'équipage s'est alors dérouté vers l'aéroport de Goose-Bay (Canada) où il a atterri à 15 h 42 sans autre incident.

Un examen visuel du moteur a révélé que la soufflante, le premier ensemble tournant à l'avant du moteur, ainsi que l'entrée d'air et le carter de soufflante s'étaient séparés en vol, entraînant de légers dommages à la structure avoisinante de l'avion.

Parmi les facteurs susceptibles d'avoir contribué à l'accident figurent :

- une méconnaissance du phénomène de fatigue-dwell sur l'alliage de titane Ti-6-4 par le concepteur/constructeur du moteur ;
- l'absence de consignes relatives à la prise en compte des macro-zones (i.e. des colonies de grains alpha orientés de façon similaire) et du phénomène de fatigue-dwell dans les pièces critiques des moteurs, par les organismes de certification lors de la démonstration de conformité ;
- l'absence de moyen de détection non-destructif de la présence de macro-zone inhabituelle dans les pièces en alliage de titane ;
- une augmentation du risque de présence de macro-zones de taille et d'intensité importante dans les forgés en Ti-6-4 de grande taille du fait de l'augmentation de la taille des moteurs et notamment de leur soufflante.

Après l'accident, des inspections régulières de la flotte en service ont permis de s'assurer de l'absence de fissure détectable dans les zones jugées à risque sur les moyeux de soufflante des moteurs Engine Alliance équipant les A380. Des réflexions impliquant les organismes de certification et les motoristes sont en cours afin de mieux comprendre le phénomène de fatigue-dwell et de mieux le prendre en compte dans la conception des futurs moteurs.

ORGANISATION DE L'ENQUÊTE

Le 30 septembre 2017, vers 19 h 00, le Centre de contrôle des opérations (CCO) d'Air France a informé le BEA que l'Airbus de type A380 équipé de moteurs Engine Alliance GP7270, immatriculé F-HPJE s'était dérouté vers l'aérodrome de Goose-Bay (Canada) après avoir subi une avarie non contenue d'un moteur en croisière.

Le Bureau canadien de la sécurité des transports (BST Canada) a initialement ouvert une enquête de sécurité et a notifié le BEA de la survenue d'un incident grave, considérant que l'occurrence s'était déroulée dans l'espace aérien sous sa responsabilité.

Le 1^{er} octobre, quatre enquêteurs du BEA représentant la France, État de l'immatriculation, de l'exploitant, de conception et de construction de l'avion s'est rendue à Goose-Bay, accompagnés de conseillers d'Airbus et d'Air France. Un enquêteur de l'organisme d'enquête américain (NTSB), État de conception et de construction des moteurs, accompagné de conseillers des motoristes General Electric et Pratt & Whitney (consortium Engine Alliance concepteur et constructeur des moteurs) a complété l'équipe dirigée par les enquêteurs Canadiens du BST. L'équipe d'enquête a pu accéder à l'avion dès le lendemain.

Le 2 octobre, un cinquième enquêteur du BEA s'est rendu à Ottawa (siège du BST) pour assister à l'exploitation des données enregistrées dans l'enregistreur de paramètres (FDR), qui a permis de confirmer que le lieu de survenance de l'avarie était situé à la verticale du territoire du Groenland. Dès lors, l'autorité responsable des enquêtes de sécurité au Danemark (AIB DK) a délégué au BEA la conduite de l'enquête de sécurité, conformément aux dispositions du règlement (UE) 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. Le BEA a requalifié l'occurrence en accident. Le BEA a conservé les membres de l'équipe d'enquête ainsi que la structure des groupes initialement définie et y a associé l'AIB DK (représentant le Groenland et le Danemark), État d'occurrence.

L'enquête de sécurité a été organisée selon trois groupes de travail dans les domaines suivants : Aéronef, Systèmes avion et Opérations. Les représentants accrédités et leurs conseillers ont été répartis dans ces trois groupes.

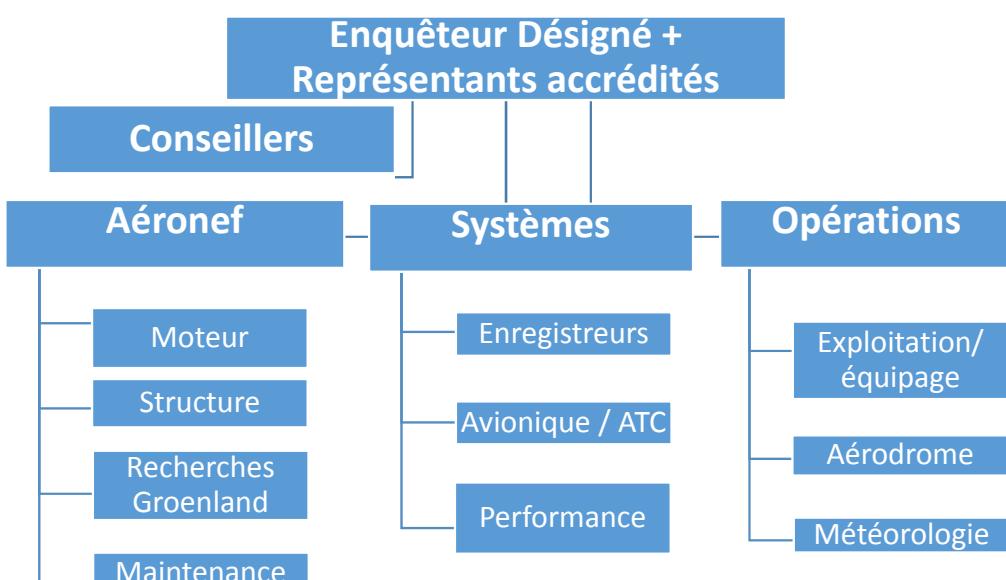


Figure 1: Organisation de l'enquête

Le 3 octobre, les données contenues dans le FDR ont été utilisées pour déterminer la trajectoire et la position précise de l'aéronef lorsque la défaillance du moteur monté en position externe droite (moteur N°4) s'est produite et pour délimiter une zone de recherche afin de localiser les pièces qui s'étaient séparées de l'avion. Cette zone s'est avérée être un terrain désert recouvert de glace, situé à environ 100 km au nord-ouest de la ville de Narsarsuaq, dans la partie sud-ouest du Groenland.

Le 4 octobre, à la demande de l'autorité danoise AIB DK, un hélicoptère de la compagnie Air Greenland a survolé la zone identifiée (Phase I). Certaines pièces ont pu être repérées et récupérées lors des trois vols qui ont eu lieu dans la semaine qui a suivi, mais des chutes de neige ont empêché de nouveaux vols d'hélicoptère sur le site. La neige a fini par recouvrir toutes les pièces qui se trouvaient encore au sol, empêchant toute nouvelle détection visuelle.

Assez tôt dans l'enquête, il a été établi que la récupération des pièces manquantes, et en particulier des fragments de moyeu de soufflante, était un élément déterminant en vue de l'établissement des circonstances et des facteurs pouvant expliquer cet accident. L'utilisation d'autres moyens de détection a alors été envisagée. En raison des difficultés d'accès et des risques présents pendant l'hiver (températures basses, journées courtes, météo changeante, présence de crevasses, etc.), le printemps 2018 était la période de l'année la plus proche pour envisager les opérations de recherche et de récupération. Après une phase d'évaluation de moyens de recherches, il a été décidé de mettre en place deux opérations consécutives (Phase II) :

- une campagne aérienne consistant à exploiter des radars à synthèse d'ouverture à partir d'un avion, pour tenter de détecter et de localiser les pièces manquantes sur la calotte glaciaire sous la couche de neige ;
- une campagne terrestre consistant à récupérer les pièces localisées précédemment lors de la campagne aérienne ou à effectuer une recherche systématique dans la zone de recherche à l'aide de géo-radars en cas d'échec de la phase aérienne.

En attendant la réalisation de cette campagne de recherche, le constructeur des moteurs a réalisé des simulations par éléments finis. Les examens de tous les composants retrouvés au Groenland pendant la phase I ont été entrepris afin de comprendre le mécanisme de rupture dans l'hypothèse où les fragments de moyeu de la soufflante ne seraient pas retrouvés. Un arbre des causes a été élaboré et deux scénarios, jugés comme possibles, ont été conservés : celui d'un défaut matériau (bien qu'aucun élément ne le confirmait) et celui d'un dommage généré par un coup d'outil survenu lors d'une opération de maintenance (privilégié au vu de l'expérience en service du constructeur et du résultat des inspections sur les moteurs en service).

La phase II n'a pas permis la détection des pièces recherchées. Il a donc été décidé de lancer des travaux en vue d'une ultime phase de recherche au printemps 2019 (Phase III), après avoir développé un capteur spécifique et isolé un nombre limité de cibles en analysant les données issues de la phase II.

Cette campagne a finalement permis la découverte et l'extraction d'un fragment du moyeu de la soufflante en juillet 2019.

L'examen de ce fragment a invalidé le scénario d'origine maintenance ci-dessus exposé, considéré par le constructeur comme le plus probable. En revanche, il a mis en évidence une rupture consécutive à la propagation d'une fissure dont l'origine se trouvait sous la surface de la pièce. Son amorce se situait dans une zone micro-texturée, aussi appelée macro-zone, au niveau d'un fond d'alvéole du moyeu (sous le pied de pale).

Un rapport technique relatif aux phases I et II des recherches a été publié⁽²⁾, ainsi qu'un second rapport décrivant la phase III⁽³⁾.

⁽²⁾ https://www.bea.aero/uploads/ttx_elystendttnews/Rapport_Technique_du_F-HPJE_FR.pdf

⁽³⁾ https://www.bea.aero/uploads/ttx_elystendttnews/F-HPJE_Phase_III_FR_Aout_2020.pdf

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Note 1 : Les informations suivantes sont issues des enregistreurs de vol CVR et FDR, des témoignages, des enregistrements des radiocommunications ainsi que des résultats des examens des parties endommagées du moteur.

Note 2 : Dans la suite OPL/1 désigne l'officier pilote de ligne qui est en fonction lors du décollage de Paris Charles-de-Gaulle et OPL/2 celui qui est en renfort.

Le samedi 30 septembre 2017, l'Airbus A380-861, équipé de moteurs Engine Alliance GP7270, immatriculé F-HPJE exploité par la compagnie Air France est programmé pour effectuer le vol régulier AF066 entre Paris Charles-de-Gaulle et Los Angeles. Sont présents à bord, 24 membres d'équipage (3 PNT et 21 PNC) et 497 passagers.

L'avion décolle à 09 h 50, avec les trois pilotes (un commandant de bord - CdB et deux officiers pilote de ligne OPL/1 et OPL/2) dans le poste de pilotage. L'altitude de croisière (FL330) est atteinte environ 25 minutes plus tard. L'équipage s'entend sur la répartition des repos. L'OPL/2 prend ainsi le premier quart environ 30 minutes après le décollage. L'avion effectue plusieurs changements de niveau pendant la croisière puis se stabilise au FL370 à 11 h 14.

La couverture radar n'est pas assurée pendant toute la phase transatlantique. À environ 100 NM à l'est des côtes du Groenland, la liaison CPDLC avec « Gander Oceanic⁽⁴⁾ » est établie afin de permettre à l'équipage de communiquer par message écrit avec les services de contrôle. À 13 h 48, l'équipage demande à monter au FL380. Le contrôleur accepte et demande un report lorsque l'avion aura atteint le FL380. Les vitesses de rotation du compresseur et la turbine basse pression (N1) des quatre moteurs augmentent de 98 % à 107 %⁽⁵⁾.

À 13 h 49, le moyeu en titane de la soufflante du moteur externe droit (N°4) se sépare en au moins trois morceaux. Cette rupture est consécutive à la propagation d'une fissure dont l'origine est sub-surfacique. Son amorce se situe dans une macro-zone, au niveau d'un fond d'alvéole du moyeu (pied de pale). La nucléation et le début de la propagation de la fissure sont dus à un phénomène de fatigue-dwell (fatigue à temps de maintien, ou cold dwell fatigue). Le morceau central du moyeu reste attaché à l'arbre de liaison entre le compresseur basse pression et la turbine basse pression. Les deux autres morceaux du moyeu sont éjectés, l'un vers le haut et l'autre vers le bas. L'interaction entre des morceaux de moyeu de la soufflante libérés et les parties fixes du moteur provoque la destruction du carter du moteur et la séparation de l'entrée d'air qui chutent au sol. Des débris viennent impacter la voilure et la cellule, sans affecter la poursuite du vol.

Après l'avarie, le cap de l'avion augmente à droite de trois degrés en trois secondes et un phénomène vibratoire de la cellule s'établit pendant environ quatre secondes. L'équipage perçoit ces variations et les associe à un pompage moteur par analogie avec le ressenti reproduit en séance de simulateur. Un message ECAM « ENG 4 STALL » s'affiche. Le CdB demande les « ECAM actions ». Il engage l'A/P1 et indique qu'il reprend les commandes et devient ainsi PF. Il réduit la poussée du moteur N°4 en plaçant la manette associée en position IDLE. Le moteur s'arrête automatiquement et l'OPL/2 confirme la séquence en appuyant sur les boutons poussoirs « Engine 4 Master et Engine 4 fire P/B ».

⁽⁴⁾ Centre de contrôle en route situé au Canada.

⁽⁵⁾ La vitesse de rotation maximale acceptée en vol (redline) est de 111 %.

Le moteur endommagé n'est visible ni du cockpit, ni sur l'image de la caméra située sur la dérive de l'A380. Une PNC rapporte en cockpit une photo du moteur prise par un passager à l'aide de son smartphone. L'OPL/1, revenu dans le poste de pilotage afin d'assister l'équipage de conduite en fonction, se rend au pont supérieur pour évaluer les dégâts et faire d'autres photos. Il constate des dommages sur les becs de bord d'attaque et de petites vibrations au niveau des volets. Le CdB lance la méthode de traitement d'incident enseignée par Air France : FOR-DEC (Faits, Options, Risques et bénéfices, Décision, Exécution, Contrôle).

Depuis l'avarie et pendant environ 1 min 30, la CAS diminue de 277 kt à 258 kt et le palier au FL370 est maintenu. Le CdB constate cette diminution de vitesse et décide de descendre vers le niveau de rétablissement calculé par le FMS (EO MAX FL346) pour maintenir une vitesse constante en palier. Constatant l'impossibilité de maintenir ce niveau et cette vitesse, il poursuit la descente par paliers successifs. Il sélectionne les niveaux FL360, FL350 puis FL330 et enfin FL310. La descente par paliers successifs oblige l'équipage à interrompre ses actions ECAM à chaque mise en descente. Pendant le palier au FL310, les vitesses de rotation en N1 des trois moteurs restant diminuent à 103 %. Le CdB stabilise la descente au FL290 à vitesse constante (CAS égale à 290 kt), en maintenant la poussée des trois moteurs en poussée maximale continue (MCT). Il décide de poursuivre la descente et stabiliser au FL270 afin de soulager les moteurs jusqu'à destination. La vitesse se stabilise à 279 kt. Environ cinq minutes après la mise en descente de l'A380, le contrôleur du centre de contrôle de « Gander Oceanic », avec lequel l'équipage est en contact datalink CPDLC, détecte l'écart de trajectoire verticale et envoie le message : « ATC NOW SHOWS YOU FL330. IS THERE A PROBLEM ».

Dans le même temps, le centre de contrôle reçoit un message audio Mayday en provenance de l'AF066, relayé par un autre avion. Une minute après, le PM répond à l'interrogation CPDLC par un MAYDAY. La communication audio directe entre l'avion et l'ATC reprend quelques minutes plus tard sur la fréquence 132.37 MHz.

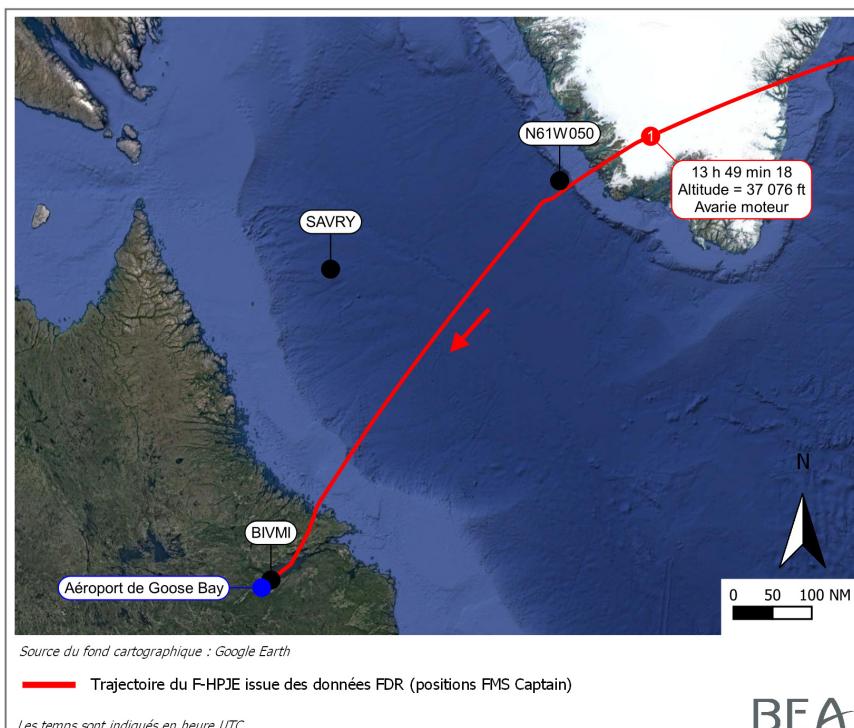


Figure 2 : Trajectoire de l'avion depuis l'avarie du moteur N°4 jusqu'à l'atterrissement à Goose-Bay

L'équipage décide, en accord avec le CCO, de se dérouter vers l'aéroport de Goose-Bay et demande une route directe au contrôleur. Après avoir étudié les approches disponibles, et considérant l'expérience du CdB et la présence de relief dans l'environnement immédiat de l'aérodrome, l'équipage confirme la sélection de l'aérodrome de Goose-Bay comme terrain de déroutement, bien que celui-ci soit plus éloigné que celui de Kangerlussuaq au Groenland.

L'équipage débute la descente vers Goose-Bay et est autorisé à réaliser l'approche RNAV GNSS RWY 26. Il est ensuite autorisé à l'atterrissement en piste 26. Il configure l'avion pour l'atterrissement. Approchant l'altitude de 1 000 ft, le CdB déconnecte l'A/P1 ainsi que le directeur de vol (FD) et poursuit l'atterrissement en pilotage manuel. L'atterrissement a lieu à 15 h 42. La phase de roulement jusqu'au poste de stationnement est longue en raison des arrêts nécessaires à la collecte, par les services de l'aéroport, des débris qui sont tombés sur la piste lors de l'atterrissement. À 16 h 22, tous les moteurs sont éteints. L'enregistrement CVR s'arrête automatiquement cinq minutes après l'arrêt du dernier moteur, conformément à la logique d'arrêt d'enregistrement.

Les passagers sont pris en charge par l'équipage et par du personnel sol venu des escales de Montréal et New York. Si certains peuvent se rendre dans l'aérogare, aucun passager ne peut quitter l'aéroport en raison de leur nombre au regard des capacités du personnel de l'immigration de l'aéroport et de l'hébergement disponible à Goose-Bay. Tous ont un repas servi dans l'avion. Le CdB passe ensuite voir tous les passagers par groupe de 50 afin de leur expliquer la situation. Une solution de réacheminement vers Los Angeles est proposée par la compagnie. Le 1^{er} octobre 2017, le dernier passager quitte l'avion à 08 h 10.

1.2 Tués et blessés

Cet accident n'a eu aucune conséquence corporelle.

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/aucune
Membres d'équipage	-	-	24
Passagers	-	-	497
Autres personnes	-	-	-

1.3 Dommages à l'aéronef

L'appareil s'est posé sans difficulté particulière à l'aéroport de Goose-Bay, Canada ([Figure 3](#)).



Figure 3 : Avion F-HPJE après atterrissage à Goose-Bay

1.3.1 Endommagements du moteur externe droit (N°4)

Le moteur N°4 est endommagé ([Figure 4](#)) : la majeure partie du moyeu de soufflante, une majorité des aubes de la soufflante ainsi que le cône d'entrée d'air, l'entrée d'air (sur 2,5 m) et les capots moteur droit et gauche sont manquants. Le carénage de soufflante (isogrid) est manquant entre 4 et 6 heures et entre 8 et 12 heures⁽⁶⁾. Des parties restantes présentent des traces de pétalisation vers l'extérieur. La partie conique centrale du moyeu est encore fixée à l'arbre de turbine basse pression. La surface de rupture du moyeu est matte et granuleuse sur quasiment toute sa circonférence. Le moyeu est bloqué en rotation. Divers débris ont été retrouvés dans le moteur et sur la piste : vis de fixation, morceaux de nid d'abeille, morceaux d'aubes de soufflante, morceaux du cône avant. Une aube de soufflante a été retrouvée encastrée dans le premier étage du redresseur. Les autres dommages observés sur le moteur semblent également être consécutifs à la rupture du moyeu de la soufflante.

(6) Les positions angulaires, données en heures, sont obtenues en regardant l'avion de l'arrière vers l'avant.



Figure 4 : Moteur N°4 endommagé du F-HPJE à Goose-Bay

1.3.2 Endommagements de la voilure

Plusieurs traces et déformations sont observées sur la voilure et sur le mât du moteur N°4, conséquences de contacts avec les éléments du moteur séparés en vol.

Quelques traces et déformations sont notamment observées sur les becs de bord d'attaque, les volets hypersustentateurs, les ailerons et sur les carénages des rails des volets de part et d'autre du moteur N°4 ainsi que sur le plan horizontal réglable arrière.

Aucun débris n'a pénétré la cabine.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le personnel

L'équipage de conduite était composé d'un CdB et de deux OPL. Les pilotes n'avaient jamais volé ensemble précédemment. Lors du décollage, l'OPL/1 était PF et le CdB était PM. Après l'avarie, le CdB est passé PF et l'OPL/2 est devenu PM. L'OPL/1 qui était au poste de repos équipage les rejoint dans le poste de pilotage pour les assister.

L'équipage commercial était constitué d'une cheffe de cabine principale, de deux chefs de cabine et de dix-huit PNC.

1.5.1 Équipage de conduite

Licence, Qualification, Stage, Contrôle

	Commandant de bord	Officier Pilote de Ligne 1	Officier Pilote de Ligne 2
Genre, âge, nationalité	Homme, 60 ans, française	Homme, 45 ans, française	Homme, 42 ans, française
Licence ATPL délivrée le	14/05/2008 par validation du PL de 1989	08/04/2005	27/07/2005
Première Qualification de Type (QT) A380	2011	2016	2017
QT A380 valable jusqu'au	30/09/2018	31/07/2018	30/06/2018
Aptitude médicale de classe 1 valable jusqu'au	24/04/2018	31/12/2017	30/04/2018

Expérience

	Commandant de bord	Officier Pilote de Ligne 1	Officier Pilote de Ligne 2
Expérience totale (hdv)	19 568, dont 15 260 en qualité de CdB	8 549	8 811
Sur type A380 (hdv)	3 249, toutes en qualité de CdB	796	260
Trois derniers mois (hdv)	120	181	192
30 derniers jours (hdv)	59	71	50
Dernières 72 heures (hdv)	4	3,5	0,5

Expérience professionnelle

	Commandant de bord	Officier Pilote de Ligne 1	Officier Pilote de Ligne 2
Employé en tant que	CdB sur B737 de 1995 à 2001, sur A340 de 2001 à 2006, sur A330 de 2005 à 2006, sur B747 de 2006 à 2011 puis sur A380 à partir de 2011	OPL sur A320 de 2002 à 2007 et OPL B747 de 2007 à 2016	OPL sur A320 de 2002 à 2007 et OPL B747 de 2007 à 2012 et OPL B777 de 2012 à 2017
Simu SUP NIV PRO ⁽⁷⁾	04/08/2017	-	-
Simu prorogation de QT et contrôle hors ligne (C1) ⁽⁸⁾	15/08/2017	22/07/2017	18/04/2017
Simu entraînement E1 ⁽⁹⁾	16/08/2017	-	-
Formation module 4S ⁽¹⁰⁾	21/09/2017	-	-
Maintien des compétences sol	-	31/03/2017	31/03/2017
Contrôle en ligne	-	06/08/2017	09/06/2017

⁽⁷⁾ Séance de simulateur de reprise palliant l'absence d'expérience récente (elle permet de réaliser des décollages et atterrissages).

⁽⁸⁾ Séance réalisée à la suite du C1 afin de retravailler certaines compétences vues lors du contrôle C1.

⁽⁹⁾ Journée d'instruction sol annuelle consacrée à la sécurité des vols.

1.5.2 Équipage de cabine

	Cheffe de cabine principale	Chef de cabine 1	Cheffe de cabine 2
Genre, âge	Femme, 59 ans	Homme, 53 ans	Femme, 47 ans
Date du CSS	08/09/1983	02/01/1990	21/05/1991
Fonction de CC/CCP depuis	2010	2005	2002
Date du stage d'adaptation	29/09/2016	21/09/2016	23/11/2009
Date du maintien des compétences sur A380	05/07/2017	Sans objet	21/02/2017
Date de la visite médicale	02/05/2016	30/05/2017	12/10/2016
Expérience totale : hdv	20 398	14 726	8 054
Sur type A380 : hdv	227	7	1 322

Au moment de l'événement, la Cheffe de cabine principale (CCP) était en repos et le Chef de cabine 1 (CC1) occupait les fonctions de CCP. Il ajoute que prendre cette fonction avec aussi peu d'expérience sur l'avion est délicat.

1.5.3 Flight Crew Technique Manual (FCTM)

Le FCTM est défini comme une manière d'appréhender les situations normales ou anormales lorsqu'elles ne se déroulent pas suivant le principe des procédures lues et qu'elles ne tombent pas dans le cadre des procédures connues pour lesquels un sens de l'urgence ou une particularité avion est spécifiquement défini. Le FCTM fournit à l'équipage la philosophie opérationnelle générale propre aux Airbus (par exemple principes de conception et d'utilisation, règles d'or pour les pilotes), des informations additionnelles au FCOM comme le pourquoi et le comment faire, les meilleures pratiques, les techniques d'utilisation et manœuvres, ou encore des informations sur la conscience de la situation. Les FCTM A380-861 Airbus et Air France sont identiques.

1.5.4 Flight Crew Operation Manual (FCOM)

Le FCOM est la documentation de support pour les équipages de conduite. Il leur fournit toutes les informations nécessaires sur les caractéristiques opérationnelles, techniques, procédurales et de performance de l'A380, pour assurer un fonctionnement sûr et efficace de l'avion pendant les situations normales, anormales et d'urgence, qui peuvent survenir au sol ou en vol. Le manuel n'est pas conçu pour fournir des techniques de base de pilotage d'avions, ou des informations qui sont considérées comme des principes de base pour les équipages de conduite formés qui connaissent ce type d'avion et ses caractéristiques générales de pilotage.

Le FCOM est destiné à être utilisé :

- directement en tant que manuel d'utilisation de l'équipage de conduite,
- en tant que guide de référence complet lors de la formation initiale et de recyclage des équipages de conduite.

1.5.5 Méthode de prise de décision

Le FOR-DEC (Faits, Options, Risques et bénéfices - Décision, Exécution, Contrôle) est la méthode de prise de décision choisie par Air France à appliquer systématiquement en cas de panne ou de toute autre irrégularité. Elle débute au stade du bilan pour un traitement de panne ou à l'annonce de l'irrégularité.

1.5.6 Stratégie de descente

Deux directives sont définies dans le FCOM dans le cas d'une panne moteur en croisière. La première directive, stratégie standard, est applicable s'il n'y a pas d'obstacle à éviter sur la trajectoire. Dans le cas contraire, la stratégie obstacle doit être appliquée.

Deux vitesses caractéristiques sont prescrites : la greendot speed et la long range cruise speed. La vitesse greendot permet les meilleures performances en montée car elle correspond au meilleur ratio entre portance et traînée. Cette vitesse permet aussi de garantir un gradient de descente aussi faible que possible dans le cas où il faudrait éviter des obstacles pendant la descente. La vitesse long range cruise est définie comme le Mach pour lequel le rayon d'action spécifique est égal à 99 % du rayon d'action maximal. Le FMS calcule l'altitude EO MAX (Engine Out Maximum flight level) qui permet de maintenir un vol en palier à la vitesse long range cruise avec les moteurs en MCT et le moteur en panne en moulinet. La page PERF du FMS indique l'EO MAX FL dans le coin supérieur droit. L'EO MAX FL est un niveau de vol maximum de rétablissement qui ne tient pas compte d'une possible altération de l'aérodynamisme.



La directive *standard strategy* dans le FCOM recommande dans un premier temps de ne pas décélérer en dessous de la vitesse greendot, de mettre les moteurs en MCT, et de désengager l'A/THR puis de déterminer l'EO MAX FL via les pages performances du FMS. La descente doit se faire à Mach 0.85 ou 300 kt jusqu'à atteindre l'EO MAX FL.

Plusieurs raisons peuvent conduire à un niveau de rétablissement réel différent du niveau prévu par le FMS : trainée ou portance dégradées en raison d'un dommage important, poussée des moteurs dégradée, givrage.

1.5.7 Choix de la vitesse de descente

Lorsqu'une panne moteur survient à une altitude supérieure à l'EO MAX et que l'avion est en montée, le mode CLB change pour le mode OP CLB ou V/S ; et la cible de vitesse décroît, au rythme de 1 kt/s, de la vitesse courante vers la vitesse greendot avec un moteur en panne (EO-GDOT).

La montée du FL370 au FL380 en mode CLB avait été débutée avec une vitesse cible managée de 277 kt. Après l'avarie, la CAS a diminué, le mode OP CLB s'est engagé et la vitesse cible managée a diminué vers 263 kt. Le calcul de la vitesse greendot théorique a été effectué dans les conditions de l'événement à partir des informations dans la section performance du FCOM. La vitesse greendot au FL370 était de 262 kt. Ce calcul ne prend pas d'hypothèse de traînée additionnelle.

