

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT PUBLIC D'ENQUETE TECHNIQUE

BEAD-C-2005-004-A



Date de l'événement : 4 avril 2005

Lieu de l'événement : BA 125 - ISTRES LE TUBÉ

Appareil :

- Type : Mirage 2000-9 biplace**
- Immatriculation : DAD11, F-ZJTS**

Organisme : DASSAULT Aviation
Essais en vol

TABLE DES MATIERES

<i>Table des matières</i>	2
<i>Avertissement</i>	3
<i>Glossaire</i>	4
<i>Synopsis</i>	6
1. Renseignements de base	9
1.1. Déroulement du vol	9
1.2. Tués et blessés	11
1.3. Dommages à l'aéronef	12
1.4. Autres dommages	12
1.5. Renseignements sur le personnel	12
1.6. Renseignements sur l'aéronef	13
1.7. Conditions météorologiques	14
1.8. Aides à la navigation	14
1.9. Télécommunications	14
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	15
1.11. Enregistreurs de bord	16
1.12. Renseignements sur l'épave	16
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	18
1.14. Incendie	19
1.15. Survie des occupants	19
1.16. Essais et recherches	19
1.17. Renseignements sur les organismes	20
1.18. Renseignements supplémentaires	20
1.19. Techniques spécifiques d'enquête	20
2. Analyse	21
2.1. Nature de l'évènement – chronologie du vol	21
2.2. Conclusions de l'expertise du moteur	22
2.3. Etude qualité relative a la fabrication des supports distributeurs équipés	24
2.4. Essais sur éprouvettes de fretage, perçage, rivetage	25
2.5. Résultats des contrôles préventifs sur les flottes	26
2.6. Bilan des expertises et des études, scénarii d'endommagement	30
2.7. Contrôles de l'assemblage du support abrasable sur le support distributeur, en cours de fabrication	32
2.8. Analyse de la phase d'éjection	33
3. Conclusion	34
3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'évènement	34
3.2. Mécanisme de l'évènement	34
4. Recommandations de sécurité	36
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'évènement	36
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'évènement	38
<i>Annexes</i>	44
1. Chronologie du vol	45
2. Analyse du fonctionnement du moteur	47
2.1. Dernier passage au banc et vol précédent	47
2.2. Dernier vol, du démarrage à la première anomalie au PG sec	47
2.3. De la première anomalie (temps T0) au passage en secours carburant (T0 + 10 sec)	47
2.4. Du passage en secours carburant à la deuxième anomalie (T0 + 1min 06 sec)	48
2.5. Apparition de la deuxième anomalie (T0 + 1min 06 sec)	49
3. Principaux résultats de l'expertise du moteur	50

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 de l'événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et décrit le mécanisme de l'évènement. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées.

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 exclusive 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.

GLOSSAIRE

BEAD-air	Bureau enquêtes accidents défense air
BP	Basse pression
DGA	Délégation générale pour l'armement
EPI	Enquêteur de première information
FDR	<i>Flight data recorder</i> Enregistreur de paramètres de vol
ft	<i>Feet</i> Pied – 1 ft \approx 0,305 mètre
g	Unité d'accélération – 1 g \approx 9,81 m/s ²
GTR	Groupe turboréacteur
HP	Haute pression
kt	<i>Knots</i> Nœuds – 1 kt = 1,852 km/h
PC	Post combustion
PG	Plein gaz
QFU	Direction d'une piste par rapport au nord magnétique
RESEDA	Centre de restitution des enregistreurs d'accidents

SA	Support abradable labyrinthe n°14
SD	Support distributeur 1 ^{er} étage
SDE	Support distributeur 1 ^{er} étage équipé du support abradable
SPAé	Service des programmes aéronautiques
Tt7	Température d'air en sortie de turbine
VR2	Visite GTR à 300 heures
VTH	Visualisation tête haute

SYNOPSIS

- Date de l'événement : 4 avril 2005 à 10h14¹.
- Lieu de l'événement : base aérienne 125 d'ISTRE LE TUBÉ.
- Organisme : DASSAULT Aviation (Essais en vol).
- Aéronef : Mirage 2000-9 biplace n° DAD11, F-ZJTS.
- Nature du vol : vol d'essai.
- Nombre de personnes à bord : deux.

Résumé de l'événement

Le Mirage 2000-9 DAD11 décolle en piste 33 de la base aérienne 125 d'ISTRES LE TUBÉ pour un vol d'essai, en *leader* d'une patrouille légère. Une trentaine de secondes après le décollage, le pilote signale un problème moteur, puis son intention de se reposer. Une minute après, alors que le pilote tente un atterrissage à contre-QFU², une perte totale de poussée survient et contraint l'équipage à s'éjecter. Les deux occupants se posent dans l'enceinte de la base. L'appareil s'écrase dans le même secteur, en prenant feu.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un enquêteur du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé enquêteur désigné,
- deux enquêteurs adjoints du BEAD-air, dont un parachutiste d'essais,
- un enquêteur de première information (EPI),
- un pilote d'essai du centre d'essais en vol (CEV),
- un médecin du personnel navigant de l'armée de l'air,
- un expert pilote de la société DASSAULT Aviation,
- un expert de la société SNECMA.

¹ Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heures locales.

² QFU : direction magnétique de la piste.

Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air a été prévenu téléphoniquement de l'évènement le jour même à 10h45 par l'armée de l'air.

L'EPI désigné s'est rendu vers 14h00 sur le site pour les premières constatations. Il a été rejoint vers 19h00 par l'équipe du BEAD-air.

Un message de déclenchement d'enquête technique a été émis le jour même (n°272/DEF/BEAD/CDT). Un message de première information a été émis le 7 avril (n°283/DEF/BEAD/CDT).

Organisation de l'expertise moteur

Un groupe de travail s'est réuni à plusieurs reprises dans les premières semaines de l'enquête afin de suivre l'avancement des travaux liés à l'expertise du GTR³, et de proposer les premières mesures de prévention.

Il était constitué de membres du groupe d'enquête (enquêteur désigné, expert de la société SNECMA) et de personnels :

- de la société SNECMA,
- de la société DASSAULT Aviation,
- de l'armée de l'air (EETIS⁴),
- de la DGA⁵ :
 - ⇒ service des programmes aéronautiques (SPAé),
 - ⇒ atelier industriel de l'aéronautique (AIA) de BORDEAUX,
 - ⇒ centre d'essai des propulseurs (CEPr) de SACLAY.

Un rapport préliminaire a été transmis à la société DASSAULT Aviation par le BEAD-air le 24 mai, avec copies à l'Etat major de l'armée de l'air (EMAA), au SPAé, à la SIMMAD⁶ et à la société SNECMA.

³ GTR : groupe turbo réacteur.

⁴ EETIS : ensemble équipe technique et instruction spécialisée.

⁵ DGA : délégation générale pour l'armement.

⁶ SIMMAD : structure intégrée du maintien en condition opérationnelle des matériels aéronautiques de la défense.

Enquête judiciaire

- Le Parquet d'AIX-EN-PROVENCE s'est saisi de l'affaire.
- Un officier de police judiciaire (OPJ) de la section judiciaire de la gendarmerie de l'air (BGA) de BALARD a été commis.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. DEROULEMENT DU VOL

1.1.1. Contexte de la mission

Indicatif mission	Tango Papa
Type de vol	CER⁷
Type de mission	vol d'essai systèmes
Dernier point de départ	LFMI ISTRES LE TUBÉ
Heure de décollage	10h12
Point d'atterrissage prévu	LFMI ISTRES LE TUBÉ

Le Mirage 2000-9 est un avion de combat multi-rôle développé par DASSAULT Aviation pour l'export.

Des essais en vol, menés par DASSAULT Aviation, sont en cours sur le site d'ISTRES.

Le vol prévu le 4 avril est un vol d'essais «systèmes» (vol n°283) dans la zone d'essai d'ISTRES, mettant en œuvre deux appareils.

L'équipage est constitué d'un pilote d'essais de la société DASSAULT en place avant, et d'un pilote observateur qualifié sur Mirage 2000 en place arrière.

1.1.2. Reconstitution de la partie significative du vol

Cette reconstitution est basée principalement sur le témoignage de l'équipage, sur les paramètres de vol, issus de la télémessure d'essais et de l'enregistreur de paramètres, et sur l'enregistrement de la visualisation tête haute (VTH).

L'appareil DAD11 décolle à 10h12min32sec sur la demi bande gauche de la piste 33. Le deuxième appareil B01 aligné sur la partie droite de la piste décolle dix secondes plus tard.

⁷ CER : circulation d'essais et de réception.

Le décollage de l'appareil DAD11, équipé de deux réservoirs pendulaires sous voilure de 1 700 litres, est effectué normalement. La post-combustion (PC) est coupée vers 300 kt⁸ puis le transfert de la fréquence tour vers la fréquence d'essais est réalisé.

Trente huit secondes après le décollage, à une hauteur d'environ 1300 ft⁹, à une vitesse voisine de 340 kt et à une incidence de 5°, l'équipage perçoit une détonation et ressent une perte de poussée. Le pilote constate alors la brusque descente des chevrons d'énergie¹⁰ ainsi qu'une perte de régime. Il constate l'allumage de l'alarme rouge de surchauffe moteur, qu'il confirme par la valeur lue, et celle de l'alarme ambre de panne du calculateur moteur.

Instantanément, il réduit presque totalement les gaz et cabre en virant par la gauche. Il annonce à la radio son intention de rejoindre la branche vent arrière et un problème moteur. Le contrôleur tour annonce qu'il le prend en compte sur la fréquence essais et lui demande de rappeler en vent arrière.

La manette est repoussée en deux temps vers le plein gaz sec (PG sec), le régime augmente initialement vers 80% puis stagne vers 75%, la température turbine augmente vers 890 °C.

Le pilote sélectionne alors le secours carburant¹¹ et actionne le manipulateur pour augmenter le régime GTR.

