



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE DE SÉCURITÉ



BEAD-air-A-2013-007-A

| | |
|----------------------------|----------------------------|
| Date de l'événement | 5 juin 2013 |
| Lieu | Montcourt (70) |
| Type d'appareil | M2000-5 |
| Immatriculation | F-UGES n° 73 |
| Organisme | armée de l'air |
| Unité | GC 1/2 « Cigognes » |

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

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

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

UTILISATION DU RAPPORT

L'unique objectif de l'enquête de sécurité est la prévention des accidents et incidents sans détermination des fautes ou des responsabilités. L'établissement des causes n'implique pas la détermination d'une responsabilité administrative civile ou pénale. Dès lors toute utilisation totale ou partielle du présent rapport à d'autres fins que son but de sécurité est contraire à l'esprit des règlements et relève de la responsabilité de son utilisateur.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA-air

Photos et illustrations :

- Pages 7 et 17 : Google Earth
- Pages 13, 21, 22, 35 : BEAD-air
- Pages 15 et 16 : Section de recherches de la gendarmerie de l'air (SRGA)
- Page 23 : SNECMA
- Pages 24 et 25 : Atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux (AIA)
- Pages 37 à 40 : Documentation technique armée de l'air

TABLE DES MATIERES

| | |
|--|----|
| AVERTISSEMENT | 2 |
| CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS | 2 |
| TABLE DES MATIERES | 3 |
| GLOSSAIRE | 4 |
| SYNOPSIS | 5 |
| 1. Renseignements de base | 6 |
| 1.1. Déroulement du vol | 6 |
| 1.2. Tués et blessés | 8 |
| 1.3. Dommages à l'aéronef | 8 |
| 1.4. Autres dommages | 8 |
| 1.5. Renseignements sur le personnel | 8 |
| 1.6. Renseignements sur l'aéronef | 10 |
| 1.7. Conditions météorologiques | 12 |
| 1.8. Aides à la navigation | 12 |
| 1.9. Télécommunications | 12 |
| 1.10. Renseignements sur l'aérodrome | 12 |
| 1.11. Enregistreurs de bord | 12 |
| 1.12. Renseignements sur l'épave | 12 |
| 1.13. Renseignements médicaux et pathologiques | 15 |
| 1.14. Incendie | 16 |
| 1.15. Questions relatives à la survie des occupants | 16 |
| 1.16. Essais et recherches | 17 |
| 1.17. Renseignements sur les organismes | 17 |
| 1.18. Renseignements supplémentaires | 17 |
| 1.19. Techniques spécifiques d'enquête | 17 |
| 2. Analyse | 18 |
| 2.1. Séquence de l'événement | 18 |
| 2.2. Expertise technique | 20 |
| 2.3. Gestion de l'événement par le pilote | 27 |
| 2.4. Péril aviaire | 30 |
| 3. Conclusion | 31 |
| 3.1. Eléments établis utiles à la compréhension de l'événement | 31 |
| 3.2. Causes de l'événement | 31 |
| 4. Recommandations de sÉcuritÉ | 32 |
| 4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement | 32 |
| 4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement | 32 |
| ANNEXES | 33 |
| ANNEXE 1 PARAMETRES MOTEUR | 34 |
| ANNEXE 3 TRAPPETTE INFERIEURE | 36 |
| ANNEXE 4 DECOUPAGE MODULAIRE PARTIE REACTEUR SEC | 37 |
| ANNEXE 5 DECOUPAGE MODULAIRE PARTIE CANAL PC | 38 |
| ANNEXE 6 SCHEMA COMPRESSEUR BP | 38 |

GLOSSAIRE

| | |
|----------|---|
| BA | base aérienne |
| BEAD-air | bureau enquêtes accidents défense air |
| COM V | circulation opérationnelle militaire au vol à vue |
| FDR | <i>flight data recorder</i> - enregistreur de paramètres de vol |
| ft | <i>feet</i> =pied - 1 ft = 0,3048 mètre |
| GTR | groupe turbo réacteur |
| kt | <i>Knots</i> = nœuds - 1 kt = 1,852 km/h |
| MASA | mesure active de sûreté aérienne |
| Nm | <i>nautical mile</i> = mile nautique (1 Nm = 1 852 m) |
| RM | roue mobile |
| VFR | <i>visual flight rules</i> - règles de vol à vue |

