

# *Bureau enquêtes accidents Défense*

## **RAPPORT PUBLIC D'ENQUETE TECHNIQUE**

**BEAD-A-2004-020-A**



**Date de l'événement : 26 août 2004**

**Lieu de l'événement : Colmar (68)**

**Appareil :**

- Type : Mirage 2000 D n° 663**
- Immatriculation : F-UGXS**

**Organisme : Armée de l'air/CFAC**

**Unité : EC 03.003 « Ardennes »**

## **AVERTISSEMENT**

### **COMPOSITION DU RAPPORT**

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

### **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.

## **SYNOPSIS**

- Date de l'événement : 26 août 2004 à 11h12<sup>1</sup>.
- Lieu de l'événement : trois kilomètres au Nord de la BA 132 de Colmar (68).
- Organisme : armée de l'air.
- Commandement organique : commandement de la force aérienne de combat (CFAC).
- Unité : EC<sup>2</sup> 03.003 « Ardennes » BA 133 Nancy-Ochey.
- Aéronef : Mirage 2000 D n° 663.
- Nature du vol : entraînement au combat.
- Nombre de personnes à bord : deux.

### **Résumé de l'événement**

Au cours d'une mission d'entraînement au combat, lors d'une évolution à basse vitesse et forte incidence, l'appareil est sujet à un décrochage compresseur du réacteur, sur des manœuvres importantes à la manette des gaz, entraînant ainsi une perte de motorisation puis une détérioration irréversible de la turbine. L'équipage s'éjecte. L'appareil s'écrase dans un champ, le pilote est gravement<sup>3</sup> blessé et le navigateur est indemne.

### **Conséquences**

- Tués et blessés

<b>Blessures</b>	<b>Membres d'équipage</b>	<b>Passagers</b>	<b>Autres personnes</b>
<b>Mortelles</b>	/	/	/
<b>Graves</b>	<b>1</b>	/	/
<b>Légères</b>	/	/	/
<b>Aucune</b>	<b>1</b>	/	/

---

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

<sup>2</sup> EC : escadron de chasse.

<sup>3</sup> Selon les définitions de la directive 94/56/CE du Conseil européen en date du 21 novembre 1994.

## ➤ Dommages à l'aéronef

Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
	X		

**Composition du groupe d'enquête technique**

- Un enquêteur technique du bureau enquêtes accidents défense (BEA défense), nommé enquêteur désigné,
- un enquêteur de première information (EPI),
- un officier pilote ayant une expertise sur le type d'avion,
- un officier mécanicien ayant une expertise sur le type d'avion,
- un sous-officier mécanicien ayant une expertise sur le moteur de l'avion,
- un médecin du personnel navigant,
- un officier parachutiste d'essai,
- un officier contrôleur de la circulation aérienne.

**Autres experts consultés**

- Dassault aviation,
- Snecma Moteur,
- Atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux (AIA),
- Centre d'essais des propulseurs de Saclay (CEPr).

**Déclenchement de l'enquête technique**

L'officier de permanence du BEA défense est informé de l'événement par téléphone par le bureau sécurité des vols de l'état major de l'armée de l'air vers 11h45. Il prévient l'autorité de permanence du BEA défense qui nomme l'enquêteur désigné. Les premiers éléments recueillis font état de la destruction de l'appareil. L'enquêteur désigné, accompagné du directeur du BEA défense, se rend sur le site le jour même vers 17h30.

**Enquête judiciaire**

- Le Parquet de Strasbourg s'est saisi de l'affaire.
- Un officier de police judiciaire de la section judiciaire de Paris a été commis.

# 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1. DEROULEMENT DU VOL

Le 26 août 2004, une patrouille de deux Mirage 2000 D de l'EC 03.003 « Ardennes » décolle de la base aérienne de Nancy à 10h46 pour une mission d'entraînement au combat de type « manœuvres de combat élémentaire » (BFM<sup>4</sup>) en haute altitude dans la zone de ségrégation temporaire (TSA<sup>5</sup>) 22 puis dans la zone d'approche de Colmar en moyenne altitude. Les ordres de vols prévoient des présentations face à face avec des engagements type combat Magic 2. La première présentation se déroule normalement.

La seconde présentation est réalisée avec l'approche de Colmar. La patrouille se sépare pour une présentation en face à face. Le pilote effectue plusieurs actions de conduite moteur dans les phases de vol où il est susceptible d'être « accroché » par le missile de son adversaire. Les deux avions se retrouvent en combat à basse vitesse (entre 200 et 250 kt<sup>6</sup>) en manœuvres de type « ciseaux ». Avec une vitesse de base de 255 kt, et une altitude de base de 13500 ft<sup>7</sup>, en plein gaz avec post combustion (PGPC<sup>8</sup>), le pilote exécute une manœuvre dans le plan vertical type « oreille » avec une assiette à cabrer de l'ordre de 40°. A 14500 ft, sur la tranche, en virage droite, avec une vitesse de 175 kt, il laisse retomber le nez.

Lorsque le vecteur vitesse passe sous l'horizon, l'appareil évolue à une altitude de 14800 ft et à une vitesse de 156 kt, avec environ 20° d'incidence, toujours en virage droite. Le pilote affiche plein réduit et poursuit la manœuvre.

---

<sup>4</sup> BFM : *basic fighting maneuvers* (manoeuvre de combat élémentaire).

<sup>5</sup> TSA : *temporary segregated area* (zone de ségrégation temporaire).

<sup>6</sup> kt : *knots* (nœuds - 1 kt = 1,852 km/h).

<sup>7</sup> ft : *feet* (pied - 1 ft = 0,30 mètre).

<sup>8</sup> PGPC : plein gaz avec post combustion.

Alors que la vitesse est de 133 kt, il affiche de nouveau PGPC en diminuant son action à la profondeur. Le régime moteur chute et l'alarme sonore « panne rouge » retentit. Pensant être confronté à une panne de conditionnement, connue comme pouvant se produire dans ces conditions de vol, le pilote arrête son évolution en remettant les ailes horizontales. Il place la commande des gaz sur plein réduit (PR) puis prend une assiette à piquer pour reprendre de la vitesse.

Le pilote réalise alors que le voyant «RPM<sup>9</sup>» est allumé et place la manette des gaz sur PGPC pour augmenter le régime du moteur. Le pilote perçoit l'allumage du voyant T7 sans identifier si l'éclat est fixe (surchauffe moteur) ou clignotant (décrochage partiel) et sans noter la valeur de la Tt7<sup>10</sup> sur l'indicateur de température. Prenant néanmoins conscience de la surchauffe en cours, il place la manette des gaz sur PR pour l'enrayer. Il annonce à son équipier qu'il est confronté à un décrochage du réacteur. L'appareil est en descente à une vitesse de 390 kt et traverse la couche nuageuse vers 9000 ft. L'équipage perçoit alors le bruit d'une détonation, une chute de régime du réacteur suivie d'une extinction. Le pilote coupe le moteur et tente un rallumage en secours carburant vers 4000 ft.

Bien que la séquence de rallumage se soit déroulée normalement, le pilote constate que le régime du moteur ne s'élève pas. Le pilote décide de s'éjecter. Il casse la pente pour réduire la vitesse. L'éjection des deux membres d'équipage a lieu à environ 150 kt et une hauteur de 1800 ft.

## **1.2. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL**

### **1.2.1. Membres d'équipage de conduite**

#### ***1.2.1.1. Commandant de bord***

- Age : 28 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : EC 03.003 « Ardennes », BA 133 Nancy-Ochey,  
⇒ fonction dans l'unité : pilote en escadrille.

---

<sup>9</sup> RPM : *revolution per minute* (tours par minute). Ce voyant signale un dévissage, c'est-à-dire une chute de régime non commandée du moteur.

<sup>10</sup> Tt7 : température de sortie turbine.

- Formation :
  - ⇒ qualification : pilote de combat opérationnel,
  - ⇒ école de spécialisation : école de l'aviation de chasse (EAC),
  - ⇒ année de sortie d'école : 2002.
- Heures de vol comme pilote sur Mirage 2000 :

Total	Dans le semestre écoulé	Dans les 30 derniers jours
<b>614,60</b>	<b>66,45</b>	<b>16,85</b>

- Date du dernier vol comme pilote :
  - ⇒ sur l'aéronef : 24 août 2004.
- Carte de circulation aérienne :
  - ⇒ type : carte verte,
  - ⇒ date d'expiration : 12 décembre 2004.