Lors de la remontée en régime, celui-ci atteignant un maximum de 90%, deux alarmes rouges apparaissent, liées à des dépassements de la limite de température turbine Tt7. La première est brève et associée à un dépassement momentané de cette limite, la deuxième est concomitante à une surchauffe prolongée.

Le pilote décide de ne pas larguer les réservoirs pendulaires largables (RPL).

⁸ kt : *knots* (nœuds – 1 kt = 1,852 km/h).

⁹ ft : *feet* (pied – 1 ft = 0,30 mètre).

¹⁰ Chevrons d'énergie : information inertielle de taux d'accélération sur trajectoire, présentée sur la VTH.

¹¹ Secours carburant : fonctionnalité du circuit carburant, sélectionnable par le pilote, et permettant de pallier à une panne du circuit carburant principal.

Le pilote annonce à la radio son intention de se poser à contre-QFU et demande au contrôleur la préparation d'un engagement barrière. Le contrôleur tour autorise l'atterrissage à contre-QFU et indique un vent du 030°/4 kt.

Après une baïonnette gauche, l'avion arrive en virage par la droite. Le pilote sort le train. L'équipage perçoit alors une deuxième détonation, plus sourde que la première, et constate simultanément le dévissage du GTR, la perte des visualisations et l'allumage de nombreuses alarmes.

Le pilote prévient alors le pilote observateur d'une éjection imminente, en poursuivant le virage à droite afin d'orienter la trajectoire vers une zone dégagée. L'éjection est commandée par le pilote, deux minutes après le décollage.

L'appareil s'écrase et prend feu.

1.1.3. Localisation

➤ Lieu :

⇒ pays : FRANCE,

⇒ département : BOUCHES DU RHÔNE (13),

⇒ aérodrome ISTRES LE TUBÉ (LFMI).

➤ Moment :

⇒ jour.

1.2. TUES ET BLESSES

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	-	-	-
Graves	1 (pilote)	-	-
Légères	1 (pilote observateur)	-	-
Aucunes	-	-	-

1.3. DOMMAGES A L'AERONEF

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
	-	X	-	-

1.4. AUTRES DOMMAGES

Néant.

1.5. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL

1.5.1. Membres d'équipage de conduite

1.5.1.1. Pilote

- Age : 50 ans.
- Employeur : DASSAULT Aviation, Essais en vol,
⇒ fonction : pilote d'essais.
- Qualification : pilote d'essais avion.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Sur M2000	Sur tous types	Sur M2000	Sur tous types	Sur M2000
Total	5470	2000	120	100	18	12

- Date du vol précédent sur Mirage 2000 : 1^{er} avril 2005.

1.5.1.2. Pilote observateur

- pilote de chasse de nationalité étrangère, qualifié Mirage 2000.

1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF

- Organisme : DASSAULT Aviation, essais en vol.
- Base de stationnement : ISTRES LE TUBÉ.
- Type d'aéronef : Mirage 2000-9 biplace,
 ⇒ configuration : deux réservoirs largables d'une contenance de 1700 litres, et un armement fictif.

	Type	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis
Cellule	M2000-9 biplace	DAD11	401h35	VI ¹² : 86h15
GTR	M53 P2	60565	352h35	VR2 ¹³ : 46h10

Le M53-P2 est un GTR d'une poussée de 95 kN¹⁴ avec post-combustion, qui équipe toutes les versions du Mirage 2000. Environ 600 exemplaires sont en service dans l'armée de l'air et dans des armées de l'air étrangères, totalisant plus d'un million d'heures de vol.

1.6.1. Maintenance avion

L'entretien de l'avion a été exécuté par DASSAULT Aviation. Aucun élément significatif en rapport avec l'évènement n'a été relevé.

Aucun fait particulier n'a été relevé lors de la visite journalière de l'avion. L'équipe de piste n'a observé aucune anomalie, ni à la mise en route, ni au début du roulage.

1.6.2. Maintenance GTR

La maintenance du GTR M53-P2 n°60565 a été exécutée par la SNECMA.

Ce GTR est affecté à l'avion DAD11 depuis le 11 décembre 2002. La dernière dépose date du 20 décembre 2004 (visite VR2).

¹² VI : visite intermédiaire.

¹³ VR2 : visite GTR à 300 heures.

¹⁴ kN : kilonewton (1 kN = 10³ newtons). Un newton est une force qui communique à un corps ayant une masse de 1kg une accélération de 1 m/s².

Aucun élément significatif en rapport avec l'évènement n'a été relevé, ni lors des opérations de maintenance, ni lors de la visite journalière du GTR.

1.6.3. Performances

Au départ, la masse est de 14 890 kg. L'accélération relevée au décollage est de 0,52 g¹⁵ pour un minimum requis de 0,46 g.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : kérosène F34.
- Quantité de carburant au décollage : 5 720 kg.
- Quantité de carburant restant au moment de l'évènement : environ 5 000 kg.

1.7. CONDITIONS METEOROLOGIQUES

La station météo d'ISTRES LE TUBÉ a observé les conditions suivantes à 10h00 :

- vent 030°/06 kt, visibilité 10 km, température 14°C, couches nuageuses au-dessus de 10 000 ft, QFE¹⁶ 1024 hPa.

1.8. AIDES A LA NAVIGATION

Sans objet.

1.9. TELECOMMUNICATIONS

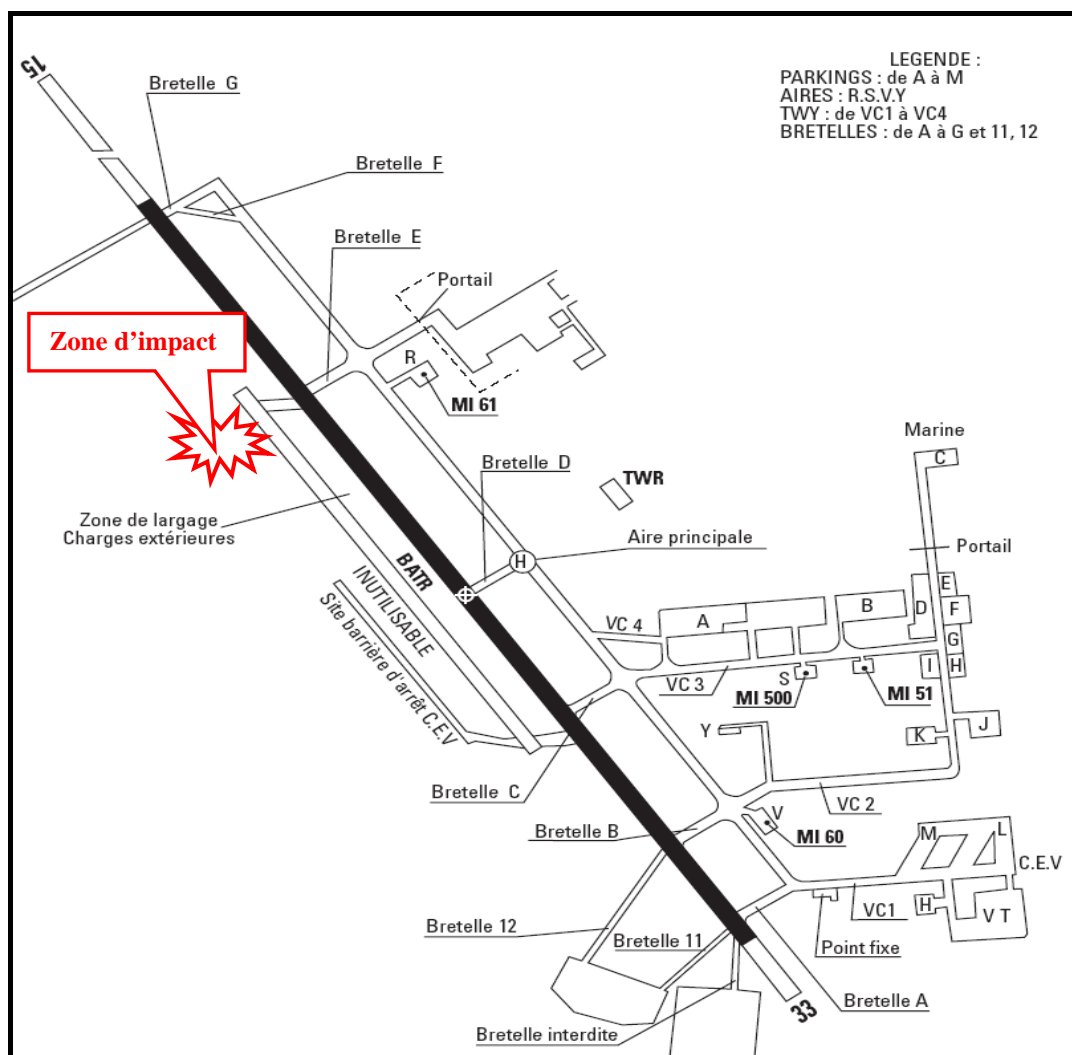
Le pilote a été successivement en contact avec :

- la vigie sur la fréquence de mise en route et de roulage,
- la vigie sur la fréquence tour ; le décollage a été réalisé sur cette fréquence,
- la salle d'approche sur une fréquence dédiée aux essais ; le transfert sur cette fréquence s'est effectué lors de la montée, quelques instants avant la première anomalie GTR ; cette fréquence a été conservée jusqu'à l'éjection.

¹⁵ g : unité d'accélération – 1 g = 9,81 m/s².

¹⁶ QFE : calage altimétrique en hPa, permettant de lire une hauteur sur un altimètre.

1.10. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERODROME



L'aérodrome d'ISTRES LE TUBÉ (LFMI) est un aérodrome d'État ouvert à la circulation aérienne publique, équipé d'une piste unique 15/33 d'une longueur de 3 750 mètres.

Un prolongement dégagé/prolongement d'arrêt d'une longueur de 1 208 mètres est implanté côté Nord.

Une barrière d'arrêt est disponible au QFU 15.

