

REPUBLIQUE DU CONGO

MINISTERE DES TRANSPORTS, DE L'AVIATION CIVILE ET DE LA MARINE MARCHANDE

BUREAU DES ENQUETES ET DES ACCIDENTS D'AVIATION



## RAPPORT FINAL

Enquête : BEA-01-2023

Type d'exploitation : Transport aérien commercial - Cargo

Accident survenu le **8 février 2023**  
à **Brazzaville**  
à l'aéronef **Boeing B737-400SF**  
immatriculé **5N OTT**  
exploité par **Allied Air Limited**

## *Table des matières*

|                                                                                                                                |           |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>SYNOPSIS .....</b>                                                                                                          | <b>1</b>  |
| <b>ORGANISATION DE L'ENQUETE .....</b>                                                                                         | <b>1</b>  |
| <b>RENSEIGNEMENTS DE BASE.....</b>                                                                                             | <b>2</b>  |
| 1.1 DÉROULEMENT DU VOL.....                                                                                                    | 2         |
| 1.2 DOMMAGES À L'AÉRONEF .....                                                                                                 | 3         |
| 1.3 RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL.....                                                                                       | 3         |
| 1.3.1 ÉQUIPAGE DE CONDUITE .....                                                                                               | 3         |
| 1.3.2 RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL DE MAINTENANCE.....                                                                      | 4         |
| 1.4 RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRONEF .....                                                                                         | 5         |
| 1.4.1 CELLULE .....                                                                                                            | 5         |
| 1.4.2 TRAIN D'ATERRISSAGE .....                                                                                                | 5         |
| 1.4.3 MASSE ET CENTRAGE .....                                                                                                  | 6         |
| 1.4.4 SUIVI DES OPERATIONS DE MAINTENANCE .....                                                                                | 6         |
| 1.5 CONDITIONS MÉTÉOROLOGIQUES .....                                                                                           | 7         |
| 1.6 AIDES À LA NAVIGATION .....                                                                                                | 7         |
| 1.7 TÉLÉCOMMUNICATIONS .....                                                                                                   | 7         |
| 1.8 RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRODROME .....                                                                                       | 7         |
| 1.9 ENREGISTREURS DE BORD .....                                                                                                | 8         |
| 1.10 RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT.....                                                                           | 8         |
| 1.10.1 EXAMEN DU SITE .....                                                                                                    | 8         |
| 1.10.2 EXAMEN DE L'AERONEF APRES L'ACCIDENT .....                                                                              | 9         |
| 1.11 RENSEIGNEMENTS MÉDICAUX ET PATHOLOGIQUES .....                                                                            | 13        |
| 1.12 INCENDIE .....                                                                                                            | 13        |
| 1.13 QUESTIONS RELATIVES À LA SURVIE DES OCCUPANTS .....                                                                       | 14        |
| 1.14 ESSAIS ET RECHERCHES.....                                                                                                 | 14        |
| 1.14.1 EXPLOITATION DES ENREGISTREMENTS DU FDR ET DU CVR .....                                                                 | 14        |
| 1.14.2 ANALYSE DE L'ETAT DES PNEUS.....                                                                                        | 15        |
| 1.14.3 TESTS DES COMPOSANTS DETACHES DU TRAIN PRINCIPAL GAUCHE ..                                                              | 18        |
| 1.15 RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION .....                                                                     | 36        |
| 1.15.1 ALLIED AIR LIMITED .....                                                                                                | 36        |
| 1.15.2 ORGANISATION DE LA MAINTENANCE.....                                                                                     | 36        |
| 1.15.3 LES SERVICES DE LA CIRCULATION AERIENNE .....                                                                           | 36        |
| 1.15.4 LES SERVICES METEOROLOGIQUES.....                                                                                       | 36        |
| 1.15.5 L'AUTORITE DE REGLEMENTATION, DE CERTIFICATION ET DE<br>VALIDATION DES LICENCES .....                                   | 36        |
| 1.16 RENSEIGNEMENTS SUPPLÉMENTAIRES (ÉVÈNEMENT ANTÉRIEUR<br>IMPLIQUANT UN AÉRONEF D'ALLIED AIR LIMITED SURVENU À BRAZZAVILLE). | 37        |
| 1.16.1 RENSEIGNEMENTS SUR L'EQUIPAGE ET L'AERONEF.....                                                                         | 37        |
| <b>2 ANALYSE .....</b>                                                                                                         | <b>41</b> |
| 2.1 SCÉNARIO 1 – ÉVÈNEMENT DE SHIMMY (SCÉNARIO LE PLUS PROBABLE)<br>.....                                                      | 41        |

2.2 SCÉNARIO 2 – L'ÉVÉNEMENT A DÉBUTÉ PAR LA RUPTURE DU CYLINDRE  
INTÉRIEUR.....43

3 CONCLUSIONS .....43

3.1 ÉVALUATION COMPARATIVE DES SCÉNARIOS .....43

3.2 FAITS ÉTABLIS PAR L'ENQUÊTE .....44

3.3 CAUSE ET FACTEURS CONTRIBUTIFS..... 46

3.3.1 CAUSE PRINCIPALE..... 46

3.3.2 FACTEURS CONTRIBUTIFS ..... 46

4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE..... 46

ANNEXE – SIGLES ET ABREVIATIONS

SYNOPSIS

|                          |                                                                                                                                                                                         |
|--------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Aéronef                  | Boeing B737-400SF, 5N-OTT, MSN 24529                                                                                                                                                    |
| Date et heure            | 07 février 2023 à 23 H 15 (UTC)                                                                                                                                                         |
| Exploitant               | Allied Air Limited                                                                                                                                                                      |
| Lieu                     | Aéroport Maya Maya, Brazzaville, à l’atterrissage sur piste 05                                                                                                                          |
| Nature du vol            | Transport de marchandises (cargo)                                                                                                                                                       |
| Personnes à bord         | Commandant de bord, Officier pilote de ligne, 01 Technicien de maintenance avion,                                                                                                       |
| Conséquences et dommages | Éclatement de la roue n°2 ; cassure du train principal gauche et détachement de l’ensemble essieu-roues ; dommages sur l’aile et le moteur gauche ; dommage sur le fuselage côté gauche |

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le Bureau des enquêtes et des accidents d’aviation (BEA) a ouvert une enquête de sécurité n°BEA-01-2023 concernant l’accident survenu le 08 février 2023, aux environs de 00 h 15 locales (le 07 février à 23 h 15 UTC), à l’aéroport international Maya-Maya de Brazzaville. L’événement a impliqué un aéronef de type Boeing 737-400SF, immatriculé 5N-OTT, exploité par la compagnie aérienne nigériane Allied Air Limited.

Cette enquête a été ouverte conformément à l’annexe 13 de la Convention relative à l’aviation civile internationale et aux dispositions pertinentes du code de l’aviation civile.

Les organismes suivants ont pris part à cette enquête :

- Bureau des enquêtes de sécurité du Nigéria (NSIB), Etat d’immatriculation et de l’exploitant ;
- Bureau national de la sécurité des transports (NTSB) des États Unis d’Amérique, État de conception et de construction de l’aéronef ;
- Federal Aviation Administration (FAA), autorité de certification de l’aéronef ;
- Boeing, constructeur de l’aéronef ;
- Dunlop Aircraft Tyres Ltd, fabricant des pneus.

## RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1 Déroulement du vol

**Note :** Les informations suivantes sont principalement issues des entretiens conduits, des enregistrements de radiocommunications et des enregistrements collectés sur site.

Le 08 février 2023, un aéronef de type Boeing 737-400SF, immatriculé 5N-OTT, numéro de série 24 529, exploité par la compagnie Allied Air Limited, sous l'indicatif AJK135, effectuait un vol de transport de fret pour le compte de DHL, au départ de l'aéroport international Léon MBA (Libreville, Gabon) à destination de l'aéroport internationale Maya Maya (Brazzaville, Congo). Trois (03) membres d'équipage se trouvaient à bord.

Selon les déclarations de l'équipage, l'approche finale sur la piste 05 de l'aéroport de Brazzaville s'est déroulée avec le pilote automatique engagé jusqu'à environ 200 pieds (environ 70 mètres) au-dessus du sol, moment auquel le pilotage manuel a été repris. L'aéronef était stabilisé en approche et le système de freinage automatique était réglé sur la position 2. Le copilote était pilote aux commandes (PF).

A 23h15 UTC (00h15 heure locale), l'aéronef a touché des roues sur la piste 05. Quelques secondes après l'activation de l'inversion de poussée, pendant la phase de décélération, l'équipage a entendu une première détonation provenant du train d'atterrissage principal gauche, suivie de fortes vibrations.

Un second bruit, moins intense, a été entendu peu après par l'équipage. Les fonctions PF et de PNF (pilote aux commandes et pilote surveillant) ont par la suite été échangées, le commandant de bord reprenant les commandes pour stabiliser l'aéronef.

Les composants du train principal gauche, notamment l'amortisseur de shimmy, les demi-compas et l'ensemble essieu-roues, se sont détachés de la jambe de train fracturée. Le pneu n°2 du train principal gauche a éclaté. Le frottement des éléments détachés du train, de la jambe de train et du moteur gauche contre la surface de la piste a laissé plusieurs marques visibles sur le revêtement.

L'aéronef s'est immobilisé à environ 463 mètres du seuil opposé (piste 23). Des éléments du train d'atterrissage gauche ont été retrouvés à une distance d'environ 98,2 mètres de la position finale de l'aéronef.

Aucun blessé n'a été rapporté à bord.

Un NOTAM a été émis le 09 février 2023 à 23h45 UTC pour annoncer la fermeture de la piste 05/23.



Fig. 1 Aéronef 5N-OTT à l'immobilisation sur la piste 05  
Aircraft 5N-OTT at stop on Runway 05

Après déchargement de la cargaison et l'allègement de l'aéronef par vidange du carburant, une palette de fret a été positionnée sous la jambe de train endommagée afin d'assurer la stabilité de l'appareil. L'aéronef a ensuite été remorqué et enlevé de la piste.

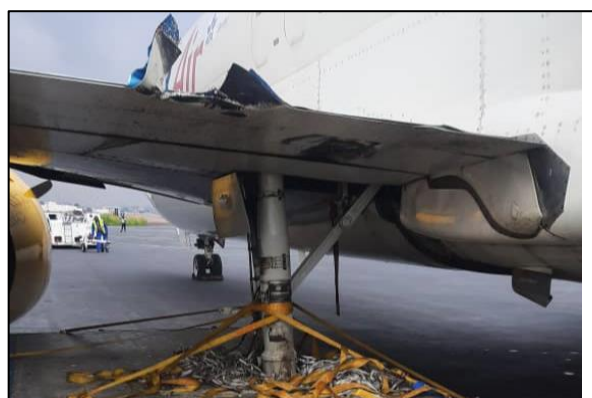


Fig. 2 Aéronef 5N-OTT parké après son enlèvement de la piste 05/23  
Aircraft 5N-OTT parked after removal from Runway

La piste 05/23 a été réouverte à 05h48 (à 04h48 UTC), à l'issue des opérations d'enlèvement de l'aéronef, de nettoyage et inspection de la piste. Un nouveau NOTAM annonçant la réouverture de la piste a été publié.

## 1.2 Dommages à l'aéronef

L'aéronef a subi d'importants dommages au train d'atterrissage principal gauche, au fuselage, au moteur et à l'aile gauche. Le contact de la jambe de train et de la nacelle du moteur sur la surface de la piste 05 a laissé des marques visibles sur le revêtement.

Se référer au paragraphe 1.10 - Renseignements sur l'épave et sur l'impact.

## 1.3 Renseignements sur le personnel

### 1.3.1 Équipage de conduite

Les dossiers examinés indiquent que l'équipage de conduite détenait les licences et les qualifications requises pour la conduite du vol, conformément à la réglementation en vigueur.

Les entretiens menés et l'examen des dossiers relatifs au planning de vol indiquent que l'équipage bénéficiait d'un temps de repos suffisant avant le vol, conformément aux exigences réglementaires.

### **1.3.1.1 Commandant de bord**

64 ans, de nationalité gabonaise.

- Licence ATPL délivrée le 12 octobre 2022, valable jusqu'au 28 novembre 2023, par l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA);
- Qualification de type B737-300/500 ;
- Qualification de vol aux instruments valide jusqu'au 04 octobre 2023
- Maintien de compétences (MDC) valable jusqu'au 31 mars 2023.
- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 05 décembre 2022 et valable jusqu'au 04 juin 2023.
- Compétence linguistique en langue anglaise de niveau 4, valide jusqu'au 15 août 2024.
- Expérience :
  - ✓ totale : 19 639 heures de vol
  - ✓ sur type : 4 819 heures de vol

### **1.3.1.2 Co-pilote**

41 ans, de nationalité nigériane.

- Licence CPL(A) délivrée le 11 mai 2022, valide jusqu'au 10 mars 2027, par l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA);
- Qualification de type B737-300/500 ;
- Qualification de vol aux instruments valide jusqu'au 11 décembre 2023
- Maintien de compétences (MDC) valable jusqu'au 09 juin 2023 ;
- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 11 février 2023 et valable jusqu'au 10 février 2024 ;
- Compétence linguistique en langue anglaise de niveau 6
- Expérience :
  - ✓ totale : 1 700 heures de vol ;
  - ✓ sur type : 1 500 heures de vol.

### **1.3.2 Renseignements sur le personnel de maintenance**

47 ans, de nationalité congolaise (RDC).

- Licence délivrée le 07/12/2021, valable jusqu'au 06/12/2026, par l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA)
- Qualification,
  - ✓ B737-300/400/500 (AMEL "A" & "C");
  - ✓ CFM 56
- Stage,
  - ✓ Maintien de compétences sur B737-400, 11/03/2022;
  - ✓ Facteurs humains, 11/03/2022
  - ✓ Système de Gestion de la Sécurité, 02/07/2022.

#### 1.4 Renseignements sur l'aéronef

Le Boeing 737-400 SF (special freighter), numéro de série 24529, est un avion pressurisé à ailes basses équipé de trains d'atterrissage tricycle rétractables.

Il a été construit en juin 1989 et initialement exploité en configuration passagers sur le registre d'immatriculation des Pays-Bas. Entre septembre 2010 et janvier 2011, il a été converti en configuration cargo.

En décembre 2012, l'avion a été inscrit au registre d'immatriculation de l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA), sous l'immatriculation 5N-OTT.

##### 1.4.1 Cellule

|                                                                                                                         |                                                                        |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------|
| Constructeur                                                                                                            | Boeing Aircraft Company                                                |
| Type                                                                                                                    | B737-406                                                               |
| Numéro de série                                                                                                         | 24 529                                                                 |
| Immatriculation                                                                                                         | 5N-OTT                                                                 |
| Mise en service                                                                                                         | 21/09/1989                                                             |
| Certificat de navigabilité                                                                                              | n°1430 du 16 mai 2022 délivré par la NCAA valable jusqu'au 15 mai 2023 |
| Nombre total d'heures et de cycles depuis construction                                                                  | 53 733 heures de vol et 40 812 cycles                                  |
| Nombre total d'heures et cycles lors de la dernière révision générale (4C + Out Of Phase check ; 07/02/2022-14/05/2022) | 52 821 heures de vol et 39 786 cycles                                  |
| Nombre total d'heures et de cycles lors de la dernière inspection périodique (4A ; 14/01/2023)                          | 53 643 heures de vol et 40 717 cycles                                  |
| Utilisation depuis la dernière révision générale                                                                        | 912 heures de vol et 1026 cycles                                       |
| Utilisation depuis la dernière inspection périodique                                                                    | 90 heures de vol et 95 cycles                                          |

##### 1.4.2 Train d'atterrissage

|                                                                |                                      |
|----------------------------------------------------------------|--------------------------------------|
| Position                                                       | Gauche                               |
| Constructeur                                                   | Boeing                               |
| Type                                                           | 65-73761-119                         |
| Numéro de série                                                | BFG2285                              |
| Date d'installation                                            | 21/04/2016                           |
| Dernière révision générale                                     | 21/04/2016 par HML Aviation Services |
| Cycles cumulés lors de la dernière révision générale (04/2016) | 31 204                               |
| Cycles cumulés depuis fabrication                              | 36 299                               |

### **1.4.3 Masse et centrage**

La dernière pesée de l'aéronef 5N-OTT a été réalisée le 14 mai 2022 par MyTechnic aircraft MRO Services à Istanbul (Turquie).

La masse enregistrée de l'aéronef était de 58 730 kg au décollage de Libreville et de 54 830 kg à l'atterrissage à Brazzaville.

Au moment de l'événement, la masse et le centrage de l'avion étaient conformes aux limites opérationnelles définies par le constructeur, respectivement 58 787 kg au décollage et 54 887 kg à l'atterrissage.

