



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE
ET DES ANCIENS COMBATTANTS

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE TECHNIQUE



BEAD-air-A-2010-008-A

Date de l'événement	11 mai 2010
Lieu	Base aérienne 118 Mont-de-Marsan
Type d'appareil	Mirage 2000-5
Immatriculation	FUGEB
Organisme	Armée de l'air – commandement des forces aériennes
Unité	Escadron de chasse 05.330

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

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

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

UTILISATION DU RAPPORT

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

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA Air

Photos :

- pages 13,14 et 15 : BEAD-AIR
- pages 22, 23 et 24 : AIA Bordeaux

Illustrations :

- page 7 : RESEDA
- page 15 : BEAD-air
- page 30 : SNECMA
- pages 44 et 45 : documentation technique

Schémas :

- page 14 : documentation technique
- page 19 : BEAD-air

TABLES DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS	2
TABLES DES MATIERES	3
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1. Renseignements de base	6
1.1. Déroulement du vol	6
1.2. Tués et blessés	8
1.3. Dommages à l'aéronef	8
1.4. Autres dommages	8
1.5. Renseignements sur le pilote	8
1.6. Renseignements sur l'aéronef	9
1.7. Conditions météorologiques	11
1.8. Aides à la navigation	11
1.9. Télécommunications	11
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	12
1.11. Enregistreurs de bord	12
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact	12
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques du pilote	16
1.14. Incendie	16
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	16
1.16. Essais et recherches	17
1.17. Renseignements sur les organismes	17
1.18. Renseignements supplémentaires	17
1.19. Techniques spécifiques d'enquête	21
2. Analyse	22
2.1. Résultats des expertises	22
2.2. Historique des faits techniques similaires	28
2.3. Scénario de dégradation de la veine d'air	28
2.4. Recherche des causes de l'usure rapide et excessive des stellites	32
2.5. Recherche des causes de la rupture des canalisations carburant	34
2.6. Gestion de l'événement	35
3. Conclusion	37
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	37
3.2. Causes de l'événement	37
4. Recommandations de sécurité	38
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	38
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	39
ANNEXES	41
ANNEXE 1 ALLUMAGE DU VOYANT DSV	42
ANNEXE 2 ORIGINE DES FLUCTUATIONS Tt7	44
ANNEXE 3 VUE DESCRIPTIVE D'UNE SONDE Tt7	45
ANNEXE 4 VUE DESCRIPTIVE DU HARNAIS Tt7	46

GLOSSAIRE

BP	basse pression
DSV	détendeur à section variable
ESTA	escadron de soutien technique aéronautique
FDR	<i>flight data recorder</i> – enregistreur d'accident
FL	<i>flight level</i> - niveau de vol
ft	<i>feet</i> - pieds
GTR	groupe turboréacteur
HP	haute pression
Kt	<i>knot</i> – noeud
Nm	<i>nautic mile</i> – mille nautique
RPM	<i>revolutions per minute</i> - tours par minute

SYNOPSIS

Date et heure de l'événement : le 11 mai 2010 à 16 h 02
Lieu de l'événement : 7 km à l'est de la base aérienne de Mont-de-Marsan
Organisme : Armée de l'air
Commandement organique : Centre d'expériences aériennes militaires
Unité : Escadron de chasse 05.330
Aéronef : Mirage 2000-5 n° 76
Nature du vol : mission de combat aérien
Nombre de personnes à bord : 1

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Au cours d'une mission d'entraînement au combat un contre un en zone R34, le voyant d'alarme détendeur à section variable (DSV) s'allume après une cinquantaine de minutes de vol, le pilote interrompt le combat et décide de revenir se poser sur la base aérienne de Mont-de-Marsan. Sept minutes plus tard, le voyant d'alarme *revolutions per minute* (RPM) s'allume et le pilote constate une perte de poussée, tente de récupérer de la puissance moteur, n'y parvient pas et s'éjecte. Il est secouru par les pompiers de la base aérienne, moins d'une heure plus tard, sain et sauf. L'avion s'écrase sans faire de victimes ni dégâts importants.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un directeur d'enquête technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air)
- Un enquêteur adjoint
- Un enquêteur de première information (EPI)
- Un officier pilote ayant une expertise MIRAGE 2000
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur MIRAGE 2000
- Un médecin du personnel navigant
- Un officier parachutiste d'essai

Autres experts consultés

- SNECMA
- AIA Bordeaux
- DGA essais propulseurs

Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air est prévenu par le bureau maîtrise des risques de l'armée de l'air le 11 mai à 16 h 20.

Un EPI est désigné par le BEAD-air dès 16 h 40 le 11 mai 2010. Il se rend sur les lieux de l'accident accompagné par le chef du soutien opérationnel de la base.

L'équipe d'enquête technique se regroupe sur la base le 12 mai à 12 h 30.

Enquête judiciaire

Une enquête judiciaire est ouverte par le parquet de Pau.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : Corik 22

Type de vol : circulation opérationnelle militaire tactique

Type de mission : combat un contre un

Dernier point de départ : Base aérienne de Mont-de-Marsan

Heure de départ : 15 h 00

Point d'atterrissage prévu : Base aérienne de Mont-de-Marsan

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

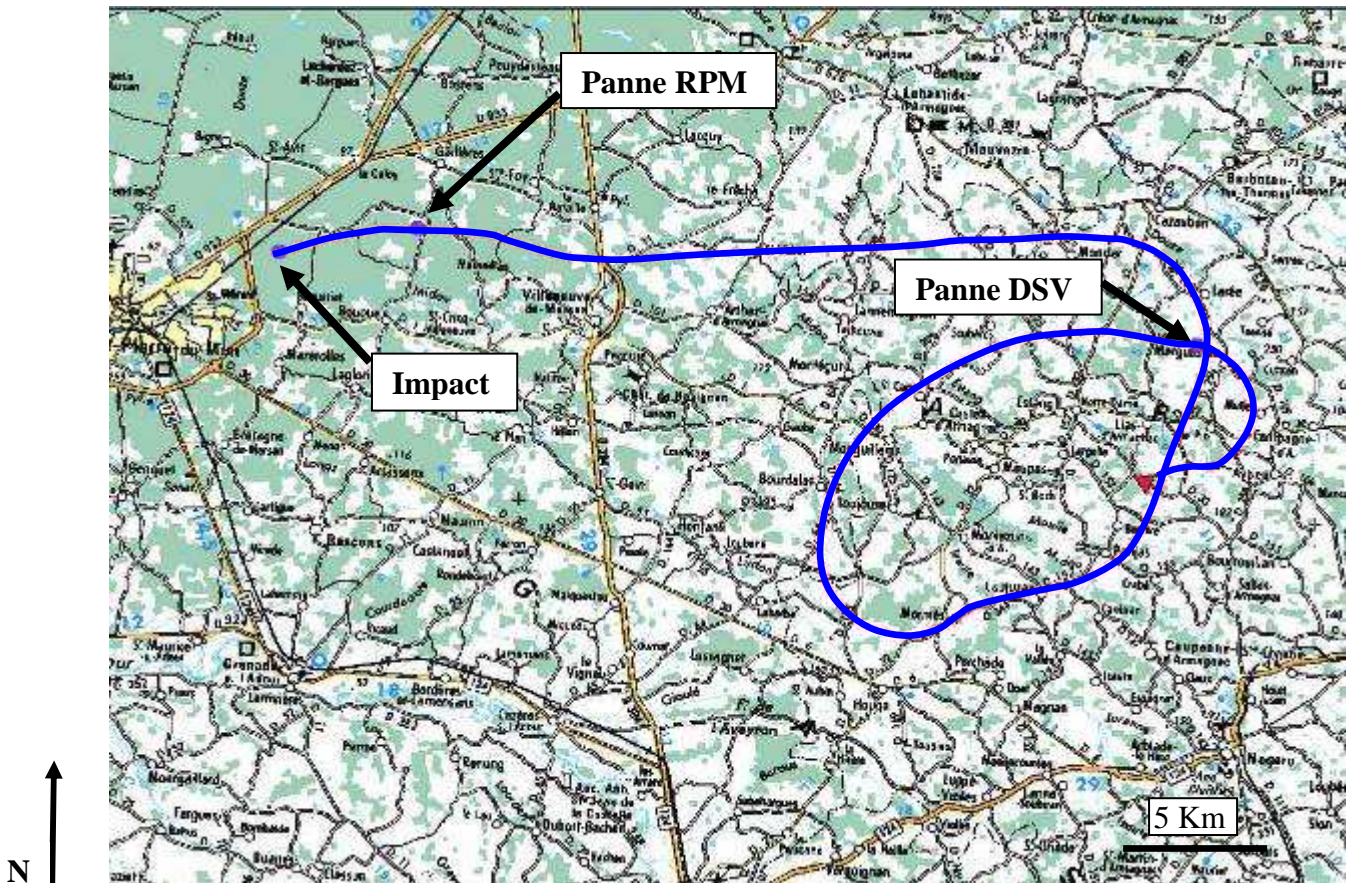
Un briefing simple est réalisé avant la mission.

La mission est initialement prévue en haute altitude en zone TSA 34. Cette zone n'étant plus disponible, la mission est déplacée en zone R34 qui se trouve sous la TSA 34.

1.1.2.2. Description du vol et reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

Après une cinquantaine de minutes en mission de combat dans la zone R34 entre le FL50 et FL 145, le pilote entend un bruit sourd qu'il ne parvient pas à identifier. Environ une minute plus tard, il constate l'allumage de l'alarme DSV rouge qui le contraint à interrompre sa mission avec 1,6 t de pétrole restant. Le pilote maintient un régime moteur de l'ordre de 80 % de la puissance maximale avec les aérofreins et débute un virage de 360° à 8000 ft pour revenir au terrain de Mont-de-Marsan.

Arrivant sous la couche nuageuse dans l'axe de piste 27 de Mont-de-Marsan, il réduit sa vitesse et décrit deux virages légers, à gauche puis à droite à une vitesse de 240 Kt. Alors qu'il se trouve dans l'axe de piste pour 6 Nm à 1600 ft, le régime moteur chute et l'alarme rouge RPM se déclenche. Les actions sur la manette des gaz et le secours carburant sont inefficaces. Le pilote tente alors un rallumage secours mais n'obtient pas la puissance nécessaire à la poursuite du vol. Il s'éjecte et l'avion s'écrase à 2 Nm du seuil de la piste.



Trajectoire finale de l'appareil

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France
 - département : Landes
 - commune : Mazerolles
 - coordonnées géographiques :
 - N 43°54'38''
 - W 000°26'29''
 - altitude du lieu de l'événement : 69 m
- Moment : jour
- Aérodrome le plus proche au moment de l'événement : Mont-de-Marsan

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères			
Aucune	1		

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
Mirage 2000-5		X		

1.4. Autres dommages

La forêt de pins de la zone de l'épave est détruite sur une surface de 100 m sur 30 m.