Deux minutes après l'avarie, la vitesse n'était plus managée et la vitesse a été sélectionnée à 270 kt et y est restée pendant la descente par palier jusqu'à l'approche du FL290.

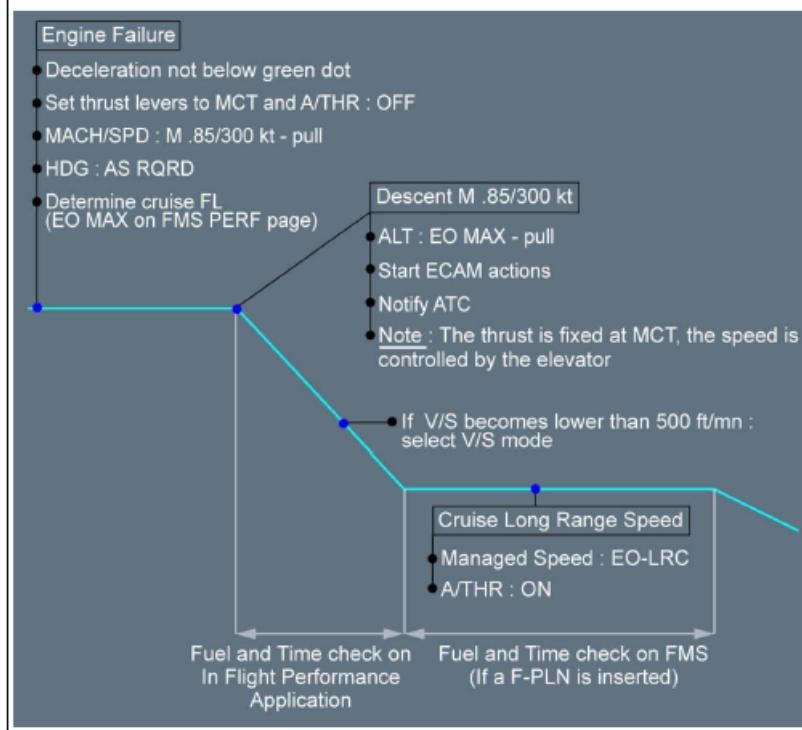
AIRFRANCE 380-861 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES ECAM ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES - ALL ECAM PROCEDURES
ENG 1(2)(3)(4) FAIL (Cont'd)	

Ident: PRO-ABN-ECAM-10-70-10-00017001.0002001 / 14 SEP 17

ENGINE FAILURE DURING CRUISE

In cruise, the flight crew may apply either:

- The standard strategy:



- Or, the obstacle strategy:

Continued on the following page.

AFR 380-861 For A/C: ALL 380
FCOM

PRO-ABN-ECAM-10-70 P 13/112
14 SEP 17

Les calculs du constructeur lors de l'enquête ont montré, en considérant l'estimation de la traînée additionnelle engendrée par les dégâts dus à l'avarie, que le gradient de descente minimum à partir du FL350 aurait été atteint pour une vitesse idéale théorique conventionnelle de 270kt-273kt.

1.5.8 Performances

L'avarie du moteur N°4 n'ayant pas été contenue, l'équipage a été surpris par la quantité de traînée additionnelle qui a dégradé les performances de l'avion. En particulier, lors de l'entretien, l'équipage a mentionné l'écart entre le plafond de rétablissement théorique avec un moteur en panne (FL346) et le plafond de rétablissement final (FL270).

La mise en descente s'est effectuée par palier successifs depuis le FL370, avec un objectif de maintien d'altitude à la vitesse sélectionnée de 270 kt.

Airbus a déterminé que la vitesse long range cruise dans les conditions de vol au moment où est survenue l'avarie moteur était de 288,6 kt. Le niveau maximum de rétablissement EO MAX FL associé à cette vitesse était de 33 961 ft (FL340). Ce calcul n'inclut pas la traînée additionnelle due à la panne non-contenue d'un moteur.

Tant au palier au FL350 qu'au FL330, niveaux proches de l'EO MAX FL (FL346 attendu), la vitesse sélectionnée de 270 kt ne pouvait être maintenue avec les trois moteurs restants en MCT. Au FL290, les régimes étaient de 103 % pour maintenir une vitesse de 290 kt, ce qui a conduit le CdB à choisir un palier au FL270 à la vitesse de 279 kt afin de ne pas conserver une demande de puissance trop élevée.

La vitesse greendot calculée avec l'estimation de traînée additionnelle au FL270 était de 231 kt. À partir de 14 h 15, l'avion était en palier au FL270 avec une vitesse de 279 kt, ce pendant 45 minutes.

1.5.9 Choix du terrain de déroutement

L'équipage a envisagé les trois terrains de déroutement les plus proches : Kangerlussuaq (SFJ), Iqaluit (YFB) et Goose-Bay (YYR). Les terrains d'appui (par extension de l'ETOPS, non applicable à l'A380) ou de déroutement en route sur certaines zones ne sont généralement pas desservis par la compagnie. Lors de cet événement, Goose-Bay (versus Kangerlussuaq) a été choisi, après concertation entre le CCO et les membres d'équipage de conduite, considérant la nécessité d'atterrir le plus rapidement possible compte tenu des potentiels dommages à l'avion, non détectables en vol. Kangerlussuaq était plus proche, toutefois l'approche en 09 seulement est peu familière des pilotes. L'équipage craignait que les dommages n'entraînent une réduction de la manœuvrabilité de l'avion et voulait éviter de devoir évoluer à proximité des reliefs qui se trouvent dans l'environnement immédiat de l'aérodrome. D'autres considérations, principalement la longueur de piste en cas de blocage des volets à 0 sont venues conforter ce choix. Le niveau de sécurité incendie (SSLIA ou RFF) n'est pas pris en considération. Iqaluit n'a pas été retenu en raison des conditions météorologiques défavorables.

1.5.10 Témoignages de l'équipage

Au moment de l'avarie du moteur N°4, l'OPL/1 était dans le poste de repos depuis environ quinze minutes ; le CdB (PM) et l'OPL/2 (PF), ainsi qu'un PNC amenant un plateau repas pour l'OPL/2, étaient dans le poste de pilotage. L'équipage mentionne également que deux passagers, invités au poste, étaient également présents lors de la survenue de l'avarie. Ils l'ont quitté juste après. L'équipage ajoute que leur présence n'a pas perturbé le traitement de la panne.

Une dizaine de PNC, dont la Chef de cabine principale (CCP), était dans le poste de repos. Le Chef de cabine (CC1) de la classe économie a remplacé la CCP et mangeait avec la CC2 de la cabine affaire dans l'office (galley) entre la cabine première classe et la cabine de la classe économique. Au moment de l'avarie, le PNC présent dans le poste de pilotage a perdu l'équilibre et a renversé partiellement son plateau repas à l'arrière des sièges PNT.

L'OPL/1, qui était dans le poste de repos, indique avoir entendu deux bruits sourds, dans un laps de temps d'environ deux secondes. Il a ensuite entendu un autre bruit continu, qu'il attribue à la diminution du régime du moteur pendant deux à trois secondes, et il a ressenti la dissymétrie associée à la panne d'un moteur. Il a pensé à cet instant qu'ils n'iraient pas à la destination prévue. Il a également perçu le début de descente. Il a ainsi estimé qu'il s'agissait d'un pompage moteur suivi d'une défaillance, plus grave, du moteur. Il précise que les bruits et les sensations perçus étaient proches de ceux reproduits artificiellement en simulateur. Il s'est préparé rapidement pour rejoindre le poste de pilotage. Ne souhaitant pas perturber les pilotes en fonction, il indique avoir attendu le moment opportun pour demander l'accès au poste. Il n'a pas envisagé de sonner, ni d'utiliser le code d'urgence afin de ne pas déranger les pilotes. Il a considéré que son entrée aurait pu déstabiliser ses collègues. Il juge ce moment « *opportun* » trop tardif pour lui permettre d'épauler efficacement l'équipage dans le traitement immédiat de la panne moteur. L'OPL/1 précise qu'il est entré dans le poste de pilotage en même temps que la CC2 qui venait apporter une information en poste. Il estime avoir apporté sa contribution lors du FOR-DEC et du déroutement puis plus tard à l'arrivée.

L'OPL/2 a ressenti une embardée en lacet vers la droite puis en roulis vers la gauche ; cela lui fait penser à une turbulence de sillage (il a vécu cette situation en B747). Il indique que lorsqu'il entend le CdB (PM) dire « *ECAM ACTIONS* », il s'est probablement focalisé sur ses instruments. La reprise des commandes par le CdB, même sans verbalisation, ne l'a pas surpris. Il précise que les vibrations ont duré entre dix et quinze secondes. À l'ECAM, il voit la checklist ENG 4 FAIL.

Le CdB indique qu'au moment de l'événement, il ressent des vibrations, met la main sur les manettes de poussée et au même moment voit apparaître à l'ECAM le message « *ENG 4 STALL* » ; il précise que ce message disparaît rapidement au profit de « *ENG 4 FAIL* ». Il a la même perception d'inclinaison à gauche que l'OPL/2, ainsi qu'une embardée vers la gauche. Il demande les actions ECAM au PF (OPL/2) ; ce dernier ne réagissant pas, il reprend les commandes en changeant A/P2 vers A/P1, sans l'indiquer formellement. Il précise qu'il pense immédiatement à un pompage moteur avec des dommages importants car il avait connu une situation similaire sur B737.

Le CdB a constaté que l'OPL/1, en renfort après l'événement, a apporté du recul à l'équipage par ses suggestions. Ce fonctionnement, courant en équipage à trois, n'est pas formalisé dans les procédures compagnie.

La préservation du CVR a été anticipée pendant la croisière par le CdB en demandant à l'OPL/1 de s'y préparer une fois au sol. Après l'atterrissement, l'OPL/1 s'est rendu dans la baie avionique supérieure mais n'est pas parvenu à trouver le disjoncteur du CVR en raison d'une erreur dans la documentation de bord. Il a contacté la maintenance par téléphone satellite qui lui a alors indiqué les références correctes. Il précise que la baie avionique est difficile d'accès et que les pilotes n'ont pas l'habitude de s'y rendre. Il ajoute que le disjoncteur du CVR n'est pas différenciable des autres.

Tout l'équipage a indiqué que l'entraînement a permis une restitution efficace des procédures. Cela permet également une plus grande disponibilité pour communiquer.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

L'Airbus A380 est un avion quadriréacteur long-courrier très gros porteur à double pont, certifié en 2006. L'A380-861 est équipé de quatre moteurs GP7270 d'Engine Alliance (EA), un groupement d'entreprises (consortium) américain composé par General Electric Aviation (GE Aviation) et Pratt & Whitney (P&W). Le GP7270 a été certifié en 2005. L'Airbus A380 MSN 052, immatriculé F-HPJE et exploité par Air France, a été fabriqué en France en 2011. L'avion a été livré neuf à Air France en mai 2011.

1.6.1 Cellule

Constructeur	AIRBUS		
Type	A380 - 861		
Numéro de série	52		
Immatriculation	F-HPJE		
Mise en service	2011		
Certificat de navigabilité	133411	Du 20/05/2011	
Certificat d'examen de navigabilité	2017/133411	Du 07/04/2017	Au 20/04/2018
Utilisation au 30/09/217	27 184 h		
Propriétaire	DS RENDITE (GER)		
Exploitant	Air France		

1.6.2 Moteurs

1.6.2.1 Informations générales

Le moteur GP7270 ([Figure 5](#)) est une variante du moteur GP7200. P&W⁽¹¹⁾ est responsable de la conception et de la fabrication de la soufflante du moteur.

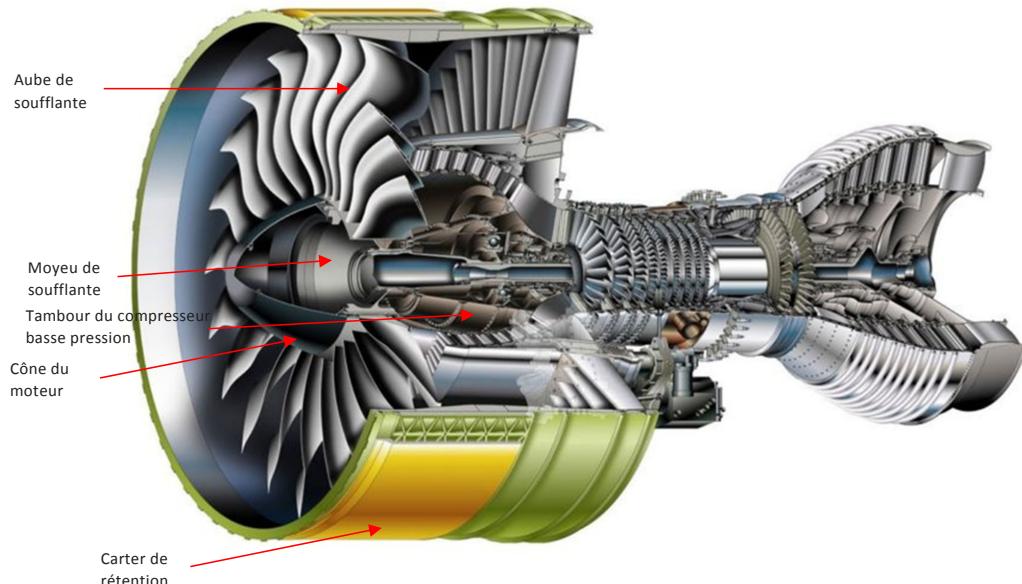


Figure 5 : Coupe d'un moteur GP7270

⁽¹¹⁾ Dans le reste du rapport, le sigle P&W sera utilisé pour désigner le motoriste à l'origine de la conception et la fabrication des parties concernées.

	Moteur N°1	Moteur N°2	Moteur N°3	Moteur N°4
Constructeurs	Engine Alliance	Engine Alliance	Engine Alliance	Engine Alliance
Type	GP7270	GP7270	GP7270	GP7270
Numéro de série	550274	550137	550152	550178
Date de production	28/10/2011	03/08/2008	06/01/2009	30/09/2009
Date d'installation	08/12/2015	16/07/2016	14/03/2017	17/04/2013
Temps total (cycles) de fonctionnement à la date de l'installation	14 062 (1 487)	21 029 (2 516)	18 219 (2 098)	11 731 (1 516)
Temps total (cycles) de fonctionnement depuis la dernière visite	21 678 (2 326)	5 084 (567)	2 635 (304)	30 769 (3 534)
Temps total (cycles) de fonctionnement au 30/09/2017	21 678 (2 326)	26 113 (3 083)	20 854 (2 402)	30 769 (3 534)

1.6.2.2 Dépose et démontage du moteur N°4

Après les examens visuels qui se sont déroulés à Goose-Bay, le moteur N°4 a été déposé et acheminé dans un atelier agréé (GE Wales, Cardiff, Pays de Galles) par un avion spécialement affrété, pour y être examiné en présence du BEA.

Section basse pression (BP)

Le moyeu de soufflante et l'aube retrouvée encastrée dans le premier étage de redresseur, ainsi que les fragments de pales retrouvés à Goose-Bay (envoyés à GE Wales avec le moteur), ont été déposés et envoyés au laboratoire du BEA pour des examens complémentaires. Une inspection préliminaire du moyeu de soufflante a mis en évidence des signes caractéristiques de rupture par surcharge. Les portées de pieds des aubes présentaient des traces sur leur surface de contact avec le moyeu de soufflante. Ces traces ont été examinées en détail par le laboratoire du BEA. L'ensemble compresseur basse pression présentait des traces de contact entre les étages rotors et stators. Des traces inusuelles circulaires ont été observées sur l'arbre de turbine basse pression. La portée extérieure du roulement n°2 a été retrouvée rompue en plusieurs éléments.

Section haute pression (HP)

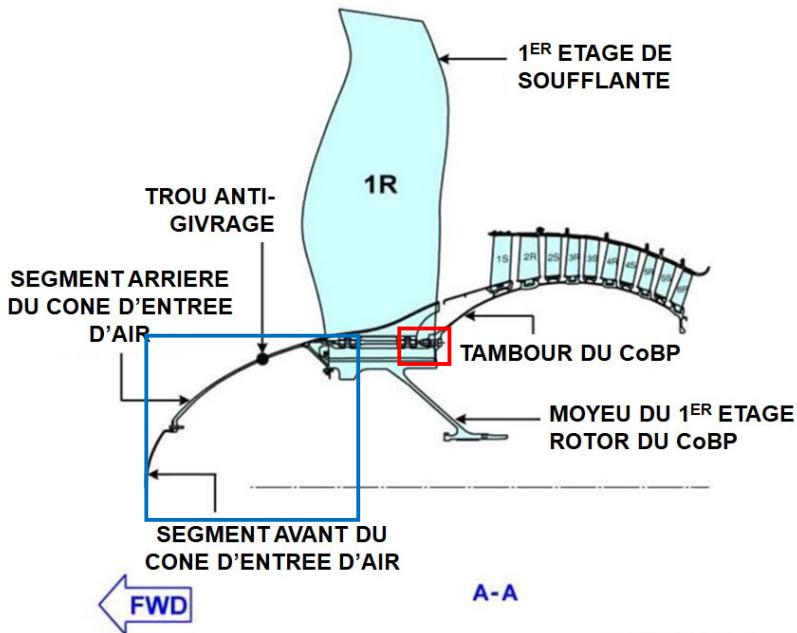
Les ensembles compresseur haute pression, turbine haute pression et chambre de combustion ont été déposés. En l'absence d'endommagement significatif, aucun examen complémentaire n'a été effectué sur ces éléments.

Les éléments observés lors du démontage du moteur sont cohérents avec des dommages consécutifs à la rupture du moyeu de soufflante et à sa séparation du moteur.

1.6.2.3 Examen détaillé des éléments initialement retrouvés du moteur N°4

Aubes de soufflante

Le premier étage du compresseur basse pression, ou soufflante, est constitué d'un moyeu de soufflante et de 24 aubes de soufflante, tournant dans le sens horaire, de l'arrière vers l'avant. Une coupe du CoBP (compresseur basse pression), incluant la soufflante, est montrée sur la [Figure 6](#).



Source : EA

Figure 6 : Coupe de la partie CoBP du GP7270. Le rectangle rouge identifie les vis de fixation du moyeu de soufflante au tambour du CoBP. Le rectangle bleu identifie le cône d'entrée d'air.

Les aubes de soufflante, creuses, sont fabriquées en alliage de titane Ti-6Al-4V (ou Ti-6-4). Cet alliage comprend 5.5 à 6.75 % en masse d'aluminium (Al) et 3.5 à 4.5 % en masse de vanadium (V). Les portées des pieds d'aube (surfaces de contact avec le moyeu) sont grenaillées et revêtues d'un spray plasma métallique en cuivre-aluminium. Un film lubrifiant de disulfure de molybdène (DFL⁽¹²⁾) est enfin appliqué sur ces surfaces. La présence du spray plasma et du DFL permet de réduire les frottements en service entre le pied d'aube et l'alvéole du moyeu.

⁽¹²⁾Dry Film Lubricant.

Vingt-six fragments d'aubes de soufflante ont été retrouvés et examinés. La position de neuf aubes (soit onze fragments sur vingt-six) a pu être déterminée, grâce au numéro de série encore présent et lisible ([Figure 7](#)). Les aubes examinées montraient principalement des traces d'interaction (glissement ou impact) avec d'autres pièces. Certaines aubes étaient fléchies dans le sens de rotation du moteur, d'autres dans le sens opposé. Les aubes qui avaient encore leur pied présentaient au niveau de leur portée des marques de glissement axial, de l'arrière vers l'avant, sauf l'une d'elles (l'aube N°18, retrouvée encastrée dans le redresseur) dont l'endommagement du revêtement métallique montrait des différences significatives. Ceci peut suggérer que le moyeu de soufflante s'est rompu au niveau de l'alvéole N°18.

Aucune trace de rupture progressive n'a été observée lors de ces examens. Les surfaces de ruptures, lorsqu'elles n'étaient pas endommagées, étaient caractéristiques de ruptures brutales, par surcharge. De plus, aucun signe de choc aviaire n'a pu être observé.



Figure 7 : Illustration des aubes de soufflante retrouvées, dont la position est connue. Les aubes 5, 6, 7, 13, 14, 15, 16 et 19 ont été retrouvées sur la glace au Groenland. L'aube 18 était enfichée dans le redresseur. Les fragments retrouvés dans le moteur à Goose-Bay n'avaient plus de marquage et n'ont pas pu être positionnés sur le moteur. La position 1 a été choisie arbitrairement en position basse du moteur pour l'illustration.

Cône d'entrée d'air du moteur

Le cône d'entrée d'air du moteur est constitué d'une section avant et d'une section arrière ([Figure 6](#)) en matériaux composites. Un fragment de la section arrière a été retrouvé sur la calotte glaciaire au Groenland lors de la phase I des recherches. Deux autres fragments ont été retrouvés sur la piste à Goose-Bay. Il s'agissait pour l'un d'une partie de la peau intérieure de la section arrière, et pour l'autre de l'ensemble de la section avant encore attachée à un fragment de la section arrière. Lors des examens réalisés sur ces fragments, aucun signe de choc aviaire n'a pu être observé. Toutes les ruptures observées étaient caractéristiques de rupture brutales, par surcharge.

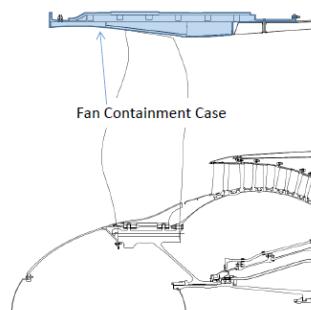
Tambour et vis de fixation du compresseur basse pression

Un examen des vis de fixation du moyeu de soufflante au tambour du CoBP ([Figure 6](#)) ainsi que des marquages en face avant du tambour a été réalisé, afin d'aider à la compréhension du scénario de la défaillance. L'étude des directions de cisaillement des vis et des marquages sur le tambour a permis de mettre en évidence deux groupes de vis bien distincts. Cette observation a été interprétée comme étant le résultat de la rupture du moyeu de soufflante en deux fragments (sans compter la partie conique encore solidaire de l'arbre basse pression).

Carter de rétention en Kevlar de la soufflante et sa cloison avant

Le carter de rétention de la soufflante du moteur GP7200 ([Figure 8](#)) est constitué de deux enveloppes en Kevlar de plusieurs couches (une enveloppe intérieure et une enveloppe extérieure), à quoi s'ajoute une enveloppe environnementale. La totalité du carter en Kevlar a été retrouvée sur la calotte glaciaire au Groenland lors de la phase I des recherches.

Un examen des enveloppes de Kevlar a été réalisé par P&W en mars 2018. Le résultat de cet examen a été confronté aux observations réalisées sur le moteur.



Source: EA

Figure 8 : Schéma du carter de soufflante

De larges perforations étaient visibles entre les positions 10 et 11 heures et entre 4 et 6 heures ([Figure 9](#)). De plus, toute les couches de Kevlar étaient rompues à 2 heures. Un examen détaillé des ruptures des fibres a indiqué que celles-ci étaient rompues majoritairement par surcharge en traction.

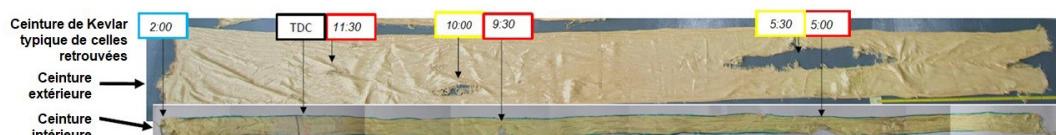


Figure 9 : Exemple typique d'une couche de Kevlar retrouvée

Les dommages observés sur la cloison verticale avant du moteur et sur le carter de soufflante confortent l'hypothèse d'une rupture du moyeu de soufflante en deux fragments (sans compter le fragment conique encore solidaire de l'arbre BP), l'un étant éjecté vers la position angulaire horaire de 11 heures, et l'autre vers 5 heures. Un impact secondaire s'est produit sur le carter de rétention autour de la position 2 à 3 heures, générant des dommages bien moindres que les deux précédents.

Moyeu de soufflante

Le moyeu de soufflante du GP7200 est élaboré par forgeage d'une billette⁽¹³⁾ en alliage de titane Ti-6-4. Cet alliage est obtenu par un procédé de triple refusion à l'arc sous vide.

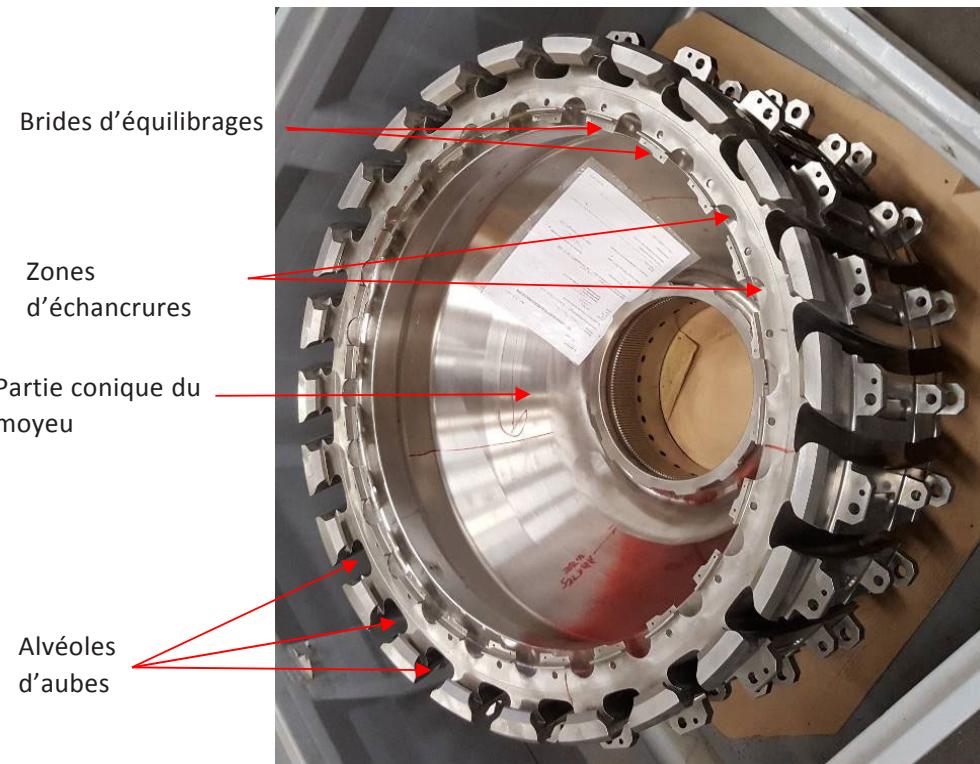


Figure 10 : Moyeu de soufflante neuf. La partie conique (au centre) se connecte à l'arbre basse pression. Elle est surmontée d'une partie cylindrique plus massive où sont usinées les 24 alvéoles d'aube.

La partie conique centrale du moyeu ([Figure 11](#)) était encore fixée à l'arbre de turbine basse pression. Les surfaces de rupture ont été examinées visuellement et au microscope électronique à balayage (MEB). Elles étaient caractéristiques de rupture brutale, par surcharge. L'examen de la microstructure du matériau et de sa composition chimique n'a pas révélé d'anomalie. Les examens réalisés sur ce fragment n'ont pas permis d'identifier l'origine de la rupture du moyeu.



Figure 11 : Fragment du moyeu après sa dépose du moteur endommagé

⁽¹³⁾Demi-produit de l'industrie métallurgique réalisé à partir d'un alliage coulé, généralement en forme de barre circulaire.

1.6.3 Maintenance

1.6.3.1 Cellule

Les dernières inspections réalisées sur le F-HPJE avant l'accident étaient :

- dernière inspection des 6 ans : du 01/12/2016 au 07/02/2017 ;
- dernière inspection des 4 ans : du 26/10/2014 au 14/11/2014 ;
- dernière inspection des 2 ans : du 01/12/2016 au 07/02/2017.

Les opérations de maintenance programmée du F-HPJE ont été effectuées conformément au programme de maintenance des aéronefs (AMP) d'Air France, élaboré sur la base du document de planification de la maintenance (MPD) d'Airbus, approuvé par la DGAC, qui est également responsable de la surveillance.

L'examen de la documentation et du programme de maintenance n'a révélé aucune anomalie.

1.6.3.2 Moteur N°4

Le moteur GP7270 est un moteur modulaire comprenant treize modules. Il est possible d'interchanger les modules de différents moteurs en fonction des impératifs de maintenance.

Le moteur, dont le numéro de série est le 550178, a été livré neuf et complet sur l'A380 d'Air France immatriculé F-HPJB (numéro de série 040) qu'il équipait en position N°1. Il a été déposé de cet avion le 19 décembre 2012.

Le moteur est composé d'un module propulseur, désigné par P, incluant le moyeu de la soufflante, l'assemblage basse pression, l'assemblage haute pression, la chambre de combustion, et d'un module soufflante, désigné par F, incluant les pales de soufflante, le cône d'entrée d'air, l'anneau de maintien des aubes et le carter de rétention. Les moteurs 550178 et 550152 ont été séparés.

Le module P550178 a été appairé avec le module F550152 le 20 mars 2013 et installé sur le F-HPJE en position N°4 le 17 avril 2013.

Ce moteur a le numéro de série 550178. Ses informations de fonctionnement le jour de l'événement étaient :

- Temps total de fonctionnement depuis neuf = **30 769** heures
- Nombre de cycles de fonctionnement depuis neuf = **3 534** cycles
- Temps total de fonctionnement depuis la dernière inspection du moyeu de soufflante (re-lubrification des aubes de soufflante) = **5 602** heures
- Nombre de cycles de fonctionnement depuis la dernière inspection du moyeu de soufflante (re-lubrification des aubes de soufflante) = **622** cycles.

Le moyeu endommagé avait accumulé 3 534 cycles.

Le scénario d'un dommage consécutif à une opération de maintenance (dépose des aubes de soufflante) a été considéré après la campagne d'inspection consécutive à l'accident (voir § [1.16.6](#)). L'opération visant à déposer puis reposer l'anneau de maintien des aubes a été jugée comme délicate de par la rigidité de cet anneau. Après l'événement moteur, sa conception a été revue afin de faciliter son installation et sa désinstallation et ainsi diminuer le risque d'endommagement de la face avant du moyeu de la soufflante.

