

## 2 ANALYSE

L'accident résulte d'une perte de poussée en évolution, suivie d'une coupure volontaire du moteur et d'une tentative infructueuse de rallumage en secours carburant. Il aboutit à une double éjection à basse altitude.

L'analyse qui suit est fondée sur l'exploitation des témoignages et des données de l'enregistreur FDR et se décompose en trois parties. La première résume les résultats des différentes expertises. La seconde a pour objet de reconstituer le scénario probable de l'évènement. La troisième consiste à identifier les causes possibles de cet accident.

### 2.1. Expertises

#### 2.1.1 Extraction et exploitation des données du FDR

Il a été possible de reconstituer en 3D l'ensemble du vol et de confirmer les témoignages fournis. L'exploitation des données montre également l'absence d'alarme en relation avec l'évènement ce qui conduit l'équipage à poursuivre ses évolutions de voltige jusqu'à la perte de poussée significative.

**Aucune alarme sonore ou visuelle ne pouvait informer l'équipage de la rupture d'aubes « petits stellites » de la turbine HP du moteur M53P2.**

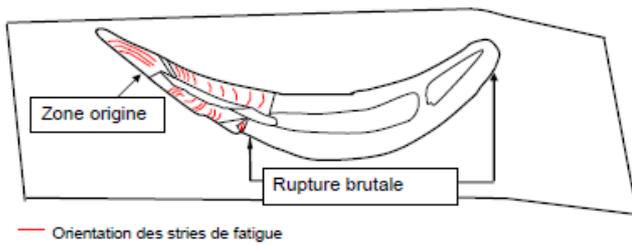
#### 2.1.2 Expertise du turboréacteur

Le module 6 n°16490 présente une turbine HP à aubage homogène petits stellites avec des temps de fonctionnement compris entre 933h et 3327h.

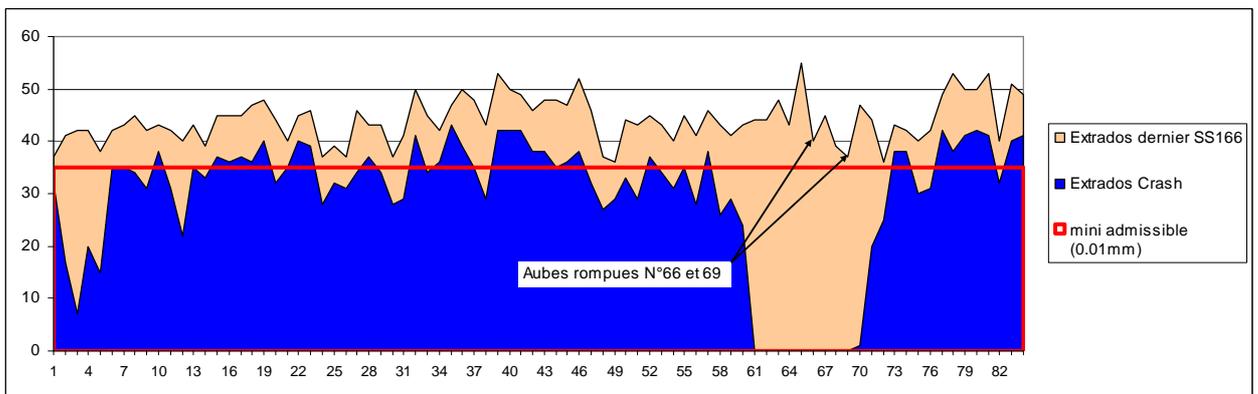
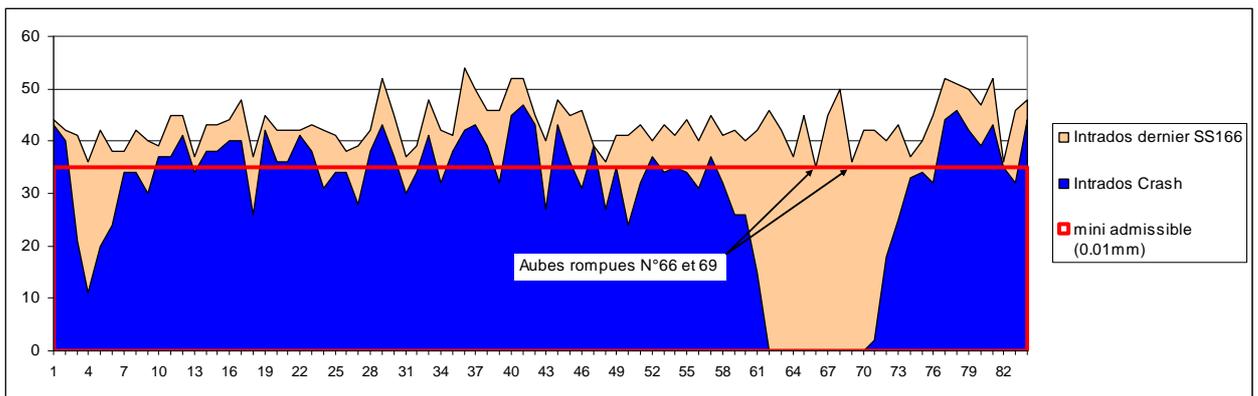
Deux aubes petits stellites de la turbine HP se sont rompues en «base pale», en fatigue sous sollicitation vibratoire haute fréquence de même nature que celles déjà observées sur les GTR 60274 (2006), 60102 (2008) et 60363 (2010), selon le scénario :

usure des stellites ;  
perte de la pré-torsion ;  
initiation sous sollicitation vibratoire ;  
propagation en vibratoire ;  
rupture.

Il s'agit de l'aube n°66 (3327h53 depuis fabrication - juste sur la limite de la tolérance lors du contrôle intrados par l'AIA de Bordeaux en mars 2013) et de l'aube n°69 (2226h25 depuis neuf - également proche des limites intrados et extrados lors du même contrôle).

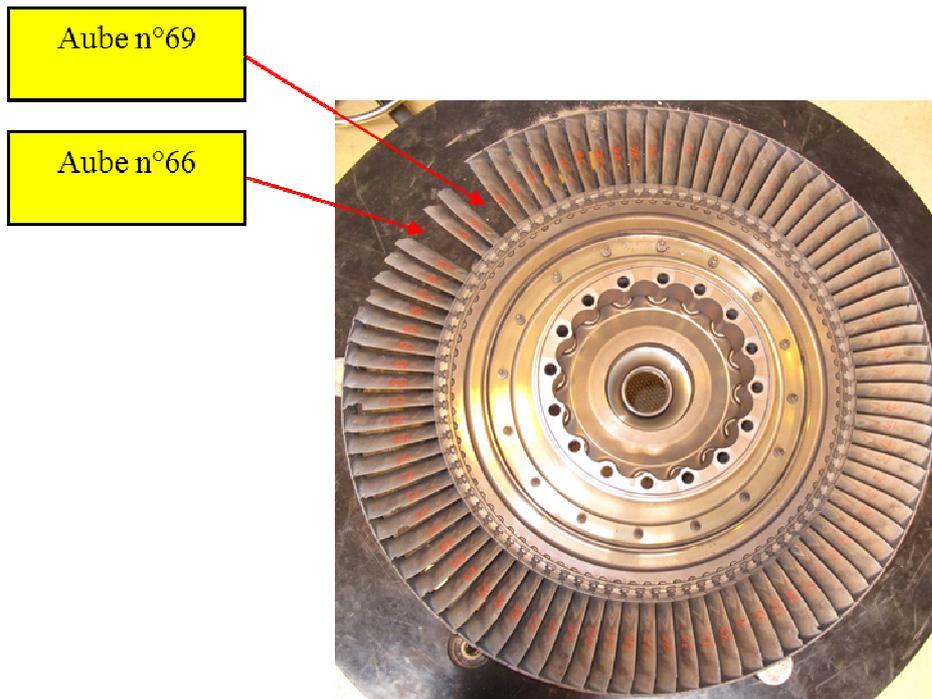


Vue des stries de fatigues des aubes



Evolution de l'usure des aubes petits stellites depuis le dernier contrôle jusqu'au crash

La vitesse moyenne d'usure des stellites constatée est de 0.05 mm / 100h (conforme à l'expérience déjà recueillie). En revanche une « poche » importante d'aubes fortement usées est observée. Il s'agit du premier cas connu en utilisation de double rupture en fatigue.