1.11. ENREGISTREURS DE BORD

Le Mirage 2000-9 est équipé :

- d'un enregistreur de paramètres (FDR¹⁷) à mémoires statiques, installé à l'arrière gauche du fuselage (fabricant THALES type ESPAR NG),
- d'un enregistrement, sur bande Hi-8, de la visualisation tête haute (VTH) et des conversations radio émises et entendues par le pilote.

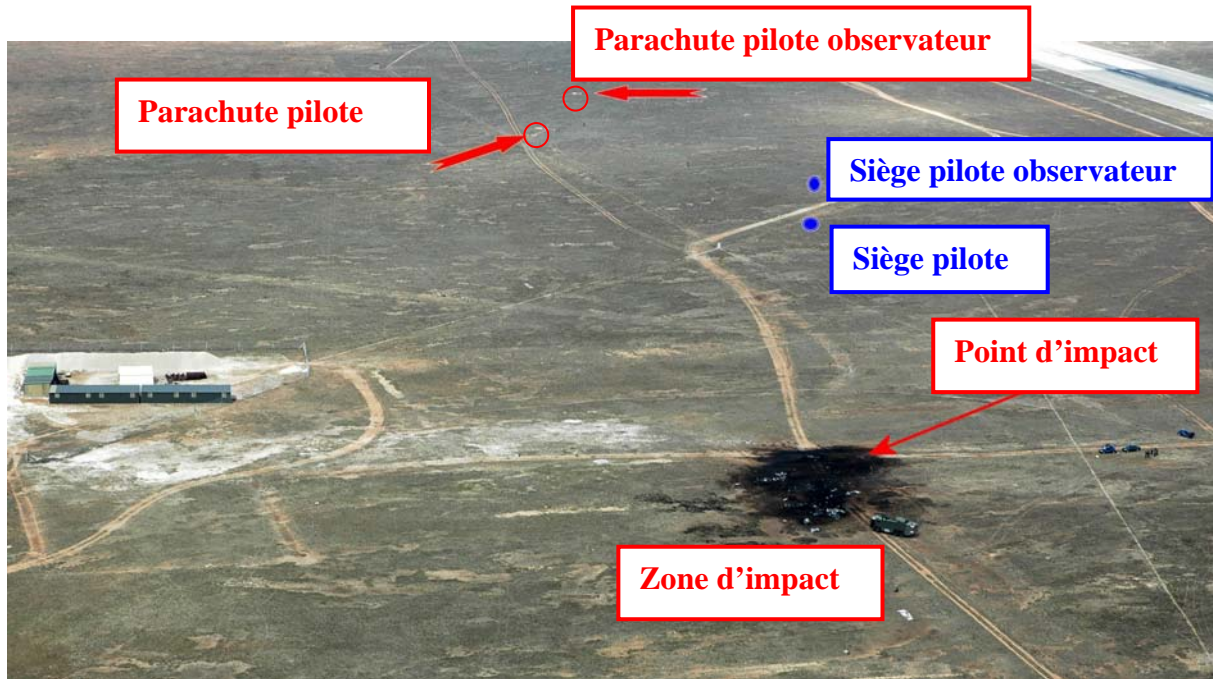
1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE

L'appareil s'est écrasé à proximité de la partie Nord de la piste 15/33 (à hauteur du taxiway Echo), sur un sol dur et rocailleux.



Vue aérienne, orientée vers le secteur Sud, situant la zone d'impact

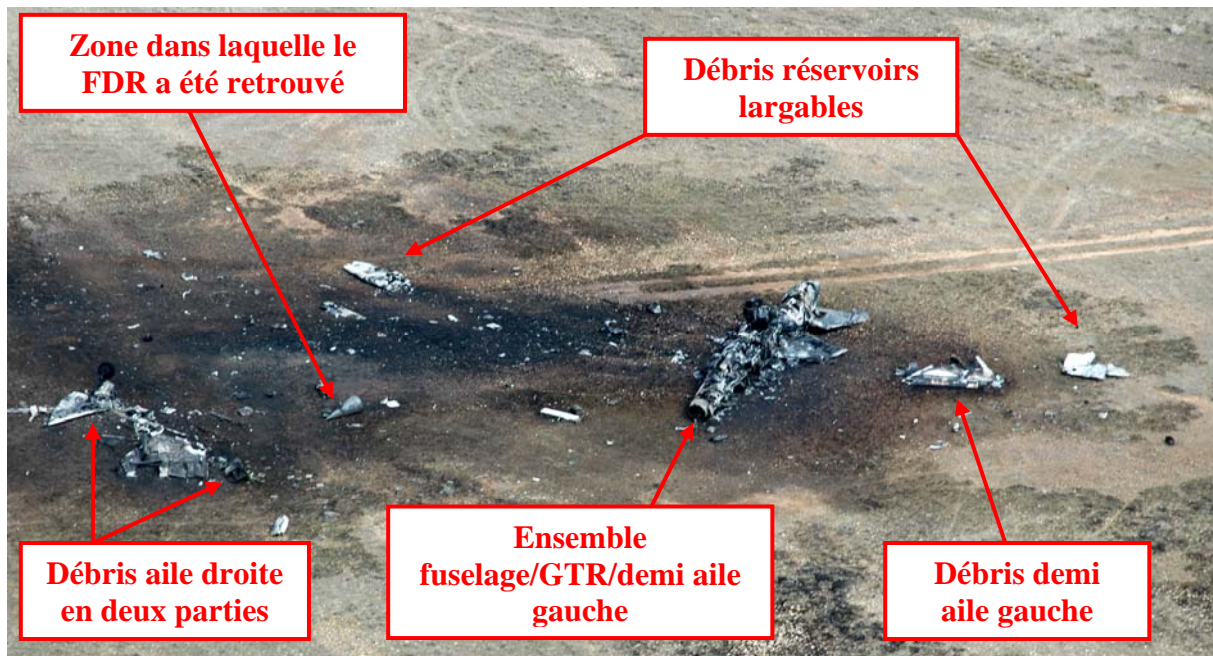
¹⁷ FDR : *flight data recorder* (enregistreur de paramètres).



Vue aérienne du site, orientée vers le Nord

La disposition générale des débris et les traces au sol ont permis d'établir qu'au moment de l'impact :

- l'avion avait une vitesse horizontale faible,
- l'attitude de l'avion était la suivante : forte incidence et légère inclinaison à droite.



Vue aérienne de l'épave, orientée vers l'Est

Le boîtier du FDR a été retrouvé parmi les débris situés en aval du fuselage, dissocié de son support. Il ne présentait pas de dégât externe.

1.13. RENSEIGNEMENTS MEDICAUX ET PATHOLOGIQUES

1.13.1. Pilote

- Dernier examen médical :
 - ⇒ type : examen semestriel CEMPN¹⁸,
 - ⇒ date : 29 novembre 2004,
 - ⇒ résultat : apte pilote d'essais,
 - ⇒ validité : six mois.
- Examens biologiques : effectués.
- Blessures graves :
 - ⇒ douleur persistante au diaphragme, entraînant une inaptitude médicale de plusieurs mois,
 - ⇒ fracture marginale antérieure avec léger tassement des plateaux vertébraux inférieurs de D12 et L1,
 - ⇒ cervicalgies (douleurs au cou),
 - ⇒ douleur au sternum,
 - ⇒ fractures dentaires des incisives supérieure droite et inférieure droite.

1.13.2. Pilote observateur

- Dernier examen médical :
 - ⇒ type : examen annuel,
 - ⇒ date : 31 décembre 2004, centre étranger d'expertise médicale,
 - ⇒ résultat : apte,
 - ⇒ validité : un an.
- Examens biologiques : effectués.
- Blessure légère :
 - ⇒ contusion du mollet droit, rendant la marche douloureuse durant plusieurs jours.

¹⁸ CEMPN : centre d'expertise médicale du personnel navigant.

1.14. INCENDIE

La validité de l'alarme de feu, enregistrée 23 secondes avant l'impact avec le sol, n'a pas pu être confirmée. Cette alarme concernait le milieu du compartiment GTR et s'est déclenchée après le dévissage du GTR.

1.15. SURVIE DES OCCUPANTS

- Les éjections ont été commandées de la place avant.
- Type de siège éjectable : Martin Baker Mk10.
- Paramètres estimés au moment du départ du siège avant :
 - ⇒ hauteur : 640 ft,
 - ⇒ vitesse : 163 kt,
 - ⇒ taux de descente : 2800 ft/min.
- Les secours ont été déclenchés immédiatement après les éjections car la vigie avait le visuel sur l'avion. Les membres d'équipage ont été pris en charge par les secours médicaux dès leur posé, transférés à l'infirmerie puis, pour bilan approfondi, vers l'HIA¹⁹ Laveran de MARSEILLE, d'où ils sont sortis dans la soirée.

1.16. ESSAIS ET RECHERCHES

1.16.1. Expertise du GTR

Des endoscopies du GTR ont été réalisées sur le site, au cours desquelles des endommagements des turbines ont été constatés, sans pouvoir alors en déterminer l'origine. Le GTR, ainsi que différentes pièces expulsées, ont été prélevés sur le site le 7 avril pour expertise complète par le motoriste SNECMA dans ses ateliers (Centre de VILLAROCHE).

1.16.2. Exploitation des enregistrements

Les paramètres de vol issus de l'installation d'essai, incluant des paramètres de même nature que ceux pris en compte par l'enregistreur de paramètres, ainsi que

¹⁹ HIA : hôpital d'instruction des armées.

l'enregistrement de la VTH, ont été immédiatement disponibles pour exploitation par le groupe d'enquête.

Les enregistrements des communications radio ont également été exploités par le groupe d'enquête.

L'enregistreur de paramètres a été prélevé sur le site par les gendarmes et fourni au centre RESEDA²⁰. Ce centre ne disposant pas du matériel adéquat, et suite à un problème d'ordre contractuel, les données ont été extraites par l'industriel deux mois après l'évènement.

1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES

Néant.