#### **1.2.1.2. Navigateur**

- Age : 29 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : EC 03.003 « Ardennes », BA 133 Nancy-Ochey.
  - ⇒ fonction dans l'unité : navigateur en escadrille.
- Formation :
  - ⇒ qualification : chef navigateur depuis le 1er juillet 2002.
  - ⇒ école de spécialisation : CITAC<sup>11</sup> 00.339.
  - ⇒ année de sortie d'école : 1998
- Heures de vol comme navigateur :

	Total	Dans le semestre écoulé	Dans les 30 derniers jours
	Sur le type d'avion concerné	Sur le type d'avion concerné	Sur le type d'avion concerné
<b>2000 D</b>		<b>7,55</b>	<b>7,55</b>
<b>Total M 2000</b>	<b>1234,55</b>	<b>80,25</b>	<b>18,55</b>

<sup>11</sup> CITAC : centre d'instruction tactique.

- Date du dernier vol : 25 août 2004.  
⇒ sur l'aéronef : 25 août 2004.
- Carte de circulation aérienne :  
⇒ sans objet.

### 1.3. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF

- Organisme : armée de l'air.
- Commandement organique : CFAC.
- Base aérienne de stationnement : BA 133 Nancy-Ochey.
- Unité d'affectation : EC 03.003 « Ardennes ».
- Type d'aéronef : Mirage 2000 D :  
⇒ configuration : deux réservoirs largables de 2000 litres,  
⇒ armement : un missile Magic 2 d'entraînement.

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis
Cellule	M 2000 D	663	998	VI3 <sup>12</sup> : 80,05
Moteur	M53 P2	60409	1377	VR2 <sup>13</sup> : 28

#### 1.3.1. Maintenance

L'appareil était entretenu conformément au plan de maintenance en vigueur.

#### 1.3.2. Performances

L'appareil, qui ne faisait l'objet d'aucune restriction, présentait des performances nominales au moment de l'événement.

#### 1.3.3. Carburant

- Type de carburant utilisé : TR0<sup>14</sup> F 34.
- Quantité de carburant au décollage : cinq tonnes.

---

<sup>12</sup> VI : visite intermédiaire.

<sup>13</sup> VR2 : visite réacteur et assemblage modules 5 à 10.

<sup>14</sup> TR0 : kérosène.



## 1.4. CONDITIONS METEOROLOGIQUES

Le relevé météorologique de la station de la base aérienne de Colmar au jour et à l'heure de l'événement est le suivant :

- le vent est du 240° pour 6 kt,
- la nébulosité est FEW<sup>15</sup> à 3600 ft, SCT<sup>16</sup> à 5600 ft et BKN<sup>17</sup> à 8300 ft,
- la visibilité est supérieure à 10 km,
- les pressions sont de 1017 hectoPascals (hPa) pour le QNH<sup>18</sup> et de 992 hPa pour le QFE<sup>19</sup>,
- la température est de 16,9° Celsius.

## 1.5. ENREGISTREURS DE BORD

- Enregistreurs d'accident : l'appareil était équipé d'un FDR<sup>20</sup> qui a été récupéré en bon état et exploité par le centre de restitution d'enregistreurs d'accidents (RESEDA).
- Calculateur du moteur : les données stockées dans la mémoire du calculateur du moteur ont été récupérées et exploitées.
- Enregistrements radios : les conversations radio entre l'avion et le contrôle ont été récupérées et exploitées.
- Enregistrements radars : l'enregistrement de la trajectographie radar de l'appareil a été récupéré.
- Enregistrements vidéos : l'enregistreur vidéo de la visualisation tête haute de l'appareil a été détruit dans l'incendie consécutif à l'impact.

---

<sup>15</sup> FEW : quelques nuages – nébulosité : 1 à 2 octats.

<sup>16</sup> SCT : nuages épars – nébulosité : 4 octats.

<sup>17</sup> BKN : nuages morcelés – nébulosité : 5 à 7 octats.

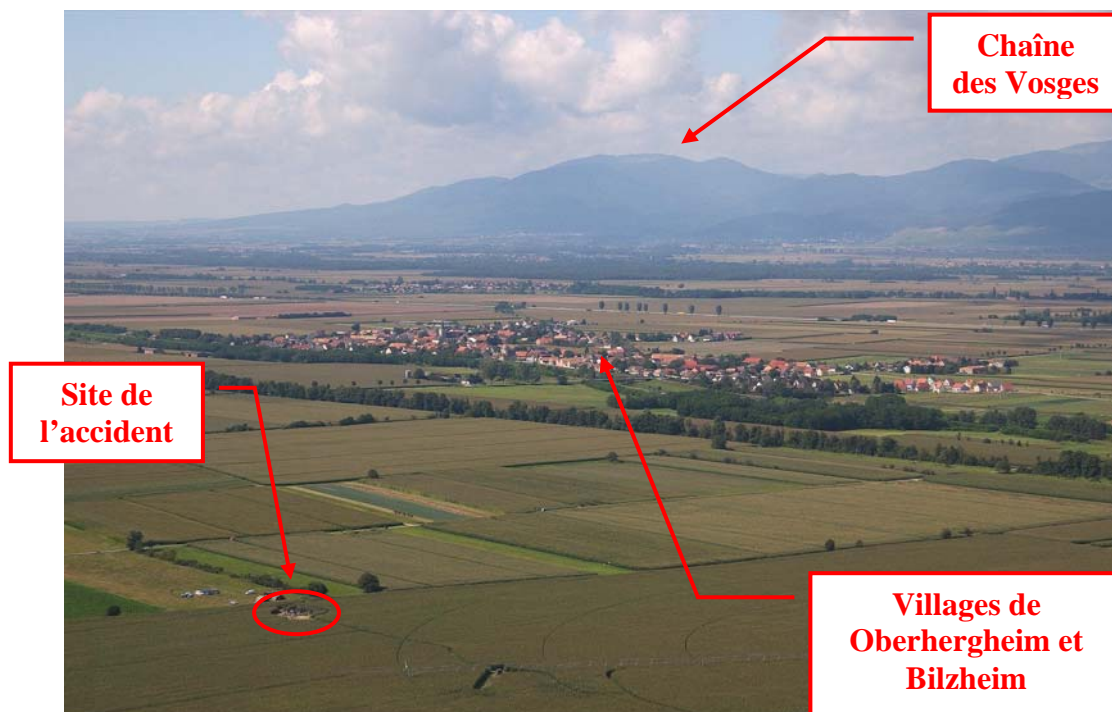
<sup>18</sup> QNH : pression atmosphérique ramenée par le calcul au niveau de la mer dans les conditions de l'atmosphère standard.

<sup>19</sup> QFE : calage altimétrique en hPa permettant de lire une hauteur sur un altimètre.

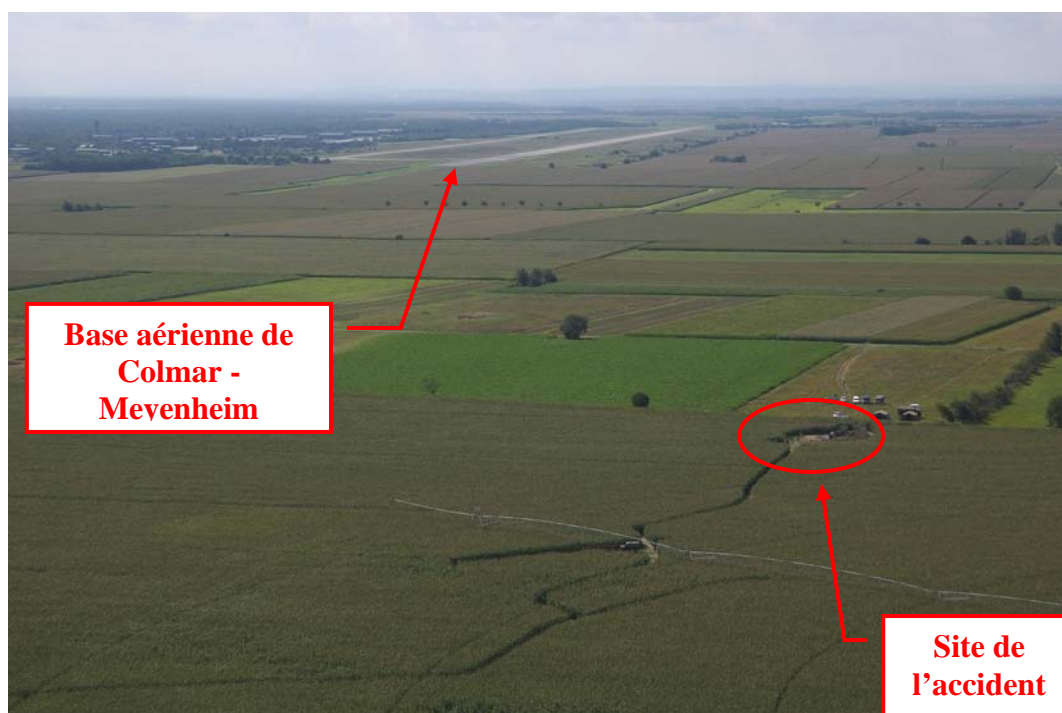
<sup>20</sup> FDR : *flight data recorder* (enregistreur de paramètres de vol).

