

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-02-2023

Type d'exploitation : Transport aérien commercial - Cargo

Incident grave survenu le **29 juillet 2023**
Au cours du vol reliant **Brazzaville (FCBB)** à **Pointe Noire (FCPP)**
impliquant **l'aéronef de type ATR 72-212A**
immatriculé **TN-AKA**
exploité par **Africa Airlines**

TABLE DES MATIERES

SYNOPSIS 1

ORGANISATION DE L'ENQUETE2

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE3

1.1 DÉROULEMENT DU VOL.....3

1.2 DOMMAGES À L'AÉRONEF.....5

1.3 RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL.....5

1.3.1 ÉQUIPAGE DE CONDUITE5

1.3.2 ÉQUIPAGE DE CABINE7

1.3.3 TECHNICIEN DE MAINTENANCE.....7

1.4 RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRONEF8

1.4.1 CELLULE 8

1.4.2 MOTEURS..... 9

1.4.3 SYSTEME CARBURANT MOTEUR..... 10

1.4.4 SYSTEME DE DETECTION INCENDIE.....11

1.4.5 PERFORMANCE.....11

1.4.6 MASSE ET CENTRAGE 12

1.5 CONDITIONS MÉTÉOROLOGIQUES12

1.6 AIDES À LA NAVIGATION..... 13

1.7 TÉLÉCOMMUNICATIONS..... 13

1.8 RENSEIGNEMENTS SUR LES AÉRODROMES..... 13

1.9 ENREGISTREURS DE BORD 13

1.10 RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT 14

1.11 RENSEIGNEMENTS MÉDICAUX ET PATHOLOGIQUES 14

1.12 INCENDIE 14

1.13 ESSAIS ET RECHERCHES 14

1.13.1 TEST DU REGULATEUR MECANIQUE DE CARBURANT (HMU/MFCU) 14

1.13.2 TEST DE LA POMPE D'ALIMENTATION CARBURANT (FEEDER JET PUMP) 16

1.13.3 TEST DE LA SONDÉ CARBURANT (FUEL PROBE)..... 16

1.13.4 TEST DE L'AMORTISSEUR DE LACET (YAW DAMPER) 17

1.14	RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION	18
1.14.1	AFRICA AIRLINES	18
1.14.2	ORGANISATION DE LA MAINTENANCE	18
1.14.3	LES SERVICES DE LA CIRCULATION AERIENNE	19
1.14.4	LES SERVICES METEOROLOGIQUES	19
2	ANALYSE	20
2.1	ANALYSE DE LA VIDÉO RÉALISÉE PAR L'ÉQUIPAGE DANS LE COCKPIT	20
2.2	ANALYSE DES DONNÉES DE VOL	21
2.3	ANALYSE DES EFFETS D'UN VOL PROLONGÉ DE L'AVION AVEC UNE INCLINAISON D'AU MOINS 5° SUR L'APPROVISIONNEMENT DES MOTEURS EN CARBURANT.....	33
3	CONCLUSIONS	35
3.1	FAITS ÉTABLIS PAR L'ENQUÊTE.....	35
3.2	CAUSE ET FACTEURS CONTRIBUTIFS	37
3.2.1	CAUSE PRINCIPALE.....	37
3.2.2	FACTEURS CONTRIBUTIFS	37
4	RECOMMANDATIONS DE SECURITE	38
4.1	MESURES DE SÉCURITÉ PRISES PAR LE CONSTRUCTEUR.....	38
4.2	RECOMMANDATIONS À L'ATTENTION DE L'EXPLOITANT DE L'AÉRONEF	42
4.3	RECOMMANDATION À L'ATTENTION DE L'AUTORITÉ DE L'AVIATION CIVILE	43
	ANNEXE – SIGLES ET ABREVIATIONS	1

SYNOPSIS

Aéronef	ATR 72-212A, MSN 794, TN-AKA
Date et heure	29 juillet 2023 à 11H13 (heure locale)
Exploitant	Africa Airlines
Lieu	Vol AAT 102 reliant Brazzaville (FCBB) à Pointe-Noire (FCPP)
Nature du vol	Transport aérien commercial
Personnes à bord	Commandant de bord , Officier pilote de ligne, 01 pilote (chef de section ATR) 02 Personnel navigant commercial , 01 technicien de maintenance avion 73 passagers dont 3 bébés
Conséquences et dommages	NIL

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation a ouvert une enquête de sécurité BEA-02-2023 sur l'incident grave de l'aéronef de type ATR 72-212A, immatriculé TN-AKA, survenu au cours du vol reliant l'aéroport Maya-Maya(FCBB) de Brazzaville à l'aéroport Agostinho Neto (FCPP) de Pointe-Noire.

Cette enquête est ouverte conformément à l'annexe 13 de la convention relative à l'aviation civile internationale et aux dispositions pertinentes du Règlement 07-12 -UEAC-066-CM-23 du 22 juillet 2012 relatives aux enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation civile.

En application de la réglementation en vigueur, ont pris part à cette enquête les organismes suivants :

- Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (ci-après désigné BEA Fr), la France étant l'Etat de conception et de construction de l'aéronef ;
- Bureau de la sécurité des transports (TSB), le Canada étant l'Etat de conception et de construction des moteurs (Pratt & Whitney PW-127) installés sur cet aéronef ;
- Bureau national de la sécurité des transports (NTSB) des États Unis d'Amérique, les États Unis d'Amérique étant l'Etat de l'organisme de fabrication des éléments d'aéronef,
- Avion de Transport Régional (ATR), constructeur de l'aéronef ;
- Pratt & Whitney Canada (PWC), constructeur des moteurs ;
- Honeywell, fabricant d'équipement d'aéronef ;
- Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (AESA), autorité de certification de l'aéronef.

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Note : Les éléments suivants sont issus des enregistrements des radiocommunications entre « tour de contrôle et aéronef », des données du QAR et des interviews du personnel d'exploitation (équipage de conduite, technicien de maintenance avion, contrôleur de la circulation aérienne)

L'aéronef a décollé de l'aéroport de Brazzaville (FCBB) à 10h48 (heure locale), à destination de Pointe-Noire (FCPP). Le commandant de bord, en place gauche, était pilote en fonction (PF¹). L'officier pilote de ligne était pilot monitoring (PM) en place droite. Une troisième personne, le chef de secteur ATR, était en place centrale sur le siège de service.

La masse de l'avion au décollage était de 22 058 kg avec 1800 kg de fuel (LTS). Le sélecteur « Weight rotary selector³ » était positionné sur 21,5 tonnes.

À 10h50min51, alors que l'avion franchissait 3 500 pieds en montée, le pilote automatique⁴ a été engagé. Les modes actifs⁵ étaient IAS (vitesse indiquée sélectionnée à 170 kt), HDG (cap sélectionné à 272°), avec une altitude cible fixée au FL160.

Trois secondes plus tard, un message d'avertissement s'est affiché sur l'Advisory Display Unit (ADU)⁶, disparaissant lors de l'activation de la fonction Touch Control Steering (TCS)⁷.

Durant la montée, le vol est dissymétrique avec un dérapage à gauche. L'avion présentait une inclinaison d'environ 5° à gauche, avec l'indicateur de lacet « white ball » qui indiquait une déviation persistante vers la gauche et avec un cap magnétique oscillant entre 272° et 276°. Une séquence répétitive d'apparitions de messages d'avertissement sur l'ADU (RETRIM ROLL L WING DN et AILERON MISTRIM), d'activations du TCS et de modifications du réglage du tab de l'aileron gauche par l'équipage a engendré des oscillations modérées en roulis et des variations de cap comprises entre 5° et 10° tout au long de la montée.

À 10h53min08, la position de l'actionneur du ressort du tab de la gouverne de direction⁸ a diminué de -3° à -5,5°, avant de remonter à 2,5° une minute cinquante-deux secondes plus tard. Ce déplacement est commandé par le pilote.

À 11h02min25, le mode de guidage latéral est passé du mode HDG au mode LNAV⁵, avec une fluctuation du cap magnétique qui s'est stabilisé au 267°. Environ 4 minutes plus tard, le mode est repassé de LNAV à HDG, puis de nouveau à LNAV, stabilisant le cap à environ 268°.

¹ PF (Pilot Flying) : assure le pilotage et la trajectoire de l'avion. Les communications en cas de panne

² PM (Pilot Monitoring) : assure les communications en situation normale et traite les éventuelles pannes

³ Weight rotary selector : sélecteur de poids utilisé pour paramétrer certains systèmes de l'avion en fonction de la masse totale.

⁴ Pilote automatique : système automatique qui contrôle l'avion en vol selon des paramètres prédéfinis.

⁵ Modes de guidage IAS, HDG, LNAV, V/S, ALT :

IAS (Indicated Airspeed) : mode qui maintient une vitesse indiquée constante.

HDG (Heading) : mode qui maintient un cap magnétique donné.

LNAV (Lateral Navigation) : navigation latérale automatisée selon un plan de vol GPS.

V/S (Vertical Speed) : maintien d'un taux de montée ou descente choisi.

ALT (Altitude Hold) : maintien d'une altitude sélectionnée.

⁶ Advisory Display Unit (ADU) : écran affichant des avertissements et informations au pilote.

⁷ Touch Control Steering (TCS) : La fonction TCS permet lorsqu'elle est activée (en pressant le bouton dédié situé sur le volant) de prendre temporairement le contrôle manuel de l'avion sans désengager les modes actifs. Lorsque la fonction est désactivée le pilotage automatique reprend avec la nouvelle référence (VS ou IAS ou Pitch).

⁸ Actionneur du ressort du tab de gouverne de direction : mécanisme qui ajuste la position du tab de la gouverne de direction.

⁹ Débit carburant (FF) : quantité de carburant consommée par un moteur.

¹⁰ Couple moteur (TQ) : force de rotation délivrée par un moteur.

¹¹ Régimes turbines haute (NH) et basse (NL) pression : vitesses de rotation des parties haute et basse pression du moteur.

¹² Manettes de puissance (PL) : Elles sont reliées mécaniquement au HMU et au PVM par des câbles et des tiges. Elles contrôlent la poussée du groupe motopropulseur.

¹³ Manettes de régime hélice (CL) : commandes contrôlant la vitesse de rotation des hélices (NP).

¹⁴ Master Warning : alarme visuelle et sonore signalant un problème critique.

¹⁴ Assiette : angle entre l'axe longitudinal de l'avion et l'horizon, indiquant son inclinaison en tangage (piquer ou cabrer).

¹⁵ Incidence locale : angle entre le vent relatif et la corde de l'aile.

¹⁶ White Bug: Le bug est positionné sur l'indicateur de vitesse et il est ajusté par l'équipage en fonction des conditions de vol (icing ou non icing) et la masse avion. Pour l'événement, le bug représentait la vitesse minimale volet 0° en « low bank ».

¹⁷ Inclinaison : angle de roulis, rotation de l'avion autour de son axe longitudinal (gauche ou droite).

¹⁸ Amortisseur de lacet (Yaw Damper) : système stabilisant automatiquement les oscillations de lacet de l'avion.

À 11h08min05, l'équipage a sélectionné le mode de guidage vertical V/S⁵ avec une vitesse verticale sélectionnée initiale de +200 ft/min, l'avion franchissant le FL136 en montée. La vitesse verticale a ensuite été ajustée à +600 ft/min puis à +300 ft/min. Des variations de vitesse indiquée entre 168 et 178 kt, associées aux modifications de vitesse verticale, ont été enregistrées.

À 11h11min30, lors du passage du FL149, le débit carburant (FF)⁹ et le couple moteur (TQ)¹⁰ sont tombés rapidement à zéro, accompagnés d'une baisse des régimes turbines haute (NH) et basse (NL) pression¹¹. Les commandes de puissance¹² (PL) sont restées dans le notch et celles du régime hélice (CL)¹³ sont restés en position AUTO. Cette diminution du couple moteur a provoqué une rapide diminution de la vitesse indiquée, un changement de l'inclinaison, ainsi qu'une augmentation de l'assiette et de l'incidence.

A 11h11min57, une alarme Master Warning¹⁴ s'est déclenchée brièvement.

Passant le FL150, le débit carburant et les régimes du moteur gauche ont connu une reprise transitoire (auto-relight), avec un couple moteur montant à 63% pendant une seconde, presque égalant celui du moteur droit (66%). Au même instant, la manette régime hélice gauche (CL 1)¹³ a été mise en position FTR par l'équipage. La vitesse de rotation de l'hélice gauche est tombée à zéro en trois secondes et les paramètres moteur gauche ont de nouveau chuté (TQ à 0, FF à environ 70 kg/h, NH à 75%, NL à 60%). La vitesse indiquée a diminué à 141 kt, l'assiette¹⁴ a augmenté à 9° et l'incidence locale¹⁵ à 9.6°.

Dans les 30 secondes suivantes, malgré les ordres à droite du pilote automatique, l'inclinaison de l'avion s'est accentuée vers la gauche. La vitesse indiquée minimale a atteint 128 kt, soit 10 kt en dessous du « white bug »¹⁶ (138 kt à cette masse avion), avec une assiette maximale de 9.8°, une inclinaison¹⁷ maximale de 29° et une incidence locale maximale de 15.7° (valeur proche du seuil de déclenchement du shaker (15.9°) dans cette configuration).

À 11h12min46, le pilote automatique a été désengagé. Le commandant de bord a exercé une action à piquer sur le manche au FL152, Un virage à droite a été commandé, stoppant l'augmentation de l'inclinaison vers la gauche et inversant le roulis vers la droite. Ce roulis s'est stabilisé autour de 15° gauche pendant cinq secondes.

À 11h12min57, l'amortisseur de lacet (Yaw Damper)¹⁸ a été désengagé et la gouverne de direction a fortement corrigé vers la droite (de 3.5° à 13° en une seconde). Le cap magnétique a atteint un minimum de 196°, l'inclinaison maximale vers la droite 13°.