### **1.4.4 Suivi des opérations de maintenance**

Les activités de gestion du maintien de navigabilité et d'entretien de l'aéronef 5N-OTT sont décrites dans le manuel de contrôle de maintenance et du programme d'entretien, tous deux approuvés par l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA).

Allied Air Limited a été autorisé par la NCAA, le 23 septembre 2020, à réaliser des visites périodiques de type 1A, 2A et 4A sur ses aéronefs de type B737-400.

Pour les grandes visites de maintenance de type C, Allied Air Limited disposait de contrats de maintenance avec les organismes de maintenance « Aero Contractors Company of Nigeria Limited » et « MyTechnic Aircraft MRO Services » agréés par la NCAA.

Le programme d'entretien de l'aéronef était à jour des dernières publications techniques du constructeur.

La dernière grande visite de maintenance du 5N-OTT a été réalisée du 07 mars 2022 au 14 mai 2022, à Istanbul (Turquie) par MyTechnic Aircraft MRO Services. Elle a essentiellement porté sur la réalisation des tâches de visite 4C, des cartes de travail OOP (out of phase) et des travaux supplémentaires de correction des défauts constatés.

La visite périodique de type 4A a été réalisée le 14 janvier 2023, à Lagos, par Allied Air Limited.

Les trains d'atterrissage principaux du 5N-OTT ont été révisés le 21 avril 2016 par HML Aviation Services.

### **1.5 Conditions météorologiques**

Le message d'observation météorologique régulière d'aérodrome (METAR) diffusé environ quinze (15) minutes avant l'atterrissage de l'aéronef était le suivant:

*MET REPORT FCBB 082300Z WIND 230/3KT VIS 8KM BR CLD NSC T25 DP23 QNH 1012HPA QFE 0975HPA TREND NOSIG=*

- Vents : direction 230° ; vitesse 03 nœuds ;
- Visibilité de 8 km ;
- Nuages : CLD NSC (pas de nuage significatif du point de vue opérationnel);
- Température : 25°C ; point de rosée : 23°C ;
- QNH : 1012 hPa ;
- Tendence : Pas de changement significatif prévu.

Les paramètres météorologiques susmentionnés traduisent des conditions favorables à l'exploitation.

### **1.6 Aides à la navigation**

Il n'a été révélé aucune anomalie concernant le fonctionnement des aides à la navigation au moment de l'approche et de l'atterrissage du vol AJK135 sur la piste 05.

L'approche finale ainsi que le toucher des roues se sont déroulés de manière stabilisée, sans événement anormal rapporté par l'équipage.

### **1.7 Télécommunications**

Les communications et les services de contrôle de la circulation aérienne fournis par l'ASECNA étaient clairs et non ambigus durant l'approche et l'atterrissage. Aucune anomalie technique n'a été relevée.

Les enregistrements audio des communications entre l'équipage et le contrôle de la circulation aérienne (ATC) ont été récupérés aux fins d'analyse.

### **1.8 Renseignements sur l'aérodrome**

L'aérodrome international Maya-Maya de Brazzaville est doté d'une piste en béton bitumineux, orientée 05/23, d'une longueur de 3 300 mètres et d'une largeur de 45 mètres.

L'élévation de l'aéroport est de 321 mètres. L'altitude minimale de sécurité est de 313,26 mètres (1027,8 pieds).

Les coordonnées géographiques du point de référence de l'aérodrome, selon le système WGS84 sont : Latitude 04°15'31.60" S – Longitude 15°14'29.93" E.

La surface de la piste était sèche au moment de l'atterrissage de l'aéronef 5N-OTT.

### **1.9 Enregistreurs de bord**

L'aéronef était équipé de deux enregistreurs de bord conformément à la réglementation en vigueur : un enregistreur de paramètres de vol (FDR) et un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR)

- FDR
  - Constructeur : Honeywell
  - Type : 980-4700-034
  - Numéro de série : 2030

Il s'agit d'un enregistreur à mémoire à semi-conducteurs (SSFDR), avec une capacité d'enregistrement d'au moins 25 heures de données de vol.

- CVR
  - Constructeur : Honeywell
  - Type : 980-6022-001
  - Numéro de série : 1359

Il s'agit d'un enregistreur phonique à mémoire à semi-conducteurs (SSCVR) d'une capacité d'enregistrement d'au moins deux heures.

L'aéronef disposait également d'un quick access recorder (QAR), dispositif d'enregistrement embarqué permettant un accès rapide aux données de vol à des fins de suivi opérationnel et de maintenance préventive:

- Constructeur : L-3 Communications Aviation Recorders
- Type : QAR200-03-02
- Numéro de série : 002001392

Les enregistreurs de vol ont été récupérés à des fins d'analyse.

### **1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

#### **1.10.1 Examen du site**

Le toucher des roues des trains principaux a eu lieu à environ 800 mètres du seuil de piste 05 et l'aéronef 5N-OTT s'est immobilisé sur la piste après un roulage d'environ 2037 mètres.

La piste 05 présentait des marques d'oscillation de type shimmy sur une distance d'environ 1250 mètres. Les premières marques de shimmy ont été observées à environ 1470 mètres du point de toucher des roues.

L'ensemble essieu-roues du train d'atterrissage principal gauche s'est détaché à une distance d'environ 98,2 mètres avant la position d'immobilisation finale de l'aéronef.



Fig. 3 Trajectoire du 5N-OTT et marques laissées sur la piste 05/23 (Source : GPS Tracks, annotation du BEA Congo)

Trajectory of 5N-OTT and marks left on runway 05/23 (Source: GPS Tracks, annotated by BEA Congo)

Les trois premières marques de dégradation du revêtement de la piste 05/23 ont été relevées à une distance de 1,70 mètre après le point d'immobilisation de l'ensemble essieu-roues.

A environ 0,90 mètre de la troisième marque, soit à 7 mètres du point de rupture de l'ensemble essieu-roues, des marques de frottement laissées par le contact continu de la nacelle du moteur gauche et de la jambe de train gauche avec le revêtement de la piste ont été identifiées.

Au cours de l'événement, l'aéronef s'est progressivement écarté de sa trajectoire initiale et s'est immobilisé à gauche de l'axe de piste. Au point d'arrêt, le train principal droit se trouvait à une distance de 8,7 mètres de l'axe de la piste.

### 1.10.2 Examen de l'aéronef après l'accident

L'aéronef a subi des dommages importants, principalement attribués à la rupture des composants du train d'atterrissage et aux conséquences des événements post-impact.

#### ○ Roues du train principal gauche

L'aéronef était équipé de pneus fabriqués par Dunlop Aircraft Tyres Ltd.

Les roues du train principal gauche ont été endommagées, les pneus présentant des coupures et abrasions sur les flancs ainsi que sur la bande de roulement.

Le pneu intérieur n° 2 s'est éclaté lors de l'événement.

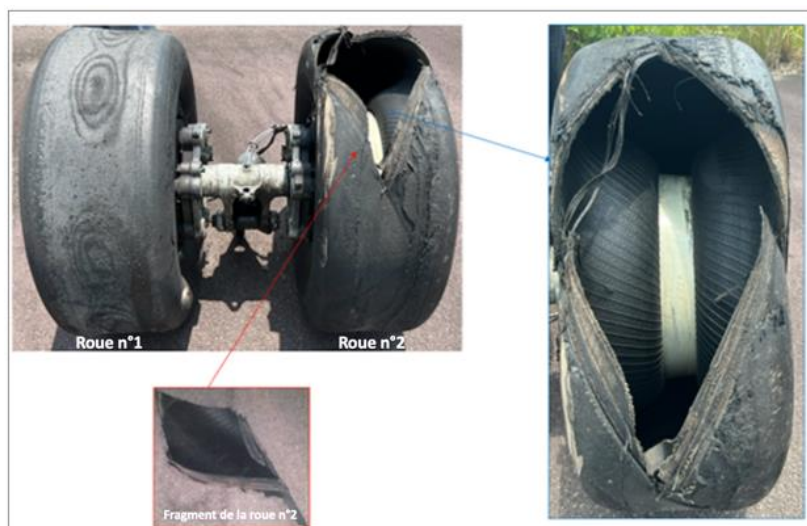


Fig. 4 Ensemble essieu-roues détaché du train d'atterrissage principal gauche  
Axle and wheel assembly separated from the left main gear

- **Cylindre intérieur de jambe du train principale gauche**

Le cylindre intérieur de la jambe du train principale gauche s'est fracturé au niveau de sa section chromée, à environ 62 mm au-dessus de l'axe de roue provoquant le détachement de l'ensemble essieu-roues.

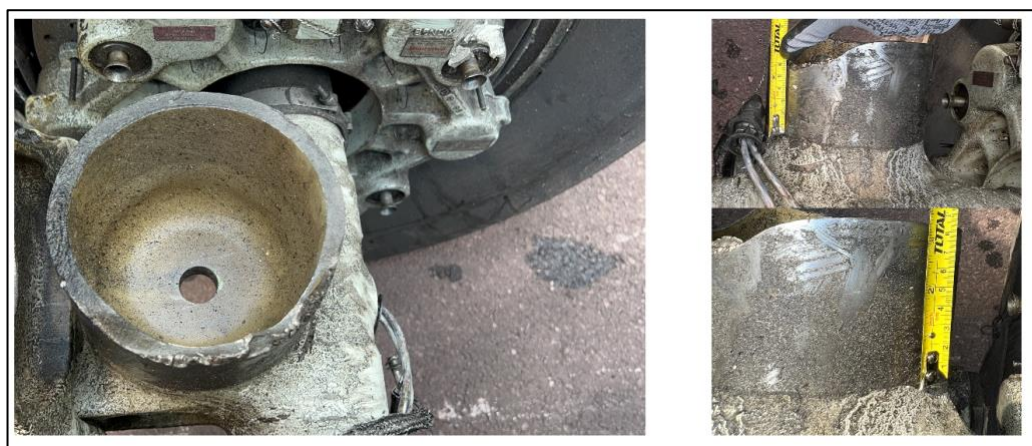


Fig. 5 Cylindre intérieur du train d'atterrissage principal gauche fracturé  
Fractured inner cylinder of the left main landing gear

- **Amortisseur de shimmy (shimmy damper) et demi-compas (torsion link)**

L'amortisseur de shimmy, un ensemble hydraulique installé sur chaque train principal, limite les vibrations engendrées par des vitesses de roulage élevées associées à des sollicitations importantes en freinage. Son corps principal est fixé à la partie avant du demi-compas supérieur (upper torsion link). La tige du vérin traverse les demi-compas supérieur et inférieur (lower torsion link) sur leur partie avant.

Les demi-compas supérieur et inférieur se sont fracturés.

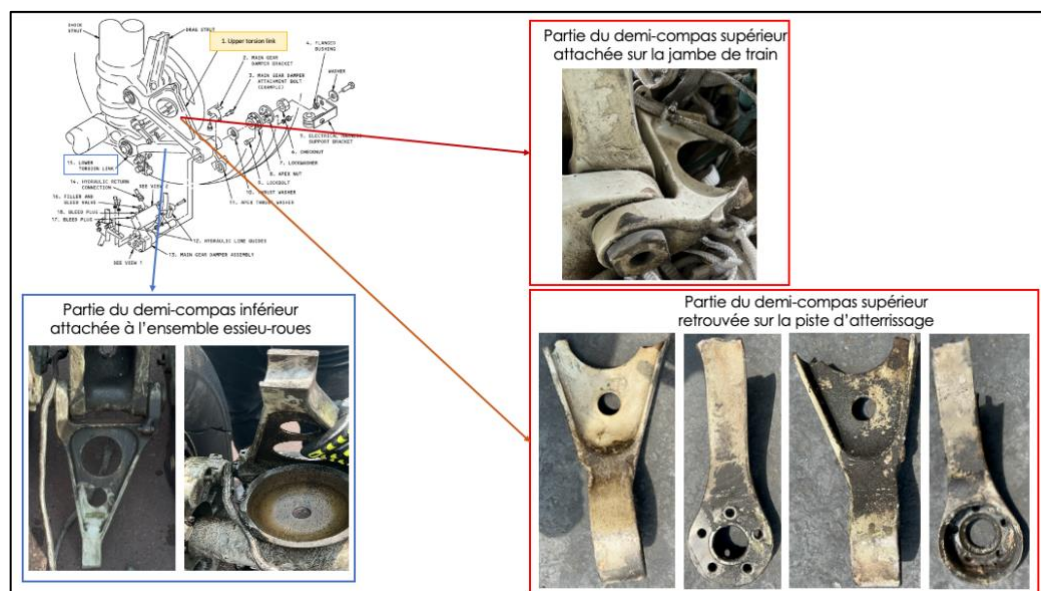


Fig. 6 Demi-compas supérieur et inférieur fracturés  
Fractured upper and lower torsion links

L'amortisseur de shimmy s'est rompu en trois parties : le piston s'est cassé, le carter/boîtier de distributeur hydraulique (damper manifold housing) s'est fracturé et le distributeur (damper manifold) s'est détaché de son support.

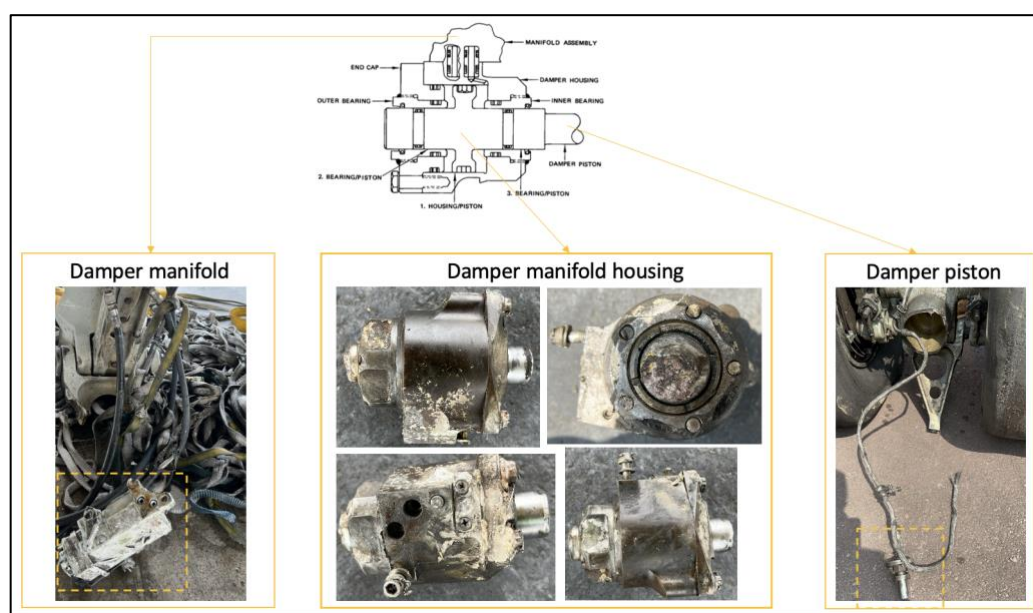


Fig. 7 composants de l'amortisseur de shimmy endommagé  
Components of the damaged shimmy damper

### ○ Volet intérieur, carénage et fuselage

Lors de l'éclatement du pneu intérieur n°2 pendant le roulage à l'atterrissage, un fragment projeté a percuté et endommagé :

- le volet intérieur (inboard flap) ;
- le destructeur de portance au sol (ground spoiler) de l'aile gauche ; et
- les carénages de volets n°1 et 3.

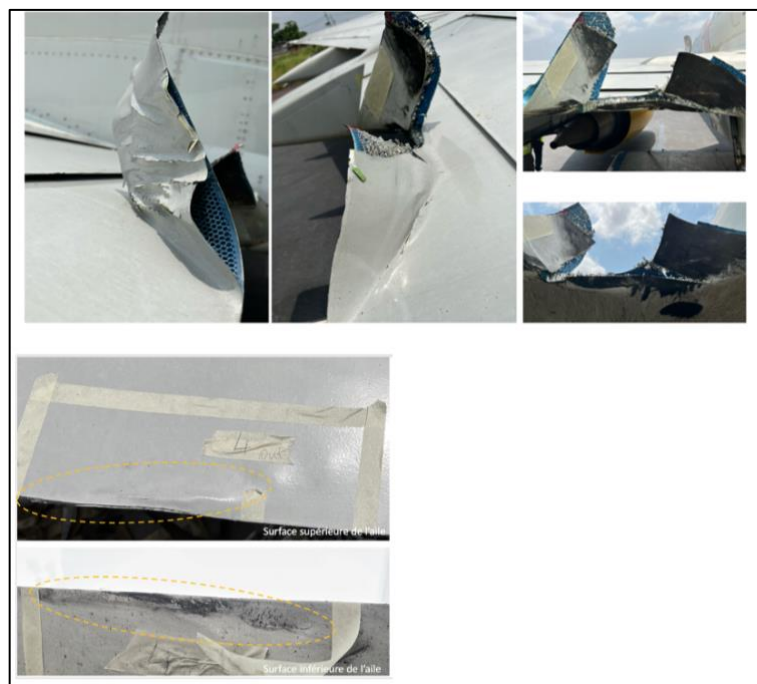


Fig. 8 Volet intérieur de l'aile gauche endommagé  
Damaged left wing inboard flap



Fig. 9 Destructeur de portance au sol de l'aile gauche endommagé  
Damaged left wing ground spoiler

Les carénages de volet n°1 et 3 ont été endommagés.