## 1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT

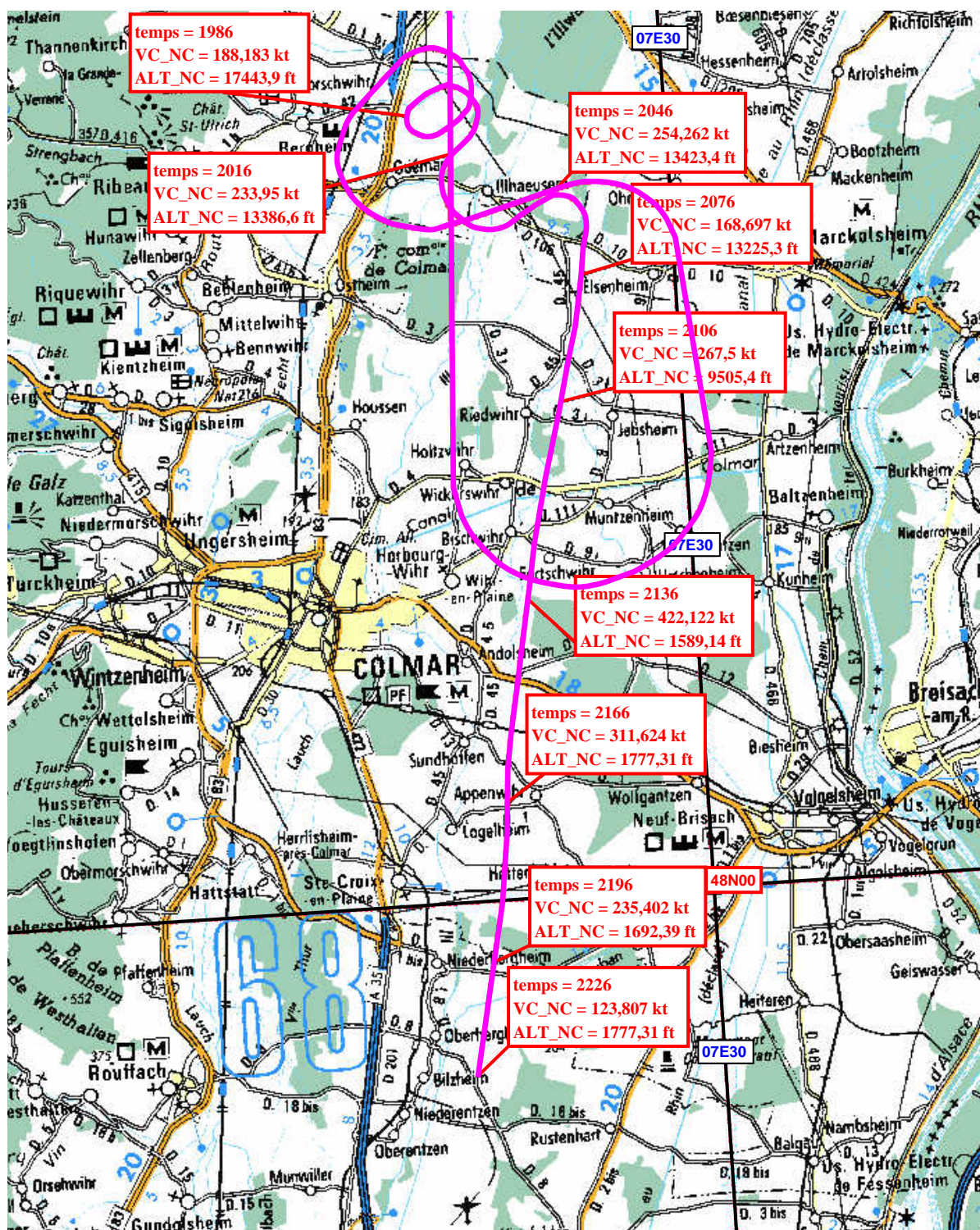
### 1.6.1. Examen de la zone



*Vue du site de l'accident sous un axe Sud-Ouest*



*Vue du site de l'accident sous un axe Sud-Est*



*Reconstitution de la trajectoire finale de l'appareil*

### 1.6.2. Examen de l'épave

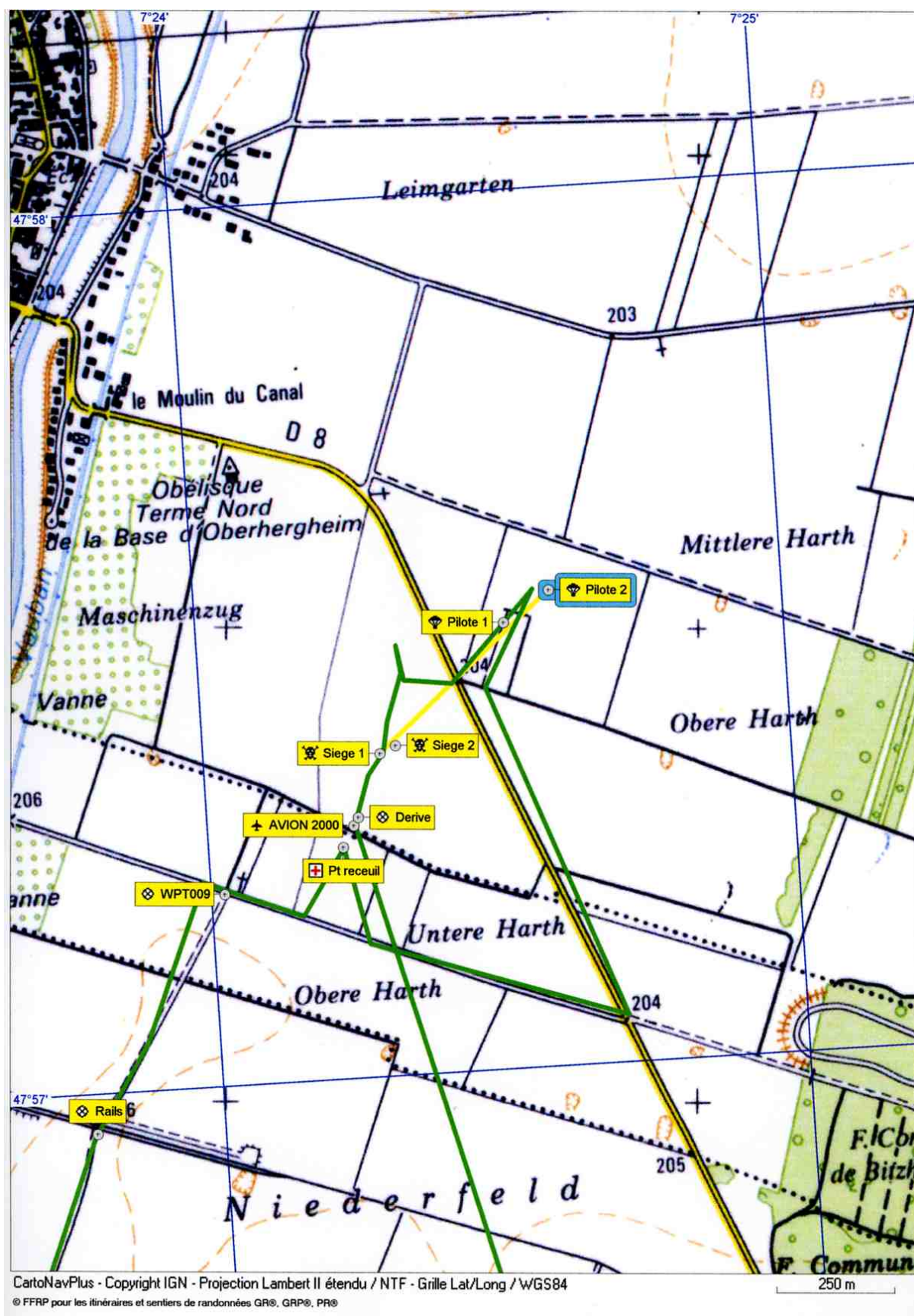
L'examen de l'épave montre que l'appareil est tombé avec une vitesse horizontale très faible, ailes horizontales avec une assiette légèrement à cabrer. Le moteur est relativement bien préservé. La tuyère quant à elle a subi des dommages très importants. La dérive s'est désolidarisée et repose à une vingtaine de mètres du fuselage.