Roue de turbine HP

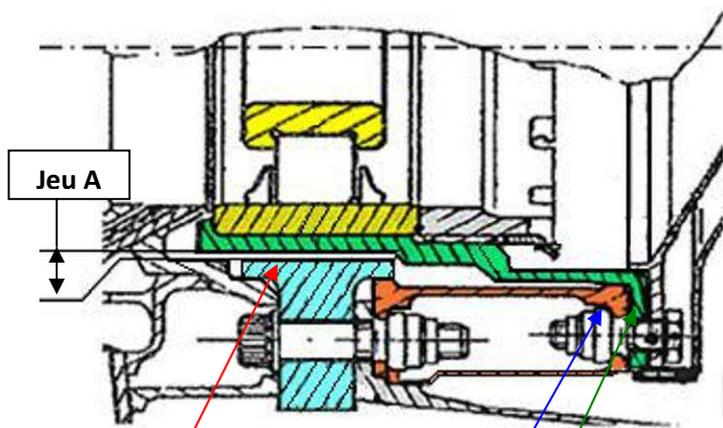
Les débris de ces aubes ont ensuite détérioré les aubes 68, 67 puis 64 à 62 (rompues au niveau du talon) et l'aube 61 (qui a perdu la partie extradados de son talon). Tous les bords d'attaque sont endommagés sur 3 cm sous les talons



Vue des endommagements produits

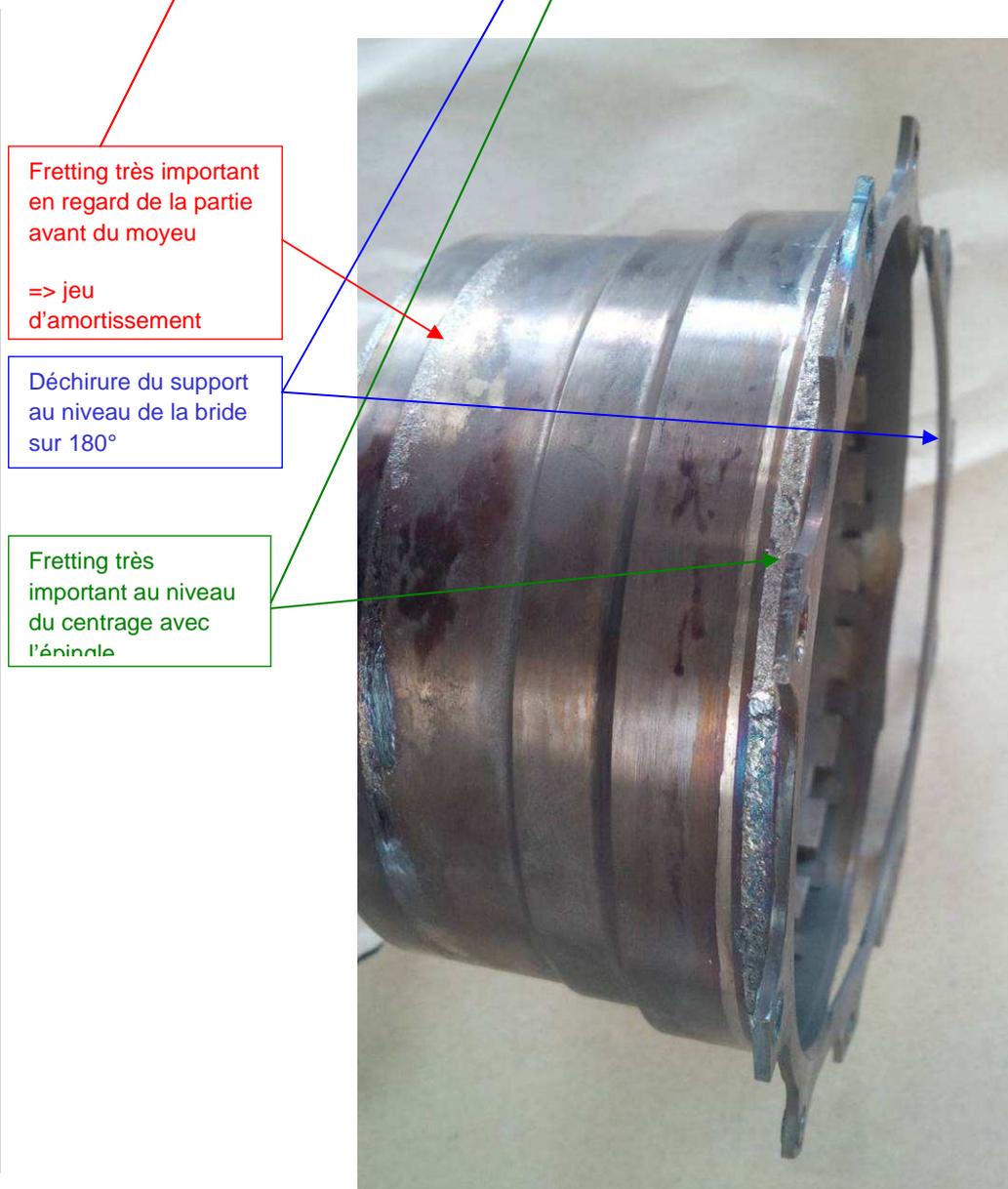
Le balourd généré sur la roue de turbine après ces ruptures et endommagements est de 10015 cm.g. Il est trois fois supérieur à l'essai maximal nécessaire lors de la qualification qui est de 3500 cm.g.

Il a généré la dégradation du palier n°3 (palier arrière de la turbine HP) et la perte de la fonction « absorption des charges » de ce dernier.



- Roulement de palier III
- Fourreau porte roulement
- Moyeu
- Entretoise ou « épingle »

L'épingle est un amortisseur. Elle isole le roulement du moyeu par un jeu A (de 0.5 à 0.725 mm). Son rôle est « d'absorber » les effets du balourd du rotor afin de ne pas exciter les différents modes propres des composants du moteur.



Fretting très important en regard de la partie avant du moyeu  
=> jeu d'amortissement

Déchirure du support au niveau de la bride sur 180°

Fretting très important au niveau du centrage avec l'épingle

Fourreau porte roulement

Les vibrations ont entraîné la rupture en fatigue très rapide de l'entrée PFT (régulation principale) du transiteur de tuyère et de l'entrée de l'allumeur PC (constatations sur les faciès de rupture).



