

ANALYSE DE DÉFAILLANCE DES COMPOSANTS DE MOTEUR CFM56

Référence: AD-CFM56-2025-042

Classification: TECHNIQUE / CONFIDENTIEL

Date d'analyse: 12 avril 2025

Opérateur: Lufthansa

Type d'aéronef: Boeing 737-800

Numéro de série: D-ABEK

Moteur: CFM56-7B26

Numéro de série moteur: 874692

Heures de vol totales: 24,876

Cycles totaux: 12,453

RÉSUMÉ EXÉCUTIF

Le présent rapport détaille l'analyse de défaillance réalisée sur le moteur CFM56-7B26 (S/N 874692) suite à un arrêt en vol survenu le 3 avril 2025 lors du vol LH2047 entre Francfort et Madrid. L'analyse a révélé une défaillance catastrophique d'une aube de turbine haute pression (HPT) ayant entraîné des dommages en cascade sur plusieurs modules du moteur. La cause racine identifiée est une fissuration par fatigue thermomécanique initiée au niveau du bord de fuite de l'aube, exacerbée par une dégradation prématurée du revêtement protecteur. Cette défaillance est classifiée comme un événement isolé lié à un défaut métallurgique localisé et ne constitue pas un risque systémique pour la flotte.

1. INTRODUCTION

1.1 Contexte de l'événement

Le 3 avril 2025, l'équipage du vol LH2047 opéré par un Boeing 737-800 (D-ABEK) a rapporté des vibrations anormales suivies d'une augmentation rapide de la température EGT (Exhaust Gas Temperature) du moteur n°1 (position gauche) pendant la phase de montée à 28,000 pieds. Conformément aux procédures d'urgence, l'équipage a procédé à l'arrêt du moteur et a effectué un déroutement vers l'aéroport de Lyon Saint-Exupéry où l'appareil a atterri sans incident supplémentaire.

1.2 Objectifs de l'analyse

Cette analyse technique vise à: - Identifier la séquence d'événements ayant conduit à la défaillance - Déterminer la cause racine de l'incident - Évaluer les implications potentielles pour la flotte similaire - Formuler des recommandations pour prévenir des occurrences similaires - Vérifier la conformité avec les exigences de navigabilité EASA et FAA

1.3 Méthodologie d'investigation

L'investigation a suivi le protocole standardisé d'analyse de défaillance moteur CFM-IFSD-IP-2024-02, comprenant: - Inspection visuelle préliminaire sur site - Démontage séquentiel documenté du moteur - Analyse métallurgique des composants défaillants - Examen aux microscopes optique et électronique - Analyse chimique des dépôts et résidus - Revue de l'historique de maintenance et d'exploitation - Simulation numérique des conditions de défaillance

2. DESCRIPTION DU MOTEUR ET HISTORIQUE

2.1 Spécifications du moteur

Le CFM56-7B26 est un turbofan à double flux, double corps et haute dilution développé par CFM International (coentreprise entre Safran Aircraft Engines et GE Aerospace). Ses caractéristiques principales sont: - Poussée maximale au décollage: 26,300 lbf (117 kN) - Taux de dilution: 5.5:1 - Rapport de compression global: 32.8:1 - Température d'entrée turbine: 1,420°C - Nombre d'étages compresseur BP: 4 - Nombre d'étages compresseur HP: 9 - Nombre d'étages turbine HP: 1 - Nombre d'étages turbine BP: 4

2.2 Historique de maintenance

Le moteur CFM56-7B26 (S/N 874692) présentait l'historique de maintenance suivant: - Date de mise en service: 12 juin 2015 - Dernière révision générale: 18 septembre 2022 à 18,453 heures/9,245 cycles - Dernière inspection boroscopique: 15 février 2025 à 24,102 heures/12,124 cycles - Dernière intervention notable: Remplacement du module EEC (Electronic Engine Control) le 27 janvier 2025 suite à une anomalie intermittente

Aucune anomalie significative n'avait été détectée lors de la dernière inspection boroscopique, et les paramètres moteurs enregistrés lors des vols précédents se situaient dans les plages normales d'exploitation.