À 11h13min22 et 11h13min53, deux alarmes Master Warning « ENG FIRE 1 » successives ont été déclenchées pendant la reprise du contrôle de l'avion. Au même instant, le débit carburant (FF) et les régimes du moteur gauche ont chuté jusqu'à zéro.

¹⁹ Flight Idle : position de puissance moteur minimale en vol.

²⁰ Position RAMP : La manette de puissance peut être sortie du cran « notch » vers la position « Ramp ». Cela va fournir une puissance moteur additionnelle en fonction du delta ISA (limite mécanique ou thermodynamique.)

Entre 11h16min26 et 11h17min20, le pilote automatique a été engagé puis désengagé, avec une descente du FL130 au FL128. Le taux de descente et l'assiette ont été diminués. La vitesse indiquée a augmenté. La manette de puissance du moteur gauche (PL 1) a été ramenée en position Flight idle ¹⁹, tandis que celle du moteur droit a été poussée à la position RAMP ²⁰ le régime hélice droit (NP) atteignant ainsi 100%. L'équipage a par la suite appliqué la procédure ENG FIRE.

De 11h19min11 à 11h27min47, les enregistrements montrent que les modes du PA ont été ALT, NAV, V/S et LNAV, avec des ajustements successifs de la vitesse verticale, de la vitesse indiquée (entre 130 et 158 kt). On enregistre également des activations ponctuelles de la fonction TCS accompagnées de modifications du réglage du tab de l'aileron gauche.

Au moins 2 alertes « FUEL LOW LEVEL » ont été identifiées dans une vidéo réalisée dans le cockpit au cours du vol.

Enfin, à 11h57min44, après environ une heure et dix minutes de vol, L'équipage a atterri sans incident sur la piste 17 de l'aéroport de Pointe-Noire (FCPP). Les passagers ont été débarqués à 12h05 par la porte principale.



Fig. 1 Trajectoire du TN-AKA issue des données du QAR

1.2 Dommages à l'aéronef

Sans objet.

1.3 Renseignements sur le personnel

1.3.1 Équipage de conduite

1.3.1.1 Commandant de bord

Homme, 57 ans, de nationalité cubaine.

- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 04 janvier 2023 et valable jusqu'au 30 janvier 2024
- Compétence linguistique en langue anglaise de niveau 4 valide jusqu'au 30 novembre 2026

- Licence
 - Licence ATPL A délivré le 13 février 2020 par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC)
 - Certificat de validité de la licence ATPL A du 05 janvier 2023 valide jusqu'au 30 janvier 2024, délivré par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC)
 - Certificat de membre d'équipage délivré le 05 janvier 2023, par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC), valide jusqu'au 05 janvier 2025
 - Autorisation de vol ANAC délivré le 17 juillet 2023 et valide jusqu'au 31 juillet 2023
- Qualifications
 - Règles de vol aux Instruments (IFR) valide jusqu'au 30 janvier 2024
 - De type ATR72 valide jusqu'au 30 janvier 2024
- Stage
 - Stage CRM réalisé le 17 novembre 2022
- Contrôle
 - Dernier contrôle hors ligne réalisé le 13 janvier 2023 au simulateur
 - Dernier contrôle en vol réalisé le 23 novembre 2022
- Expérience
 - totale : 5553 heures de vol, dont 3085 en qualité de commandant de bord
 - sur type : 2498 heures de vol, dont 1658 en qualité de commandant de bord
 - dans les 3 derniers mois : 63 heures
 - dans les 7 derniers jours : 31 heures

1.3.1.2 Co-pilote

Homme, 60 ans, de nationalité cubaine.

- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 24 octobre 2022 et valable jusqu'au 30 octobre 2023
- Compétence linguistique en langue anglaise de niveau 4 valide jusqu'au 02 mars 2026
- Licence
 - Licence ATPL A délivré le 12 novembre 2020 par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC)
 - Certificat de validité de la licence ATPL A du 04 janvier 2023 valide jusqu'au 30 octobre 2023, délivré par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC)
 - Certificat de membre d'équipage délivré le 05 janvier 2023, par l'institut de l'aviation civile de Cuba (INACC), valide jusqu'au 31 janvier 2025
 - Autorisation de vol ANAC délivré le 17 juillet 2023 et valide jusqu'au 31 juillet 2023
- Qualifications
 - Règles de vol aux Instruments (IFR) valide jusqu'au 30 octobre 2023
- Stage
 - Stage CRM réalisé le 23 novembre 2022
- Contrôle

- Dernier contrôle hors ligne réalisé le 13 janvier 2023 au simulateur
- Dernier contrôle en vol réalisé le 10 novembre 2022
- Expérience
 - totale : 11229 heures de vol, dont 7348 en qualité de commandant de bord
 - sur type : 5478 heures de vol, dont 2611 en qualité de commandant de bord
 - dans les 3 derniers mois : 66 heures
 - dans les 7 derniers jours : 31 heures

1.3.2 Équipage de cabine

Femme, 53 ans, de nationalité cubaine.

- Licence
 - Certificat de validité émis le 20 février 2023 par l'institut de l'aviation civile de cuba (INACC) valide jusqu'au 28 février 2024,
 - Validation de licence par l'ANAC émise le 17 juillet 2023, valide jusqu'au 04 novembre 2023
- Qualifications
 - De type ATR72-212A , instructeur examinateur

Femme, 47 ans, de nationalité cubaine

- Licence
 - Certificat de validité de la licence délivré le 17 novembre 2022 par l'institut de l'aviation civile de cuba (INACC) et valide jusqu'au 17 novembre 2023,
 - Validation de licence délivrée le 17 juillet 2023 par l'ANAC et valide jusqu'au 15 janvier 2024
- Qualifications
 - De type ATR72-212A

1.3.3 Technicien de maintenance

Homme, 41 ans, de nationalité tunisienne.

- Dernière visite d'aptitude médicale effectuée le 26 aout 2022 et valide jusqu'au 22 aout 2024
- Licence
 - Licence délivré le 18 juin 2007 par le ministère des transports
 - APRS délivré le 19 juillet 2023 et valide jusqu'au 13 janvier 2024
- Qualifications
 - De type ATR42/72 (PW 120) valide jusqu'au 22 aout 2024

1.4 Renseignements sur l'aéronef

L'avion de type ATR72-212A est un aéronef bimoteur turbopropulseur pressurisé produit par ATR, détenteur d'un certificat de type dans la catégorie transport.

L'aéronef est doté d'hélices à 6 pales en matériau composite, à pas variable, qui permettent une mise en drapeau complète et une inversion de poussée.

L'aéronef concerné par l'événement de sécurité a été fabriqué en 2008 et précédemment immatriculé TS-LBE et exploité par la compagnie aérienne Tunisair Express.

L'aéronef dispose d'une immatriculation provisoire congolaise délivrée le 20 juin 2023 et valide jusqu'au 20 septembre 2023.

Son certificat de navigabilité délivré par l'agence nationale de l'aviation civile (ANAC), le 07 juillet 2023, est valide jusqu'au 06 juillet 2024.

Il a été inséré dans la liste de flotte de la compagnie Africa Airlines le 14 juillet 2023 et a effectué son premier vol commercial le 17 juillet 2023.

Les dossiers examinés indiquent que l'aéronef était certifié, équipé et à jour de son cycle d'entretien. Le tableau ci-dessous résume son statut de maintenance :

Type de visite	Observations
C3/8Y, 16000FH/4Y 8000FH/4Y	Réalisée le 29/03/2016 par Rheinland Air Service Potentiel de l'aéronef : 14066 :37 FH et 15384 FC
1A, 2A, 3A, 4A, 1C, 2C, 4C, 4Y, 8Y, 12Y	Réalisée le 24/03/2021 par Sabena Technics Potentiel de l'aéronef : 18182FH et 19395FC
3MO/600FC, 1Y	Réalisée le 08/12/2022 par Tunisair Technics Potentiel de l'aéronef : 18185.45 FH et 19396 FC
2Y	Réalisée le 25/01/2023 par Tunisair Technics Potentiel de l'aéronef : 18186.45 FH et 19397 FC

1.4.1 Cellule

Constructeur	ATR
Type	ATR 72-212A
Numéro de série	794
Immatriculation	TN-AKA
Mise en service	2008
Utilisation au 29/07/2023	18248.37 FH / 19450 FC
Utilisation depuis la dernière grande visite	61.52 FH / 53FC

1.4.2 Moteurs

Le moteur concerné, installé à gauche (#1), de type PW127M, appartient à la famille des turbopropulseurs Pratt & Whitney Canada PW100. Il dispose de trois arbres coaxiaux et mécaniquement indépendants :

- le premier arbre (LP) est constitué d'un compresseur radial basse pression entraîné par une turbine basse pression à un étage ;
- le deuxième arbre (HP) est constitué d'un compresseur radial haute pression entraîné par une turbine haute pression à un étage ;
- le troisième arbre (PT) qui entraîne l'hélice via la boîte de réduction, est entraîné par une turbine de puissance à deux étages.

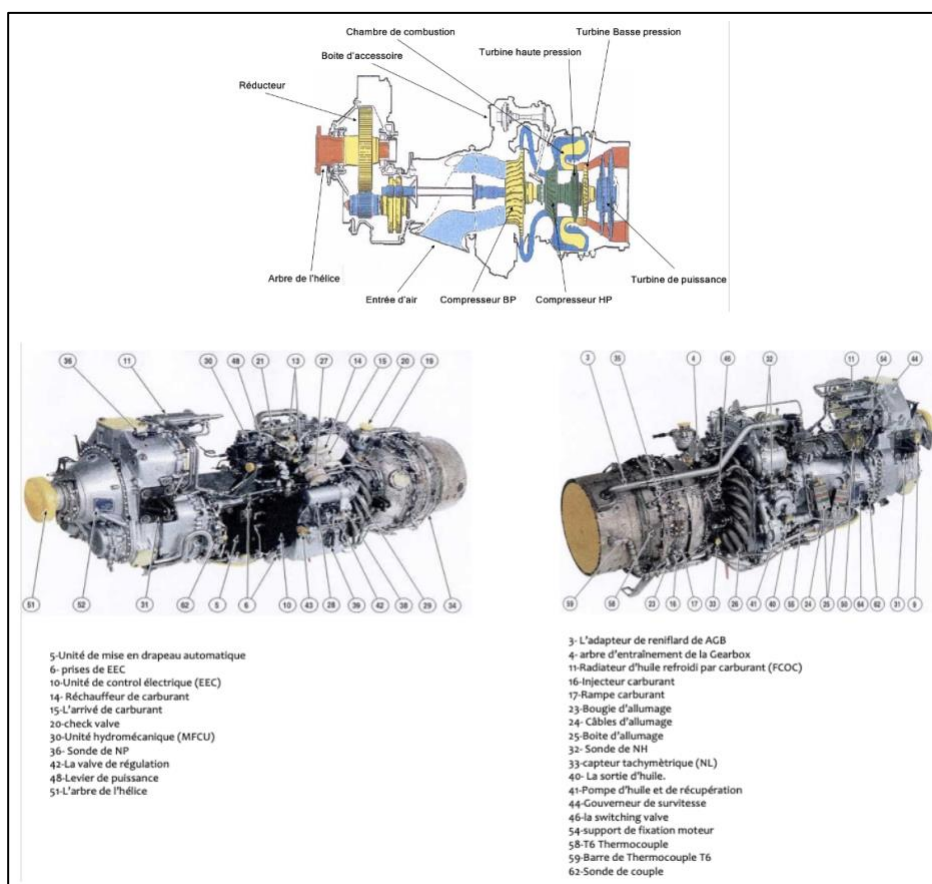


Fig. 2 Schémas du Moteur PWC 127

Le moteur concerné, installé à gauche (#1), de numéro de série EBo309, cumule 16398 heures et 17932 cycles de vol depuis sa fabrication.

Déposé de l'aéronef TS-LBE (précédente immatriculation de l'aéronef) en raison d'une odeur d'huile au cockpit, ce moteur subi une visite de maintenance entre avril et novembre 2019, réalisée par l'organisme de maintenance Standard Aero.

La maintenance réalisée par Standard Aero a notamment porté sur les inspections boroscopiques du moteur, les inspections des sections chaudes (HSI) et la réparation des modules turbomachine et réducteur.

Sa réinstallation sur TS-LBE est intervenue en février 2021 au cours d'une grande visite de maintenance de l'aéronef réalisée par Sabena Technic.

Au moment de l'événement, il cumulait 61.52 heures et 53 cycles depuis sa dernière révision.

1.4.3 Système carburant moteur

Le système carburant moteur assure l'alimentation du moteur en carburant dans toutes les configurations et les régimes possibles et dans toutes les conditions de fonctionnement.

Il est constitué des composants suivants :

- la pompe à carburant ;
- le régulateur mécanique de carburant (HMU/MFCU) ;
- l'unité de contrôle électronique (EEC) ;
- le réchauffeur carburant;
- le transmetteur de débit carburant;
- le radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC) ;
- le diviseur de débit;
- les injecteurs;
- le réservoir de drainage;
- l'assemblage filtre;
- l'indicateur FF/FU;
- l'indicateur « FUEL CLOG » ;
- l'indicateur de température de carburant.

1.4.3.1 Principe de fonctionnement du système carburant

A partir du réservoir de l'avion, par l'intermédiaire de pompes, le carburant est dirigé vers le réchauffeur de carburant en passant par un filtre, puis vers la pompe principale de carburant du moteur ; de cette dernière, le carburant est dirigé vers le régulateur mécanique de carburant (MFCU).

Les composants du MFCU (les valves et les déclencheurs de dispositifs électriques, hydrauliques, pneumatiques et mécanique) modulent le débit et la pression de carburant du moteur. Le MFCU est commandé et surveillé par l'unité de contrôle électronique (EEC) en opération normale et peut être commandé manuellement en cas de panne de l'EEC.

Le débit de carburant modulé passe par un débitmètre puis par le radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC), le diviseur de débit et enfin par les injecteurs.

Lorsque le débit de carburant fourni par le système est supérieur à celui dont le moteur a besoin, le surplus est renvoyé à l'entrée de la pompe carburant.