1.5. Renseignements sur le pilote

- Age : 33 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : EC 05.330
 - fonction dans l'unité : commandant d'escadrille
- Formation :
 - qualification : chef de patrouille
 - école de spécialisation : école de l'aviation de chasse – Tours
 - année de sortie d'école : 2000

- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tous types	dont sur Mirage 2000-5	sur tous types	dont sur Mirage 2000-5	sur tous types	dont sur Mirage 2000-5
Total (h)	1700	1000	28	22	1	1

- Date du dernier vol comme pilote sur l'aéronef : 8 avril 2010
- Carte de circulation aérienne :
 - type : Carte VSV Norme verte CEAM
 - date d'expiration : 16 avril 2011

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique d'appartenance : commandement du soutien des forces aériennes (CSFA)
- Base aérienne de stationnement : Mont-de-Marsan
- Unité d'affectation : Escadron de chasse 05.330
- Type d'aéronef : M2000-5F
 - configuration : deux réservoirs pendulaires largables de 2000 litres
 - armement : aucun
- caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	M2000 -5F	76	4716 h 15	VP ¹ : 520 h 30	VG ² : 61 h 50
Moteur	M53-P2	60363	3217 h 05	VN ³ : 69 h 45	

¹ VP : visite périodique effectuée par l'AIA CF.

² VG : visite graissage effectuée par l'ECE 05.330.

³ VN : visite normale réacteur effectuée par l'ESTA 2E.003.

Le groupe turboréacteur (GTR) n° 60363 a été posé sur le M2000 -5F n° 76 le 02/02/2010, avec un vieillissement de 3147 h 20 (69 h 45 avant l'accident).

Lors de la dernière VN du GTR n° 60363, il a été procédé à l'échange de son module 6 (pose de la turbine n° 16470).

1.6.1. Maintenance

1.6.1.1. Visites d'entretien cellule

L'examen de la documentation technique témoigne d'un entretien conforme au plan de maintenance applicable.

1.6.1.2. Visite de mise en œuvre

Toutes les visites de mise en œuvre ont été réalisées et respectent les normes.

1.6.1.3. Visites d'entretien moteur depuis la dernière visite normale

L'examen de la documentation technique du GTR témoigne :

- d'un contrôle préconisé par le bulletin Snecma Service 166R6 (SS166R6) effectué le 26/05/2009 à 2 676 h 38 (vieillissement Module 6) par l'ESTA 2E.003 ;
- d'un 1^{er} contrôle endoscopique effectué le 16/11/2009, par l'ESTA 2E.003, à 2887 h 06 (vieillissement Module 6) soit 210 h 28 depuis SS166R6 ce qui est conforme au plan de maintenance Module 6 ;
- d'un 2^{ème} contrôle endoscopique effectué le 29/03/2010, par l'ESTA 2E.012, à 2 925 h 17 (vieillissement Module 6) soit 38 h 11 depuis le contrôle endoscopique précédent ce qui est conforme au plan de maintenance.

Ces deux contrôles endoscopiques, effectués dans les périodicités prescrites, ont sanctionné favorablement le maintien en utilisation de l'aubage haute pression (HP), 32 heures avant l'accident pour le dernier.

1.6.2. Performances

Le jour de l'accident l'aéronef faisait l'objet d'une réserve de vol sans lien avec l'événement.

1.6.3. Masse et centrage

La masse et le centrage respectent les normes.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : F34
- Quantité de carburant au décollage : 6,3 t
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : il n'a pas été possible de mesurer le pétrole restant à bord de l'épave. En revanche, le pilote a annoncé la quantité de pétrole restant de 1,6 t 5 min 24 s avant l'éjection.

Les résultats des analyses du carburant issu :

- d'une tuyauterie vérin de tuyère ;
- de la mini nourrice gauche ;
- de la tuyauterie d'alimentation carburant du GTR ;
- de la citerne à partir de laquelle le dernier plein avion a été effectué ;

attestent que ces fluides étaient conformes aux spécifications et qu'ils ne révèlent aucune anomalie.

1.6.5. Autres fluides

Les résultats des analyses de liquide hydraulique prélevé sur le circuit 1 sont conformes aux spécifications.

1.7. Conditions météorologiques

Les observations faites par la station météo de Mont-de-Marsan font état :

- de couches éparses entre 2 000 ft et 9 000 ft avec des averses ;
- d'un vent au sol du secteur 260 pour 8 Kt ;
- d'aucun nuage de cendres volcaniques à proximité de la trajectoire du vol.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

Sans objet.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11. Enregistreurs de bord

L'avion était équipé :

- d'un enregistreur de paramètres de vol (FDR) ;
- d'un enregistreur HI 8, permettant d'acquérir la vidéo de la visualisation tête haute (VTH) et d'enregistrer les conversations radio émises et entendues par le pilote ;
- d'un système d'enregistrement et de restitution des paramètres de mission (SERPAM) ;
- d'un enregistreur d'événements situé dans le calculateur du GTR qui permet l'enregistrement des paramètres moteurs.

L'ensemble des enregistreurs a pu être exploité.

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

1.12.1. Examen de la zone

L'appareil s'est écrasé dans une zone boisée à 100 m d'un chemin forestier.

La forêt est composée de jeunes pins des landes d'une hauteur de 4 mètres.

L'impact et la glissade de l'avion ont déboisé une zone de 100 m x 30 m orientée sur un cap sud-ouest.

L'impact de l'avion a provoqué 3 enfoncements, 2 dus aux réservoirs pendulaires et l'autre dû au fuselage de 5 mètres de long. L'avion a poursuivi sa trajectoire à plat et en ligne droite pendant 40 mètres. Le réservoir pendulaire gauche a été ensuite arraché provoquant un virage à plat de 70° à gauche.

1.12.2. Examen de l'épave

L'avion a fini sa course sur un cap sud-sud-est. Les ailes sont éventrées et le réservoir pendulaire droit encore présent est détérioré. Les bords d'attaque de chaque aile ainsi que la partie haute du moteur présentent des traces d'incendie.



Vue générale de l'épave

Le dôme radar, le radar, le réservoir pendulaire gauche et la trappe de l'atterrisseur auxiliaire sont arrachés.

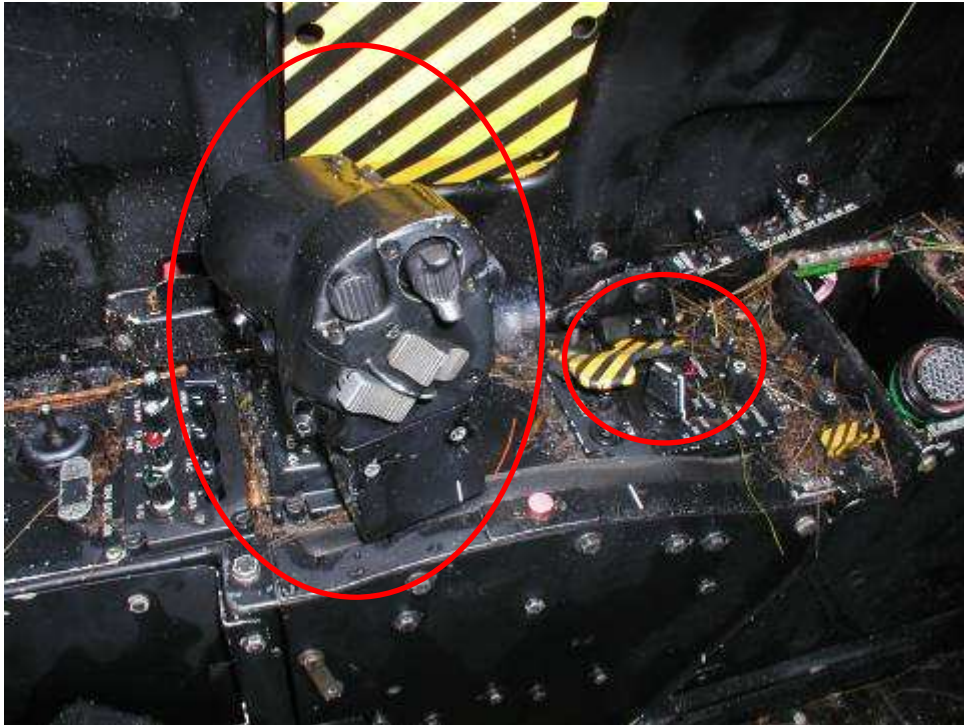
Les réservoirs pendulaires sont présents au moment de l'impact.

Le train d'atterrissage est rentré au moment de l'impact et les trappes de train sont ouvertes. La trappe de l'atterrisseur principal est arrachée avec toute la chaîne de capteur. Le breaker 5 est disjoncté.

En cabine les interrupteurs « batterie », « TR », « Alt 1 » et « Alt 2 » sont sur « on ».

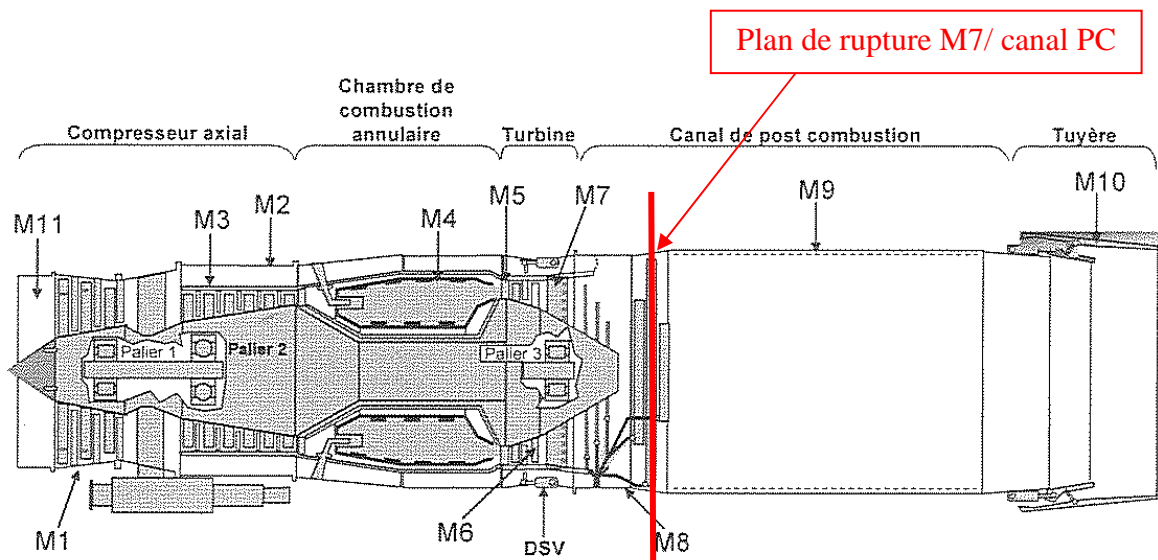
Les interrupteurs de pompes de démarrage, BP gauche et droite sont sur marche. L'interrupteur du robinet coupe-feu est en position « ouvert ».

La manette des gaz est sur « ralenti » et la palette secours carburant est abaissée.



Vue cabine (manette et palette secours carburant)

Le moteur est rompu en deux parties entre le module 7 et le canal PC.