2.3 Données d'exploitation récentes

L'analyse des données ACMS (Aircraft Condition Monitoring System) des 50 derniers vols a révélé: - Tendance stable des paramètres EGT, N1, N2, FF (Fuel Flow) - Aucune excursion de paramètres au-delà des limites opérationnelles - Légère augmentation progressive de l'EGT

margin (3°C sur les 20 derniers vols) - Vibrations dans la plage normale sur tous les régimes de fonctionnement - Aucune activation des systèmes de protection automatique

3. OBSERVATIONS ET CONSTATATIONS

3.1 Inspection visuelle préliminaire

L'inspection visuelle initiale du moteur a révélé: - Dommages visibles sur plusieurs aubes du fan, principalement en position 3 à 7 heures - Présence de débris métalliques dans le carter d'échappement - Traces d'impact sur le carter de la turbine basse pression - Fuites d'huile mineures au niveau des joints du module de lubrification - Intégrité structurelle du pylône et des supports moteur préservée - Absence de traces d'incendie ou de surchauffe externe

3.2 Analyse endoscopique

L'inspection endoscopique réalisée avant démontage a mis en évidence: - Dommages catastrophiques sur plusieurs aubes de la turbine haute pression - Présence de débris métalliques dans les étages de la turbine basse pression - Dommages secondaires sur les aubes du compresseur haute pression - Intégrité des chambres de combustion préservée - Absence d'anomalies visibles sur les étages du compresseur basse pression

3.3 Démontage et inspection détaillée

Le démontage séquentiel du moteur a permis d'identifier les dommages suivants:

3.3.1 Module Fan et Booster

- 4 aubes fan présentant des dommages d'impact secondaires sur les bords de fuite
- Intégrité structurelle du disque fan préservée
- Aucun dommage significatif sur les étages du booster
- Carter fan intact sans perforation

3.3.2 Module Compresseur Haute Pression

- Dommages d'impact sur les aubes des étages 8 et 9
- Traces d'érosion normale sur les bords d'attaque des premiers étages
- Aucune anomalie sur les disques et les systèmes de fixation
- Système de géométrie variable fonctionnel et sans dommage

3.3.3 Module Chambre de Combustion

- Intégrité structurelle des chambres préservée
- Dépôts carbonés normaux pour le nombre d'heures d'exploitation

- Injecteurs de carburant fonctionnels sans obstruction
- Système d'allumage intact et opérationnel

3.3.4 Module Turbine Haute Pression

- Rupture catastrophique de l'aube HPT n°24
- Fragment principal de l'aube manquant (libéré dans le flux gazeux)
- Dommages importants sur les aubes adjacentes n°23 et n°25
- Traces d'impact sur le carter de turbine
- Système de refroidissement des aubes partiellement obstrué par des débris

3.3.5 Module Turbine Basse Pression

- Dommages d'impact sur les aubes du premier étage
- Déformation des redresseurs entre les étages 1 et 2
- Plusieurs aubes présentant des entailles profondes
- Intégrité des disques préservée

3.3.6 Systèmes accessoires

- Aucun dommage significatif sur la boîte accessoires
- Système de lubrification intact avec légère contamination par débris métalliques
- Pompes carburant et hydrauliques fonctionnelles
- EEC sans anomalie détectable

3.4 Analyse métallurgique

L'analyse métallurgique détaillée de l'aube HPT n°24 partiellement récupérée a révélé:

3.4.1 Caractéristiques macroscopiques

- Rupture initiée au niveau du bord de fuite, à environ 60% de la hauteur de l'aube
- Surface de rupture présentant des marques caractéristiques de fatigue thermomécanique
- Zone d'initiation de fissure d'environ 2.3 mm de longueur
- Propagation progressive sur environ 40% de la section avant rupture brutale

3.4.2 Analyse microstructurale

- Microstructure du superalliage base nickel (René N5) globalement conforme aux spécifications
- Présence d'une zone de ségrégation d'éléments d'alliage au point d'initiation de la fissure
- Taille de grains hétérogène dans la zone de rupture initiale
- Précipitation excessive de phase γ' au niveau des joints de grains dans la zone d'initiation

3.4.3 Analyse du revêtement protecteur

- Dégradation prématurée du revêtement MCrAlY dans la zone d'initiation

- Épaisseur du revêtement réduite à 38µm (spécification: 70-90µm)
- Présence de microfissures dans la couche d'oxyde d'aluminium protecteur
- Signes de corrosion à chaud localisée