SYNOPSIS

Date et heure de l'événement : 5 juin 2013 à 18h50

Lieu de l'événement : commune de Montcourt (Haute-Saône)

Organisme : armée de l'air

Commandement organique : commandement des forces aériennes

Unité : groupe de chasse 1/2 « Cigognes »

Aéronef : Mirage 2000-5 n° 73

Nature du vol : vol d'entraînement de mesure active de sûreté aérienne (MASA) au profit du n° 2 de la patrouille

Nombre de personnes à bord : 1

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Une patrouille de 2 Mirage 2000-5 décolle le mercredi 5 juin 2013 à 18h00 pour une mission d'entraînement aux mesures actives de sûreté aérienne. 45 minutes après le décollage, le leader aperçoit un rapace qui impacte l'appareil sur la droite. La vitesse est de 200 kt, l'altitude de 3 000 ft QNH¹. Peu de temps après, il ressent une première perte de poussée. L'appareil reste pilotable.

Le pilote largue les réservoirs pendulaires. Il constate l'allumage du voyant de panne « huile » et une nouvelle perte de poussée. Ne parvenant pas à maintenir le palier, il décide de s'éjecter.

La séquence d'éjection se déroule normalement. Le pilote est légèrement blessé à la cheville.

Les secours interviennent rapidement et le prennent en charge.

Composition du groupe d'enquête de sécurité

- Un directeur d'enquête de sécurité du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air).
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur Mirage 2000-5.
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Mirage 2000-5.
- Un médecin du personnel navigant.
- Un officier parachutiste d'essai.

Déclenchement de l'enquête de sécurité

Le BEAD-air est prévenu par le bureau maîtrise des risques de l'état-major de l'armée de l'air le 5 juin 2013 à 19h30.

L'équipe d'enquête de sécurité arrive sur les lieux de l'événement le lendemain vers midi.

¹ QNH : indique la pression ramenée au niveau de la mer.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : MARAUD A

Type de vol : circulation opérationnelle militaire au vol à vue (COM V)

Type de mission : mission d'entraînement aux mesures actives de sûreté aérienne

Dernier point de départ : base aérienne de Luxeuil (BA 116)

Heure de départ : 18h00

Point d'atterrissage prévu : base aérienne de Luxeuil

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

Le briefing est effectué en deux temps, la partie « mission » dans un premier temps, puis la partie « sécurité » juste avant le départ aux avions dans un second temps.

1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement

Après avoir décollé de Luxeuil, la patrouille effectue la première partie de sa mission en zone de combat T200 (triangle Saint-Dizier, Nancy, Metz). Lors de cette première phase, le leader simule un avion de type Mig 29 non coopératif.