1.6.4 Calculateurs moteur

Le contrôle de chacun des moteurs de l'A380 est assuré par un système FADEC (Full Authority Digital Engine Control). Le système FADEC inclut un EEC (Electronic Engine Control) et un EVMU (Engine Vibration Monitoring Unit).

L'EEC est un calculateur à double voies assurant la gestion du débit carburant (par l'intermédiaire du Fuel Metering Unit, FMU), la réalisation de tests de bon fonctionnement et la surveillance de défaillance liées aux valves, solénoïdes, bus de données, alimentation électriques, capteurs et sondes.

Les données de l'EEC sont principalement utilisées par l'EIPM (Engine Interface Power Management), le Control and Display System (CDS), le Flight Warning System (FWS) et le Flight Control Primary Computer (FCPC⁽¹⁴⁾). L'EEC transmet les défaillances au calculateur de centralisation de maintenance (CMS) et enregistre des pannes et des paramètres associés à des fins de maintenance. Pour chaque moteur, deux accéléromètres unidirectionnels mesurent les vibrations : l'un situé au niveau du roulement n°1 fixé sur le rebord de la cage du roulement du compresseur basse pression et l'autre fixé à l'arrière de la turbine haute pression. L'EVMU combine ces vibrations avec les signaux de vitesse. Il enregistre également des pannes datées, des bilans vibratoires et des analyses spectrales pour les dix derniers vols, à des fins de maintenance.

⁽¹⁴⁾ Également appelé PRIM.

Air France analyse les données de l'EVMU uniquement en cas d'équilibrage du moteur. En cas de vibrations anormalement élevées de ce moteur, la première étape consiste à lubrifier le pied des aubes de soufflante avec du disulfure de molybdène. Au point fixe, si la lubrification n'a pas significativement diminué les vibrations, la seconde étape est de réaliser un test d'équilibrage avec l'EVMU. Le résultat du test d'équilibrage avec l'EVMU détermine le rajout de masses d'équilibrage et leurs positions.

Air France confirme que la lubrification est faite au terme d'une tache prévue tous les 4 000 heures de vol ou tous les 500 cycles (MRI 723100- E7001-51AFR01), ou si une alerte de niveau 1 (correspondant à une mesure d'un niveau de vibration du compresseur et de la turbine basse pression supérieur à 3.5 CU⁽¹⁵⁾ en vol) est déclenchée. Les mesures de vibration des quatre EVMUs installés sur le F-HPJE n'ont jamais conduit à réaliser un test d'équilibrage. Les opérations de lubrification menées permettaient de maintenir le niveau des vibrations dans la plage nominale.

⁽¹⁵⁾ CU désigne Cockpit Unit qui est une quantification de la vibration perçue au poste de pilotage.

Données enregistrées dans l'EEC

L'analyse des données de maintenance enregistrées dans les EEC associés aux moteurs N°1, 2 et 3 n'a révélé aucune panne en lien avec l'événement.

L'analyse des données enregistrées dans l'EEC associé au moteur N°4 a montré que de multiples pannes ont été enregistrées lors du vol de l'accident. Ces pannes étaient consécutives à l'avarie moteur et liées à des chaînes de mesure indépendantes. Puisque l'EEC est au centre de la régulation FADEC et qu'il reçoit en permanence les nombreux paramètres moteur liés à la régulation et à la surveillance, l'absence de panne en amont de l'avarie est un indicateur de la soudaineté de l'événement. Les tests de fonctionnement de l'EEC montrent qu'aucune anomalie de fonctionnement n'a été détectée sur ce calculateur avant l'avarie.

Données enregistrées dans l'EVMU

Après avoir été déposé de l'avion, l'EVMU associé au moteur N°4 a été testé sur le banc du constructeur de l'équipement, BAE Systems et les données enregistrées ont été exploitées.

Les deux bilans vibratoires déclenchés de manière nominale lors des transitions vers les phases décollage (09 h 50 min 57) et croisière (10 h 17 min 07) ne présentaient pas de paramètres vibratoires anormaux. Les valeurs étaient largement en dessous du seuil maximal défini par le constructeur (5 CU). Un troisième bilan vibratoire a été déclenché à 13 h 49 min 30 par le dépassement du seuil de 5 CU de vibrations du compresseur et de la turbine basse pression. Dans ce bilan coïncidant avec l'avarie moteur, les amplitudes de vibrations détectées atteignent les amplitudes extrêmes de 30 mils pk⁽¹⁶⁾ pour les vibrations du compresseur et de la turbine basse pression et 18 ips pk⁽¹⁷⁾ pour les vibrations du compresseur et de la turbine haute pression. À titre de comparaison, 8 mils pk correspondent au seuil de 5 CU pour les vibrations du compresseur et de la turbine basse pression et 2 ips pk correspondent au seuil de 5 CU pour les vibrations turbine.

Le pic de vibrations à 18 ips pk a été trop soudain pour déclencher le dépassement de 5 CU.

L'historique de vol contient les valeurs vibratoires maximales en fonction des vitesses du compresseur et de la turbine basse et haute pression dans des phases de régimes stables. Aucune vibration d'amplitude importante n'a été mesurée lors de phase durant laquelle le critère de stabilité était rempli. Les données de maintenance enregistrées par le calculateur ont permis de montrer que les vibrations du moteur N°4 étaient en dessous du seuil de 5 CU avant la séparation de la soufflante à 13 h 49 m 18, seuil qui génère une alarme en cockpit.

Aucune anomalie de fonctionnement pouvant affecter la surveillance des paramètres vibratoires n'a été mise en évidence par les examens.

L'examen des calculateurs a permis de confirmer, qu'avant l'avarie du moteur N°4, aucun signe précurseur d'un fonctionnement anormal du moteur N°4 n'a été détecté. La surveillance du niveau de vibration n'a révélé aucune anomalie. La régulation du moteur n'est pas à l'origine de la défaillance. L'avarie du moteur a été soudaine.

⁽¹⁶⁾ Mils pk (milli-inch peak to peak) est une unité de mesure des amplitudes des vibrations, correspondant à 0.001 pouce de déplacement mesuré pic à pic.

⁽¹⁷⁾ Ips pk (inch per second speed peak to peak) est une unité de mesure des vitesses des vibrations, correspondant à 1 pouce par seconde de déplacement mesuré pic à pic.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Situation générale

La moitié Est de la partie Sud du Groenland était couverte de cinq à huit octas de Stratocumulus, Altocumulus et Altostratus entre le FL070 et le FL180. Du givrage faible à modéré pouvait être rencontré entre les FL110 et FL150. La moitié Ouest de la partie Sud du Groenland était couverte de cinq à sept octas de Stratocumulus, localement trois à quatre octas, entre le sol et le FL070. Un front froid approchait la côte Est du Groenland, en direction de l'ouest-sud-ouest à environ dix nœuds. La projection en surface d'un front occlus se trouvait à l'arrière du front froid, en direction de l'Ouest-Sud-Ouest à environ cinq nœuds. L'iso 0°C a été mesuré à 2 500 ft sur l'aérodrome de Narsarsuaq (Groenland). Dès le départ à Paris jusqu'au sud de l'Islande, l'avion a volé près d'une zone de turbulences en air clair (TAC) créée par un courant jet (d'est en ouest) au FL340 situé à l'ouest de l'Irlande. L'avion a pu rencontrer des zones de turbulences modérées. Sur le reste du vol, et jusqu'à l'endroit où s'est produit l'avarie, le F-HPJE a subi du vent traversier du 230 pour 50 kt, sans cisaillement de vent significatif et avec des températures d'environ -52 °C. Des images satellites montraient de la nébulosité, faible à moyenne, composée de Cirrus au-dessus du FL250.

Les conditions météorologiques étaient sans lien avec l'avarie et sans influence sur la poursuite du déroutement.

1.7.2 Observations et prévisions météorologiques d'aérodrome à Goose-Bay

Le vent provenait du 250 pour 15 kt, la visibilité était supérieure à 10 km, la température était de 8 °C, le point de rosée de 0 °C, peu de nuages étaient présents à 3 000 ft. Le ciel était couvert à 6 000 ft.

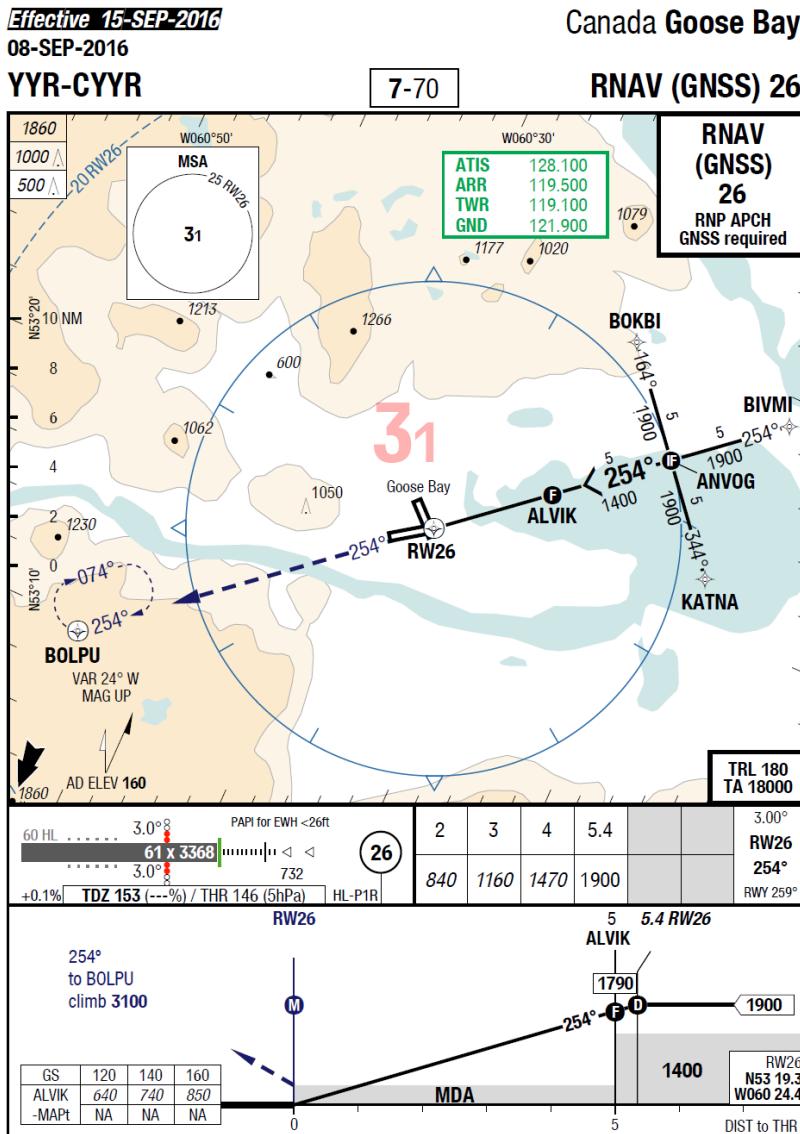
1.8 Aides à la navigation

Seules les aides à la navigation de l'aérodrome de déroutement (Goose-Bay) sont détaillées. Compte tenu des particularités de Kangerlussuaq (Groenland)⁽¹⁸⁾, celui-ci n'a en effet pas été retenu par l'équipage pour y atterrir.

⁽¹⁸⁾ Voir §§ 1.5.9 supra et 1.10.2 infra.

Les pistes de l'aérodrome de Goose-Bay sont pourvues des approches suivantes :

ILS Z 08, PAR 08 et 26, LOC Back CRS Z 26, NDB 26, RNAV (GNSS) 08, 16, 26 et 34.



L'approche RNAV LNAV (GNSS) 26 a été réalisée par l'équipage du F-HPJE.

Elle présente la particularité d'un écart de 5° entre la trajectoire d'approche et l'axe de piste.

1.9 Télécommunications

Le Datalink est un moyen de communication numérique air-sol permettant d'échanger via les émissions HF, V-UHF ou des liaisons satellitaires des messages entre l'équipage et les services de contrôle ou l'opérateur. L'intérêt de ce système est de pouvoir se passer de communications vocales pour transmettre des informations à l'équipage ou bien d'assurer une communication entre l'avion et l'ATC lorsque ce dernier ne peut être en liaison HF ou VHF.

Les messages Datalink incluent notamment les messages suivants:

- ATIS : Automatic Terminal Information Service (information sur les aéroports tels que les pistes en service et la météo) ;
- CPDLC : Controller-Pilot Data Link Communication (messages écrits entre l'équipage et le contrôleur, notamment les autorisations et requêtes) ;
- ADS-C : Automatic Dependant Surveillance - Contract (reports automatiques de données issues des équipements de bord de navigation et de calcul de position par l'avion vers le système sol).

Au moment de l'avarie du moteur N°4, l'avion n'était pas sous couverture radar. La trajectoire verticale et latérale, après la séparation de la soufflante du moteur N°4, n'a donc pas été enregistrée par les services de contrôle. L'enquête n'a pas permis d'identifier de potentiels conflits de trajectoire durant cette période. Aucun trafic conflictuel n'a été reporté par TCAS.

L'événement est daté à 13 h 49 min 18 alors que l'avion était en contact datalink avec Gander Oceanic. Plusieurs messages ADS-C « *ALTITUDE RANGE CHANGE* » ont été émis entre 13 h 51 min 57 et 13 h 54 min 59, ce qui confirme que l'avion descendait, puis un message ADS-C « *LATERAL DEVIATION CHANGE* » a été émis à 13 h 55 min 15.

Le centre de contrôle de Gander Oceanic a reçu un message audio Mayday de l'AF066 à 13 h 56, relayé par un autre avion.

À partir de 13 h 56 min 53, les services de contrôle et l'équipage ont communiqué par messages CPDLC. Le contrôle a envoyé le message : « *ATC NOW SHOWS YOU FL330. IS THERE A PROBLEM* ».

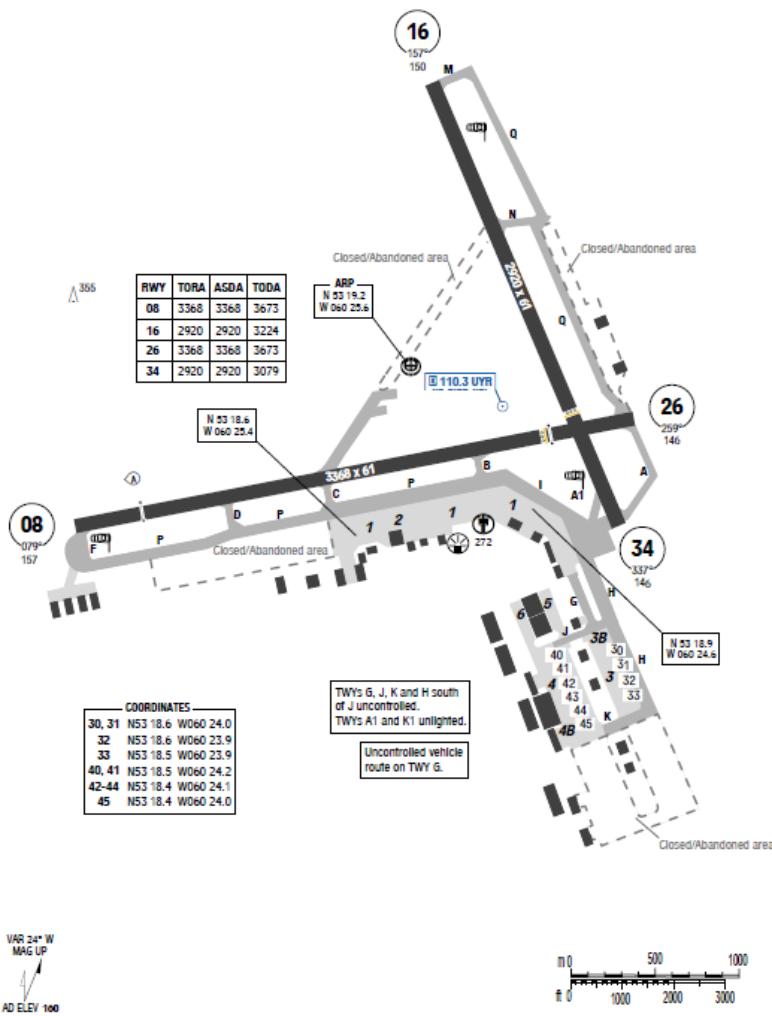
L'équipage a répondu par la suite avec un message « *Mayday* ». L'ATC a indiqué à l'équipage l'état du trafic environnant et l'a accompagné dans sa volonté de se dérouter.

Le changement de trajectoire latéral et vertical consécutif à l'avarie n'a pas été conflictuel avec les trajectoires des autres avions. La situation de détresse de l'AF066 a été relayée et prise en compte par les services du contrôle aérien.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Aérodrome de Goose-Bay

L'aérodrome à usage mixte de Goose-Bay (IATA: YYR, OACI: CYYR), est situé dans la municipalité de Happy Valley-Goose-Bay (Terre-Neuve-et-Labrador, Canada). Il est exploité comme base aérienne militaire par l'Aviation Royale Canadienne (ARC) et également par des aéronefs civils. L'aérodrome est considéré comme un point d'entrée par Nav Canada. Il est souvent utilisé comme aérodrome de déroutement par les avions effectuant des vols transatlantiques. L'Agence des Services frontaliers du Canada indique que l'aérodrome peut accueillir des vols internationaux d'aéronefs en aviation générale transportant quinze personnes maximum. Les capacités de débarquement et d'accueil de passagers sont limitées. Les capacités d'accueil d'aéronefs (tractage, passerelles, GPU) sont également inadaptées à un A380.



Cet aérodrome est équipé de deux pistes, en béton recouvert d'asphalte, sécantes : Une piste 08/26 : 3 368 x 61 m et une piste 16/34 : 2 920 x 61 m.

Le contrôle de la circulation aérienne est assuré 24/24 h et 7/7 j pour les vols VFR et IFR.

Le service de sauvetage et de lutte contre l'incendie est de niveau 7.

1.10.2 Aérodrome de Kangerlussuaq

L'aérodrome de Kangerlussuaq (IATA: SFJ, OACI: BGSF) est situé dans la municipalité de Qeqqata dans le Centre-Ouest du Groenland (Danemark). Avec l'aérodrome de Narsarsuaq, il est l'un des deux seuls aérodromes civils au Groenland en capacité d'accueillir des avions de ligne de taille importante et pouvant être désigné comme terrain de déroutement ETOPS.

L'aérodrome est équipé d'une piste en asphalte, orientée 09/27 de 2 810 x 60 m qui ne dispose pas de raquette en extrémité de piste permettant le demi-tour. Aucun moyen de tractage pour un avion très lourd n'est disponible.

Le contrôle de la circulation aérienne est assuré du lundi au samedi entre 11 h et 20 h, en dehors de ces horaires avec un préavis de 9 h, sauf en cas d'urgence (en contactant le centre d'information de vol de Sondrestorm).

Le service de sauvetage et de lutte contre l'incendie est de niveau 5, ou 8 avec un préavis de 4 h.

La documentation de l'exploitant indique que seule l'approche LOC en piste 09 est permise (possibilité d'atterrissement avec une composante de vent arrière).

Elle précise également que l'aérodrome est situé en région polaire où les tempêtes et les conditions givrantes sont fréquentes. De plus, la déclinaison magnétique est importante. Le balisage axial par marque est inexistant et la pente d'approche ($3,45^\circ$) est supérieure à celle indiquée par le PAPI ($3,2^\circ$). Pour ces raisons, l'atterrissement n'est recommandé sur cet aérodrome qu'au cas où un autre aérodrome adéquat ne serait pas accessible.

Bien que situé à environ deux heures de vol de la position géographique où a eu lieu l'avarié, le choix de l'équipage s'est porté sur l'aérodrome de Goose-Bay qui s'est révélé être plus adapté que celui de Kangerlussuaq pour recevoir un A380 endommagé et l'ensemble des personnes à bord.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Enregistreurs règlementaires

L'avion était équipé de deux enregistreurs de vol (FDR et CVR) conformément à la réglementation en vigueur.

Enregistreur de paramètres (FDR)

- constructeur : L3 Communication
- modèle : FA2100
- numéro de type : 2100-4045-00
- numéro de série : 637136

Il s'agit d'un enregistreur de paramètres à cartes mémoires (SSFDR) d'une capacité d'enregistrement d'au moins vingt-cinq heures. Le document de conversion des données binaires en valeurs physiques fourni par le constructeur renseigne environ 3 000 paramètres.

Enregistreur phonique (CVR)

- constructeur : L3 Communication
- modèle : FA2100
- numéro de type : 2100-1025-02
- numéro de série : 571575

Il s'agit d'un enregistreur phonique à carte mémoires (SSCVR) d'une capacité d'enregistrement d'au moins deux heures. Cet enregistreur a également la capacité d'enregistrer les messages Datalink.

La synchronisation des enregistreurs CVR et FDR a été faite en utilisant la déconnexion du pilote automatique, le paramètre de compression des trains à l'instant du toucher des roues ainsi que les alarmes Master Caution lors de l'atterrissement. Cette synchronisation a ensuite été affinée en utilisant le paramètre enregistrant l'appui sur le bouton de transmission radio.

1.11.2 Exploitation des enregistreurs réglementaires

L'enregistreur de paramètres contenait environ 84 heures de données, correspondant à sept vols dont le vol de l'accident.

L'avion a décollé de Paris Charles-de-Gaulle à 09 h 50 min 47. L'enregistrement FDR contenait des données jusqu'à quinze heures après l'arrêt des moteurs au parking à Goose-Bay conformément à la logique d'arrêt du FDR car l'avion est resté alimenté. L'enregistrement audio du CVR débute à 14 h 23 min 05, soit 36 minutes après l'avarie du moteur N°4.

Les pistes suivantes étaient enregistrées :

- piste 1 comprenant les communications radio et le signal des microphones du CdB ;
- piste 2 comprenant les communications radio et le signal des microphones de l'OPL ;
- piste 3 comprenant les communications radio, le signal du microphone à bouche du troisième homme (place arrière), le signal audio FSK qui code l'heure UTC et le Public Address ;
- piste CAM comprenant le signal du microphone d'ambiance.

La durée d'enregistrement des pistes CdB, OPL et Public Address est de 02 h 03 min 53 et la durée d'enregistrement de la piste CAM est de 02 h 04 min 00.

Après l'événement, les éléments suivants ont pu être notés sur le CVR:

- À 14 h 27 min 11, l'équipage vérifie les statuts ECAM et observe que tout ce qui concerne le moteur N°4 n'est plus disponible.
- À 14 h 28 min 11, l'OPL/1 rend compte de ses observations visuelles du moteur N°4 et de la voilure.
- À 14 h 48 min 15, l'équipage change de fréquence pour conserver le contact avec Gander (135.4MHz).
- À 15 h 03 min 42, l'équipage contacte l'Approche de Goose-Bay (119.5MHz).
- À 15 h 42 min 16, l'avion est posé.
- À 16 h 22 min 05, l'avion est au parking et les moteurs sont coupés.

L'enregistrement CVR s'est arrêté automatiquement cinq minutes après l'arrêt du dernier moteur, ce qui est conforme à la logique d'arrêt automatique du CVR. Il s'est donc écoulé environ 45 minutes entre le toucher des roues et l'arrêt du CVR. Le temps écoulé depuis l'événement au moment de l'arrêt CVR était de 2 h 37.

1.11.3 Préservation du CVR

Les paragraphes CAT.GEN.MPA.105 et CAT.GEN.MPA.195 de la réglementation Européenne Air Operations N° 965/2012 (version Octobre 2019) ainsi que les AMC associés désignent le CdB comme le responsable de la préservation du CVR ; et l'opérateur comme étant responsable d'établir des procédures pour y parvenir.

Après l'arrivée au point de stationnement, l'OPL/1 s'est rendu dans la baie avionique supérieure mais n'est pas parvenu à trouver le disjoncteur en raison d'une erreur de positionnement dans la documentation de bord. Il a alors contacté la maintenance par téléphone satellite qui lui a indiqué les références correctes. L'enregistrement CVR avait déjà cessé consécutivement à l'arrêt du dernier moteur avant que l'OPL/1 ne se rende en soute avionique. Une revue de la documentation à bord a montré que les informations disponibles à l'équipage ne permettaient pas de préserver le CVR de manière efficace, avant l'arrêt des moteurs car la procédure disponible n'était pas représentative de la configuration avion. La position du breaker indiquée était incorrecte. De ce fait, la préservation du CVR reposait en premier lieu sur l'arrêt des moteurs.

À l'AESA, les travaux de la tâche réglementaire RMT.0249, Recorders installation and maintenance thereof - certification aspects, ont entraîné une mise à jour de la réglementation Européenne 2018/1139 en 2019. En particulier, le paragraphe CS-25.1457 précise désormais que l'équipage doit avoir à sa disposition un moyen de préserver l'enregistrement CVR, en complément de la logique d'arrêt par l'arrêt des moteurs :

- (d) Each cockpit voice recorder must be installed so that –
(5) There is a means for the flight crew to stop the cockpit voice recorder function upon completion of the flight in a way such that re-enabling the cockpit voice recorder function is only possible by dedicated manual action;

La préservation du CVR par l'équipage peut être réalisée au moyen de breaker selon l'AMC 25.1457.

1.11.4 Autres enregistrements

L'architecture des réseaux de systèmes d'information à bord de l'A380 distingue trois domaines : le domaine avionique, le domaine opérations de vol, et le domaine communication & cabin.

L'architecture du domaine avionique inclut deux ANSU-OPS (OPerationS Aircraft Network Server Units) identiques et redondants qui supportent les applications OIS, la documentation et la base de données ainsi que des opérations de calculs. Les ANSU OPS enregistrent :

- Une copie des données FDR (VQAR).
- Une copie des données DAR (VDAR).
- Les fichiers SAR (Smart Access Recorder) qui enregistrent des paramètres venant de différents calculateurs pour analyse, notamment de maintenance.
- Les fichiers REP (aircraft system REPort) qui fournissent un rapport concernant le fonctionnement des systèmes avion en fonction de conditions d'activation prédéterminées. Les fichiers REP ne contiennent que quelques paramètres sur quelques secondes contrairement aux fichiers SAR qui contiennent un enregistrement continu des paramètres.
- Les données CMS (aircraft Condition Monitoring System) qui contiennent les principaux messages affichés en cockpit au cours du vol (reported effects) ainsi que les principaux messages de maintenance.

Les deux premières informations enregistrées dans les fichiers REP étaient un pompage moteur (REP #6) et une tentative de redémarrage du moteur (REP #10) à 13 h 49 m 18. L'analyse des fichiers SAR a permis de compléter l'analyse des données FDR en fournissant des paramètres additionnels à ceux enregistrés dans le FDR. Les données SAR ont été synchronisées avec les données FDR.

1.11.5 Synthèse des enregistrements

La grande quantité d'informations disponibles au travers de l'exploitation des enregistrements règlementaires (CVR et FDR) et non-réglementaires a permis de confirmer la soudaineté de l'avarie du moteur N°4 sans pour autant permettre d'en expliquer l'origine.

Les données du FDR, des calculateurs EEC et EVMU ont permis de confirmer qu'il n'y avait aucun élément précurseur à la séparation de la soufflante. Il n'a pas été possible de décrire précisément cette séparation du fait du faible échantillonnage des paramètres disponibles.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Sans objet.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Sans objet.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

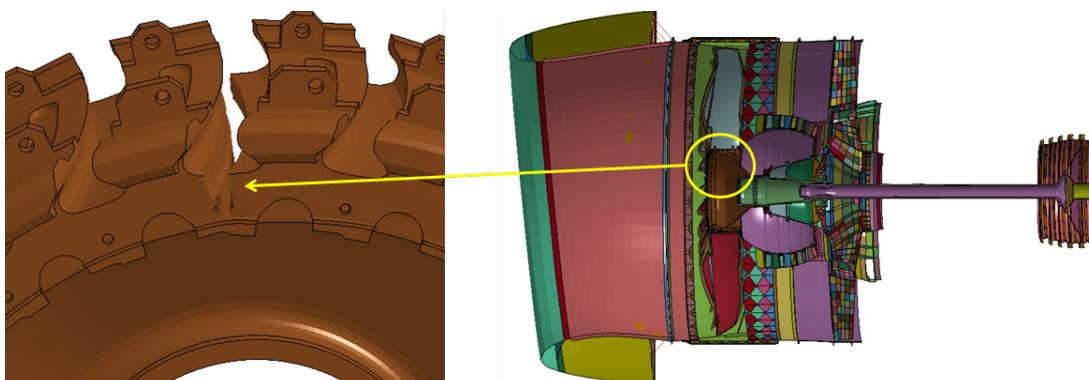
Les impacts sur la structure n'ont pas débouché en cabine. Aucune perforation n'a été constaté en zone pressurisée. Aucune évacuation d'urgence n'a été nécessaire ni entreprise.