Rupture entrée PFT



Rupture entrée de l'allumeur PC

Elles ont généré la dégradation en fatigue de la rampe débit de base de l'injecteur n°4.



Vue de la rupture injecteur n°4

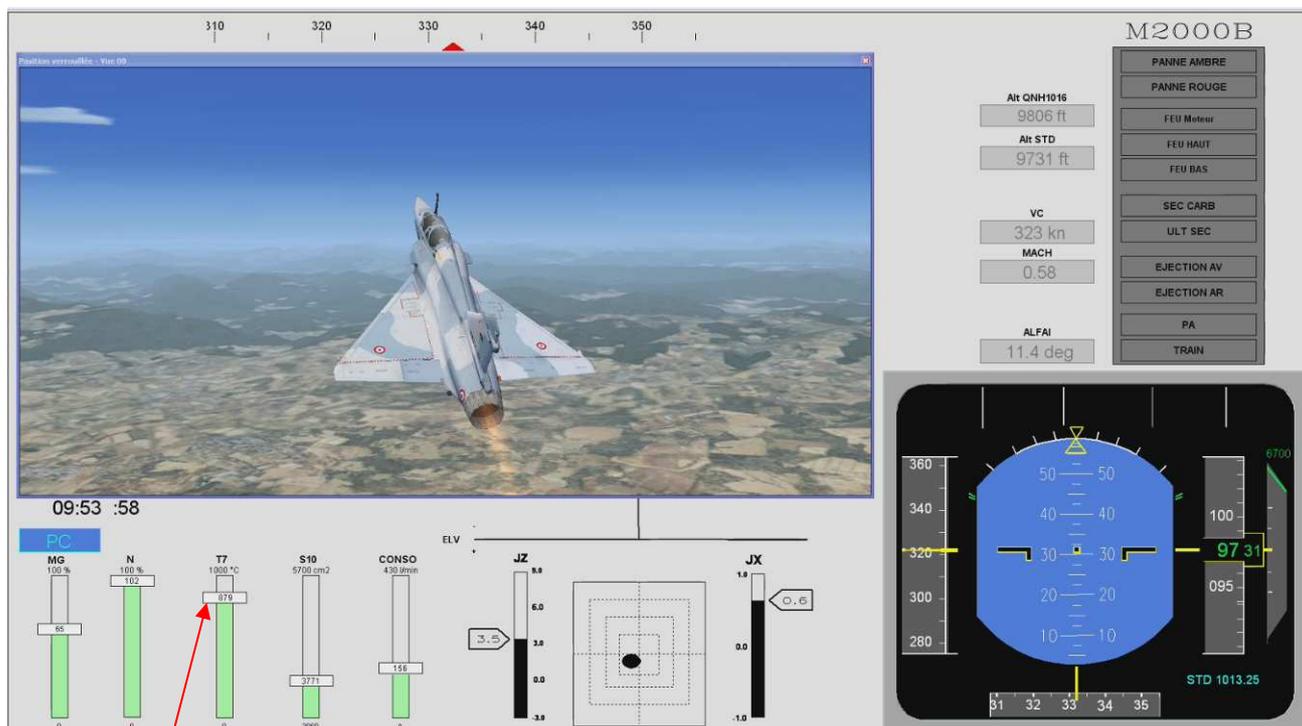
### Séquence d'endommagement du GTR

**La rupture en fatigue de deux aubes petits stellites de la turbine HP a généré la détérioration de six autres aubes en pied d'aube. Le balourd résultant a engendré de fortes vibrations de nature à provoquer la dégradation du palier n°3, la rupture rapide en fatigue des canalisations d'alimentation de deux vérins de tuyère puis de la canalisation de débit de base de l'injecteur n°4 (121 secondes après la rupture des aubes).**

## 2.2. Séquence de l'évènement

Un STEP (*sequentially timed event plotting procedure*) est établi à partir des données du FDR.

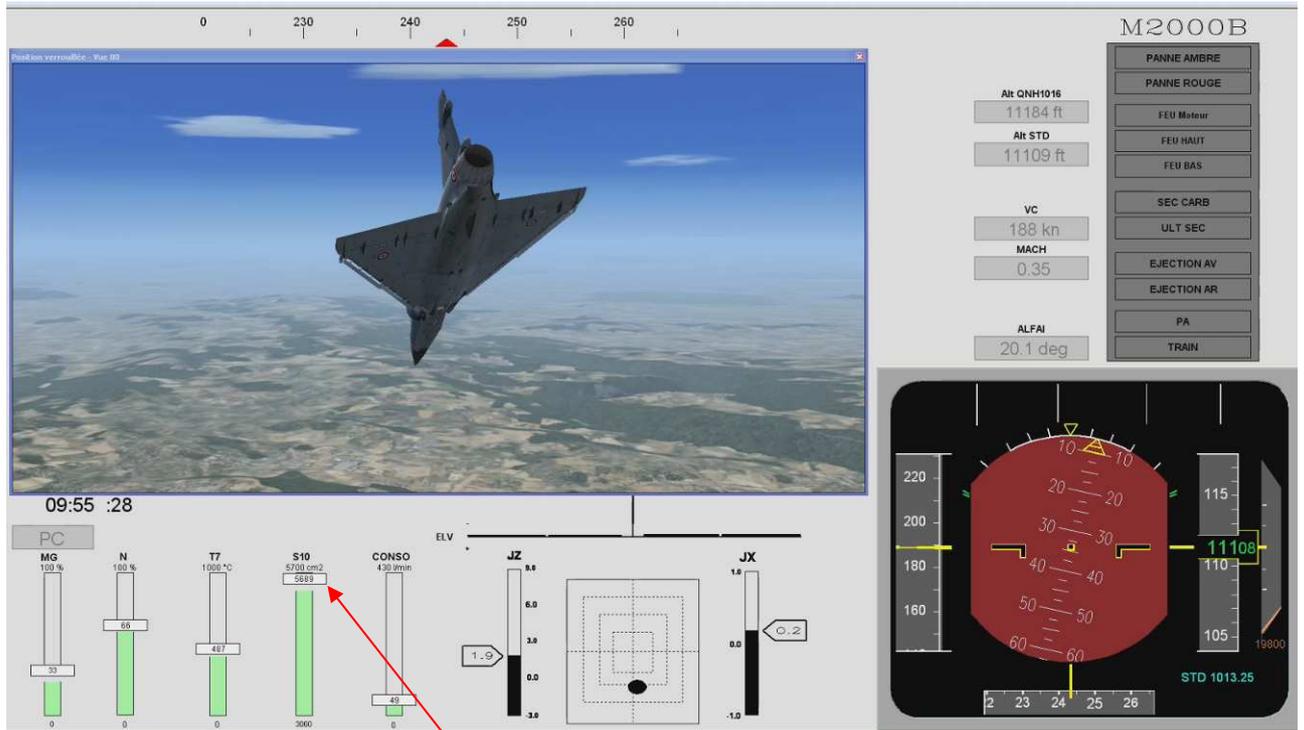
- 09h45'00'' décollage
- 09h51'37'' *G warm up*<sup>1</sup> par la gauche à 4 G
- 09h51'54 alarme rouge furtive (panne oxygène sans rapport avec l'évènement)
- 09h53'30'' début de la première série de voltige rapidement interrompue
- 09h53'19'' début de la seconde série de voltige
- 09h53'58'' rupture de deux aubes petits stellites et augmentation de la T7