Vue aérienne de l'épave



Vue arrière de l'épave



*Cartographie de l'épave, des sièges et des point d'atterrissage des pilotes*

## 1.7. RENSEIGNEMENTS MEDICAUX ET PATHOLOGIQUES

### 1.7.1. Membres d'équipage de conduite

#### 1.7.1.1. Pilote

- Dernier examen médical :
  - ⇒ type : expertise révisionnelle au centre principal des études médicales du personnel navigant (CPEMPN),
  - ⇒ date : 22 juin 2004,
  - ⇒ résultat : apte,
  - ⇒ validité : 12 mois.
- Examens biologiques : examens réalisés.
- Blessures : le pilote est légèrement blessé au visage, au cou, aux épaules et à la face interne des bras par la projection de petites particules de plomb incandescentes issues de la combustion du cordon détonnant utilisé pour fragiliser la verrière. Il présente par ailleurs une microfracture sur une vertèbre ce qui a entraîné une perte temporaire d'aptitude de deux mois.

#### 1.7.1.2. Navigateur

- Dernier examen médical :
  - ⇒ type : visite semestrielle,
  - ⇒ date : 4 mars 2004,
  - ⇒ résultat : apte,
  - ⇒ validité : 6 mois.
- Examens biologiques : examens réalisés.
- Blessures : aucune.

## 1.8. INCENDIE

Un incendie s'est déclaré à l'impact. Il a été maîtrisé par les secours présents sur le site quelques minutes après l'impact. Le poste de pilotage a été détruit par l'incendie.

## **1.9. SURVIE DES OCCUPANTS**

### **1.9.1. Abandon de bord**

- Éjection : oui
  - ⇒ type de siège éjectable : MK 10.
- Éléments au moment de l'éjection :
  - ⇒ hauteur : 1800 ft,
  - ⇒ vitesse : 150 kt.
- Conséquences : éjections réussies.

La vessie du gilet de sauvetage destinée à assurer la flottabilité du pilote en cas d'amerrissage a été légèrement endommagée par la projection de petites particules de plomb incandescentes issues de la combustion du cordon détonnant utilisé pour fragiliser la verrière.

### **1.9.2. Organisation des secours**

Le pilote était en contact radio avec l'approche de la base de Colmar. Il a donc pu communiquer la gravité de ses problèmes et sa décision de s'éjecter. Ainsi les secours ont pu être déclenchés avant que l'appareil ne s'écrase à 3 km environ au Nord de la base. Le pilote et le navigateur se posent sous voile près d'une route et sont pris en charge par une ambulance civile de passage puis par l'ambulance de la BA 132 moins de trois minutes après leur éjection. Une équipe du service départemental d'incendie et de secours (SDIS) et une autre du SMUR<sup>21</sup> sont également intervenues. Le pilote et le navigateur ont été transférés sur le centre hospitalier de Colmar par voie routière.

## **1.10. ESSAIS ET RECHERCHES**

Le BEA défense a fait réaliser une expertise du moteur de l'appareil par l'AIA de Bordeaux ainsi que des travaux complémentaires d'expertise et d'analyse par SNECMA MOTEURS.

## **1.11. TECHNIQUES SPECIFIQUES D'ENQUETE**

Une reconstitution vidéo numérique en 3D de l'événement a été réalisée par RESEDA.

---

<sup>21</sup> SMUR : service médical d'urgence régional.

## 2. ANALYSE

### 2.1. ANALYSE GLOBALE DE L'ÉVÈNEMENT

L'analyse sera conduite de manière chronologique, l'origine des temps des évènements ayant comme référence l'instant **T : action du pilote à la manette des gaz du plein ralenti (PR) vers le plein gaz en post-combustion (PGPC) ayant entraîné le début du décrochage compresseur.**

➤ **T :**

⇒ **Paramètres :** l'avion évolue en virage droite à une altitude d'environ 15000 ft, une vitesse de 133 kt, une incidence voisine de 20°, moteur initialement en régime ralenti.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote affiche PGPC.

⇒ **Analyse :** engagé en combat basse vitesse/forte incidence, le pilote accorde une entière confiance à la fiabilité du fonctionnement du moteur (en bordure de domaine) en opérant à plusieurs reprises des mouvements rapides et de fortes amplitudes à la manette des gaz.

➤ **T + 1,5 s :**

⇒ **Paramètres :** allumage du voyant RPM (régime moteur inférieur à 56%), « klaxon panne rouge » et activation du système anti-dévissage (SAD).

⇒ **Action de l'équipage :** sans identifier formellement de quel voyant rouge il s'agit, le pilote **présuppose de l'allumage du voyant de conditionnement « CONDIT »**, phénomène réputé habituel dans ce domaine de vol (faible  $V_i^{22}$ , forte incidence), le pilote poursuit sa manœuvre de combat.

⇒ **Analyse :** à ce stade, l'équipage induit un retard dans son examen des premiers symptômes de la panne, par acceptation mentale d'une présupposition (erronée) qui le conduit à une absence de réaction immédiate face à une panne urgente.

---

<sup>22</sup>  $V_i$  : vitesse.



➤ **T + 2,5 s :**

⇒ **Paramètres :** la température Tt7 est alors en franche augmentation et dépasse les 950° Celsius, ce qui provoque l'allumage fixe du voyant Tt7.

➤ **T + 4 s :**

⇒ **Paramètres :** la température n'évolue pas.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote ne détecte pas la surchauffe, mais affiche toutefois le régime plein réduit (PR) comme il est préconisé en cas de problème de conditionnement, tout en rendant la main en diminuant l'incidence et augmentant la vitesse.

⇒ **Analyse :** toujours ancré dans la présupposition précédente, le pilote réagit à la panne « CONDIT », sans vérifier l'état précis de son tableau de panne.

➤ **T + 5,5 s :**

⇒ **Paramètres :** l'appareil est au niveau 140, à 155 kt, le régime à 52% et l'indicateur de mesure de la Tt7 est en butée<sup>23</sup>.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote découvre l'allumage du voyant RPM et de ce fait, affiche PGPC (le régime préconisé par la carte de service pour contrer un cas de dévissage moteur est le PG sec).

⇒ **Analyse :** le pilote, bien que sorti de sa présupposition erronée, n'a qu'une appréciation partielle de la situation de panne. **Il ne retient que le dévissage en régime**, il le corrige en affichant PGPC (la procédure prévoit d'avancer la commande vers le PG Sec.) sans observer les éléments de surchauffe (Tt7).

➤ **T + 14 s :**

⇒ **Paramètres :** la pente est à - 15° et la vitesse en accélération vers 170 kt.

⇒ **Action de l'équipage :** la manette est amenée du PGPC au PG sec.

⇒ **Analyse :** le pilote cherche à rejoindre une vitesse de vol supérieure. L'appareil étant en descente, le pilote estime que le régime PGS est suffisant.

---

<sup>23</sup> Valeur de la butée : 1000°C.

➤ **T + 20 s :**

⇒ **Paramètres :** l'appareil passe 12500 ft à une vitesse de 175 kt.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote place la manette sur plein réduit et poursuit la descente.

⇒ **Analyse :** l'équipage prend conscience de la surchauffe, réduit les gaz, mais conserve le moteur au ralenti alors que la surchauffe persiste. Dans ces conditions, la procédure prévoit de couper le moteur.

➤ **T + 38 s :**

⇒ **Paramètres :** la vitesse est de 200 kt en passant 11 000 ft en descente. La manette des gaz est sur ralenti et l'indicateur de mesure de la Tt7 est en butée. Le régime du moteur se maintient à 50%.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote accentue le piqué vers 30°.

⇒ **Analyse :** l'équipage, perturbé par une entrée en condition IMC<sup>24</sup> imminente, privilégie la connaissance de son positionnement au traitement de la panne mécanique. Ce souci procède de la prise en compte simultanée :

- de l'évitement de hauts reliefs dans la région,
- de limiter des éventuels dégâts collatéraux en cas d'éjection.

De ce fait, l'équipage se concentre sur sa position (VTB<sup>25</sup>) et recherche une traversée de couche la plus rapide possible.