Aucun passager n'a été blessé.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Simulation de la rupture du rotor

En l'absence de fragment du moyeu comportant des traces de l'origine de la rupture, il a été nécessaire d'explorer des scénarios de rupture possible. Pour ce faire, P&W a élaboré un modèle éléments finis du module de soufflante du GP7270 afin de réaliser des calculs dynamiques en utilisant le code de calcul LS-Dyna. Ce modèle a permis dans un premier temps d'évaluer les différents scénarios de rupture proposés et d'étayer les informations obtenues à partir des observations sur le moteur. En un second temps, ce modèle a été utilisé afin de déterminer les masses, tailles et vitesses d'éjection probables des fragments du moyeu afin de guider les recherches des pièces au Groenland. L'ensemble modélisé par éléments finis inclut la partie rotor basse pression du moteur (carter de soufflante, carter intermédiaire, compresseur basse pression, y compris certaines structures fixes), la turbine basse pression et les supports de roulements basse pression. Les modèles physiques sur lesquels s'appuie le modèle éléments finis LS-Dyna utilisent des modèles matériau calibrés et des techniques et procédures de modélisation validées pour les programmes de développement des moteurs P&W. Ces validations sont réalisées par corrélation entre résultats de calculs et d'essais, en particulier lors d'essais de perte d'aube (Fan Blade Off, FBO) et d'ingestion d'oiseaux réalisés notamment dans le cadre de la certification moteur. Les modèles matériau utilisés dans cette analyse sont élasto-plastiques. Le modèle n'est pas un modèle du moteur complet, mais consiste en une sous-partie du moteur dans le but d'évaluer le comportement du moyeu de soufflante et de son environnement au sein du module de soufflante. Du fait de ces limitations, la validité de l'estimation du comportement de l'ensemble considéré n'est admise que pour les 20 à 30 premières millisecondes après le début de la séquence de rupture. Cette durée permet cependant de simuler les événements depuis la rupture initiale de la pièce jusqu'au moment où les fragments de moyeu (pour les cas où le moyeu se rompt) pénètrent dans le carter de rétention du moteur. LS-Dyna n'est pas un code de mécanique de la rupture, il a donc été nécessaire d'amorcer artificiellement l'événement en « *forçant* » la rupture initiale de la pièce. Différents scénarios ont été considérés ; celui dont les conséquences étaient les plus proches des dommages réellement observés sur le moteur N°4 était la rupture du moyeu dans la jante ([Figure 12](#)).

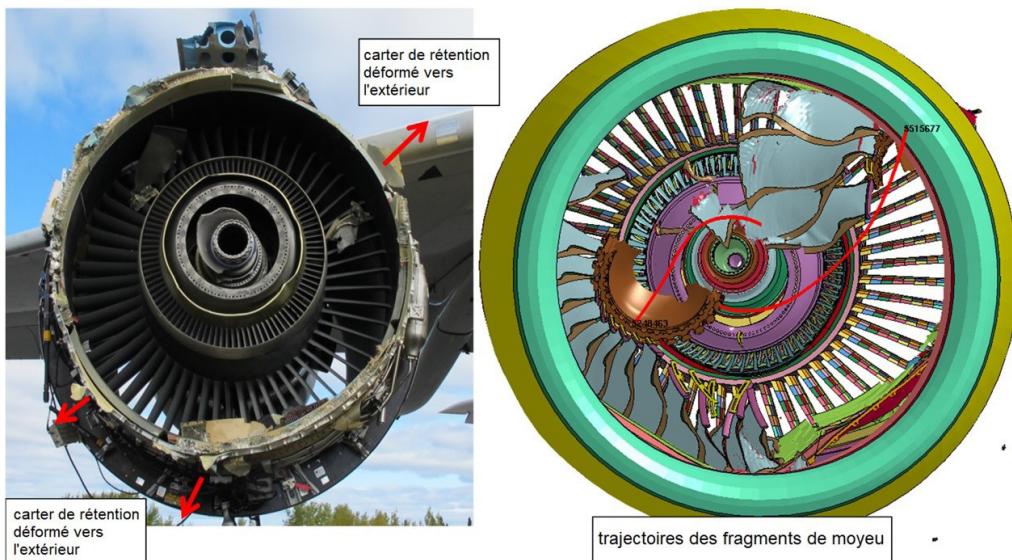


Source : EA

Figure 12 : Scénario de rupture du moyeu « dans la jante »

Le scenario de rupture dans la jante englobe tout scenario dont le résultat serait une rupture du moyeu, ce qui inclut les scénarios tels qu'une fissuration d'un fond d'alvéole, un défaut matériau interne, ou des fissures résultant d'un dommage en face avant dans la zone d'échancrure (l'hypothèse admise étant que la cause de la fissuration n'influence pas la cinématique de la rupture finale du moyeu). Les autres scénarios considérés tels une rupture en milieu d'aube, en pied d'aube, ou une rupture d'une bride de retenue d'aube ne conduisent pas à la rupture du reste du moyeu (le moyeu de soufflante restait solidaire du moteur selon les simulations). De fait, ces trois scénarios ont été considérés comme improbables pour expliquer la défaillance du moteur lors de l'événement.

Les dommages collatéraux et la fragmentation de pièces associées à la rupture du moyeu dans la jante en simulation sont cohérents avec les dommages observés sur le moteur N°4. En particulier, les dommages observés sur le carter de rétention, sur les couches de Kevlar, sur la face avant du tambour du compresseur basse pression et sur les aubes de soufflantes retrouvées au sol au Groenland et dans le moteur ([Figure 13](#)) ont conforté ce scénario.



Source: EA

Figure 13 : Simulation de la rupture du moyeu dans la jante

1.16.2 Scan laser 3D

Lors du démontage du moteur à Cardiff et après la récupération de certains débris au Groenland, il a été décidé de scanner certains de ces éléments à l'aide d'une technologie laser 3D.

L'objectif de cette étape était de disposer d'images permettant de documenter les dommages, d'assembler virtuellement les pièces récupérées afin de déterminer celles manquantes et d'aider à l'analyse de l'événement.

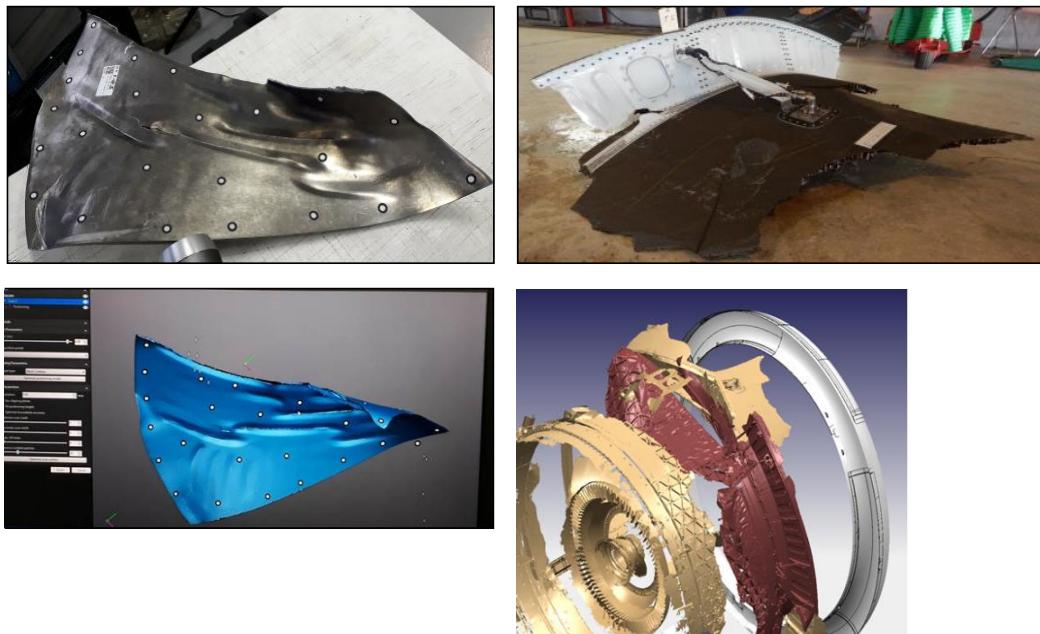


Figure 14 : Aube de soufflante durant un scan (en haut à gauche) et résultat du scan (en bas à gauche). Partie de cloison verticale avant du moteur (en haut à droite) et résultat du scan (en rouge, en bas à droite) inséré dans un modèle 3D plus complet du moteur endommagé.

L'un des principaux résultats a été l'obtention du niveau de déformation des pièces scannées. Ces informations ont pu être comparées avec les résultats de simulations numériques afin de conforter certains scénarios de rupture en l'absence du moyeu de soufflante.

1.16.3 Arbre des causes

Avant que le fragment de moyeu de soufflante ne soit retrouvé, EA a élaboré un arbre des causes basé sur les observations faites sur le moteur N°4 et sur son expérience des autres moteurs en service. L'objectif de cet arbre des causes était d'identifier tous les scénarios possibles de rupture du moyeu de soufflante du moteur N°4 ainsi que leur principale origine, afin d'écartier les causes qui pouvaient l'être et d'entreprendre les actions de sécurité nécessaires pour les scénarios restant.

Cet arbre des causes comportait cinq catégories principales :

- Conception
- Dommage
- Défaut matière
- Rupture de plusieurs aubes de soufflante
- Utilisation du moteur en service

D'après le constructeur, avant la récupération du fragment au Groenland le scénario le plus probable était celui du dommage en maintenance, dont l'origine de la rupture proviendrait d'un dommage généré par un coup d'outil lors de la dépose de l'anneau de maintien des aubes de soufflante. Les retours des inspections en service post-accident allaient dans le sens de ce scénario.

Les examens réalisés sur les moyeux « frères⁽¹⁹⁾ » n'ont révélé aucun écart lié au matériau. Engine Alliance a considéré que la branche Défaut matière de l'arbre des causes était donc très improbable.

⁽¹⁹⁾ Moyeux issus de la même billette de titane (T2, B1, B2 et B3). Le moyeu du F-HPJE est issu du T1 (voir § 1.18.2).

Sans la découverte de la partie du moyeu où se trouvait l'origine de la rupture, cette hypothèse n'aurait pas pu être vérifiée avec certitude par le BEA.

Dans cet arbre des causes, le phénomène de fatigue-dwell, identifié après l'examen de la partie du moyen retrouvé au Groenland comme étant à l'origine de la rupture (voir § 1.16.5), avait été classé comme improbable en se basant sur le retour d'expérience du constructeur et sur l'ensemble des données en sa possession, notamment :

- Les déformations accumulées en forge durant le processus « Near Net Shape » (NNS, voir § 1.18.1), conformes avec les pratiques de forgeage établies dans le cadre du processus d'homologation des pièces en production de P&W et jugées suffisantes pour limiter le risque de présence de macro-zones de grandes taille et intensité.
- Les analyses par diffraction d'électrons rétrodiffusés (EBSD) réalisées sur des dissections de forgés de GP7000 et sur un moyeu « frère » de la coulée de l'événement, qui n'indiquaient pas un niveau élevé de macro-zone.
- L'absence de rupture d'autres moyeux de soufflante montés sur d'autres moteurs utilisés en transport commercial, forgés en Ti-6-4 utilisant des billettes de diamètres similaires.

1.16.4 Recherches au Groenland

NB : L'ensemble des phases de recherches fait l'objet de deux rapports techniques dédiés⁽²⁰⁾.

Phase I

La phase I des recherches a consisté à déterminer, aussitôt après l'événement et de façon approximative dans un premier temps, une zone de localisation probable des débris, puis à récupérer dans la mesure du possible toutes les pièces repérées visuellement.

Durant cette phase, trois vols d'hélicoptère ont pu être réalisés entre le 4 et le 11 octobre 2017 dans une zone déterminée par le BEA, à partir des données extraites du FDR. Une trentaine de débris a été récupérée : fragments d'aubes de soufflante, carter de rétention de la soufflante, fragments du cône avant du moteur, lèvre complète de l'entrée d'air (en trois morceaux), parties de la nacelle. Aucun fragment du moyeu de soufflante n'a été retrouvé à ce moment-là. Lors du troisième vol, aucun débris supplémentaire n'a pu être localisé. Les chutes de neige et le vent avaient recouvert les pièces encore présentes dans la zone et ne permettaient plus de les détecter visuellement. La décision a été prise de mettre fin à la Phase I des recherches le 12 octobre 2017.

D'autres méthodes devaient alors être explorées afin de pouvoir localiser et récupérer les pièces manquantes, la priorité étant donnée aux fragments du moyeu de soufflante.

⁽²⁰⁾ RAPPORT TECHNIQUE, Accident de l'Airbus A380 immatriculé F-HPJE et exploité par Air France, survenu le 30/09/2017 en croisière au-dessus du Groenland, Octobre 2017 - Juin 2018, Phases de recherche I et II. RAPPORT TECHNIQUE, Accident de l'Airbus A380 immatriculé F-HPJE et exploité par Air France, survenu le 30/09/2017 en croisière au-dessus du Groenland, Juillet 2018 - Juillet 2019, Phases de recherche III.

Phase II

La phase II des recherches a consisté à évaluer des moyens de détection pour localiser les fragments de moyeu sur la calotte glaciaire du Groenland, ainsi qu'à préparer et réaliser les opérations de recherche qui ont eu lieu en avril et mai 2018. Les moyens de détection devaient être compatibles avec les conditions environnementales propres à la zone de retombée des débris et avec toutes les contraintes opérationnelles associées. Il n'est pas possible de se rendre dans cette région pendant l'hiver, dans la mesure où le niveau de sécurité est jugé insuffisant (températures très basses, journées courtes, météo changeante, présence de crevasses, etc.). Le printemps 2018 était la période la plus proche pour envisager des opérations de recherche et de récupération. Après une phase d'évaluation des moyens de recherche, il a été décidé de mettre en place deux opérations consécutives :

- une campagne aérienne consistant à exploiter des radars à synthèse d'ouverture à partir d'un avion, pour tenter de détecter et de localiser les pièces manquantes sous la couche de neige (Radar SETHI mis en oeuvre par l'ONERA) ;
- une campagne terrestre consistant à récupérer les pièces localisées précédemment lors de la campagne aérienne, ou à effectuer une recherche systématique à l'aide de géoradar en cas d'échec de cette dernière (GEUS).

Malgré les efforts déployés pour les opérations décrites ci-dessus, les fragments de moyeu de soufflante n'ont pas pu être détectés à la fin du mois de juin 2018.

La technologie SETHI est une technologie expérimentale et son déploiement au-dessus de la calotte glaciaire pour détecter des pièces enfouies sous la neige était nouveau. En raison des niveaux de bruit de fond du terrain plus élevés et de la pénétration plus faible que prévue des ondes radar dans la zone de recherche, aucune cible présentant un indice de confiance suffisant n'a été détectée dans l'intervalle de temps relativement court avant la campagne au sol menée par GEUS.

L'ONERA a finalement indiqué six cibles à GEUS pour sa campagne au sol, avec un indice de confiance modéré. Un traitement des données plus poussé a été effectué afin d'améliorer la qualité des détections radar. Dans la mesure où la campagne au sol de GEUS reposait sur les détections de cibles issues de la campagne aéroportée de l'ONERA, une fois que les six cibles fournies ont été sondées sans qu'aucun débris ne soit retrouvé, elle a dû être reconvertisse en campagne de recherche systématique. Le géoradar traîné sur la glace derrière une motoneige s'est avéré être un détecteur inadéquat pour une recherche dans une zone d'une telle taille. Au total, 430 km de mesures géoradar ont été analysés sans pour autant pouvoir certifier que, si la pièce s'était trouvé sous ces traces, elle aurait été détectée. Malgré une priorisation des zones de recherche permise par l'affinage des calculs balistiques poursuivis par Airbus et le NTSB, il n'a pas été possible de retrouver de débris avant la fin de cette seconde campagne de recherche.

La conviction des experts de l'ONERA qu'un meilleur traitement des données du Radar SETHI pour identifier des cibles avec un meilleur indice de confiance était possible a conduit le BEA à envisager la poursuite des travaux. L'équipe de l'ONERA a continué à traiter les images radar acquises au cours de la campagne aérienne après son retour en France. En novembre 2018, le processus était toujours en cours. De nouveaux algorithmes spécifiques ont permis de détecter un moyeu de test⁽²¹⁾, dans la bande X, ce qui était un résultat prometteur. En complément de ces travaux, l'équipe d'enquête a estimé qu'il était nécessaire de tester de nouveaux capteurs au sol avec une fauchée plus large et une réponse plus sûre, avant de lancer une nouvelle phase de recherche en 2019.

Phase III

Les simulations par éléments finis réalisées par P&W début 2018, basées sur l'hypothèse d'une rupture du moyeu dans sa jante, ont apporté des éléments relatifs aux tailles, masses et vitesses d'éjection probables des fragments du moyeu. De nouveaux calculs balistiques ont été réalisés à partir de ces données raffinées, afin de réduire la taille de la zone de recherche. Fin 2018, le système de détection électromagnétique développé par le groupe d'hydrogéophysique (HGG) de l'université d'Aarhus (Danemark) a été modifié afin de pouvoir détecter une pièce en titane à une distance de cinq à six mètres sous la neige. En parallèle, le post-traitement des données Radar SETHI acquises pendant la phase II a été achevé. Les coordonnées d'une cible de forte probabilité ainsi que celles de deux autres cibles moins saillantes ont été transmises à l'équipe d'enquête par l'ONERA. La décision d'entreprendre une nouvelle expédition a été prise fin février 2019 pour un départ en mai 2019. Le début de celle-ci a été retardé en raison des conditions météorologiques incompatibles avec la mission. Malgré ce retard et la réduction de la durée de la mission en résultant, une détection sans ambiguïté a été obtenue en toute fin de campagne à l'endroit le plus prometteur indiqué par l'ONERA. Un signal d'un ordre de grandeur deux fois supérieur à celui du moyeu de test a été obtenu à proximité de la localisation de la détection déjà obtenue par le géoradar, caractéristique de la présence d'une pièce en métal. La détection était localisée à un mètre au nord d'une crevasse de quatre mètres de largeur dont le pont de neige était épais de six mètres. Une campagne d'excavation a été organisée en juin 2019. Un fragment du moyeu de soufflante a été minutieusement extrait et transporté à l'aéroport de Narsarsuaq. Le signal renvoyé par le fragment au système utilisé par HGG était beaucoup plus fort que celui du moyeu de test en raison de sa plus grande taille ainsi que de la plus faible profondeur d'enfouissement. La présence d'aubes encore attachées et celle d'autres matériaux (aluminium, téflon, acier) ont également pu augmenter la force du signal. La pièce a été prise en charge par le BEA en juillet 2019 et examinée chez le motoriste, P&W, afin de déterminer la cause de l'avarie.

⁽²¹⁾ Le moyeu de test est une portion de moyeu à l'échelle 9/10^e fournie par Engine Alliance. Il avait été volontairement positionné sur le site au préalable des recherches à des fins de calibration et de test de détection pour la campagne aérienne.



Source : Austin Lines

Figure 15 : Extraction du fragment de moyeu de soufflante

1.16.5 Examen du débris de moyeu retrouvé lors de la phase III

Le fragment de moyeu retrouvé au Groenland a été envoyé chez P&W en juillet 2019 afin de réaliser un examen, supervisé par le BEA. Le fragment retrouvé est présenté sur la [Figure 16](#). Des fragments d'aubes de soufflante étaient encore attachés au moyeu. Deux surfaces de ruptures sont visibles, dans les alvéoles n°10 et n°18. La rupture de sa partie conique est confirmée comme étant le vis-à-vis de la rupture présente sur le fragment conique retrouvé encore attaché au moteur.

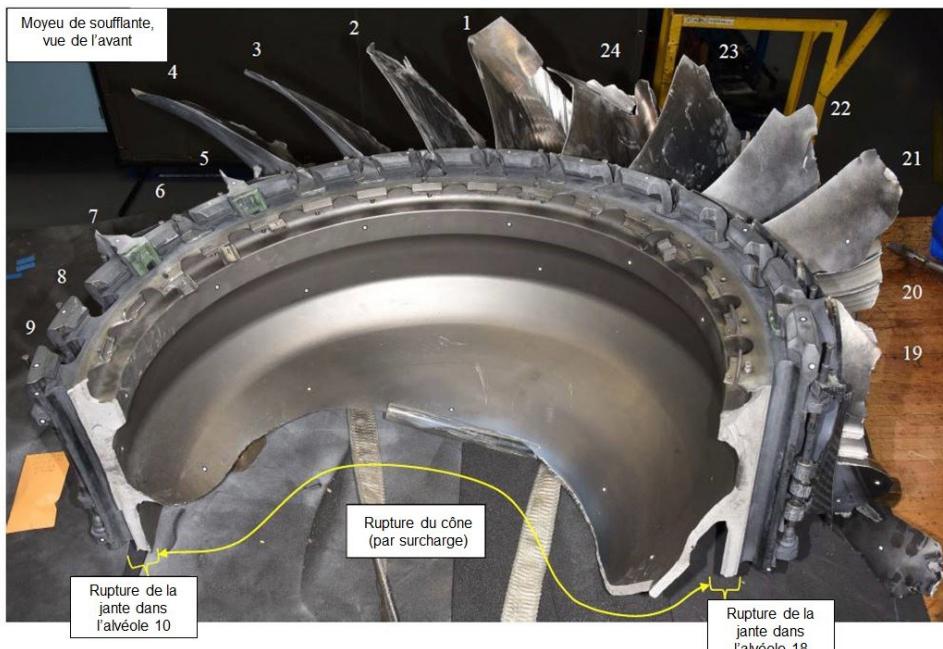


Figure 16 : Fragment du moyeu de soufflante retrouvé au Groenland lors de la phase III. Les numéros d'alvéole sont indiqués en blanc. La surface de rupture s'étend du fond d'alvéole n°10 au slot 18 en passant par la partie conique du moyeu (ligne jaune).

L'examen a permis de déterminer que la rupture du moyeu s'est produite selon un processus de fissuration en fatigue oligocyclique (LCF⁽²²⁾), dont l'origine est sub-surfacique. La fissuration a débuté quasiment au centre de l'alvéole n°10 (Figure 17), environ 14 cm (5,6 pouces) en arrière de la face avant du moyeu et 1,4 mm (0,055 pouces) sous la surface du fond d'alvéole. Aucune anomalie liée à la qualité du matériau (composition, microstructure) ou à la fabrication n'a été mise en évidence.

⁽²²⁾ Low Cycle Fatigue.

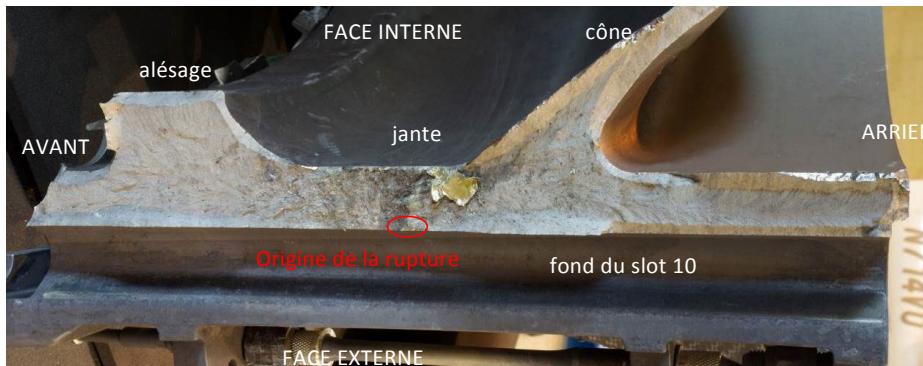


Figure 17 : Surface de rupture de l'alvéole n°10

Une région de stries de fatigue, caractéristiques d'une propagation en LCF, est observée entre l'origine de la rupture et la face interne du moyeu. Les stries sont uniformément espacées, les mesures d'espacement se situent entre $25,4 \times 10^{-5}$ mm/cycle et $25,1 \times 10^{-4}$ mm/cycle ($\sim 1 \times 10^{-5}$ pouce/cycle et $\sim 9,9 \times 10^{-5}$ pouce/cycle respectivement). Les grains situés entre l'origine de la rupture et la surface du fond d'alvéole présentent essentiellement des facettes de quasi-clivage⁽²³⁾, avec occasionnellement présence de stries. Un comptage de stries a été effectué par P&W, afin de déterminer le nombre de cycles de propagation nécessaires à la fissure pour mener à la rupture finale. L'hypothèse qu'une strie équivaut à un cycle avion est généralement admise en LCF pour les pièces de rotor soumises essentiellement aux efforts centrifuges. Pour réaliser ce comptage, différentes images de stries ont été prises au microscope électronique à balayage (MEB) à différentes distances de l'origine, allant de 0,076 mm à 1,7 mm (0,003 à 0,068 pouces). Sur chaque image, le rapport du nombre de stries par millimètre a été calculé en divisant le nombre de stries observées par la distance séparant la première strie observée de la dernière. Cependant, certaines de ces images se trouvaient dans des zones mixtes, présentant également du clivage. Une méthode a été employée consistant à déterminer le rapport entre les deux modes de rupture (clivage et stries) et à ajuster (réduire) le nombre de cycles de propagation en fonction de ce rapport. Le nombre total de stries a été évalué à 1 652. Durant cette opération, une zone de transition a été observée à partir de laquelle les stries sont devenues mieux définies. Cette zone a été attribuée à la transition entre une propagation de fissure sous vide et une propagation sous air, c'est-à-dire qu'elle désigne le moment où la fissure a atteint la surface de l'alvéole et est devenue débouchante. Cette zone se situait à environ 0,41 mm (0,016 pouces) de l'origine et correspondait à un nombre de cycles de 773. Cela signifie qu'un peu moins de la moitié de la propagation stable de la fissure, en nombre de cycles, s'est effectuée sous vide, sous la surface.

⁽²³⁾ Le clivage est l'aptitude d'un matériau à se fracturer selon des surfaces planes dans des directions privilégiées lorsqu'il est soumis à un effort mécanique (un choc ou une pression continue). L'existence et l'orientation des plans de clivage dépendent de la symétrie et de la structure cristalline (plans des liaisons les plus faibles du réseau).

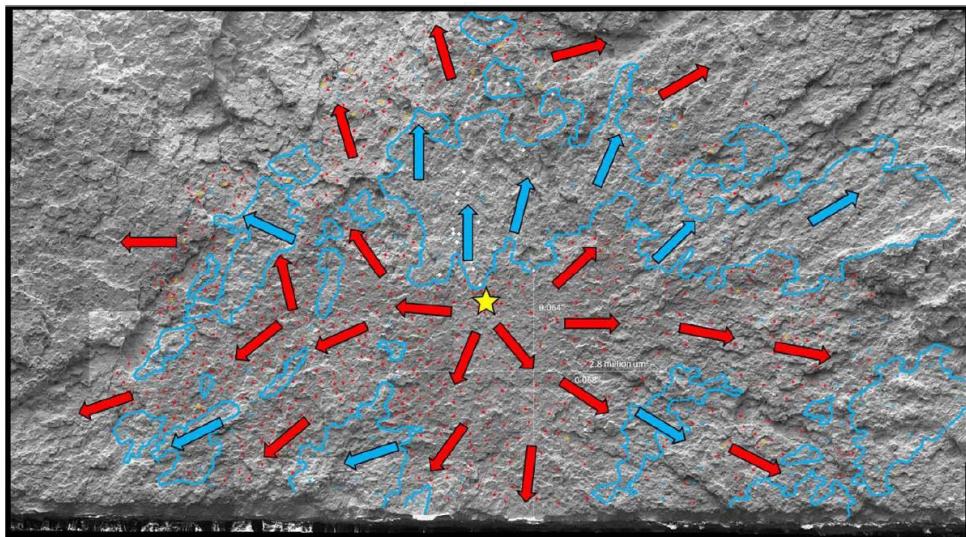


Figure 18 : Vue de détail au MEB de l'origine de la rupture. Les flèches rouges matérialisent la direction de propagation de la fissure dans les zones à facettes, les flèches bleues dans la zone à stries. Les régions où les stries sont prédominantes sont délimitées en bleu. Les orientations obtenues confirment l'existence d'une origine principale, à 1,4 mm de profondeur sous la surface du fond d'alvéole (étoile jaune), dans une zone principalement à facettes.

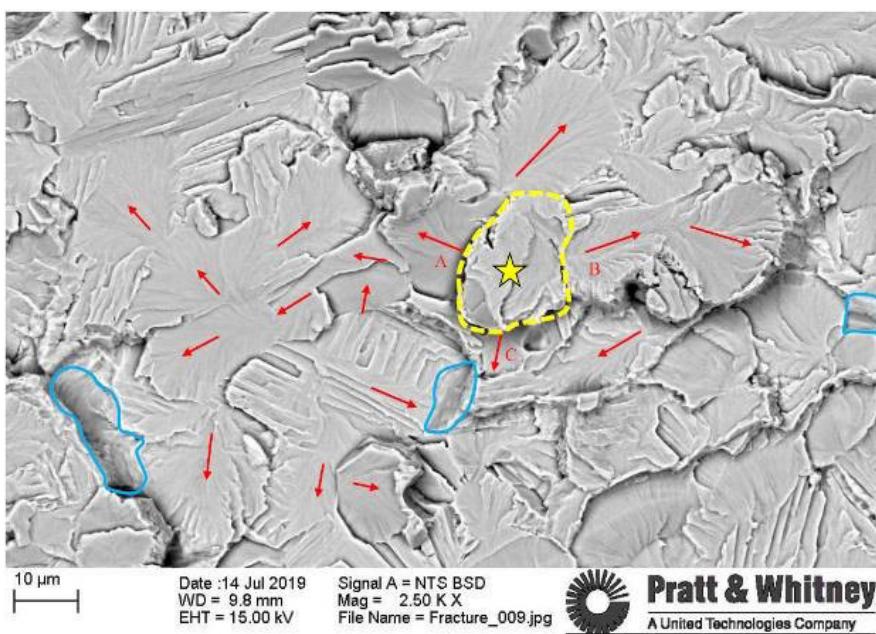


Figure 19 : Vue au MEB de l'origine de la rupture (zone de propagation à facettes). Les flèches rouges indiquent les directions de propagation. Les grains A, B et C exhibent une direction de propagation de fissure s'éloignant d'une petite région recouverte d'une écaille (pointillés jaunes). Le grain sous l'écaille a pu être révélé à l'aide d'une sonde ionique focalisée (FIB, focus ion beam).