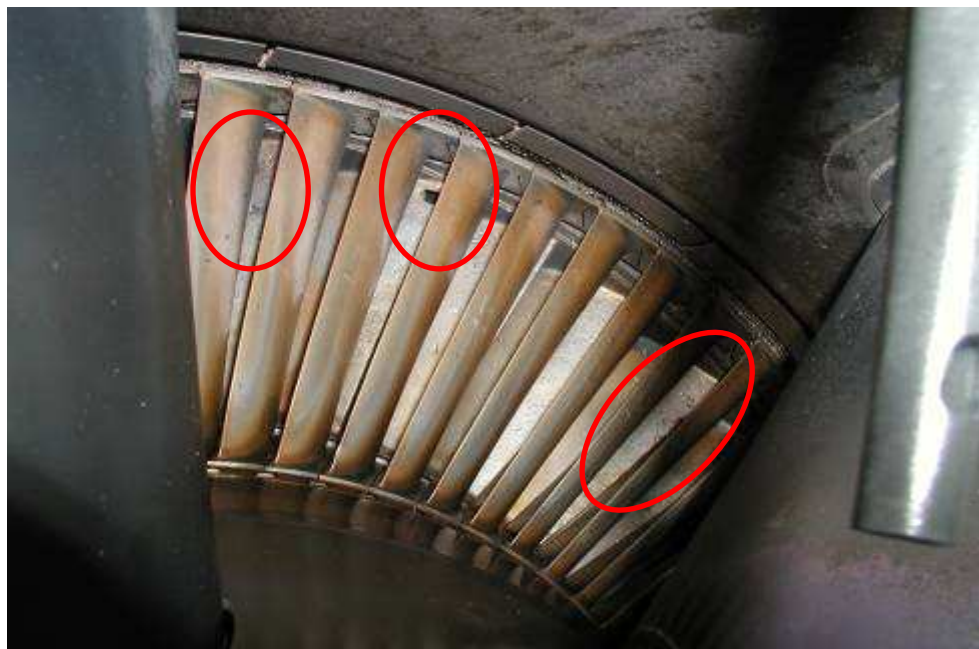
Localisation schématique du plan de rupture du moteur

Les aubes de la roue mobile 1 ne montrent pas d'absorption autre que des végétaux. Quelques extrémités d'aube sont tordues.



Vue de la roue mobile n° 1

Des impacts et des arrachements de matières sont visibles sur le distributeur de turbine basse pression (BP).



Vue du distributeur de la turbine BP

1.12.3. Opérations de relevage de l'épave (26 et 27/05/2010)

Le GTR a été extrait de la cellule avion et expertisé par l'atelier industriel aéronautique (AIA) de Bordeaux.

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques du pilote

- Dernier examen médical :
 - type : visite systématique à l'unité
 - date : 22 mars 2010
 - résultat : aptitude chasse maintenue
 - validité : 30 septembre 2010
- Les examens biologiques n'ont rien révélé
- Blessures : aucune

1.14. Incendie

Sans objet.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Abandon de bord

- Éjection / évacuation en vol :
 - Type de siège éjectable : MK10Q
- Données morphologiques :
 - taille : 1,85 m
 - poids : 80 kg (92 kg équipé)
- Éléments au moment de l'éjection :
 - hauteur : 260 ft
 - vitesse : 160 Kt
- Conséquences :

Le temps passé sous voile estimé par le pilote est compris entre 5 et 6 secondes. Au regard de la hauteur probable de l'éjection, il est évalué par calcul à 20 secondes.

1.15.2. Organisation des secours

Le contrôle aérien alarme l'élément de secours aérodrome à 15 h 58 et lui annonce qu'il s'agit d'un « Mirage 2000 en retour avec panne tuyère ». Il lui demande de se positionner sur le parking nord de l'escale.

L'éjection du pilote et la chute de l'avion à l'est du terrain sont annoncées à 16 h 01.

A 16 h 46, le pilote d'un Alphajet en vol dans le secteur de l'événement apporte des précisions sur la localisation de l'épave et du pilote qui se situe à 200 mètres de celle-ci.

Le guidage des pompiers est complété par communication téléphonique directe avec le pilote qui entend les secours approcher et les oriente grâce au sifflet de son équipement de survie.

Le pilote est retrouvé à 16 h 54 et pris en charge par le service médical de la base aérienne 118 à 17 h 09. En liaison avec le SAMU 40, il est transporté à l'hôpital de Mont-de-Marsan où il sera examiné cliniquement deux heures plus tard et bénéficiera d'un examen d'imagerie médicale par scanner requis par le service médical de la base.

1.16. Essais et recherches

Sans objet.

1.17. Renseignements sur les organismes

Sans objet.

1.18. Renseignements supplémentaires

1.18.1. Processus de maintenance des modules 6

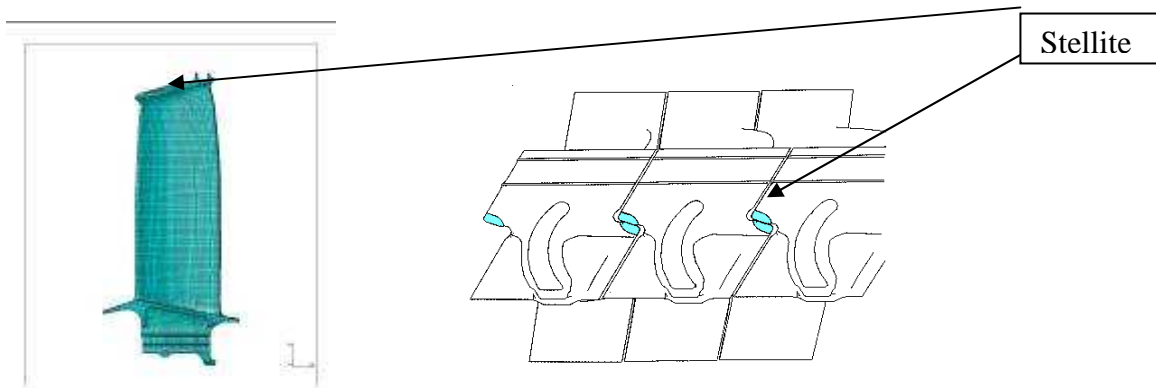
Préambule

La roue de turbine haute pression (HP) est un assemblage de 84 aubes à talons. Ces aubes subissent des sollicitations vibratoires dans le sillage aérodynamique du distributeur HP (37 aubes).

Les talons permettent de créer un appui des aubes entre elles et de limiter leur niveau vibratoire.

Les zones d'appui de ces talons dits « stellites⁴ » sont réalisées dans un matériau très dur pour supporter les contraintes et les frottements.

⁴ Stellite : alliage à base de cobalt utilisé pour sa résistance à l'usure et sa tenue à la chaleur



Deux types de stellites équipent actuellement les aubes module 6, les « petits stellites » et les « gros stellites ».

Une usure prématurée des stellites peut entraîner :

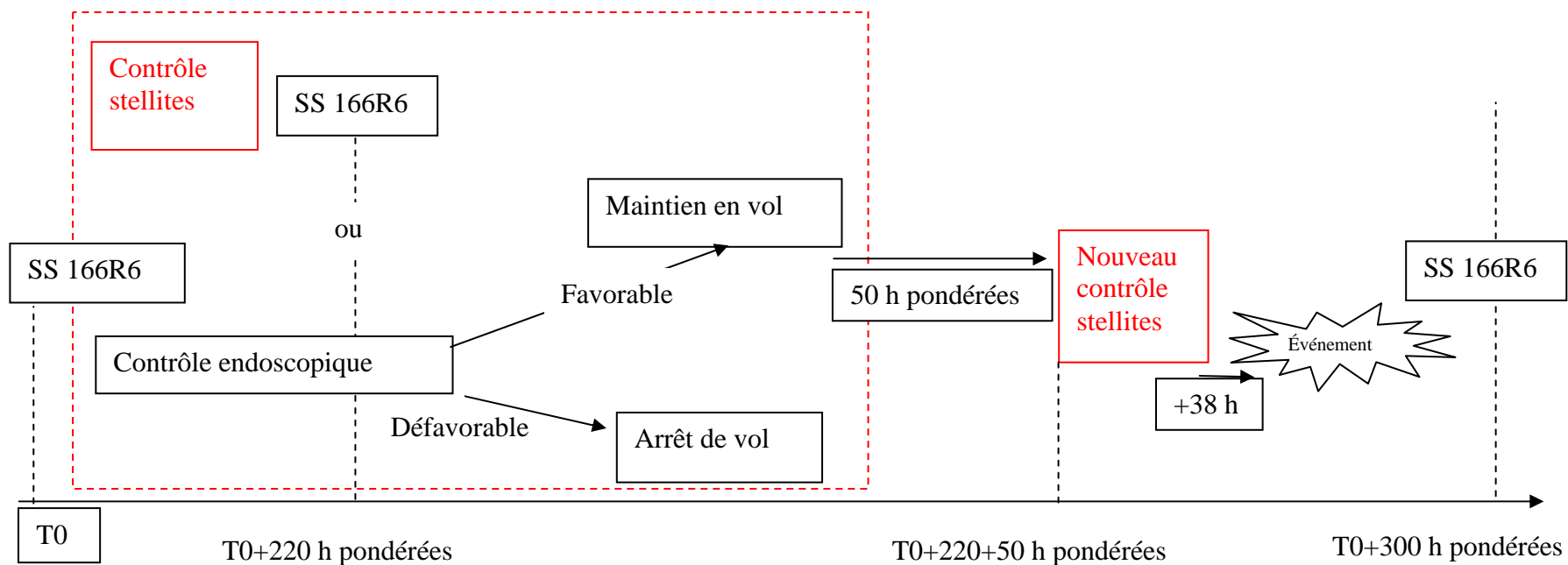
- une perte progressive des appuis aube à aube ;
- une augmentation des vibrations des aubes ;
- un risque accru de rupture.

Suite à un premier cas de rupture d'aubes, un contrôle des stellites a été mis en place par l'application du Snecma Service 166 (SS166). Ce SS166 a évolué en fonction du retour d'expérience jusqu'au SS166R6 qui était en place au moment de l'événement. Le plan de maintenance était alors le suivant :

- contrôle de tout module 6 arrivant à **220 h 00 maximum de fonctionnement pondéré⁵ depuis le dernier contrôle des stellites (SS166R6)**, par contrôle endoscopique ou par application d'un SS166R6 anticipé ;
- le contrôle sera réalisé, au choix des utilisateurs, par application du SS166R6 ou par contrôle endoscopique ;
- le contrôle endoscopique conclura soit à la remise en service du moteur pour un **potentiel de 50 h 00 de vol** quelque soit le site, soit à l'arrêt de vol en cas de forte usure constatée des stellites;

⁵ La notion de temps pondéré sert à intégrer les contraintes subies pour définir la butée du premier contrôle endoscopique après SS166. Les coefficients de pondération sont définis en fonction de la zone géographique et de la mission.

- les aubages ne contenant que des aubes dits « à gros stellites » et n'ayant jamais été panachés avec des aubes « à petits stellites » ne sont pas concernés par cette restriction et conservent un pas de contrôle à 300 h 00 ;
- les modules 6 ayant des aubages « gros stellites », mais contenant au moins une aube ayant déjà fonctionné avec des aubes « petits stellites » sont concernés par ce contrôle. Pour ces modules, le contrôle aura lieu **entre 200 et 220 heures de vol**, en attendant le résultat d'une opération d'acquisition de connaissance ciblée sur les 5 premiers modules. Ce contrôle libère 50 h 00 de vol, jusqu'au prochain contrôle endoscopique.



Représentation schématique du processus de maintenance

1.18.2. Logique de commande du voyant DSV

Le DSV est un dispositif à volets (8 volets), placé dans la veine du flux secondaire, afin d'en faire varier la section. La régulation DSV permet de contrôler le taux de dilution, par action sur le débit d'air du flux secondaire et d'optimiser les performances dans tout le domaine de vol.