**Augmentation de la T7 de 24° (passe de 855° à 879°) – aucune alarme**

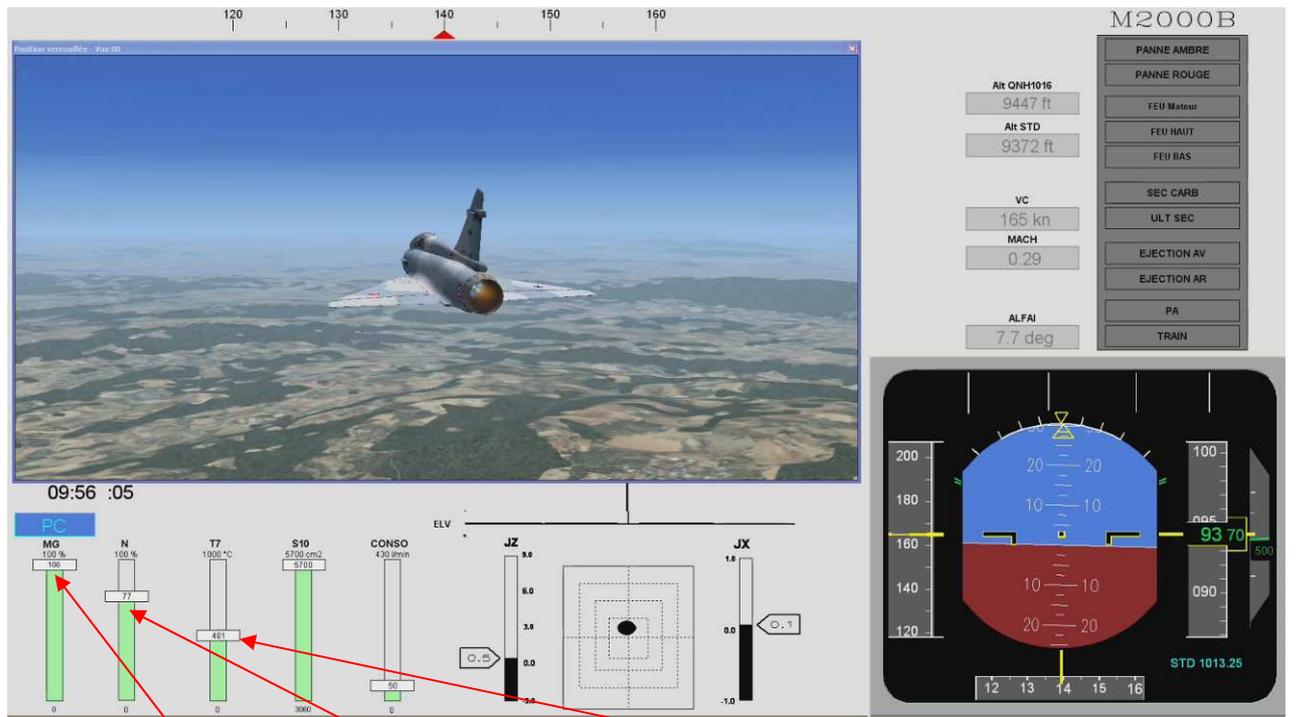
- 09h54'18'' début de la troisième série de voltige
- 09h54'28'' appareil au point haut avant retournement
- 09h54'55'' appareil au point bas avant l'enchaînement sur la boucle
- 09h55'15'' appareil en balistique durant la boucle (sans rapport avec l'évènement)
- 09h55'20'' alarme ambre (alpha/beans/pelle sans rapport avec l'évènement)
  
- 09h55'28'' après un fonctionnement erratique la tuyère reste pleine ouverte.  
Le phénomène est accompagné d'une surconsommation de carburant jusqu'à 104 kg/mn.

<sup>1</sup> Mise en condition ou échauffement de l'équipage au facteur de charge de manière à habituer l'organisme. Cela permet d'éviter un G-LOC (*Lost Of Consciousness* = perte de connaissance due au facteur de charge) qui est souvent due à une prise de facteur de charge brutale sans "échauffement" préalable. Le G Warm-up permet aussi d'annuler la prise de facteur de charge élevée (annuler la voltige ou le combat) si l'équipage ne supporte pas les contraintes lors de l'échauffement.



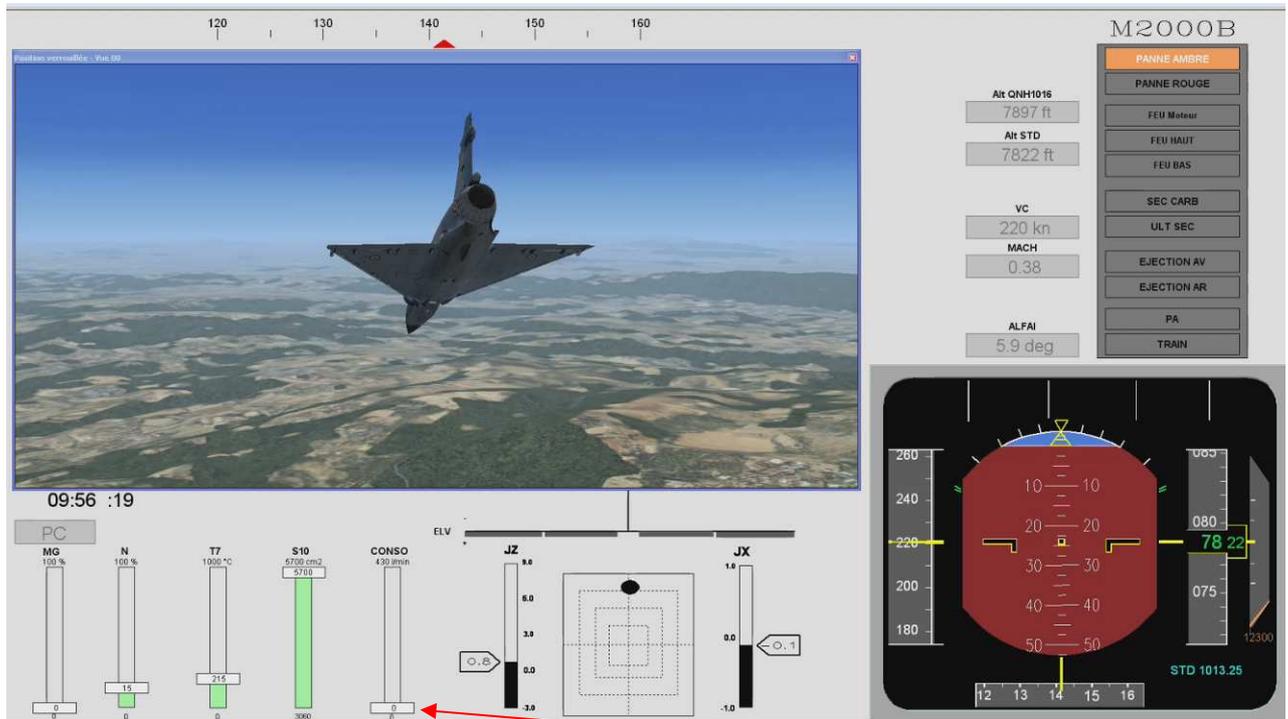
Tuyère pleine ouverte

- 09h55'35'' perte de la crédibilité des informations des sondes T7
- 09h55'57'' l'équipage détecte un problème moteur
- 09h56'05'' l'équipage teste la manette des gaz (pas de remontée moteur)