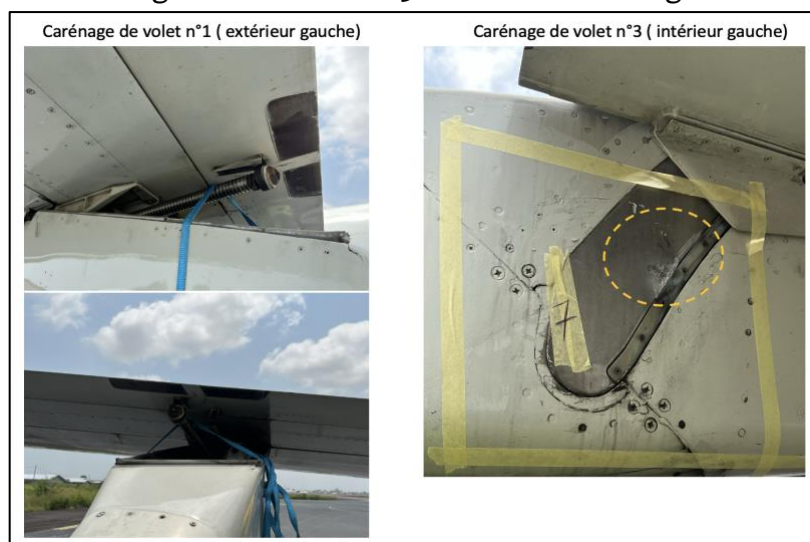


Fig. 10 Carénages n°1 et 3 de l'aile gauche  
Left wing fairings n°1 and 3

Les fragments du pneu ont également laissé des marques d'impacts et des éraflures sur la partie inférieure gauche du fuselage, au niveau de la section 46, lobe inférieur, station 727.

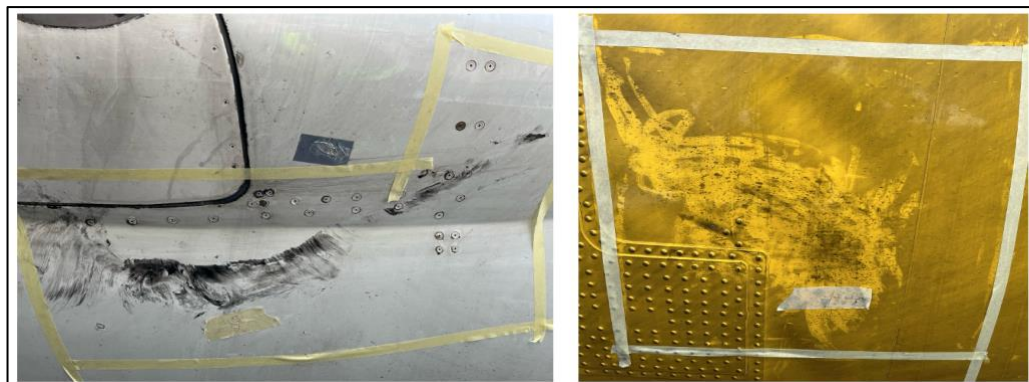


Fig. 11 Fuselage (section 46, lobe inférieur, station 727)  
Fuselage (section 46, lower lobe, station 727)

### ○ Moteur gauche

Après la fracture de la jambe de train, l'aéronef a poursuivi sa course en se penchant vers la gauche. La nacelle du moteur gauche a été endommagée à la suite d'un frottement prolongé avec la piste d'atterrissage.

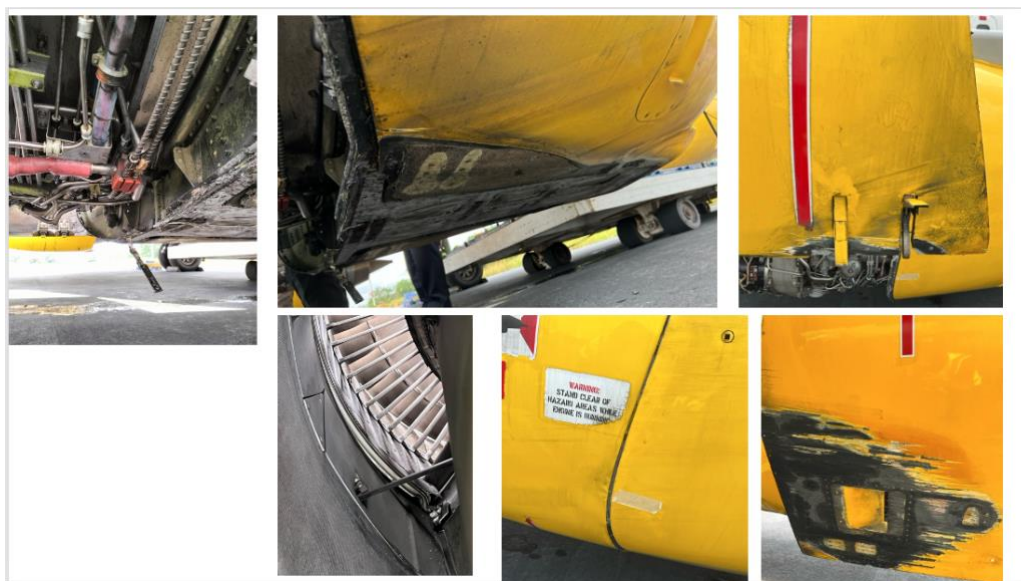


Fig. 12 Nacelle endommagée du moteur gauche  
Damaged left engine nacelle

## 1.11 Renseignements médicaux et pathologiques

Aucun élément n'indique que des facteurs physiologiques aient eu une incidence défavorable sur la performance des membres d'équipage.

## 1.12 Incendie

Aucune trace d'incendie, avant ou après l'événement, n'a été relevée.

### **1.13 Questions relatives à la survie des occupants**

Après l'immobilisation de l'aéronef, les trois (03) membres d'équipage sont sortis indemnes par la porte principale.

### **1.14 Essais et recherches**

Les actions suivantes ont été réalisées dans le cadre de l'enquête technique:

- extraction et exploitation des enregistreurs de bord (Flight Data Recorder - FDR et Cockpit Voice Recorder - CVR) ;
- examen détaillé de l'état des pneumatiques du train principal gauche ;
- analyse approfondie des composants détachés du train principal gauche (cylindre intérieur, amortisseur de shimmy, demi-compass supérieur et inférieur) ;
  - o essais métallurgiques et mécaniques en laboratoire visant à caractériser les modes de rupture, la composition chimique, la dureté et la microstructure des pièces ;
  - o mesures dimensionnelles et vérifications de conformité aux spécifications techniques du constructeur.

#### **1.14.1 Exploitation des enregistrements du FDR et du CVR**

Les données du Cockpit Voice Recorder (CVR) ont été extraites avec succès, grâce à l'appui du bureau des enquêtes de sécurité du Nigéria (NSIB). L'enregistrement couvre une durée conforme aux exigences réglementaires et a permis de documenter les échanges de l'équipage durant la phase finale du vol.

Les données du Flight Data Recorder (FDR) extraites par le NSIB ont été transmises au laboratoire de la FAA (AVP-110) pour exploitation. L'aéronef immatriculé 5N-OTT, initialement exploité par la compagnie KLM, était équipé d'un FDR configuré selon une trame spécifique, distincte de la configuration standard des Boeing 737-400. En l'absence de la grille de décodage correspondant à cette configuration spécifique chez l'exploitant, une nouvelle grille compatible a été développée pour convertir les données brutes en unités d'ingénierie exploitables.

Les fichiers FDR extraits étaient codés à une cadence de 64 mots par seconde en 12 bits, couvrant une durée totale de 97 315 secondes (soit exactement 27 heures, 1 minute et 55 secondes), incluant plusieurs vols. Le toucher des roues du dernier vol a été localisé aux alentours de la marque 97 200 secondes (soit 27 heures, 0 minute et 0 seconde).

Les paramètres suivants ont pu être exploités sur la quasi-totalité de l'enregistrement :

- le régime des moteurs (N1) ;

- l'accélération verticale ;
- le statut du pilote automatique ;
- l'altitude radio ;
- le signal « Weight on Wheels » (charge sur les roues).

En revanche, d'autres paramètres essentiels, notamment la vitesse indiquée calculée, l'altitude pression et la vitesse verticale, issus principalement de l'Air Data and Inertial Reference Unit (ADIRU), présentaient des modulations cycliques irrégulières, rendant leur interprétation non fiable.

Cela met en évidence un dysfonctionnement de transmission entre les bus ADIRU et l'unité d'acquisition numérique des données de vol (DFDAU). Une stabilisation temporaire de ces signaux a par ailleurs été observée durant les 88 dernières secondes de l'enregistrement (soit de 97 212 secondes à 97 300 secondes), correspondant à la phase de toucher des roues. La correction de ce dysfonctionnement serait probablement liée à la décélération verticale au moment de l'atterrissage.

Compte tenu de cette corruption partielle des données et du nombre limité de paramètres fiables, la reconstitution du profil de vol lors de l'occurrence n'a pas été complète.

#### 1.14.2 Analyse de l'état des pneus



Fig. 13 Roues n°1 et 2 du train principal gauche  
Wheels No. 1 and 2 of the left main landing gear

L'examen des pneus des roues n°1 et 2 du train principal gauche met en évidence ce qui suit :

**a. Pneumatique gauche**

Le flanc présente une rupture localisée en position 6 heures, accompagnée de coupures et abrasions généralisées ainsi que d'une usure latérale avancée.



**Fig. 14** Rupture du flanc du pneu gauche (LH)  
LH tyre sidewall rupture



**Fig. 15** Abrasion to tyre sidewall, wheel rim, and wheel cover

Une usure prononcée a été constatée, dépassant les profils d'usures normaux. La texture rugueuse et les marques distinctives relevées au niveau de l'épaulement de la bande de roulement indiquent des sollicitations sous charges latérales excessives.



**Fig. 16** Usure importante de l'épaule du pneu gauche  
Heavy wear to LH tyre shoulder

**b. Pneumatique droit**

Des entailles circonférentielles sur le flanc inférieur suggèrent un contact prolongé entre le pneumatique et la jante, identifié comme dommage secondaire, survenu probablement après l'éclatement.

Des traces de surchauffe visibles par une décoloration bleutée du caoutchouc ainsi que des résidus blancs d'origine indéterminée ont également été observés.



Fig. 17 Entailles sur la partie inférieure du flanc  
Lower sidewall gouges

Une rupture de la structure interne du pneumatique a provoqué l'expulsion d'un fragment. Ce phénomène, typique d'un éclatement à haute vitesse de rotation, peut résulter d'un impact avec un corps étranger (FOD), bien qu'aucun indice direct de FOD n'ait été identifié.

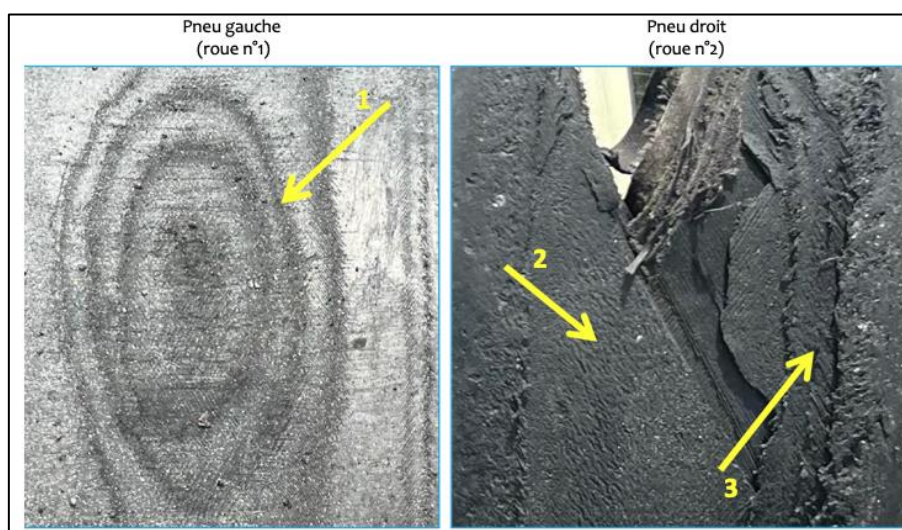


Fig. 18 Vue détaillée de l'usure en service des deux pneus au-delà de la limite  
Detailed view of operational wear to both tyres beyond limit

**c. Etat général des pneumatiques**

Les deux pneumatiques présentent des traces d'usure significatives dépassant les limites de retrait spécifiées dans le manuel de maintenance (AMM) ainsi que dans les documents techniques du fabricant (Dunlop DM1172 – Tyre Care Manual).

Ces observations indiquent que les pneumatiques ont été utilisés au-delà des critères de remplacement recommandés.

### 1.14.3 Tests des composants détachés du train principal gauche

Le cylindre intérieur, l'amortisseur de shimmy et les demi-compas supérieur et inférieur du train d'atterrissage principal gauche (Cf. figure 3) ont été envoyés, en coordination avec le NTSB et la FAA, dans les laboratoires métallurgiques de Boeing pour des analyses.

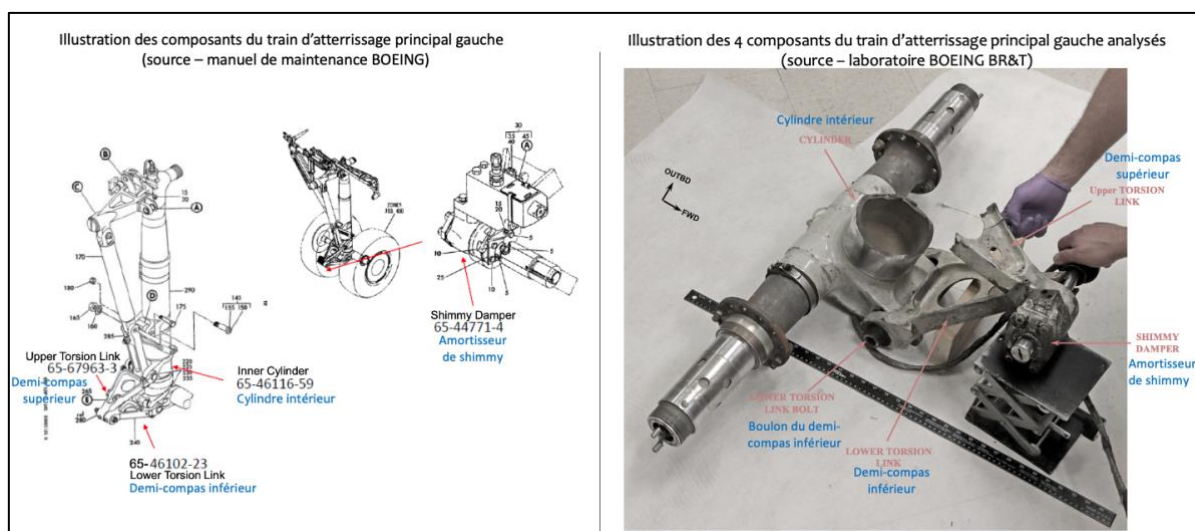


Fig. 19 Composants détachés de la jambe du train d'atterrissage gauche  
Detached components from the left landing gear

Les composants mécaniques détachés du train principal gauche ont fait l'objet d'une série d'analyses approfondies en laboratoire. Ces examens comprenaient :

- des inspections macroscopiques pour évaluer l'état général et les déformations visibles ;
- des analyses métallurgiques par microscopie optique et électronique à balayage (SEM) pour caractériser la nature des fractures ;
- des analyses chimiques par spectroscopie et plasma inductivement couplé (ICP) afin de vérifier la conformité des matériaux ;
- des mesures de dureté Rockwell C (HRC) réalisées pour comparer la résistance mécanique des pièces aux spécifications techniques.

#### 1.14.3.1 Demi-compas supérieur (Upper Torsion Link)

##### a. Examen macroscopique

Le demi-compas supérieur présentait deux ruptures complètes au niveau des pattes (oreilles) internes et externes, situées entre 9,5 et 10,0 pouces de l'extrémité avant (Figure 20). Aucun marquage n'a été observé sur la moitié examinée.