1.18. RENSEIGNEMENTS SUPPLEMENTAIRES

1.18.1. Examen des équipements pilotes

1.18.1.1. Effets de vol

Les équipements suivants du pilote présentent des dégâts mineurs dus à des particules du dispositif de fragilisation de la verrière : casque (impacts), et combinaison de vol (traces légères sans perforation entre les coudes et les épaules).

1.18.1.2. Équipements de sauvetage et de survie

Deux sachets d'eau de la trousse de survie du pilote ont été retrouvés percés.

1.19. TECHNIQUES SPECIFIQUES D'ENQUETE

Néant.

²⁰ RESEDA : centre de restitution d'enregistreurs d'accidents.

2. ANALYSE

Ce chapitre précise tout d'abord la nature de l'évènement et la chronologie du vol.

Il donne ensuite les principaux résultats des expertises et études réalisées par le motoriste pour expliquer l'origine et le mécanisme de l'accident.

Enfin, les principaux résultats de l'analyse de la phase d'éjection sont présentés.

2.1. NATURE DE L'EVENEMENT – CHRONOLOGIE DU VOL

La description du vol est détaillée en annexe 1, *Chronologie du vol*, page 45.

Le pilote a été confronté, 40 secondes après le décollage, à une perte partielle de poussée en phase de montée stabilisée, concomitante à une détonation. Puis, une minute après cette anomalie initiale, alors que le pilote tentait de rejoindre la piste en secours carburant, le GTR a dévissé, provoquant une perte totale de poussée, conduisant l'équipage à s'éjecter.

L'annexe 2, *Analyse du fonctionnement du moteur*, page 47, présente les résultats de l'analyse des données antérieures (dernier passage au banc, vols précédents) et des paramètres du dernier vol. Cette analyse a notamment permis de déterminer que l'anomalie initiale était due à un endommagement interne de la veine d'air, sans lien ni avec une manœuvre particulière de l'aéronef, ni avec une action sur la manette des gaz.

L'accident est dû à une perte totale de poussée, survenant rapidement après un endommagement initial de la veine d'air du GTR.

Cet endommagement initial n'a de lien ni avec une manœuvre particulière de l'aéronef, ni avec une action sur la manette des gaz.

2.2. CONCLUSIONS DE L'EXPERTISE DU MOTEUR

2.2.1. Préambule : description du support abradable du labyrinthe n°14 sur GTR M53-P2

Une coupe moteur montrant le labyrinthe n°14 figure en annexe 3, *Principaux résultats de l'expertise du moteur*, page 50.

Le labyrinthe n°14 assure l'étanchéité entre la ventilation de la turbine HP²¹ et la veine d'air. Il est constitué d'une partie fixe, le support abradable, fixé sur le support distributeur 1^{er} étage, et d'une partie mobile, les lèchettes, solidaires du disque de turbine HP.

Le support abradable est fretté²² manuellement au niveau de son diamètre externe sur le support distributeur 1^{er} étage, et fixé par trente six rivets. Cet ensemble constitue le support distributeur 1^{er} étage équipé.

Dans la suite du rapport, nous appellerons :

- SD, le support distributeur 1^{er} étage,
- SA, le support abradable labyrinthe n°14,
- SDE, le support distributeur 1^{er} étage équipé du support abradable.

Le SA est une pièce fixe située en dehors de la veine d'air. Les contraintes subies par sa fixation sont donc faibles.

La définition du SDE est spécifique à la version P2 du M53.

2.2.2. Conclusions de l'expertise du GTR

- Les endommagements de la veine d'air antérieurs à l'impact avec le sol concernent le module 6 (turbines), et principalement :
 - ⇒ les aubes de turbine HP, qui sont toutes rompues,
 - ⇒ les aubes de turbine BP²³, dont 70 % sont rompues,
 - ⇒ quatre distributeurs de turbine BP partiellement rompus,
 - ⇒ le carter de turbine perforé au droit de la roue mobile HP.

²¹ HP : haute pression.

²² Frettage : procédé d'assemblage de deux pièces par emmanchement forcé.

²³ BP : basse pression.

- Les débris libérés par cette perforation du carter de turbine ont été contenus par le canal flux froid.
- D'autre part, un endommagement est constaté en dehors de la veine d'air, sur le module 5 (distributeur turbine HP) : le support abradable du labyrinthe n°14 est désolidarisé du support distributeur 1^{er} étage (rupture des trente six rivets) et présente de multiples ruptures (seulement un tiers du support abradable et quelques fragments ont été retrouvés).
- Des traces, issues de la fabrication, sont constatées à l'interface SA-SD, autour des trous de rivets : bavures de perçage et rayures circulaires sur les fragments de SA, empreintes de ces bavures et rayures sur le SD.
- Des traces sur le SD, au niveau de la surface recevant l'épingle frettée du SA, témoignent d'un frettage en biais et d'un désengagement progressif du support abradable.

Conclusion de l'expertise du GTR

L'origine des endommagements en vol, endogène au GTR, est constituée par le dérivetage du support abradable labyrinthe n°14, suite à la rupture en fatigue vibratoire des trente six rivets.

Ce type de dommage est inconnu dans l'expérience M53.

Des traces sur le support distributeur 1^{er} étage turbine HP témoignent d'un positionnement initial du SA sur le SD défectueux (frettage en biais).

Des traces à l'interface SA-SD, issues de la fabrication (bavures de perçage, rayures circulaires), témoignent également d'un positionnement du SA sur le SD défectueux, avant les opérations de perçage/rivetage.

Les résultats détaillés font l'objet de l'annexe 3, *Principaux résultats de l'expertise du moteur*, page 50.

2.3. ETUDE QUALITE RELATIVE A LA FABRICATION DES SUPPORTS DISTRIBUTEURS EQUIPES

Cette étude qualité a été menée chez les sous-traitants réalisant les opérations de frettage et de perçage du SDE. Elle visait à identifier le lot de fabrication dont le SDE accidenté (n° 943719) était issu, et les modes opératoires mis en oeuvre.

Depuis 1994, le schéma industriel de référence est le suivant :

- fournisseur du SDE : sous-traitant de premier niveau,
- assemblage du SA et fixation sur le SD (incluant les opérations de frettage et de perçage) : sous-traitant de deuxième niveau.

Entre mars 1997 et novembre 1998, le sous-traitant de deuxième niveau a opéré des délestages motivés par une répartition de la charge de production.

Le processus industriel de fabrication subi par le SDE n°943719, et par quarante huit autres SDE, diffère donc dans cette période du processus de référence au niveau des opérations de frettage et de perçage des trous des rivets :

- délestage appelé n°1 : les opérations de frettage et de perçage ont été délestées par le sous-traitant de deuxième niveau vers le sous-traitant de premier niveau (vingt trois pièces concernées, dont un dernier lot de cinq pièces comprenant le SDE n°943719, livré en novembre 1998),
- délestage n° 2 : seules les opérations de perçage ont été délestées par le sous-traitant de deuxième niveau vers le sous-traitant de premier niveau (vingt six pièces concernées).

Des différences concernant les gammes de fabrication ont été constatées lors de cette enquête qualité.

Le mode opératoire de frettage a été modifié :

- le sous-traitant de 2^{ème} niveau procède, avant l'accostage²⁴ du SA sur le SD, à une chauffe du SA et à un refroidissement du SD,
- le sous-traitant de 1^{er} niveau ne procède qu'à une chauffe du SA avant l'accostage.

²⁴ Accostage : positionnement du SA sur le SD, après la mise en température de ces pièces.

Concernant le mode opératoire de perçage, l'outillage utilisé pour maintenir en contact le SA sur le SD avant perçage n'est pas du même type :

- le sous-traitant de 2^{ème} niveau utilise l'outillage SNECMA, qui permet d'exercer une pression des deux côtés des tôles,
- le sous-traitant de 1^{er} niveau utilise un outillage qui lui est propre et qui n'exerce une pression que sur une des faces du SA.

S'agissant d'informations relatives à des procédés courant dans l'industrie, le mode opératoire de frettage et l'outillage de maintien des pièces avant perçage ne sont pas mentionnés dans le plan de définition du SDE, et ne font pas l'objet d'une approbation dans le cadre de ces délestages.

Principales conclusions de l'enquête qualité

Le SDE accidenté fait partie d'un lot de vingt trois SDE fabriqués suivant un schéma industriel particulier, se singularisant par :

- **le sous-traitant ayant réalisé les opérations de frettage et de perçage,**
- **le mode opératoire de frettage utilisé,**
- **l'outillage de maintien des pièces utilisé pour l'opération de perçage.**

2.4. ESSAIS SUR EPROUVETTES DE FRETTAGE, PERÇAGE, RIVETAGE

Des essais sur éprouvettes, visant à quantifier l'influence des divers procédés sur la tenue de la fixation, ont été menés par le motoriste.

Concernant le mode opératoire de frettage, ces essais ont montré qu'il est possible d'obtenir un accostage correct quel que soit le procédé. Cependant, contrairement au procédé consistant uniquement à chauffer le SA, celui impliquant le refroidissement du SD permet un accostage du SA sur le SD sans exercer d'effort, ce qui réduit le risque d'obtenir un accostage en biais.

Concernant l'outillage de maintien des pièces avant perçage, les essais ont montré que l'outillage SNECMA permet de rattraper la plus grande partie du défaut de positionnement (jeu) généré lors d'un frettage déficient. L'outillage utilisé pour le SDE accidenté est moins performant de ce point de vue.

Des essais sur éprouvettes de perçage/rivetage ont d'autre part mis en évidence la génération de copeaux lors d'un perçage effectué lorsque qu'un jeu est présent entre le SA et le SD. Les traces circulaires autour des perçages, constatées sur le SD concerné par l'accident, n'ont toutefois pas été reproduites.

Conclusions des essais sur éprouvettes de frettage/perçage/rivetage

Le mode opératoire particulier de frettage utilisé pour le SDE accidenté est davantage susceptible de provoquer un accostage en biais que le procédé habituel, et donc d'engendrer un jeu au niveau des faces rivetées.