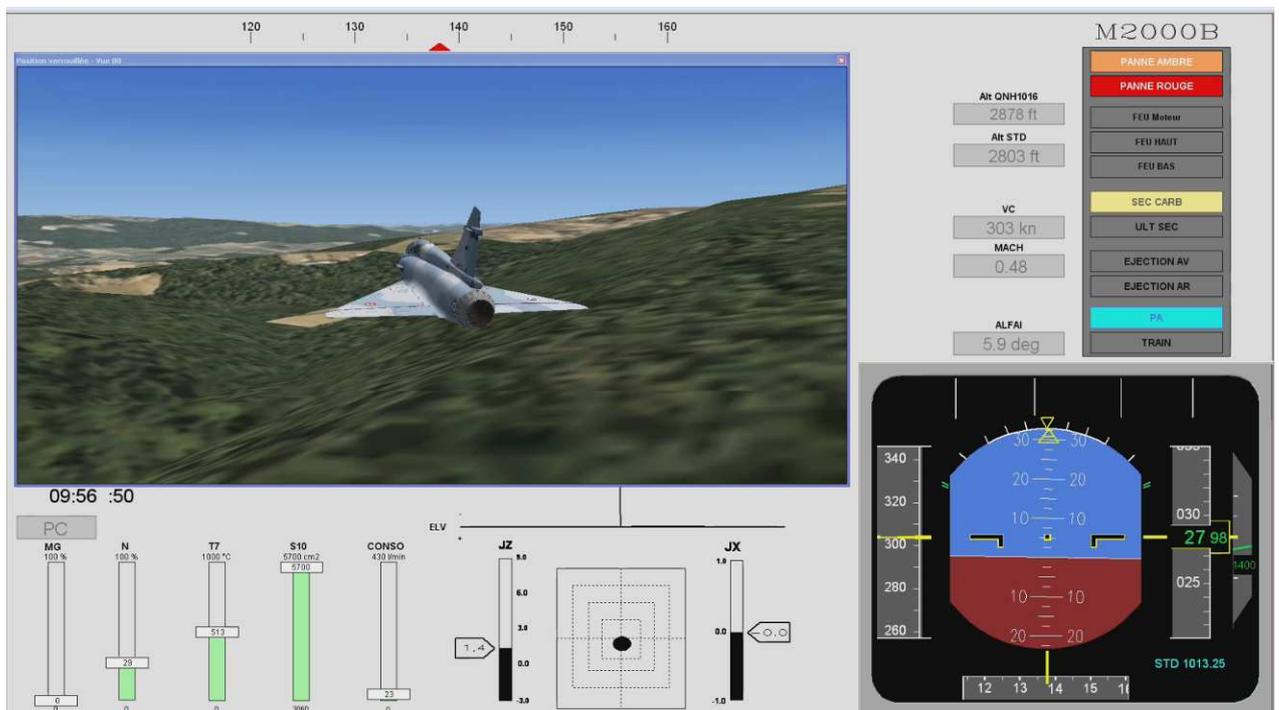
(plein gaz PC - N = 77% - T7 = 476°C) - manette inefficace

- 09h56'08'' dévissage moteur lors du passage de la manette des gaz sur ralenti
- 09h56'09'' alarme rouge puis ambre au passage de 56% de régime moteur<sup>2</sup>
- 09h56'19'' coupure du moteur par le moniteur



**Moteur coupé, plus de consommation carburant**

- 09h56'34'' passage en secours carburant
- 09h56'34'' le moteur rallume mais le régime stagne à 29 %



**Moteur bloqué à 29 % de régime et à 513° de T7**

- 09h57'32'' apparition d'une panne ambre (sans rapport avec l'incident)
- 09h57'43'' éjection de la place arrière

<sup>2</sup> Alarmes rouges : RPM, BP, PA - Alarmes ambres : ALT1, ALT2, BP.G, BP.D. Ces alarmes sont acquittées.

09h57'43'' éjection de la place avant  
 09h57'43'' premier impact avec le sol et fin de l'enregistrement du FDR



Premier impact avec le sol

**La perte de poussée moteur est confirmée. Elle provient d'une part de la pleine ouverture de la tuyère (perte de 40 à 50% de la poussée) puis de la rupture de la canalisation de débit de base de l'injecteur n°4 (perte au final de 57% de la poussée). Le carburant ne va pas en totalité dans la chambre de combustion. Lors de la séquence de rallumage en vol l'enroulement ne peut être obtenu (gradient de régime 4 fois plus faible qu'attendu selon le constructeur Snecma).**

## 2.3. Recherche des causes de l'incident

### 2.3.1. Causes environnementales

#### Conditions exogènes au GTR

Les conditions aérologiques, de température et de luminosité ambiantes étaient compatibles avec ce type de vol. Aucune collision volatile ou absorption de corps étranger n'est en relation avec cet accident.

**Les conditions environnementales ne sont pas à l'origine de cet accident.**

### 2.3.2 Causes techniques

#### **Système avion**

Les enregistrements, les examens effectués sur l'épave et la documentation montrent que la cellule ne présentait pas d'anomalie ou de défaillance de ses systèmes et de ses commandes de vol.

**Les systèmes avion ne sont pas à l'origine de cet accident.**

#### **Groupe turbo réacteur**

Depuis la livraison par l'AIA de Bordeaux, le moteur 60191 a été monté successivement sur les avions suivants :

- B528 du 29/05/13 au 22/10/13
- B523 du 12/02/14 au 28/02/14
- C101 du 07/04/14 au 24/04/14
- C102 du 13/05/14 au 22/05/14 (utilisé en opérations en Pologne)
- B526 du 26/05/14 au 04/08/14 (accidenté à Viens)

La turbine (module 6) n° 16490 provenait de l'AIA de Bordeaux en mars 2013 avant d'être montée sur le GTR 60191.

Les expertises ont montré que la perte de l'avion est due à la rupture de deux aubes petits stellites de la turbine HP du groupe turbo réacteur. Cette turbine avait fait l'objet d'un contrôle 174 h auparavant à l'AIA de Bordeaux. Ce contrôle régénèrait le potentiel de la turbine pour 200h de vol ou 10h de fonctionnement en zone S1. Ce contrôle est basé sur les connaissances industrielles et sur un retour d'expérience objet d'un suivi mis en place par accord entre SNECMA et l'armée de l'air depuis l'été 2009.

Avant cet événement, le constructeur avait recensé 13 cas de ruptures d'aubes dont 2 au banc d'essais et un au décollage.

Deux cas avaient conduit à la rupture d'un support de canalisation d'injecteur mais sans rupture de la canalisation.

Cet accident se distingue des autres par la rupture simultanée de deux aubes, la rapidité de la dégradation (2 min 30 sec environ) ainsi que par l'importance du balourd engendré.

Il présente des similitudes avec l'accident du mirage 2000-5 à Mont de Marsan qui a fait l'objet de l'enquête du BEAD-air n°A-2010-008-A.

**La rupture en fatigue d'aubes petits stellites équipant les turbines HP est un phénomène connu qui faisait l'objet de mesures de contrôle toutes les 200h de vol.**

### 2.3.3 Domaine relevant des facteurs humains et organisationnels

L'analyse des facteurs humains s'inspire du modèle HFACS (grille d'analyse et de classification des aspects facteurs humains et organisationnels développée par l'US Navy).