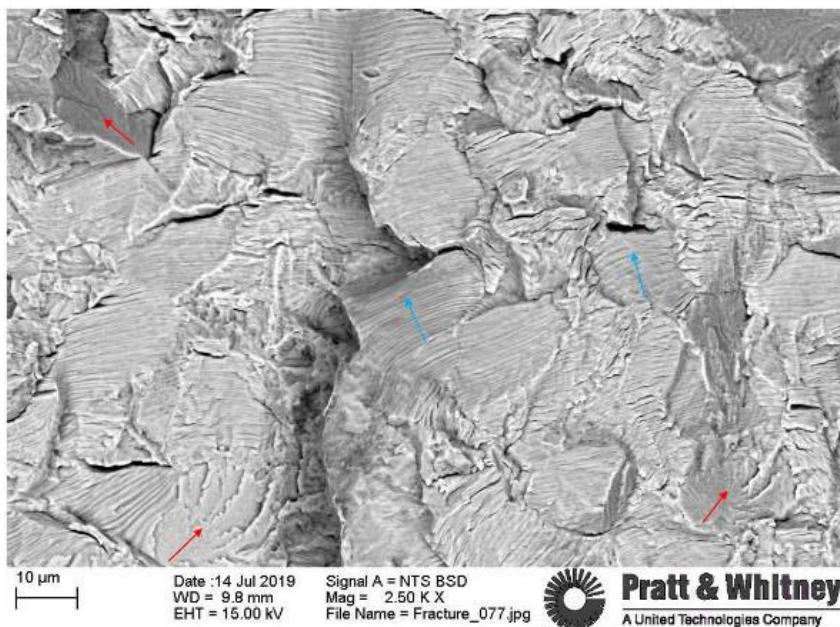


Figure 20 : Vue au MEB d'une zone principalement à stries. La direction de propagation de fissure dans les zones à stries est indiquée par les flèches bleues. Des facettes de quasi-clivage peuvent être présentes également (flèches rouges).

Sur la base de l'examen fractographique qui a révélé la présence d'une zone étendue à facettes de quasi-clivage, la fissure s'est amorcée dans une zone micro-texturée (macro-zone) de 1,75 mm (0,069 pouces) de large pour 1,63 mm (0,064 pouces) de profondeur ([Figure 21](#)).

Une coupe métallographique a été préparée en polissant légèrement la surface de rupture. Cette coupe a été soumise à une analyse par diffraction d'électrons rétrodiffusés (EBSD), à l'issue de laquelle une cartographie de l'orientation cristallographique des grains a été obtenue.

Une bonne corrélation a été observée entre la cartographie, montrant une zone dont l'orientation des grains α est principalement basale, perpendiculaire à la contrainte circonférentielle (pointillés jaunes, image de gauche [Figure 21](#)) et la localisation de la zone principalement à facettes (pointillés jaunes, image de droite, [Figure 21](#)).

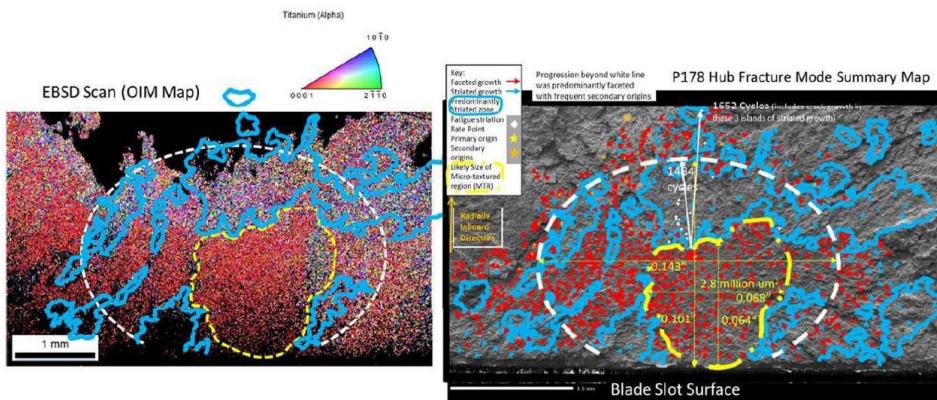


Figure 21 : Micrographie plane de l'origine de la rupture montrant la cartographie des orientations cristallographiques (à gauche), obtenue par EBSD après léger polissage de la surface de rupture. Les zones rouges correspondent aux grains qui ont leur plan basal perpendiculaire à la contrainte circonférentielle dans la jante. Cette orientation est favorable à l'amorçage de fissure en fatigue.

Les zones à prédominance de facettes de quasi-clivage, en rouge à droite, et la prédition de la macro-zone (pointillés jaunes) correspondent à ces régions où l'orientation basale des grains est préférentielle. Les zones à stries (contours bleus) exhibent une orientation cristallographique davantage aléatoire.

Le titane pur possède à température ambiante une structure cristalline hexagonale compacte (phase α). Des indices cristallographiques permettent de désigner certaines caractéristiques de cette structure. Ainsi, le plan de base, aussi appelé plan basal, est désigné par son indice cristallographique (0001). Il est représenté sur la Figure 22 en rouge. La direction basale est la direction perpendiculaire au plan basal (direction $c[0001]$ sur la Figure 22). Du fait de sa structure hexagonale, la phase α est intrinsèquement anisotrope à l'échelle cristalline, ce qui a des conséquences importantes sur les propriétés élastiques et plastiques du titane et de ses alliages. Pour la phase α , le module d'élasticité dépend de l'angle entre la direction de sollicitation et l'axe $\langle c \rangle$ de la maille cristalline.

Au-delà de 882 °C, le titane présente une structure cubique centrée (phase β) jusqu'à sa température de fusion, 1 670 °C. Ainsi lorsqu'il est chauffé au-delà de 882 °C, il passe de la phase α à la phase β . La teneur en éléments d'alliage et le chemin thermomécanique lors de la fabrication déterminent la morphologie et la fraction des phases α et β de la microstructure. La température de transition de la phase β vers la phase α est appelée transus β ($T\beta$) et dépend de la composition de l'alliage. À température ambiante, l'alliage Ti-6-4 est biphasé α/β avec un faible pourcentage volumique de β résiduel.

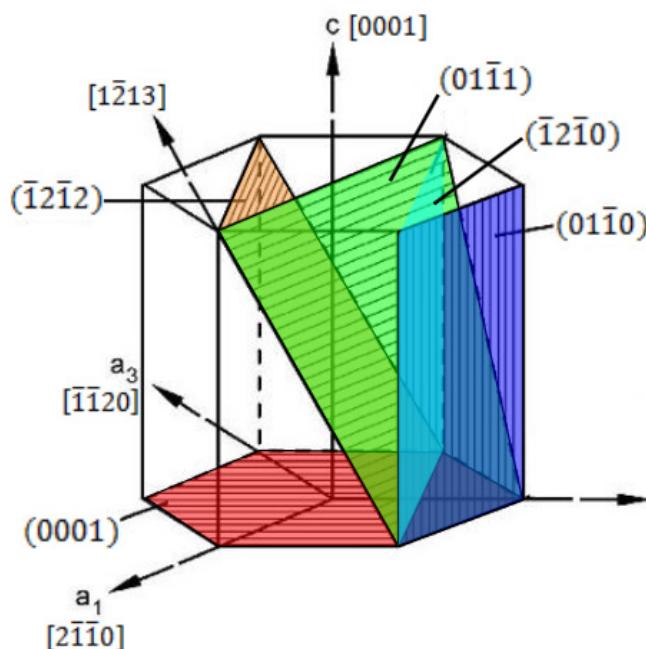


Figure 22: Indices cristallographiques de la phase α hexagonale compacte

Une classification de la macro-zone associée à l'origine de la rupture a été réalisée par P&W, qui confirme que celle-ci est, selon son expérience, plus grande et plus intense⁽²⁴⁾ (d'un facteur 10) que les statistiques des macro-zones moyennes (taille maximale de $1.1 \times 10^6 \mu\text{m}^2$ et intensité maximale de 6.58).

⁽²⁴⁾L'intensité d'une macro-zone définie par P&W se caractérise par les trois grandeurs suivantes : la taille de la macro-zone, la densité des grains α ayant le même alignement dans la macro-zone, l'écart d'alignement avec la direction basale dans la macro-zone.

Les examens métallurgiques de ce fragment indiquent que la rupture s'est produite sous un phénomène de fatigue-dwell, dont l'origine est sub-surfacique, dans une macro-zone dont les grains sont orientés de façon défavorable par rapport à la direction de contrainte maximale (circonférentielle), au milieu de l'alvéole n°10. La fissure s'est propagée sur environ 19,7 mm (0,775 pouces) avant de devenir instable.

Aucune anomalie liée à la qualité du matériau (composition chimique, microstructure) ou à la fabrication n'a été mise en évidence qui puisse être associée à cette origine sub-surfacique.

Aucun signe d'endommagement lié à une activité de maintenance n'a été observé en face avant du moyeu au voisinage des alvéoles n°10 et n°18.

Les différentes caractérisations métallurgiques et mécaniques réalisées au cours de l'enquête ont montré que le matériau était conforme aux exigences relatives à l'alliage Ti-6-4 pour les pièces critiques tournantes définies par P&W.

1.16.6 Inspections en service

En 2010, EA a publié l'Alert Service Bulletin (ASB) EAGP7-A72-139 qui demandait une inspection unique du moyeu de soufflante, dans les zones échancrées en face avant, pour la recherche de dommages de type rayures, éraflures ou entailles. La raison était que des dommages jusqu'à 0,229 mm (0,009 pouces) de profondeur avaient été observés sur un moyeu de soufflante lors de son retrait de la flotte pour une action de maintenance. Le dommage se situait dans une zone à forte contrainte et était hors des limites. Une analyse montrait qu'un dommage de cette taille pouvait mener au développement d'une fissure si le moyeu restait en service. Les moyeux trouvés avec ce type de dommage devaient être retirés du service avant qu'une méthode de réparation ne soit mise en place.

À la suite de l'accident du F-HPJE, EA, la FAA et l'AESA ont publié plusieurs documents renforçant ces inspections et informant les opérateurs de moteurs GP7000 et leur donnant des instructions. Ces documents sont rapportés sur la [Figure 23](#).

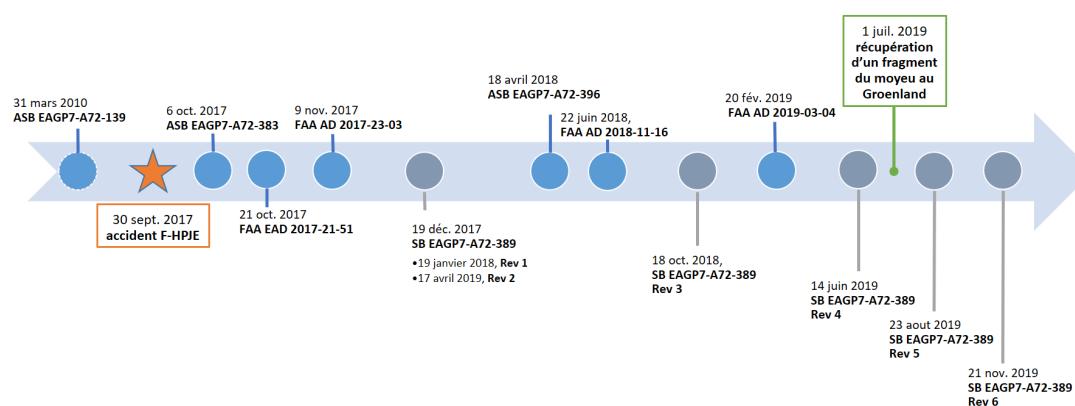


Figure 23 : Séquence de publication de la documentation relative aux inspections du moyeu de soufflante (échelle de temps non respectée)

Le 6 octobre 2017, EA publie l'Alert Service Bulletin EAGP7-A72-383 qui requiert une inspection visuelle unique du moyeu de soufflante pour la recherche de dommages de type rayures, éraflures, entailles ou fissures, sur les parties visibles du moyeu une fois le cône du moteur déposé. Les moyeux présentant des dommages au-delà des limites fournies par l'ASB doivent être retirés du service et les dommages évalués par EA. Cet ASB annule et remplace l'ASB EAGP7-A72-139 de 2010.

Le 12 octobre 2017, EA publie la révision 1 de cet ASB afin d'incorporer des modifications consécutives aux retours des premières inspections et pour fournir de nouvelles limites pour les dommages observés dans certaines zones. Le même jour, la FAA publie la consigne de navigabilité (Airworthiness Directive, AD) urgente EAD 2017-21-51, applicable immédiatement, et qui se réfère à l'ASB A72-383 d'Engine Alliance. Cette AD reprend les exigences de l'ASB et requiert une inspection visuelle unique de tous les moyeux de soufflante des moteurs de la série GP7200. Le calendrier de mise en conformité est dérivé du nombre total accumulé de cycles. Tout moyeu présentant des dommages hors des limites spécifiées doit être retiré du service. Cette AD urgente a été reprise par l'AESA en vertu de la décision ED 02/2003.

Le 9 novembre 2017, la FAA publie l'AD 2017-23-03 qui annule et remplace l'AD 2017-21-51. Cette nouvelle AD n'introduit que des changements éditoriaux par rapport à l'AD 2017-21-51. Hors, celle-ci est publiée avec une date de mise en application au 24 novembre 2017, ce qui prolonge le calendrier de mise en conformité de six semaines supplémentaires. Bien que l'AESA soit en accord avec le contenu technique de la nouvelle AD, elle ne l'est pas avec l'introduction d'une nouvelle date d'effet et ses conséquences sur l'extension du calendrier de mise en conformité. Pour cette raison, l'AESA n'adopte pas cette nouvelle AD. Concernant les moteurs d'aéronefs immatriculés dans les états membres de l'AESA, l'AD urgente 2017-21-51 reste applicable.

Le 19 décembre 2017, EA publie le SB EAGP7-A72-389 qui demande aux opérateurs de réaliser une inspection unique par courants de Foucault (Eddy current inspection, ECI) des fonds d'alvéoles du moyeu de soufflante, pour la recherche de fissures, et de réaliser une inspection visuelle du moyeu pour la recherche de dommages. Les moyeux présentant des dommages ou des indications en ECI hors des limites spécifiées doivent être retirés de service et/ou être réparés.

Le 19 janvier 2018, la révision 1 est publiée afin d'ajouter à l'inspection unique par courant de Foucault l'arête en face avant des alvéoles d'aube et pour spécifier que l'inspection peut être faite aussi bien moteur sous l'aile que moteur déposé, sur des moyeux seuls ou encore assemblés au module CoBP. La révision 2 est publiée le 17 avril 2018 pour rajouter certains numéros de série de moyeu dans la section «conformité», modifier certaines limites de dommages et pour ajouter une inspection visuelle unique au voisinage des alésages derrière la bride d'équilibrage.

Le 18 avril, 2018, EA publie l'ASB EAGP7-A72-396 qui demande une inspection non destructive du moyeu de soufflante pour rechercher des dommages, nécessitant un démontage supplémentaire minime du module CoBP. L'application de ce Service Bulletin est répétitive, à chaque visite en atelier du moteur ou du module CoBP qui répond aux trois critères de la section conformité.

Le 22 juin 2018, la FAA publie l'AD 2018-11-16, effective le 2 juillet 2018. Cette AD requiert des inspections visuelles de la série GP7200 au-delà de celles demandées par l'AD 2017-23-03. Elle demande aussi l'inspection par courant de Foucault des fonds d'alvéoles et de l'arête en face avant des alvéoles pour rechercher des fissures, qui n'existe pas dans l'AD 2017-23-03, ainsi que le retrait du service des pièces présentant des dommages hors des limites spécifiées. Cette AD a été adoptée par l'AESA en vertu de la décision ED 02/2003.

Le 18 octobre 2018, la révision 3 du SB EAGP7-A72-389 est publiée pour rajouter des numéros de série de moyeu de soufflante à la section applicabilité et certaines informations à la section conformité.

Le 20 février 2019, la FAA publie l'AD 2019-03-04, effective le 6 mars 2019, qui annule et remplace l'AD 2018-11-16 pour tous les moteurs GP7270 et GP7277 d'EA qui ont un certain assemblage de soufflante. L'AD 2019-03-04 conserve les exigences d'inspection de l'AD 2018-11-16 mais étend les inspections à une plus grande population de modules de soufflante et révise le calendrier de mise en conformité pour ces inspections. La publication de cette AD est motivée par la détermination par la FAA de la nécessité d'étendre les inspections à tous les moteurs GP7270 et GP7277. Cette AD a été adoptée par l'AESA en vertu de la décision ED 02/2003.

Le 14 juin 2019, la révision 4 du SB EAGP7-A72-389 est publiée pour corriger certains numéros de série de la version précédente. Le moyeu de soufflante du moteur N°4 est retrouvé fin juin 2019 et les examens métallurgiques sur ce moyeu démarrent début juillet 2019.

Le 20 août 2019, la FAA publie l'AD 2019-16-04 qui annule et remplace l'AD 2019-03-04 pour tous les moteurs GP7270 et GP7277 d'EA qui ont un certain module de soufflante. Pour certains moteurs, cette AD continue d'exiger une inspection unique par courant de Foucault des fonds d'alvéoles et de l'arête en face avant des alvéoles pour rechercher des fissures et une inspection visuelle du moyeu de soufflante. Pour tous les moteurs, cette AD exige également une inspection indépendante du moyeu de soufflante avant le remontage de l'anneau de maintien des aubes. Pour certains numéros de série, l'AD exige le remplacement de l'anneau de maintien. Cette AD a été adoptée par l'AESA en vertu de la décision ED 02/2003.

Le 23 août 2019, la révision 5 du SB EAGP7-A72-389 est publiée pour changer principalement les exigences calendaires des inspections, en passant d'une inspection unique à une inspection répétitive. Elle modifie également le seuil d'inspection initial, la liste des moyeux à inspecter passant d'une liste spécifique à tous les numéros de pièce PN 5760221 et PB 5760321, et retire les exigences d'inspections visuelles qui sont à présent dans le manuel de maintenance de l'avion d'Airbus (*Airbus Aircraft Maintenance Manual*) et dans le manuel du moteur (*Engine Manual*). Les exigences calendaires de conformité requièrent de réaliser l'inspection par courants de Foucault à 1 700 cycles depuis neuf, à 150 cycles (au 1er septembre 2019), à 330 cycles depuis la dernière ECI ou à 330 cycles depuis la dernière maintenance, la date la plus tardive étant retenue. L'inspection par courant de Foucault doit ensuite être réalisée tous les 330 cycles.

Le 24 septembre 2019, la FAA publie l'AD 2019-18-08 qui annule et remplace l'AD 2019-16-04 pour tous les moteurs GP7270 et GP7277. Cette AD réduit pour certains moteurs la durée de mise en conformité pour l'inspection initiale par courant de Foucault et exige une inspection répétitive par courant de Foucault des moyeux de soufflantes de tous les moteurs GP7270 et GP7277. Cette AD a été adoptée par l'AESA en vertu de la décision ED 02/2003.

Le 21 novembre 2019, la révision 6 du SB EAGP7-A72-389 est publiée, pour ajouter une inspection par ultrasons de la jante. Les exigences relatives aux ultrasons sont les mêmes que pour les inspections aux courants de Foucault, et sont les mêmes que pour la révision 5.

Cette campagne d'inspections réalisée sur les moyeux de la flotte A380 équipés de moteurs EA par le biais de ces SB a révélé la présence de dommages mécaniques en face avant de plusieurs moyeux, notamment dans les zones d'échancrures qui constituent des zones à forte concentration de contraintes. Ces dommages ont pu être causés par l'utilisation d'outils ou par des pratiques inappropriés lors d'opérations de maintenance. La taille maximale des dommages rapportés atteint 0,36 mm (0,014 pouces) de profondeur. Des actions correctives ont été mises en place par EA afin de réduire le risque de générer des dommages en face avant du moyeu (voir § 4.3). Des indications par courant de Foucault ont été obtenues lors des inspections. Celles-ci étaient généralement dues à des éraflures en fond d'alvéole. La réduction potentielle de tenue à la fatigue liée à la présence de ces éraflures a fait l'objet d'une évaluation spécifique par essais sur éprouvettes en LCF.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Sans objet.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Principes de dimensionnement du moyeu de soufflante

1.18.1.1 Exigences de certifications

Le moteur GP7200 a été certifié en 2005 conformément aux exigences du Code de Règlementation Fédérale (Code of Federal Regulations, CFR) de la FAA⁽²⁵⁾, en vigueur à la date de certification. Ces normes seront par la suite référencées comme « Part 33 ». Concernant les exigences de la Part 33 relatives aux rotors, les extraits du règlement pertinents dans le cadre de l'événement du F-HPJE et en application à la date de certification du moteur sont listés ci-après :

Section 33.7 Engine ratings and operating limitations.	"(a) Engine ratings and operating limitations are established by the Administrator and included in the engine certificate data sheet specified in § 21.41 of this chapter, including ratings and limitations based on the operating conditions and information specified in this section, as applicable, and any other information found necessary for safe operation of the engine.[...] (c) For turbine engines, ratings and operating limitations are established relating to the following: [...] (12) The number of start-stop stress cycles approved for each rotor disc and spacer. [...]"
Section 33.14 Start-stop cyclic stress (low-cycle fatigue). Amdt. 33-10, Eff. 3/26/84	"By a procedure approved by the FAA, operating limitations must be established which specify the maximum allowable number of start-stop stress cycles for each rotor structural part (such as discs, spacers, hubs, and shafts of the compressors and turbines), the failure of which could produce a hazard to the aircraft. A start-stop stress cycle consists of a flight cycle profile or an equivalent representation of engine usage. It includes starting the engine, accelerating to maximum rated power or thrust, decelerating, and stopping."
Advisory circulars Section 33.14-1 Damage Tolerance for High Energy Turbine Engine Rotors Date 01-08-2001	This advisory circular describes an acceptable means for showing compliance with the requirements of section 33.14 of the Federal Aviation Regulations (Title 14, Code of Federal Regulations). Section 33.14 contains requirements applicable to the design and life management of high energy rotating parts of aircraft gas turbine engines.
33.15 Materials. Amdt. 33-8, 42 FR 15047, Mar. 17, 1977, as amended by Amdt. 33-10, 49 FR 6850, Feb. 23, 1984	§33.15 Materials. The suitability and durability of materials used in the engine must— (a) Be established on the basis of experience or tests; and (b) Conform to approved specifications (such as industry or military specifications) that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data.
Advisory circulars: 33.15-1 - Manufacturing Process of Premium Quality Titanium Alloy Rotating Engine Components	This advisory circular provides guidance for compliance with the provisions under Title 14 under the Code of Federal Regulations, Part 33 (14 CFR 33) pertaining to the materials suitability and durability requirements, 33.15, as applicable to the manufacture of titanium alloy high energy rotating parts of aircraft engines.
Section 33.19 Durability. Amdt. 33-10, Eff. 3/26/84	"(a) Engine design and construction must minimize the development of an unsafe condition of the engine between overhaul periods. The design of the compressor and turbine rotor cases must provide for the containment of damage from rotor blade failure. Energy levels and trajectories of fragments resulting from rotor blade failure that lie outside the compressor and turbine rotor cases must be defined."

⁽²⁵⁾ Titre 14 (Aeronautics and Space), Chapitre I (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, DEPARTMENT OF TRANSPORTATION), Sous-chapitre C (AIRCRAFT), Partie 33 (AIRWORTHINESS STANDARDS: AIRCRAFT ENGINES).

Section 33.27 Turbine, compressor, fan, and turbosupercharger rotors. Amdt. 33-10, Eff. 3/26/84	<p>"(a) Turbine, compressor, fan, and turbosupercharger rotors must have sufficient strength to withstand the test conditions specified in paragraph (c) of this section.</p> <p>(b) The design and functioning of engine control devices, systems, and instruments must give reasonable assurance that those engine operating limitations that affect turbine, compressor, and turbosupercharger rotor structural integrity will not be exceeded in service.</p> <p>(c) The most critically stressed rotor component (except blades) of each turbine, compressor, and fan, including integral drum rotors and centrifugal compressors in an engine or turbosupercharger, as determined by analysis or other acceptable means, must be tested for a period of 5 minutes--</p> <ul style="list-style-type: none"> (1) At its maximum operating temperature, except as provided in paragraph (c)(2)(iv) of this section; and (2) At the highest speed of the following, as applicable: <ul style="list-style-type: none"> (i) 120 percent of its maximum permissible r.p.m. if tested on a rig and equipped with blades or blade weights. (ii) 115 percent of its maximum permissible r.p.m. if tested on an engine. (iii) 115 percent of its maximum permissible r.p.m. if tested on turbosupercharger driven by a hot gas supply from a special burner rig. (iv) 120 percent of the r.p.m. at which, while cold spinning, it is subject to operating stresses that are equivalent to those induced at the maximum operating temperature and maximum permissible r.p.m. (v) 105 percent of the highest speed that would result from failure of the most critical component or system in a representative installation of the engine. (vi) The highest speed that would result from the failure of any component or system in a representative installation of the engine, in combination with any failure of a component or system that would not normally be detected during a routine preflight check or during normal flight operation.] <p>Following the test, each rotor must be within approved dimensional limits for an overspeed condition and may not be cracked."</p>
Section 33.62 Stress analysis. [Amdt. 33-6, 39 FR 35466, Oct. 1, 1974]	<p>"A stress analysis must be performed on each turbine engine showing the design safety margin of each turbine engine rotor, spacer, and rotor shaft."</p>
Section 33.75 Safety analysis. Amdt. 33-10, Eff. 3/26/84	<p>"It must be shown by analysis that any probable malfunction or any probable single or multiple failure, or any probable improper operation of the engine will not cause the engine to--</p> <ul style="list-style-type: none"> (a) Catch fire; (b) Burst (release hazardous fragments through the engine case); (c) Generate loads greater than those ultimate loads specified in Sec. 33.23(a); or (d) Lose the capability of being shut down."

1.18.1.2 Fatigue oligocyclique (LCF)

Lors de la certification du moteur GP7200, un calcul des contraintes et de leur évolution au cours d'un vol (à la fois de leur niveau et des facteurs de concentration de contraintes) a été réalisé par P&W en utilisant des calculs éléments finis 2D et 3D sur la base de cycles représentatifs de vols réels. Les durées de vie en fatigue oligocyclique relatives à ces missions ont été calculées en utilisant le système de calcul de durée de vie en LCF, valable pour le Ti-6-4, développé par P&W et approuvé par la FAA. Ce système se base sur le cumul de résultats d'essais, sur éprouvettes et sur pièces, obtenu par P&W. Les prédictions résultantes de cet outil sont des données statistiques en valeurs B0.1⁽²⁶⁾ (i.e. une pièce sur 1 000 développera une fissure de 0,79 mm (1/32^e de pouce) à la durée de vie prévue).

Les zones critiques du moyeu en LCF ont été déterminées par P&W. Ce sont les zones d'échancrure, les trous de passage de vis et les fonds d'alvéole, comme montré sur la Figure 24. Les conditions de contraintes maximales se produisent sur le moyeu durant les phases de « *step climb* », lorsque le régime de rotation de la soufflante atteint sa vitesse maximale. Plus de 600 éprouvettes ainsi que dix-sept pièces ont été utilisées pour construire le système de calcul de durée de vie de P&W. D'après le constructeur, toutes les éprouvettes ont rompu au-delà de 58 000 cycles lorsqu'elles étaient testées à un niveau de contrainte proche du niveau maximal vue par les zones critiques. Des données sont également disponibles pour les niveaux de contrainte au-delà de ces valeurs maximales calculées.

⁽²⁶⁾ La durée de vie à l'amorçage B(X) est la durée nécessaire estimée pour que la probabilité d'amorçage d'une fissure atteigne X%. Par exemple, la valeur B0.1 est la durée de vie à laquelle 1/1 000 (0.1%) de la population aura amorcé. De la même manière, la valeur B50 est la durée de vie moyenne, à savoir que 50% de la population aura amorcé à cette durée.

La durée de vie « *safe-life* »⁽²⁷⁾ du moyeu (i.e. la durée de vie en LCF à initiation d'une fissure de 0,79 mm ou 1/32e de pouce) a été établie à 15 000 cycles, sur la base des valeurs B0.1 en LCF.

⁽²⁷⁾ La structure doit être exempte de fissures détectables pendant toute sa durée d'utilisation.

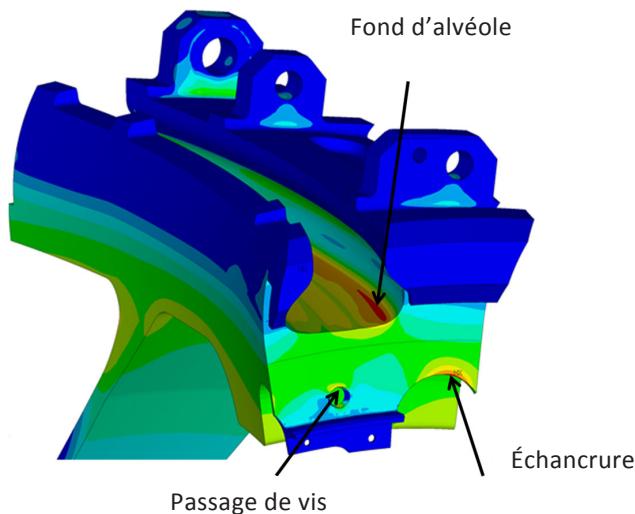


Figure 24 : Zones critiques en LCF (step climb)

1.18.1.3 Marges à l'éclatement

Le moyeu de soufflante du moteur GP7200 a été certifié à l'éclatement par analyse. P&W a utilisé une méthodologie propre, approuvée par la FAA. Cette méthodologie a été calibrée pour l'alliage en titane Ti-6-4 sur la base de 30 essais de survitesse. D'après le constructeur, ces essais couvraient les zones critiques du moyeu du moteur, la gamme de températures rencontrées, et le ratio des vitesses d'essai (rapport entre la vitesse à laquelle un essai précédent a été réalisé avec succès pendant cinq minutes et la vitesse d'éclatement).

Selon le constructeur, l'analyse de la tenue du moyeu du moteur GP7200 à l'éclatement en survitesse prédisait une marge à l'éclatement de 136 % au-delà de la vitesse de rotation maximale autorisée en service (redline), en prenant un compte une marge de sécurité supplémentaire. La FAA exige (Part 33.27) que 120 % de la redline, ou que 105 % de la vitesse de rotation la plus élevée résultant d'une défaillance puisse être supportée, tel qu'expliqué dans le paragraphe Part 33.27(c) (voir §1.18.1.1). Dans le cas du moteur GP7200, la vitesse de rotor la plus élevée qui puisse être atteinte est de 100.2 % de la redline, dans le cas d'un cisaillement de l'arbre BP. P&W a calculé que les marges vis-à-vis de la limite élastique étaient de 1,35 ; tandis que les marges vis-à-vis de la limite à rupture étaient de 1,60.