Après l'arrêt moteur, le carburant résiduel est retourné vers un réservoir de drainage de carburant et puis revient à l'entrée de la pompe carburant du moteur.

1.4.4 Système de détection incendie

Chaque moteur est équipé d'un système de détection incendie qui consiste en :

- deux boucles continues de détection (câbles), identiques et montées en parallèle, installées au niveau de la nacelle du moteur ;
- une unité de contrôle de détection incendie (FDCU).

Ce système surveille l'intérieur des nacelles des moteurs et prévient les pilotes en cas de valeur anormalement élevée ou d'augmentation rapide de la température de l'air. Le principe de détection est basé sur la variation des résistances et des capacités des câbles avec la température.

Le voyant rouge ENG FIRE²¹ s'allume au poste de pilotage lorsque la température dépasse une valeur seuil sur les deux boucles ou sur une seule boucle si l'autre est en défaut. Le voyant reste allumé tant que la température mesurée dans la nacelle est supérieure à cette valeur seuil. Si un court-circuit se produit sur une des deux boucles, une indication de panne est signalée au poste de pilotage.

1.4.5 Performance

1.4.5.1 Procédure ENG FIRE

La procédure ENG FIRE de la compagnie et du constructeur ATR demande à l'équipage, en cas de déclenchement de l'alarme d'incendie, d'effectuer les actions suivantes, de mémoire :

- (1) arrêter le moteur,
- (2) tirer la poignée coupe-feu puis,
- (3) si la condition persiste (la poignée coupe-feu reste allumée), décharger le premier agent d'extinction du moteur 10 secondes après avoir tiré la poignée coupe-feu et si la condition persiste, décharger le deuxième agent d'extinction du moteur 30 secondes après avoir déchargé le premier.

²¹ Alarme ENG FIRE => Alarme sonore répétitive, MASTER WARNING clignotant rouge, voyant rouge ENG FIRE 1 au poste de pilotage, poignée coupe-feu associée en rouge, indication FUEL SO allumée rouge sur la manette hélice associée.

²² Manettes de puissance (PL) - Ces manettes commandent la puissance de chaque moteur. Chaque manette de puissance est reliée mécaniquement à le régulateur mécanique de carburant qui contrôle le débit carburant du moteur (HMU) et au PVM. En vol, la plage d'utilisation varie de la puissance maximum d'urgence (butée avant) jusqu'au ralenti vol (FI)

Manettes de régulation (CL) - Ces manettes commandent le passage en drapeau (FTR) et la coupure carburant des moteurs (FUEL SO) et régulent la vitesse de rotation des hélices. En position « AUTO » la vitesse de rotation d'hélice est régulée en fonction du sélecteur de puissance.

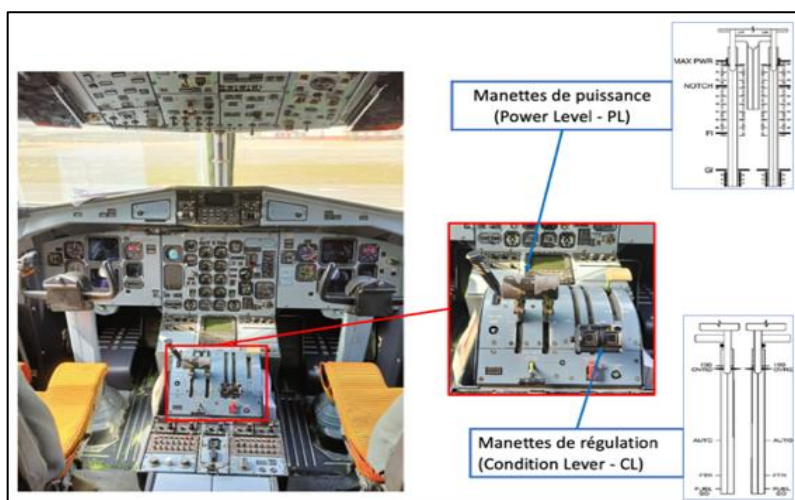


Fig. 3 Manettes de puissance et de régulation (Cockpit TN-AKA)

- (4) La procédure demande « d'atterrir dès que possible » et d'appliquer la procédure « vol sur un moteur ».

ATR 0794 / 75 AFM	PROCEDURES NON NORMAL OPERATIONS EMERGENCY PROCEDURES	PRO.NNO.EMR Page n°11
ENG 1(2) FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE IN FLIGHT a82963a0-d9b0-43e1-a30e-b607b9a30dc1 04 MAR 2021 APPROVED		
► PL (affected ENG)..... F		
► CL (affected ENG)..... FTR THEN FUEL S.O.		
► FIRE HANDLE (affected ENG)..... PULL		
■ If fire persists after 10 s		
► AGENT 1 (affected ENG)..... DISCH		
■ If fire persists 30 s after AGENT 1 DISCH		
► AGENT 2 (affected ENG)..... DISCH		
► LAND ASAP		
► ATC..... NOTIFY		
► ENG (affected) : DO NOT RESTART		
► SINGLE ENG OPERATION procedure (A70.12) APPLY		

ATR 0794 / 75 AFM	PROCEDURES NON NORMAL OPERATIONS ABNORMAL PROCEDURES	PRO.NNO.ABN Page n°48
70.2 ONE ENGINE INOPERATIVE ENG 1(2) FLAME OUT IN FLIGHT a82963a0-d9b0-43e1-a30e-b607b9a30dc1 21 OCT 2016 APPROVED		
► PL (affected ENG)..... F		
■ If NH drops below 30 % (no immediate relight)		
► CL (affected ENG)..... FTR THEN FUEL S.O.		
■ If damage suspected		
► FIRE HANDLE (affected ENG)..... PULL		
► LAND ASAP		
► SINGLE ENG OPERATION procedure (A70.12) APPLY		
■ If no damage suspected		
► ENG RESTART IN FLIGHT procedure (A70.09) APPLY		
■ If not successful		
► LAND ASAP		
► SINGLE ENG OPERATION procedure (A70.12) APPLY		

1.4.5.2 Gestion de la panne par l'équipage

Lors des interviews, l'équipage a déclaré avoir appliqué les actions suivantes après l'apparition de l'alarme ENG FIRE sur le moteur gauche (#1):

- (1) tirer la poignée coupe-feu
- (2) décharger les deux agents d'extinction du moteur 10 secondes et 30 secondes après la survenue de l'alarme,
- (3) arrêter le moteur ;
- (4) appliquer la procédure « vol sur un moteur »

Les actions de mémoires appliquées n'ont pas été appliquées conformément à la procédure constructeur et compagnie visée au 1.4.5.1.

L'enregistreur de données de vol (Cf. 1.1) indique qu'entre le déclenchement de l'alarme Master Warning et l'arrêt moteur, la manette de puissance est restée sur NOTCH (75°).

La manette de puissance n'a pas été ramenée sur flight idle (FI).

1.4.6 Masse et centrage

Lors de l'événement, la masse et le centrage de l'aéronef étaient dans les limites définies par le constructeur.

1.5 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques observées étaient celles rapportées par le bulletin météorologique de l'aéroport Agostinho Neto publié à 10h00 UTC:

Direction et vitesse du vent : 150° et 6 kt

Nuages et visibilité : nuages rares (1/8 à 2/8) à 1000 pieds

Température : 24 °C

Point de rosée : 20 °C

Pression au niveau de la mer (QNH) : 1 017 hPa

1.6 Aides à la navigation

Les moyens d'aides à la navigation étaient opérationnels au moment de l'incident.

1.7 Télécommunications

Au moment de l'incident, l'équipage était respectivement en communication avec les tours de contrôle de Brazzaville et de Pointe Noire.

Les moyens de communications étaient opérationnels au moment de l'incident.

1.8 Renseignements sur les aérodromes

Aéroport de Brazzaville (aéroport de départ)

L'aérodrome Maya Maya de Brazzaville dispose d'une (01) piste asphaltée (05/23) mesurant 3.300 mètres de longueur et 45 mètres de largeur.

Aéroport de Pointe-Noire (aéroport d'arrivée)

L'aérodrome Agostinho Neto de Pointe Noire dispose d'une (01) piste asphaltée (17/35) mesurant 2.620 mètres de longueur et 45 mètres de largeur.

1.9 Enregistreurs de bord

L'aéronef était équipé d'un enregistreur phonique (CVR) et d'un enregistreur de données de vol (FDR) conformément à la réglementation en vigueur.

- FDR

- Modèle : FA2100
- Numéro de type : 2100-4043-00
- Numéro de série : 000177292

- CVR

- Modèle : FA2100
- Numéro de type : 2100-1020-02
- Numéro de série : 000268221

Les informations relatives à l'enregistreur phonique (CVR) concernant cet incident ont été remplacées par celles enregistrées lors des travaux de recherche de pannes réalisés après le vol. Le manque de données CVR a entravé la capacité de l'équipe d'enquête à obtenir une compréhension complète de l'incident notamment les communications de l'équipage lors de la gestion de la panne et l'environnement acoustique du poste de pilotage.

Seules les données du FDR extraites à travers l'enregistreur à accès rapide (Quick access recorder - QAR) ont été exploitées par l'équipe d'enquête.

1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Sans objet.

1.11 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.12 Incendie

Les données de vol issues du QAR indiquent qu'une alarme Master Warning s'est déclenchée.

Les pilotes témoignent de l'apparition de l'alarme feu moteur. Lors de la gestion de la panne, l'équipage a actionné les deux extincteurs du moteur # 1.

1.13 Essais et recherches

Après le vol, la recherche de pannes effectuée par l'équipe de maintenance de l'exploitant a relevé le code de panne 28 lié à l'unité de contrôle électronique (EEC) du moteur 1. Les inspections de maintenance au sol ont permis d'identifier un plug 415VCA(J11) desserré.

Suite à l'exploitation des données extraites de l'enregistreur de données de vol, plusieurs actions de maintenance ont été recommandées par les constructeurs ATR et PWC, notamment : la boroscopie des sections chaudes, l'inspection du compresseur basse pression, les tests opérationnels des commandes de vol, la vérification des indicateurs de quantité de carburant et le remplacement notamment de l'accéléromètre trois axes, de la sonde 15 QT et de la pompe carburant.

L'enquête a mené à la réalisation des examens suivants :

- Test du Régulateur mécanique de carburant (HMU/MFCU) ;
- Test de la pompe d'alimentation carburant (Feeder Jet Pump);
- Test de la sonde (fuel probe).
- Test de l'amortisseur de lacet (yaw damper) ;

1.13.1 Test du Régulateur mécanique de carburant (HMU/MFCU)

L'unité de contrôle modulaire du carburant (MFCU) a été soumise à une inspection visuelle, des essais électriques, ainsi qu'à des tests fonctionnels sur banc selon les prescriptions du manuel de maintenance Honeywell (CMM 73-20-61).

Visuellement, le MFCU présentait des surfaces externes propres avec un arbre de transmission libre. Les leviers de commande étaient mobiles sur toute leur course et les connecteurs électriques étaient intacts, malgré la présence de quelques débris sur la face du joint.

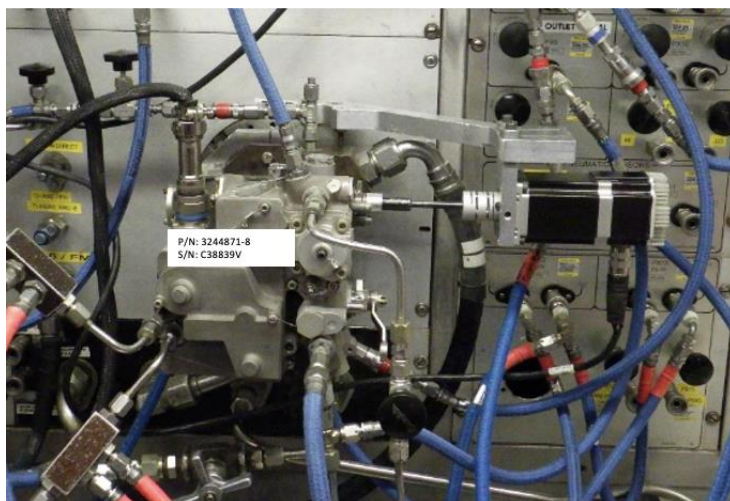


Fig. 4 Régulateur mécanique de carburant (MSN C38839V)

La majorité des fils de sécurité et scellés étaient conformes, sauf un fil de sécurité desserré au niveau d'un contre-écrou.

Les tests électriques ont confirmé que les résistances des bobines, isolations et enroulements étaient conformes aux spécifications. Cependant, les essais sur banc ont mis en évidence plusieurs écarts par rapport aux limites du CMM : fuites d'air au niveau de l'arbre de torsion, pressions de régulateur trop élevées ou débits carburant mesurés inférieurs aux minima prescrits.

Après ces premiers essais, le MFCU a été calibré selon les procédures standards, permettant de rétablir les paramètres dans les tolérances. Une inspection interne n'a révélé aucun défaut majeur, hormis un unique débris sur la face d'entrée d'un orifice, sans obstruction des filtres. Les joints et soufflets internes étaient en bon état et étanches.

Aucun défaut susceptible d'empêcher le fonctionnement normal du MFCU n'a été identifié avant l'événement.

1.13.2 Test de la pompe d'alimentation carburant (Feeder Jet Pump)

La pompe a fait l'objet d'un déballage et d'une inspection visuelle, révélant un état général satisfaisant. Néanmoins, plusieurs non-conformités ont été notées : absence de frettage conforme aux normes, manque de scellés de garantie et éléments de fixation manquants ou inappropriés, notamment sur les bouchons de soupapes. Ces observations indiquent une intervention non documentée préalable à la pompe, corroborée par des marques de démontage.

Les essais fonctionnels menés selon le CMM ont validé l'étanchéité et le seuil d'ouverture des clapets anti-retour.