3.4.4 Analyse des contraintes

- Concentration de contraintes au niveau du bord de fuite cohérente avec le mode de rupture
- Signes de fluage thermique accéléré dans la zone d'initiation
- Déformation plastique localisée compatible avec des cycles thermiques répétés
- Absence de défauts de fonderie significatifs pouvant expliquer la rupture

4. ANALYSE ET INTERPRÉTATION

4.1 Séquence de défaillance

Sur la base des observations et analyses, la séquence de défaillance suivante a été établie:

Dégradation progressive du revêtement protecteur MCrAlY sur l'aube HPT n°24, probablement due à une anomalie localisée dans l'application du revêtement lors de la dernière révision générale

Exposition du matériau de base (superalliage René N5) aux gaz chauds, accélérant les mécanismes d'oxydation et de corrosion à chaud dans une zone présentant une hétérogénéité microstructurale

Initiation d'une microfissure au niveau du bord de fuite, dans une zone de concentration de contraintes thermiques et mécaniques

Propagation progressive de la fissure par mécanisme de fatigue thermomécanique au cours des cycles d'exploitation

Rupture catastrophique de l'aube lorsque la section résiduelle est devenue insuffisante pour supporter les contraintes centrifuges et aérodynamiques

Libération de fragments dans le flux gazeux, causant des dommages en cascade sur les étages suivants de la turbine et du compresseur

Déséquilibre dynamique sévère entraînant des vibrations détectées par l'équipage

Augmentation rapide de l'EGT due à la perturbation du flux gazeux et à la dégradation du rendement aérodynamique

4.2 Cause racine

La cause racine de la défaillance a été identifiée comme étant une combinaison de:

Défaut métallurgique localisé: Hétérogénéité microstructurale dans le superalliage René N5 au niveau du bord de fuite de l'aube HPT n°24, caractérisée par une ségrégation d'éléments d'alliage et une taille de grains irrégulière

Déficience du revêtement protecteur: Application non conforme du revêtement MCrAlY lors de la dernière révision générale, résultant en une épaisseur insuffisante et une adhérence compromise dans la zone critique

Ces facteurs ont créé une condition favorable à l'initiation précoce d'une fissure par fatigue thermomécanique, qui s'est propagée progressivement jusqu'à la rupture catastrophique de l'aube.

4.3 Facteurs contributifs

Les facteurs suivants ont potentiellement contribué à la défaillance:

Cycles thermiques: Le profil d'exploitation de l'appareil, caractérisé par de nombreux vols courts (durée moyenne 1.8 heures), a soumis le moteur à des cycles thermiques fréquents, accélérant les mécanismes de fatigue

Conditions environnementales: L'exploitation fréquente dans des environnements contenant des contaminants atmosphériques (notamment des sulfates) a pu accélérer la dégradation du revêtement protecteur

Procédures de révision: Possible non-conformité dans l'application du revêtement protecteur lors de la dernière révision générale, non détectée par les contrôles qualité

4.4 Évaluation des risques pour la flotte

L'analyse des données de fiabilité de la flotte CFM56-7B et l'examen des rapports d'incidents similaires indiquent que:

La défaillance est considérée comme un événement isolé lié à une combinaison spécifique de défauts métallurgiques et de revêtement

Aucune tendance systémique n'a été identifiée dans la flotte mondiale de moteurs CFM56-7B

Le taux d'occurrence de défaillances similaires (rupture d'aube HPT) est de 0.82 par million d'heures de vol, ce qui reste dans les limites acceptables définies par les autorités de certification

Les procédures d'inspection actuelles (boroscopie périodique) sont généralement efficaces pour détecter les signes précurseurs de ce type de défaillance

5. CONFORMITÉ RÉGLEMENTAIRE

5.1 Exigences de navigabilité applicables

Cette analyse a été réalisée conformément aux exigences réglementaires suivantes:

- EASA CS-E 515 "Engine Critical Parts"
- EASA CS-E 650 "Vibration Surveys"
- EASA AMC E 650 "Vibration Surveys"
- FAA 14 CFR Part 33.14 "Start-Stop Cyclic Stress"
- FAA 14 CFR Part 33.70 "Engine Life-Limited Parts"
- FAA AC 33.70-1 "Guidance Material for Aircraft Engine Life-Limited Parts Requirements"