Enfin, au regard des données collectées durant l'enquête, aucun signe de dépassement de la redline n'a pu être relevé. Un éclatement du moyeu à cause d'une survitesse a donc été jugé comme très peu probable.

1.18.1.4 Pièces « safe life » et tolérance aux dommages

Au moment de la certification du GP7270, l'AC 33.14-1⁽²⁸⁾ fournissait des lignes directrices pour intégrer une approche de type tolérance au dommage dans le processus de certification de pièces « *safe-life* » telles que les rotors à haute énergie. L'objectif était d'améliorer le processus de dimensionnement en durée de vie de ces pièces. L'AC ne considérait que les défauts de fabrication, de type « *hard-α* »⁽²⁹⁾. D'après P&W, le moyeu du GP7200 était conforme aux recommandations de l'AC33.14-1.

Dans le cadre de l'enquête et avant la découverte du fragment de moyeu au Groenland, une analyse de propagation de fissure a été menée par le constructeur dans le but de déterminer la taille initiale minimale d'un défaut nécessaire pour qu'une rupture survienne à 3 500 cycles, si le défaut est localisé à 0,76 mm (0,030) pouces sous la surface. Les contraintes statiques, vibratoires ainsi que les conditions de vent de travers ont été considérées pour cette analyse. Situé dans le fond d'alvéole, la taille de défaut minimal est de 0,91 mm (0,036 pouces). Selon les courbes fournies par l'AC33.14.1 de la FAA, la probabilité d'avoir un défaut de 0,91 mm dans le moyeu est de 1 sur 10 400.

Considérant les zones d'échancrure, la même évaluation a été réalisée en considérant cette fois-ci un dommage de surface. Le dommage le plus sévère rapporté en inspection était de 0,36 mm (0,014 pouces) de profondeur. Le nombre de cycles en propagation de fissure nécessaire pour arriver à la rupture du moyeu à partir d'un tel dommage est évalué à 4 800 cycles. La taille minimale de défaut pour rompre en 3 500 cycles a également été calculée, supposant la présence d'une fissure active au premier cycle. Le résultat est de 0,38 mm (0,015 pouces) de profondeur. Ces résultats ont été obtenus en utilisant des valeurs statistiques moyennes (B50).

⁽²⁸⁾ Advisory Circular AC33.14-1 - Damage Tolerance for High Energy Turbine Engine Rotors.

⁽²⁹⁾ Connues également sous le nom de HID (High Interstitial Defects), les inclusions « *hard-α* » se présentent sous la forme de petits volumes de métal, enrichis en éléments interstitiels alphagénés tels que l'oxygène et l'azote. Ces défauts se caractérisent par une dureté et une fragilité importante par rapport à la matrice de titane environnante, ce qui favorise l'apparition de fissures dans le défaut et/ou au voisinage direct de celui-ci pendant les opérations de mise en forme.

1.18.2 Contrôle en production du moyeu de soufflante

Dans le but de déterminer si un défaut de fabrication a pu mener à la rupture du moyeu, l'historique de fabrication et sa conformité avec les exigences du constructeur ont été étudiés.

Quatre étapes principales sont nécessaires pour fabriquer un moyeu de soufflante en titane du GP 7270 :

(1) **La fusion** : une combinaison de matériaux d'alliage sont fondues ensemble pour constituer un lingot d'alliage de titane. Ce lingot est refondu trois fois durant une étape nommée refusion à l'arc sous vide (VAR, pour Vacuum Arc Remelting). Le diamètre du lingot obtenu est de 86 cm (34 pouces).

(2) **La conversion en billette** : le lingot est ensuite converti en une billette de 36 cm (14 pouces) de diamètre lors d'un processus de réduction thermomécanique, ou conversion. Du fait de l'allongement de la billette au cours de ce processus, celle-ci est d'abord coupée en deux sections (« *top* » et « *bottom* ») afin de faciliter sa réduction jusqu'aux 36 cm requis. Les surfaces extérieures de la billette sont usinées afin de faciliter les contrôles ultrasons.

(3) **La forge** : la billette est coupée en sections plus petites (lopins) qui seront ensuite forgées. Le forgeage comprend une série d'étapes de mise à hauteur/refoulement et une étape finale de forgeage à matrice fermée. Le moyeu de l'événement a été forgé suivant une gamme de fabrication appelée Near Net Shape (NNS). C'était la seconde évolution du procédé de forgeage depuis la configuration initiale. Le procédé actuel appelé FPF (Final Production Forging) est la troisième évolution du procédé de forgeage. Le forgé du moyeu est alors usiné en une forme rectilinéaire (pré-usiné) en vue des contrôles ultrasons.

(4) **L'usinage/finition** : la dernière étape consiste à usiner le produit obtenu pour lui donner la forme finale de la pièce, et réaliser les finitions et les contrôles associés.

Un numéro de série unique est assigné à chaque pièce. Les moyeux fabriqués à partir de la même billette que le moyeu de l'événement sont appelés moyeux « frères ». Ils ont été identifiés, retirés du service, mis en quarantaine et inspectés. Le moyeu de la soufflante du moteur N°4 du vol de l'accident vient de la première ébauche du « top » de la billette, appelée T1. Le moyeu provenant de l'ébauche immédiatement voisine, T2, a été utilisé pour y réaliser des examens métallurgiques. Ce moyeu est considéré comme étant le plus proche de celui de l'accident considérant ses propriétés matériau. D'autres examens et essais ont été réalisés sur les moyeux provenant de la partie « bottom » de la billette (B1, B2 et B3).

Aucune anomalie relative à la fabrication du moyeu du moteur N°4 n'a été détectée au cours de l'enquête.

Au moment de la publication de ce rapport d'enquête de sécurité, il n'existe aucune norme dans l'industrie relative à la quantification ou au contrôle de la présence des macro-zones (Voir § [1.18.3](#)). Aucun changement majeur n'a été instauré dans le procédé de forge après la découverte de la cause de la rupture du moyeu. En inspection, six indications au-dessus du seuil #1 FBH⁽³⁰⁾ ⁽³¹⁾ ont été détectées dans la jante du moyeu T2. Ces indications ont par la suite été réévaluées par contrôle ultrason à immersion focalisée. Elles ont été alors requalifiées en « acceptable ». Des dommages mécaniques ont été observés en face avant sur le moyeu B3, atteignant 0,15 mm (0,006 pouces) de profondeur. Une légère usure - jusqu'à 0,076mm de profondeur – a été observée dans des fonds d'alvéole du moyeu B3. Enfin, des éraflures superficielles (« scuffing ») ont été observées dans des fond d'alvéoles du moyeu T2.

L'examen des moyeux « frère » n'a pas mis en évidence d'anomalie matière ou relative aux propriétés mécaniques.

⁽³⁰⁾ Flat Bottom Hole (Trou à fond plat).

⁽³¹⁾ Diamètre d'1/64^e de pouce, ou 0.015 pouces, ou 0.40 mm.

1.18.3 Présence de macro-zones (zones micro-texturées) dans le titane

La microstructure de l'alliage en titane Ti-6-4 se caractérise par la forme, la taille, la proportion et la texture de ses phases α et β . Elle dépend fortement de la méthode de fabrication et des traitements thermiques appliqués. La texture peut se définir par la distribution des orientations cristallographiques des grains d'une phase. Celle-ci n'étant jamais totalement homogène, des zones plus ou moins texturées sont par nature présentes au sein du matériau. Une région présentant une texture prononcée, i.e. un agrégat de grains d'orientation cristallographique privilégiée et dont l'étendue peut être millimétrique, est nommée zone micro-texturée, ou macro-zone. La technique de diffraction d'électrons rétrodiffusés (EBSD⁽³²⁾) permet de caractériser l'orientation cristallographique des grains et donc de mettre en évidence ces macro-zones (Figure 25). Une classification de ces macro-zones peut ensuite être réalisée afin d'évaluer leur taille et leur sévérité. La présence de macro-zones est inhérente au processus de fabrication de pièces en titane forgées. Elles apparaissent généralement lors de la phase de conversion d'un lingot en billette. Elles sont ensuite réduites en taille et en densité lors du processus de forge de la pièce, grâce aux divers traitements thermomécaniques successifs. Ce sont des hétérogénéités microstructurales qui ont pour conséquence directe de créer une forte anisotropie locale des propriétés mécaniques.

⁽³²⁾ Electron BackScatter Diffraction.

De telles variations de propriétés ont des conséquences en matière de dispersion sur la durabilité en fatigue et en fatigue-dwell (voir § 1.18.5). Les macro-zones sont par ailleurs des zones privilégiées d'amorçage de fissure en fatigue et en fatigue-dwell.

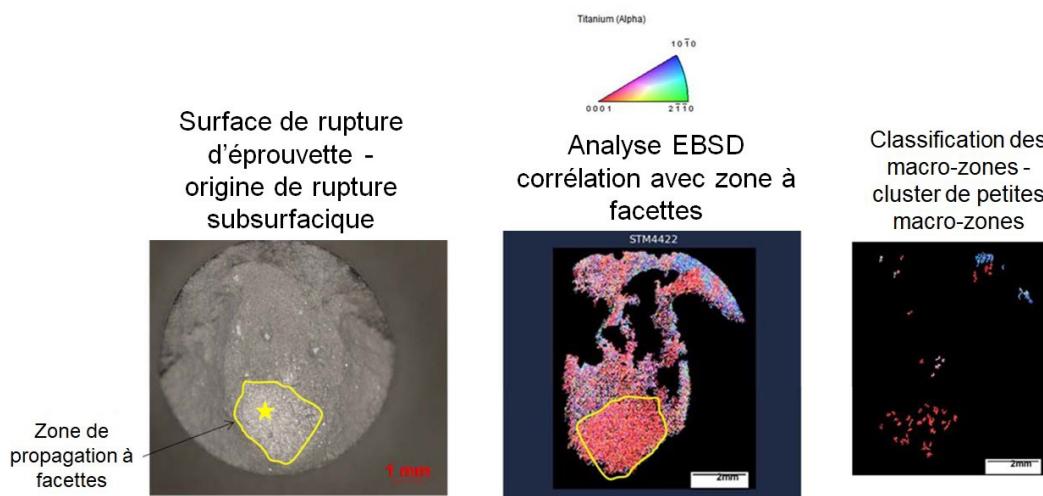


Figure 25 : Surface de rupture d'une éprouvette en Ti-6-4 après essai de fatigue-dwell (2 minutes de temps de maintien) à gauche, présentant une région de propagation en fatigue sub-surfacique (entourée en jaune). L'amorçage de fissure est identifié par une étoile jaune. La carte des orientations cristallographiques obtenue par EBSD (au centre) a été obtenue sur le vis-à-vis de la rupture. Elle est donc un miroir de la figure de gauche. La classification des macro-zones est montrée sur l'image de droite. La zone de fatigue présente une taille moyenne de macro-zones de $1.8 \times 10^4 \mu\text{m}^2$, une taille maximale de macro-zone de $7.8 \times 10^4 \mu\text{m}^2$ et une intensité maximale de macro-zone de 0,19.

1.18.4 Phénomène de « fatigue-dwell »

Aux températures supérieures à un environ un tiers de leur température de fusion, les métaux peuvent se déformer par fluage lorsqu'un effort constant leur est appliqué. Certains alliages de titane sont cependant connus pour fluer à température ambiante⁽³³⁾.

Ce mode de déformation par « *fluage à froid* », aussi appelé « *cold-dwell* » ou « *dwell* », a été la cause de ruptures prématuées de disques de soufflante au début des années 1970. En 1972, un Lockheed 1011 Tristar équipé de moteurs Rolls Royce RB211 a subi une défaillance d'un moteur ayant pour origine la rupture de son disque de soufflante. En 1973, plusieurs ruptures prématuées de disques de soufflante en alliage de titane IMI 685 sont également survenues.

L'analyse de ces événements a montré que la rupture des composants par des mécanismes cycliques a été fortement accélérée du fait de la sollicitation maintenue durant le vol. Ceci a suggéré l'usage de la terminologie « *dwell* », terme anglais correspondant à la notion de maintien pour décrire le problème. Une sollicitation de type fatigue à temps de maintien est appelée fatigue-dwell. Par la suite, d'importantes recherches ont été lancées afin de caractériser l'influence de la composition, de la microstructure et de la texture de l'alliage sur l'amorçage et la propagation de fissures en fatigue-dwell.

La littérature scientifique semble établir que plusieurs facteurs jouent sur la sensibilité à l'effet fatigue-dwell des alliages en titane⁽³⁴⁾. De manière générale, les alliages α ou quasi- α présentant une faible fraction volumique de phase β , étudiés notamment pour les applications hautes températures comme le Ti-6242, l'IMI 685, l'IMI 829 et l'IMI 834, sont généralement les plus sensibles à l'effet fatigue-dwell. Des alliages $\alpha\beta$ ou β tels que le Ti-6-4, le Ti6246 ou le Ti17 étaient au contraire considérés n'être que peu ou pas du tout sensibles à la fatigue-dwell⁽³⁵⁾.

De la même façon, le niveau de contrainte appliquée influe sur l'effet fatigue-dwell. Lorsque la contrainte appliquée en fatigue-dwell dépasse la limite d'élasticité, le nombre de cycles à rupture est drastiquement réduit par rapport à une sollicitation en fatigue pure. Lorsque la contrainte se situe autour de 90 % de la limite élastique, le Ti-6242 voit par exemple une réduction de sa durée de vie d'un facteur 2, tandis qu'à 105 % de la limite élastique, ce facteur atteint 30. À propos de la durée du temps de maintien, les résultats sont contradictoires. Certains rapportent une réduction de la durée de vie en fatigue-dwell avec l'augmentation du temps de maintien. D'autres au contraire observent une saturation de l'effet fatigue-dwell au-delà de 40 secondes. À la date de certification du moteur GP7200, l'alliage Ti-6-4 était considéré comme insensible à la fatigue-dwell par la communauté scientifique⁽³⁶⁾, l'industrie et les autorités de certification. Ceci d'une part en raison du nombre significatif d'heures accumulées en service par des composants en Ti-6-4 sans incident, contrairement au Ti-6242, à l'IMI 685 et à l'IMI 834, et d'autre part du fait de sa composition chimique, le classant parmi les alliages α/β . De plus, même si certains alliages ont fait l'objet de recherches approfondies sur ce phénomène, les mécanismes à l'origine de l'amorçage d'une fissure en fatigue-dwell n'étaient toujours pas bien compris.

⁽³³⁾ M. R. Bache, «A review of dwell sensitive fatigue in titanium alloys: the role of microstructure, texture and operating conditions», Int. J. Fatigue, vol. 25, pp. 1079-1087, 2003.

⁽³⁴⁾ Mechanics and micro-mechanisms of LCF and dwell fatigue in Ti-6Al-4V, P. Tympe, PhD thesis, 2016.

⁽³⁵⁾ Effet dwell: relation microstructure-microtexture-propriétés mécaniques de l'alliage de titane Ti-6242, Immanuel Freiherr von Thungen, Thèse de doctorat, 2016.

⁽³⁶⁾ Titanium, Luetjering G. Williams, 2^e édition, 2007.

Des résultats de test d'un composant mené par un constructeur en 2007, l'ont amené à conduire des études internes et à développer ses propres critères afin de prendre en compte les effets de fatigue-dwell sur l'alliage de titane Ti-6-4. En 2010, il a modifié les seuils de chargements de ses pièces en alliage Ti-6-4. L'AESA en a été informée au cours de l'enquête. Aucune autre communication officielle relative à la mise en évidence de ce phénomène n'a été partagée durant cette période avec les autorités de certification ou au sein des groupes de travail internationaux. Il n'est, par ailleurs, pas évident que si tel avait été le cas, une modification des processus aurait été généralisée.

D'après P&W, le dimensionnement en durée de vie du moyeu du moteur GP7200 tenait compte de la localisation de contraintes opérationnelles spécifiques et de la limite d'élasticité du matériau, fonction de la température opérationnelle, dans les localisations spécifiques de la pièce. La distribution des tailles de macro-zones ou le temps de maintien (dwell) n'étaient pas considérés.

Les essais de fatigue-dwell sont classiquement réalisés à 120 ou 125 ksi (827 ou 862 MPa) à température ambiante. Or les contraintes maximales sur la pièce sont largement inférieures.

De plus, le moyeu de soufflante est utilisé entre 37 °C et 70 °C (100 °F à 160 °F), tandis que l'effet dwell est supposé diminuer avec la température pour disparaître au-delà de 200 °C (392 °F) environ.

Après l'accident, le constructeur a souhaité réévaluer l'effet fatigue-dwell sur le Ti-6-4 en réalisant des essais sur des éprouvettes prélevées dans les moyeux de la même configuration de forgeage que celle du moyeu du moteur N°4. P&W a réalisé des essais de LCF avec et sans temps de maintien.

Une analyse EBSD a été menée sur les éprouvettes rompues afin de caractériser et de classifier les macro-zones présentes dans ces dernières. Les résultats ont été comparés avec le système de calcul de durée de vie en LCF de P&W existant. Ils montrent des abattements en durée de vie accentués par le temps de maintien. Un abattement d'un facteur 6,1 sur la durée de vie est obtenu entre des essais avec deux minutes de temps de maintien comparés aux essais de fatigue pure sans temps de maintien.

À l'endroit où la rupture du moyeu a débuté, la contrainte maximale en service est inférieure à 80 % de la limite d'élasticité⁽³⁷⁾. P&W n'a pas observé d'abattement lié à l'effet dwell lors d'essais de fatigue-dwell réalisés à des niveaux de contraintes inférieurs à 85 % de la limite d'élasticité. La prédiction de durée de vie dans cette zone en valeur B0,1, sans prise en compte de l'effet dwell, est de 38 500 cycles. Le nombre de cycles à l'amorçage (nombre de cycles à rupture auquel est soustrait le nombre de cycles en propagation de fissure mesuré) a été estimé à environ 1 880 cycles pour le moyeu du F-HPJE.

Cela signifie qu'un abattement d'un facteur 20 est nécessaire pour expliquer l'amorçage d'une fissure en fond d'alvéole du moyeu en 1 880 cycles, à comparer au facteur 6,1 d'abattement observé pendant les tests sur éprouvettes.

⁽³⁷⁾ La valeur minimale acceptable pour la limite d'élasticité de la pièce est spécifiée à 125 ksi par P&W. Elle est vérifiée lors de la réalisation d'essais de traction sur des éprouvettes représentatives de la pièce à différentes étapes de sa fabrication.

Les éprouvettes d'essais utilisées habituellement ne permettent de tester qu'un petit volume de matière comparativement à la pièce réelle. À ce titre, elles permettent d'établir des abattements moyens et typiques de macro-zones de taille et de sévérités moyennes que l'on peut trouver dans ces éprouvettes. Les abattements obtenus ne sont pas nécessairement représentatifs de ceux qui peuvent être associés à des macro-zones pouvant être observés sur des pièces réelles, pour un simple effet d'échelle.

Pour prendre en compte l'effet fatigue-dwell dans de grands volumes, EA est en cours de développement d'un modèle viscoplastique pour le calcul de durée de vie en LCF, qui considère une distribution de tailles de macro-zones dans une éprouvette. Des simulations réalisées avec ce modèle montrent qu'un temps de maintien de dix minutes augmente l'abattement en durée de vie de 30 % par rapport à deux minutes de temps de maintien. L'objectif final de ce développement est de pouvoir calculer la durée de vie du moyeu en tenant compte des missions typiques du moteur GP7200 et de la distribution des macro-zones qui est fonction du procédé de fabrication du moyeu.

1.18.5 Événements en service impliquant un phénomène de fatigue-dwell

1.18.5.1 Pales de soufflante⁽³⁸⁾

Le 13 février 2018, le Boeing 777 immatriculé N773UA, vol United Airlines 1175 a subi une panne du moteur droit, un moteur P&W PW4077, entraînant la perte de l'entrée d'air et des capots de ce moteur, lors de la descente vers l'aéroport d'Honolulu (Hawaii). Le rapport préliminaire du NTSB précise que la panne du moteur était due à la rupture d'une aube de soufflante en alliage Ti-6-4. Les examens menés par le NTSB ont révélé que la rupture de l'aube s'est produite par un processus de fissuration en fatigue-dwell, à partir d'une amorce légèrement sub-surfacique. Les examens au MEB ont révélé la présence de macro-zones à proximité de l'origine de la rupture.

Le 10 mars 2019, l'A380 immatriculé F-HPJC, vol Air France AF703 a subi une panne de l'un de ses moteurs GP7270 lors de la montée en provenance de l'aéroport d'Abidjan (Côte d'Ivoire). L'équipage a atterri à Abidjan. La panne du moteur a été causée par la rupture en fatigue-dwell d'une aube de soufflante en Ti-6-4, à mi-hauteur environ. Les examens ont mis en évidence que la fissuration s'est amorcée dans une macro-zone.

Le 30 décembre 2019, la FAA a publié une consigne de navigabilité⁽³⁹⁾ concernant tous les moteurs GP7270 et GP7277. Cette AD demande l'inspection par ultrasons des aubes de soufflantes et le remplacement de toute aube répondant positivement aux critères de rejet.

⁽³⁸⁾ Les aubes de soufflante référencées dans cette section ont été produites en utilisant un procédé de fabrication du matériau brut (plaques laminées croisées) différent du procédé de forgeage des moyeux. Il est reconnu qu'il est davantage susceptible de produire des macro-zones de grande taille dans les produits finis..

⁽³⁹⁾ AD 2019-25-13: <https://www.federalregister.gov/documents/2019/12/30/2019-27889/airworthiness-directives-engine-alliance-turbofan-engines>

⁽⁴⁰⁾ Immanuel Freiherr von Thungen. Effet dwell: relation microstructure-microtexture-propriétés mécaniques de l'alliage de titane Ti-6242. PhD Thesis.

1.18.5.2 Disques ou moyeux

Les premiers accidents dont l'origine a été attribuée au phénomène de fatigue-dwell ont eu lieu sur des avions Lockheed 1011 Tristar⁽⁴⁰⁾ (voir § 1.18.4). Ceux-ci étaient équipés de moteurs Rolls Royce RB211 mis en service au début de l'année 1972. À peine un an plus tard, plusieurs ruptures prématurées de disque de soufflante en alliage de titane IMI 685 sont survenues.

Depuis le Tristar, au moins quatre autres incidents sur avions civils ont été attribués à l'effet fatigue-dwell sur des disques de compresseur réalisés en Ti-6242 sur des moteurs GE CF6 : en 1985 à Dakar, en 1991 à Séoul, en 1993 à Los Angeles et en 1995 à Bangkok⁽⁴¹⁾. Durant l'incident de 1985, un moteur CF6-50, certifié pour 15 000 cycles, a subi une rupture du 9ème disque compresseur après uniquement 4 075 cycles de vols⁽⁴²⁾. Dans les autres cas, le même type de rupture prématuée a été identifié. Les recommandations émises par le NTSB et la FAA (AD 91-20-1 du 25 octobre 1991) ont conduit à inspecter en grande partie les pièces encore en service. Ainsi les contrôles par ultrasons et par courant de Foucault réalisés par GE ont permis de détecter avant rupture seize corps de compresseur HP (étages 3 à 9) contenant des fissures attribués à l'effet fatigue-dwell. Aucune rupture en service de disque ou de moyeu en Ti-6-4 attribuable à cet effet n'a été rapportée avant celle du F-HPJE.

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Les moyens et méthodes utilisés pour la recherche du moyeu de soufflante sont détaillés dans les rapports dédiés aux recherches au Groenland.

https://www.bea.aero/uploads/ttx_elyextendlnews/Rapport_Technique_du_F-HPJE_FR.pdf

et

https://www.bea.aero/uploads/ttx_elyextendlnews/F-HPJE_Phase_III_FR_Aout_2020.pdf

⁽⁴¹⁾ J. F. Garvey, "Safety Recommendation, A-98-27 through -33," Washington, D.C. 20594, 1998.

⁽⁴²⁾ J. E. Hall, "AIRCRAFT ACCIDENT REPORT: Uncontained Engine Failure DELTA AIR LINES Flight 1288 MCDONNELL DOUGLAS MD-88," Washington, D.C. 20594, 1996.

2 - ANALYSE

2.1 Introduction

En croisière, lors d'un changement de niveau du FL370 vers le FL380, en survol du sud du Groenland, le F-HPJE a subi une avarie non contenue du moteur Engine Alliance GP7270 en position externe droite (moteur N°4). Deux fragments principaux du moyeu en titane Ti-6-4 de la soufflante ont été éjectés radialement, l'un vers le haut et l'autre vers le bas. L'interaction entre les débris libérés de la soufflante et le carter du moteur ainsi que l'entrée d'air a provoqué la séparation en vol de ces parties du moteur. L'arbre basse pression et certains ensembles solidaires se sont bloqués. L'ensemble des dommages a généré une traînée additionnelle significative. La structure de la cellule avoisinante n'a subi que de légers dommages qui n'ont pas altéré la poursuite du vol.

L'équipage a détecté, analysé et traité la panne en s'inspirant des procédures standards opérationnelles. En raison de la soudaineté de l'événement et des dommages occasionnés, l'équipage n'a pas pu anticiper la dégradation des performances, rendant la gestion de la trajectoire verticale jusqu'au niveau de rétablissement complexe.

L'équipage a choisi de se dérouter vers l'aérodrome de Goose-Bay (Canada) où il a pu atterrir sans autre problème.

Afin de garantir la navigabilité des autres moteurs en exploitation, en l'absence de confirmation du mode de rupture, des inspections des moyeux de soufflante ont été requises par le constructeur et les autorités de certification juste après l'accident. Les observations réalisées lors de ces inspections ont mis en évidence des dommages surfaciques des moyeux de soufflante et ont fait émerger un scénario probable lié à une opération de maintenance non appropriée.

La persévérance dans les recherches a permis la découverte et l'examen d'un débris du moyeu de soufflante vingt et un mois après l'accident. Les résultats des examens ont invalidé le scénario d'un dommage consécutif à une opération de maintenance privilégié jusqu'alors et mis en évidence un mode de rupture qui avait initialement été écarté étant considéré comme extrêmement improbable.

Ce mode de rupture avait toutefois déjà été rencontré sur d'autres alliages de titane, cependant aucun moyeu en titane Ti-6-4 n'avait rompu en service, en fatigue-dwell, sur un avion commercial.

L'analyse qui suit concerne principalement la défaillance du moteur N°4. Elle est structurée de façon à permettre d'expliquer le mode de rupture du moyeu de la soufflante. Les facteurs à l'origine de cette rupture, ainsi que les dispositifs mis en œuvre lors de la conception afin de prévenir la rupture dans un domaine certifié d'utilisation y sont également détaillés.

Cet accident a mis en lumière un phénomène de rupture non observé sur l'alliage en titane Ti-6-4 (fatigue-dwell) et difficile à anticiper. Les facteurs propices à son apparition sont à l'étude par les industriels et nécessitent d'être approfondis.

2.2 L'avarie du moteur N°4

Cette avarie non contenue est le résultat de la rupture du moyeu de la soufflante, selon un mécanisme de fatigue-dwell (voir § [1.18.4](#)), dont l'origine se situe dans une macro-zone présente sous la surface d'une alvéole (logement du pied de pale) du moyeu.

La rupture a eu lieu au cours d'une phase opérationnelle normale (croisière ascendante), sans qu'aucun événement précurseur ne se manifeste. La distribution radiale (haut et bas) des débris haute énergie que constituent les deux fragments de moyeu de soufflante au moment de la séparation a été aléatoire. Une éjection latérale (gauche et droite) des mêmes débris aurait pu avoir des conséquences catastrophiques, par exemple en cas de pénétration de la cellule ou d'endommagement du longeron d'aile, des gouvernes ou des systèmes de commandes de vol.

Une fissure s'est amorcée et s'est développée en fatigue sous la surface d'une alvéole du moyeu, en vis-à-vis du pied de pale. La propagation de cette fissure a duré environ 1 650 cycles, et la rupture de la pièce est intervenue à environ 3 500 cycles depuis neuf, soit quatre fois plus tôt que la durée de vie minimale démontrée par le concepteur pour cette pièce en titane (15 000 cycles).

L'examen métallurgique de la rupture a confirmé qu'aucun dommage consécutif à une opération de maintenance n'est à l'origine de l'amorce et de la propagation de cette fissure. Par ailleurs, aucune action de maintenance programmée, à la date de l'accident, n'aurait permis de la détecter tant qu'elle n'avait pas atteint la surface du fond d'alvéole.

2.3 Dommages lors d'opérations de maintenance

Le principe de conception et de certification des pièces critiques consiste à les remplacer après une durée de vie approuvée, avant qu'un effet dangereux ne se produise, comme l'amorçage d'une fissure, dont la propagation pourrait conduire à leur rupture.

Le retour des inspections en service réalisées sur des moyeux de soufflante, après l'accident, a révélé des dommages en face avant de moyeux de certains moteurs. Ils sont vraisemblablement attribuables à des pratiques ou à l'usage d'outils non-conformes aux procédures de maintenance lors de la dépose et repose de l'anneau de maintien des aubes. La rigidité de cet anneau rend l'opération de dépose et repose délicate, même en utilisant l'outillage adéquat.

Les simulations réalisées par le constructeur au cours de l'enquête ont montré que la taille et la localisation de ces dommages, dans des zones de forte concentration de contraintes, étaient compatibles avec le scénario d'une rupture du moyeu de soufflante de manière similaire à celui observé dans le cas du F-HPJE. La taille du dommage surfacique nécessaire pour amorcer et propager une fissure jusqu'à la rupture, pendant un nombre de cycles comparable à celui du moteur N°4 du F-HPJE, était du même ordre de grandeur que certains des dommages observés durant ces inspections post-accident. Ce scénario avait été privilégié dans un premier temps avant d'être écarté après avoir retrouvé le fragment de moyeu de soufflante au Groenland. Il reste cependant un scenario redouté contre lequel des mesures ont été prises.