Fig. 20 Vues d'ensemble du demi-compas supérieur  
Overall images of the as-received fractured Upper Torsion Link

Les deux pattes du demi-compas supérieur étaient déformées vers le haut dans les zones de rupture (Figures 21 et 22). La patte externe était également fléchi vers l'extérieur dans la zone de rupture (Figure 20).



Fig. 21 Vues d'ensemble du demi-compas supérieur fracturé  
Overall images of the fractured Upper Torsion Link

Les deux ruptures, au niveau des pattes interne et externe, présentaient une décoloration, laquelle a été éliminée lors du nettoyage par ultrasons.

La rupture de la patte externe s'est produite selon un plan oblique, indiquant une séparation ductile (Figure 23). Aucune zone d'origine n'a été identifiée. Des traces d'écoulement étaient visibles selon un trajet elliptique, caractéristiques d'une rupture due à une combinaison de charges en cisaillement et en torsion.

La rupture au niveau de la patte interne présentait des marques en rivièr, permettant d'identifier une zone d'origine située sur la surface supérieure de l'âme centrale (Figures 27 et 28).

## b. Analyse en Microscopie Électronique à Balayage (SEM/MEB)

L'analyse MEB des deux ruptures a révélé des signes de séparation ductile. La rupture de la patte externe présentait principalement des cupules allongées peu profondes, avec quelques zones localisées à cupules plus équiaxes, confirmant une rupture essentiellement due à des charges en cisaillement/torsion (Figures 24 à 26). La rupture de la patte interne montrait davantage de cupules équiaxes, indiquant une sollicitation en traction/flexion (Figures 28 et 29).

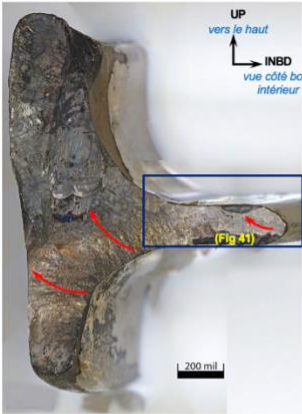


Fig. 23 Gros plan sur la surface de fracture côté extérieur. Les flèches rouges indiquent les directions d'étalement. Close-up of outboard fracture surface. Red arrows denote directions of smearing.

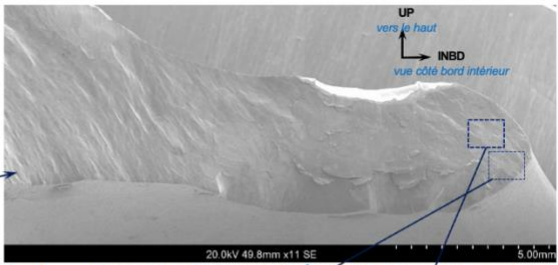


Fig. 24 Micrographie MEB (Microscopie Electronique à Balayage) en gros plan de la fracture traversant la bride extérieure du demi-compas supérieur. SEM Close-up of fracture through outboard flange of Upper Torsion Link.

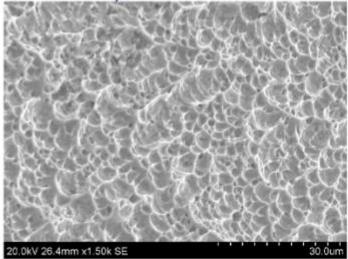
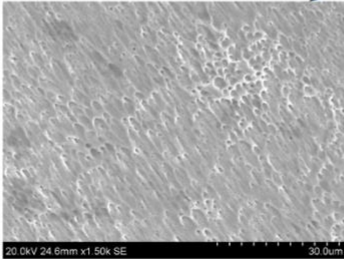


Fig. 25 et 26 Micrographies MEB en gros plan montrant la fracture traversant la bride extérieure du demi-compas supérieur. SEM Close-ups from fracture through outboard flange of Upper Torsion Link.

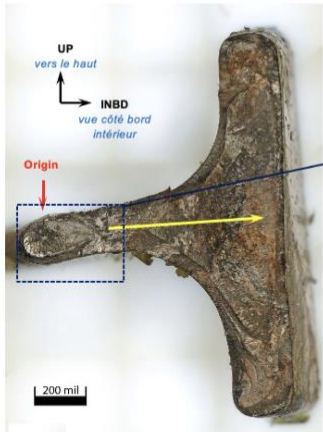


Fig. 27 Gros plan de la surface de fracture côté bord intérieur. La flèche jaune indique la direction de propagation de la fissure. Close-up of inboard fracture surface. Yellow arrow denotes direction of crack propagation

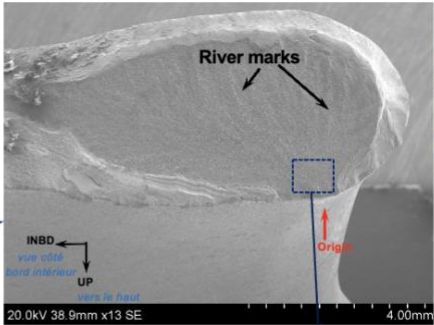


Fig. 28 Image MEB de la fracture traversant la bride intérieure du demi-compas supérieur. SEM image from fracture through inboard flange of Upper Torsion Link.

Les marques de rivière visibles sur la bride intérieure du demi-compas supérieur indiquent la direction de propagation de la fissure.

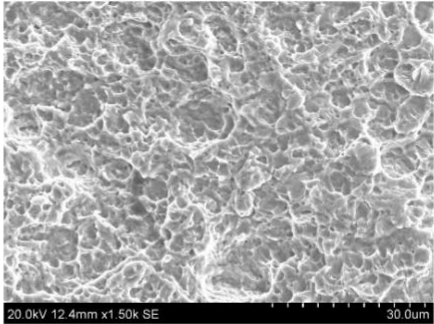


Fig. 29 Micrographie MEB en gros plan de la fracture traversant la bride intérieure du demi-compas supérieur. SEM Close-up from fracture through inboard flange of Upper Torsion Link.

c. Analyse chimique par spectrométrie (EDS/ICP)

L'analyse ICP a confirmé que la composition chimique du matériau de base respectait les spécifications du standard BMS7-26 pour l'acier 4340M de type I.

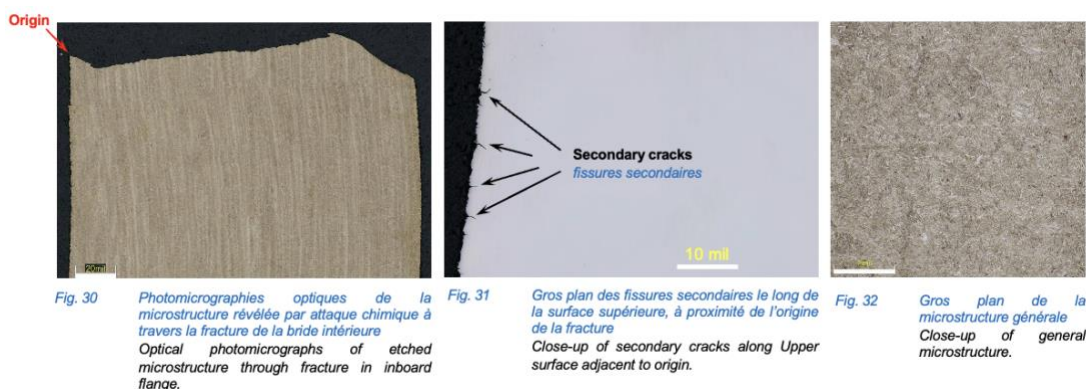
|                                                      | C         | Mn        | Si        | P     | S     | Cr        | Ni        | Mo        | V         | Al    | Cu    | Sn     | Ti     | Fe  |
|------------------------------------------------------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|-----------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|--------|--------|-----|
| Upper Torsion Link                                   | 0.42      | 0.66      | 1.59      | 0.006 | 0.008 | 0.81      | 1.77      | 0.36      | 0.09      | 0.04  | 0.23  | ≤0.01  | 0.005  | Bal |
| Demi-compas supérieur                                |           |           |           |       |       |           |           |           |           |       |       |        |        |     |
| 4340M Steel (BMS7-26R Type I)                        | 0.38-0.43 | 0.60-0.90 | 1.50-1.80 | ≤0.10 | ≤0.10 | 0.70-0.95 | 1.65-2.00 | 0.30-0.50 | 0.05-0.10 | ≤0.18 | ≤0.35 | ≤0.020 | ≤0.010 | Bal |
| Acier 4340M (Type I selon la spécification BMS7-26R) |           |           |           |       |       |           |           |           |           |       |       |        |        |     |

**d. Dureté**

Les mesures de dureté globale, établies à partir d'une moyenne de cinq relevés, ont donné une valeur de HRC 54,3. Ce résultat se situe dans la plage HRC 51 à 56 définie par le standard BAC 5617 pour un acier 4340M traité thermiquement pour atteindre une limite de rupture ultime (UTS) comprise entre 275 et 300 ksi.

**e. Examen métallographique**

La zone d'origine de la rupture sur la patte interne a été prélevée en coupe, enrobée, polie, puis attaquée avec une solution de nital à 2 % pour un examen métallographique. La zone d'origine s'étendait selon un plan oblique (Figure 30). De petites fissures secondaires ont été observées du même côté que la zone d'origine (Figure 31). La microstructure générale observée était typique d'un acier 4340M trempé et revenu (Figure 32).

**1.14.3.2 Demi-compas inférieur (Lower Torsion Link)****a. Examen macroscopique**

Le demi-compas inférieur présentait des ruptures complètes et transversales au niveau de la patte (lug) avant de fixation à l'amortisseur de shimmy (voir Figures 33 et 34). Les fractures traversaient les côtés diamétralement opposés de l'alésage de la patte.

Les marquages gravés sur la pièce identifient la référence P/N 65-46102-24 (SN 88-5519). Les deux surfaces de rupture ont été endommagées mécaniquement par contact avec la piste et présentaient également des traces de corrosion (voir Figures 35 et 36). Des dommages ont été observés dans les coins inférieurs internes de la chape arrière (AFT clevis), résultant d'un contact avec l'essieu (voir Figure 34).



Fig. 33 et 34 Vues d'ensemble du demi-compas inférieur fracturé, avec le boulon  
Overall images of the fractured Lower Torsion Link with bolt.

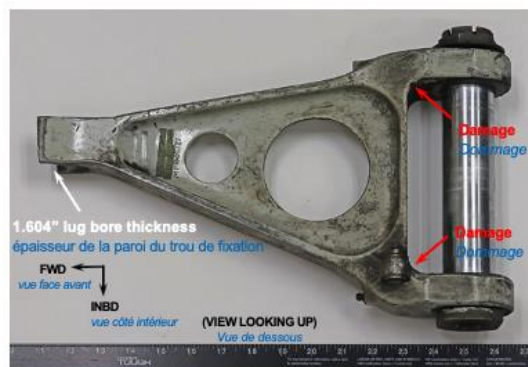


Fig. 35 Gros plan de la fracture inférieure traversant le demi-compas inférieur  
Close-up of lower fracture through lower Torsion Link.

UP  
vue vers le haut  
OUTBD  
vue côté bord extérieur

## b. Analyse SEM

L'analyse MEB n'a pas permis d'identifier le mode de rupture du demi-compas inférieur, en raison des dommages mécaniques postérieurs à la rupture (voir Figures 37 et 38).

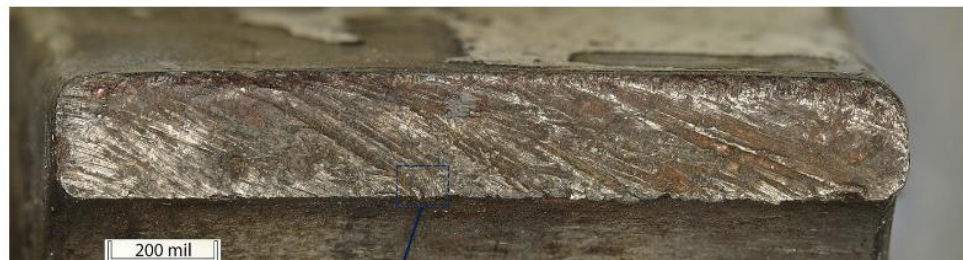


Fig. 36 Gros plan de la fracture supérieure traversant le demi-compas inférieur  
Close-up of Upper fracture through lower Torsion Link.

UP  
vers le haut  
OUTBD  
côté bord extérieur

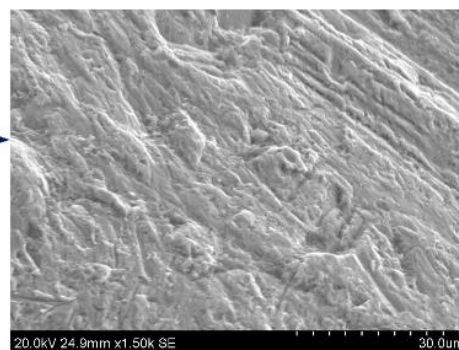
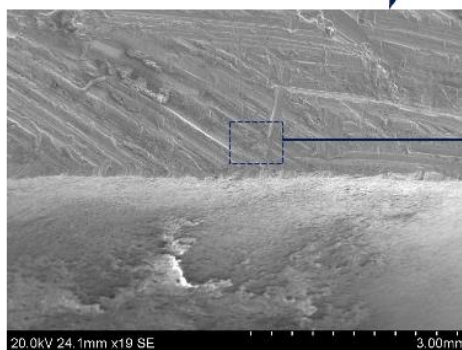


Fig. 37 et 38 Micrographies MEB en gros plan de la fracture supérieure. Aucun mode de rupture identifiable n'a pu être déterminé  
SEM Close-ups from Upper fracture. No distinguishable fracture mode could be determined.

c. Analyse chimique (EDS et ICP)

La composition et la dureté (HRC 53,4) sont conformes aux exigences pour l'acier 4340M.

|                                  | C         | Mn        | Si        | P     | S     | Cr        | Ni        | Mo        | V         | Al    | Cu    | Sn     | Ti     | Fe  |
|----------------------------------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|-----------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|--------|--------|-----|
| Lower Torsion Link               | 0.42      | 0.72      | 1.66      | 0.004 | 0.005 | 0.75      | 1.76      | 0.31      | 0.06      | 0.08  | 0.14  | ≤0.01  | 0.006  | Bal |
| 4340M Steel<br>(BMS7-26R Type I) | 0.38-0.43 | 0.60-0.90 | 1.50-1.80 | ≤0.10 | ≤0.10 | 0.70-0.95 | 1.65-2.00 | 0.30-0.50 | 0.05-0.10 | ≤0.18 | ≤0.35 | ≤0.020 | ≤0.010 | Bal |

d. Dureté

Les mesures de dureté, basées sur une moyenne de cinq relevés, ont donné une valeur de HRC 53,4. Ce résultat se situe dans la plage spécifiée de HRC 51 à 56 par la norme BAC 5617, pour l'acier 4340M traité thermiquement afin d'atteindre une résistance à la traction ultime (UTS) comprise entre 275 et 300 ksi.

e. Examen métallographique

La partie supérieure de la rupture a été sectionnée, enrobée, polie et attaquée au réactif nital à 2 % pour examen métallographique. Une couche de martensite non revenue a été observée le long de la surface de fracture, dans la zone de frottement du compas a traîné sur la piste (voir Figure 39). La microstructure générale apparaissait normale pour un acier 4340M trempé et revenu (voir Figure 40).

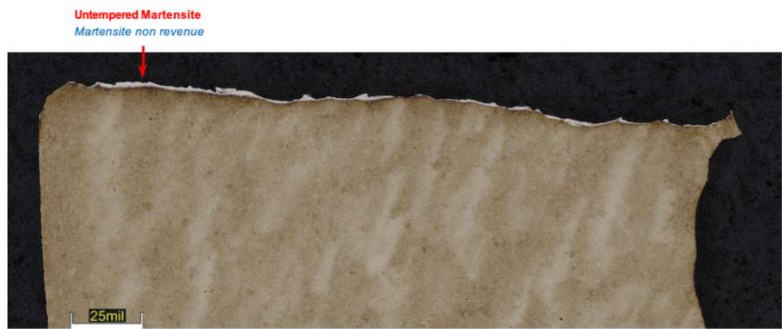


Fig. 39 Photomicrographies optiques de la section transversale révélée au nital à travers la fracture supérieure  
Optical photomicrographs of nital etched cross-section through Upper fracture.

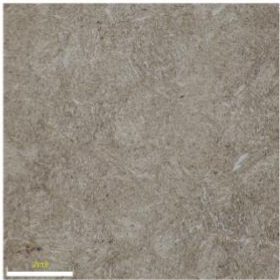


Fig. 40 Gros plan de la microstructure générale  
Close-up of general microstructure.