➤ **T + 48 s :**

⇒ **Paramètres :** le moteur dévise rapidement en dessous de 50%, avec une détonation. Lorsque le régime atteint 33%, les alternateurs se coupent (allumage voyant panne ambre). La vitesse est en augmentation vers 300 kt.

⇒ **Action de l'équipage :** les deux membres d'équipage perçoivent la détonation.

⇒ **Analyse :** compte tenu du temps durant lequel la surchauffe est entretenue, la turbine subit des détériorations irréversibles.

---

<sup>24</sup> IMC : *instrumental meteorological condition* (conditions météorologiques de vol aux instruments).

<sup>25</sup> VTB : visualisation tête basse.

➤ **T + 57 s :**

⇒ **Paramètres :** la vitesse est de 360 kt et l'angle de piqué est de 28°. L'altitude est de 6000 ft.

⇒ **Action de l'équipage :** le pilote décide de tenter un rallumage moteur.

⇒ **Analyse :** bien que n'ayant pas identifié l'origine de la panne de motorisation, le pilote a conscience qu'il est dans une situation critique. Ce sentiment est renforcé par la perception de la détonation et la baisse brutale de régime. Il cherche alors à rallumer le moteur.

➤ **T + 1mn 07s :**

⇒ **Paramètres :** la vitesse est de 385 kt et l'altitude de 5300 ft. L'indicateur de mesure de la Tt7 remonte en butée. Le régime qui avait chuté à 22% lors de l'arrêt du moteur, remonte lentement. La vitesse continue à augmenter pour atteindre 420 kt.

⇒ **Action de l'équipage :** le rallumage vol est actionné et la palette du secours carburant est abaissée.

➤ **T + 1mn 22s :**

⇒ **Paramètres :** l'avion est stabilisé en palier à 1500 ft et le régime stagne à 35%.

➤ **T + 2mn 05s :**

⇒ **Paramètres :** fin de l'auto maintien rallumage. La Tt7 commence à redescendre. La vitesse est de 280 kt en diminution et le régime à 13%.

⇒ **Analyse :** après une légère reprise de régime, le rallumage échoue. Le pilote prend conscience du fait que la seule issue est l'éjection.

➤ **T + 2mn 23s :**

⇒ **Paramètres :** la manette des gaz est placée sur ralenti. La vitesse est de 230 kt.

⇒ **Action de l'équipage :** l'équipage se prépare à l'éjection.

- **T + 2mn 50s :**
  - ⇒ **Paramètres :** la vitesse est de 150 kt pour une hauteur de 1800 ft.
  - ⇒ **Action de l'équipage :** éjection.
  
- **T + 3mn :**
  - ⇒ **Paramètres :** impact de l'appareil au sol.

## 2.2. ANALYSE TECHNIQUE

Le chapitre suivant examinera les causes techniques qui ont conduit au décrochage du moteur et à la perte de motorisation.

### 2.2.1. Expertise du moteur

L'expertise du moteur a été confiée à l'AIA de Bordeaux. Le but de cette expertise était de déterminer les causes du décrochage du moteur et de confirmer l'hypothèse de la destruction de la turbine par surchauffe prolongée.

Les éléments suivants ont été inspectés ou vérifiés :

- échantillon de carburant (analyse conforme réalisée par le CEPr),
- régulateur carburant (correcteur de densité sur TR0, levier sur PGPC mais dû à l'impact),
- injecteurs principaux, rampes (certains joints ont fondu lors de l'incendie),
- soupapes de décharge : pas d'anomalie observée,
- compresseur basse pression (BP) : pénétrations aubages dans l'abradable (environ 0,5 mm : conforme à l'expérience NTI3<sup>26</sup>),
- compresseur haute pression (HP) : étanchéités pieds d'aubes étages 6,7 et 8 (rien à signaler), jeux labyrinthes redresseurs (jeux conformes au critère maxi de montage neuf, excepté le RD7),
- aubes turbine HP (aucun indice de dommage antérieur à la surchauffe).

---

<sup>26</sup> NTI : niveau technique d'intervention

Des travaux complémentaires ont été réalisés par SNECMA MOTEURS. Il ressort des investigations menées sur les données de l'enregistreur de vol et sur des pièces du moteur :

➤ analyse de l'évènement :

⇒ aucun dysfonctionnement moteur antérieur, ni au début du vol, ni lors des vols précédents n'a été détecté,

⇒ le décrochage intervient sur une transition PR vers PGPC (la manette des gaz étant restée 4,5 secondes sur PR après avoir été placée sur PGPC),

⇒ le décrochage partiel est intervenu alors que l'appareil évoluait dans le domaine de vol du moteur tout en étant proche (134 kt) de sa limite basse en vitesse,

⇒ l'analyse de la position de la tuyère lors de la manœuvre ne montre pas d'anomalie,

⇒ l'analyse des variations du débit carburant au cours de la manœuvre montre que la coupure PC a été effective (le décrochage partiel n'est donc pas dû à une non coupure PC),

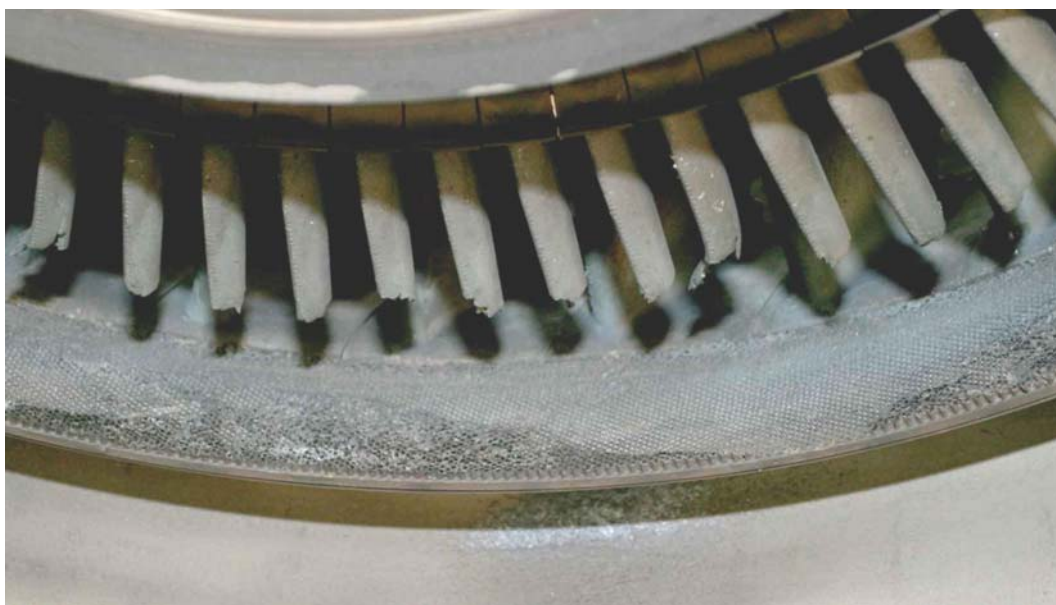
⇒ temps de maintien au ralenti : l'analyse de la courbe de position tuyère montre que la ré-accélération s'est produite dans une zone plutôt favorable (vis-à-vis des temps de purge), c'est-à-dire que la sévérité de la manœuvre (transition PGPC/PR/PGPC) n'est pas jugée extrême.

➤ Examen métallurgique des sondes Tt7 et des aubes de turbine BP et HP :

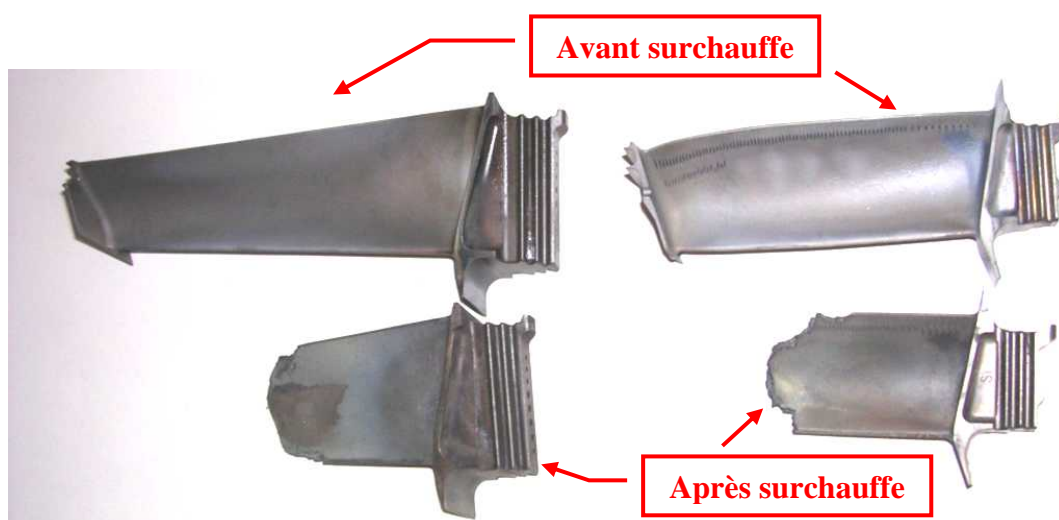
la température, subie par la partie des aubes de turbine HP qui a fondu, a été supérieure à 1260° Celsius (supérieure à 1230° Celsius pour les aubes turbine basse pression (TUBP)).