À la pression de 2,2 bars, les performances étaient conformes aux critères de débit. À 1 bar, un débit d'échantillon inférieur aux spécifications a été relevé, conduisant au démontage de la pompe. L'inspection interne a confirmé l'absence d'anomalies majeures, hormis une usure localisée et l'absence d'agent de collage sur un injecteur.

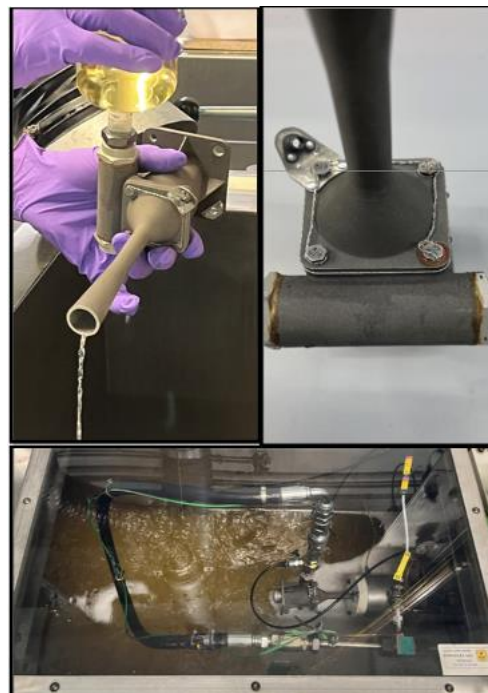


Fig. 5 Pompe d'alimentation carburant, MSN NT7137

La pompe présente des éléments de non-conformité mécanique et un débit insuffisant à faible pression, nécessitant une réparation avant remise en service. Les performances globales restent toutefois compatibles avec les exigences de fiabilité.

1.13.3 Test de la sonde carburant (Fuel probe)

La sonde carburant a été inspectée visuellement et dimensionnellement, sans défaut apparent. Des essais de résistance d'isolement et de capacité ont été réalisés conformément au CMM, incluant une mesure spécifique avec immersion carburant simulant les conditions opérationnelles.

Les valeurs mesurées pour la capacité électrique, la résistance du compensateur thermique, ainsi que le fonctionnement du détecteur de niveau bas ont été conformes aux spécifications techniques. Aucun dysfonctionnement n'a été constaté lors des tests additionnels en immersion.

La sonde carburant était en état conforme et fonctionnait normalement au moment de l'inspection.

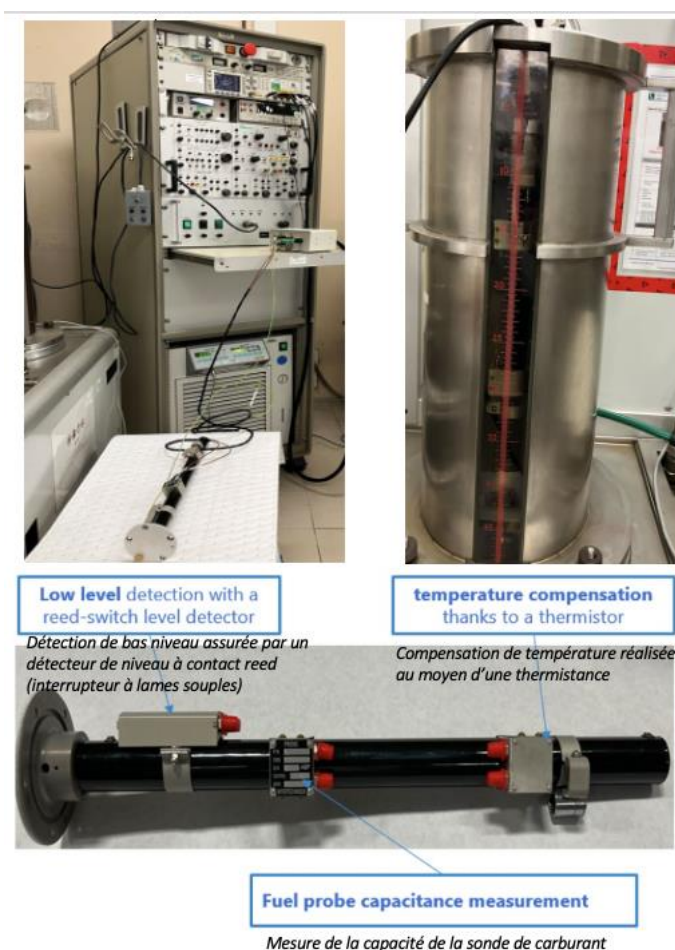


Fig. 6 Sonde de carburant, MSN 3649

1.13.4 Test de l'amortisseur de lacet (yaw damper)

L'historique du servo a montré une modification effectuée en 2013 par Honeywell et une inspection visuelle sans anomalie par Sabena Technics en 2020.

À la réception, l'inspection externe n'a pas révélé de corrosion majeure, mais une légère usure mécanique a été constatée sur certaines pièces. Lors des essais fonctionnels, une rupture électrique interne a été détectée, entraînant un blocage mécanique du tambour lors de la mise sous tension.

Le démontage a permis de localiser le blocage au niveau de l'arbre moteur principal, rendu immobile par une corrosion importante à l'intérieur du tachymètre. Un fil de masse cassé dans un câble blindé fissuré ainsi qu'une vis inappropriée installée dans le boîtier ont été identifiés, pouvant avoir contribué à la défaillance.

Le blocage interne du servo résultait d'une corrosion importante du tachymètre, associée à une défaillance mécanique et électrique. Ces éléments ont vraisemblablement limité les capacités de contrôle latéral lors du vol.

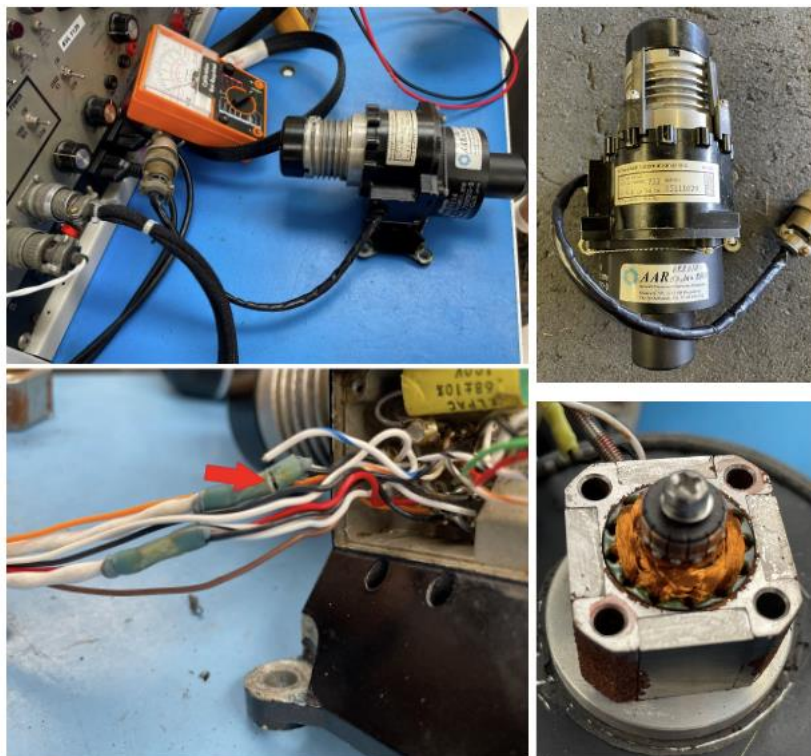


Fig. 7 Amortisseur de lacet, MSN 85111079

1.14 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.14.1 Africa Airlines

La compagnie Africa Airlines est certifiée par l'agence nationale de l'aviation civile du Congo (ANAC) pour le transport commercial des passagers. Son certificat de transporteur aérien (CTA), numéro CG-CTA-008, est valide jusqu'au 08 août 2024.

Elle effectue du transport aérien commercial de passagers en national et dispose de deux aéronefs inscrits sur sa liste de flotte (B737-300 et ATR 72-212A).

L'ATR 72-212A (TN-AKA) a été inséré dans la liste de flotte de la compagnie Africa Airlines le 14 juillet 2023.

1.14.2 Organisation de la maintenance

Africa Airlines réalise le suivi du maintien de la navigabilité de son aéronef suivant les dispositions de son manuel de spécification de maintenance de l'exploitant (MME).

Au moment de l'événement, l'exploitant ne disposait pas d'un programme d'entretien de l'aéronef approuvé par l'ANAC.

L'aéronef est entretenu par l'organisme de maintenance Africa Airlines, détenteur d'un agrément émis par l'agence nationale de l'aviation civile (ANAC).

Cet organisme est autorisé à réaliser la maintenance en ligne et les visites de type A des aéronefs inscrits sur la liste de flotte de la compagnie.

Les spécifications du domaine d'agrément de l'organisme de maintenance Africa Airlines, pour la maintenance de l'ATR 72, intégrées le 17 juillet 2023, sont valides jusqu'au 28 novembre 2023.

1.14.3 Les services de la Circulation Aérienne

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

1.14.4 Les services météorologiques

La fourniture des services de météorologie aéronautique est assurée par l'Agence pour la Sécurité de la Navigation Aérienne en Afrique et Madagascar (ASECNA).

2 ANALYSE

2.1 Analyse de la vidéo réalisée par l'équipage dans le cockpit

Une séquence vidéo d'une durée de 59 secondes, enregistrée dans la cabine de pilotage, a été analysée dans le cadre de l'évaluation des actions de l'équipage et du comportement de l'aéronef à la suite de l'arrêt en vol d'un moteur.

Outre les deux pilotes, deux autres personnes étaient présentes dans le cockpit pendant toute la durée de l'enregistrement, avec la porte restée ouverte. Cette configuration est non conforme à la réglementation nationale, ainsi qu'aux prescriptions du FCOM (LIM.5) et du PRO.NOP.NSU.52, qui exigent la fermeture et le verrouillage de la porte avant le roulage.

Les images révèlent un déséquilibre entre les réservoirs gauche et droit, demeurant toutefois dans la tolérance de 200 kg en configuration monomoteur (QRH A28.08 / A28.06).

Bien que la quantité totale de carburant soit restée supérieure à 160 kg, deux alertes "FUEL LOW LEVEL" ont retenti. Il s'agissait d'alertes secondaires cohérentes avec un compartiment nourrice non rempli.

La réponse de l'équipage à ces alertes ne respectait pas les recommandations du Flight Crew Training Manual (FCTM, juin 2023), révélant un écart entre les référentiels de formation et la pratique observée.

Une gestion inappropriée du roulis latéral a été relevée. L'indicateur de lacet (« white ball ») présentait une déviation persistante vers la gauche, sans correction apparente par action au palonnier ni par ajustement des trims, malgré une configuration monomoteur nécessitant une coordination rigoureuse.

En effet l'indication de trim ne reflète que la charge sur le ressort, et non la position effective des palonniers, ce qui peut induire une mauvaise interprétation. Ce mode de gestion s'écarte des consignes décrites dans le FCOM (PRO.NOP.NSU.22.2) et le QRH (A22.01), et a pu influencer la dynamique de vol.

Le PF, occupant le siège droit, ne maintenait pas les pieds sur les palonniers, en contradiction avec les recommandations de formation en configuration monomoteur, où un contact continu est requis pour garantir le contrôle directionnel. Ce relâchement a probablement contribué au maintien de la dissymétrie de lacet.

La fonction Touch Control Steering (TCS) a toutefois été utilisée conformément à la procédure, permettant une prise temporaire de contrôle sans désengagement de l'autopilote. De même, le levier PWR MGT était correctement placé en MCT (Max Continuous Thrust) après l'extinction moteur, conformément aux procédures standards.

L'organisation des tâches entre le PF et le PM ne correspondait pas aux principes de coordination du FCTM, ce qui a pu altérer l'efficacité de la gestion de

l'événement. Par ailleurs, une discordance a été observée entre l'horloge de bord et les données du DFDR, rendant la corrélation temporelle plus complexe.

L'analyse de la séquence met en lumière plusieurs écarts en lien avec la gestion du cockpit, la coordination de l'équipage, la conduite en situation anormale et l'application des procédures. Ces écarts ont conduit à l'extinction du moteur gauche en vol et ont pu influencer de manière défavorable les actions de l'équipage en réponse à cette extinction.

2.2 Analyse des données de vol

- Décollage et montée en mode IAS – de 10 h 48 à 11 h 08 min 05

L'avion décolle de l'aéroport de Brazzaville (FCBB) à 10h48 (heure locale) à destination de l'aéroport de Pointe-Noire (FCPP). Le commandant de bord, assis en place gauche, est PF et l'officier pilote de ligne, assis en place droite, est PM. Le sélecteur Weight rotary selector est sur la position 21,5 T.

Lors du décollage, la position de la gouverne de direction est d'environ 2° à droite. Le paramètre YAW TRIM POSITION a une valeur de -3.1°.

Analyse :

Le paramètre YAW TRIM POSITION représente la position de l'actionneur du ressort du tab de compensation des efforts et non la position du tab lui-même. À une valeur de -3.1° correspond une indication en cockpit de 0, c'est-à-dire un alignement du tab avec la gouverne de direction.

L'avion n'est pas équipé de fonction « auto-trim » sur les axes de roulis et de lacet. Il revient au pilote en fonction de régler correctement les tabs de compensation sur ces deux axes en centrant l'indicateur de dérapage à l'aide, en premier lieu, du réglage du tab de la gouverne de direction.

À 10 h 50 min 51, le pilote automatique est engagé alors que l'avion passe 3500 ft en montée. Les modes de guidage actifs sont le mode IAS avec une vitesse indiquée sélectionnée de 170 kt et le mode HDG avec un cap sélectionné de 272°. L'altitude sélectionnée est le FL160.

Trois secondes plus tard, un message d'avertissement (paramètre ADVISORY DISPLAY UNIT CAUTION ACTIVE) apparaît sur l'ADU. Il disparaît à 10 h 51 min 38 au moment où la fonction TCS (Touch Control Steering) est activée. Durant cette période, l'avion est incliné d'environ 5° à gauche et le cap magnétique est compris entre 272° et 276°. Les valeurs du paramètre LEFT ROLL TRIM POSITION diminuent, passant de 1.4 DOT à 0.9 DOT, puis à 0.2 DOT.