Le voyant DSV, situé au tableau d'alarme signale au pilote un défaut de fonctionnement du détendeur à section variable.

Les conditions d'allumage du voyant après temporisation sont les suivantes :

- panne capteur DSV ;
- $DSV > 50\%$ et $N < 4000$ tr/min ;
- $DSV > 50\%$ et écart DSV⁶.

1.18.3. Logique de commande du voyant « RPM »

Le voyant « RPM » situé au tableau d'alarme signale au pilote une sous vitesse du moteur détectée par les capteurs de régime.

1.18.4. Sondes de température totale du plan 7 du moteur (sondes TT7)

Les sondes TT7 (cf. annexe 3) permettent de détecter la température des gaz en sortie de la turbine. Au nombre de six (cf. annexe 4), elles se situent autour du module 7 (carter d'échappement), logées dans des alvéoles et maintenues à l'aide de fourreaux.

La sonde TT7 est constituée d'un corps dans lequel deux thermocouples sont positionnés. Deux lumières usinées dans la queue de la sonde (Thermocouples TC1 et TC2) permettent une double mesure en parallèle (Circuits A et B). La régulation de TT7 s'effectue sur la valeur la plus élevée des deux circuits.

L'indicateur TT7 pilote est alimenté par le circuit B.

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

Sans objet.

⁶ Ecart entre la consigne envoyée par le calculateur et la position mesurée des pelles DSV.

2. ANALYSE

Au cours d'un vol d'entraînement, le pilote décide de revenir vers son terrain de départ suite à l'allumage du voyant DSV. Confronté à une perte de poussée du moteur, il le coupe puis tente un rallumage qui s'avère inefficace. Il est alors contraint de s'éjecter. L'objet de cette analyse est de déterminer les causes de la perte de puissance du moteur.

La première partie de l'analyse expose les résultats des expertises techniques menées sur le GTR et l'analyse des données extraites du FDR.

La deuxième partie décrit le mécanisme de dégradation de la veine d'air du GTR avant d'en déterminer les causes.

Le dernier paragraphe analyse la gestion du vol.

2.1. Résultats des expertises

L'analyse débute par l'expertise technique du moteur. Elle se poursuit par l'exploitation des données de l'enregistreur de vol qui permettra d'établir une séquence d'événement.

Seuls les éléments utiles à la compréhension de l'accident seront présentés.

2.1.1. Résultats issus de l'expertise du réacteur

2.1.1.1. Examen de la veine primaire en sortie de turbine

D'importantes fissurations du carter extérieur ont été constatées, autour des sondes T7, dont deux sont totalement libres.

Ces fissurations créent une intercommunication de l'ordre de 200 à 220 cm² entre le flux secondaire, en amont du détendeur fixe, et le flux primaire.

Le carter est également fissuré sur la longueur de l'emplanture du bras N° 6.

Les sondes T7 n° 2 et 3 sont radialement libres (débattement possible de la hauteur de la veine secondaire).



Détérioration du carter au niveau des sondes T7

2.1.1.2. Examen de la veine secondaire

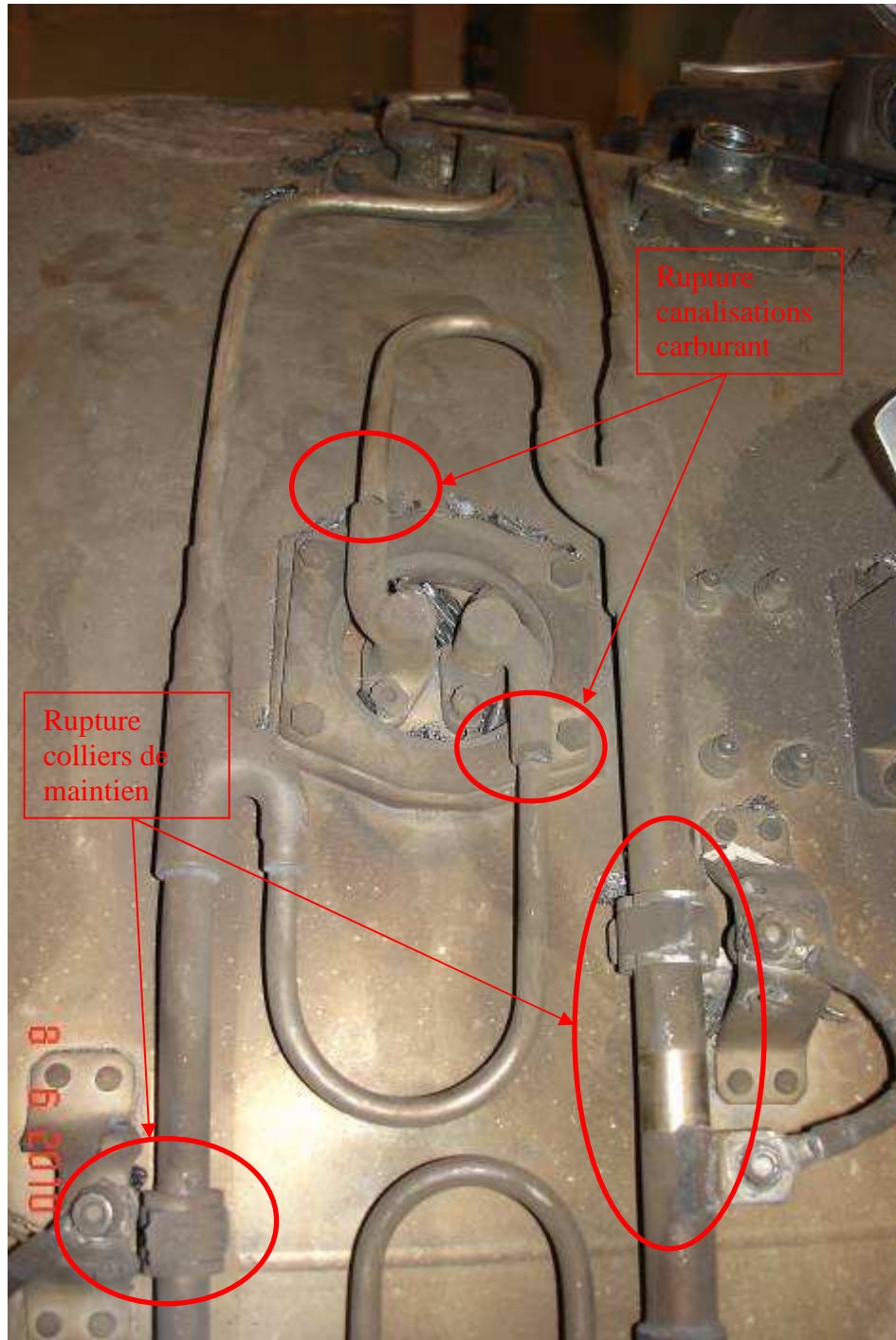
Six des huit ensembles DSV sont rompus au niveau de leurs attaches. Ils ne sont maintenus dans la veine que par les flexibles. Seuls les deux ensembles en extrémité de branche supérieure sont intacts. Tous les vérins sont en position « rentrés », ce qui correspond à une position « ouverte » du DSV.



Ensembles DSV détériorés

2.1.1.3. Recherche de fuite carburant

Les deux canalisations d'alimentation carburant de l'injecteur principal n° 2 (débit principal et débit de base) et leurs colliers de fixation respectifs sont rompus. L'analyse fractographique montre un faciès de rupture en fatigue vibratoire sous forte contrainte.



Canalisations d'alimentation en carburant

2.1.1.4. Examen du palier 3 du carter d'échappement (module 7)

Sur la chemise externe, 3 vis sont dévissées, 2 vis sont rompues avec un faciès de rupture brutale. On ne trouve pas d'indice révélateur d'un éventuel « surcouple » sur les vis rompues exploitable.

Le matériau d'une des vis de fixation rompue n'est pas conforme (Z6NCT25 au lieu de NC19FeNb).

Sur la chemise interne, les 5 écrous sertis sont absents, 4 vis sont rompues avec un faciès de rupture en fatigue vibratoire sous forte contrainte, 1 vis est matée et inexploitable.

Deux vis sont rompues au niveau de la virole (faciès abîmés mais présence de quelques stries significatives de fatigue vibratoire).

La portée entre le fourreau et l'entretoise est profondément marquée (battement après désolidarisation du fourreau).

2.1.1.5. Examen de la turbine (module 6)

Deux aubes de turbine sont rompues en pied de pale (aubes 50 et 51).

Les aubes 49 à 46 sont rompues au niveau du talon.

L'analyse des faciès de rupture a rapidement mis en évidence que l'aube 51 a rompu en premier puis entraîné la rupture de l'aube 50.



Aubes de turbine rompues et endommagées

2.1.1.6. Analyse des fluides

Carburant : le filtre principal est exempt de particules.

Huile : le filtre principal, les crépines et les détecteurs magnétiques sont exempts de particules. L'analyse spectrométrique des huiles n'a révélé aucune anomalie. Aucun manque d'huile n'est constaté, le niveau est normal.

2.1.1.7. Examen du moteur hydraulique de DSV

Les quatre vis de fixation du capotage de la servovalve sont rompues.

La continuité électrique testée au niveau du connecteur de la servovalve et du connecteur du capteur de position DSV est conforme aux spécificités techniques en vigueur.

Un test à l'aide du boîtier de réglage du DSV a permis de vérifier :

- que la position, à la dépose, de la vis à bille du moteur hydraulique correspond à une commande « DSV plein ouvert » ;
- le déplacement normal de l'équipage mobile entre les positions « plein ouvert » et « plein fermé ».

2.1.2. Exploitation des enregistreurs

L'analyse des paramètres a permis d'établir la séquence d'événements suivante :

- à $T_0 = 2800$ s (46 min 40 s) après le début du vol, une première dégradation de la veine d'air moteur apparaît. Elle correspond à la **perte de deux aubes de turbine (cf. § 2.3.1)** ;
- à partir de $T_0 + 14$ min une dégradation progressive de cette veine d'air amène à une perte de régime moteur de 800 tr/min ;
- à $T_0 + 1074$ ($T_0 + 17$ min 54 s), allumage d'un voyant rouge (on peut déduire à partir du témoignage du pilote qu'il s'agit du voyant d'alarme DSV) ;
- à $T_0 + 18$ min 9 s, allumage d'un voyant ambre ;
- à $T_0 + 18$ min 11 s, extinction du voyant ambre ;
- à $T_0 + 21$ min 16 s, allumage d'un voyant ambre ;
- à $T_0 + 21$ min 20 s, extinction du voyant ambre ;
- à partir de $T_0 + 21$ min 40 s, un écart de débit carburant, de l'ordre de 30 %, apparaît, entre le fonctionnement du GTR 60363 et le modèle théorique. Le fonctionnement théorique d'un M53-P2 « modèle » intégrant les paramètres du dernier vol du GTR 60363, a été simulé et comparé avec son fonctionnement réel. Cet écart de débit, est selon l'expérience du constructeur, cohérent avec un **début de fuite carburant** ;