Lorsque qu'un tel jeu est présent, l'outillage de maintien des pièces avant perçage utilisé pour le SDE accidenté, ne permet pas de rattraper ce défaut de positionnement de manière aussi efficiente que l'outillage habituel.

Les copeaux, constatés autour des perçages du SDE accidenté, ont été reproduits lors des essais de perçage/rivetage effectués en présence d'un jeu entre les deux pièces.

2.5. RESULTATS DES CONTROLES PREVENTIFS SUR LES FLOTTES

2.5.1. Rappels des premières recommandations émises

A titre de prévention et pour acquisition de connaissances, des contrôles et, en cas de rebut, des expertises, ont été menés sur les quarante six SDE encore en service et ayant subi un des processus industriels particuliers décrits au chapitre 2.4 :

- dans un premier temps (le 13 avril), expertise des quatre pièces issues du même lot que celui du SDE accidenté, avec contrôle, par un spécialiste SNECMA, de l'environnement des trois pièces montées sur GTR (contrôle de présence et de l'état des rivets, recherche de jeu au niveau de l'accostage du SA sur le SDE),

- dans un deuxième temps (le 26 avril), extension des contrôles aux quarante deux autres pièces concernées par les délestages : ces contrôles se sont ordonnés selon trois degrés d'urgence, en fonction du nombre d'inspections déjà subies par les différentes pièces,
- dans un troisième temps (le 13 mai), anticipation du contrôle de onze pièces issues du délestage n°1 et dont le contrôle était initialement prévu avant 100 heures ; cette anticipation a été motivée par le rebut d'une pièce dont les opérations de fretage avaient été délestées (SDE n°943717).

Ces contrôles ont été réalisés au sein de l'armée de l'air, des essais en vol DASSAULT/SNECMA ISTRES et de trois armées de l'air étrangères.

A titre contradictoire, et pour acquisition de connaissances, quelques SDE ayant été produits selon le schéma industriel de référence ont également été expertisés.

2.5.2. Résultats de l'expertise du SDE n°943717

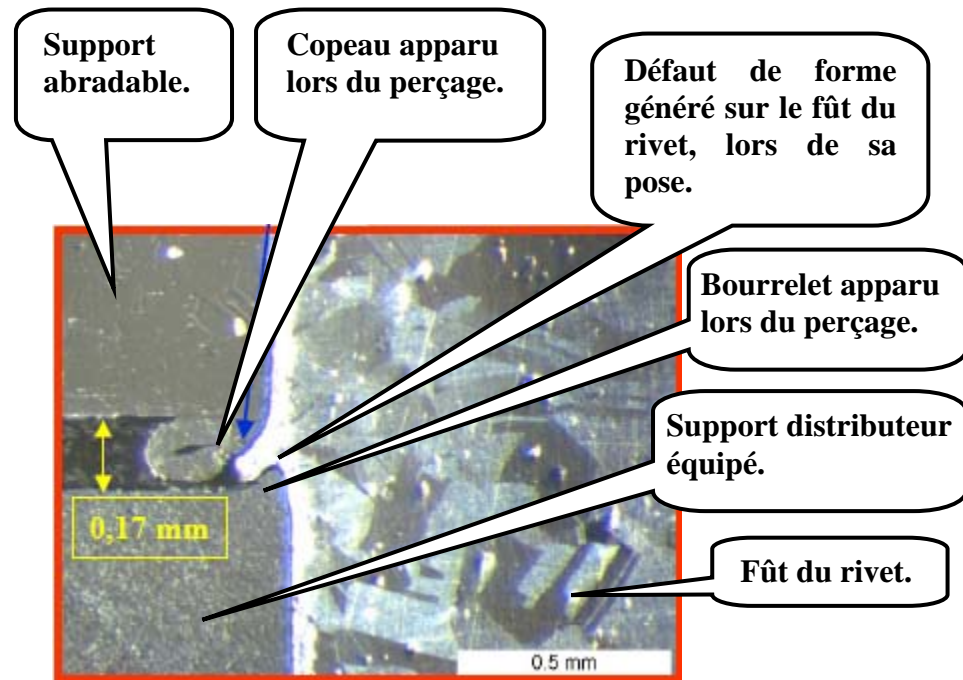
Dans le lot des SDE dont l'opération de fretage a été délestée (délestage n°1), un SDE avionné (n°943717) a été rebuté le 2 mai et donc expertisé par SNECMA.

Ce SDE était monté sur un module ayant fonctionné pendant 595 heures, avionné au sein de l'armée de l'air.

Principales conclusions de l'expertise du SDE n°943717

- **Un jeu est présent entre le SA et le SD au niveau des faces rivetées (de 0.05 à 0.1mm entre les rivets, de l'ordre de 0.17mm au niveau des rivets).**
- **Le rivetage est endommagé : un rivet est rompu, 80% des rivets présentent des traces de fissuration.**
- **Le mode de sollicitation ayant mené à la rupture du rivet est le même que celui rencontré sur les rivets du SDE accidenté (fatigue vibratoire sous sollicitation de flexion alternée).**
- **Un défaut de positionnement du SA sur le SD lors du frettage est constaté, de moindre ampleur que sur le SDE accidenté.**
- **Des copeaux et des bourrelets sont systématiquement présents au niveau des trous des rivets, et sont de même type que ceux du SDE accidenté.**

Des défauts de forme sont constatés sur les fûts des rivets ; ils sont provoqués par les bavures de perçage et les bourrelets générés lors du perçage.



Visualisation du défaut de forme sur un des rivets du SDE n°973717

2.5.3. Conclusion des contrôles préventifs sur les flottes

Le défaut de positionnement du SA sur le SD lors du frettage a donc été constaté sur le SD accidenté et sur le SDE n°943717, mais pas sur les vingt et un autres SDE pour lesquelles l'opération de frettage a été délestée. Le procédé particulier de frettage utilisé ne permet donc pas d'expliquer à lui seul ce défaut. Cependant, comme l'ont montré les essais sur éprouvettes, ce procédé rend l'assemblage plus délicat pour l'opérateur, et favorise donc l'occurrence d'un défaut d'accostage.

Un SDE avionné, fabriqué suivant le même schéma industriel que celui mis en œuvre pour le SDE accidenté, présentait le même type de dommages au niveau du rivetage ; cette expertise menée sur une pièce dont les dommages étaient à un stade antérieur à ceux du SDE accidenté, a permis de confirmer et d'affiner le scénario de dérivetage du SA.

- Aucune autre pièce contrôlée n'a présenté de dommage de cette nature, ni dans le lot ayant fait l'objet de délestages, ni en dehors de ce lot.
- Le défaut de positionnement lors du frettage n'a donc concerné que deux pièces sur les vingt et un ayant été frettées suivant le processus particulier décrit. Celui-ci rend l'assemblage plus délicat pour l'opérateur, et a donc favorisé l'occurrence d'un défaut d'accostage.

2.6. BILAN DES EXPERTISES ET DES ETUDES, SCENARI D'ENDOMMAGEMENT

Une analyse mécanique approfondie a été menée par le motoriste afin de déterminer les contraintes générées dans les rivets par le frettage en biais mesuré sur le SDE accidenté, et l'influence des défauts de forme, générés sur les rivets lors de leur pose par les copeaux et les bourrelets apparus lors du perçage.

Cette analyse a montré :

- que le frettage en biais induit une contrainte statique, néanmoins insuffisante pour expliquer à elle seule l'endommagement des rivets,
- que cette contrainte statique, amplifiée par l'effet du facteur de forme²⁵, se rapproche de la contrainte à rupture du rivet.

Une sollicitation dynamique, même faible, peut alors consommer la marge dynamique disponible.

²⁵Facteur de forme : coefficient multiplicateur de la contrainte subie dans un matériau, notamment au niveau d'un défaut géométrique en surface.

L'expertise du SDE accidenté, complétée par celle du SDE rebuté lors des contrôles préventifs, les essais menés sur éprouvettes, ainsi que cette analyse mécanique, ont permis au motoriste d'accumuler des éléments concordants et d'établir le scénario du dérivetage du SA, et celui de l'endommagement du GTR, menant à la perte de poussée finale.

Les principaux aspects du scénario de dérivetage du SA sont décrits ci-dessous.

Le dérivetage du SA a eu pour cause initiale le montage en biais du SA sur le SD lors de l'opération de frettage, introduisant un jeu à l'interface SD-SA, dans un secteur d'environ 180°.

Ce jeu n'a pas été compensé par l'outillage de perçage utilisé, celui-ci ne permettant pas une mise en contact parfaite du SA sur le SD avant perçage.

Ce jeu a eu deux conséquences :

- **il a provoqué l'apparition de copeaux et de bourrelets lors de l'opération de perçage des trous de rivets dans la zone concernée ; ces défauts, non détectés, ont générés des défauts de forme sur les rivets lors de leur pose,**
- **il a induit sur ces rivets, lors de leur pose, une contrainte statique supérieure à la contrainte acceptable.**

Les effets cumulés des deux points ci-dessus ont engendré sur les rivets des contraintes supérieures à la contrainte à rupture, malgré le faible niveau de la sollicitation dynamique.

Le dérivetage du SA se produit donc suite à la rupture en fatigue vibratoire progressive des rivets. Le SA s'est ensuite déplacé sur le SD au niveau de la face frettée, jusqu'à son dégagement complet.

Le début du dérivetage n'a pas pu être daté.

Le processus de dérivetage n'a pas pu être détecté durant les 352 heures de fonctionnement car le premier contrôle visuel de la présence des rivets est prévu à 600 heures, lors de l'inspection du module 5 (NTI2²⁶).

²⁶ NTI2 : niveau technique d'intervention N°2.

Les principaux aspects du scénario d'endommagement du moteur sont décrits ci-dessous.