Analyse :

Le paramètre LEFT ROLL TRIM POSITION représente la position de l'actionneur du ressort du tab de compensation des efforts et non la position du tab lui-même.

même. Il est enregistré en DOT. La valeur de 0 DOT correspond au neutre, c'est-à-dire un alignement du tab avec l'aileron gauche. Une valeur positive correspond à une compensation dans le sens d'un virage à gauche.

L'avion vole avec une inclinaison d'environ 5° gauche et la gouverne de direction tournée d'environ 2° à droite, tout en suivant un cap magnétique à peu près constant. Le vol est donc dissymétrique avec un dérapage à gauche.

Aucun paramètre QAR n'indique quel message d'avertissement est affiché sur l'ADU. Se référant à la section 2.2 du présent rapport, les messages d'avertissement RETRIM ROLL L WING DN et AILERON MISTRIM sont visibles sur l'ADU au moment où la vidéo a été réalisée.

Étant donné la dissymétrie du vol et les actions enregistrées sur la commande de réglage du tab de l'aileron gauche, il est probable que le message d'avertissement affiché à cet instant sur l'ADU corresponde à l'un des deux messages visibles sur la vidéo : RETRIM ROLL L WING DN ou AILERON MISTRIM.

Extrait FCOM § PRO.NOP.NSU.22 :

 0794 / 75 FCOM	PROCEDURES NORMAL OPERATIONS NORMAL SYSTEM USE	PRO.NOP Page n°08
--	---	-------------------------------------

cont'd... >>>

- LATERAL TRIM with autopilot engaged
 - o Trim on ROLL axis is inhibited when there is no RETRIM ROLL request set on ADU
 - o As there is no auto-trim on both ROLL and YAW axis, it is the flight crew duty to maintain lateral trimming when speed or power is substantially changed. this is primarily achieved by maintaining the slip indicator (ball) centered by use of rudder trim
 - o The autopilot will indicate only roll out of trim, by a message (RETRIM ROLL L (OR R) WING DN). When this message is displayed on ADU, and if the roll trim position is at a normal setting ($< \pm 1$ dot):
 - Check and trim first if necessary yaw axis using small input technique
 - Monitor the effect on ball for at least 10 s before any additional input
 - If ADU message is still active when the ball is centered: trim roll axis, monitoring carefully direction and duration of roll trim input. However, trim input in the incorrect direction is inhibited.
 - o If excessive lateral trim is required or AILERON MISTRIM message is displayed on ADU:
 - DISCONNECT AP, HOLDING FIRMLY THE CONTROLS
 - FLY MANUALLY BEFORE ADJUSTING LATERAL TRIMS
 - The autopilot can be reengaged following adjustment of the lateral trims.

La fonction TCS (Touch Control Steering) permet lorsqu'elle est activée (en pressant le bouton dédié situé sur le volant) de prendre temporairement le contrôle manuel de l'avion sans désengager les modes actifs. Lorsque la fonction est désactivée le pilotage automatique reprend avec la nouvelle référence (VS ou IAS ou Pitch).

L'activation de la fonction TCS ne désengage pas l'amortisseur de lacet (Yaw Damper).

Extrait FCOM § DSC.22.1 :

ATR	DESCRIPTION	DSC.22.1
0794 / 75 FCOM	AUTO FLIGHT GENERAL	Page n°11

cont'd... >>>

③ **Touch Control Steering (TCS) pb**

The flight crew presses this pb in order to temporary take manual control of the aircraft.
AP arrows turn off on AFCS control panel.

Basic AP Mode	Press the TCS pb in the basic mode will cause the AP to change the pitch and roll references. The reference attitude will be the aircraft's new pitch and roll attitude (within limits) at the time the TCS pb is released. Pitch attitude resynchronization limits are +/-15 °. If the button is released with a pitch attitude greater than +/-15 ° the aircraft will return to 15 ° and maintain that attitude. If the TCS pb is released at bank angles less than 6 ° the system will level the wings and, at wings level will fly the existing heading. If the bank angle is greater than 6 ° but less than 35 ° at TCS pb release, the AP will maintain the bank angle. At bank angles greater than 35 ° the aircraft will return to 35 ° and the AP will maintain 35 °.
Modes linked to air data reference	Action on TCS pb during ALT HOLD, VS HOLD mode, or IAS HOLD modes will resynchronize the air data command reference without disengaging the mode. Action of TCS pb during IAS or VS mode will generate a dashed IAS or VS reference message on ADU.
In all other modes	A TCS pb activation will simply enable the flight crew to take manual control of the aircraft without disengaging the mode.

Lorsque la fonction TCS est activée, les deux flèches ambre d'engagement du pilote automatique disparaissent, un message blanc « TCS ENG » est affiché sur l'ADU et un message ambre « TCS ENG » est affiché sur les EADIs. Les messages d'avertissement affichés à l'ADU relatifs à un problème de compensation (par exemple RETRIM ROLL L (R) WING DN ou AILERON MISTRIM) disparaissent.

À 10 h 51 min 38, la fonction TCS est activée pendant quatre secondes. Le pilote automatique est désengagé temporairement. Les ailerons sont ramenés vers la position neutre et l'avion s'incline progressivement vers la droite, passant de 4.6° gauche à 3.5° droite. Le cap magnétique augmente de 272° à 277° en huit secondes.

Durant cette période, le réglage du tab de l'aileron gauche (paramètre LEFT ROLL TRIM POSITION) augmente de 0.2 DOT à 0.6 DOT.

À 10 h 51 min 42, le pilote automatique est à nouveau actif. L'avion s'incline à nouveau vers la gauche, passant de 3.5° droite à 11.3° gauche en sept secondes. Le cap magnétique diminue de 277° à 273° en six secondes.

Analyse :

Avec le mode de guidage HDG engagé, le pilote automatique va ordonner un mouvement des ailerons pour atteindre et maintenir le cap sélectionné. Il ne cherche pas à obtenir une inclinaison nulle.

À 10 h 51 min 44, un message d'avertissement apparaît de nouveau sur l'ADU, suivi treize secondes après par l'activation de la fonction TCS et la modification du réglage du tab de l'aileron gauche.

Cette séquence se reproduit à plusieurs reprises tout au long de la montée entraînant de légères oscillations en roulis et des variations de cap comprises entre 5° et 10°.

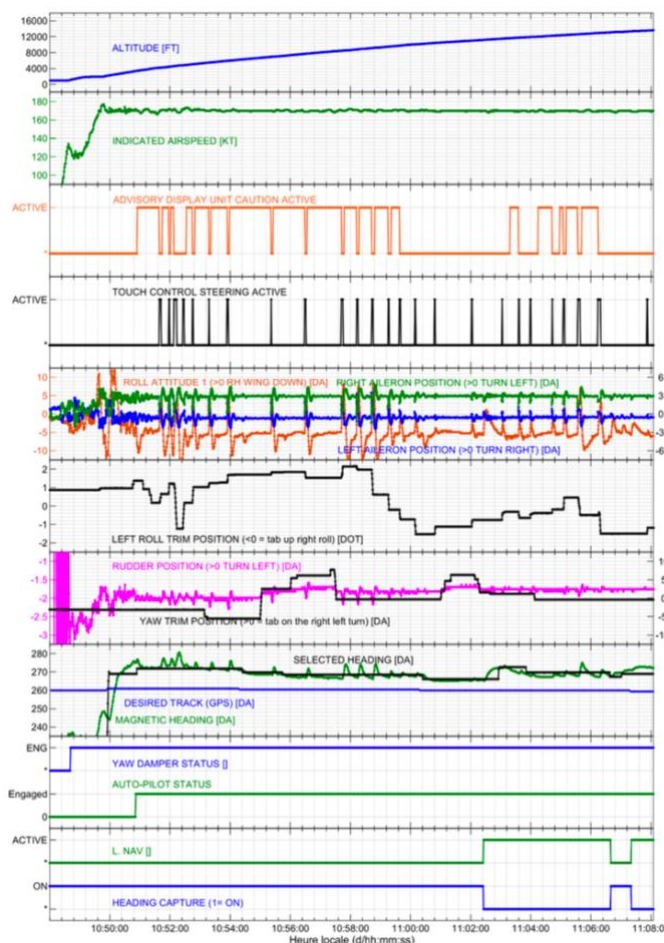
À 10 h 53 min 08, la position de l'actionneur du ressort du tab de la gouverne de direction diminue passant de -3.1° à -5.1° puis -5.5°. Une minute et cinquante-deux secondes plus tard, il augmente, passant de -5.5° à 2.5°.

Analyse :

L'équipage modifie la position de l'actionneur du ressort du tab de la gouverne de direction (paramètre YAW TRIM POSITION) probablement afin de répondre aux messages d'avertissement affichés sur l'ADU relatifs à la compensation de l'avion.

La modification de la position de l'actionneur du ressort du tab de la gouverne de direction (paramètre YAW TRIM POSITION) devrait entraîner un mouvement de la gouverne de direction. Or, la position de cette dernière enregistrée dans les données QAR ne montre quasiment aucun changement à ces instants-là, signe d'un dysfonctionnement sur la chaîne de commande de lacet.

À 11 h 02 min 25, le mode de guidage latéral passe du mode HDG au mode LNAV. Le cap magnétique augmente dans un premier temps puis diminue et se stabilise à 267°.



À 11 h 06 min 39, le mode de guidage latéral passe du mode LNAV au mode HDG. Le cap sélectionné est de 267° puis 269°. Environ quarante secondes après, le mode de guidage latéral est de nouveau LNAV. Le cap magnétique se stabilise à 268°.

- **Montée en mode V/S jusqu'à l'extinction du moteur gauche – de 11 h 08 min 05 à 11 h 11 min 30**

À 11 h 08 min 05, le mode de guidage V/S est engagé à la place du mode IAS. L'avion passe le FL136 en montée. La vitesse verticale sélectionnée est de +200 ft/min et la vitesse indiquée est de 170 kt, en augmentation.

À 11 h 09 min 15, la vitesse verticale sélectionnée augmente à +600 ft/min. L'avion passe alors le FL139 en montée. La vitesse indiquée est de 178 kt et commence à diminuer jusqu'à 168 kt.

À 11 h 10 min 30, la vitesse verticale sélectionnée diminue à +300 ft/min. L'avion passe alors le FL145 en montée. La vitesse indiquée se stabilise à 170 kt.

Analyse :

Lorsque le mode V/S est engagé en montée, il est important de surveiller la vitesse attentivement car si le taux de montée sélectionné est trop important, la vitesse va diminuer continuellement. Sans réaction de l'équipage, le pilote automatique se désengage lorsque la vitesse atteint le seuil d'activation de l'alarme de décrochage et du stick shaker.

Pour cette raison, il est recommandé dans le FCOM d'utiliser en montée le mode IAS plutôt que le mode V/S.

Extrait FCOM § PRO.NOP.NSU.22.3.4 :

NSU.22.3.4 Climb

6544d41e-58ec-4fcb-b9a3-5837f6ce5a48

16 JUN 2017

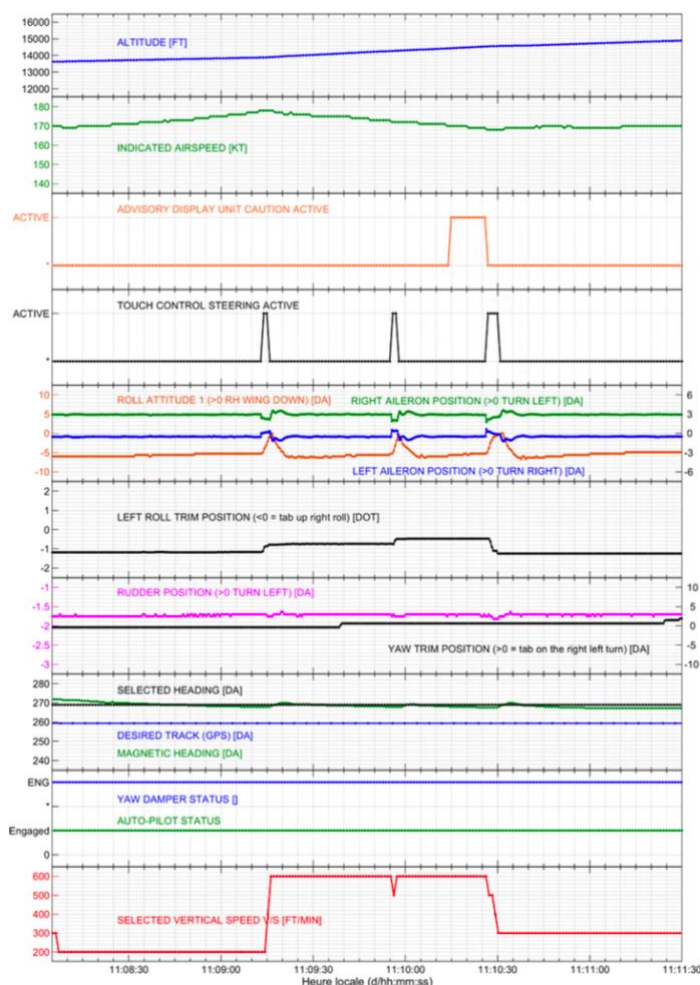
Use IAS with climb speed (or VS) with associated target values set by pitch wheel. IAS mode should be preferred to VS mode, unless a vertical speed constraint is given by ATC.

CAUTION

The flight crew must always monitor IAS carefully, especially in VS and PITCH modes as well as during ALT* phase.

Note

- 1) During climb in VS or PITCH mode with a rate exceeding the aircraft performance the airspeed will continuously decrease
- 2) When climbing in turbulences and/or vertical wind gradient conditions, ALT* mode can be engaged with a VS exceeding the aircraft performance capability, and then IAS may significantly decrease before reaching the selected Altitude
- 3) In both case, AP will disengage automatically when stall alert is activated.