1.14.3.3 Boulon du demi-compas inférieur (Lower Torsion Link Bolt)

Le boulon fixant le demi-compas inférieur à l'essieu a été facilement retiré de l'ensemble (voir Figures 33 et 41).

Le boulon était lubrifié et, hormis de légères traces d'usure, ne présentait aucune déformation ni dommage (voir Figure 41).



Fig. 41 Vue d'ensemble du boulon du demi-compas inférieur après nettoyage. Aucun dommage apparent  
Overall image of Lower Torsion Link Bolt after cleaning. No apparent damage.

#### 1.14.3.4 Amortisseur de lacet (Shimmy Damper)

##### a. Examen macroscopique

L'amortisseur de shimmy contenait un piston fracturé. Aucun numéro de référence ou de série n'a pu être identifié sur l'amortisseur. Le piston présentait une fracture située à environ 0,34 pouces ( $\approx 8,6$  mm) en dehors du boîtier (voir figures 42 et 43). Le piston était cintré(déformé) au niveau de la zone fracturée et le revêtement en chrome était partiellement écaillé. La surface de rupture présentait des marques de rivière partant du côté convexe/sous tension du piston (figure 44). La texture de la surface de fracture, terne et rugueuse, est caractéristique d'une séparation ductile. L'ensemble des caractéristiques observées indique une rupture du piston par flexion.

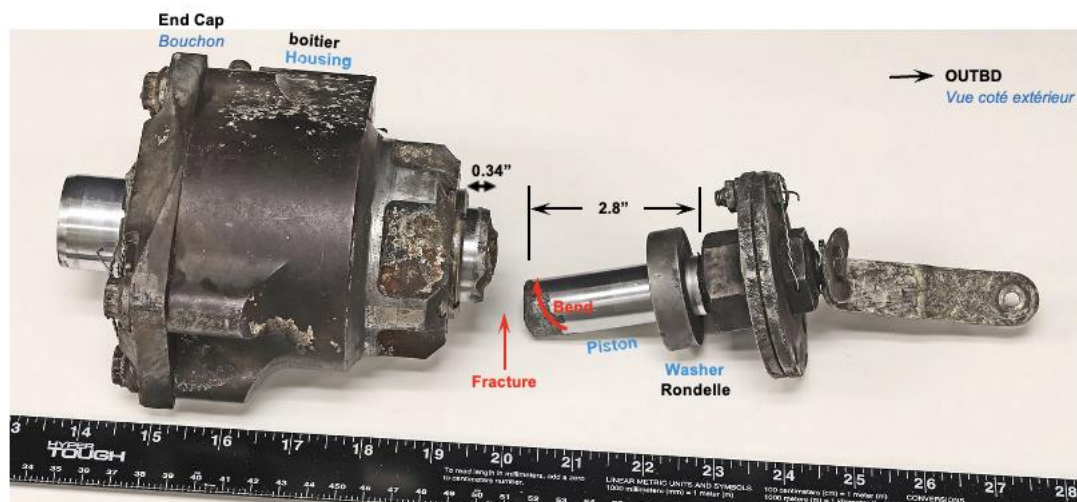


Fig. 42 Vue d'ensemble de l'ensemble amortisseur de shimmy  
Overall image of Shimmy Damper assembly.

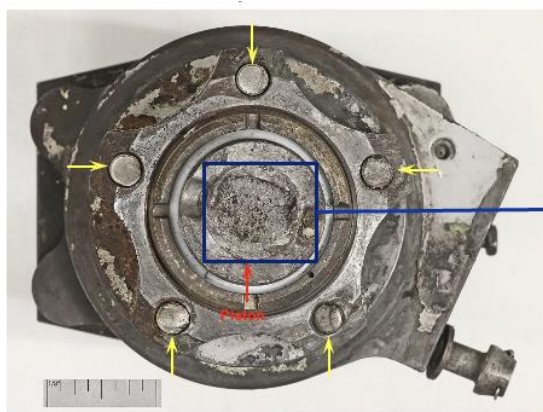


Fig. 43 Vue d'ensemble du piston fracturé. Les flèches jaunes indiquent les boulons de fixation. Les surfaces de fracture des boulons coupés (marquées en jaune) n'ont pas été analysées  
Overall of fractured piston.  
Yellow arrows identify attachment bolts. Severed bolts fractures surfaces (marked in yellow) were not analyzed.

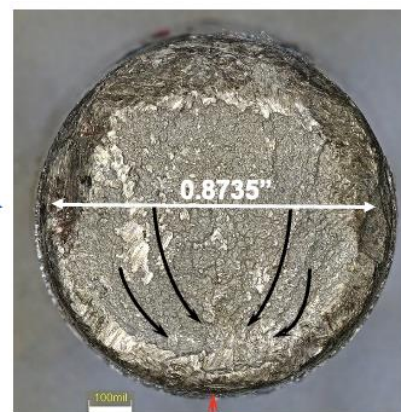


Fig. 44 Gros plan de la surface de fracture.  
Les lignes noires indiquent la direction des marques de rivière, révélant l'emplacement de l'origine.  
Les zones gris foncé correspondent à une séparation ductile par flexion.  
Les zones gris clair correspondent à une séparation ductile par cisaillement.  
Close-up of fracture surface. Black lines show river mark direction which reveal origin location. Darker grey areas indicate ductile separation due to bending. The lighter grey areas are ductile separation due to shear.

Cinq boulons de fixation situés à l'extrémité externe du boîtier étaient également fracturés (figure 43). Les surfaces de fracture de ces boulons apparaissaient lisses, étalées et à texture terne. Aucun dommage significatif n'a été relevé sur le boîtier. Aucune analyse complémentaire n'a été réalisée sur les boulons.

L'amortisseur de shimmy a été démonté en laboratoire et le piston retiré. Des dépôts sombres ont été observés le long de la surface interne du boîtier (figures 45 et 46). Des zones localisées de grippage circonférentiel, s'étendant axialement, ont été observées à proximité des fentes internes du boîtier (figures 47 et 48).



Fig. 45 Gros plan de la surface intérieure du boîtier de l'amortisseur.  
Close-up of inner surface of Damper Housing



Fig. 46 Gros plan des dépôts le long de la surface intérieure.  
Close-up of deposits along inner surface



Fig. 47 Gros plan de la surface intérieure du boîtier de l'amortisseur.  
Close-up of inner surface of Damper Housing

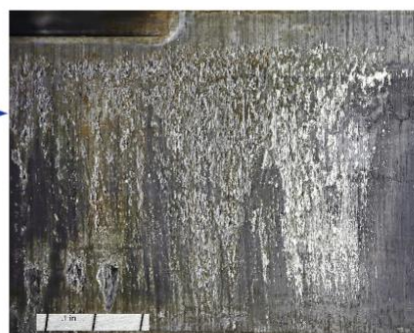


Fig. 48 Gros plan de galling le long de la surface intérieure  
Close-up of galling along inner surface

Galling : Phénomène d'usure par adhérence entre surfaces métalliques en contact sous pression et mouvement relatif, provoquant des arrachages et des dépôts de matière.

Des dépôts ont également été relevés sur la tige du piston, de part et d'autre de la tête (figures 49 et 50). Ces dépôts ont été raclés et les débris collectés pour analyse.

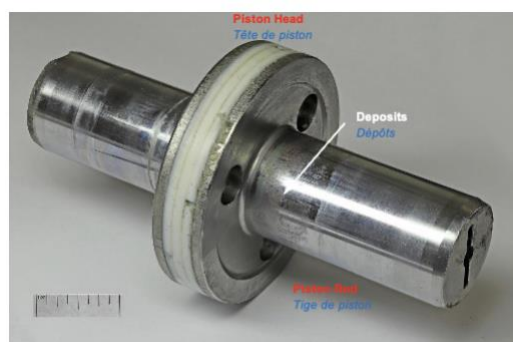


Fig. 49 et 50 Gros plans du piston après démontage  
Close-ups of Piston after removal



Les analyses ont révélé une forte teneur en phosphore et en oxygène, ainsi que la présence d'éléments d'alliage constitutifs du matériau de base (figures 51 et 52).



Fig. 45 (répétée) Gros plan de la surface intérieure du boîtier de l'amortisseur  
Close-up of inner surface of Damper Housing

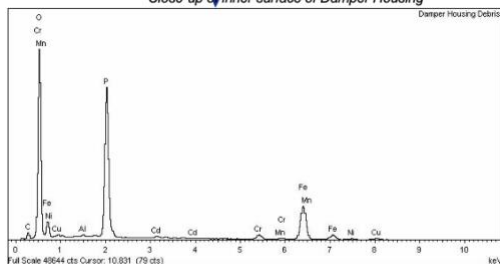


Fig. 51 Spectre EDS (Spectroscopie à dispersion d'énergie des rayons X) des dépôts prélevés sur la surface interne du corps du vérin  
EDS spectrum from deposits along inner surface of Housing



Fig. 50 (répétée) Gros plans du piston après extraction  
Close-ups of Piston after removal

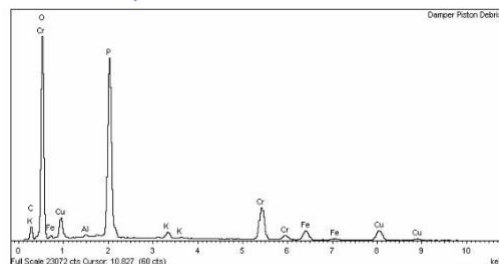


Fig. 52 Spectre EDS (Spectroscopie à dispersion d'énergie des rayons X) obtenu à partir des dépôts prélevés sur le piston  
EDS spectrum from deposits from piston

Des marques longitudinales de frottement ont été relevées sur la tête du piston (figure 54) ainsi que sur la bague intérieure du bouchon d'extrémité (figures 53 et 54).

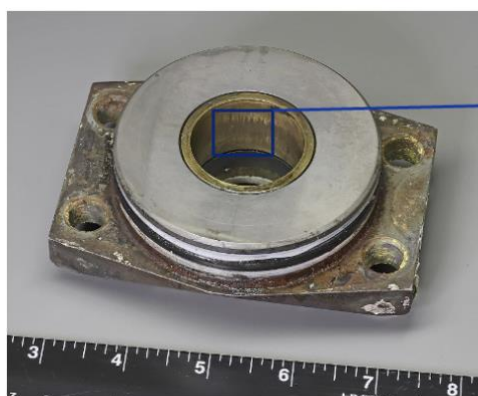


Fig. 53 Vue d'ensemble du bouchon d'extrémité de l'amortisseur de shimmy  
Overall of Shimmy Damper End Cap

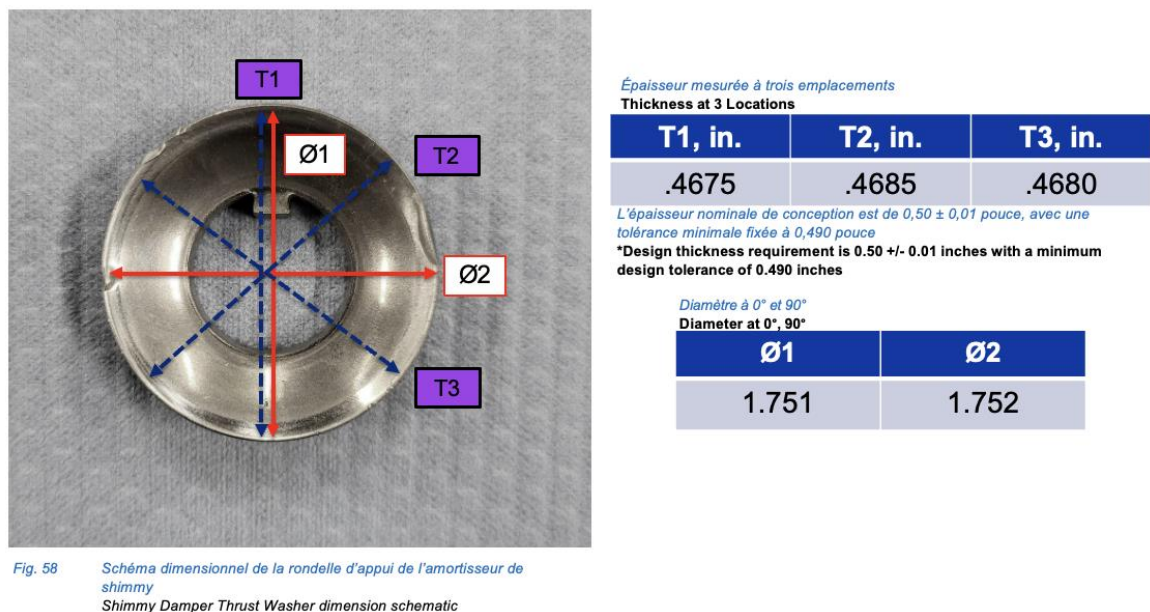


Fig. 54 Gros plan des marques de frottement dans la bague de palier  
Close-up of scrape marks in bushing

La rondelle d'appui présentait des chocs sur le bord extérieur (figure 55) et des marques d'étalement/de vibration sur la surface interne (figure 56). Cette rondelle présentait également des signes de fretting ainsi qu'une empreinte d'une profondeur de 0,002" à 0,004" ( $\approx 0,05$  à  $0,10$  mm) (figure 57).



Les dimensions de la rondelle sont présentées sur la figure 58 et dans les tableaux ci-dessous. Une usure importante a été constatée.



b. Analyse par Microscopie Électronique à Balayage (MEB)

L'analyse MEB de la surface de fracture du piston a confirmé une rupture ductile due à des charges de cisaillement et de flexion (figures 59 et 60). Les cupules observées étaient globalement équiaxes, ce qui est cohérent avec des sollicitations en flexion et en traction.

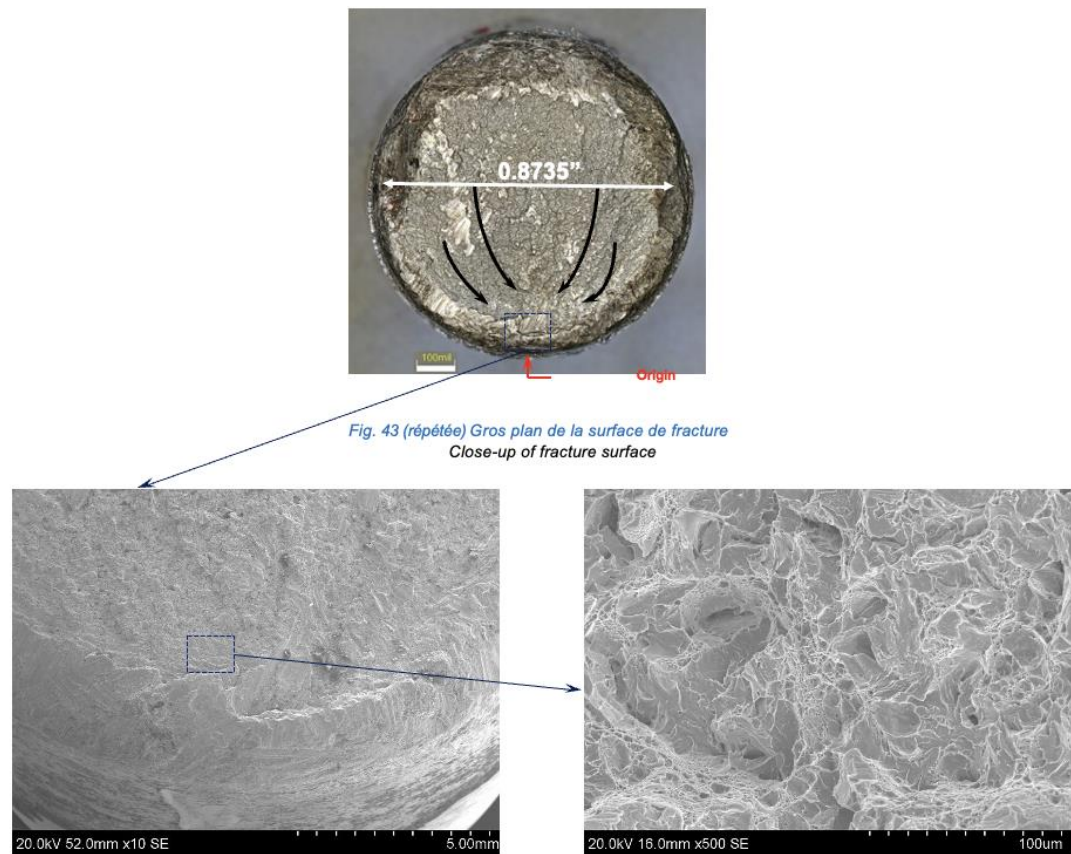


Fig. 59 et 60 Micrographies MEB en gros plan de la fracture traversant le piston de l'amortisseur de shimmy  
SEM Close-ups from fracture through Shimmy Damper Piston

c. Analyses chimiques par Spectroscopie à dispersion d'énergie (EDS) et Plasma à couplage inductif (ICP)

L'analyse ICP a révélé que la composition du matériau de base du piston répondait aux exigences des normes AMS 5659 pour l'acier inoxydable 15-5 PH et AMS 5643 pour l'option en 17-4 PH.

|                                     | C     | Mn    | Si    | P      | S      | Cr          | Ni          | Nb       | Cu        | Mo    | Fe  |
|-------------------------------------|-------|-------|-------|--------|--------|-------------|-------------|----------|-----------|-------|-----|
| Damper Piston                       | 0.04  | 0.75  | 0.60  | 0.02   | ≤0.01  | 15.33       | 4.41        | 0.34     | 3.16      | 0.01  | Bal |
| Piston d'amortisseur                |       |       |       |        |        |             |             |          |           |       |     |
| 15-5 PH CRES (AMS 5659)             | ≤0.07 | ≤1.00 | ≤1.00 | ≤0.030 | ≤0.015 | 14.00-15.50 | 3.50-5.50   | 5xC-0.45 | 2.50-4.50 | ≤0.50 | Bal |
| Acier inoxydable 15-5 PH (AMS 5659) |       |       |       |        |        |             |             |          |           |       |     |
| 17-4 PH CRES (AMS 5643)             | ≤0.07 | ≤1.00 | ≤1.00 | ≤0.040 | ≤0.030 | 15.00-17.50 | 3.00 – 5.00 | 5xC-0.45 | 3.00-5.00 | ≤0.50 | Bal |
| Acier inoxydable 17-4 PH (AMS 5643) |       |       |       |        |        |             |             |          |           |       |     |

PH CRES = Precipitation-Hardening Corrosion-Resistant Steel (acier inoxydable durcissable par précipitation, résistant à la corrosion)  
AMS = spécifications aéronautiques (Aerospace Material Specification)

**d. Dureté**

Les mesures de dureté effectuées sur le piston ont donné une valeur moyenne de 43 HRC, ce qui est conforme à la plage de 40 à 43 HRC spécifiée par la norme BAC5619 pour l'acier 15-5 PH ou l'option 17-4 PH traité pour atteindre une résistance à la traction ultime (UTS) de 180 à 200 ksi.