- de T0 + 22 min 28 s à T0 + 23 min 46 s fluctuations de la TT7 (l'analyse de ces fluctuations de TT7 figure en annexe 3) ;
- à T0 + 23 min 47 s, allumage d'un voyant ambre ;
- à T0 + 23 min 50 s, extinction du voyant ambre⁷ ;
- à T0 + 24 min 52 s, l'analyse du FDR met en évidence que le régime moteur et la TT7 chutent brutalement, éléments significatifs d'une diminution brutale de la quantité de carburant arrivant dans la chambre de combustion. L'examen technique du GTR, a par ailleurs, mis en évidence la **rupture de deux canalisations d'alimentation carburant de l'injecteur principal n° 2** (débit principal et débit de base). Le régime moteur ne dépasse plus 5000 tr/min ;
- à T0 + 24 min 55 s le régime moteur devient inférieur à 56 %, ce qui provoque logiquement **l'allumage du voyant d'alarme « RPM »** (cf. § 1.18.3) ;
- à T0 + 25 min 25 s, passage en « SECOURS CARB », le moteur réagit ;
- à T0 + 25 min 31 s le régime moteur chute sous les 36 %, entraînant, en particulier, la perte de la génération alternative de l'avion⁸ (115v/400Hz) et l'allumage de voyants ambres et rouges (ALT1, ALT2, BPG, BPD, TR, PA,...) ;
- à T0 + 25 min 35 s, augmentation de T7 et de régime, fermeture tuyère. Fonctionnement correct du secours carburant suite à action sur le manipulateur ;
- à T0 + 25 min 35 s, retour en régulation normale ;
- à T0 + 25 min 37 s, alarmes rouge et ambre simultanées ;
- à T0 + 25 min 40 s, coupure moteur à la manette ;
- à T0 + 25 min 42 s, tentative de rallumage en « SECOURS CARB » (Hors domaine). Rallumage effectif, augmentation de T7 mais sans effet suffisant sur le régime moteur ;
- à T0 + 25 min 55 s, **éjection du pilote.**

L'étude des paramètres du moteur a mis en évidence :

- **une dégradation progressive de la veine d'air (lente au départ puis rapide) ;**
- **un défaut d'alimentation en carburant du GTR ayant entraîné une poussée insuffisante ;**
- **la perte irrémédiable du niveau de poussée du GTR 60363 causée par la rupture des deux canalisations carburant de l'injecteur n° 2.**

⁷ Ces trois alarmes ambres ont pu être identifiées grâce à l'enregistrement HI8. L'allumage de ces voyants étaient, en effet, accompagnés d'une alarme sonore caractéristique d'une alarme « BINGO ».

⁸ Cette perte de génération alternative est confirmée sur le dépouillement. A t = 4321s la tension batterie commence à diminuer, preuve que les alternateurs ne débitent plus.

2.2. Historique des faits techniques similaires

Avant cet événement, le constructeur avait recensé 12 cas de ruptures d'aubes dont 2 au banc d'essais et un au décollage. Aucun n'avait conduit à un accident.

Un cas a conduit à la rupture d'un support de canalisation d'injecteur mais sans rupture de la canalisation.

L'événement survenu se distingue des autres par la durée du temps de fonctionnement en plein-gaz (612 s) du moteur après la rupture des aubes.

2.3. Scénario de dégradation de la veine d'air

2.3.1. Origine de la dégradation de la veine d'air

Des essais ont été effectués en laboratoire. Le fonctionnement théorique d'un M53-P2 « modèle » intégrant les paramètres du dernier vol du GTR 60363, a été simulé puis comparé avec le fonctionnement restitué.

A partir de T0, la température T7 du GTR 60363 est supérieure de 38°C à celle du modèle théorique. **Cet écart de température est de même ordre de grandeur que celui observé lors d'une rupture de deux aubes de turbine HP.**

L'examen technique du GTR a mis en évidence la rupture de deux aubes de turbine HP (50 et 51).

Le rapport d'examen métallurgique conclut à la rupture de l'aube 51, en fatigue sous sollicitation vibratoire haute fréquence. Cette rupture est de même nature que celles déjà observées sur d'autres GTR qui résultaient, après examen technique, d'une usure exagérée des stellites de contact des talons d'aubes (usure critique ≥ 0.45 mm).

L'examen technique du GTR a mis en évidence que la rupture de l'aube n° 51 a provoqué celle de l'aube n° 50.

La première dégradation de la veine d'air résulte de la rupture de l'aube de turbine HP n° 51. Cette rupture, consécutive à une usure excessive du stellite a entraîné la rupture de l'aube 50 et la dégradation des quatre autres (46 à 49).

2.3.2. Poursuite de la dégradation de la veine d'air

2.3.2.1. Dégradation progressive et rapide de la veine d'air, perte de 800 tr/min de régime plein gaz sec.

Le balourd de la roue HP dégradée a été calculé à 8000 cm.g, à partir du poids-moment des aubes subsistantes.

A titre de comparaison, le balourd de la même turbine non dégradée, calculée au dernier état de montage était de 1,95 cm.g.

Les conséquences d'un fonctionnement moteur sous balourd ont, pour la plupart, déjà été observées dans des cas précédents de rupture d'aubes : rupture de supports, de canalisations, de colliers (dont le collier de fixation du quart de rampe débit principal situé à proximité de l'injecteur N° 2), fissurations de carters.

En particulier, deux autres cas de rupture d'aubes HP, avec balourd équivalent peuvent être comparés au GTR 60363, en termes d'expérience de niveau d'endommagement sous balourd turbine HP :

- le GTR n° 60170 qui a fonctionné 66 min après la rupture de deux aubes (balourd 10000 cm.g), avec des endommagements importants de l'habillage mais sans rupture de colliers de canalisations carburant de la rampe d'injection (dont 231 s de plein gaz) ;
- le GTR n° 60210 qui a fonctionné 8 min après la rupture de trois aubes (balourd 10000 cm.g), avec des endommagements importants de l'habillage et une rupture de colliers de canalisations carburant débit principal entre injecteurs 2 et 3 (dont 13 s de plein gaz).

Le GTR n° 60363 se distingue néanmoins par :

- l'étendue des fissurations de la cloison inter flux, autour des sondes T7, et de l'intercommunication résultante ;
- la rupture et/ou le desserrage de l'ensemble des vis de fixation du fourreau porte-roulement de palier 3 ;
- la rupture des vis de fixation du couvercle de servo-valve du moteur hydraulique ;
- la rupture des rampes d'injection, débit carburant principal et débit de base, au niveau de l'injecteur n° 2 ;
- son temps de fonctionnement plein-gaz beaucoup plus important (612 s) après la rupture des aubes (231 s au maximum auparavant).

2.3.2.2. Hypothèse : un balourd primaire éventuel a aggravé celui engendré par l'endommagement de la turbine HP

L'absence de particularité au niveau du circuit d'huile, des paliers 1 et 2, des pénétrations dans les abrasables⁹ du compresseur, ainsi que les valeurs des vibrations relevées lors du dernier passage au banc d'essais et réception (BER) incitent à écarter l'hypothèse d'un éventuel balourd primaire aggravant.

Le balourd engendré par l'endommagement de la turbine HP n'a pas été aggravé par un balourd primaire.

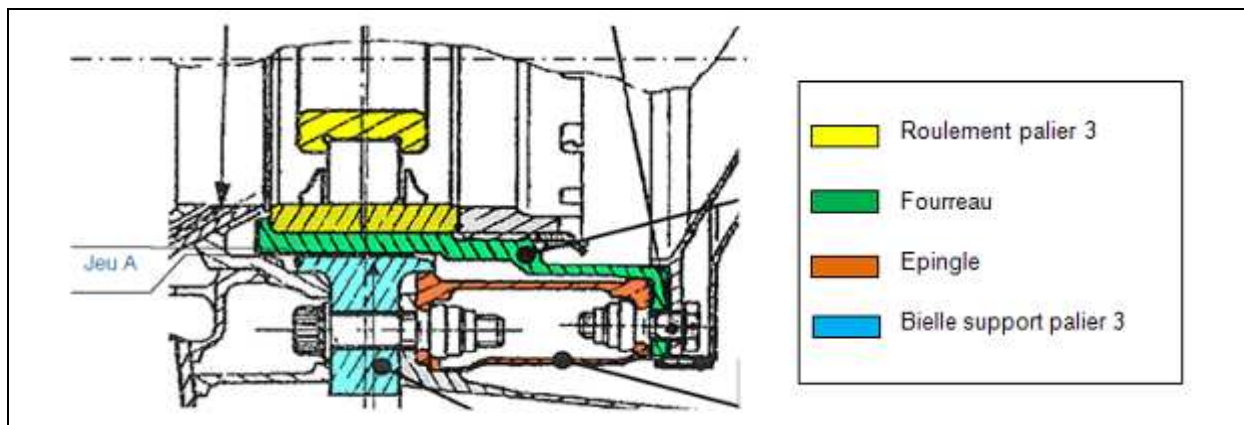
2.3.2.3. Hypothèse : la dégradation rapide de la qualité de la veine est due à l'endommagement de la fixation de l'épingle (entretoise équipée) du palier 3

L'expertise du palier 3 du GTR n'a pas mis en évidence de fait significatif au niveau du moyeu, de sa suspension et de la partie avant du fourreau porte roulement.

⁹ abrasable : revêtement conçu pour s'user lors du fonctionnement du moteur.

En revanche, la partie arrière de ce dernier est endommagée, avec un jeu de centrage hors tolérance, suite à battements. Ces dommages résultent vraisemblablement de la rupture et/ou du desserrage de l'ensemble des vis de fixation fourreau-entretoise-chemises-virole. **Ils sont une conséquence du balourd généré par la turbine, comme l'indiquent les traces de fatigue relevées sur certaines des vis rompues.** Cette désolidarisation constitue probablement un facteur contributif des endommagements imputables au balourd.

La rupture de la fixation de l'épingle est une conséquence du balourd de turbine.



Fonction de l'épingle (entretoise équipée)

L'épingle introduit une souplesse au niveau du palier 3 (par l'intermédiaire d'un jeu, entre la bielle support de palier 3 et le fourreau porte roulement) permettant d'éviter les modes propres du rotor sur la plage de fonctionnement du GTR.

Une analyse dynamique d'ensemble démontre que, sans fixation de l'épingle, les modes propres du rotor viennent augmenter les sollicitations vibratoires sur toute la plage de fonctionnement du GTR entre le régime ralenti et le régime plein gaz.

Le balourd engendré par l'endommagement de la turbine HP a été aggravé par l'apparition de modes propres de la turbine HP.

La dégradation rapide de la qualité de la veine, à partir de T0 + 840 s, est due à l'endommagement de la fixation de l'épingle (entretoise équipée) du palier 3.

2.3.2.4. Endommagement de la fixation de l'épingle (entretoise équipée) du palier 3

La rupture de la fixation de l'épingle est une conséquence du balourd de turbine HP. Dans les autres cas de rupture d'aube HP cette fixation n'a jamais rompu. Plusieurs hypothèses peuvent être émises dans le cas du GTR n° 60363.

Sur les 8 vis constatées rompues :

- 6 vis présentaient un faciès de rupture en fatigue vibratoire sous forte contrainte (chemise interne + virole) ;
- 2 vis présentaient un faciès de rupture brutale (chemise externe).

L'une des deux vis présentant un faciès de rupture brutale n'était pas dans la bonne matière (Z6NCT25 au lieu de NC19FeNb). L'hypothèse selon laquelle la non conformité de cette vis ait été à l'origine de la dégradation de la fixation de l'épingle a été examinée selon le scénario suivant : les vibrations auraient entraîné la rupture de la vis non-conforme, ce qui aurait déclenché la désolidarisation de l'épingle et donc l'accentuation des vibrations transmises au moteur.