- **Extinction du moteur gauche jusqu'au désengagement du pilote automatique – de 11 h 11 min 30 à 11 h 12 min 46**

À 11 h 11 min 30, alors que l'avion passe le FL149 en montée, le débit carburant (FF) et le couple (TQ) délivrés par le moteur gauche diminuent rapidement jusqu'à 0. Les régimes des turbines haute (NH) et basse (NL) pression diminuent également, respectivement jusqu'à 32% et 21%. Les manettes de puissance (PL) restent sur la même position (75° qui correspond à la position Notch). Les régimes hélice (NP) restent stables à 82%.

À cet instant, la vitesse indiquée se met à diminuer rapidement. Le cap magnétique passe de 267° à 258°. L'assiette et l'incidence augmentent.

L'inclinaison de l'avion vers la gauche augmente jusqu'à 7.7° puis le pilote automatique agit sur les ailerons afin d'incliner l'avion vers la droite jusqu'à environ 3°. La gouverne de direction est également légèrement inclinée vers la droite, passant de -1.7° à -2.5°.

Analyse :

La perte de puissance sur le moteur gauche a entraîné une dissymétrie de traction entre l'hélice gauche et l'hélice droite provoquant un mouvement de lacet et une inclinaison vers la gauche.

À 11 h 11 min 57, une alarme Master Warning se déclenche pendant 1 à 2 secondes.

L'avion passe le FL150 avec une vitesse indiquée de 154 kt, une assiette de 6.5° et une incidence locale d'environ 6.7°.

Analyse :

Se référant aux entretiens, l'équipage indique que l'alarme Master Warning qui s'est déclenchée à cet instant est l'alarme ENG FIRE du moteur gauche. Les constatations faites sur l'avion après l'atterrissage à Pointe-Noire montrent qu'aucun incendie ne s'est déclaré à l'intérieur du moteur gauche.

Les différentes alarmes générant un Master Warning ne sont pas enregistrées dans le QAR.

Deux hypothèses en lien avec un problème moteur peuvent être émises :

- *L'alarme ENG 1 FIRE associée à un manque de ventilation nacelle en raison de la diminution de la vitesse air (IAS) et de la puissance moteur;*
- *L'alarme ENG 1 OIL associée à une baisse de pression d'huile du moteur gauche en raison de la diminution du régime NH. La pompe huile est entraînée par l'arbre haute pression du moteur. Cette alarme est inhibée lorsque la manette de gestion du régime hélice CL (condition lever) est mise en position FUEL SO (Fuel Shut Off).*

Au même instant, le FF du moteur gauche augmente légèrement jusqu'à environ 50 kg/h. Le NH et le NL augmentent également. L'inclinaison de l'avion est alors de 0.5° droite.

Analyse :

Le redémarrage automatique (auto-relight) du moteur gauche est amorcé.

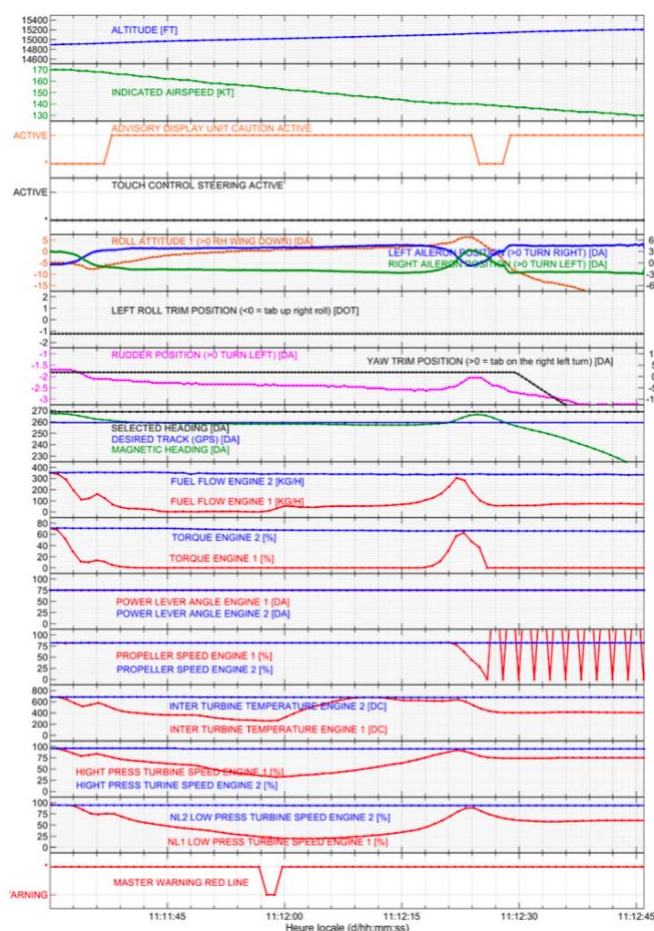
À 11 h 12 min 18, le TQ du moteur gauche augmente rapidement et transitoirement jusqu'à 63% (pendant une seconde). Le TQ du moteur droit est de 66%. Le FF, le NH et le NL du moteur gauche augmentent également jusqu'à des valeurs proches de celles du moteur droit. La vitesse indiquée est de 141 kt. L'assiette est de 9° et l'incidence locale de 9.6°.

L'inclinaison à droite augmente jusqu'à 6.3° et le cap magnétique augmente de 258° à 266°.

Au même moment, le NP de l'hélice gauche se met à diminuer rapidement. Il atteint la valeur de 0 en trois secondes. Les paramètres du moteur gauche diminuent à nouveau. Le TQ diminue jusqu'à 0, le FF, le NH et le NL se stabilisent respectivement autour de 70 kg/h, 75% et 60%.

Durant les 30 secondes suivantes, l'inclinaison de l'avion augmente vers la gauche alors qu'un ordre à droite est commandé par le pilote automatique. Elle passe de 6° droite à environ 30° gauche. Le cap magnétique diminue continuellement jusqu'à 215°.

De 11 h 12 min 29 à 11 h 12 min 38, la position de l'actionneur du ressort du tab de la gouverne de direction (paramètre YAW TRIM POSITION) change de 1.9° à -18.1°. Durant cette période, la position de la gouverne de direction ne change quasiment pas.



- **Désengagement du pilote automatique jusqu'à son réengagement – de 11 h 12 min 46 à 11 h 19 min 11**

À 11 h 12 min 46, le pilote automatique est désengagé et le commandant de bord exerce une action à piquer sur le manche. L'avion se trouve au FL152. La vitesse indiquée atteint un minimum de 128 kt. L'assiette maximale enregistrée est de 9.8° et l'incidence locale maximale enregistrée est de 15.7°.

Analyse :

La valeur maximale de l'incidence locale enregistrée (15.7°) est proche du seuil de déclenchement de l'alarme de décrochage et de l'activation du stick shaker (15.9°).

Le commandant de bord commande un virage à droite. L'augmentation de l'inclinaison vers la gauche s'arrête et le roulis s'inverse vers la droite. L'inclinaison est stabilisée dans un premier temps autour de 15° gauche pendant cinq secondes.

À 11 h 12 min 57, l'amortisseur de lacet (Yaw Damper) est désengagé. Au même moment, la position de la gouverne de direction passe de 3.5° droite à 13.7° droite en une seconde. Le cap magnétique atteint un minimum de 196°. L'inclinaison de l'avion augmente jusqu'à 13.7° droite au bout de cinq secondes.

À 11 h 13 min 22, une alarme *Master Warning* se déclenche pendant environ 20 secondes.

L'avion passe le FL146 en descente avec une vitesse indiquée de 140 kt et une assiette de 5°. L'incidence locale est d'environ 12°.

À la fin de cette alarme, le FF du moteur gauche diminue jusqu'à 0. Le NH et le NL diminuent également.

Analyse :

L'alarme Master Warning émise à cet instant pourrait être l'alarme ENG 1 FIRE due à l'augmentation de la température à l'intérieur de la nacelle du moteur gauche toujours en fonctionnement. Cette augmentation de température pourrait s'expliquer par une diminution de la ventilation en raison :

- *Du passage de l'hélice en drapeau ;*
- *De la diminution de la vitesse (IAS) et de l'augmentation de l'incidence (AOA).*

L'équipage a déclaré avoir appliqué les actions suivantes après l'apparition de l'alarme ENG FIRE sur le moteur gauche :

- *Tirer la poignée coupe-feu ;*
- *Décharger les deux agents d'extinction du moteur 10 secondes et 30 secondes après la survenue de l'alarme ;*
- *Arrêter le moteur ;*
- *Appliquer la procédure « vol sur un moteur ».*

Les actions (memo items) attendues dans la procédure ENG 1(2) FIRE IN FLIGHT (cf. FCOM § PRO.NNO.EMR.70) sont :

ENG 1(2) FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE IN FLIGHT	
[a82963e0-d9d-43e1-a31e-b607b9a30dc1] 04 MAR 2021	
E70.02	ENG 1(2) FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE IN FLIGHT
▶ PL (affected ENG)..... FI ▶ CL (affected ENG)..... FTR THEN FUEL S.O. ▶ FIRE HANDLE (affected ENG)..... PULL	
<i>Fire handle light remains on as long as a fire is detected.</i>	
■ If fire persists after 10 s 10 s delay enables airflow to decrease, which result in a better efficiency of the agent ▶ AGENT 1 (affected ENG)..... DISCH ■ If fire persists 30 s after AGENT 1 DISCH ▶ AGENT 2 (affected ENG)..... DISCH	
▶ LAND ASAP ▶ ATC..... NOTIFY ▶ ENG (affected) : DO NOT RESTART ▶ SINGLE ENG OPERATION procedure (A70.12) APPLY	

ADDITIONAL INFORMATION

bcb03f5-bb37-4278-b96d-3756d4d0254f

01 SEP 2022

To ensure sufficient nacelle ventilation and prevent ENG 1(2) FIRE warning, ATR recommends to plan and to perform a standard 3 ° to 5 ° descent flight path from top of descent, in clean configuration, IAS 240 kts.

Another way to increase nacelle ventilation is to maintain TQ above 10%.

In case these recommendations are not followed, the nacelle ventilation is reduced and the nacelle temperature may reach the engine fire detection threshold triggering the ENG FIRE warning.

L'action sur la poignée coupe-feu entraîne en particulier la mise en drapeau de l'hélice (feather) et la fermeture de la valve basse pression de carburant.

La manette de gestion du régime hélice CL (condition lever) permet également de mettre l'hélice en drapeau (sur la position FTR) et de fermer l'arrivée du carburant (sur la position FUEL SO).

À 11 h 13 min 53, une alarme *Master Warning* se déclenche à nouveau pendant environ 30 secondes. L'avion passe le FL144 en descente avec une vitesse indiquée de 141 kt et une assiette de 7.5°.

Analyse :

Les deux hypothèses qui peuvent être émises concernant cette alarme Master Warning sont :

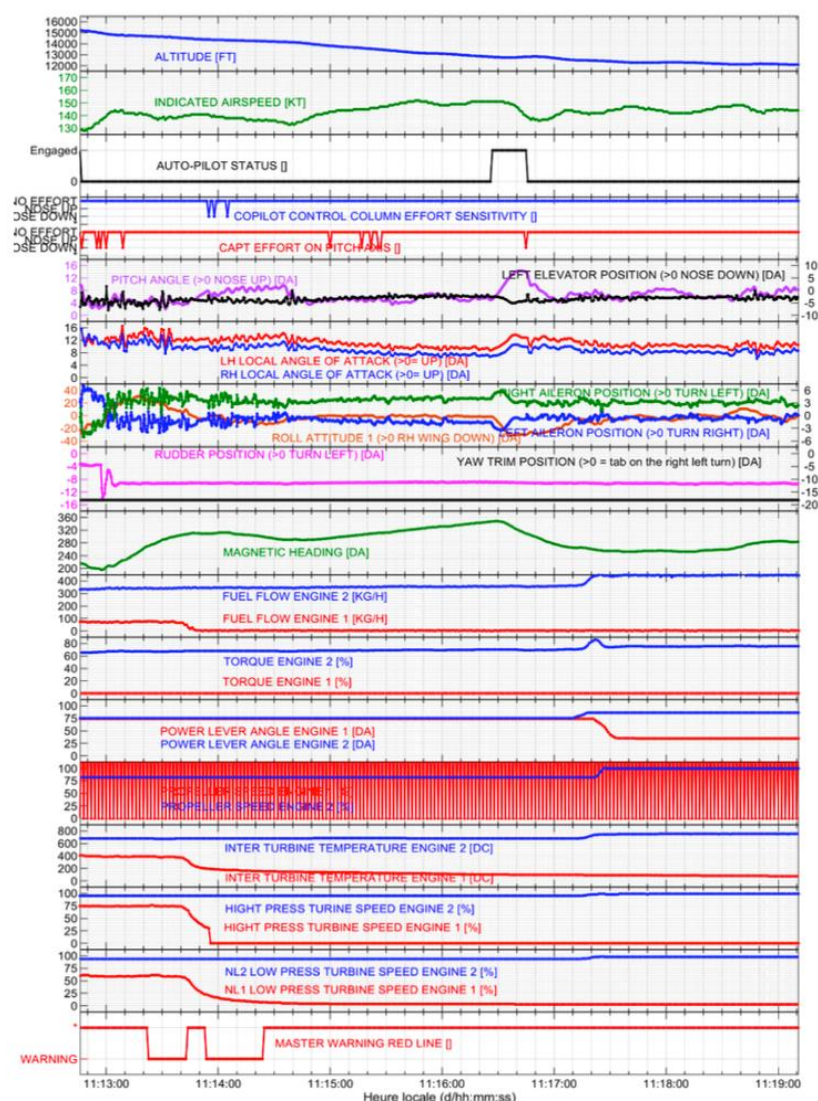
- *L'alarme ENG 1 FIRE associée à un manque de ventilation nacelle en raison de la vitesse air (IAS) faible, de l'incidence élevée et de l'hélice en drapeau;*
- *L'alarme ENG 1 OIL associée à une baisse de pression d'huile du moteur gauche en raison de la diminution du régime NH. La pompe huile est entraînée par l'arbre haute pression du moteur. Cela suppose également que la manette de gestion du régime hélice CL (condition lever) n'ait pas déjà été mise en position FUEL SO (Fuel Shut Off).*

À 11 h 16 min 26, le pilote automatique est engagé pendant 19 secondes avec les modes de guidage ALT et LNAV. L'avion passe le FL128 en descente avec une vitesse indiquée de 151 kt. L'altitude sélectionnée est le FL130.