- **La désolidarisation du SA permet son contact avec les léchettes, ce qui conduit à sa fragmentation.**
- **Le frottement de ces fragments du SA sous les becquets des aubes de turbine HP provoque la rupture des becquets, les fragments de SA et les becquets pénétrant alors dans la veine en amont des aubes mobiles de la turbine HP.**
- **La première anomalie (détonation) est due à la rupture statique en bas de pale d'une ou plusieurs aubes de turbine HP, par choc et interférence des fragments de SA et de becquets en sommet de pale.**
- **S'ensuivent ensuite de multiples endommagements successifs des aubes HP, de l'anneau abradable et du carter de turbine, puis des distributeurs et des aubes BP.**
- **Le dévissage final est dû à la perte de l'équilibre turbine/compresseur, consécutive à la dégradation des turbines.**

2.7. CONTROLES DE L'ASSEMBLAGE DU SUPPORT ABRADABLE SUR LE SUPPORT DISTRIBUTEUR, EN COURS DE FABRICATION

Des contrôles de l'accostage du SA sur le SD, après l'opération de frettage et après le rivetage, sont prévus dans la gamme de fabrication. L'enquête qualité n'a pas permis d'attester de la réalisation de ce contrôle, car la documentation en assurant la traçabilité était incomplète. L'ampleur du défaut d'accostage présent après l'opération de frettage a pu être estimée. Cette ampleur était telle que les contrôles prévus auraient pu permettre le rebut du SDE accidenté.

Les contrôles de l'assemblage du SA sur le SD, lors du processus de fabrication, ont été déficients.

2.8. ANALYSE DE LA PHASE D'EJECTION

Quelques secondes après le début du dévissage final du GTR, provoquant une perte de poussée rapide et totale, le pilote prévient le pilote observateur de l'imminence de l'éjection.

La séquence d'éjection a été initialisée par le pilote. Deux actions à la poignée sont réalisées, celle-ci étant prise les deux mains côte à côte. La première action, générant un effort insuffisant, provoque uniquement la sortie de la poignée de son logement. Le pilote accomplit alors une seconde action qui initie la séquence d'éjection. Lors de cette deuxième action, le pilote penche la tête et les épaules en avant pour visualiser la poignée, ceci étant facilité par un serrage lâche du harnais. La position inadaptée de la tête et du buste conduit alors aux blessures subies.

Il est apparu que le pilote n'a pas réalisé d'entraînement aux procédures d'éjection depuis plusieurs années, ce qui a pu concourir, par manque de pratique gestuelle, à l'inefficacité de la première action sur la poignée.

Les paramètres au moment du départ du deuxième siège (siège avant) sont estimés à :

- hauteur 640 ft,
- vitesse 163 kt,
- taux de descente 2800 ft/min (moyenné sur les 10 secondes précédentes).

A titre de comparaison, la hauteur de sauvegarde sur ce type de siège (hauteur nécessaire au bon déroulement de la séquence d'éjection, en configuration approche) est de l'ordre de 200 ft.

3. CONCLUSION

3.1. ELEMENTS ETABLIS UTILES A LA COMPREHENSION DE L'EVENEMENT

- Le pilote est confronté à une perte partielle de poussée, concomitante à une détonation, 40 secondes après le décollage en piste 33. L'avion est alors en phase de montée stabilisée et a atteint la hauteur de 1300 ft.
- Le pilote cabre et vire instantanément à gauche pour rejoindre la piste. Il envisage d'abord un report en vent arrière, puis manœuvre pour tenter un atterrissage à contre-QFU.
- Une minute après cette perte partielle de poussée, alors que le pilote est en virage à droite pour rejoindre l'axe de la piste 15, le GTR dévise, provoquant une perte totale de poussée, et amenant l'équipage à s'éjecter.
- Le pilote a subi des blessures graves, et le pilote observateur des blessures légères, toutes liées à l'éjection.
- Le GTR M53-P2 n° 60565 avait un temps de fonctionnement faible (352h35).
- La maintenance du GTR a été conforme au plan de maintenance en vigueur.

3.2. MECANISME DE L'EVENEMENT

Le dévissage final du GTR est dû à d'importants endommagements des turbines.

Ces endommagements internes ont été initialisés par la rupture d'une ou plusieurs aubes de turbine HP, provoquant la perte partielle de poussée, puis ils se sont progressivement étendus.

La cause première des endommagements est la perte de la fixation rivetée assurant le maintien du support abradable du labyrinthe n°14 (SA) sur le support distributeur 1^{er} étage (SD).

L'endommagement de cette fixation est consécutif à un défaut de positionnement du SA sur le SD, au début du processus d'assemblage. Les conséquences de ce défaut, induites au cours des étapes suivantes de l'assemblage, ont abouti à l'obtention d'une fixation rivetée de moindre résistance.

Le processus a été le suivant :

- le positionnement non axisymétrique (en biais) du SA sur le SD, lors de l'opération de frettage, a créé un jeu entre les faces rivetées,
- lors du perçage des trous de rivets, la présence de ce jeu a provoqué l'apparition de copeaux et de bourrelets autour de ces trous,
- lors du rivetage, d'une part ce jeu a généré sur les rivets des contraintes supérieures à celles présentes sans jeu, et d'autre part la présence des copeaux et des bourrelets a généré des défauts de forme sur les rivets,
- les effets cumulés de ces contraintes et de ces défauts de forme ont, même sous une sollicitation en fonctionnement faible, provoqué la rupture successive des rivets, aboutissant, au bout d'un temps de fonctionnement limité, au dérivetage complet.

Ce défaut de fabrication s'est produit dans un contexte de délestage de la production depuis un sous-traitant habituellement en charge de l'opération de frettage, vers un autre sous-traitant (concernant un total de vingt trois pièces). Un mode opératoire de frettage différent a alors été utilisé, rendant cette opération manuelle plus délicate pour l'opérateur, et a donc favorisé l'occurrence d'un défaut d'accostage. De plus, un outillage de maintien des pièces différent a également été utilisé, ne permettant pas, avant le perçage, de compenser ce défaut d'accostage.

Une déficience des contrôles en cours de fabrication a concouru aux causes de l'évènement.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1. MESURES DE PREVENTION AYANT TRAIT DIRECTEMENT A L'EVENEMENT

4.1.1. Premières recommandations émises : contrôles préventifs sur les flottes

Les premières recommandations, consistant à contrôler l'intégrité des pièces ayant subi le même type de délestage, ont permis de rebuter un SDE avionné dans l'armée de l'air. Cette pièce présentait des dommages similaires à ceux du GTR accidenté, mais à un stade antérieur.

Ces contrôles ont été réalisés au sein de l'armée de l'air, des essais en vol DASSAULT/SNECMA ISTRES et de trois armées de l'air étrangères.

4.1.2. Maîtrise de la production du sous-traitant de premier niveau

Le motoriste a d'ores et déjà pris des mesures permettant une meilleure maîtrise de la production de ce sous-traitant :

- vérification de tous les dossiers de fabrication,
- adaptation de l'organisation interne (notamment, renforcement des procédures internes et de celles des fournisseurs, relatives aux contrôles en fabrication et aux évolutions de procédé).

4.1.3. Maîtrise des délestages de production

L'enquête a montré que le fait initiateur était une évolution du schéma industriel, en l'occurrence le délestage d'une opération de fabrication du SDE d'un sous-traitant à un autre sous-traitant. Ce délestage n'est pas un cas d'espèce et constitue une pratique courante dans l'industrie. Cette pratique présente cependant des risques vis-à-vis de la qualité finale du produit, notamment par les écarts susceptibles d'être générés dans les procédés de fabrication.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

le motoriste propose aux services officiels un plan d'action permettant de s'assurer, lors d'un délestage de production initié par un sous-traitant :

- **que le motoriste en soit préalablement informé,**
- **que les adaptations des gammes de fabrication lui soient connues et fassent l'objet d'une validation de sa part.**

4.1.4. Maîtrise de la fabrication du SDE

L'enquête a montré l'impact des écarts de procédé de fretage et d'outillage de perçage, sur la qualité de l'assemblage du SDE.

S'agissant d'un ensemble dont la fabrication ne représente pas de difficulté technologique majeure, ce procédé et cet outillage ne sont pas mentionnés sur le plan de définition. Ceci relève de pratiques communément admises.

Cependant, mentionner l'essentiel du contenu du procédé et de l'outillage cités ci-dessus sur le plan de définition, ou sur tout autre document adapté, peut contribuer à éviter l'occurrence d'un tel évènement.

Le motoriste a pris, suite à cet accident, des mesures concrètes en ce sens, concernant le support distributeur M53. Elles consistent en l'adaptation du plan de définition et la mise à jour des classifications fonctionnelles du SDE et du SA. Ce dernier point implique la mise en œuvre d'un dossier de validation industrielle dans lequel doivent figurer les caractéristiques critiques de la pièce concernée et des procédés de fabrication associés.

4.1.5. Extension aux pièces ne faisant pas l'objet d'une classification fonctionnelle d'un niveau élevé

Par extension aux mesures du paragraphe précédent, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

le motoriste propose aux services officiels de la DGA un plan d'action permettant, pour les pièces ne faisant pas l'objet d'une classification fonctionnelle d'un niveau élevé, d'identifier les procédés d'assemblage pouvant être critiques, et ce afin d'en améliorer la maîtrise.

4.2. MESURES DE PREVENTION N'AYANT PAS TRAIT DIRECTEMENT A L'EVENEMENT

4.2.1. Entraînement aux procédures de survie/sauvetage

Les blessures graves subies par le pilote sont la conséquence directe d'une position de la tête et du buste inadaptée lors du départ du siège. Le manque d'entraînement aux procédures d'éjection a concouru à l'inefficacité de la première action sur la poignée puis à cette position inadaptée lors de la deuxième action, ceci étant associé à un serrage lâche du harnais.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

quel que soit l'organisme d'appartenance, le personnel navigant appelé à voler sur un avion équipé d'un siège éjectable suive une instruction aux procédures de survie et de sauvetage, et subisse des contrôles, à des fréquences adaptées.