Actes non sûrs

#### **Application du coefficient de pondération OPEX**

L'emploi de Mirage 2000 équipé de turbo réacteur M53 P2 à turbine HP dite petits stellites impose l'application d'un coefficient de pondération de 2 pour le suivi des heures de fonctionnement du GTR en OPEX. Les treize heures effectuées en opération en Pologne sur le Mirage 2000 n°C102 n'ont pas fait l'objet de pondération dans le suivi de la turbine. Néanmoins la butée de 200h n'a pas été dépassée (174+13 = 187h).

**L'absence de pondération des heures effectuées en opération en Pologne par le mirage 2000-B n°C102 équipé du moteur M53-P2 n°60191 n'a pas conduit à un dépassement de potentiel de la turbine HP n°16490.**

#### **Suivi des incursions en zone S1**

Le 07 juillet 2009, une réunion conjointe Snecma/armée de l'air entérine l'adoption d'un tableau de suivi des incursions en zone dite S1. A cette époque les Mirage 2000 de la base d'Orange ne sont pas équipés de turbo réacteur de type M53 P2 et les équipages ne reçoivent donc pas la visite de l'équipe Snecma. Dès lors ils restent au coefficient pondérateur de 1 et n'appliquent pas la mesure de suivi.

Pour les besoins de l'enquête, le suivi des incursions en zone S1 de la turbine (module 6) n° 16490 a été reconstitué, a posteriori, à l'aide des dépouillements des FDR des 55 dernières heures enregistrées. Ces dépouillements montrent 39 minutes d'incursions cumulées en zone S1. Certains dépassements effectués en Pologne sont significatifs.<sup>3</sup>

Pour les 119 autres heures dont les enregistrements étaient déjà écrasés, un barème<sup>4</sup> a été établi en accord avec les directives diffusées par message du n° 005311-119 /CFA/CEM/BMR CHASSE du 19 février 2010, du message n° 216/DEF/EMAA/BMR/NAV du 11 février 2010 et de l'acte technique n°1036-09/CEP/ASA/PRA du 24 novembre 09.

<sup>3</sup> Exemple 1 : vol pendant 31 secondes à très basse altitude et une vitesse moyenne de 604 kt (max 624 kt / min 583kt) associée à une pointe de T7 à 896°C. Exemple 2 : durée max de l'incursion en zone S1 : 8 minutes 18 secondes - Altitude moyenne de 1718 ft (max 4936 ft / min 960 ft) - vitesse moyenne de 547 kt (max 621 kt / min 450 kt) et une pointe de T7 à 900°C.

<sup>4</sup> Ce barème se base sur un tableau proposé à l'été 2009 par l'armée de l'air et validé par SNECMA.

Débriefing Moteur - Domaines "Stellite"					
S1	400-750kt	Z < 5000ft	N>90%	S1	S2
S2	500-750kt	000 < Z < 10.000	N>90%	S1	S2
	Situations rencontrées / recherchées / correspondantes aux domaines	Quantité	Forfait (secondes)	S1	S2
<b>Domestics - Départ</b>	Accélération ou montée 400 - 500 kt 0 < Z < 5000ft		20		
	Accélération ou montée > 500 kt 0 < Z < 5000ft		15		
	Accélération ou montée > 500kt 5000ft < Z < 10.000ft		25		
<b>Missions</b>	BFM 5000ft < Z < 10.000ft Vi > 500kt => Nombre de Set UP		20		
	Présentation tactique	Estimation pilote			
	Survol Grande Vitesse Z < 5000ft Vi > 400kt N > 90%	Estimation pilote			
	Survol Grande Vitesse 5000ft < Z < 10.000ft Vi > 500kt N > 90%	Estimation pilote			
	Survol Montagne	Estimation pilote			
Attaque (Pop-up, CCPL-PI, Run grande Vi,...) => Nombre		20			
<b>Réactions Menaces</b>					
Z < 5000ft	Kick (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		10		
	Break (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		20		
	Pump (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		30		
5000 < z < 10.000ft	Kick (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		10		
	Break (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		20		
	Pump (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		30		
<b>Missions DA</b>					
Z < 5000ft	Commit-recommit		15		
	Notch-beam (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		10		
	Abort (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		20		
	Pump (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		30		
5000 < Z < 10.000ft	Commit-recommit		20		
	Notch-beam (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		10		
	Abort (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		20		
	Pump (mise plein gaz, manoeuvre puis régime normal)		30		
<b>Domestics - Remonté</b>	Remontée depuis la BA 400 - 500kt 0 < Z < 5.000ft		20		
	Remontée depuis la BA > 500kt 0 < Z < 5.000ft		15		
	Remontée depuis la BA > 500kt 5000ft < Z < 10.000ft		25		
<b>DATE</b>				<b>Total S1 (secondes)</b>	
<b>N° A/C</b>				<b>Total S2 (secondes)</b>	
<b>N° MOTEUR</b>					

Seule la phase de virage retour jusqu'au croisement nous intéresse à priori, après la vitesse décroît rapidement

ce type de vol implique un nombre de pilote limité, pour des vols qui sont toujours les mêmes

en BA à 500 - 600kt en conf B, le régime est > 90%

fonction de la conf les push MA peuvent être dans les domaine recherchés

avec 400kt de vitesse mini, ce type de vol en épousant le relief implique une position manette souvent > 90%

ici c'est la mise PG qui nous intéresse

Tableau de suivi des incursions en zone S1 proposé à l'été 2009

Sur cette base un forfait de 180 secondes est calculé.

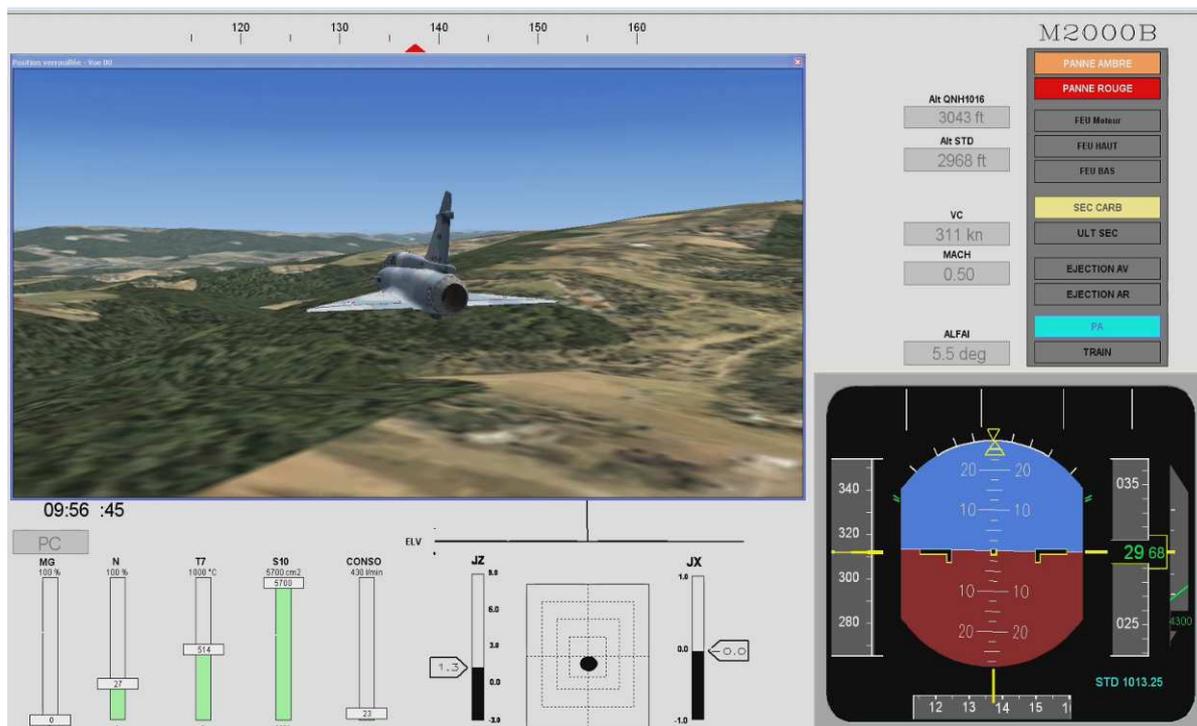
L'industriel SNECMA estime que ce temps cumulé passé en zone S1 est sous-évalué. Selon son retour d'expérience à l'export, les avions servant à l'instruction sont habituellement sollicités en zone S1.