Une analyse précise des niveaux de température atteints a été réalisée au niveau des sondes Tt7 (1370° Celsius).

La surchauffe a été maintenue 57 secondes. Dans les événements antérieurs de cette nature, il s'est avéré que les surchauffes d'une durée supérieure à 34 secondes ont toutes entraîné la destruction de la turbine, l'impossibilité de rallumer et donc la perte de l'appareil.



*Vue des aubes de l'étage HP de la turbine*



*Détail des aubes BP (à gauche) et HP (à droite) de la turbine*

- Influence des calages du compresseur HP :  
les mesures de calage des aubes du compresseur HP se situent dans les tolérances constructeurs.
  
- Jeux compresseur BP (RM1) :  
les mesures des jeux<sup>27</sup> du compresseur BP de ce moteur sont dans la tolérance constructeur, tout en étant proche de la limite haute qui est la plus dimensionnante vis-à-vis de la marge au décrochage.
  
- Jeux compresseur HP :  
les mesures des jeux du compresseur HP de ce moteur sont dans la tolérance constructeur, tout en étant proche de la limite haute, qui est la plus dimensionnante vis-à-vis de la marge au décrochage.
  
- Caractérisation de la veine d'air :  
cette caractérisation montre qu'il s'agissait d'un moteur dit « chaud » (dernier réglage réalisé avec une latitude de 14° par rapport à la limite T5). Toutefois cet élément n'est pas dimensionnant vis-à-vis de la sensibilité du moteur au décrochage.

L'expertise du moteur par l'AIA et les travaux complémentaires réalisés par la SNECMA ont permis de déterminer avec certitude que :

- **le moteur ne présentait aucune anomalie et qu'il fonctionnait correctement avant l'événement,**
- **la perte de puissance est due à un décrochage partiel,**
- **le décrochage partiel a induit une surchauffe de la turbine de par l'activation du SAD,**
- **la surchauffe prolongée a entraîné la fusion des aubes de la turbine conduisant à sa destruction.**

---

<sup>27</sup> Espace entre l'extrémité de l'aube et le carter du moteur.

Le décrochage partiel est un phénomène physique complexe qui se caractérise généralement par une baisse de régime qui peut provoquer une surchauffe. Cette surchauffe entraîne la fusion de la turbine si elle n'est pas maîtrisée rapidement.

Dans le cas du M53-P2 de cet événement, la surchauffe a été initiée par le décrochage, puis amplifiée par l'activation automatique du SAD qui injecte du carburant lors d'une détection d'une chute de régime (alarme RPM) sous un certain seuil (56%). La quantité de carburant injectée est indépendante de la position de la manette des gaz. Ce système a été conçu pour forcer la relance du moteur en cas de perte soudaine de régime, notamment lors des phases de décollage ou d'approche.

Dans le cas présent, l'action du SAD a eu un effet aggravant sur la surchauffe résultant du décrochage. En effet dans le cas du décrochage, le flux d'air perturbé ne permet pas au moteur de reprendre du régime. De ce fait, le carburant injecté est en quantité trop importante par rapport au régime de rotation du moteur. Une modification<sup>28</sup> est en cours d'application pour inhiber le SAD lors de la détection d'un décrochage partiel ou d'une surchauffe. **Cette évolution réduit le risque de surchauffe lors des décrochages partiels.**

Le décrochage partiel est susceptible d'apparaître dans les conditions suivantes :

- vitesse inférieure à 250 kt,
- altitude comprise entre 15 000 ft et 25000 ft,
- incidences élevées,
- actions excessives la manette des gaz.

L'analyse des enregistrements a montré que l'appareil était dans ces conditions. Néanmoins la conjonction de ces conditions n'est pas suffisante pour assurer l'occurrence d'un décrochage.

L'exhaustivité des causes d'un décrochage compresseur ne peut être déterminée de manière précise. En effet, les jeux entre les aubes des étages compresseur et le carter réacteur (notamment le jeu sur le premier étage RM1) constitue un élément dont la probabilité de contribution au décrochage n'est pas nulle, malgré les normes des tolérances prescrites par le constructeur.

---

<sup>28</sup> Modification n° 501- 12 décidée en CLM n°45 du 11 juillet 2002.



**L'analyse des caractéristiques de ce moteur et notamment du jeu de ses aubes a mis en évidence qu'il se classait dans les moteurs plus sensibles au décrochage tout en étant dans les normes de tolérances précitées.**

*NOTA : les consignes de maintenance relative au jeu de ces aubes conduisent aujourd'hui à un taux de couverture au décrochage sensiblement inférieur à 100%<sup>29</sup>. Cela signifie qu'un moteur respectant les tolérances peut décrocher, notamment dans des conditions approchant les limites de son domaine de vol.*

*Toutefois, le décrochage compresseur sur moteur M 53- P2 en domaine de vol reste rare puisqu'il n'a été rapporté que deux cas pour environ 45000 heures de vol de Mirage 2000 de l'armée de l'air en 2004.*

**Les consignes de maintenance du moteur ne peuvent garantir un taux de couverture de 100% au risque de décrochage partiel, ce qui signifie qu'il n'est pas exclu qu'un moteur respectant les tolérances puisse décrocher dans son domaine de vol, notamment à l'approche des limites de ce domaine.**

### **2.2.2. Conclusion de l'analyse technique**

**La perte de motorisation est liée à des causes techniques certaines qui sont :**

- **un décrochage partiel compresseur,**
- **une surchauffe entretenue**

**qui ont entraîné l'endommagement de la turbine.**

---

<sup>29</sup> Le taux de couverture initial impliquant des contraintes de maintenance plus lourdes pour l'armée de l'air était plus proche de 100%.

## 2.3. ANALYSE DU FACTEUR HUMAIN

La *check-list* de l'avion comprend une procédure qui permet au pilote de résorber un décrochage partiel. Ce chapitre tentera de déterminer les facteurs qui ont perturbé le pilote dans sa gestion de la panne. L'analyse distinguera les facteurs conjoncturels, liés au déroulement de l'événement et les facteurs culturels liés aux connaissances aéronautiques du pilote.

### 2.3.1. Facteurs conjoncturels

Lorsque l'alarme RPM se déclenche, le pilote vient de placer la manette des gaz de PR à PGPC. L'appareil est en évolution dans le plan vertical avec une forte incidence et une faible vitesse. Le pilote sait que ces conditions sont propices à l'allumage de l'alarme « CONDIT »<sup>30</sup> qui témoigne d'une surchauffe de l'échangeur du système de conditionnement de la cabine. Le pilote est donc persuadé qu'il s'agit d'une panne de conditionnement.

Il y répond par une action réflexe conforme à la procédure qui prévoit notamment une réduction des gaz et une mise en piqué. Il vérifie son tableau de panne et se rend compte que les voyants RPM et Tt7 sont allumés. Ce constat a vraisemblablement un effet déstabilisateur pour le pilote qui se retrouve d'emblée « en retard » par rapport à l'action à entreprendre pour traiter la panne. Il place alors cette manette sur PGPC au lieu de PG afin de relancer le moteur.

Initialement préparé mentalement à gérer une panne unique simple, le pilote se retrouve brutalement face à deux autres annonces de pannes simultanées (correspondant néanmoins en réalité à un phénomène unique, le décrochage). Il est donc maintenant dans une situation de stress important qui le tétanise et l'empêche de traiter la panne prioritaire à savoir la surchauffe du moteur. Il est alors incapable d'analyser sereinement les informations dont il dispose et ne sait ni dire si le voyant T7 est clignotant (décrochage partiel) ou fixe (surchauffe), ni quelle est la température sur l'indicateur Tt7

---

<sup>30</sup> L'écoute de l'enregistrement de la visualisation tête haute a montré que évoluant dans des conditions similaires, l'équipier s'attendait lui aussi à ce que le voyant « CONDIT » s'allume.