**e. Examen métallographique**

La section de fracture du piston a été découpée, enrobée, polie et attaquée à l'aide du réactif de Villela pour examen métallographique (figure 61). La microstructure générale était typique d'un traitement thermique réalisé sur de l'acier inoxydable 15-5 PH ou 17-4 PH (figure 62). L'épaisseur du revêtement en chrome était de 0,007 pouce ( $\approx 0,18$  mm) (figure 63).

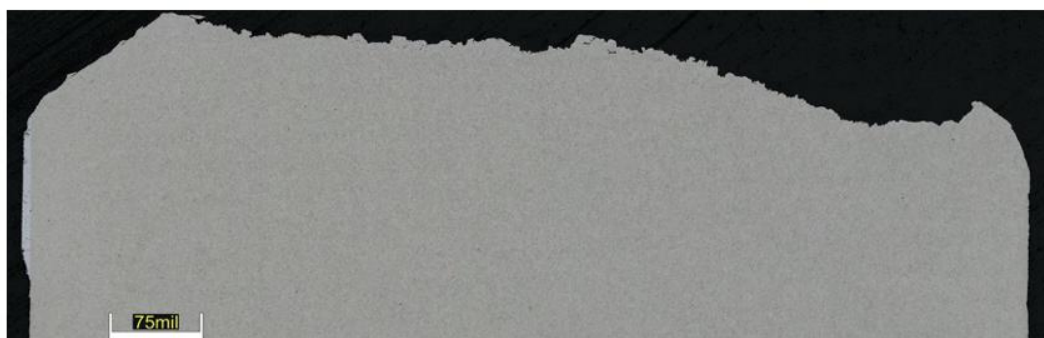


Fig. 61 Photomicrographie optique de la section transversale attaquée chimique à travers le piston  
Optical photomicrograph of etched cross-section through Piston

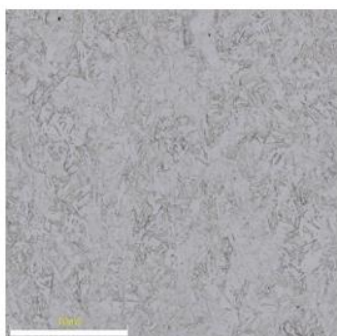


Fig. 62 Gros plan de la microstructure générale  
Close-up of general microstructure



Fig. 63 Gros plan du placage au chrome  
Close-up of chromium plating

**1.14.3.5 Cylindre intérieur du train principal (MLG Inner Cylinder)****a. Examen macroscopique**

Le cylindre intérieur du train principal gauche (MLG) portait la référence P/N 65-46116-54 (SN 88-5512). Ce cylindre présentait une fracture circonférentielle complète située à 3,26 pouces de l'extrémité inférieure du traitement de chromage (Figures 64 et 65). La surface de rupture présentait une zone d'origine elliptique, localisée sur la surface externe dans le quadrant arrière/interne (Figures 64 et 65). Cette zone d'origine était de couleur sombre, à l'aspect facetté et

s'étendait jusqu'à une profondeur de fissure de 0,09 pouces sur une largeur de 0,60 pouces (Figure 66). La décoloration sombre n'a pas pu être éliminée par nettoyage ultrasonique à l'eau ou à l'acétone, ni par l'application répétée de films de réplique. Aucune trace de dommage n'a été observée dans cette zone. Des marques de frottement étaient visibles à distance de l'origine, sur la surface externe du quadrant arrière/externe du cylindre (Figure 64B). Aucun signe d'usure excessive en service ni de transfert de matière à l'emplacement de la rupture n'a été constaté.

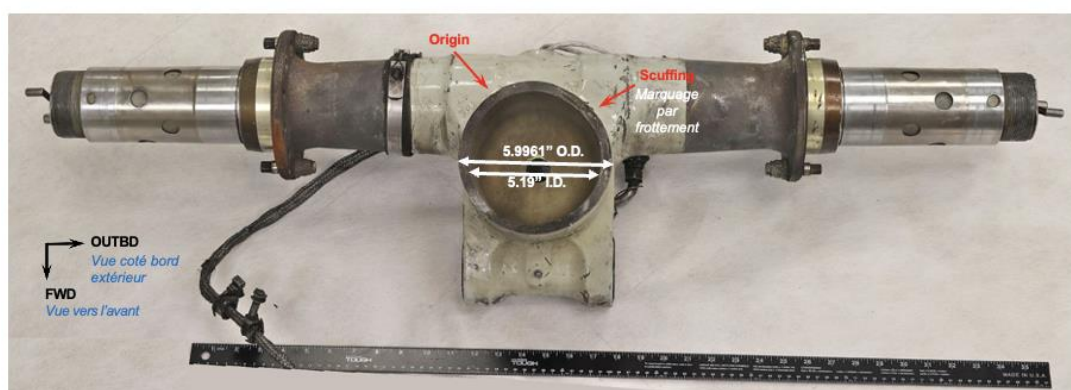
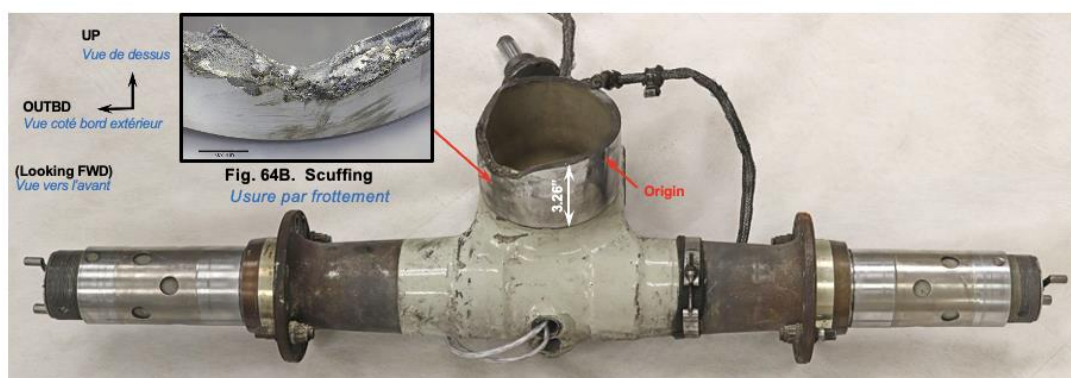


Fig. 64 et 65 Vues d'ensemble du cylindre intérieur du train principal (MLG) fracturé  
Overall images of the fractured MLG Inner Cylinder

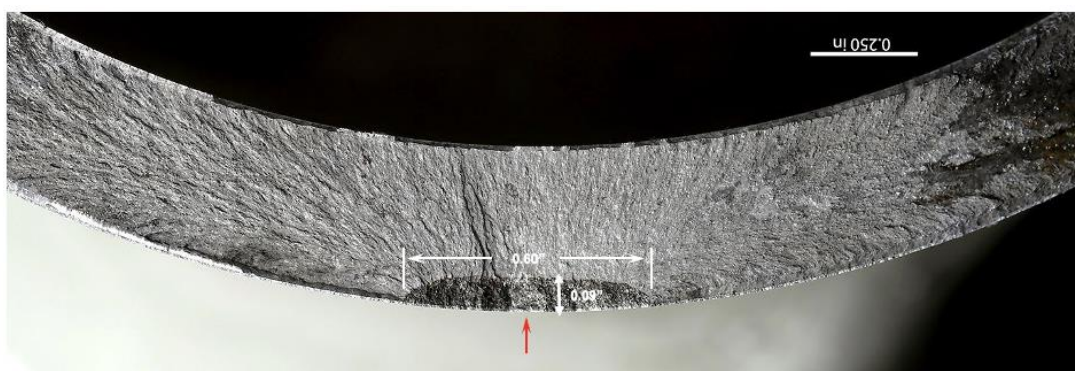
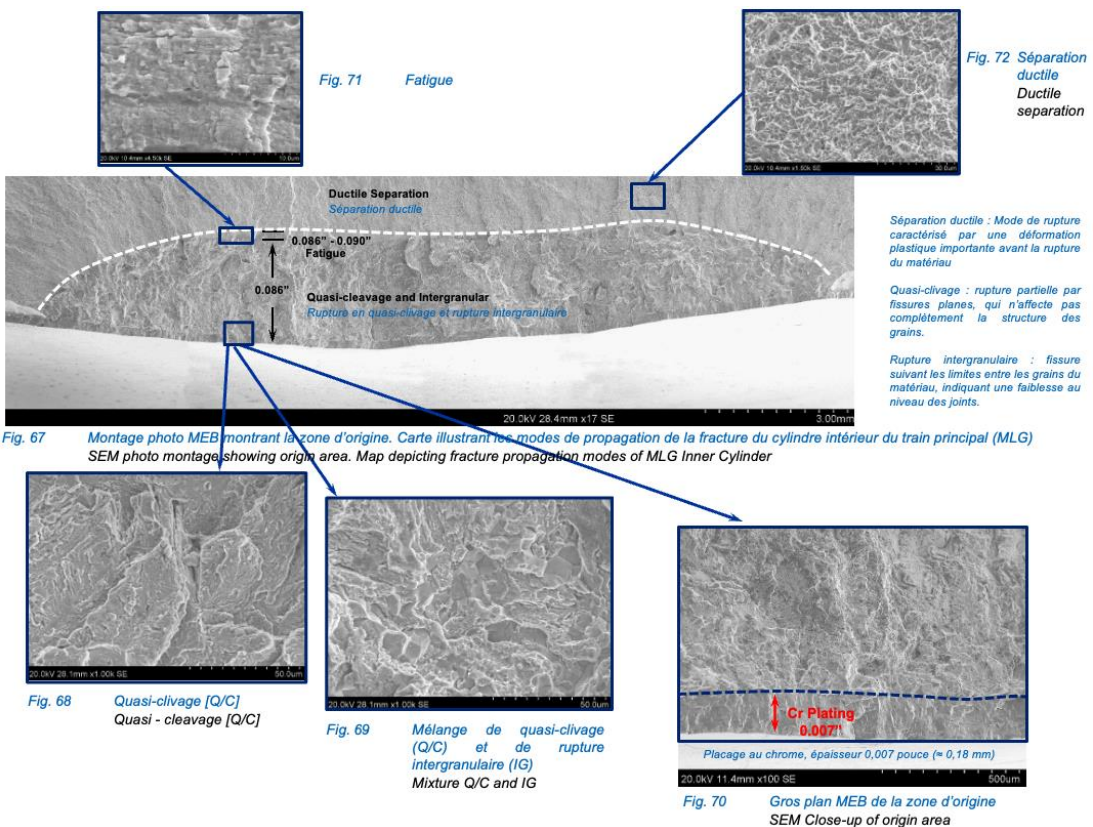


Fig. 66 Vue d'ensemble du cylindre intérieur du train principal (MLG). Note : La zone teintée contient la région d'origine de la fracture  
Overall images of MLG Inner Cylinder. Note: Tinted region contains origin region

b. Analyse par microscopie électronique à balayage (MEB)

L'examen MEB de la zone d'origine a révélé une morphologie de rupture mixte de type quasi-clivage et intergranulaire jusqu'à une profondeur de 0,086 pouces (Figures 67 à 70). Aucun signe de corrosion ni de dommage mécanique n'a été relevé dans cette zone. De 0,086 à 0,090 pouces, la surface de fracture montrait des signes de rupture par fatigue (Figure 71), avec des stries fines et rapprochées. Le reste de la propagation de la rupture s'est effectué par séparation ductile (Figure 72).



c. Analyse chimique par EDS et ICP

L'analyse ICP a confirmé que la composition chimique du matériau de base était conforme aux spécifications de la norme BMS7-26R pour l'acier 4340M de type I

|                               | C         | Mn        | Si        | P     | S     | Cr        | Ni        | Mo        | V         | Al    | Cu    | Sn     | Ti     | Fe  |
|-------------------------------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|-----------|-----------|-----------|-----------|-------|-------|--------|--------|-----|
| Cylinder                      | 0.42      | 0.70      | 1.63      | 0.002 | 0.006 | 0.70      | 1.89      | 0.35      | 0.08      | 0.09  | 0.05  | ≤0.01  | 0.007  | Bal |
| Cylindre                      |           |           |           |       |       |           |           |           |           |       |       |        |        |     |
| 4340M Steel (BMS7-26R Type I) | 0.38-0.43 | 0.60-0.90 | 1.50-1.80 | ≤0.10 | ≤0.10 | 0.70-0.95 | 1.65-2.00 | 0.30-0.50 | 0.05-0.10 | ≤0.18 | ≤0.35 | ≤0.020 | ≤0.010 | Bal |
| Acier 4340M (BMS7-26R Type I) |           |           |           |       |       |           |           |           |           |       |       |        |        |     |

d. Dureté

La dureté globale, calculée sur une moyenne de cinq mesures, était de HRC 54,1, ce qui se situe dans la plage spécifiée de HRC 51 à 56 selon la norme BAC 5617 pour l'acier 4340M traité pour atteindre une résistance à la traction ultime (UTS) de 275 à 300 ksi.

**e. Inspection après décapage au nital**

Le revêtement de chrome a été retiré par procédé électrolytique de la surface externe dans la zone d'origine, puis celle-ci a été attaquée au nital à 2 % afin de détecter d'éventuels dommages thermiques. Une légère zone de décoloration sombre typique d'une structure localement survenue a été observée (Figure 73).

**f. Examen métallographique**

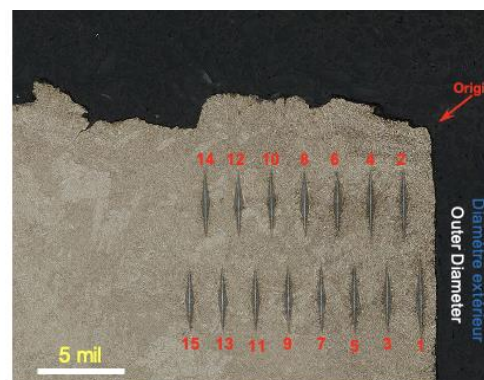
La zone d'origine a été découpée, enrobée, polie puis attaquée au nital à 2 % pour examen métallographique. Cette zone apparaissait légèrement plus sombre que la structure environnante (Figures 74 et 75). Le reste de la section montrait une microstructure typique d'un acier 4340M trempé et revenu. Une mesure de microdureté transversale a révélé une dureté inférieure sur la surface externe par rapport à l'intérieur, confirmant la présence de martensite survenue (Figure 76 et tableau ci-dessous).