Le pilote automatique commande une assiette à cabrer. L'assiette augmente de 5° à 14° en treize secondes. La vitesse indiquée diminue jusqu'à 136 kt.

À 11 h 16 min 45, le pilote automatique est désengagé. Le commandant de bord applique une action à piquer sur le manche. L'assiette de l'avion diminue et atteint 5°. La vitesse indiquée augmente vers 145 kt.

À 11 h 17 min 20, la manette de puissance du moteur gauche est déplacée sur la position *Flight Idle* (35°) et celle du moteur droit est poussée vers l'avant jusqu'à la position RAMP (86°). Le NP du moteur droit augmente jusqu'à 100%.



- **Réengagement du pilote automatique jusqu'à l'atterrissage à Pointe-Noire (FCPP) – de 11 h 19 min 11 à 11 h 57 min 44**

À 11 h 19 min 11, le pilote automatique est engagé. Les modes de guidage actifs sont le mode ALT avec une altitude sélectionnée au FL120 et le mode NAV.

À 11 h 22 min 53, le mode de guidage V/S est engagé avec une vitesse verticale sélectionnée de -400 ft/min et une altitude sélectionnée au FL100. La vitesse indiquée est à cet instant de 130 kt.

À 11 h 23 min 53, un message d'avertissement apparaît sur l'ADU. L'avion passe le FL117 en descente avec une vitesse indiquée de 144 kt.

À 11 h 24 min 36, le taux de descente sélectionné diminue à -300 ft/min. La vitesse indiquée a augmenté jusqu'à 152 kt. L'avion passe le FL115 en descente.

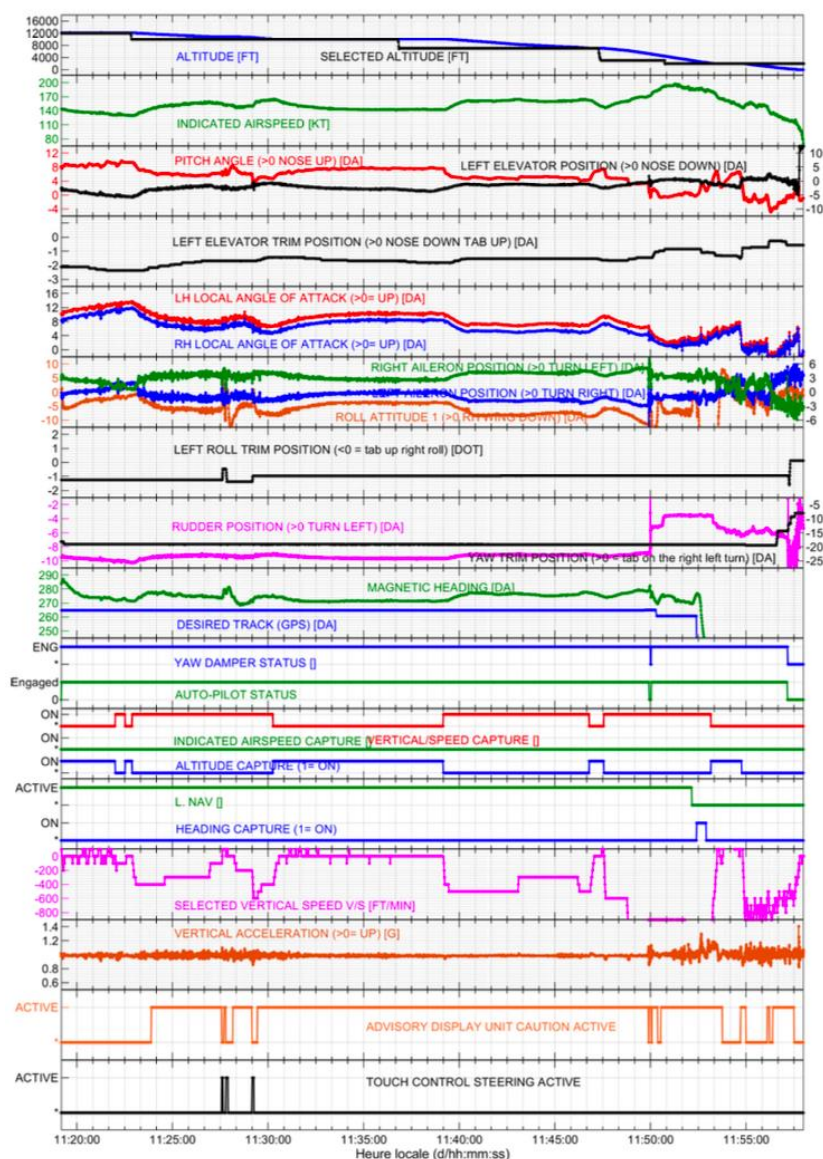
À 11 h 26 min 59, le taux de descente sélectionné diminue à -100 ft/min. L'avion passe le FL108 en descente avec une vitesse indiquée de 158 kt.

Analyse :

La vidéo analysée à la section 2.2 se déroule à cette période du vol. On y aperçoit les modes de guidage LNAV et V/S engagés avec une vitesse verticale sélectionnée de -100 ft/min et une altitude sélectionnée de 10 000 ft. Sur l'une des images, on peut voir l'altimètre affichant 10 720 ft. Le message d'avertissement RETRIM ROLL L WING DN est affiché sur l'ADU. Une autre image montre le message TCS ENGAGE affiché sur l'ADU.

À 11 h 27 min 34, la fonction TCS est activée pendant quatre secondes. Elle est activée de nouveau à 11 h 27 min 47 pendant sept secondes. Lors de ces deux phases d'activation de la fonction TCS, on observe une modification du réglage du tab de l'aileron gauche.

À 11 h 57 min 44, après environ une heure et 10 minutes de vol, l'avion se pose sur la piste 17 de l'aéroport de Pointe-Noire (FCPP) sans autre incident.



2.3 Analyse des effets d'un vol prolongé de l'avion avec une inclinaison d'au moins 5° sur l'approvisionnement des moteurs en carburant

Le système carburant de l'ATR est conçu autour d'un circuit qui transfère le carburant des réservoirs principaux vers un réservoir intermédiaire, appelé feeder tank, situé entre les nervures 4 et 5 de chaque aile. Ce feeder tank, d'une capacité de 200 litres (soit environ 160 kg de carburant à densité standard), est conçu pour demeurer plein en vol par l'action d'une pompe jet de transfert, alimentée par le système carburant moteur. En cas de défaillance de cette pompe, une pompe électrique de secours prend le relais afin d'assurer la continuité de l'alimentation.

Au moment du vol, l'aéronef embarquait un total de 1800 kg de carburant, répartis à parts égales entre les ailes. Après la consommation enregistrée au sol (environ 45 kg par moteur), la masse de carburant estimée au décollage était de 160 kg dans chaque feeder tank et de 695 kg dans chaque réservoir principal.

L'analyse des données du vol jusqu'à l'extinction du moteur gauche (environ 23 minutes après décollage) montre que l'aéronef a évolué, de manière prolongée dans les conditions suivantes:

- un angle moyen de roulis de 5° à gauche, associé à une inclinaison latérale (sideslip)²² ;
- un angle moyen de tangage de 6° ;
- des manœuvres de roulis répétitives induites par l'autopilote ;
- une flexion marquée de l'aile gauche vers le bas, modifiant localement la géométrie du réservoir.

Sur la base de ces paramètres observés, une simulation du comportement du carburant a été réalisée par le constructeur ATR, en prenant pour hypothèse une masse de 700 kg dans le réservoir principal gauche. L'analyse a mis en évidence qu'une inclinaison latérale prolongée de l'aéronef entraînait une modification de la répartition du carburant à l'intérieur du réservoir, susceptible de provoquer une interruption temporaire de l'alimentation en carburant par la pompe, dont le point d'aspiration (situé entre les nervures 5 et 6) n'était plus immergé.

Cette situation a empêché la pompe de fonctionner normalement et de transférer le carburant vers le feeder tank gauche. Celui-ci a donc cessé d'être alimenté pendant le vol.

Le moteur gauche, toujours en fonctionnement, a continué à consommer les 160 kg de carburant présents dans le feeder tank, jusqu'à déclencher l'alerte de bas niveau via le capteur de seuil. Une fois ce volume réduit, l'alimentation carburant du moteur gauche est devenue insuffisante, conduisant à une extinction du moteur.

²² Sideslip latéral - inclinaison de l'axe longitudinal de l'aéronef par rapport à la trajectoire réelle, entraînant un glissement de l'aéronef sur le côté.

Les conditions de vol observées, caractérisées par une inclinaison latérale (sideslip) prolongée avec un roulis moyen de 5° vers la gauche, ont compromis le fonctionnement normal de la pompe de transfert du réservoir principal gauche. Le réservoir intermédiaire gauche (feeder tank) n'a donc pas été réalimenté et s'est progressivement vidé sous l'effet de la consommation du moteur. Cette situation a entraîné une interruption de l'alimentation en carburant du moteur gauche, alors même que le réservoir principal gauche disposait encore du carburant.

3 CONCLUSIONS

3.1 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 :

1. L'équipage du vol TN-AKA détenait les licences et qualifications requises, mais les pilotes n'étaient pas à jour de leur contrôle en ligne ;
2. Le vol s'est déroulé de jour, dans des conditions météorologiques favorable à l'exploitation ;
3. Le commandant de bord était pilote aux commandes (PF), toutefois la coordination et la répartition des tâches entre le PF et le pilote surveillant (PM), telles qu'observées durant la séquence analysée, ne respectaient pas les prescriptions du Flight Crew Training Manual (FCTM);
4. L'exploitant ne disposait pas d'un programme d'entretien approuvé et le manuel d'exploitation de l'aéronef utilisé ne contenait pas toutes les dispositions relatives à l'exploitation de l'aéronef nouvellement intégré dans la liste de la flotte (ATR 72-212A, TN-AKA);
5. L'aéronef possédait un certificat de navigabilité valide au moment du vol.
6. Le vol s'est effectué avec une inclinaison latérale d'environ 5° vers la gauche.
7. Le mode Vertical Speed (V/S) a été activé lors de la montée, en lieu et place du mode IAS recommandé.
8. Plusieurs messages d'alerte liés au réglage des trims sont apparus sur l'ADU, indiquant un roulis mal compensé.
9. L'indicateur de lacet (« white ball ») n'était pas centré, et aucune correction active au palonnier n'a été observée en configuration monomoteur
10. Plusieurs alarmes Master Warning se sont déclenchées au cours du vol, notamment une alarme ENG FIRE associée au moteur gauche, sans toutefois qu'un incendie ait été confirmé à l'inspection post-vol.
11. Une vidéo de 59 secondes, enregistrée dans la cabine de pilotage pendant l'événement, montre que:
 - quatre personnes étaient présentes dans le cockpit,
 - la porte du cockpit est restée ouverte durant toute la séquence,
 - l'absence de correction active du sideslip via l'indicateur de lacet
12. L'alarme FUEL LOW LEVEL s'est déclenchée à deux reprises alors que la quantité de carburant affichée était supérieure à 160 kg, indiquant une interruption d'alimentation du feeder tank en raison d'une défaillance du circuit carburant.
13. Le moteur gauche a subi une perte de puissance complète (FF et TQ à 0), liée à une interruption de l'alimentation en carburant en vol.

14. Les actions de l'équipage à la suite de l'alarme ENG FIRE ne correspondaient pas intégralement aux prescriptions de la procédure QRH ENG 1(2) FIRE IN FLIGHT.
15. L'amortisseur de lacet a été retrouvé défaillant, présentant une corrosion interne au niveau du tachymètre ainsi qu'un câble de masse rompu dans un blindage mécaniquement endommagé.

Faits établis quant aux risques

1. Une inclinaison latérale prolongée de l'aéronef peut entraîner une vidange asymétrique des feeder tank, risquant de compromettre temporairement l'alimentation en carburant d'un moteur, notamment lorsque la quantité disponible est faible et que la pompe ne fonctionne pas de manière optimale.
2. Le recours au mode "Vertical Speed" (VS) du pilote automatique en phase de montée, sans surveillance rigoureuse de la trajectoire, peut induire une instabilité latérale progressive, rendant difficile le maintien du cap et favorisant un déséquilibre asymétrique en vol.
3. Une coordination insuffisante de l'équipage en situation anormale peut compromettre la mise en œuvre rapide et appropriée des procédures, favoriser des interprétations erronées des signes de défaillance et aggraver l'évolution de l'évènement.
4. La présence de personnes non essentielles dans le poste de pilotage ainsi que le maintien de la porte cockpit ouverte pendant une phase critique peuvent perturber la concentration de l'équipage, altérer la qualité des communications internes, réduire l'efficacité de la gestion de la situation et accroître les risques en matière de sûreté.
5. L'absence de détection, lors des inspections de maintenance, de défaillances techniques latentes (corrosion, rupture de continuité électrique, montage de pièces inappropriées) peut compromettre la fiabilité d'équipements critiques en vol.

3.2 Cause et facteurs contributifs

3.2.1 Cause principale

L'extinction du moteur gauche résulte d'une interruption de l'alimentation en carburant. Cette situation est liée à une évolution prolongée avec une inclinaison latérale d'environ 5 degrés non corrigé, qui a perturbé le transfert de carburant vers le feeder tank. Cette dissymétrie, combinée à un niveau de carburant réduit dans ce compartiment, a conduit à l'arrêt de l'alimentation moteur et à la perte de puissance.