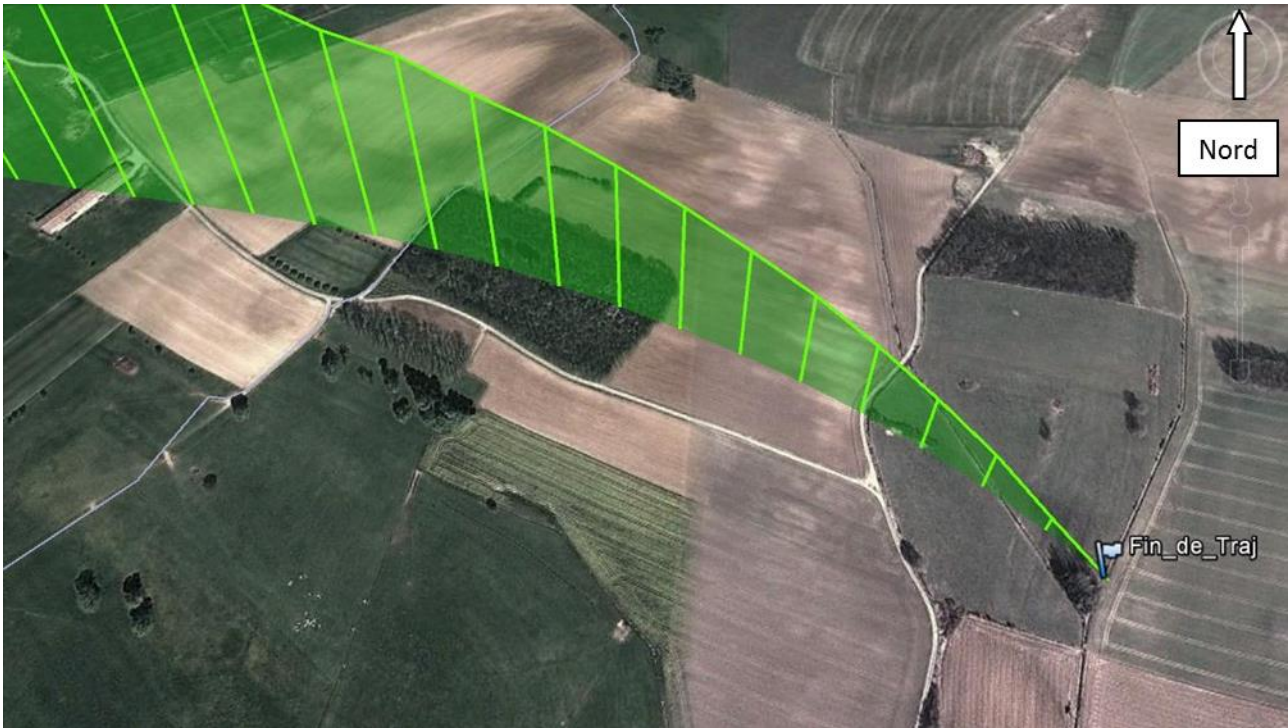
La deuxième partie du vol consiste en un exercice de d'assistance et de recueil d'un avion léger (manœuvrant à faible vitesse) simulé par le leader suivant la procédure dite « MASA ». Il débute en sortie de la zone de combat T200 et est prévu de s'achever par un posé à Luxeuil, terrain de destination. .. La patrouille reste en contact permanent avec l'organisme de contrôle régional « Riesling » qui leur assure de l'information de trafic. La procédure est initiée à une altitude de 7 000 ft. Puis les avions descendent vers 3 000 ft QNH afin d'assurer un espacement avec un trafic civil en *visual flight rules* (VFR) signalé à 5 000 ft au cap opposé, et d'éviter un cumulonimbus. C'est à cette altitude que survient l'événement.

1.1.2.3. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

Au moment de l'incident, les deux appareils sont en vol de formation de manœuvre offensive rapprochée « FMO » soit environ une centaine de mètres entre eux, l'équipier légèrement en retrait sur la gauche. Les éléments de vols sont stables et établis à 200 kt, cap 180°, altitude 3 000 ft QNH.

Après la collision avec l'oiseau, la trajectoire de l'avion est stable. Un léger virage est réalisé vers la gauche jusqu'au cap 120° en direction du terrain de Luxeuil. Dès la première perte de poussée le leader largue les bidons. L'altitude de l'appareil se stabilise initialement à une altitude d'environ 2 500 ft puis décroît de nouveau des suites d'une nouvelle chute de poussée jusqu'à l'altitude de éjection de l'équipage, soit 1 600 ft. La hauteur sol est alors de 700 ft environ.

La vitesse passe de 210 kt à 125 kt au moment de l'éjection. L'avion poursuit sa trajectoire pendant encore 15 secondes à vitesse constante de 120 kt jusqu'à l'impact avec le sol.



Fin de la trajectoire

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - Pays : France
 - Département : Haute-Saône (70)
 - Commune : Montcourt
 - Coordonnées géographiques :
 - N 47° 57' 30''
 - E 005° 57' 20''
 - Hauteur du lieu de l'éjection : 700 ft
- Moment : jour
- Aéroport le plus proche au moment de l'événement : base aérienne de Luxeuil dans le 120° pour 20 Nm

1.2. Tués et blessés

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

1.3. Dommages à l'aéronef

| | Disparu | Détruit | Endommagé | Intègre |
|---------|---------|---------|-----------|---------|
| Aéronef | | X | | |

1.4. Autres dommages

- Impact de la cellule dans un champ de culture.
- Impact des bidons dans un jardin privé.