**Fig. 74** Photomicrographies optiques de la section transversale attaquée chimique à travers la zone d'origine du cylindre intérieur, après retrait du placage. (La région légèrement plus foncée est délimitée en rouge)  
Optical photomicrographs of etched cross-section through origin area of Inner Cylinder after removal of plating. (Slightly darker region outlined in red).



**Fig. 75** Gros plan de la zone d'origine  
Close-up of origin area



**Fig. 76** Gros plan des indentations de microdureté  
Close-up of microhardness indentations

Mesures de microdureté de la zone d'origine vers le cœur du matériau  
(Microhardness measurements from origin area towards core)

| Indent  | Distance | Offset   | Hardness | Load | HRC   |
|---------|----------|----------|----------|------|-------|
| 1       | 0.0018   | 0.0057   | 427.26   | 500  | 42.11 |
| 2       | 0.0038   | -0.0058  | 503.12   | 500  | 47.54 |
| 3       | 0.0058   | 0.0058   | 527.79   | 500  | 49.11 |
| 4       | 0.0078   | -0.0058  | 545.62   | 500  | 50.23 |
| 5       | 0.0098   | 0.0058   | 553.22   | 500  | 50.70 |
| 6       | 0.0118   | -0.0058  | 556.53   | 500  | 50.91 |
| 7       | 0.0138   | 0.0058   | 572.37   | 500  | 51.80 |
| 8       | 0.0158   | -0.0058  | 563.24   | 500  | 51.29 |
| 9       | 0.0178   | 0.0058   | 592.52   | 500  | 52.92 |
| 10      | 0.0198   | -0.0059  | 575.85   | 500  | 51.99 |
| 11      | 0.0218   | 0.0058   | 579.36   | 500  | 52.19 |
| 12      | 0.0238   | -0.0058  | 581.72   | 500  | 52.32 |
| 13      | 0.0258   | 0.0058   | 581.72   | 500  | 52.32 |
| 14      | 0.02784  | -0.00582 | 601.13   | 500  | 53.40 |
| 15      | 0.02983  | 0.00582  | 597.42   | 500  | 53.19 |
| -       | -        | -        | -        | -    | -     |
| Average |          |          | 557.00   |      | 50.80 |
| Max     |          |          | 601.00   |      | 53.40 |
| Min     |          |          | 427.00   |      | 42.10 |

### g. Dimensions

Des mesures ont été prises sur chaque composant et les résultats sont listés dans le Tableau ci dessous. Les dimensions du diamètre intérieur de l'alésage de chape (Clevis Bore I.D.), de l'entre-faces (F-F) de la chape et de l'épaisseur de la rondelle d'appui n'étaient pas conformes aux exigences techniques.

Le jeu radial maximum autorisé pour le diamètre intérieur de l'alésage de chape est de 1,752 pouces. L'usure radiale mesurée était de 0,0021 pouces.

Le jeu maximal autorisé pour la distance entre faces de la bague de chape est de 6,378 pouces. La mesure relevée était inférieure de 0,0105 pouces à cette valeur.

|                                                                                  | Feature<br>Élément                                                                        | Design Dimension /<br>Dimension de<br>conception<br>(inches/pouces) | Measured Dimension<br>/ Dimension<br>mesurée<br>(inches /<br>pouces) | Comments /<br>Commentaires                                                                                                                                                                                           |
|----------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Inner Cylinder /<br>Cylindre intérieur,<br>P/N 65-46116-59                       | Outside Diameter (O.D.)<br>Diamètre extérieur                                             | 5.994/ 5.997"                                                       | 5.9961                                                               | With chrome on surface<br>/Présence de revêtement au<br>chrome sur la surface                                                                                                                                        |
|                                                                                  | Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur                                              | 5.20 + / - .010                                                     | 5.1868                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
| Torsion Link Attach Bore /<br>Alésage de fixation du demi-<br>compas             | Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur                                              | 1.7520 / 1.7505                                                     | 1.7515                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
| Upper Torsion Link<br>/ Demi-compas<br>supérieur, P/N 65-<br>67963-3             | Clevis Bore Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur de l'alésage de la chape         | 1.751 / 1.752                                                       | N/A                                                                  | Portion not sent in / Partie<br>non examinée                                                                                                                                                                         |
|                                                                                  | Clevis Face to Face (with Bushing)<br>Distance entre faces de chape (avec bague)          | 6.377/ 6.378                                                        | N/A                                                                  | Portion not sent in / Partie<br>non examinée                                                                                                                                                                         |
|                                                                                  | Lug Bore Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur de l'alésage de la patte            | 3.120 / 3.125                                                       | 3.1226                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                  | Lug Bore Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur de l'alésage de la patte            | 1.45 +/- .010                                                       | 1.4516                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
| Lower Torsion Link<br>/ Demi-compas<br>inférieur<br>P/N 65-46102-23              | Clevis Bore Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur de l'alésage de la chape         | 1.751 / 1.752                                                       | 1.7541 / 1.7529                                                      |                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                  | Clevis F to F (with Bushing)<br>Distance entre faces internes de la chape (avec<br>bague) | 6.377 / 6.378                                                       | 6.3885                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                  | Lug Bore Inside Diameter (I.D.)<br>Diamètre intérieur de l'alésage de la patte            | 1.3120 / 1.3135                                                     | N/A                                                                  | The lug is fractured – only<br>half of the diameter<br>remains<br>la patte (lug) est fracturée<br>– seule une partie<br>correspondant à environ<br>la moitié du diamètre<br>intérieur de l'alésage<br>(bore) demeure |
|                                                                                  | Lug Bore Thickness (with Bushing)<br>Épaisseur de l'alésage de la patte (avec bague)      | 1.600 / 1.605                                                       | 1.604                                                                |                                                                                                                                                                                                                      |
| Shimmy Damper Shaft<br>/ Tige de<br>l'amortisseur de<br>shimmy<br>P/N 65-44771-4 | Shaft Diameter<br>Diamètre de l'arbre                                                     | 0.873/0.875                                                         | 0.8735                                                               |                                                                                                                                                                                                                      |
| Thrust Washer / Rondelle<br>d'appui<br>P/N 69-54357                              | Thickness<br>Épaisseur                                                                    | 0.50 +/- 0.01                                                       | See Table<br>Voir tableau                                            |                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                  | Diameter<br>Diamètre                                                                      | 1.75                                                                | See Table<br>Voir tableau                                            |                                                                                                                                                                                                                      |

#### 1.14.3.6 Synthèse

1. Le demi-compas supérieur (Upper Torsion Link) a rompu par séparation ductile. La rupture de la bride externe est survenue sous l'effet combiné de charges de cisaillement et de torsion, tandis que celle de la bride interne (flange) résulte de charges de traction et de flexion.
2. Les deux ruptures observées sur le demi-compas inférieur (Lower Torsion Link) sont entièrement attribuables à des dommages par frottement consécutifs au contact avec la piste.
3. Le piston de l'amortisseur shimmy (Shimmy Damper) a rompu par séparation ductile. La tige du piston présentait une déformation plastique (flexion) au niveau de la zone de rupture.
4. Le cylindre intérieur du train principal (MLG Inner Cylinder) présentait une rupture circonférentielle complète, située à 3,26 pouces du bord inférieur de la zone de transition du revêtement en chrome.
5. La zone d'origine de la fissure sur le cylindre intérieur du MLG présentait une morphologie mixte de fracture par quasi-clivage et intergranulaire d'une profondeur de fissure de 0,086 pouce. De 0,086 à 0,090 pouce, la surface de rupture montrait des signes de fatigue. Au-delà, la rupture était de type ductile.
6. Des indices de dégradation thermique localisée (martensite survenue) ont été relevés sur la surface externe du cylindre intérieur dans la zone d'origine, confirmés par une attaque au nital et des mesures de microdureté à différentes profondeurs.
7. À l'exception de la dégradation thermique localisée et de quelques dommages mécaniques mineurs, aucune autre anomalie n'a été observée sur le cylindre intérieur.
8. Les essais de dureté ainsi que les analyses chimiques des pièces examinées ont confirmé leur conformité aux spécifications techniques.
9. Les mesures relevées sur le diamètre intérieur de l'alésage du chape (clevis bore I.D.), la distance entre faces de chape (clevis face to face) et l'épaisseur de la rondelle (washer thickness), n'étaient pas conformes aux exigences de conception.

## **1.15 Renseignements sur les organismes et la gestion**

### **1.15.1 Allied Air Limited**

La compagnie Allied Air Limited était certifiée par l'autorité nigériane de l'aviation civile et détenait un certificat de transporteur aérien (AOC).

Elle effectuait du transport aérien commercial de fret et disposait d'une flotte composée de trois (03) Boeing 737-400 et d'un (01) Boeing 737-800.

### **1.15.2 Organisation de la maintenance**

La compagnie Allied Air Limited est autorisée par la NCAA à réaliser la maintenance en ligne et les visites de type 1A, 2A et 4A.

La maintenance en base est sous-traitée à Aero Contractors Ltd, détenteur d'un agrément n°AMO/5N/ACN valide émis par la NCAA.

### **1.15.3 Les services de la Circulation Aérienne**

La fourniture des services de circulation aérienne a été fournie par l'Agence pour la Sécurité de la Navigation Aérienne en Afrique et Madagascar (ASECNA).

### **1.15.4 Les services météorologiques**

Les services de météorologie aéronautique ont été également assurés par l'Agence pour la Sécurité de la Navigation Aérienne en Afrique et Madagascar (ASECNA).

### **1.15.5 L'autorité de réglementation, de certification et de validation des licences**

La certification et la surveillance réglementaire de la compagnie Allied Air Limited a été assurée par la NCAA.

Les dernières inspections ont été réalisées en juillet 2021, dans le cadre de la délivrance du certificat de transporteur aérien (AOC), valide jusqu'au 31 juillet 2023.

Ces inspections, qui ont porté sur l'ensemble du système de maintenance de l'exploitant, n'ont mis en évidence aucun dysfonctionnement majeur.

Aucune autre inspection n'a été menée entre la délivrance de l'AOC et la date de l'occurrence.

## 1.16 Renseignements supplémentaires (Évènement antérieur impliquant un aéronef d'Allied Air Limited survenu à Brazzaville)

**Note :** Les informations suivantes sont extraites de la base de données du BEA.

Le 5 mai 2022, l'aéronef de type Boeing 737-400, immatriculé 5N-JRT, numéro de série 26 081, exploité par la compagnie Allied Air Limited, sous l'indicatif AJK135, effectuait un vol de transport de fret pour le compte de DHL, au départ de l'aéroport international Léon MBA (Libreville, Gabon) à destination de l'aéroport international Maya Maya (Brazzaville, Congo). Quatre (04) membres d'équipage et un (01) passager se trouvaient à bord.

Après l'atterrissage, lors du roulage, le service de sécurité incendie (SLI), en position opérationnelle, a signalé à la tour de contrôle une anomalie affectant le train principal gauche, caractérisée par la crevaison simultanée des roues n°1 et n°2. Cette information a été immédiatement transmise à l'équipage.

À 08h18, l'aéronef a été immobilisé à la demande du SLI en raison de la présence de fumée détectée au niveau des roues endommagées.

L'intervention des équipes de secours a débuté à 08h19, suivie par la mobilisation des services aéroportuaires compétents.

Entre 09h47 et 10h50, les pneus endommagés ont été retirés et un pneu de remplacement installé sur la position n°2 afin de permettre le tractage de l'aéronef.

Le tractage a débuté à 11h32 et s'est achevé à 11h38 sans autre incident.

Cet incident n'a pas fait l'objet d'une enquête formelle. Toutefois, les informations pertinentes liées à ce vol ont été collectées et enregistrées dans la base de données des événements de sécurité du bureau.

### 1.16.1 Renseignements sur l'équipage et l'aéronef

Aucun blessé n'a été signalé parmi les occupants. Les pilotes, de nationalité gabonaise et nigériane, détenaient des licences, qualifications et de certificats médicaux valides.

L'évènement est survenu de jour, dans des conditions météorologiques généralement favorables à la conduite des opérations aériennes, caractérisées par une bonne visibilité et l'absence de phénomènes météorologiques significatifs. La surface de la piste était sèche.

L'aéronef disposait d'un certificat de navigabilité valide jusqu'au 15 novembre 2022, délivré le 16 novembre 2021 par l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA). Sa masse au moment de l'évènement était d'environ 56 098 kg, inférieure à la masse maximale autorisée à l'atterrissage fixée à 56 245 kg.

L'appareil était à jour de son programme d'entretien et totalisait environ 61 219, 45 heures de vol. La dernière visite de maintenance de type 4A avait été réalisée le 7 mars 2022, à 61 068, 37 heures de vol. La prochaine visite de type 1A était programmée pour le 7 mai 2022, lorsque l'aéronef aurait atteint environ 61 568,51 heures de vol.

Les deux roues du train principal gauche, identifiées comme roue n°1 et roue n°2, ont subi des dommages importants.



Fig. 77 Vue du train d'atterrissage principal gauche de l'aéronef après l'incident.  
View of the aircraft's left main landing gear after the incident



Fig. 78 Vue de l'aéronef lors de son remorquage après le retrait de la roue n°1 consécutif à l'incident  
Aircraft under tow after wheel n°1 was removed due to the incident



Fig. 79 Vues avant et arrière des roues n°01 et 02 du train d'atterrissage principale gauche  
Forward and aft views of wheel(s) n°01 and 02 on the left main landing gear

L'inspection de la roue n°1 a révélé que plusieurs boulons, assurant le maintien de l'assemblage jante/pneumatique et garantissant l'étanchéité nécessaire au maintien de la pression interne, étaient cassés.

Aucun fragment ni débris provenant de ces boulons fracturés n'a été retrouvé sur la surface de la piste au cours de l'inspection post-événement.

Fig. 80 Vue de la roue n° 01 montée sur l'axe – côté extérieur  
View of wheel n° 01 mounted on the axle, showing the exterior side



Fig. 81 Vue de la roue n° 01 démontée, côté intérieur  
View of wheel n° 01 removed, showing the inner side



Boulons de roue retrouvés cassés après l'incident  
wheel bolts found broken after incident



La roue n°2 présentait une usure de la bande de roulement excédant les limites tolérées par le fabricant



Fig. 82 Vue générale de la roue n°02 du train principal gauche  
General view of wheel No. 02 of the left main landing gear

## 2 ANALYSE

*Note 1 : le déroulement du vol est complété italique par des paragraphes d'analyses et d'explications sur le fonctionnement des systèmes.*

*Note 2 : les heures indiquées dans le déroulement du vol sont des heures locales.*

**Sur la base des données factuelles recueillies et des examens techniques réalisés deux scénarios principaux ont été envisagés pour expliquer la défaillance du train d'atterrissage principal gauche. L'analyse comparative de ces scénarios conduit à privilégier un événement de shimmy comme séquence initiale la plus probable.**

### 2.1 Scénario 1 – Événement de Shimmy (Scénario le plus probable)

Un événement de shimmy correspond à des oscillations rotatives du cylindre interne du train d'atterrissage par rapport au cylindre externe. Les défaillances relevées sur les composants du train suite à l'événement, notamment la fracture du demi-compas inférieur et du piston du vérin d'amortisseur de shimmy sont typiques d'un phénomène de shimmy sur des Boeing 737 Classic. Des occurrences antérieures rapportées à travers le monde ont révélé des scénarios similaires : dans certains cas le train principal s'est effondré, dans d'autres, seule la fracture du demi-compas inférieur a été observée sans effondrement du train.

Les observations principales sont :

- La direction de la flexion du demi-compas inférieur n'indique pas que la partie basse du cylindre interne ait reculé au moment de la rupture ;
- L'analyse dimensionnelle du demi-compas inférieur endommagé (P/N 65-46102-23) révèle un jeu maximal de 6,3885 pouces entre les bagues externes (conception : 6,377 à 6,378 pouces), traduisant une usure maximale de 0,0115 à 0,0105 pouces.
- Le demi-compas supérieur (P/N 65-67963-3) n'a pas été soumis à l'analyse, empêchant la mesure du jeu à cet endroit.
- Une rondelle d'appui (P/N 69-54357-1) présente une épaisseur minimale de 0,4675 pouces (conception : 0,4900 à 0,5100 pouces), soit une usure maximale de 0,0225 à 0,0425 pouces. Une usure par frottement de 0,002 à 0,004 pouces a été détectée à l'arrière de la rondelle, cohérente avec les usures observées lors d'événements de shimmy antérieurs survenus à travers le monde.

Les photographies montrent des traces oscillantes de la bande de roulement des pneus sur la piste, caractéristiques d'un shimmy, indiquant que le train d'atterrissage était initialement intact lors du roulage d'atterrissage. Il est établi que lors d'un shimmy, les composants du train subissent des vibrations importantes. Ces vibrations ont vraisemblablement sollicité le cylindre interne à un

point tel que des fissures intergranulaires préexistantes (décrites dans le scénario 2) ont provoqué sa rupture.