3.2.2 Facteurs contributifs

1. L'utilisation prolongée du mode « Vertical Speed » (VS) du pilote automatique sans surveillance amène l'avion à des incidences proches de l'incidence de décrochage. Il peut également favoriser une instabilité latérale progressive, rendant le maintien d'un vol coordonné et stable et pouvant affecter le transfert du carburant.
2. L'absence de correction effective du dérapage latéral (sideslip) observée sur l'indicateur de lacet (« white ball ») a maintenu une dissymétrie aérodynamique, accentuant le déséquilibre du transfert carburant et la charge de travail de l'équipage.
3. Une coordination insuffisante entre le pilote aux commandes et le pilote surveillant, notamment dans la répartition des tâches et la gestion des alertes, a retardé la mise en œuvre adéquate des procédures d'urgence.
4. La présence de deux personnes non essentielles dans le poste de pilotage, ainsi que le maintien de la porte cockpit ouverte durant la phase critique, ont perturbé la concentration des pilotes et altérer la communication interne, affectant la qualité de la gestion de l'anomalie et la prise de décision.
5. La présence d'un amortisseur de lacet présentant une corrosion interne et un câble de masse rompu, non détectés lors des opérations de maintenance, a altéré la commande de lacet et contribué à la difficulté de contrôle de l'aéronef.

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 Mesures de sécurité prises par le constructeur

À la suite de l'analyse des facteurs contributifs identifiés au cours de l'enquête, notamment ceux liés à la gestion du vol en configuration asymétrique et à la coordination de l'équipage, le constructeur ATR, en collaboration avec l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA), a engagé plusieurs actions correctives visant à prévenir la récurrence d'un événement similaire.

Ces actions consistent en une révision ciblée de la documentation opérationnelle, comprenant notamment le Quick Reference Handbook (QRH) et le Flight Crew Operating Manual (FCOM), afin de renforcer la sensibilisation des équipages aux risques associés au vol prolongé avec une inclinaison, en particulier concernant l'alimentation du compartiment nourrice et le risque d'extinction moteur malgré un niveau total de carburant suffisant.

Les modifications suivantes seront intégrées dans la prochaine révision du FCOM:

- **Système automatique de commande de vol (Automatic Flight Control System) – QRH A 22.1 :**

La montée en mode vitesse verticale (VS) est interdite.

22	AUTO FLIGHT
22.1	Automatic Flight Control System
3f51e871-99bf-4000-870d-9bf67278caf2 CVE Valid NO CRITERIA / NAR / NMR	
AFM DATA	
Select a FD mode before AP engagement.	
Minimum height for AP engagement after takeoff.....	100 ft
NAV mode for VOR approach with either AP or FD is authorized only if:	
- A collocated DME is available - DME HOLD is not selected.	
Minimum height for use of either AP or FD:	
- Except during takeoff or approach..... - VS or IAS mode during approach..... - CAT I APP mode.....	
	1 000 ft 160 ft 160 ft
Climb in VS mode is prohibited.	
For CAT II operation, Refer to CAT 2 APPROACH .	

- **Caractéristiques anormales en roulis (Abnormal flight characteristics in roll) – QRH A A22.01 :**

Un vol prolongé en situation non coordonnée peut entraîner la vidange du réservoir feeder et provoquer une extinction moteur.

ABN	ABNORMAL PROCEDURES
ABN.22	AUTO FLIGHT
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
462544ce-8518-4979-8578-8d2c06b887a7	
CVE Valid	
NO CRITERIA / NAR / NMR	
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
A22.01	
▶ CONTROL COLUMN & WHEEL..... HOLD FIRMLY ▶ AP..... DISENGAGE ▶ AIL AND RUDDER TRIM.....ADJUST	
<i>Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout</i>	
• When aileron and rudder trims adjusted	
AP CAN BE REENGAGED	

- **Déséquilibre des ailerons (Aileron Mistrim) – QRH A A22.03 :**

Un vol prolongé en situation non coordonnée peut vider le réservoir feeder, ce qui peut entraîner une extinction moteur même si le carburant à bord est suffisant.

ABN	ABNORMAL PROCEDURES
ABN.22	AUTO FLIGHT
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
462544ce-8518-4979-8578-8d2c06b887a7	
CVE Valid	
NO CRITERIA / NAR / NMR	
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
A22.01	
▶ CONTROL COLUMN & WHEEL..... HOLD FIRMLY ▶ AP..... DISENGAGE ▶ AIL AND RUDDER TRIM.....ADJUST	
<i>Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout</i>	
• When aileron and rudder trims adjusted	
AP CAN BE REENGAGED	

- **Blocage d'aileron (Aileron Jam) – QRH A A27.15 :**

La compensation du roulis dû à un blocage d'aileron peut provoquer un dérapage (sideslip). Un vol prolongé non coordonné peut vider le réservoir feeder et entraîner une extinction moteur, même avec suffisamment de carburant. Il convient donc de prendre en compte le temps de vol minimum vers la destination ou l'alternative.

ABN.27 FLIGHT CONTROLS

ABN.27.03 ROLL

AILERON JAM-Alert

a7c23639-35d0-41b1-8e22-28d096fd14ec		To be released
NO CRITERIA / NAR / NMR		
CONDITION	VISUAL	AURAL
Not able to operate control wheel laterally.	NIL	NIL

AILERON JAM

79c71d12-5620-4998-a017-b20d6bfa1435		To be released
NO CRITERIA / NAR / NMR		

A27.15	AILERON JAM
► MAX BANK ANGLE : 25 ° <i>Due to reduce roll efficiency.</i> ► HYD BLUE PUMP OFF <i>To decrease drag from associated extended spoilers.</i> ► HYD AUX PUMP OFF <i>To decrease drag from associated extended spoilers.</i> ► LAND AT AIRPORT WITH MINIMUM CROSSWIND • For approach ► STEEP SLOPE APPROACH (≥ 4.5 °) : PROHIBITED ► HYD BLUE PUMP ON ► HYD AUX PUMP ON CAUTION Do not extend flaps in turn. • When in landing configuration ► HYD BLUE PUMP OFF ► HYD AUX PUMP OFF • Immediately after touchdown ► HYD BLUE PUMP ON <i>To recover nose wheel steering.</i> ► HYD AUX PUMP ON <i>To recover nose wheel steering.</i>	

Additional Information

cdf0c7ad-ce2d-4489-9a3b-ee6267557a61		Valid
NO CRITERIA / NAR / NMR		

Counteract the tendency to bank due to an aileron jam can result in sideslip. Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout, even with sufficient fuel on board. Therefore, minimum flight time to destination or alternate must be considered.

- Blocage de gouverne (Rudder Jam) – QRH A A27.18 :

Un vol prolongé non coordonné peut vider le réservoir feeder et entraîner une extinction moteur.

ABN.27.04 YAW

RUDDER JAM-Alert

e8c2e5d3-1a1d-45d3-afc6-dca92ead2671		To be released
NO CRITERIA / NAR / NMR		
CONDITION	VISUAL	AURAL
Not able to operate rudder pedals	NIL	NIL

RUDDER JAM

574d1539-ade9-40a8-8851-fe33ec599bc7		CVE Valid
NO CRITERIA / NAR / NMR		

RUDDER JAM	A27.18
► DIFFERENTIAL POWER USE TO MINIMIZE SIDESLIP <i>Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout</i> • For approach ► STEEP SLOPE APPROACH (≥ 4.5 °) : PROHIBITED ► LAND AT AIRPORT WITH MINIMUM CROSSWIND ► FLAPS 30 • At touchdown before power reduction below FI ► NOSE DOWN	

- Niveau carburant bas (FUEL LO LVL) – QRH A A28.06 :

Un vol prolongé non coordonné peut vider le réservoir feeder et provoquer une extinction moteur.

ABN	ABNORMAL PROCEDURES
ABN.22	AUTO FLIGHT
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
46294Ace-8518-4979-8578-8d2c06a887a7	
CVE Valid	
NO CRITERIA / NAR / NMR	
ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS IN ROLL	
A22.01	
▶ CONTROL COLUMN & WHEEL..... HOLD FIRMLY ▶ AP..... DISENGAGE ▶ AIL AND RUDDER TRIM..... ADJUST <i>Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout</i> • When aileron and rudder trims adjusted AP CAN BE REENGAGED	

AILERON MISTRIM	
AILERON MISTRIM (ADU MESSAGE)	
33d4eb49-0a5a-45d0-b7b5-5e90d3a94181	
CVE Valid	
NO CRITERIA / NAR / 42-400, 42-500, 72-101, 72-102, 72-201, 72-202, 72-211, 72-212, 72-212A	
AILERON MISTRIM (ADU MESSAGE)	
A22.03	
▶ CONTROL COLUMN & WHEEL..... HOLD FIRMLY ▶ AP..... DISENGAGE ▶ AIL AND RUDDER TRIMS..... ADJUST <i>Extended non coordinated flight can drain the fuel feeder compartment and result in an engine flameout</i> • When aileron and rudder trims adjusted AP CAN BE REENGAGED	

Additional Information	
3ef16db5-e2ba-4f1e-8616-18844ad25377	
Valid	
NO CRITERIA / NAR / NMR	
Ailerons forces are affected by external conditions such as:	
- Prolonged exposure to severe icing - Deicing/anti icing holdover time exceeded	
Extended uncoordinated flight can drain the fuel feeder compartment. This could result in an engine flame out even with sufficient fuel on board.	

4.2 Recommandations à l'attention de l'exploitant de l'aéronef

RECO_BEA-02-2023_01 Prévention des effets du vol non coordonné et gestion des pannes

Le maintien prolongé d'une inclinaison latérale d'environ 5° peut entraîner une interruption de l'alimentation en carburant et un risque d'extinction moteur. Par ailleurs, une gestion rigoureuse des alertes système, une application stricte des procédures QRH, ainsi qu'un partage clair des tâches entre pilote aux commandes (PF) et pilote surveillant (PM), avec un contrôle actif des commandes, sont essentiels pour assurer une réponse efficace aux pannes, notamment en configuration monomoteur.

Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation recommande à Africa Airlines de renforcer la formation de ses équipages en mettant l'accent sur :

- la gestion du vol en configuration asymétrique, incluant les effets du sideslip prolongé et des inclinaisons latérales sur le transfert carburant ;
- l'utilisation appropriée des modes de pilote automatique, notamment en phase de montée, en insistant sur le respect du mode IAS recommandé et rappelant que l'utilisation du mode Vertical Speed (VS) est prohibé ;
- la coordination et la répartition claire des tâches entre pilote aux commandes (PF) et pilote surveillant (PM), en particulier lors de situations anormales, par des scénarios pratiques en simulateur ;
- l'application rigoureuse des procédures QRH, avec un entraînement régulier en simulateur visant la maîtrise des situations d'urgence, y compris en vol monomoteur.

RECO_BEA-02-2023_02 Discipline en poste de pilotage

Le maintien d'une discipline stricte en poste de pilotage, notamment en ce qui concerne l'accès au cockpit et la limitation de la présence aux seules personnes essentielles, constitue un élément fondamental pour réduire les distractions, préserver la concentration des membres d'équipage et garantir une gestion efficace des situations critiques.

Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation recommande à Africa Airlines de veiller au respect strict des règles d'accès au cockpit en limitant la présence aux seules personnes essentielles durant toutes les phases critiques de vol, tout en renforçant les actions de sensibilisation et les contrôles pour limiter les perturbations susceptibles d'altérer la performance de l'équipage et compromettre la sécurité et la sûreté des opérations.

4.3 Recommandation à l'attention de l'autorité de l'aviation civile

RECO_BEA-02-2023_03 Mise en œuvre effective des procédures d'intégration des aéronefs dans la liste de flotte et de supervision des contrôles de compétences des pilotes

L'exploitation d'un nouvel aéronef par un détenteur de certificat de transporteur aérien, avec un programme d'entretien non approuvé par l'autorité de l'aviation civile, un manuel d'exploitation ne tenant pas compte des spécificités de l'aéronef et l'absence de réalisation des contrôles en ligne des pilotes, expose à des risques accrus d'inadéquation des procédures et de non-conformité réglementaire, compromettant ainsi la sécurité des opérations aériennes.

Le Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation recommande à l'Agence nationale de l'aviation civile de s'assurer que les programmes de maintenance soient dûment approuvés et conformes, que les manuels d'exploitation intègrent les spécificités de chaque aéronef inscrit sur la liste de flotte avant d'autoriser son exploitation, et de veiller à ce que les contrôles en ligne des pilotes soient effectivement réalisés.

ANNEXE – SIGLES ET ABREVIATIONS

ADU	Advisory Display Unit
AESA	Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne
ANAC	Agence nationale de l'aviation civile
ATR	Avion de Transport Régional
BZV	Brazzaville
BEA	Bureau des enquêtes et des accidents d'aviation (Congo)
BEA Fr	Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile (France)
CVR	Cockpit Voice Recorder (Enregistreur phonique)
CTA	Certificat De Transporteur Aérien
EEC	Engine Electronic Control (Contrôle électronique du moteur)
FCTM	Flight Crew Training Manual (Manuel de formation des équipages)
FF	Fuel Flow
FL	Niveau de vol
ft	Feet (pieds)
HDG	Heading
IAS	Indicated Air Speed (Vitesse indiquée)
kt	Knot (Nœuds)
NH	High pressure turbine speed
NL	Low pressure turbine speed
NP	Propeller speed (Vitesse de rotation des hélices)
PF	Pilot Flying (Pilote aux commandes)
PL	Power Lever (Manettes de puissance)
PM	Pilot Monitoring (Pilote assurant la surveillance)
PNR	Pointe Noire
PWC	Pratt & Whitney Canada
QAR	Quick Access Recorder
QRH	Quick Reference Handbook (Manuel de référence rapide)
TQ	Torque
TSB	Bureau de la sécurité des transports (Canada)
V/S	Vertical Speed (Vitesse verticale)