4.2.2. Enregistreur de paramètres

Les données issues de l'enregistreur de paramètres équipant le M2000-9 DAD11 (fabricant THALES, type ESPAR NG) ont été extraites par cet industriel, suite à un problème d'ordre contractuel, deux mois après l'événement. Ceci n'a pas eu de conséquences sur la conduite de l'enquête, les données issues de la télémessure d'essais DASSAULT ayant été immédiatement disponibles.

Il est cependant apparu que, s'agissant d'un type récent d'enregistreur, le centre RESEDA n'était pas équipé du matériel nécessaire à l'extraction des données d'un FDR qui serait plus endommagé que celui du DAD 11 (endommagement du module mémoire protégée).

Dans le cadre de la mise en service des avions Rafale au standard F2 au sein de l'armée de l'air et de la marine nationale, équipés du même type d'enregistreur, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

les services officiels de la DGA prennent les mesures nécessaires pour qu'en cas d'évènement provoquant l'endommagement interne d'un enregistreur de paramètres de type ESPAR NG, les données puissent être rapidement disponibles.

D'une manière plus générale, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

aux services officiels de la DGA, qu'en cas d'acquisition d'un nouveau type d'enregistreur (de paramètres, ou de données audio ou vidéo), les moyens nécessaires à l'extraction des données contenues dans un enregistreur endommagé soient étudiés puis mis en place.

4.2.3. Procédure de largage des charges

Suite à la perte partielle de poussée, le pilote répond au pilote observateur en place arrière ne pas avoir à larguer les charges, suite à une proposition de largage formulée par ce dernier. Le pilote de l'avion en patrouille émet également des messages dans ce sens. Le plan d'action du pilote, visant dans un premier temps à rejoindre la branche vent arrière piste 33, a ensuite été modifié pour tenter un posé à contre-QFU sur la piste 15. Le largage des charges aurait pu s'inscrire dans ce plan d'action, la configuration du sol étant alors favorable vis-à-vis de dégâts potentiels.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

que les procédures de largage des charges, en situation de perte partielle de poussée, soient précisées.

4.2.4. Equipements de vol et de survie

L'examen des équipements du paquetage de survie du pilote a montré que deux des six sachets d'eau ont été perforés. Ceci a été constaté sur du matériel identique lors de l'accident du M2000 D n°621 de l'armée de l'air en janvier 2004²⁷.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air réitère la recommandation alors émise, c'est à dire que :

les services concernés prennent les mesures nécessaires à l'étude de la fiabilisation du conditionnement des sachets d'eau de l'équipement de survie.

Il est apparu que le pilote a été soumis à des projections de fines particules de plomb provenant du cordon de fragilisation de la verrière, qui ont occasionné des dégâts mineurs sur le casque et la combinaison de vol. Deux enquêtes²⁸ ont déjà mis ce point en évidence, des conséquences plus préoccupantes (brûlures sur le corps du pilote) ayant été constatées lors de l'accident du M2000 D n°621 précité.

Ces projections peuvent donc porter atteinte à l'intégrité des personnels de bord, et réduire l'efficacité des équipements de survie.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air réitère la recommandation émise, c'est à dire que :

les services concernés étudient l'agressivité potentielle du dispositif de fragilisation verrière vis-à-vis du pilote et des équipements de survie.

Le pilote observateur a subi une blessure au mollet lors de l'éjection, rendant la marche douloureuse durant plusieurs jours. Une telle blessure a également été subie par les deux occupants d'un M2000 D en janvier 2004²⁹.

²⁷ Enquête BEAD n°A-2004-020-A.

²⁸ Enquêtes BEAD n°A-2004-014-A et A-2004-020-A.

²⁹ Enquête BEAD n°A-2004-001-A.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande que :

les services concernés étudient et mettent en œuvre les améliorations possibles du système d'éjection, vis-à-vis de la protection des jambes.

L'équipement du pilote comportait un masque inhalateur d'oxygène de type ULMER 82 GF monté sur un casque de type GALLET LA 100, également utilisés dans l'armée de l'air et dans la marine nationale. Des problèmes d'adaptation de la fixation de ce masque sur ce nouveau casque ont été rapportés, le masque s'adaptant parfois mal à la morphologie du visage, suite à la déformation du masque par étirement. Le risque hypoxique n'est pas exclu et des douleurs frontales peuvent être provoquées. L'expérimentation d'un masque modifié est en cours au sein de l'armée de l'air.

Dans l'attente d'un matériel mieux adapté, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

aux personnels navigants concernés, de porter une attention particulière au bon positionnement de ce masque lors de son serrage.

Page intentionnellement blanche

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT FINAL D'ENQUETE TECHNIQUE

BEAD-C-2005-004-A



ANNEXES

ANNEXES

Annexe 1 : Chronologie du vol _____ page 45

Annexe 2 : Analyse du fonctionnement du moteur _____ page 47

Annexe 3 : Principaux résultats de l'expertise du moteur _____ page 50

1. CHRONOLOGIE DU VOL

Cette chronologie a été établie à partir :

- du témoignage de l'équipage,
- des courbes des paramètres,
- de l'enregistrement de la VTH.

vers 10h03 : mise en route

vers 10h06: roulage

vers 10h11 : alignement piste 33

10h11min55sec : manette poussée au PG sec

10h12min10sec : manette poussée au PC maxi

10h12min17sec : lâcher des freins

10h12min32sec : **décollage**

10h12min36sec : signal train rentré

10h12min46sec : manette ramenée sur PG sec

10h13min10sec : **anomalie GTR au PG sec**

- la vitesse atteint alors un maximum de 338 kt, la hauteur au-dessus de la piste est d'environ 1300 ft,
 - détonation perçue par l'équipage,
 - brève alarme rouge surchauffe moteur,
 - alarme ambre calculateur moteur,
- ⇒ puis la manette est ramenée instantanément vers 15°

10h13min10sec : manette repoussée en intermédiaire (37°)

10h13min16sec : manette poussée au PG sec

10h13min17sec : manette ramenée en intermédiaire (44°),

10h13min18sec : **passage secours carburant**

10h13min21sec : le régime GTR est minimal à 52%

10h13min24sec : la hauteur atteint un maximum de 2480 ft ; la vitesse est d'environ 209 kt

10h13min23sec : brève alarme rouge surchauffe moteur

10h13min38sec : la vitesse est minimale à 168 kt, la hauteur est alors de 2200 ft

10h13min39sec : le régime GTR atteint un maximum de 90 % en secours carburant

10h13min40sec : alarme rouge surchauffe moteur, persistante

10h14min16sec : **signal train sorti, dévissage moteur**

- à cet instant, le régime est de 86% ; il va chuter à 13% en 10 secondes,
- la vitesse est de 227 kt, la hauteur de 1260 ft

10h14min31sec : **éjections**

10h14min41sec : **impact de l'avion, fin de l'enregistrement des paramètres FDR**

2. ANALYSE DU FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

Cette partie est issue des études menées par le motoriste, à partir des paramètres enregistrés par la télémesure.

2.1. DERNIER PASSAGE AU BANC ET VOL PRECEDENT

La qualité du GTR estimée lors de son dernier passage au banc fait état d'un GTR 20° plus chaud qu'un GTR moyen neuf (la limite est de +35°). La valeur de consigne Tt7* établie alors correspond à celle déduite des enregistrements.

L'analyse des paramètres du vol précédent n'a révélé aucun dysfonctionnement.

2.2. DERNIER VOL, DU DEMARRAGE A LA PREMIERE ANOMALIE AU PG SEC

Aucun dysfonctionnement n'est constaté.

La comparaison des signaux vibratoires issus des capteurs avion, enregistrés lors de cette phase, avec ceux des vols précédents, ne montre aucun écart.

2.3. DE LA PREMIERE ANOMALIE (TEMPS T0) AU PASSAGE EN SECOURS CARBURANT (T0 + 10 SEC)

Une brusque chute de régime survient (1200 tr/min en 0,3 seconde), associée à une panne rouge (surchauffe Tt7 $\geq 1000^{\circ}\text{C}$ d'une durée d'1,2 seconde), une panne ambre (invraisemblance Tt7 : Tt7 supérieure à la consigne Tt7* + 60°, qui va persister jusqu'à l'acquiescement par le pilote à T0 + 44 secondes), et à l'apparition de niveaux vibratoires sur les capteurs avion.

A T0 + 1 seconde, la manette est ramenée au ralenti puis à une position intermédiaire (PLA=37°) : l'enroulement du régime est lent vers 8000 tr/min.

A T0 + 6 secondes, la manette est placée au PG sec : le GTR n'atteint pas le niveau de PG sec (qui aurait été de l'ordre de 10 300 tr/min) mais passe par un maximum de 8 200 tr/min, puis dévisse vers 7 500 tr/min, et le niveau de Tt7 est élevé (proche de celui du PG).

Lors de cette phase, l'alarme rouge « détection décrochage partiel » s'allume durant une seconde. Il a pu être déterminé que cette alarme a été générée par le logiciel de détection, compte tenu, notamment, des niveaux comparés de régime et de température turbine. Le compresseur n'était cependant pas en état de décrochage.

A T0 + 7 secondes, la manette est ramenée en intermédiaire ; le delta T7 est de + 360°C³⁰.

A T0 + 10 secondes, la manette est poussée PG sec ; le delta T7 est de + 275°C.

Remarque : les delta 7 ci-dessus sont peu fiables en valeur absolue (car les paramètres sont peu stabilisés) mais sont révélateurs d'une dégradation de la veine d'air.

2.4. DU PASSAGE EN SECOURS CARBURANT A LA DEUXIEME ANOMALIE (T0 + 1MIN 06 SEC)

Lors de l'enclenchement du secours carburant, la régulation réagit de façon nominale (chute du régime au ralenti secours carburant, ouverture de la tuyère). Les actions au manipulateur vers le PG sont ensuite débutées par le pilote. Il a pu être établi d'une part que la poussée a été globalement divisée par deux juste après l'enclenchement, et que, d'autre part, le niveau de poussée équivalent à celui présent avant l'enclenchement a été retrouvé après 23 secondes.