5.2 Évaluation de la conformité

L'évaluation de conformité a déterminé que:

Le moteur CFM56-7B26 (S/N 874692) était en état de navigabilité avant l'incident, avec toutes les directives de navigabilité applicables incorporées

La maintenance avait été effectuée conformément au programme approuvé, avec tous les bulletins de service obligatoires appliqués

La défaillance n'est pas liée à une non-conformité aux exigences de conception ou de certification, mais à un défaut de fabrication isolé

Les procédures d'inspection actuelles sont conformes aux exigences réglementaires, mais pourraient bénéficier d'améliorations spécifiques détaillées dans les recommandations

6. RECOMMANDATIONS

Sur la base des résultats de cette analyse, les recommandations suivantes sont formulées:

6.1 Actions immédiates

Inspection boroscopique ciblée des aubes HPT sur tous les moteurs CFM56-7B26 ayant subi une révision générale dans le même atelier entre septembre 2022 et mars 2023 (population estimée: 47 moteurs)

Analyse des données de tendance EGT et vibrations pour la flotte concernée afin d'identifier d'éventuels signes précurseurs similaires

Prélèvement d'échantillons de débris dans les filtres à huile des moteurs de la même cohorte pour détecter d'éventuelles particules métalliques caractéristiques

6.2 Actions à moyen terme

Révision des procédures d'application et de contrôle qualité des revêtements protecteurs MCrAlY lors des révisions générales, avec introduction de contrôles non destructifs supplémentaires

Développement d'un algorithme de détection précoce basé sur l'analyse des données de vol pour identifier les signatures caractéristiques de la dégradation des aubes HPT

Évaluation de l'impact des profils d'exploitation à cycles courts sur la durabilité des revêtements protecteurs des aubes HPT

6.3 Actions à long terme

Collaboration avec le fabricant pour améliorer la résistance des revêtements protecteurs aux environnements opérationnels agressifs

Optimisation des intervalles d'inspection boroscopique en fonction des profils d'exploitation spécifiques des opérateurs

Développement de techniques d'inspection avancées permettant une meilleure détection des dégradations précoces des revêtements protecteurs

7. CONCLUSION

L'analyse de défaillance du moteur CFM56-7B26 (S/N 874692) a identifié une rupture catastrophique d'une aube de turbine haute pression comme événement initial, causée par une combinaison de défauts métallurgiques localisés et d'une application non conforme du revêtement protecteur. Cette défaillance est considérée comme un événement isolé ne nécessitant pas d'action corrective immédiate à l'échelle de la flotte, mais justifiant des inspections ciblées sur une population spécifique de moteurs.

Les recommandations formulées visent à améliorer les procédures de maintenance et d'inspection pour prévenir des occurrences similaires, tout en respectant les exigences de navigabilité continue définies par l'EASA et la FAA.

8. RÉFÉRENCES

1. CFM56-7B Engine Shop Manual (ESM), CFMI-TP.SM.10
2. CFM56-7B Engine Maintenance Manual (EMM), CFMI-TP.MM.7B
3. Service Bulletin CFM56-7B S/B 72-0879, "Turbine - High Pressure Turbine Rotor Stage 1 Disk and Blades - Inspection"
4. EASA AD 2023-0156, "High Pressure Turbine Blade Inspection"
5. FAA SAIB NE-22-05, "Engines, CFM56-7B HPT Blade Inspection"
6. Rapport technique EASA/FAA "Superalloy Durability in Harsh Environments", TR-2024-078
7. CFM International Failure Analysis Protocol CFM-IFSD-IP-2024-02

ANNEXES

- Annexe A: Photographies des composants défectueux
- Annexe B: Résultats des analyses métallurgiques
- Annexe C: Données d'exploitation des 50 derniers vols
- Annexe D: Historique complet de maintenance du moteur
- Annexe E: Rapport d'analyse des débris (Debris Analysis Report)

Ce document est conforme aux exigences de documentation technique définies par l'EASA Part-145.A.45 et la FAA AC 43-9C.

Rapport préparé par:

Dr. Sophie Moreau
Ingénieure Principale - Analyse de Défaillances
Certification EASA Form 4 Holder #FR.145.4872
Date: 12 avril 2025