Suite à des investigations complémentaires, la non-conformité matière avérée de la vis n° 11, n'a pas été retenue comme cause de la désolidarisation de la liaison fourreau-épingle. L'étude conclut qu'il est fort probable qu'avec 5 vis conformes en NC19FeNb, le scénario de désolidarisation aurait été identique.

Le constructeur a confirmé, suite à l'analyse de ces éléments complémentaires, que la présence de la vis non-conforme n'a pas été déterminante dans la perte de la liaison.

La non conformité d'une des vis de fixation de la chemise externe n'est pas à l'origine de l'endommagement de la fixation de l'épingle.

Le GTR n° 60363 se distingue des autres moteurs ayant subi des ruptures d'aubes de turbine HP (en particulier les GTR n° 60170 et 60210) par son temps de fonctionnement, au régime Plein Gaz Sec, beaucoup plus important.

Une analyse dynamique d'ensemble démontre qu'avec une fixation d'épingle intègre, sous fort balourd, il y a apparition de modes propres venant augmenter les sollicitations vibratoires à forts régimes.

Le temps de fonctionnement plus important du GTR n° 60363 au régime plein gaz sec (612 s) a donc soumis le moteur à des plages de vibrations plus importantes, dont la conséquence a vraisemblablement été la rupture et/ou le desserrage de l'ensemble des vis de fixation fourreau-entretoise-chemises-virole.

Le temps de fonctionnement important du GTR n° 60363, au régime plein gaz sec, sous fort balourd, est vraisemblablement à l'origine de l'endommagement de l'épingle.

Conclusion :

La dégradation progressive et rapide de la veine d'air est attribuée à la rupture de la fixation de l'épingle, conséquence du balourd de turbine HP et du temps de fonctionnement important du GTR au régime plein gaz sec.

2.4. Recherche des causes de l'usure rapide et excessive des stellites

La particularité du cas présent est la rapidité d'évolution de ces usures, depuis leur contrôle en VN (SS166R6) et leur non détection, lors des deux contrôles endoscopiques réalisés 70 h et 32 h avant la rupture.

En effet, un contrôle SS166 effectué sur l'aubage restant après l'accident (soit 281 h après le dernier SS166 effectué en VN) met en évidence que la majorité des aubes HP présentent une usure des stellites hors tolérance, 9 d'entre elles atteignant l'usure critique de 0,45 mm.

2.4.1. Hypothèse : L'usure excessive des stellites est due à une composition chimique non conforme

Un programme de caractérisation géométrique et chimique de ces stellites a été élaboré. Les analyses effectuées démontrent que la composition chimique des stellites était conforme.

L'hypothèse selon laquelle l'usure excessive des stellites est due à une composition chimique non-conforme est rejetée.

2.4.2. Hypothèse : L'usure excessive des stellites est due à un diagnostic erroné

Selon le plan de maintenance du module 6, le critère de vitesse d'usure des stellites est fixé à 0,2 mm pour 100 heures de fonctionnement.

L'usure maximum libérée, suite à l'exécution d'un contrôle endoscopique est de 0,25 mm. Il est admis qu'à partir d'une usure de 0,45 mm du stellite, le risque de rupture de l'aube est important.

Avant dernière endoscopie réalisée sur le GTR n° 60363 :

- il est mentionné, dans la documentation moteur que ce contrôle endoscopique a été réalisé 70 h 00 avant l'événement ;
- aucun compte rendu d'exécution de ce contrôle endoscopique n'a été retrouvé.

Dernière endoscopie réalisée sur le GTR n° 60363 :

- cette endoscopie a été réalisée 32 h 00, avant l'événement, et a conclu au maintien en utilisation de la turbine HP ;
- en prenant en compte le temps de fonctionnement depuis ces contrôles, une usure maximale libérée de 0,25 mm et en considérant une rupture à 0.45 mm, la vitesse d'usure des stellites serait dans ce cas supérieure à 0,6 mm/100 h. Or, cette vitesse d'usure stellite est hors expérience constructeur ;
- le temps opérateur validé est compris entre 4 et 6 h et l'exploitation de la documentation technique fait apparaître un temps plus court.

Des recherches ont été faites concernant d'autres aubes de modules 6 afin de vérifier si des cas singuliers ne s'étaient pas présentés dans le passé. Un cas très intéressant a été trouvé, il s'agit du module 6 n° 16176.

Un premier contrôle endoscopique a été réalisé, sur ce module 6, le 31 juin 2009. Suite à ce contrôle, le module 6 a été arrêté.

A cette date le contrôle endoscopique venait d'être mis en place et beaucoup de modules 6 étaient déclarés indisponibles.

Une formation complémentaire a alors été dispensée par l'industriel afin de préciser les critères de rebut de ce contrôle endoscopique. Certains modules déclarés initialement indisponibles par l'armée de l'air ont donc été contrôlés une deuxième fois, en présence d'un spécialiste de l'industriel. Ainsi le module 6 n° 16176 a été déclaré disponible le 30 juillet 2009 suite à ce deuxième contrôle endoscopique. Son vieillissement total était alors de 3 071 h 38.

Le 28 avril 2010, après 31 h 36 de fonctionnement, ce module 6 a fait l'objet d'un nouveau contrôle endoscopique dans le cadre du SS166. 16 aubes ont été identifiées comme critiques dont 11 pour une usure stellite hors tolérance. En particulier, deux d'entre elles (aubes 45 et 46) présentaient une usure de 0,517 mm.

En partant de l'hypothèse que les aubes 45 et 46 libérées suite au deuxième contrôle endoscopique, présentaient une usure maxi de 0,25 mm, ces dernières se seraient usées de 0,267 mm en 31 h 36, soit une vitesse d'usure supérieure à 0,8 mm/100 h 00.

Cette vitesse d'usure est très supérieure à la vitesse maximale admissible par le constructeur qui est de 0,2 mm pour 100 h 00. Il est possible que l'usure mesurée lors des contrôles endoscopiques précédents ait été erronée, conduisant ainsi à une vitesse d'usure non réaliste.

L'hypothèse selon laquelle l'endoscopie pratiquée, pour l'évaluation de l'usure des stellites, n'est pas suffisamment efficace, est possible.

2.4.3. Conclusion

La cause de la rapidité d'usure des stellites, constatée sur le module 6 n° 16470, entre les différents contrôles, n'a pas pu être déterminée avec certitude. Il ressort, toutefois, que les hypothèses envisagées remettent en cause l'efficacité des contrôles endoscopiques réalisés dans le cadre du plan de maintenance du module 6.

2.5. Recherche des causes de la rupture des canalisations carburant

2.5.1. Temps de fonctionnement au régime plein gaz sec

Les canalisations de carburant endommagées présentent un faciès de rupture en fatigue vibratoire.

Le temps important de fonctionnement au régime plein gaz sec avant l'allumage du voyant DSV a soumis le moteur à une plage de vibrations importantes ayant conduit dans un premier temps à la rupture de la fixation de l'épingle ce qui a augmenté le balourd primaire puis dans un deuxième temps à la rupture des canalisations de carburant. Le moteur n'était alors plus suffisamment alimenté pour délivrer une puissance suffisante à la poursuite du vol.

La rupture des canalisations d'alimentation en carburant est donc attribuée aux vibrations engendrées par un fort balourd et un temps de fonctionnement important du GTR au régime plein gaz sec.

2.5.2. Non détection de la rupture d'aubes de turbine

L'analyse du vol a montré que l'allumage du voyant rouge DSV, 1^{ère} anomalie en vol détectée par le pilote, est apparu 17 min 54 s après la rupture des aubes HP. Durant cette phase, le moteur s'est endommagé pour atteindre une situation irréversible. Au moment de l'éjection, il ne manquait que quelques secondes au pilote pour rejoindre le seuil de piste et se poser.

L'analyse du retour d'expérience des cas de rupture d'aubes HP et autres faits techniques générant des vibrations moteur sur M-2000 montre aussi une détection tardive. Ce phénomène de vibration est détecté usuellement sur M-2000 en vol après la survenue d'une anomalie consécutive à l'endommagement secondaire (blocage mécanique DSV, rupture d'une canalisation...).

Les causes retenues de cette détection tardive en vol sont les suivantes :

- amortissement par l'aéronef du phénomène qui n'est pas ou peu détecté par les capteurs sensoriels du pilote ;
- absence d'un système de détection de vibrations moteur embarqué ;
- surveillance du fonctionnement moteur ne permettant pas la détection d'écarts (écarts T7, RPM...).

En conclusion, l'absence de détection de vibrations du moteur par le pilote a contribué à l'événement.

2.6. Gestion de l'événement

2.6.1. Gestion du vol et abandon de bord

2.6.1.1. Gestion du vol

A l'allumage du voyant DSV, le pilote applique la procédure « DSV rouge » en maintenant un régime moteur supérieur à 70 % et il prend une trajectoire adaptée et se présente pour une longue finale sous les nuages avec une vitesse en réduction pour pouvoir sortir le train d'atterrissage juste avant de débiter sa descente.

Lors de cette phase de réduction et proche du terrain (environ 6-7 nautiques) le pilote ressent la perte de puissance du moteur et constate l'allumage du voyant RPM. Il avance alors la manette des gaz au Plein Gaz Sec puis Pleine Charge Post Combustion et enfin il effectue un retour en Plein Gaz Sec en passant sur régulation Secours Carburant. Ces actions conformes à la procédure ont des effets insuffisants sur la puissance du moteur, l'avion est en légère descente vers les 1000 ft avec une vitesse inférieure à 200 Kt. Le train d'atterrissage n'est pas sorti.

Constatant la proximité de la piste face à lui, le pilote tente un rallumage secours carburant hors domaine. Cette tentative est inefficace car il n'y a plus assez de carburant dans la chambre de combustion pour obtenir la puissance nécessaire.

2.6.1.2. Abandon de bord

L'éjection se déroule en configuration de léger virage gauche après une remise à plat de l'appareil, à une vitesse d'environ 160 Kt. A cette vitesse le découpage par cordeau s'opère correctement sur le pourtour de l'arceau et la fragilisation s'effectue par morceaux de grande taille.

Selon le témoignage du pilote, le départ du siège est tonique et la montée initiée par le moteur fusée est surprenante. La phase de « séparation siège pilote » lui semble particulièrement brutale. Le siège ne subit plus d'impulsion du moteur fusée alors que la désolidarisation du siège est suivie de l'ouverture de la voilure. Cette série d'actions s'opère alors que le siège est purement en « phase balistique ». Il est donc dans une configuration générant des efforts de grande amplitude à l'ouverture de la voilure, de surcroît lors de la « phase de séparation siège pilote ».

Selon le témoignage du pilote, celui-ci aurait passé environ 6 secondes sous voile. En situation de détresse, la perception du temps est modifiée. La synthèse des éléments recueillis concernant les paramètres de vol avant éjection rend probable une durée sous voile d'environ 20 secondes.