Dans le cas présent les actions du pilote montrent qu'il a inconsciemment privilégié le traitement de la panne « RPM » alors que l'allumage du voyant T7 qui a suivi aurait dû l'orienter vers le traitement prioritaire de la surchauffe. Il en a été de même pour le navigateur lorsqu'il a lu la *check-list* au pilote. De ce fait, le navigateur n'a pas pu apporter au pilote le recul qui aurait pu lui permettre de traiter le décrochage. Environ 20 secondes après l'allumage du voyant T7, le pilote prend conscience de la surchauffe en cours et place la manette des gaz sur « PR » afin de réduire la température de la turbine. Cette action est sans effet car seul le passage de la manette sur « STOP » permet d'enrayer la surchauffe<sup>31</sup> dans le cas présent.

L'appareil est maintenant en descente rapide et le pilote se retrouve face à la couche nuageuse qui lui masque le sol à partir du niveau 90. Cet élément détourne alors son attention de la gestion de la panne pour la consacrer à la gestion du pilotage. Il augmente alors son angle de piquer afin de traverser la couche et retrouver la vue du sol. Parallèlement, il se souvient qu'il y a un appareil civil qui transite dans la zone. D'autre part, il n'a pas d'idée précise de sa position, mais il sait qu'il évolue à proximité des montagnes des Vosges et de la ville de Colmar. Il vérifie sa position sur sa carte en visualisation tête basse (VTB). Il doit également informer le contrôle aérien et son équipier de ses problèmes qu'il identifie comme consécutifs à un décrochage du moteur. Tous ces éléments augmentent considérablement sa charge de travail et son stress. Il ne pense pas à couper le réacteur.

L'équipage perçoit une détonation. Le régime moteur s'écroule et la visualisation tête basse s'éteint. Il s'est écoulé 48 secondes depuis l'apparition de la panne. Constatant un régime inférieur à 20%, le pilote coupe le moteur puis tente un rallumage du moteur en secours carburant. Cette action est vaine car la turbine est déjà endommagée. La chronologie des événements est présentée de manière schématique en Annexe 2, *Chronologie schématique de l'événement* – page 38.

---

<sup>31</sup> Dans son témoignage, le pilote ne mentionne pas avoir écarté la coupure du réacteur par crainte d'un non rallumage.

### 2.3.2. Facteurs culturels

Il ressort que le pilote présentait des défauts de connaissance dans les domaines suivants :

- phénomène du décrochage : bien qu'ayant identifié le décrochage<sup>32</sup>, il ne lui associe pas automatiquement le risque de surchauffe pouvant conduire à la destruction de la turbine,
- fonctionnement du moteur : tardivement conscient de la surchauffe, le pilote place la manette des gaz sur ralenti, alors qu'en sous vitesse (activation de l'alarme RPH), l'activation du SAD entraîne un débit carburant indépendant de la manette des gaz ; l'action du pilote est sans effet (seule la coupure de moteur peut enrayer la surchauffe),
- signalisation du décrochage : le décrochage peut être signalé en deux temps<sup>33</sup>, chute de régime (voyant « RPM ») puis surchauffe (voyant « T7 »). Le pilote s'est « précipité » sur le traitement du voyant « RPM », perturbant ainsi sa prise en compte du voyant « T7 » qui pouvait suivre,
- domaine de sensibilité au décrochage : l'équipage n'a pas conscience que ses manœuvres de combat sont réalisées dans un domaine de vol identifié comme potentiellement à risque vis-à-vis du décrochage. A la place il associe, à juste titre, le risque d'allumage du voyant « CONDIT ».

Il est significatif de noter que l'équipage (ainsi que celui de l'avion équipier) réalise d'emblée qu'il évolue dans un domaine de vol pouvant conduire à l'allumage du voyant « CONDIT » sans y associer le risque de décrochage alors que les domaines d'occurrence de ces deux pannes sont similaires. Ainsi une panne à probabilité d'occurrence moyenne et conséquences minimales a pris le pas sur une panne rare aux conséquences graves.

On peut également constater que, de part l'augmentation de la fiabilité du moteur, les pilotes sont rarement confrontés en vol aux pannes graves ce qui réduit leur aptitude à les gérer sereinement.

---

<sup>32</sup> Le pilote annonce à son équipier qu'il est confronté à un problème de décrochage réacteur.

<sup>33</sup> Le décrochage partiel peut également être signalé par l'allumage du voyant T7 clignotant. Si une surchauffe consécutive à ce décrochage se développe, l'éclat du voyant T7 deviendra fixe.

Le simulateur du Mirage 2000 permet d'entraîner les équipages aux mises en situation d'un décrochage compresseur, sans que les éléments de contrôle (T7 clignotant, SAD inhibé par exemple) soient totalement représentatifs de l'avion.

Ce manque de représentativité du simulateur ne permet pas aux pilotes d'acquérir parfaitement les gestes réflexes que nécessite le traitement de certaines pannes. Début 2004, un pilote de Mirage 2000, également confronté à un décrochage partiel, avait lui aussi tardé à appliquer les consignes, ce qui avait entraîné une surchauffe. A l'issue de cet incident, l'armée de l'air avait entrepris auprès des équipages une action de sensibilisation sur le décrochage du compresseur. On constate donc qu'une action de sensibilisation non complétée par un entraînement a des effets limités.

D'autre part, il apparaît que le simulateur est essentiellement utilisé pour l'entraînement à la mise en œuvre du système d'armes.

**Les principaux éléments relevant du facteur humain facteurs ayant concouru a cet accident sont :**

- **la découverte d'une panne différente de celle attendue signalée par l'allumage de deux voyants,**
- **le réflexe de relancer un moteur en phase de perte de régime prioritairement au traitement d'une surchauffe,**
- **le stress lié à la perte de motorisation,**
- **la traversée d'une couche nuageuse et la prise en compte du relief le détournant de la gestion de la panne au profit de la gestion de la trajectoire,**
- **une connaissance partielle du phénomène du décrochage et du fonctionnement du moteur.**

### 2.3.3. Conclusion générale de l'analyse du facteur humain

**Les causes liées au facteur humain sont :**

- **une fausse évaluation de la situation, liée à une présupposition erronée,**
- **une absence de réaction adaptée, liée à cette fausse évaluation,**
- **une hiérarchisation des priorités troublée par l'environnement et le stress,**
- **une absence d'application de la procédure liée à cette hiérarchisation.**

**De plus, une connaissance partielle du phénomène de décrochage compresseur a pu aggraver les réactions de l'équipage.**

## 2.4. EJECTION DE L'EQUIPAGE

L'analyse des éléments retrouvés démontre que le déroulement de la séquence d'éjection est dans l'ensemble normal. Tous les mécanismes pyrotechniques ont parfaitement fonctionné. L'éjection a été tentée et réussie dans le domaine d'utilisation du siège éjectable MK10 à une altitude d'environ 1800 ft et à une vitesse d'environ 150 kt. Le temps sous voile est estimé à deux minutes.

Cependant deux points méritent d'être soulignés :

- impacts de plomb sur le pilote,
- rupture d'un sachet d'eau.

### 2.4.1. Impacts de plomb dus à la fragilisation de la verrière

La fragilisation verrière en place avant des Mirage 2000 provoque des impacts de plomb susceptibles d'entraîner des blessures ou d'endommager les équipements de vol. Des impacts ont été retrouvés principalement au niveau de la partie frontale du casque, de l'écran foncé, de la partie supérieure du masque et de la vessie du gilet de sauvetage en ce qui concerne les équipements. En outre, le pilote a reçu des impacts à différents endroits du corps (pommettes, gorge, haut des épaules et face interne des bras jusqu'au coude).

Les impacts de plomb au niveau du visage sont la conséquence du fait que le pilote n'avait pas baissé l'écran clair de son casque avant son éjection.

#### **2.4.1.1. Vessie du gilet de survie**

Afin de vérifier l'intégrité de la vessie suite aux marques dues à la fragilisation verrière, deux tests ont été réalisés conformément à la documentation technique.

➤ Premier test : essai en surpression

⇒ gonflage de la vessie à 120 hPa,

⇒ contrôle du gonflage au bout de 5 min.

L'essai s'est révélé satisfaisant. La vessie n'a subi aucune dégradation (décollement, déchirure, rupture, déformation).