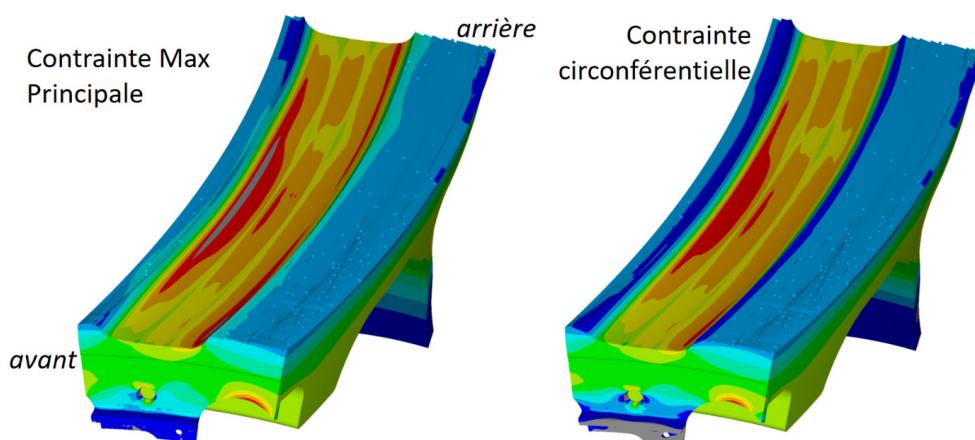
2.4 Dimensionnement du moyeu de la soufflante et prise en compte du phénomène de « fatigue-dwell »

2.4.1 Dimensionnement du moyeu de la soufflante

L'amorçage de la rupture s'est produit en fond d'alvéole, sous la surface, proche du centre de l'alvéole. La fissure s'est propagée perpendiculairement aux contraintes circonférentielles induites par les efforts centrifuges appliqués au moyeu. Cette zone n'est pas la zone la plus contrainte de la pièce. Les zones critiques en fatigue oligocyclique déterminées par le constructeur se situent en face avant du moyeu (voir [Figure 24](#)), les contraintes maximales y sont localement beaucoup plus importantes. Néanmoins, la zone d'initiation de la fissure correspond à une zone à forte contrainte locale (voir [Figure 26](#)). La présence d'une macro-zone sous la surface en fond d'alvéole a probablement contribué à l'amorçage d'une fissure dans cette zone, sujette à de plus faibles contraintes que dans les zones critiques.

La recherche d'une amélioration des performances amène les constructeurs à développer des moteurs à fort taux de dilution, ce qui conduit à la conception de soufflantes de très grand diamètre. Cela les incite à chercher à limiter au maximum la masse de ces pièces critiques.

Les moyens numériques de simulation et de conception actuels permettent de dimensionner les pièces au plus juste, en optimisant les marges. Ainsi, pour atteindre les objectifs de dimensionnement, il peut s'avérer nécessaire de s'écartier du domaine de sollicitation opérationnel connu au travers de l'expérience en service (contrainte, temps, température). Cette condition peut conduire au développement de phénomènes physiques moins bien anticipés.



Source : EA

Figure 26 : Contrainte maximale principale (à gauche) et contrainte circonférentielle (à droite) en fond d'alvéole

2.4.2 Tolérance au dommage

Au moment de la certification du moteur GP7270, l'AC 33.14-1⁽⁴³⁾ fournissait des lignes directrices pour intégrer une approche de type « tolérance au dommage » dans le processus de certification de pièces « safe-life » telles que les rotors à haute énergie. L'objectif était d'améliorer le processus de dimensionnement en durée de vie de ces pièces. La circulaire ne considérait que les défauts de fabrication, de type « hard- α ». Elle ne traitait pas des dommages de surface, d'origine mécanique par exemple.

⁽⁴³⁾ Advisory Circular AC33.14-1 - Damage Tolerance for High Energy Turbine Engine Rotors.

En 2009, soit après la certification du moteur GP7270, la FAA a publié une circulaire, l'AC33.70-1⁽⁴⁴⁾ qui requérait un calcul déterministe en tolérance au dommage de surface, permettant de démontrer une durée de vie de 3 000 cycles en propagation de fissure à partir d'une fissure initiale de 0,38 mm (0,015 pouces) de profondeur. Même si ça n'était pas requis, EA a démontré que le dimensionnement du moyeu de soufflante répondait à cette exigence.

Les macro-zones sont inhérentes au procédé de fabrication des pièces forgées en Ti-6-4 et ne peuvent, ainsi, pas être considérées comme des défauts. Toutefois, la présence de macro-zones augmente le risque d'apparition de fissures selon un phénomène de fatigue-dwell.

Aucune exigence ni aucun guide actuel ne traite de la prise en compte de macro-zones dans la démonstration de tolérance au dommage, ni dans aucun autre chapitre approprié de la réglementation.

2.4.3 Connaissance du phénomène de fatigue-dwell et prise en compte dans la conception et la certification

À la date de certification du moteur GP7200, l'alliage Ti-6-4 était considéré comme insensible au dwell par la communauté scientifique (voir § [1.18.4](#)), l'industrie et les autorités de certification. Ceci d'une part en raison du nombre significatif d'heures accumulées en service par des composants en Ti-6-4 sans incident, contrairement à ceux réalisés en Ti-6242, IMI 685 et IMI 834, et d'autre part du fait de sa composition chimique, le classant parmi les alliages α/β (voir § [1.16.5](#)).

Conduire des essais de fatigue-dwell nécessite davantage de temps que des essais de fatigue pure, car la contrainte doit être maintenue pendant une durée donnée. Les essais de fatigue-dwell sont généralement conduits en considérant des temps de maintien de deux minutes afin de réaliser des observations sur une période compatible avec les moteurs à durée de vie limitée par le décollage. L'utilisation en service des moteurs à durée de vie limitée par la montée génère des temps de maintien des contraintes sensiblement plus longs. Les essais de fatigue-dwell réalisés par P&W après l'accident ont révélé que l'allongement des temps de maintien réduit significativement la durée de vie des pièces. Le couple contrainte/temps de maintien affecte de façon importante la durée de vie en fatigue-dwell. Considérant le niveau de contrainte en fond d'alvéole, il est probable que le temps de maintien de cette contrainte en service soit un facteur prépondérant dans l'amorçage de la fissure à cet endroit. À la différence des zones critiques, où les contraintes sont élevées mais le sont dans un volume faible, le fond d'alvéole, moins chargé, l'est dans un volume plus important. Le caractère volumique du niveau de contrainte associé à la présence d'une macro-zone intense a très probablement favorisé un amorçage en fatigue-dwell dans cette zone.

⁽⁴⁴⁾ Advisory Circular AC33.70-1 - Guidance Material for Aircraft Engine Life-Limited Parts Requirements.

De plus, même si certains alliages ont fait l'objet de recherches approfondies sur ce phénomène, les mécanismes à l'origine de l'amorçage d'une fissure en fatigue-dwell n'étaient toujours pas bien compris à la date de l'accident et ne le sont toujours pas. De nombreuses études ont été menées sur l'alliage Ti-6242 vis-à-vis de la fatigue-dwell. En particulier, la FAA a publié en 2018⁽⁴⁵⁾ une étude⁽⁴⁶⁾ dont les objectifs étaient de :

- 1) Fournir les connaissances fondamentales des facteurs qui contribuent au phénomène de fatigue-dwell dans l'alliage Ti-6242 et dans d'autres alliages de titane.
- 2) Développer un modèle quantitatif basé sur la microstructure de l'alliage, permettant de prédire l'amorçage de fissure en fatigue-dwell. Le développement de ce modèle a été permis par l'état de l'art en caractérisation de microstructure, à savoir en utilisant des techniques optiques, électroniques et à rayons X. De plus, une nouvelle méthode de caractérisation permettant de déterminer quelles sont les microstructures sensibles à l'effet dwell a été mise au point. Basée sur des méthodes acoustiques non destructives, son efficacité a été démontrée sur des éprouvettes d'essais. Sa validité sur des pièces rotor à échelle 1 n'est pas encore démontrée.

L'un des résultats significatifs de cette étude est le développement d'un modèle de prédiction du comportement contrainte-déformation et de la probabilité d'initiation de fissure dans des pièces en Ti-6242. Les auteurs de cette étude ont travaillé avec GE Aviation afin de confronter la capacité de prédiction des modèles aux résultats expérimentaux. Selon les auteurs, les modèles macroscopiques développés pour le Ti-6242 peuvent être aisément incorporés dans les codes de calcul éléments finis commerciaux. Cette étude ne traite pas de l'alliage Ti-6-4.

Pendant l'enquête, l'AESA a été informée et a indiqué au BEA qu'en 2010, un constructeur a développé ses propres critères pour la prise en compte de la fatigue-dwell sur l'alliage Ti-6-4. Cette découverte n'avait pas fait l'objet d'un partage avec la communauté des motoristes avant que l'examen du moyeu de soufflante ne révèle une rupture selon un phénomène de fatigue-dwell.

Sans être préjudiciable aux efforts ainsi qu'à l'avance technologique d'un industriel, un juste niveau de partage d'informations bénéficierait à l'ensemble de la communauté, s'il faisait l'objet d'une présentation lors des groupes de travail internationaux. Cela permettrait d'augmenter le niveau global de sécurité. Il reviendrait à l'industriel à l'origine de la découverte de définir la teneur et la profondeur de l'information à partager.

Pratt & Whitney travaille de son côté en partenariat avec un groupe d'industriels de l'aéronautique civile et militaire et de l'industrie du titane sur le développement d'un modèle de quantification et de classification des macro-zones et leur relation avec la durée de vie en fatigue-dwell. Ces travaux sont appliqués au Ti-6-4 et au Ti-6242⁽⁴⁷⁾ et sont toujours en cours. Un modèle analytique de durée de vie en fatigue-dwell est en développement pour ces deux alliages. Ce modèle prévoit l'influence des caractéristiques d'une macro-zone sur la durée de vie en fatigue.

Des modèles de fatigue ont été validés par comparaison avec des résultats expérimentaux pour lesquels la microstructure et les macro-zones des éprouvettes avaient été caractérisées. L'écart de durée de vie entre prédiction et résultats expérimentaux est inférieur à un facteur 2.

⁽⁴⁵⁾ À cette date, le mécanisme de la rupture du moyeu du F-HPJE n'était pas connu.

⁽⁴⁶⁾ FAA, The Evaluation of Cold Dwell Fatigue in Ti-6242, February 2018, Final report <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/tc17-57.pdf>

⁽⁴⁷⁾ Data Driven Tools and Methods for Microtexture Classification and Dwell Fatigue Life Prediction in Dual Phase Titanium Alloys, Vasishth Venkatesh, Ryan Noraas, Adam Pilchak, Sesh Tamirisakandala, Kayla Calvert, Ayman Salem, Thomas Broderick, Michael Glavicic, Ian Dempster, Vikas Saraf , 2019.

Les travaux doivent être poursuivis afin d'être capable de prédire la présence de macro-zones et leurs caractéristiques dans une pièce réelle, dont les dimensions sont d'un autre ordre de grandeur par rapport aux éprouvettes. Cet effet d'échelle doit être pris en compte afin que les modèles développés sur éprouvette puissent être utilisés sur pièce réelle. Les avancées de cette étude ont été présentées lors de la 14^e conférence mondiale sur le titane, à Nantes en 2019.

2.5 Précautions à la production

2.5.1 Présence de macro-zones dans les pièces en titane

La présence de macro-zones est inhérente au processus de fabrication de pièces en titane forgées. Elles apparaissent lors de la phase de conversion d'un lingot en billette (voir §.1.18.2). Elles sont ensuite réduites lors du processus de forge de la pièce, grâce aux divers traitements thermomécaniques successifs.

La taille et la sévérité des macro-zones sont fonction de la taille de la billette pendant l'étape de recristallisation de la phase β , du niveau des traitements thermomécaniques et de leurs directions lors des étapes suivantes de forge. Plus une billette est petite, plus les déformations en forge (écrouissages) nécessaires pour aboutir à la géométrie de la pièce finale sont importantes et plus le risque de présence de grandes macro-zone intenses est diminué. L'évolution des moteurs tend à augmenter le taux de dilution et donc à augmenter la taille des soufflantes. La taille des billettes nécessaires à l'élaboration de moyeux en titane augmente elle aussi, augmentant le risque de présence de grandes macro-zones intenses, si le niveau des déformations lors des étapes de forgeage et de conversion n'est pas suffisant.

La macro-zone présente sous la surface dans le fond de l'alvéole du moyeu de soufflante du moteur N°4, dans laquelle la fissure s'est amorcée, est selon le constructeur, d'un ordre de grandeur ($\times 10$) plus grande et plus intense que les macro-zones moyennes (dimension maximale de $1.1 \times 10^6 \mu\text{m}^2$ pour une intensité de 6.58). Les grandeurs moyennes de macro-zones observées par le constructeur se situent autour de $2 \times 10^5 \mu\text{m}^2$ pour la taille moyenne et leur intensité est généralement inférieure à 1. Aucune norme ou pratique ne définit de critère d'acceptabilité d'une macro-zone.

2.5.2 Détection en production des macro-zones

La détection de macro-zones en production ne peut se faire que par méthode destructive : découpe de la pièce puis analyse par EBSD. Aucune méthode de contrôle non destructif n'est disponible pour la détection de macro-zone dans la pièce, quel que soit le stade de fabrication. Les méthodes de détection par ultrasons sont en perpétuel progrès pour améliorer le seuil de détection. Cependant, à l'heure actuelle la réponse de macro-zones en ultrasons est trop faible pour pouvoir être distinguée du bruit de mesure.

2.6 2 Aspects opérationnels

2.6.1 Information disponible pour l'équipage lors d'un grave dommage

Lorsque l'équipage a détecté la défaillance du moteur externe droit et appliqué la procédure associée, il a décéléré vers la vitesse *greendot* et est descendu vers le niveau de rétablissement (EO MAX FL) que lui indiquait le FMS. Il a été surpris de ne pas pouvoir maintenir ce niveau à vitesse constante et n'a pas été en mesure d'évaluer l'altitude à laquelle l'avion pourrait se stabiliser. Il a entamé une descente par paliers successifs pour finalement stabiliser environ 7 000 ft sous le niveau attendu. L'augmentation de traînée découlant principalement des dommages survenus au moteur N°4 explique la différence de niveau de stabilisation. La procédure Engine Fail ne fait pas référence à une possible dégradation des caractéristiques aérodynamiques en cas d'avarie sévère.

Lorsque la panne moteur engendre des dégradations aérodynamiques de performances, l'équipage doit avoir conscience que le niveau de rétablissement indiqué dans la documentation est un niveau maximum. La documentation opérationnelle ne contient pas d'information qui pourrait permettre à un équipage d'estimer les conséquences d'un dommage sévère à l'avion ou au moteur sur les performances (plafond, vitesse et rayon d'action). Produire une telle information, dans un format utilisable, n'est pas une tâche aisée car la gamme des endommagements à prendre en considération peut s'avérer assez importante.

L'avion n'était pas sous couverture radar pendant la descente par palier successif jusqu'au FL270. Aucun trafic environnant n'a été reporté et la route prévue ne comportait pas d'obstacle. Aussi, le rétablissement à un niveau de vol inférieur de 7 000 ft environ par rapport au niveau de vol envisagé par l'équipage n'a pas engendré de risque particulier. Cependant, pour tout avion, en cas de panne moteur, la descente en dessous du niveau de rétablissement est critique lorsque des obstacles sont présents sur la route ou que l'avion n'est pas en mesure de tenir un niveau de vol assigné par le contrôle aérien en raison du trafic. Cela a été une préoccupation pour l'équipage qui a été surpris de ne pas pouvoir maintenir le niveau de rétablissement théorique calculé par le FMS et affiché en cockpit. La descente par paliers successifs réalisée par l'équipage était le seul moyen efficace disponible pour déterminer le niveau de stabilisation réel que l'avion pouvait maintenir à vitesse cible constante.

Considérant la dégradation aérodynamique, le niveau de vol de rétablissement ainsi que la vitesse de descente retenue étaient inconnus de l'équipage : la vitesse de descente théorique était supérieure à la vitesse *greendot*. L'équipage n'avait pas la possibilité d'évaluer la vitesse de descente optimisée, en conséquence le ciblage de *greendot* était approprié.

La procédure *Engine fail* ne spécifie pas que ce niveau est un niveau maximal, qui ne considère que des cas de pannes moteur simples. Le calcul prend l'hypothèse que le moteur est en moulinet et ne tient pas compte d'éventuelles autres situations conduisant à des effets aérodynamiques, notamment l'augmentation de traînée d'un moteur bloqué en rotation, ou des dommages importants au moteur.

2.6.2 Préservation du CVR par l'équipage

L'avarie moteur n'était pas présente dans les données du CVR du fait de la durée totale d'enregistrement des données phoniques de 2 h 04, durée conforme à la réglementation en vigueur. L'atterrissement a eu lieu environ deux heures après la séparation de la soufflante. Le temps de roulage a été prolongé en raison des inspections demandées pour récupérer les pièces tombées du moteur sur la piste. L'équipage a arrêté les moteurs 2 h 37 après l'avarie moteur.

L'analyse des données confirme que le CVR s'est arrêté automatiquement cinq minutes après l'arrêt du dernier moteur, ce qui correspond à la logique d'arrêt du CVR sur Airbus.

La préservation du CVR avait été anticipée pendant la croisière par le CdB en demandant à l'OPL/1 de s'y préparer une fois au sol. Ce dernier a cherché dans la documentation opérationnelle la procédure associée afin de ne pas perdre de temps à l'arrivée. La position du breaker indiquée dans la documentation à la disposition de l'OPL/1 était erronée et ne lui a pas permis de le localiser et de le tirer. Auparavant, l'accès à la soute avionique avait déjà été ralenti par la fermeture à clef de la porte d'accès et son positionnement nécessitant le démontage d'une banquette.

Malgré l'augmentation de la durée d'enregistrement CVR à vingt-cinq heures pour certains avions nouvellement construits, il est probable que la préservation des données audio dans le cas d'enquête de sécurité reposera encore principalement sur les procédures de préservation des CVR pour les avions plus anciens ne bénéficiant pas de cette évolution, du fait du temps d'exploitation étendu des avions.

2.6.3 Équipage à trois

Pour répondre aux exigences de limitation de temps de vol et de repos, les équipages de conduite d'Air France peuvent être renforcés et portés à trois pilotes pour certains vols long courrier (un CdB et deux OPL). Les pilotes en renfort peuvent être présents au poste de pilotage et assurer une surveillance active du vol.

Lors de la survenue en vol d'un incident grave ou d'un accident, l'équipage de conduite en fonction assure la conduite du vol et le traitement de l'incident tandis que le pilote de renfort n'a aucune tâche ou fonction définie. Il est cependant probable qu'il cherche à assister les deux pilotes en fonction dans une telle situation.

La répartition des tâches étant prévue pour deux pilotes, le rôle du pilote de renfort dépendra des circonstances et de l'initiative des membres d'équipage. Ainsi, le pilote de renfort pourrait perturber l'exécution de procédures opérationnelles réalisées en équipage à deux. À l'inverse, sans consigne, ni entraînement, les ressources du troisième pilote pourraient ne pas être exploitées alors qu'elles pourraient permettre de diminuer la charge de travail de l'équipage. L'assistance de l'OPL/1 a été jugée bénéfique par l'équipage en fonction.

Les exploitants pourraient anticiper cette interaction de l'équipage de renfort en prévoyant un guide qui viendrait, par exemple, compléter les parties Décision et Exécution du FOR-DEC, en explicitant des domaines d'intervention possibles du pilote de renfort.

En outre, l'accès au poste de pilotage par le membre d'équipage de renfort ne devrait pas être implicite juste après la survenue de l'incident s'il n'est légitimé par aucune fonction définie.

L'équipage en fonction du F-HPJE n'a pas jugé préjudiciable aux tâches effectuées l'arrivée différée de l'OPL/1 dans le poste de pilotage.

2.6.4 Méthode de traitement des incidents à bord

La méthode de prise de décision, nommée FOR-DEC par Air France, s'est révélée être un outil efficace de traitement de l'incident. Elle a permis d'assurer au travers d'un cadre commun, connu de tout l'équipage, une gestion temporelle adéquate de l'événement. Les décisions prises par le CdB ont toutes été concertées et discutées préalablement. Son leadership a permis d'instaurer un climat de confiance propice à l'exécution des tâches de sécurité et de rassurer les passagers.

3 - CONCLUSIONS

Les conclusions sont uniquement établies à partir des informations dont le BEA a eu connaissance au cours de l'enquête. Elles ne visent nullement à la détermination de fautes ou de responsabilités.

3.1 Faits établis par l'enquête

- L'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité.
- L'équipage, un commandant de bord (CdB) et deux officiers pilotes de ligne (OPL), détenait les licences et qualifications nécessaires pour effectuer le vol.
- En croisière ascendante au-dessus du Groenland, de fortes vibrations sont apparues et simultanément l'avion a effectué une embardée vers la droite ; plusieurs messages de panne relatifs au moteur monté en position externe droite se sont affichés sur l'ECAM (« ENG 4 STALL » et « ENG 4 FAIL »).
- La partie avant du moteur N°4, comprenant le moyeu de soufflante, l'entrée d'air ainsi que les carénages associés se sont séparés.
- Des débris ont impacté la voilure, la cellule et le plan horizontal réglable arrière, sans conséquence significative.
- Le moyeu de soufflante avait 3 534 cycles.
- La vitesse a commencé à diminuer et l'avion à descendre.
- Le CdB a repris les commandes en repassant PF.
- L'équipage a débuté le traitement de la panne selon la méthode de prise de décision FOR-DEC utilisée par Air France.
- L'OPL/1, alors au poste de repos, est venu assister l'équipage de conduite en fonction.
- L'équipage a constaté l'endommagement du moteur N°4 à partir des photos prises par un passager. L'OPL/1 a confirmé la nature réelle et visible des dommages depuis la cabine.
- L'équipage a été surpris et préoccupé par la nécessité de stabiliser l'avion à un niveau inférieur au niveau de rétablissement maximal affiché au FMS.
- La descente a été effectuée jusqu'au niveau de rétablissement FL270, inférieur d'environ 7 000 ft au niveau calculé par le Système de gestion du vol (FMS). Cela n'a pas provoqué de conflit avec d'autres aéronefs et n'a pas entraîné un risque significatif du fait de l'absence d'obstacle sur la route.
- L'équipage a choisi de se dérouter vers l'aérodrome de Goose-Bay, en accord avec le CCO d'Air France.
- Il a réalisé une approche GNSS en piste 26.
- L'atterrissement s'est déroulé sans autre anomalie.
- L'OPL 1 a tenté d'arrêter l'enregistreur phonique (CVR) à l'arrivée de l'avion, sans y parvenir en raison d'une erreur dans la documentation de bord.
- Le CVR s'est arrêté automatiquement cinq minutes après l'arrêt du dernier moteur, conformément à la logique d'arrêt sur Airbus.
- L'aérogare de Goose-Bay ne permet pas l'accueil simultané de tous les passagers d'un A380, en conséquence ils ont été autorisés à sortir par petits groupes avant de revenir dans l'avion dans lequel ils sont restés environ seize heures. Ils ont ensuite été réacheminés vers leur destination finale par deux avions.

Plus tard

- Un fragment du moyeu de la soufflante a été retrouvé au sud du Groenland, sous la glace, vingt et un mois après l'accident.
- Le fragment a été analysé et a révélé que la rupture, dont l'origine se situait dans une macro-zone sous la surface d'un fond d'alvéole d'aube, s'était produite selon un phénomène de fatigue-dwell. La fissure s'est propagée pendant 1 650 cycles environ, jusqu'à la rupture totale du moyeu.
- Le nombre de cycles prévu en durée de vie pour le moyeu était de 15 000 cycles.
- Cette rupture n'a pu être ni anticipée, ni empêchée par une action opérationnelle ou de maintenance.
- Les inspections du moyeu en production n'ont pas révélé d'anomalie.
- La macro-zone où la fissure s'est amorcée était beaucoup plus grande et beaucoup plus intense que les macro-zones généralement observées par le constructeur, à la fois dans d'autres zones du moyeu du moteur N°4 et sur les moyeux issus de la même billette.
- Le phénomène de fatigue-dwell mis en lumière par cet accident n'était pris en compte ni dans la certification, ni la conception des moteurs.
- À l'époque de la certification du moyeu et du moteur, il était admis par la communauté scientifique, industrielle et par les autorités de certification que le Ti-6-4 n'était pas sensible au phénomène de fatigue-dwell.

3.2 Facteurs contributifs

Scénario

L'équipage a décollé de Paris Charles-de-Gaulle pour un vol à destination de Los Angeles, à bord d'un A380 équipé de moteurs EA GP7270. L'avion a subi une avarie non contenue du moteur monté en position externe droite (moteur N° 4) en croisière ascendante vers le FL380, à la verticale du Groenland. Aucun signe précurseur n'a précédé cette avarie. La soufflante s'est séparée du moteur, entraînant avec elle de nombreux débris. La perte de ces pièces a suivi une distribution aléatoire mais n'a généré aucun dégât substantiel à l'avion. Pendant la descente, l'équipage a été surpris de ne pas pouvoir tenir le niveau de rétablissement calculé par le FMS. Il a adopté une stratégie consistant à descendre par paliers successifs pour finalement stabiliser l'avion en vitesse et à un niveau de vol environ 7 000 ft sous le niveau attendu, appelé EO MAX FL. La documentation opérationnelle ne l'a pas alerté sur le fait que ce niveau EO MAX FL constituait un niveau maximal calculé pour un moteur en panne en moulinet et qu'il n'était pas atteignable dans d'autres situations. Ne disposant pas de moyens permettant d'estimer la réduction en performance consécutive aux dommages sévères observés, l'équipage n'a pas été en mesure d'anticiper le niveau de stabilisation final. Le déroutement a été poursuivi vers l'aérodrome de Goose-Bay (Canada) où l'avion a pu atterrir sans autre difficulté.

Les débris du moteur sont tombés dans une zone désertique du Groenland et les principaux composants n'ont été retrouvés qu'environ vingt et un mois après l'accident. La détermination du processus de rupture n'a été possible qu'après avoir retrouvé un fragment du moyeu. Pendant ce temps, des actions d'inspection de la flotte en service ont été entreprises en fonction des informations disponibles. Le scénario d'un dommage survenu pendant une opération de maintenance, impliquant la dépose des aubes, avait été privilégié. L'examen du fragment du moyeu retrouvé au Groenland a mis en évidence qu'un phénomène de fatigue-dwell était à l'origine du développement et de la propagation d'une fissure sous la surface du fond d'alvéole. Ce phénomène n'avait été anticipé dans cet alliage ni par le constructeur, ni par les organismes de certification, lors de la conception de ce moteur.

Facteurs contributifs

Ont pu contribuer à la rupture du moyeu de la soufflante du moteur N°4 :

- une méconnaissance du phénomène de fatigue-dwell sur l'alliage de titane Ti-6-4 par le concepteur/constructeur du moteur ;
- l'absence de consignes relatives à la prise en compte des macro-zones (i.e. des colonies de grains alpha orientés de façon similaire) et du phénomène de fatigue-dwell dans les pièces critiques des moteurs, par les organismes de certification lors de la démonstration de conformité ;
- l'absence de moyen de détection non-destructif de la présence de macro-zone inhabituelle dans les pièces en alliage de titane ;
- une augmentation du risque de présence de macro-zones de taille et d'intensité importante dans les forgés en Ti-6-4 de grande taille du fait de l'augmentation de la taille des moteurs et notamment de leur soufflante.

4 - MESURES PRISES DEPUIS L'OCCURRENCE

4.1 Préservation des enregistreurs de vol

Les difficultés rencontrées par l'OPL/1 en voulant préserver le CVR ont mis en évidence que la documentation opérationnelle à bord ne correspondait pas à la configuration avion. En particulier, la position du breaker indiquée dans la procédure était incorrecte.

Air France a homogénéisé les procédures de préservation des CVR sur l'ensemble de la flotte. Désormais, il est indiqué que les équipages doivent contacter la maintenance pour réaliser les actions adéquates de préservation du CVR. Si la maintenance ne peut être contactée, l'équipage doit tirer le breaker, tel que spécifié dans la suite de la procédure.

Les informations techniques des A380 ont été mises à jour le 4 janvier 2018 pour la flotte Air France, en tenant compte de chaque modèle d'avion.

4.2 Inspection des moyeux de soufflante du GP7270 juste après l'accident

L'avarie du moteur 4 du F-HPJE est survenue brutalement, sans qu'aucun signe avant-coureur ne soit ni perçu par l'équipage, ni enregistré. Aucune vigilance particulière n'était accordée à la surveillance du moteur en raison de son nombre de cycles et d'heures de fonctionnement à la date de l'accident. Les conséquences de cette rupture non contenue à haute énergie sont potentiellement catastrophiques et la minimisation des risques est exigée par le CS-25.901 (c) et CS25.903 (d) (1).

Plusieurs Service Bulletins (SB) ont été publiés par le constructeur après l'accident afin que des inspections soient réalisées en service. Ces inspections se focalisaient sur la détection de potentiels dommages dans des régions du moyeu de soufflante identifiées comme critiques par le constructeur vis-à-vis des niveaux de contraintes. Les SB du constructeur ont été repris par des AD de la FAA et de l'AESA.

Ces inspections ont été décidées sans connaître le mécanisme de rupture identifié plus tard lors de l'examen du fragment de moyeu de soufflante du moteur N°4, en supposant une origine de fissure en surface et en face avant de la pièce. Dans le cadre du suivi de navigabilité des avions A380 équipés de GP7270 et considérant les informations et l'outillage disponibles jusque-là, les moyeux de soufflante devaient être inspectés pour s'assurer de l'absence de fissures. Certaines de ces inspections ont été étendues à des moteurs équipant d'autres A380.