La cinématique d'éjection s'est déroulée correctement. Celle-ci s'est faite dans une continuité limitant la stabilité du siège lors de la phase balistique suivie directement par l'ouverture du parachute et de la séparation « siège-pilote », ressentie comme brutale. Sous voile, le pilote repère la zone et ne s'inquiète qu'à proximité du sol de la mise en œuvre du paquetage. Il omet de saisir les commandes de manœuvres sans se soucier du sens du vent. Sa voile évolue de façon stable avec une légère vitesse par rapport au sol de l'arrière vers l'avant. Le pilote prend très vite la position d'atterrissage et atterrit franchement sur un sol souple, herbeux et semés de sapins de petite taille. Il fait le bilan de situation et constate qu'il est indemne et que son matériel est apparemment intègre. Le paquetage n'est cependant pas directement accessible, car la mise en œuvre de celui-ci a été réalisée automatiquement après la séparation siège pilote et se situe de l'autre côté d'une rangée d'arbres. Il communique son état de santé et sa position grâce à son téléphone portable. Une fois les secours à proximité de son point de poser, il les oriente dans les derniers mètres à l'aide du sifflet contenu dans le gilet.

En conclusion :

- le siège a été mis en œuvre de façon nominale, tous les dispositifs ont été activés et ont joué leur rôle ;
- la fragilisation verrière a fonctionné normalement ;
- le parachute a fonctionné normalement et permis au pilote de se poser sans encombre ;
- le paquetage et ses composants ainsi que la coque rigide (séparée de l'ensemble paquetage, lors de sa mise en œuvre, car non attachée) ont été retrouvés. L'ensemble a fonctionné de façon nominale.

L'éjection s'est déroulée de façon nominale. Le pilote a cependant omis d'actionner les commandes de manœuvre du parachute.

2.6.2. Recherche et sauvetage

Lorsque le service de contrôle aérien annonce l'éjection, les services de secours pensent d'abord qu'il s'agit d'un exercice. Dans un premier temps, le médecin ne se déplace pas et les pompiers se postent au niveau de la porte de service la plus proche et n'interviennent que 12 minutes plus tard. Ce manque d'initiative surprend le contrôleur, alors que l'infirmière et l'auxiliaire sanitaire partent lorsque le klaxon crash retentit.

La localisation du pilote s'est appuyée dans un premier temps sur les indications de la vigie, puis sur les coordonnées de la dernière position connue et le carroyage des cartes des services de secours. Enfin, le pilote qui disposait d'un téléphone portable avec une application GPS a guidé les secours jusqu'à lui.

3. CONCLUSION

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

- L'accident survient à la suite de la perte de poussée du moteur n° 60363 dont le module 6 fait l'objet d'un plan de maintenance adapté selon le SS166R6. Ce plan de maintenance prend en compte le fait technique d'usure des stellites ;
- dans ce cadre, le module a subi deux contrôles endoscopiques, un premier 70 h 11min avant l'événement et le second 32 h avant ;
- deux aubes de turbine se sont rompues par usure des stellites ;
- cette rupture de deux aubes a fait apparaître un balourd ;
- ce balourd associé à un temps de fonctionnement en plein gaz sec important, a entraîné la rupture de l'épingle du palier 3 qui a aggravé le balourd, lequel a engendré des vibrations suffisamment fortes pour entraîner la rupture de deux canalisations d'injecteur ;
- la rupture des deux canalisations d'alimentation d'injecteur a entraîné une perte de poussée ;
- ne parvenant pas à rétablir la poussée, le pilote s'est éjecté.

3.2. Causes de l'événement

Les causes de la perte de puissance du moteur sont :

- une vitesse d'usure des stellites plus importantes pour ce GTR que celles rencontrées sur d'autres GTR. Son origine demeure indéterminée à ce jour ;
- une usure conséquente des stellites non décelée par la maintenance préventive ;
- une absence de détection d'endommagement et de vibrations du moteur avant l'allumage du voyant DSV et donc aucune alerte vers le pilote indiquant la rupture des aubes de turbine.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

L'aménagement du plan de maintenance du module 6 a été construit sur l'application d'un coefficient de pondération et d'une butée de fonctionnement pondérée fixée à 220 h. Ce coefficient de pondération prend en compte les missions réalisées dans les différents escadrons de chasse. Les missions réalisées à Mont-de-Marsan n'avaient pas été jugées suffisamment contraignantes pour qu'un coefficient de pondération soit appliqué. Les investigations ont montré que ce choix n'est pas adapté pour prendre en compte l'usure réelle des moteurs.

Compte tenu de ces éléments, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la DGA en liaison avec l'armée de l'air :

- de revoir la grille de coefficient de pondération au regard des missions réalisées ;
- d'étudier la modification éventuelle de la butée de maintenance à 220 heures pondérées ;
- d'étudier la mise en place au sein du calculateur moteur d'un système permettant d'effectuer un suivi réel des temps de fonctionnement dans les domaines contraignants.

La cause de la rapidité d'usure des stellites, constatée sur le module 6 NMR 16470, entre les différents contrôles, n'a pu être déterminée avec certitude.

Les investigations ayant cependant démontré l'inefficacité des contrôles endoscopiques dans le cadre du plan de maintenance de ce module, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la DGA la suppression de ce contrôle endoscopique.

L'absence de détection des vibrations engendrées par la rupture des aubes de turbine a conduit le pilote à poursuivre sa mission normalement jusqu'à l'apparition de l'alarme DSV.

Lors de l'apparition de cette alarme (17 min après la rupture des aubes), le moteur était alors déjà fortement endommagé.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la DGA d'étudier, en liaison avec le constructeur, la possibilité de mettre en place un système de détection de vibrations sur les moteurs M53P2.

4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement

4.2.1. Ejection

Le pilote éjecté n'a disposé que de peu de temps sous voile. Les omissions peuvent cependant être corrigées par des actions de préparation psychologique et de répétitions par le geste.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air d'adapter le programme d'entraînement des équipages par simulation à l'aide du harnais suspendu pour renforcer l'ancrage des actes réflexes.

4.2.2. Recherche et sauvetage

Compte tenu du moment de flottement qui a suivi le déclenchement de l'alarme, engendré par le caractère réel ou exercice de l'événement, **le bureau enquêtes accidents défense air rappelle qu'en l'absence de la mention « exercice » tout déclenchement d'alerte doit être considéré comme réel.**

L'infirmière et l'auxiliaire sanitaire sont partis sans médecin lorsque le klaxon crash a retenti. L'absence de ce dernier aurait pu être préjudiciable.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air rappelle l'importance de la conformité des équipes d'intervention.

Compte tenu des difficultés qui ont été rencontrées pour localiser le lieu d'intervention, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

aux organismes exploitant des plates-formes aéronautiques avec des services de secours de doter leurs équipes d'intervention d'un moyen de localisation GPS.

L'équipe médicale a fait un prélèvement sanguin avec l'accord du pilote mais sans obtenir l'assentiment de l'autorité judiciaire par la voix de l'officier de police judiciaire. Dès lors, les résultats d'analyse n'ont pu être exploités.

Depuis cet événement, les modalités de prélèvements biologiques suite à un accident aérien ou incident aérien sont précisées dans l'IM n° 1539/DCSSA/OPS/ORG du 13 mai 2011.

Afin de disposer d'expertises biologiques et d'éviter tout problème d'ordre juridique, le bureau enquêtes accidents défense air rappelle la parution récente d'un texte normatif précisant le rôle du médecin en cas d'accident ou d'incident aérien.

4.2.3. Documentation technique

L'exploitation de la documentation technique n'a pas permis de récupérer les informations recherchées concernant l'avant dernier contrôle endoscopique. Ces informations auraient pu être utiles dans l'analyse de l'événement en général et du « contrôle libérateur » en particulier. **Le bureau enquêtes accidents défense air rappelle à l'armée de l'air l'importance de la traçabilité des opérations de maintenance qui devient systématique avec la navigabilité.**

ANNEXES

ANNEXE 1	Allumage du voyant DSV	42
ANNEXE 2	Origine des fluctuations TT7	44
ANNEXE 3	Vue descriptive d'une sonde Tt7.....	45
ANNEXE 4	Vue descriptive du harnais Tt7	46

ANNEXE 1

Allumage du voyant DSV

Comme précisé au paragraphe 1.16.1, les conditions d'allumage du voyant, après temporisation, sont les suivantes :

- panne capteur DSV ;
- DSV > 50 % et N < 4000 tr/min ;
- DSV > 50 % et écart DSV.

- Analyse de l'hypothèse : l'allumage du voyant DSV est dû à une panne du capteur DSV.

L'intégrité du capteur DSV, connecteur inclus a été vérifiée, l'allumage du voyant DSV n'est donc pas dû à une panne du capteur DSV.

- Analyse de l'hypothèse : l'allumage du voyant DSV est dû à un DSV fermé à plus de 50 %, avec N < 4000 tr/min

Lorsque le voyant rouge DSV s'allume à T0 + 1074 s, le régime moteur est supérieur à 9000 tr/min, **l'allumage du voyant DSV n'est donc pas dû à un DSV est fermé à plus de 50 % et N < 4000 tr/min.**

- Analyse de l'hypothèse : l'allumage du voyant DSV est dû à un DSV fermé à plus de 50 % et un écart DSV

La panne rouge survient sur une sollicitation en ouverture du DSV.

Il a été constaté, lors de l'examen technique que 6 supports de vérins DSV sur 8 étaient rompus, avec flexibles intègres et connectés. 6 pelles DSV, étaient donc désolidarisées et « libres » de mouvement dans le flux secondaire du GTR.

Un blocage de l'une ou plusieurs d'entre elles, durant la sollicitation en ouverture, ayant engendré des points durs dans la cinématique et un écart DSV est cohérent avec l'allumage du voyant DSV.

Il est très probable que l'allumage du voyant DSV soit dû à un blocage des pelles DSV.

- Persistance de l'allumage du voyant DSV

Lors de son audition, le pilote a affirmé que son voyant DSV rouge est resté allumé durant le reste du vol, jusqu'à son éjection. Ce n'est pas cohérent avec les positions finales vérifiées de l'ensemble des vérins et du moteur hydraulique, qui étaient conformes à la demande de régulation, c'est à dire en position « DSV ouvert ».

En effet, la panne DSV rouge déclenche, entre autre, une commande permanente d'ouverture DSV. L'ouverture du DSV a bien été constatée durant l'expertise et cela aurait du provoquer l'extinction du voyant rouge correspondant.

- Analyse de l'hypothèse : l'allumage persistant du voyant DSV est dû à une ouverture permanente de la ligne de mesure capteur DSV.

Le capteur DSV comporte trois enroulements reliés au calculateur moteur. L'ouverture d'au moins une des trois lignes provoque la panne.

Comme indiqué plus haut, l'ensemble connecteur-capteur était en état de fonctionnement. L'ouverture de la ligne de mesure est possible (connectique soumise aux vibrations,...). Toutefois la branche du harnais (J02) desservant le moteur hydraulique n'a pu être testée, car il a été endommagé par l'incendie au sol.

Il est donc possible que l'allumage persistant du voyant DSV a été causée par une ouverture de la ligne de mesure capteur DSV.

- Analyse de l'hypothèse : La cinématique DSV est restée « coincée » jusqu'à l'éjection puis s'est débloquée par la suite

Le blocage des pelles DSV, jusqu'à l'éjection, expliquerait l'allumage persistant du voyant DSV observé par le pilote. Les positions finales de l'ensemble vérins et moteur hydraulique supposent, dans ce cas, un déblocage de la cinématique DSV, après l'éjection. Ce déblocage pourrait alors s'expliquer par une remise dans une configuration favorable des pelles DSV, peut être suite aux fortes vibrations auxquelles cette zone du GTR a été soumise.