➤ Deuxième test : essai à pression normale

⇒ attente de 12 heures après l'essai en surpression,

⇒ gonflage de la vessie à 60 hPa,

⇒ contrôle du gonflage au bout d'une heure.

Deux mesures ont été effectuées afin de valider l'essai. Les pourcentages relevés (16,17% et 17,8%) sont au-dessus de la tolérance qui accepte jusqu'à 15% de perte. Cette vessie aurait donc été retirée du service pour non conformité. En revanche, si le pilote avait amerri, la flottabilité de la vessie aurait été suffisante pour lui assurer une flottabilité correcte.

Cette expertise n'a pu montrer les causes de la perte de pression. Elle a juste mis en exergue la non conformité de la vessie suite à l'éjection. Deux hypothèses concernant cette perte de pression restent possibles :

➤ première hypothèse : impacts liés à la fragilisation,

➤ deuxième hypothèse : défauts de la vessie pouvant être liés soit à une porosité importante du tissu, soit à un défaut dans le collage de la vessie.

#### **2.4.2. Rupture d'un sachet d'eau**

Lors de la vérification de la trousse à composants, il a été constaté qu'un des six sachets d'eau était percé et que l'eau s'était répandue dans la trousse.

L'hypothèse qu'il se soit percé à l'impact au sol est possible.

### 3. CONCLUSION

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

- L'événement se produit lors d'une mission d'entraînement au combat aérien.
- Apte médicalement, l'équipage possédait les qualifications requises pour effectuer la mission.
- L'appareil était entretenu conformément au plan de maintenance en vigueur.
- L'expertise du moteur a montré qu'il ne présentait aucune déficience avant l'événement.
- Un décrochage partiel du réacteur s'est produit alors que l'appareil évoluait au voisinage de la limite basse en vitesse de son domaine de vol, et que le pilote exerçait des manœuvres rapides et de forte amplitude à la manette de gaz.
- Les consignes de maintenance du moteur ne peuvent garantir un taux de couverture de 100% au risque de décrochage partiel, ce qui signifie qu'il n'est pas exclu qu'un moteur respectant les tolérances puisse décrocher dans son domaine de vol, notamment à l'approche des limites de ce domaine.
- La *check-list* de l'appareil définit les actions que le pilote doit entreprendre pour traiter un décrochage du moteur.
- Le système a correctement détecté et signalé au pilote le décrochage par l'allumage des voyants de panne RPM (chute de régime) et T7 fixe (surchauffe).
- Le moteur a été endommagé en vol par surchauffe prolongée de la turbine.
- L'émergence de la surchauffe moteur a été aggravée par le fait que, sur cet appareil, la modification consistant à inhiber le système anti-dévisage (SAD) en cas de décrochage compresseur n'avait pas encore été appliquée.



### 3.2. CAUSES DE L'EVENEMENT

La perte totale de motorisation est liée à la conjonction de causes techniques et humaines.

En effet, la destruction de la turbine est due au maintien prolongé d'une surchauffe provoquée par un décrochage partiel du compresseur, aggravée par le maintien du système anti-dévisage (SAD) et par une appréciation erronée de situation entraînant un manque de réaction de l'équipage.

En ce qui concerne les causes techniques, il est important de noter que les consignes de maintenance du moteur ne peuvent garantir un taux de couverture de 100% au risque de décrochage partiel, ce qui signifie qu'il n'est pas exclu qu'un moteur respectant les tolérances puisse décrocher dans son domaine de vol, notamment à l'approche des limites de ce domaine et plus particulièrement lorsque la manette des gaz est sollicitée dans des plages à débattement important.

S'agissant des éléments constitutifs des causes liées au facteur humain, ils relèvent :

- d'une fausse évaluation de situation liée à une présupposition erronée,
- d'une absence de réaction adaptée à cause de cette fausse évaluation,
- d'une hiérarchisation des priorités troublées par l'environnement et le stress,
- et d'une absence d'application de la procédure liée à cette hiérarchisation.

De plus, une connaissance partielle du phénomène du décrochage compresseur a pu perturber les réactions de l'équipage.

D'autres événements similaires montrent que si la procédure de traitement du décrochage partiel est simple (coupure immédiate du réacteur après confirmation de la surchauffe) son application en ambiance de stress s'avère délicate et demande un entraînement régulier par l'emploi de la simulation sol.

## 4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

Après l'accident, l'armée de l'air a émis des mesures temporaires suspendant les missions d'entraînement au combat à toutes altitudes, pour les unités à vocation tactique et en moyenne altitude pour les unités de la défense aérienne.

Ces mesures limitatives ont été assouplies et pourraient être définitivement levées sous réserve que **les mouvements répétitifs de grande amplitude de la manette des gaz en évolution, notamment en combat Magic, restent proscrits, conformément aux prescriptions également rappelées par l'armée de l'air.**

*En effet, la réputation de fiabilité de ce moteur en combat aérien a pu jouer, dans la durée, sur la rigueur à observer ce principe essentiel et préventif de la conduite moteur.*

Par ailleurs, il est important que les équipages restent conscients des faits suivants :

- **les consignes de maintenance du moteur ne peuvent garantir un taux de couverture de 100% au risque de décrochage partiel.**  
En conséquence, il n'est pas exclu qu'un moteur respectant les tolérances puisse décrocher dans son domaine de vol, notamment à l'approche des limites de ce domaine et plus particulièrement lorsque la manette des gaz est sollicitée dans des plages à débattement important.
- **La connaissance du phénomène du décrochage et des conditions dans lesquelles il est susceptible de se produire est essentielle et doit faire l'objet d'un entraînement régulier en simulation sol.**
- **La seule action salvatrice à une surchauffe moteur persistante est la coupure moteur.**

L'analyse conduite de l'évènement semble mettre en évidence une fois encore des difficultés de synergie au sein de l'équipage d'un appareil biplace de combat confronté à une situation d'urgence.

Comme relevé lors de l'accident survenu au Mirage 2000 D n° 656 le 24 juin 2003, **le BEA défense recommande :**

**qu'une réflexion relative à un approfondissement du travail en équipage sur avion de combat soit conduite, en particulier en ce qui concerne la gestion de situations d'urgence.**

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

Lors de leur éjection, le pilote et le navigateur n'ont pas baissé la visière claire de leur casque ce qui peut se situer à l'origine des blessures au visage du pilote en raison de projections de particules de plomb provenant du cordon pyrotechnique de fragilisation verrière.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense rappelle que :

**en cas d'éjection, penser à abaisser les deux visières du casque.**

Bien que l'éjection ait été réussie, il est apparu que le pilote avait été soumis à des projections de particules de plomb provenant du cordon de fragilisation de la verrière<sup>34</sup>. Outre les brûlures sur le corps du pilote, il est possible que ces particules soient à l'origine de l'endommagement de la vessie de son gilet de survie.

---

<sup>34</sup> Cette anomalie a également été observée lors de l'accident du Mirage 2000 N n°318 du 9 juin 2004 (enquête BEAD-A-2004-014-A).

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense recommande que :

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

L'examen des équipements du paquetage de survie du pilote a montré qu'un des sachets d'eau s'était rompu.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense recommande que :

**les services techniques étudient la fiabilisation du conditionnement des sachets d'eau de l'équipement de survie.**

# *Bureau enquêtes accidents Défense*

## **RAPPORT FINAL D'ENQUETE TECHNIQUE**

**BEAD-A-2004-020-A**



**Annexes**

## **ANNEXE 1**

### **DÉFINITIONS**

Dévissage : chute de régime non commandée.

Décrochages :

➤ trois types de décrochages sont susceptibles d'être rencontrés sur M53-P2 (source SNECMA moteur) :

⇒ le décrochage momentané, qui est caractérisé par une perturbation fugitive, généralement audible. Il peut se récupérer sans action du pilote. Une succession de décrochages momentanés peut être observée pouvant nécessiter une action du pilote.

⇒ Le décrochage partiel, phénomène peu audible, accompagné parfois de vibrations se caractérise toujours par l'impossibilité d'atteindre le plein gaz. Il peut aussi bien présenter un pendulage, un dévissage avec allumage des voyants RPM ou T7, ou une stabilisation du régime moteur avec une température T7 anormalement élevée sans être obligatoirement hors limite. Il peut conduire à l'allumage du voyant calculateur.

⇒ Le décrochage franc caractérisé par une extinction du moteur. Il est généralement audible. Il entraîne l'allumage du voyant RPM dès que le régime décroît en dessous de 56%.

## **ANNEXE 2**

**Erreur ! Liaison incorrecte.**

*Chronologie schématique de l'événement*

Page intentionnellement blanche