**L'absence de suivi effectif des temps passés en zone S1 ne permet pas de connaître le vieillissement réel des aubes de la turbine HP. Un dépassement supérieur à 10h en zone S1 reste peu probable.**

### Décision d'éjection

Les consignes opérationnelles fixent la hauteur de décision<sup>5</sup> à 1500 ft pour le mirage 2000. Au passage de cette altitude l'équipage est en cours de rallumage en vol et ses ressources cognitives sont accaparées par cette opération.

<sup>5</sup> « Hauteur à partir de laquelle la décision d'éjection doit être prise immédiatement, toute autre manoeuvre de secours n'ayant plus aucune chance d'aboutir. En effet, pour récupérer un vario positif avant le sol à la suite d'un rallumage, il est nécessaire d'obtenir la poussée plein gaz sec au plus tard à la hauteur de sauvegarde, ce qui demande un délai correspondant à une perte d'altitude. Elle est calculée pour une configuration avion sans traînée, charges larguées, pour une Vi de 250 kt ». PAA 03.334 édition d'août 2014.



Passage à l'altitude de décision compte tenu du relief

**Au passage de la hauteur de décision, l'attention de l'équipage est focalisée sur la procédure de rallumage. L'éjection a lieu à 270 ft/sol, au-dessus de la hauteur de sauvegarde<sup>6</sup> fixée à 250 ft sur Mirage 2000 biplace.**

Conditions préalables

#### Absence d'alarme ou d'alerte en cabine

Aucune alarme en cabine n'avertit l'équipage de la gravité de la situation, lors de la rupture des deux aubes de la turbine HP. Malgré un balourd important aucune information n'est disponible.

**Le Mirage 2000 n'est pas équipé d'alarme ou de système d'alerte permettant de faire prendre conscience de la situation aux pilotes.**

<sup>6</sup> « Hauteur minimale nécessaire pour s'éjecter dans le domaine sûr du siège éjectable, compte tenu du temps nécessaire au bon déroulement de la séquence d'éjection. Elle prend en compte la configuration avion et les paramètres de vol de finale aux instruments conformément aux procédures normales des mémentos ». PAA 03.334 édition d'août 2014.

## Synergie et communication

La gestion des ressources de l'équipage correspond à un cockpit de type stagiaire/moniteur. Sans aucune alarme le moniteur pense que le stagiaire éprouve des difficultés à réaliser ses figures. De son côté le stagiaire préfère effectuer des vérifications avant d'annoncer la perte de poussée qu'il a pourtant détectée.

**Le type de cockpit stagiaire/moniteur a contribué à retarder d'une dizaine de secondes la prise de conscience de la situation par le moniteur.**

Supervision et influence organisationnelle

## Suivi des incursions en zone S1

A partir de 2009 les directives suivantes sont diffusées pour suivre les incursions en zone S1 :  
 note n°526/DEF/EMAA/B.SOUTIEN/TECH du 04 juin 2009 concernant le plan d'action relatif aux mesures de suivi en vieillissement des aubes turbines HP des moteurs M53-P2.  
 télécopie n°281/CSFA/TECH/GTR/M53 du 18 juin 2009 concernant la mise en place du relevé des profils de vol S1  
 message n°103531/CFAS/OPS/PE/B.EMP/DIV SV du 28 juillet 2009 relatif à la mise en œuvre du retex moteur équipage : domaine stellite  
 acte technique n° 1036-09/CEP/ASA/PRA du 24 novembre 09  
 message n° 216/DEF/EMAA/BMR/NAV du 11 février 2010  
 message n° 005311-119 /CFA/CEM/BMR CHASSE du 19 février 2010 concernant les opérations additives de connaissance sur usure des stellites des aubes de turbine HP M53-P2  
 télécopie n°161/CSFA/TECHLOG/EXPL/GTR/M53 du 03 mars 2010 concernant l'évolution du recueil S1

Malgré cette redondance de textes ces directives n'étaient pas mises en œuvre sur la base d'Orange, initialement non concernée.

La scission CFA/CSFA et Escadron/ESTA a pu diluer la responsabilité du suivi.

**Le suivi de l'application effective des directives s'effectue à deux niveaux ESTA/Escadron de chasse. Cette dualité a pu diluer la responsabilité du suivi.**

## Prise en compte des recommandations du BEAD-air

Dans son rapport A-2010-008-A le Bead-air recommandait à la DGA en liaison avec l'armée de l'air :

- *« d'étudier la modification éventuelle de la butée de maintenance à 220 heures pondérées ».*

En réponse à cette recommandation, cette butée a été ramenée par la DGA autorité technique à 200h.

- *« 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 ».*

En réponse à cette recommandation le compteur de cycle « CP11 » a été développé, adopté et acheté. Il n'était pas encore installé sur la flotte au moment de l'accident. Il l'est depuis.

Le BEAD-air recommandait également 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 ».**

L'étude menée en réponse à cette recommandation a conduit à ne pas adopter la modification proposée par les industriels pour des motifs économiques et de longueur de mise en œuvre par voie de rétrofit<sup>7</sup>. Le passage en grands stellites au fil du temps a été jugé plus économique.

**L'ensemble des recommandations du BEAD-air n'a pas été mis en œuvre avant la survenue de l'accident du Mirage 2000B n°526.**

---

<sup>7</sup> La mise en place de la solution aurait nécessité une dizaine d'années de mise en œuvre (quatre ans de qualification et six ans de « rétrofit » à raison de quinze à dix-sept avions par an à l'AIA de Clermont Ferrand

PAS DE TEXTE

### 3 CONCLUSION

#### Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement

L'accident survient à la suite de la perte de poussée du moteur n° 60191 lors d'un vol d'instruction. Le module 6 faisait l'objet d'un plan de maintenance adapté selon le SS166R6 éd 3. Dans ce cadre, le module avait subi un contrôle à l'AIA de Bordeaux 174h avant l'évènement.