Il est possible qu'un blocage de la cinématique DSV ait perduré jusqu'à l'éjection et ait disparu ensuite.

- Analyse de l'hypothèse : le pilote ne voit pas l'extinction du voyant DSV

Lors de son interview, le pilote a affirmé avoir vu l'allumage des voyants DSV et RPM. Une minute sépare le moment de l'allumage du voyant RPM et le moment où le pilote s'éjecte. Durant ce laps de temps, ce dernier a effectué un passage en secours CARB, un retour en régulation normale, un rallumage en secours CARB et a eu à gérer son éjection. Parallèlement à ces actions, de nombreux autres voyants se sont allumés au tableau d'alarme (ALT1, ALT2, BPG, BPD, TR, PA, ...). Il est possible que le voyant DSV se soit éteint, suite à une remise en configuration favorable des pelles DSV et que le pilote ne s'en soit pas rendu compte.

Il est possible que le pilote ne se soit pas rendu compte de l'extinction du voyant DSV, dans la phase critique avant l'éjection.

ANNEXE 2

Origine des fluctuations Tt7

Les fluctuations de T7 observées entre les tops 4148 et 4225 s peuvent être reliées aux éléments suivants :

- l'état de découpage du carter extérieur de veine primaire, constaté autour des sondes T7 permettait une totale liberté de mouvement de ces dernières. En particulier, la totale liberté radiale des sondes n° 2 et 3 autorisait la migration d'un flux à l'autre (flux chaud et flux froid) de leur thermocouple externe ;
- le découpage du carter extérieur de veine primaire autour des sondes T7 a aussi permis le passage de gaz « froids » issus du flux secondaire dans le flux chaud, en fonction des sections « ouvertes » par l'excitation vibratoire ;
- la période des fluctuations de T7 est incluse dans celle couvrant la rupture des canalisations d'injection carburant (début de la fuite au top 4100 s, rupture complète au top 4292 s).

Le déplacement radial, sous sollicitations vibratoires, des sondes (notamment n° 2 et 3 jusqu'à la rupture totale du support) peut expliquer les fluctuations de T7 enregistrées. Aux effets de ce déplacement des sondes sur la hauteur de veine peuvent s'ajouter ceux des hétérogénéités de combustion résultant de la fissuration des canalisations d'alimentation de l'injecteur n° 2.

Des problèmes de connections électriques, au niveau du harnais TT7, suite aux fortes vibrations dans cette zone, peuvent également avoir engendré ces fluctuations.

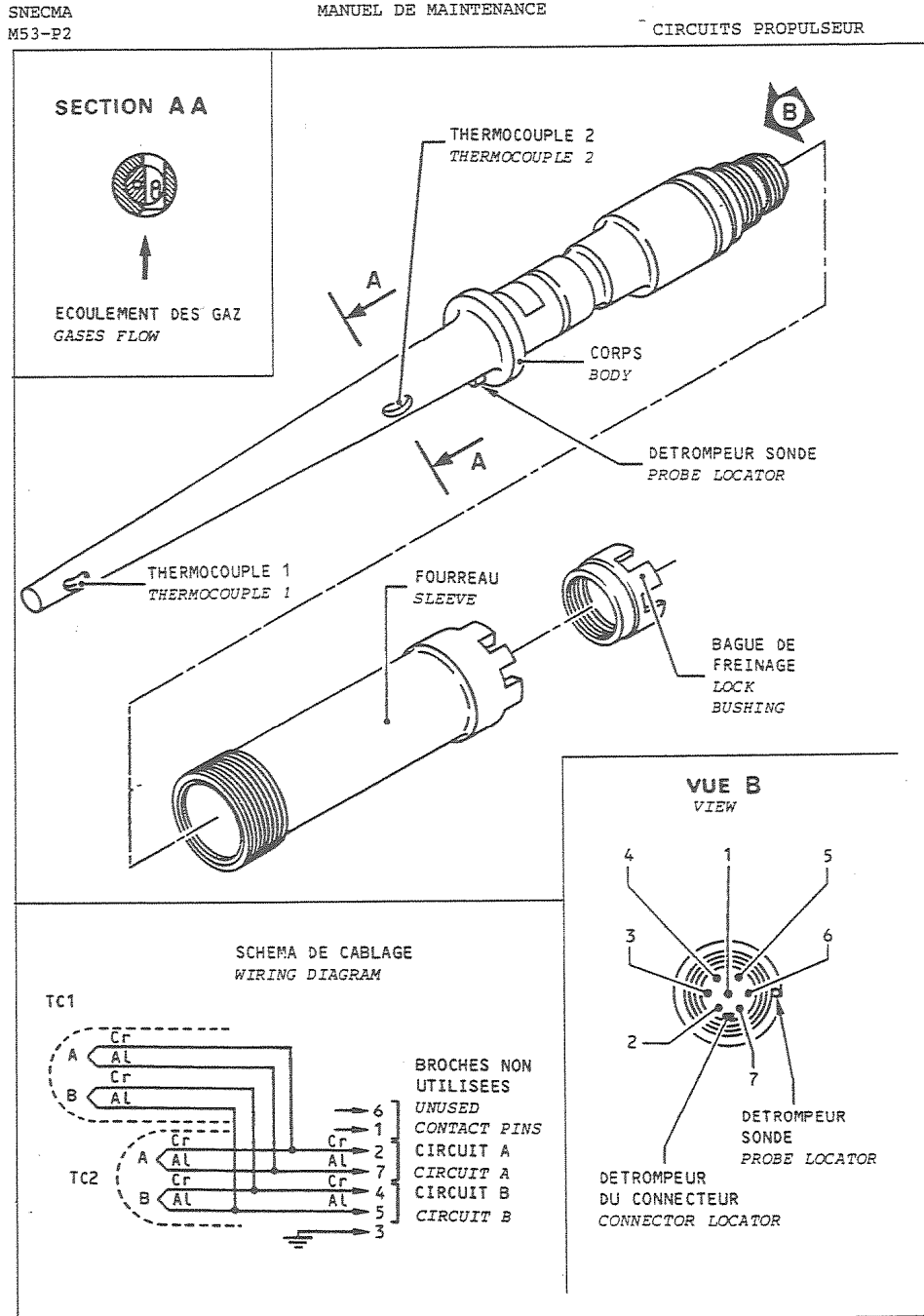
L'hypothèse qu'un déplacement erratique, sous sollicitations vibratoires, des sondes T7 (notamment n° 2 et 3), explique les fluctuations de T7 enregistrées est possible.

L'hypothèse qu'aux effets de ce déplacement des sondes, sur la hauteur de veine, se soient ajoutés ceux des hétérogénéités de combustion résultant de la fissuration des canalisations d'alimentation de l'injecteur n° 2 est possible.

L'hypothèse que ces fluctuations de TT7 sont dues à un défaut de connectique, au niveau du harnais TT7, suite aux fortes vibrations auxquelles cette zone a été soumise est possible.

ANNEXE 3

Vue descriptive d'une sonde Tt7



VUE DESCRIPTIVE D'UNE SONDE Tt7
Figure 54

50-120-002
OCT 92

AAF

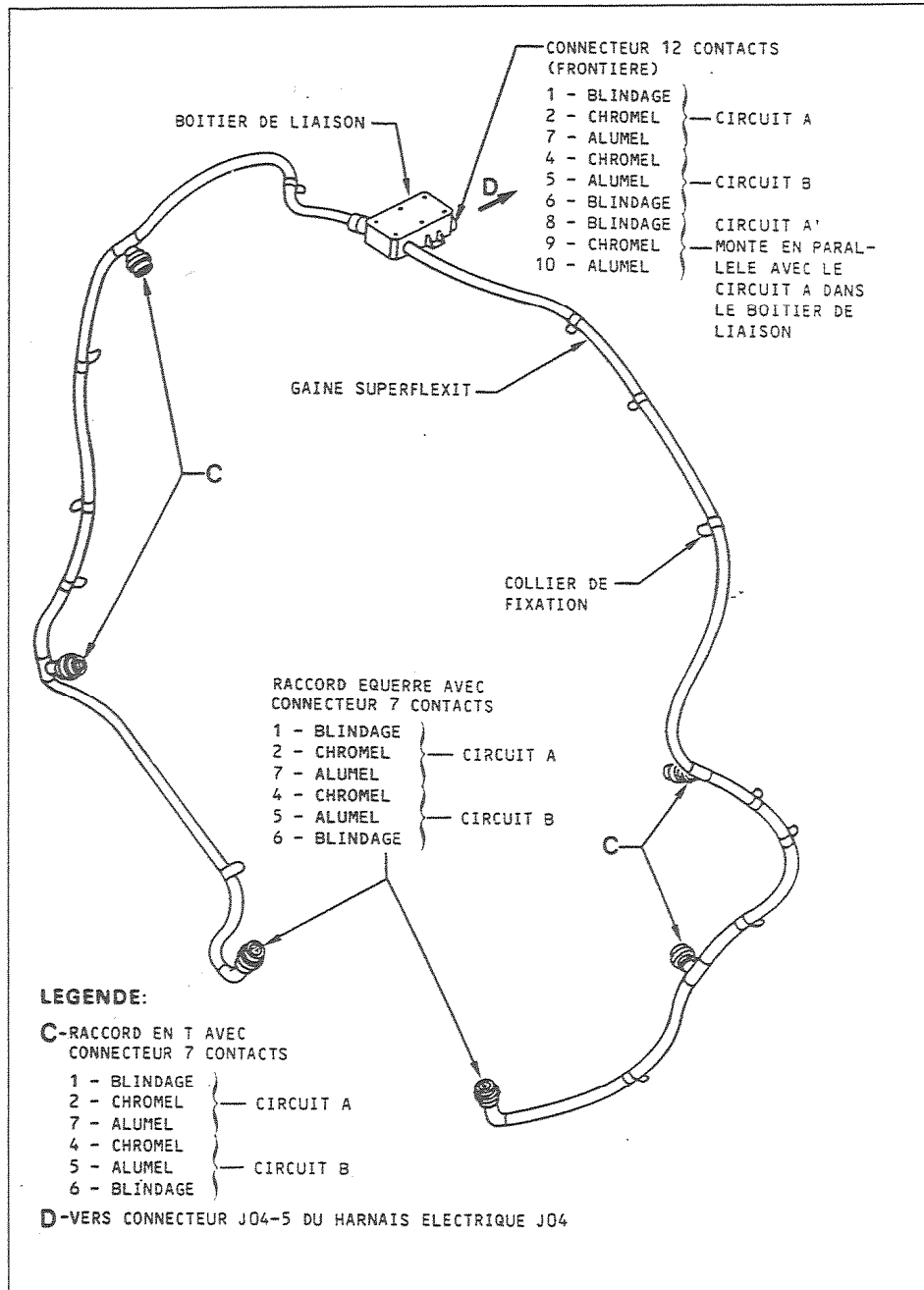
ANNEXE 4

Vue descriptive du harnais Tt7

SNECMA
M53-P2

MANUEL DE MAINTENANCE

CIRCUITS PROPULSEUR



VUE DESCRIPTIVE DU HARNAIS Tt7
Figure 52

AAF

50-119-003
OCT 92