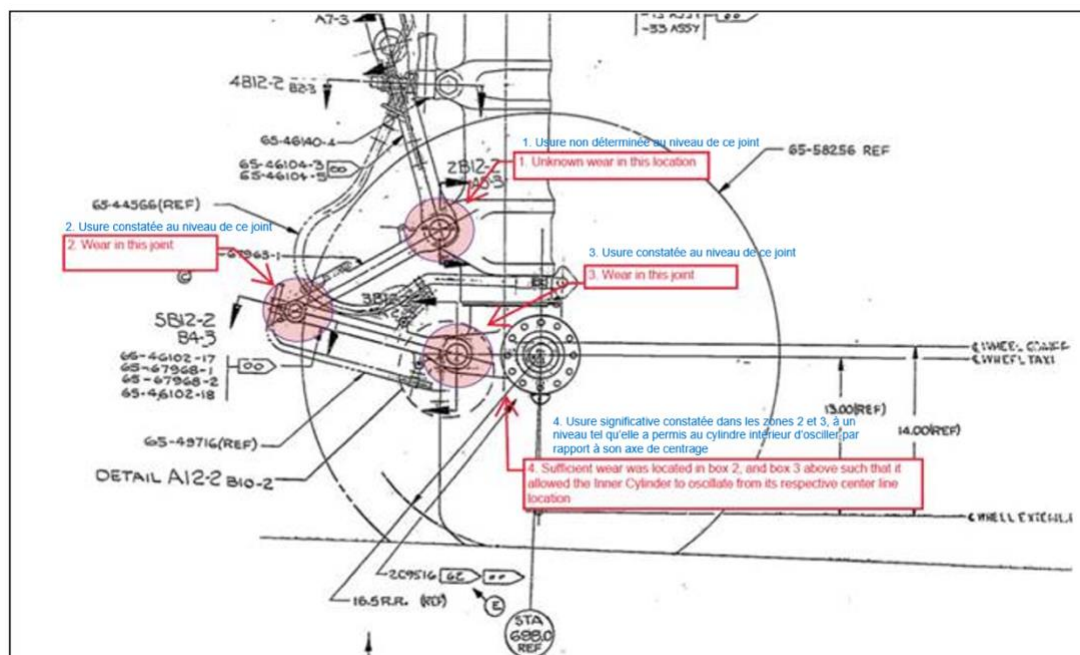


Fig. 83 Jeu aux joints : (1) demi-compas supérieur, (3) demi-compas inférieur sur le cylindre extérieur/intérieur et (2) joint d'apex

Freeplay at (1) upper and (3) lower torsion link outer/inner cylinder joints and (2) apex joint

L'examen des pneus du train principal gauche révèle une usure importante de la bande de roulement ainsi qu'une décoloration (bleuissement) sur le flanc, signe d'une température élevée due à une déflexion excessive du pneu. Le flanc présente également des abrasions liées au contact avec la jante, typiquement observé en cas de sous-gonflage ou de déflexion anormale. Les marques oscillantes sur la piste confirment l'occurrence d'une déflexion excessive durant l'événement de shimmy. Il est très probable que la combinaison de cette déflexion excessive et de l'effort de freinage ait entraîné la défaillance des pneus.

En conclusion, lors du roulage d'atterrissage, le train principal gauche a été affecté par un phénomène de shimmy, probablement induit par l'usure excessive des joints de l'amortisseur de shimmy ainsi que des demi-compas supérieur et inférieur. Cette mobilité anormale a entraîné la rupture du piston de l'amortisseur, la fracture de la chape (oreille) du demi-compas inférieur et la défaillance par surcharge du demi-compas supérieur. En parallèle, les efforts dynamiques générés ont été transmis au cylindre interne, provoquant sa rupture au niveau de zones présentant des fissures intergranulaires préexistantes.

## **2.2 Scénario 2 – L'événement a débuté par la rupture du cylindre intérieur**

Le cylindre interne a subi une fracture circonférentielle complète près de la partie inférieure de la surface coulissante. L'analyse de la défaillance du cylindre interne (P/N 65-46116-54) a permis d'identifier le point d'amorçage de la fissure.

Des dommages thermiques localisés ainsi qu'une fracture intragranulaire sur une profondeur de 2,18 mm ont été observés, suivis d'une rupture ductile par surcharge à ce même endroit. Ces éléments indiquent la présence d'une fissure préexistante avant l'événement.

L'origine des dommages thermiques localisés et de la fissuration n'a pu être déterminée de manière certaine, ce type de dommage peut être associé soit à une usure en service, notamment par frottement du cylindre interne sur la bague de guidage inférieure de la jambe de train, soit à des procédés de révision du train d'atterrissage, tels qu'un meulage excessif du chrome, susceptible de générer une surchauffe.

*L'évaluation conclut que les charges engendrées par le phénomène de shimmy ont conduit à la rupture finale par surcharge ductile au niveau des fissures préexistantes.*

## **3 CONCLUSIONS**

### **3.1 Évaluation comparative des scénarios**

Les éléments suivants confortent le scénario d'un Shimmy :

- la concordance des dommages mécaniques avec ceux observés lors d'événements de shimmy documentés sur Boeing 737 classic ;
- l'usure localisée aux points d'attache des demi-compas et de l'amortisseur de shimmy ;
- les observations sur les pneus et les traces oscillantes relevées sur la piste ;
- l'absence de signes indiquant une rupture immédiate et isolée du cylindre intérieur en début de séquence.

Le scénario de la rupture initiale du cylindre intérieur, bien que techniquement plausible, présente des incohérences factuelles et mécaniques avec les observations sur le site et les composants.

### **3.2 Faits établis par l'enquête**

À l'issue de l'enquête, les faits suivants ont été établis sur la base des éléments collectés et analysés :

#### **Personnel navigant et performance humaine**

1. L'équipage possédait les licences et qualifications requises, toutes en cours de validité au moment du vol.
2. L'équipage respectait les exigences réglementaires en matière de temps de vol et de service.
3. Aucun élément n'indique que des facteurs physiologiques ou une incapacité aient affecté les performances de l'équipage.
4. Aucun membre d'équipage n'a été blessé.

#### **Conformité documentaire et préparation du vol**

5. L'aéronef 5N-OTT détenait un certificat de navigabilité valide au moment de l'événement.
6. Les documents de bord et dossiers de maintenance indiquaient que l'aéronef était certifié et équipé conformément à la réglementation en vigueur.
7. Les valeurs de masse et de centrage étaient conformes aux limites spécifiées par le constructeur.
8. Les cartes de navigation aéronautique JEPPESEN embarquées n'étaient pas à jour au moment du vol.

#### **Déroulement du vol et données disponibles**

9. L'aéronef a touché la piste 05 à environ 800 mètres du seuil.
10. Il a parcouru environ 2 037 mètres avant son immobilisation.
11. Des marques oscillantes de type shimmy ont été relevées sur environ 1 250 mètres de la piste, débutant à 1 470 mètres du point de toucher des roues.
12. Le train d'atterrissage principal gauche a subi des oscillations identifiées comme shimmy pendant le roulement à l'atterrissage.
13. Le pneu intérieur gauche (n°2) a éclaté durant le roulement, projetant des fragments qui ont endommagé l'aile gauche, les carénages et la structure inférieure du fuselage.
14. Le train principal gauche s'est rompu à environ 98,2 mètres de la position finale de l'aéronef, provoquant un contact prolongé de la nacelle moteur gauche avec la piste.
15. Aucun incendie n'a été observé durant ou après l'événement.

## État technique de l'aéronef et analyses post-événement

16. Les roues du train principal gauche présentaient une usure excessive, au-delà des limites de retrait recommandées par le constructeur.
17. L'amortisseur de shimmy et les demi-compas supérieur et inférieur se sont fracturés avec des caractéristiques de rupture par surcharge ductile, compatibles avec les efforts mécaniques induits par un phénomène de shimmy.
18. Le cylindre intérieur du train principal gauche s'est fracturé au niveau d'une fissure intergranulaire préexistante, s'étant formée dans une zone de surchauffe localisée (martensite surrevenante).
19. L'analyse métallurgique a révélé des niveaux d'usure supérieur aux tolérances admissibles sur plusieurs composants critiques des joints d'apex (rondelle d'appui, bague, etc.), sans défaut matériel hors spécifications métallurgiques.
20. Les données du FDR étaient partiellement corrompues, empêchant une reconstitution complète du vol, bien que certaines données exploitables aient confirmé la phase d'atterrissage et les dynamiques verticales associées.
21. La configuration non standard du FDR et l'absence de documentation technique ont limité la capacité des enquêteurs à reconstituer précisément le profil de vol, exposant un risque de perte d'information critique.

## Faits établis quant aux risques

1. L'utilisation de pneumatiques présentant une usure dépassant les limites spécifiées par le constructeur constitue un facteur de risque susceptible d'affecter les performances au roulage, notamment en termes de freinage et de tenue de cap, augmentant ainsi le risque d'éclatement en service.
2. La présence de jeux mécaniques importants dans certains points d'articulation du train principal (notamment les joints apex et les demi-compas) altère la capacité d'amortissement des dispositifs, favorisant l'apparition de phénomènes vibratoires indésirables tels que le shimmy et augmentant le risque de défaillance structurelle.
3. La présence de fissures métallurgiques, en particulier intergranulaires, non détectées lors des inspections, constitue un risque majeur pour l'intégrité structurelle des composants soumis à des charges dynamiques élevées.
4. L'absence d'un dispositif formalisé et rigoureux de surveillance de l'usure des composants critiques du train d'atterrissage limite la capacité à anticiper les dégradations et à prévenir les défaillances mécaniques.
5. Le manque de documentation technique complète relative au système d'enregistrement des données de vol (FDR), notamment l'inaccessibilité d'une grille de décodage adaptée, réduit l'exploitabilité des données post-

événement, limitant ainsi les possibilités d'analyse et d'amélioration des mesures de prévention.

### 3.3 Cause et facteurs contributifs

#### 3.3.1 Cause principale

L'enquête a permis de constater que la séquence d'événements la plus probable est une défaillance du train d'atterrissage principal gauche liée à un phénomène de shimmy survenu peu après le toucher des roues, générant des charges dynamiques conduisant à la rupture successive de composants mécaniques (amortisseur de shimmy, demi-compas et cylindre intérieur au niveau d'une fissure intergranulaire préexistante).

#### 3.3.2 Facteurs contributifs

1. Usure excessive des composants des joints d'apex (rondelle d'appui, bagues), générant un jeu anormal.
2. Réduction d'efficacité de l'amortisseur de shimmy en raison de ce jeu excessif.
3. Usure avancée des pneumatiques, utilisée au-delà des limites de retrait recommandées.
4. Existence d'un défaut structurel latent (fissure intergranulaire) non détecté lors des opérations de maintenance.

## 4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Conformément aux dispositions de la section XIII du Règlement 05/23-UEAC-066-CM-40 du 18 juin 2024 portant adoption du code aviation civile des États membres de la communauté économique et monétaires des États de l'Afrique centrale, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident ou un incident.

### 4.1 Recommandation à l'attention de Boeing

*(émise au cours de l'enquête et mise en œuvre par le constructeur)*

*L'optimisation de l'intervalle d'inspection/de maintenance par l'exploitant, ainsi que la réalisation plus fréquente de l'inspection du jeu fonctionnel au niveau de joint d'apex du demi-compas et de l'amortisseur de shimmy, comme recommandé par Boeing dans le bulletin de service 737-SL-32-057, auraient été bénéfiques pour garantir le maintien du jeu dans les limites admissibles en attendant la prochaine échéance prévue dans le programme d'entretien de l'aéronef (visite de type C).*

**Afin de renforcer la sensibilisation et de prévenir les occurrences de shimmy en service sur les trains d'atterrissage principal des 737, le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation (BEA) recommande à Boeing d'intégrer une référence explicite au bulletin de service 737-SL-32-057 dans les sections applicables des documents de planification de maintenance des 737.**

## **4.2 Recommandations à l'attention de la compagnie Allied Air Limited**

### **4.2.1 Surveillance et inspections renforcées du train d'atterrissage principal**

*Un renforcement des mesures de surveillance de l'usure des pneumatiques, combiné à une application rigoureuse des critères de retrait définis par le constructeur, ainsi qu'un renforcement des inspections périodiques du train d'atterrissage principal, incluant des contrôles adaptés pour détecter précocement la présence de défauts structurels latents et surveiller les jeux mécaniques des joints, auraient été bénéfiques pour prévenir la dégradation des performances directionnelles à l'atterrissage, limiter les risques de phénomènes de shimmy et prévenir les défaillances mécaniques associées.*

**Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation (BEA) recommande à Allied Air Limited de mettre en place un système de suivi systématique et automatisé de l'usure des pneumatiques, assorti de seuils d'alerte clairs, afin de prévenir leur utilisation au-delà des critères de remplacement recommandés. Par ailleurs, il est recommandé de renforcer les contrôles périodiques du train principal en intégrant des méthodes d'inspection spécifiques permettant la détection précoce de fissures intergranulaires et autres défauts structurels, ainsi qu'une surveillance rigoureuse des jeux aux articulations critiques.**

### **4.2.2 Disponibilité complète et mise à jour de la documentation technique relative aux enregistreurs de vol (FDR)**

*La disponibilité complète ainsi qu'une mise à jour régulière de la documentation technique liée aux enregistreurs de vol, comprenant notamment la grille de décodage adaptée à la configuration spécifique de l'aéronef, de même qu'une vérification périodique de la disponibilité de l'ensemble des paramètres de vol et de la qualité des données enregistrées, auraient permis de garantir une exploitation fiable des enregistreurs et d'optimiser les analyses post-événement.*

**Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation (BEA) recommande à Allied Air Limited de mettre en place un mécanisme garantissant la disponibilité, la mise à jour régulière de toute documentation technique nécessaire à l'exploitation fiable des enregistreurs de vol, ainsi que des contrôles périodiques de la qualité et de l'intégrité des données enregistrées, afin d'améliorer la qualité des enquêtes et renforcer la sécurité des opérations aériennes.**

#### **4.3 Recommandations à l'attention de l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA)**

##### **4.3.1 Assurer la disponibilité et la qualité des données des enregistreurs de vol**

*Les difficultés rencontrées dans l'exploitation des données de l'enregistreur de données de vol, liées notamment à une configuration non standard et à l'absence de documentation technique adéquate, ont limité la capacité d'analyse post-événement.*

**Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation (BEA) recommande à l'autorité nigériane de l'aviation civile (NCAA) de mettre en place des mécanismes visant à s'assurer que chaque exploitant d'aéronef immatriculé sur le registre national dispose d'une documentation exhaustive et à jour des enregistreurs de bord installés, notamment lorsque ceux-ci présentent des configurations non standard, et procède à une vérification périodique de la disponibilité et de la qualité des paramètres enregistrés.**

## ANNEXE – SIGLES ET ABREVIATIONS

|         |                                                                                         |
|---------|-----------------------------------------------------------------------------------------|
| AERCO   | AÉROPORTS DU CONGO                                                                      |
| AMM     | AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL                                                             |
| ANAC    | AGENCE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE                                                   |
| ASECNA  | AGENCE POUR LA SÉCURITÉ DE LA NAVIGATION AÉRIENNE EN AFRIQUE ET MADAGASCAR              |
| BEA     | BUREAU DES ENQUETES ET DES ACCIDENTS D'AVIATION                                         |
| BZV     | BRAZZAVILLE                                                                             |
| CVR     | COCKPIT VOICE RECORDER                                                                  |
| CTA/AOC | CERTIFICAT DE TRANSPORTEUR AÉRIEN                                                       |
| EDS     | SPECTROSCOPIE DES RAYONS X À DISPERSION D'ÉNERGIE /ENERGY DISPERSIVE X-RAY SPECTROSCOPY |
| ICP     | PLASMA À COUPLAGE INDUCTIF / INDUCTIVELY COUPLED PLASMA                                 |
| FAA     | FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION                                                         |
| FDR     | FLIGHT DATA RECORDER                                                                    |
| MEB/SEM | MICROSCOPIE ÉLECTRONIQUE À BALAYAGE / SCANNING ELECTRON MICROSCOPY                      |
| NCAA    | AUTORITÉ NIGÉRIANE DE L'AVIATION CIVILE                                                 |
| NSIB    | BUREAU DES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ DU NIGÉRIA                                              |
| NTSB    | BUREAU NATIONAL DE LA SÉCURITÉ DES TRANSPORTS                                           |
| QAR     | QUICK ACCESS RECORDER                                                                   |
| UTS     | RÉSISTANCE À LA TRACTION ULTIME /ULTIMATE TENSILE STRENGTH                              |