Deux surchauffes ($Tt7 \geq 1000^\circ\text{C}$), se produisent lors de l'accélération, la première est temporaire (deux secondes), la seconde persiste vers 1000°C.

Lors de cette phase stabilisée en surchauffe, entre T0 + 27 secondes et T0 + 1 minute 06 secondes, soit pendant 39 secondes, le régime dévisse légèrement entre 9 300 et 8 860 tr/min, tandis que le delta T7 passe de + 330 à + 360°, traduisant une dégradation progressive de la veine.

L'analyse des niveaux vibratoires montre une augmentation progressive de ceux-ci lors de cette phase.

³⁰ Le delta T7 est la différence entre la Tt7 réelle et une T7 calculée par modèle, et constitue un indice de la qualité aérodynamique de la veine.

2.5. APPARITION DE LA DEUXIEME ANOMALIE (T0 + 1MIN 06 SEC)

Le régime chute très rapidement de 4000 tr/min en une seconde, puis tend vers une asymptote (≈ 1000 tr /min) correspondant au régime d'auto-rotation.

Le décalage entre cette chute de régime et la chute de Tt7, qui survient cinq secondes plus tard, montre que le dévissage n'est pas dû à une coupure carburant, mais à une dégradation supplémentaire de la veine, rompant l'équilibre entre la puissance fournie par la turbine et celle absorbée par le compresseur et les équipements.

Conclusion de l'analyse des paramètres GTR et des vibrations avion :

- **le fonctionnement du GTR est nominal lors du vol précédent, et jusqu'à la première anomalie lors du dernier vol,**
- **la première anomalie (chute partielle du régime, surchauffe, apparition de vibrations) est due une première dégradation soudaine et importante de la veine,**
- **suite à cette anomalie, et lorsque la manette est poussée vers le PG, le GTR n'atteint pas le régime de PG et dévise en régulation normale,**
- **en mode secours carburant, le régime atteint vers le PG est supérieur à celui atteint en régulation normale, mais le GTR est en surchauffe,**
- **la dégradation de la veine, de même que celle du balourd, s'accroît ensuite progressivement,**
- **la deuxième anomalie (perte totale de régime) est due une dégradation soudaine et importante de la veine d'air, dont l'état est alors vraisemblablement très proche de celui constaté lors de l'expertise,**
- **aucune anomalie propre à la régulation n'est constatée (modes normal et secours carburant).**

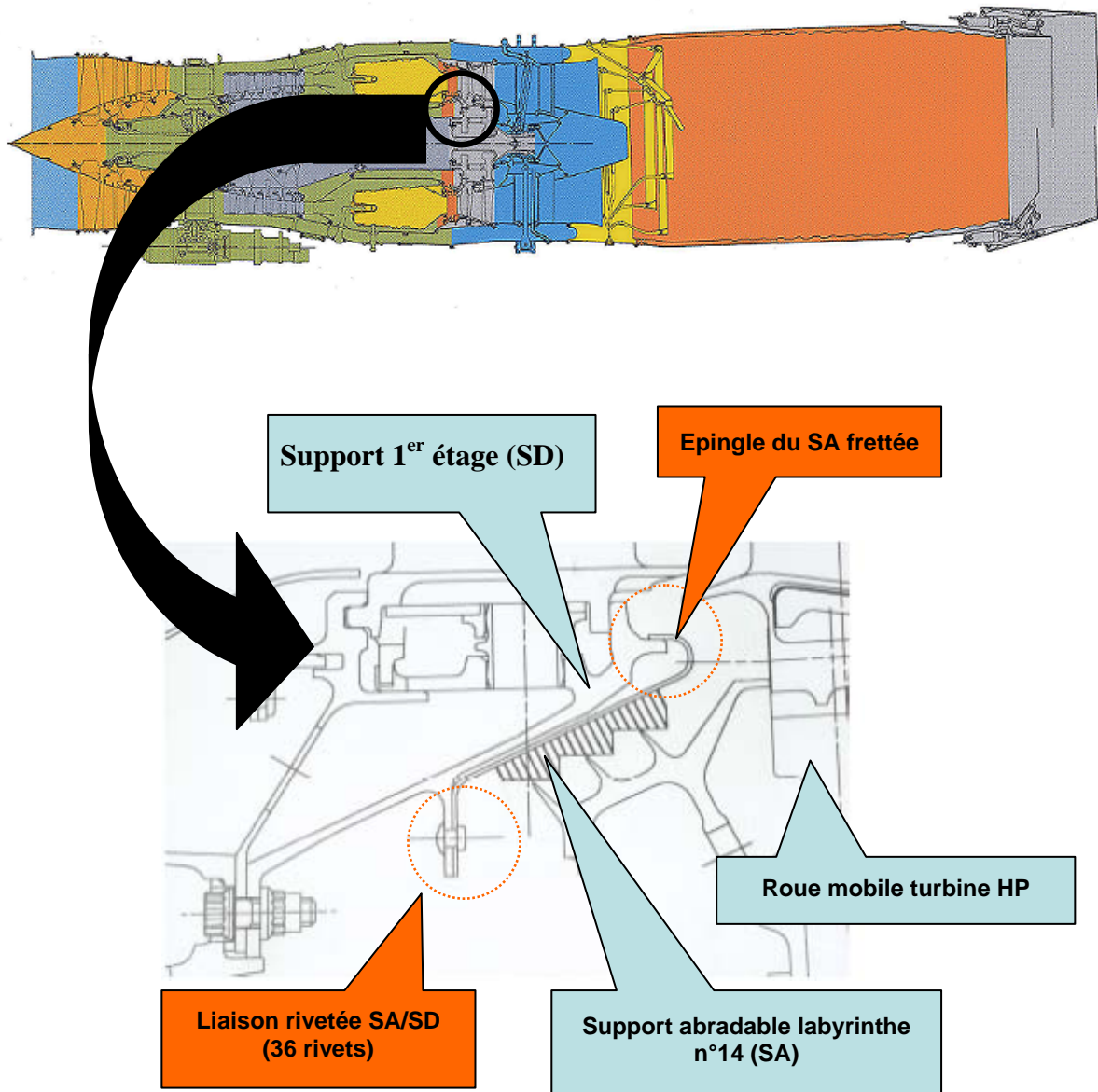
3. PRINCIPAUX RESULTATS DE L'EXPERTISE DU MOTEUR

Les constats faits sur les compresseurs et sur le labyrinthe sous chambre n°13 attestent d'une vitesse de rotation très faible (proche d'une vitesse nulle) au moment de l'impact.

Les dégradations internes constatées au niveau des compresseurs, de la chambre de combustion et des modules situés en aval de la turbine, sont dues à l'impact de l'avion avec le sol.

Les dégradations internes subies durant le vol ont été constatées au niveau des modules 5 (distributeur de turbine HP) et 6 (turbines).

Concernant le module 5, un endommagement, inconnu jusqu'à présent dans l'expérience M53, a été constaté sur le support abradable du labyrinthe 14. Un secteur correspondant au tiers de l'anneau, ainsi que trois fragments, ont été retrouvés désolidarisés du support 1^{er} étage.



Coupe moteur au niveau du module 5

Les principaux constats sur le secteur du SA sont les suivants :

- déboutonnage complet de la fixation par rivets,
- la position initiale de ce secteur était en partie supérieure, des traces témoignant de son entraînement en rotation,
- des entailles et des découpes témoignent d'interférences avec les lèches,

- la matière est conforme,
- présence systématique de bavures de perçage autour des trous de rivets, sur la face côté SD.



Secteur d'1/3 du support abradable labyrinthe n°14

Les principaux constats sur les trois fragments du SA sont les suivants :

- présence systématique de rayures circulaires autour des trous de rivets, sur la face côté SD,
- la position initiale des deux morceaux jointifs était à 8h.

Les principaux constats sur le SD sont les suivants :

- treize demi rivets sont en place, rompus en fatigue vibratoire (sens de propagation : radial, de l'extérieur vers l'intérieur),
- présence d'empreintes de bavures de perçage et de rayures circulaires, au débouché des trous de rivets, sur la face côté SA (bavures de perçage de 10h à 4h, traces circulaires de 5h à 9h), témoignant d'un mauvais accostage du SA sur le SD avant l'opération de perçage,
- les traces au niveau du frettage montrent un engagement axial primaire du SA non homogène sur la périphérie (révélateur d'un montage en biais), ainsi qu'un désengagement progressif et un entraînement en rotation du SA,

- le secteur concerné par les trous de rivets présentant les empreintes de bavures de perçage correspond à celui pour lequel l'engagement lors du frettage était maximal (3,3 mm),
- le secteur concerné par les trous de rivets présentant les empreintes de rayures circulaires correspond à celui pour lequel l'engagement lors du frettage était minimal (2,7 mm),
- la géométrie du SD est conforme.

Autres faits constatés :

- la matière de tous les fragments de rivets retrouvés est conforme,
- l'usure des léchettes labyrinthe n°14 est homogène, de l'ordre du millimètre.

Concernant le module 6 :

- dix aubes de turbine HP rompues en statique en bas de pale (les autres étant écrêtées à 80% de la hauteur de pale), ruptures de talons d'aubes HP, quatre distributeurs BP partiellement rompus, 47 aubes de turbine BP rompues à des hauteurs variables,
- ces ruptures d'aubes de turbine HP et BP sont consécutives à des contraintes d'ordre mécanique (chocs), plus que thermique,
- perforation du carter de turbine au droit de la roue HP, en position 4h00 à 15 cm de la bride : 80 mm circonférentiel et 30 mm axial au centre de la déchirure; ce type de dommage est inconnu dans l'expérience M53, même en cas de rupture d'aubes,
- les débris libérés par cette perforation ont été contenus par le canal flux froid.

Page intentionnellement blanche