Le scénario retenu est le suivant :

T<sup>0</sup> rupture en fatigue de 2 aubes HP sans aucune alarme pour l'équipage ;  
 fonctionnement sous fortes vibrations (balourd étage HP 10 015 cm/g à comparer aux 8 800 cm/g relevés dans le cas du Mirage 2000-5 n°C76 de Mont de Marsan) ;  
 déchirures au niveau du module 7 (fourreau + supports de fixation équipements + sonde Tt7) ;  
 perte de la fonction amortissement et excitation vibratoire de l'habillage ;  
 rupture de divers supports et canalisations carburant :

T<sup>0</sup>+34 s : début de fuite sur canalisation PFT ;

T<sup>0</sup>+44 s : grosse fuite sur canalisation PFT ;

T<sup>0</sup>+95 s : rupture totale de la canalisation PFT (pleine ouverture de la tuyère et perte de poussée significative de l'ordre de 40 à 50%). **L'équipage prend conscience d'une anomalie moteur ;**

T<sup>0</sup>+121 s : rupture de la canalisation débit de base injecteur N°4 (à comparer aux 21 mn relevées dans le cas du Mirage 2000-5 n°C76 de Mont de Marsan) et perte de poussée (57%) ;

alimentation insuffisante de la chambre de combustion ;

dévissage du GTR ;

tentative infructueuse de rallumage effectif ;

éjection de l'équipage qui ne parvient pas à rétablir la poussée.

#### Causes de l'événement

La perte de poussée du moteur est due à une usure accélérée de plusieurs aubes petits stellites de la turbine HP. L'origine de ce phénomène demeure indéterminée à ce jour. L'analyse métallurgique conclue à « *une rupture en fatigue sous sollicitations vibratoires haute fréquence* » des aubes 66 et 69.

PAS DE TEXTE

## 4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE

### Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement

#### 4.1.1 Suivi des aubes petits stellites

A l'issue d'une réunion technique en présence de l'ensemble des intervenants industriels et étatiques, tenue le 24 août 2014, le BEAD-air a recommandé par message n° 443 DEF/BEAD-air/DIR/DR du 26 août 2014 :

**à la direction générale de l'armement, en relation avec l'armée de l'air d'étudier l'opportunité de modifier le coefficient de pondération des vols effectués par les équipages de Mirage 2000, d'Orange et de Luxeuil, sur la base des propositions faites par la SNECMA (...)**

En réponse à cette recommandation, la DGA autorité technique, en concertation avec la société SNECMA, a émis le 27 août 2014 l'acte technique n°1005-14/DT/ASA/AAC valant consigne de navigabilité «Moteur M53 - Suivi du potentiel des modules 6». (cf. annexe 2).

Pour les aubes petits stellites, les heures pondérées sont supprimées et l'intervalle inter SS166R6 est fixé à 100h.

Dans cet acte technique le montage du CP11 est rendu obligatoire sur tous les turbo réacteurs M53-P2 équipés d'aubes HP petits stellites. Aujourd'hui tous les moteurs avionnés en sont équipés. Selon la SIMMAD, cette directive a vocation à être également appliquée à tous moteurs du stock avionable.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

**la direction générale de l'armement, en relation avec l'armée de l'air d'organiser un retour d'expérience des enregistrements CP11 vers les industriels SNECMA et Dassault aviation, afin de mieux appréhender et comprendre le phénomène d'usure accentuée de certaines aubes petits stellites et de permettre de faire évoluer l'intervalle de leurs contrôles.**

#### 4.1.2 Détection des vibrations du Turboréacteur

L'absence de détection des vibrations engendrées par la rupture des aubes de turbine a conduit les pilotes à poursuivre leurs évolutions jusqu'à l'apparition d'une perte de poussée significative.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à la direction générale de l'armement d'étudier, en liaison avec les constructeurs SNECMA et Dassault aviation, la possibilité de mettre en place un système simplifié de détection et d'alerte de vibrations sur les moteurs M53P2.**

#### 4.1.3 Ejection

Lors de plusieurs accidents suivis d'éjection le BEAD-air constate des éjections à basse altitude. En 2012, une étude effectuée au DMAO montrait que les pilotes tardent à l'éjection et qu'ils passent en moyenne 2 secondes à annoncer leur éjection à la radio. Le briefing et l'entraînement au sol et au simulateur permettraient d'augmenter la performance à l'éjection. Dans cet accident, l'éjection est décidée à faible altitude et s'opère vers 270 ft/sol.

A l'occasion du rapport M-2012-011-A le bureau enquêtes accidents défense air recommandait à : « *la marine nationale et à l'armée de l'air de mener une campagne d'étude sur l'éjection, en collaboration avec l'IRBA et le DMAO, en vue de dégager des possibilités de formation* ».

En réponse à cette recommandation, la direction centrale du service de santé des armées sollicitait l'IRBA pour apporter son expertise et mener ces travaux en relation avec la marine nationale et l'armée de l'air (lettre n0501156/DEF/DCSSA/PC/BMA du 17 janvier 2014). Ce courrier prévoyait un compte rendu intermédiaire fin 2014.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à la DCSSA de diffuser un point de situation des travaux effectués.**

### **Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement**

Mesures liées aux équipements et à la gestion sous voile

La jugulaire du casque de vol type LA100 du pilote instructeur s'est rompue lors de la phase d'éjection. L'analyse de cette jugulaire a permis de constater une usure plus importante au niveau du passant de réglage due au réglage/serrage journalier. La descente du masque sur la bouche de l'instructeur est certainement due au non maintien du casque par la jugulaire.



Vue de l'usure du passant de réglage de la jugulaire

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à l'armée de l'air de faire effectuer une vérification de l'état des jugulaires des casques de vol de type LA100 ainsi que la fixation de la drisse interne de la chenille du masque O2.**

Les sièges éjectables sont équipés de harnais dits de 4<sup>ème</sup> génération. Ces harnais sont munis de sangles reliées au parachutes permettant d'orienter la voile afin d'éviter des obstacles et atterrir face au vent. L'extrémité basse de chaque sangle est cousue à son élévateur respectif de harnais, limitant le débattement.

Les harnais de la génération précédente avaient des commandes permettant une meilleure préhension, un repérage plus facile (de couleur jaune) et sans limitation de débattement.

Sous voile les pilotes n'ont pas trouvé les commandes de manœuvre de leur parachute. Le pilote instructeur a atterri dans une prairie bordée d'arbres. En revanche, le pilote stagiaire n'a pas pu éviter un arbre.

Le remplacement des drisses de manœuvre des harnais 4<sup>ème</sup> génération équipant les sièges MK10, par des commandes textiles s'effectuera au fur et à mesure des visites périodiques réalisées par l'AIA d'Ambérieu.

La cohabitation des deux systèmes doit être signalée à tous les utilisateurs.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à l'armée de l'air d'informer les utilisateurs de l'existence des deux systèmes d'orientation de la voile du siège éjectable et de les entraîner pour qu'ils sachent où trouver les commandes ou drisses de manœuvre et en connaissent les fonctionnalités.**

### Mesures liées à la préservation des matériels de sauvetage/survie

La quasi-totalité des matériels de sauvetage/survie ayant été récupérée avant l'arrivée de l'expert parachutiste d'essais sur site, l'expertise technique n'a pu être réalisée en totalité ni au plus proche de la réalité.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à l'armée de l'air de laisser les matériels de sauvetage/survie sur le lieu de l'accident et d'alerter le BEAD-air avant toute modification.**

En cas de force majeure il convient de faire réaliser des photos orientées et géo référencées des éléments dans la position et l'état où ils ont été découverts avant toute manipulation.

## ANNEXES

<a href="#">Annexe 1 SNECMA-SERVICE M53-P2 N°166R6 Ed03</a> .....	<b>Erreur !</b>
<a href="#">Annexe 2 Acte technique n°105-14/DT/ASA/AAC du 27 août 2014</a> .....	<b>Erreur !</b>