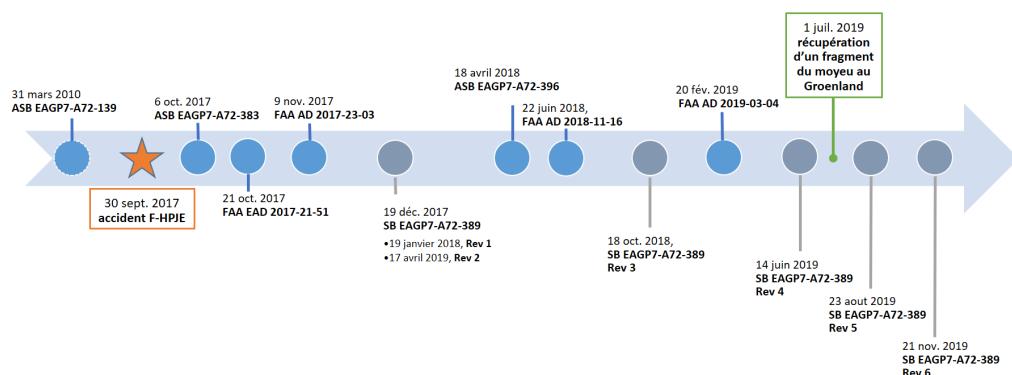


Figure 27 : Séquence de publication de la documentation relative aux inspections du moyeu de soufflante (échelle de temps non respectée)

Les inspections visuelles demandées par le premier SB publié après l'accident ont permis de détecter plusieurs endommagements sur les faces avant des moyeux de soufflante. En particulier, un endommagement de 0,30 mm (0,012 pouces) de profondeur a été identifié dans une échancrure. Cette zone est soumise aux contraintes les plus élevées en service. Cet endommagement a très certainement été consécutif au contact d'un objet sur la face avant du moyeu. L'utilisation d'un outillage non approprié lors des actions de maintenance de dépose des pales pourrait générer un endommagement similaire.

En mars 2020, Engine Alliance indiquait que toutes les inspections visuelles demandées par le SB A72-383 avaient été réalisées. Au total, 19 moyeux présentaient des endommagements. De ces 19 moyeux, deux ont été mis au rebus car l'endommagement était hors des limites permettant une réparation, les autres ont été remis en service après avoir été réparés.

Les inspections aux courants de Foucault (ECI) et visuelles demandées par le SB A72-389 ont permis d'inspecter un total de 30 moyeux ayant plus de 3 500 cycles après sa publication initiale et 20 autres après la révision 1. Après la révision 2, 58 moyeux dont la durée de vie était supérieure à 3 500 cycles (sur 62) ont été inspectés. Après la révision 3, 2 moyeux ont été retirés du service, l'un du fait du résultat de l'inspection ECI et l'autre lors de l'inspection visuelle. Les examens complémentaires sur le premier n'ont pas révélé d'endommagement particulier. Une indication de 0,13 mm (0,005 pouces) de profondeur a été identifié sur le second, sans transfert de matière étrangère. Une réplique a permis d'identifier un dommage de 0,025 mm (0,001 pouce) seulement.

La pièce a été réparée et remise en service. À l'issue de la révision 5, presque toutes les inspections initiales étaient effectuées et les inspections répétitives étaient en cours. À la date du 10 mars 2020, aucune fissure n'avait été détectée.

4.3 Conception d'un nouvel anneau de maintien des aubes de soufflante

Au cours de l'enquête et avant les examens des fragments de moyeu de la soufflante retrouvés au Groenland, les simulations de rupture combinées aux résultats des inspections en service ont fait émerger un scénario dans lequel une opération de maintenance visant à déposer l'anneau de maintien des aubes pourrait être à l'origine des endommagements observés sur la face avant du moyeu de soufflante et conduire à une rupture du moyeu. L'opération de dépose de l'anneau a été qualifiée de difficile par les opérateurs considérant sa rigidité. Les traces détectées lors des inspections en service sur les moyeux ont été attribuées à l'utilisation d'outils inappropriés.

Le motoriste a considéré la conception d'un nouvel anneau de maintien des aubes. Le nouvel anneau est plus élastique ce qui facilite les opérations de maintenance. Son déploiement sur la flotte a commencé le 25 novembre 2019.

4.4 Inspections depuis l'examen du moyeu de soufflante du moteur N°4

Lorsque le mécanisme de rupture a pu être déterminé, un nouveau Service Bulletin a été publié par EA (révision 6 du SB A72-389) le 21 novembre 2019. Il demandait notamment que des inspections aux ultrasons soient réalisées en plus des inspections ECI et qu'elles soient conduites périodiquement.

Ces inspections, fréquentes (tous les 330 cycles) nécessitent la dépose et repose des aubes. Le risque accru de créer un dommage en face avant du moyeu lors de la dépose et repose de l'anneau de maintien des aubes a été contenu par la modification de la conception de cet anneau (voir [§ .4.3](#)).

5 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

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.

5.1 Pièces critiques en titane de parties tournantes de moteur

Jusqu'à la rupture du moyeu de la soufflante du moteur N°4 (GP7270), l'alliage titane Ti-6-4 n'était pas considéré comme sensible au phénomène de fatigue-dwell. Alors que certains alliages tels que le IMI 685 ou le Ti-6242 avaient déjà montré des prédispositions à ce phénomène dès les années 1970, le Ti-6-4 avait cumulé une grande expérience en service sans incident identifié comme pouvant être lié à ce phénomène.

Dimensionnement

L'enquête a permis de montrer que le niveau de contraintes maximal observé dans la zone de fracture du moyeu de la soufflante du F-HPJE (fond d'alvéole) était inférieur à 80 % de la limite élastique du matériau. L'enquête a également permis de mettre en évidence que la rupture du moyeu de la soufflante est survenue à un nombre de cycles quatre fois inférieur à la durée de vie minimale du moyeu. Les méthodes d'estimation de durée de vie en fatigue pure développées par le motoriste et acceptées par la FAA, prévoient un début de fissuration à un nombre de cycles vingt fois supérieur au nombre de cycle du moteur N°4, sans considérer la fatigue-dwell. Il était admis que l'effet de fatigue-dwell n'était pas significatif à ces niveaux de contrainte.

Cependant, le volume des éprouvettes d'essais en fatigue-dwell ainsi que les temps de maintien appliqués en essais ne permettent pas une représentativité suffisante de l'activation de grandes macro-zones sur pièces réelles. Pour raccourcir leur durée, les essais sur éprouvettes sont en effet inférieurs en temps de maintien et supérieurs en contrainte par rapport aux pièces réelles. L'effet de ces différences de temps de maintien et de niveau de contrainte sur la durée de vie n'est pas bien connu. Les contraintes en service et le temps de maintien réellement vus par la pièce sont significativement différents. Enfin l'amorçage de fissure en fatigue-dwell se produit généralement dans une macro-zone. La probabilité d'avoir une macro-zone intense dans une éprouvette d'essai est par nature plus faible que dans une pièce de dimensions plus importante. Les abattements de durée de vie obtenus par effet dwell lors d'essais sur éprouvettes sont donc à l'heure actuelle difficilement transposables aux pièces en service.

Une méconnaissance du domaine d'activation du phénomène de fatigue-dwell sur Ti-6-4 ainsi que des conditions propices à l'apparition de macro-zones intenses ont permis l'amorçage d'une fissure en fatigue-dwell à un niveau de contraintes plus faible que celui admis jusqu'alors en ne considérant que de la fatigue pure, et à un nombre de cycles significativement inférieur.

Procédés de fabrication

L'enquête a montré qu'une fissure est apparue puis s'est propagée en fond d'alvéole, sous la surface, dans une macro-zone d'un ordre de grandeur ($x10$) plus grande et plus intense que la moyenne des macro-zones observées par le constructeur. Sa taille, anormalement élevée, et son orientation, perpendiculaire aux efforts circonférentiels, ont probablement contribué à l'amorçage d'une fissure alors que le niveau des contraintes était en dessous de 80 % de la limite d'élasticité.

Les fissures en fatigue-dwell s'amorcent dans des macro-zones, dont la présence est inhérente au processus de fabrication de pièces en titane forgé. Les macro-zones apparaissent généralement lors de la phase de conversion d'un lingot en billette, puis sont réduites lors des processus de forge suivant, grâce aux divers traitements thermomécaniques successifs.

Le risque d'apparition de macro-zones augmente avec la taille des billettes. Pour les billettes de petites tailles, les déformations plastiques importantes (écrouissages) lors des étapes de conversion et de forge permettent de réduire la taille et l'intensité des macro-zones. Les moyeux de soufflante des gros moteurs à fort taux de dilution, dont les diamètres augmentent pour gagner en efficacité, nécessitent des tailles de billette importantes. Les pièces forgées à partir de billettes de grande taille peuvent ne pas bénéficier des mêmes niveaux de déformations que celles issues des billettes de plus petite taille. Cela peut favoriser le risque de présence de macro-zone de taille et d'intensité importante.

Contrôle en production

À l'heure actuelle, il n'est pas possible de détecter de manière fiable la présence de macro-zones par des méthodes non destructives, quel que soit le stade du procédé de fabrication. La technique de diffraction d'électrons rétrodiffusés (EBSD) permet de caractériser l'orientation cristallographique des grains et de mettre en évidence une macro-zone, mais il s'agit d'un examen destructif. Elle nécessite d'isoler la zone suspectée, de la prélever et de la préparer par polissage avant l'examen.

Des méthodes de prédiction par simulation numérique de la présence de macro-zone dans les pièces finies émergent mais ne sont pas encore assez fiables. Le stade de prédiction des macro-zones dans une éprouvette d'essai est atteint, mais la transposition à la pièce réelle est encore en cours.

Des mesures par ultrasons sont effectuées au cours du processus de fabrication de la pièce, dans le but de détecter essentiellement des défauts de type « *alpha-case* » ou des fissures induites par le processus. À ce jour, la méthode de contrôle par ultrasons ne permet pas la détection de macro-zones.

Ainsi, des macro-zones peuvent être aujourd'hui présentes naturellement dans des pièces critiques forgées en Ti-6-4 et ne font pas l'objet d'un critère de rejet car il n'existe pas de méthode de détection non destructive fiable, et parce que les procédés de fabrication actuels ne permettent pas de maîtriser de façon fiable leur risque d'apparition.

La tendance à l'augmentation de taille des soufflantes des moteurs, pour réduire leur consommation en carburant, peut conduire les concepteurs de moteurs à chercher à justifier des niveaux de contrainte admissibles plus élevés, pour limiter la masse de ces moteurs. Ceci peut conduire à augmenter le risque d'amorçage en fatigue-dwell dans une macro-zone. Les critères de dimensionnement en conception des pièces critiques forgées en Ti-6-4 devraient ainsi être adaptés pour mieux maîtriser le phénomène de fatigue-dwell, en tenant compte du risque d'apparition en production de macro-zones pouvant favoriser ce phénomène, et des limites des capacités de détection de ces macro-zones.

Surveillance en service

La présence d'une macro-zone intense dans une pièce en titane, non détectée en production, peut conduire à une amorce de fissure en service. Les méthodes de contrôle non-destructif actuelles permettent la détection de fissures sub-surfaciques ou des vides.

L'amorçage d'une fissure en fatigue-dwell ne peut être prédit qu'en considérant à la fois les caractéristiques de la macro-zone (taille, position et orientation, intensité) et les sollicitations locales (niveau de contrainte, temps de maintien, température). Il est possible d'amorcer dans une zone faiblement contrainte du fait de la présence d'une macro-zone intense ou d'un temps de maintien élevé.

Le maintien de la navigabilité des pièces critiques en alliage de titane Ti-6-4 dont le procédé de fabrication est susceptible de conduire à la présence de macro-zones intenses, pour lesquelles le risque de rupture par phénomène de fatigue-dwell n'a pas ou pas suffisamment été pris en compte lors de la conception, peut nécessiter la mise en œuvre de moyens adéquats de détection des fissures en service avant la rupture de la pièce.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **L'AESA et la FAA s'assurent que les critères et méthodes de conception et de dimensionnement ainsi que les procédés de fabrication et de contrôle en production des pièces critiques des parties tournantes de moteurs en alliage de titane α/β, notamment en alliage de titane Ti-6-4, permettent de maîtriser le risque de rupture de ces pièces selon un phénomène de fatigue-dwell.**

AESA : [Recommandation FRAN 2020-006]

FAA: [Recommandation FRAN 2020-007]

- **L'AESA et la FAA conduisent une revue des pièces critiques de parties tournantes de moteurs en alliage de titane α/β, notamment en alliage de titane Ti-6-4, dont le processus de fabrication est susceptible de conduire à la présence de macro-zones intenses et pour lesquelles le risque de rupture par phénomène de fatigue-dwell n'a pas suffisamment été pris en compte lors de la certification. L'AESA et la FAA veilleront, le cas échéant, à ce qu'un programme d'inspection en service adapté soit mis en œuvre pour détecter d'éventuels amorcages de fissure pouvant conduire à la rupture de la pièce.**

AESA : [Recommandation FRAN 2020-008]

FAA: [Recommandation FRAN 2020-009]

6 - ANNEXES

6.1 Annexe 1 – Paramètres FDR

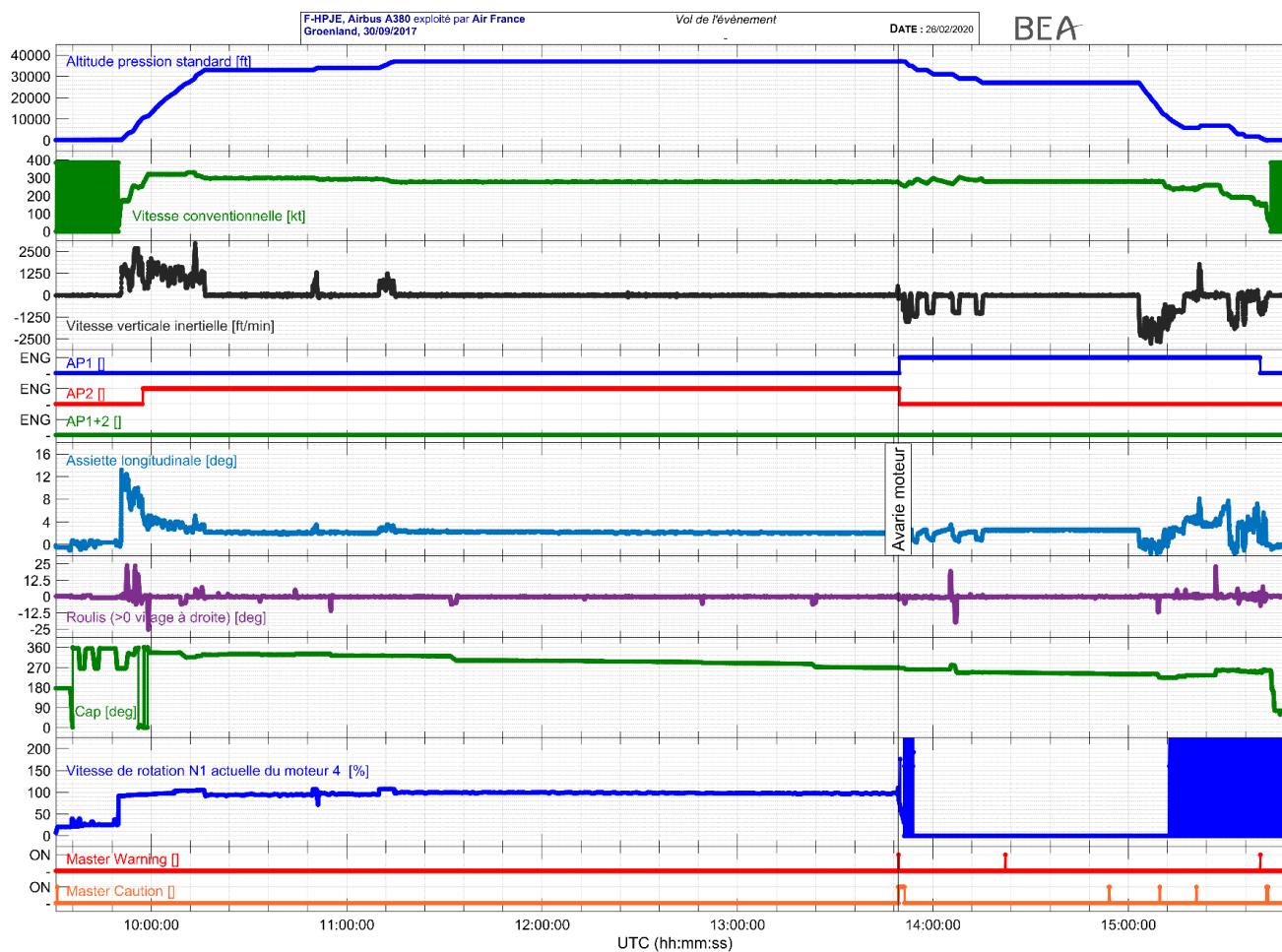


Figure 28 : Vol de l'événement

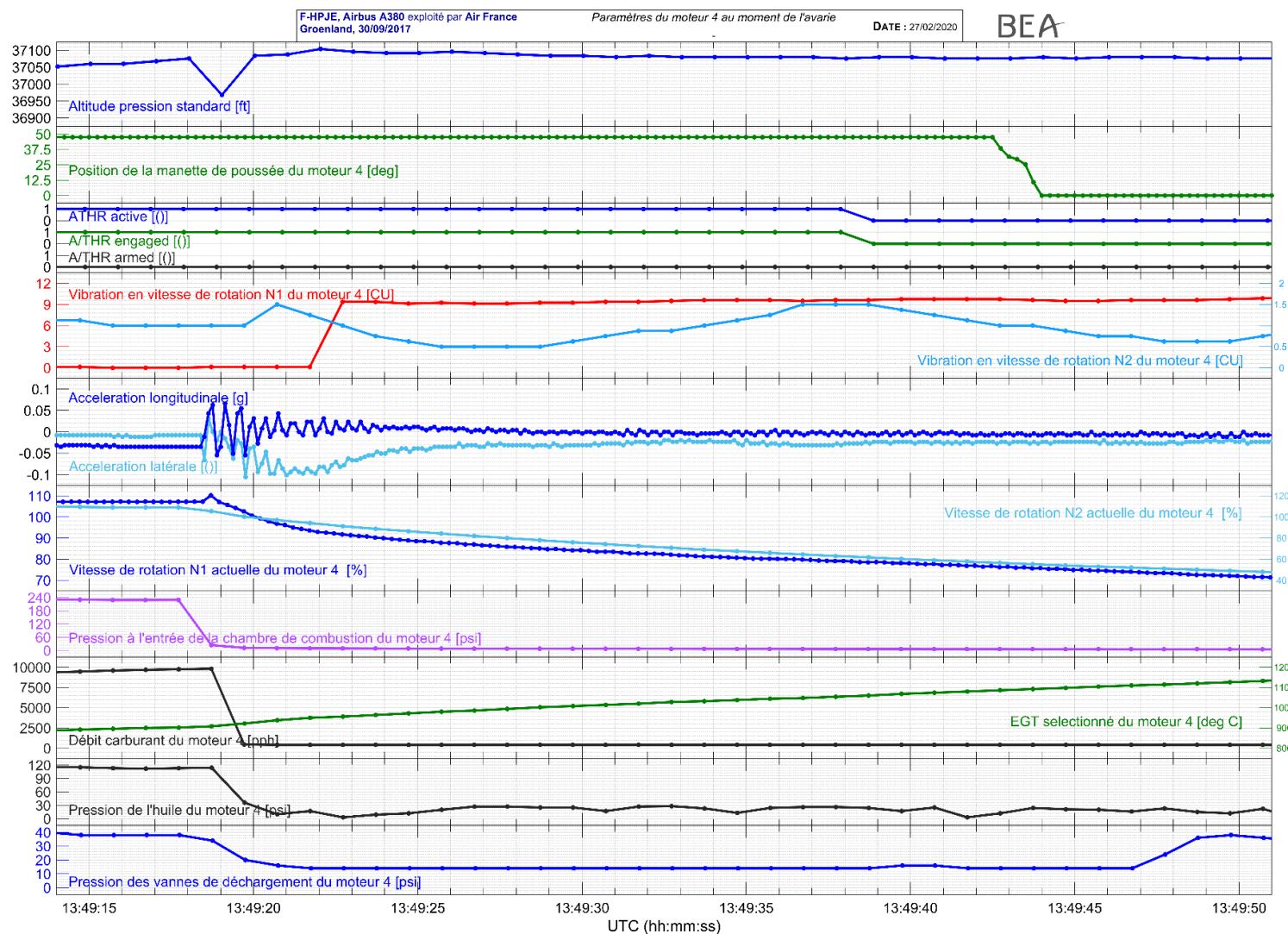


Figure 29 : Paramètres moteur N°4 au moment de l'avarie

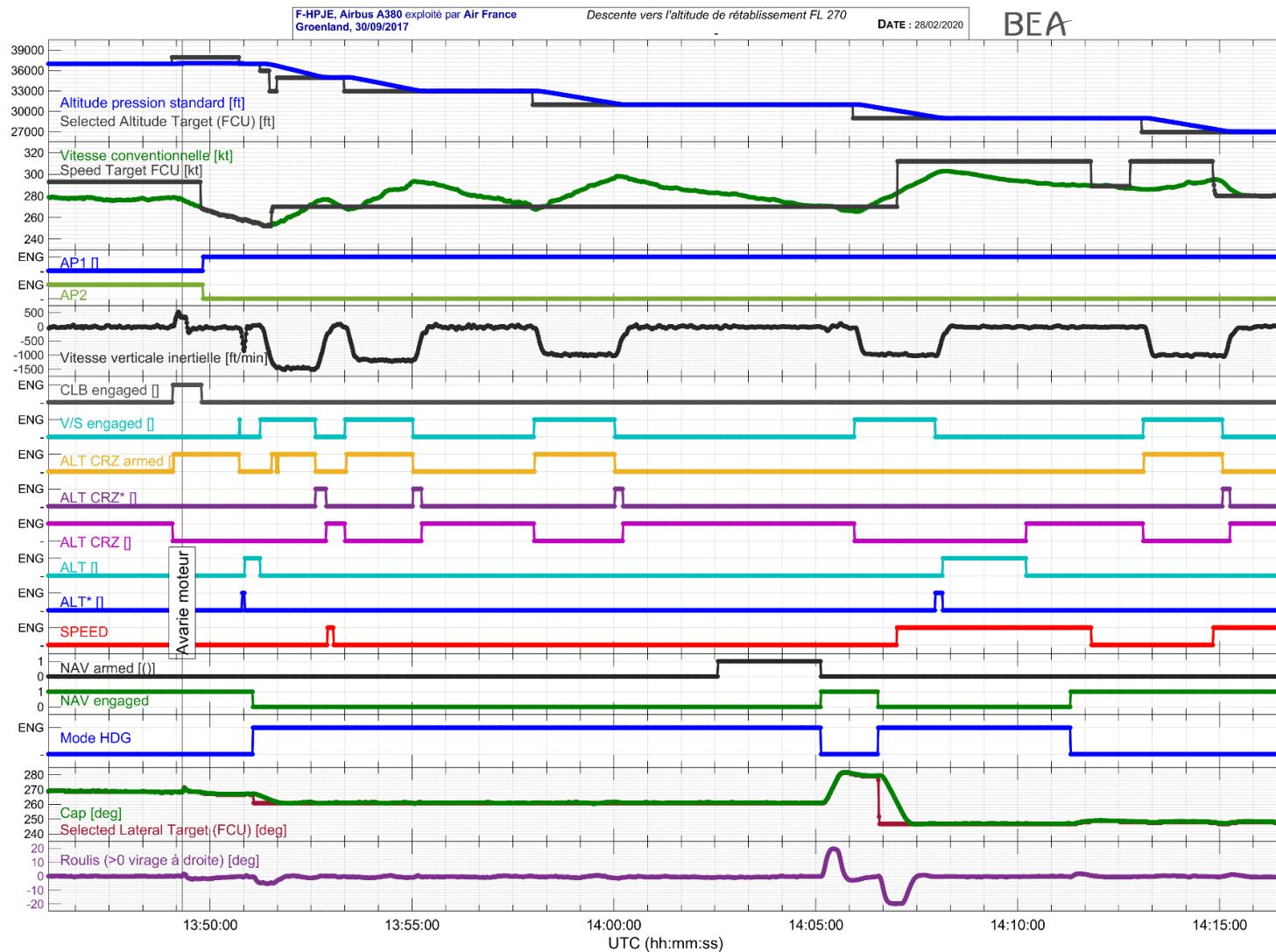


Figure 30 : Descente jusqu'à la mise palier au FL270

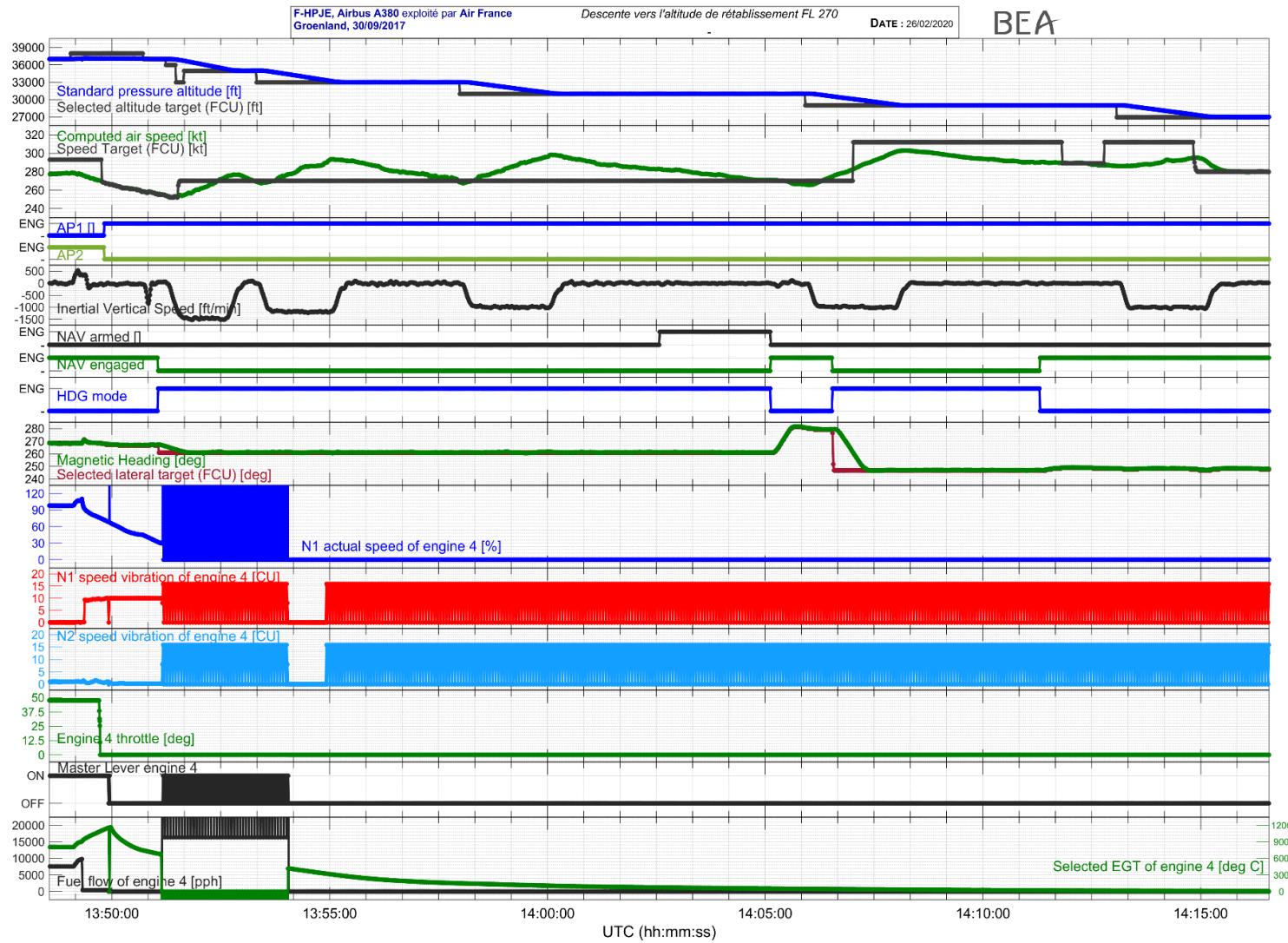


Figure 31 : Paramètres du moteur 4 pendant la descente vers le FL270

7 - RÉFÉRENCES

7.1 Bibliographie

M. R. Bache, "A review of dwell sensitive fatigue in titanium alloys: the role of microstructure, texture and operating conditions", Int. J. Fatigue, vol. 25, pp. 1079-1087, 2003.

FAA, The Evaluation of Cold Dwell Fatigue in Ti-6242, February 2018, Final report <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/tc17-57.pdf>

I. Freiherr von Thungen, « Effet dwell: relation microstructure-microtexture-propriétés mécaniques de l'alliage de titane Ti-6242 », PhD thesis, 2016

J. F. Garvey, "Safety Recommendation, A-98-27 through -33," Washington, D.C. 20594, 1998

J. E. Hall, "AIRCRAFT ACCIDENT REPORT: Uncontained Engine Failure DELTA AIR LINES Flight 1288 MCDONNELL DOUGLAS MD-88," Washington, D.C. 20594, 1996

D. R. Hinson, "Safety Recommendation, A-95-84 and -85," 1995

N. B. Karlsson et al. "Ice-penetrating radar survey of the subsurface debris field at Camp Century, Greenland", Cold Regions Science and Technology, 2019

G. W. Luetjering, "Titanium", 2e edition, 2007

K. Mankoff et al, "Search and recovery in ice sheet crevasse fields", Journal of Glaciology, Vol. V, No. I, 2019

P. Tympel, "Mechanics and micro-mechanisms of LCF and dwell fatigue in Ti-6Al-4V", PhD thesis, 2016

V. Venkatesh et al, "Data Driven Tools and Methods for Microtexture Classification and Dwell Fatigue Life Prediction in Dual Phase Titanium Alloys", The 14th World Conference on Titanium, 2019

7.2 Rapports BEA

RAPPORT TECHNIQUE - Accident de l'Airbus A380 immatriculé F-HPJE et exploité par Air France, survenu le 30/09/2017 en croisière au-dessus du Groenland, Octobre 2017 - Juin 2018, Phases de recherche I et II.

RAPPORT TECHNIQUE - Accident de l'Airbus A380 immatriculé F-HPJE et exploité par Air France, survenu le 30/09/2017 en croisière au-dessus du Groenland, Juillet 2018 - Juillet 2019, Phases de recherche III.



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