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Membres d'équipage de conduite

1.5.1.1. Commandant de bord

- Age : 35 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : groupe de chasse 1/2 « Cigognes »
 - fonction dans l'unité : chef des opérations
- Formation : pilote de chasse
 - qualification : chef de patrouille
 - école de spécialisation : école de l'aviation de chasse

- Heures de vol comme pilote :

| | Total | | Dans le semestre écoulé | | Dans les 30 derniers jours | |
|-----------|----------------|------------------|-------------------------|------------------|----------------------------|------------------|
| | sur tous types | dont sur M2000-5 | sur tous types | dont sur M2000-5 | sur tous types | dont sur M2000-5 |
| Total (h) | 1 832 | 259 | 58 | 58 | 15 | 15 |
| Dont nuit | 160 | 33 | 7 | 7 | 1 | 1 |

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 4 juin 2013
 - de nuit : 4 juin 2013
 - simulateur : 5 juin 2013
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte verte
 - date d'expiration : 28 août 2013
- Entraînement éjection : 3 juin 2013
- Entraînement portique : 3 décembre 2012

1.5.1.2. L'équipier

- Age : 28 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : groupe de chasse 1/2 « Cigognes »
 - fonction dans l'unité : officier des traditions
- Formation : pilote de chasse
 - qualification : pilote de combat opérationnel
 - école de spécialisation : école de l'aviation de chasse
- Heures de vol comme pilote :

| | Total | | Dans le semestre écoulé | | Dans les 30 derniers jours | |
|-----------|----------------|------------------|-------------------------|------------------|----------------------------|------------------|
| | sur tous types | dont sur M2000-5 | sur tous types | dont sur M2000-5 | sur tous types | dont sur M2000-5 |
| Total (h) | 340 | 159 | 74 | 74 | 22 | 22 |
| Dont nuit | 37 | 22 | 12 | 12 | 3 | 3 |

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 4 juin 2013
 - de nuit : 30 mai 2013
 - simulateur : 30 avril 13
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte verte

- date d'expiration : 28 août 2013
- Entraînement éjection : 3 juin 2013
- Entraînement portique : 3 décembre 2012

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique d'appartenance : commandement des forces aériennes (CFA)
- Base aérienne de stationnement : BA 116
- Unité d'affectation : escadron de soutien technique aéronautique (ESTA 2E.004)
- Type d'aéronef : Mirage 2000-5
 - configuration : deux réservoirs pendulaires largables de 2 000 litres chacun
 - armement : un MICA d'entraînement IRX / 240 obus : 8 OXL – 52 OXT – 180 OMEI avec deux cartouches pyrotechniques
- caractéristiques :

| | Type - série | Numéro | Heures de vol totales | Heures de vol depuis | Heures de vol depuis |
|---------|--------------|--------|-----------------------|----------------------|--|
| Cellule | M 2000 -5F | 73 | 4 441h29 | VI/VS : 81h05 | Chantier de modification MIDS : 82h (Chantier effectué du 25/09/12 au 04/04/13) |
| Moteur | M 53 P2 | 6 0216 | 3 562h17 | VN300 : 46h11 | |

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation technique témoigne d'un entretien conforme aux programmes de maintenance en vigueur.

Moteur : le moteur est sorti de l'atelier le 30 avril 2013 après les opérations de maintenance suivantes :

- VR1 (visite de routine de niveau 1) ;
- VN 300 du M2 (visite normale 300 h du module 2) ;
- échange standard du Module 1 et des Modules 3 à 10 ;
- échange standard de l'élément filtrant carburant ;
- échange standard du réservoir huile ;
- application des Actes Technique 1154-12 et 669-12 ;
- application SNECMA Service 176 ;
- point fixe de rodage ;
- test de fonctionnement du secours hydraulique post combustion ;
- mesures de la pression de refoulement de la pompe de tuyère ainsi que des pulsations de la pompe de tuyère ;
- échange standard de l'électro robinet des vannes de décharge.

Le moteur a été posé le 17 mai 2013 sur l'aéronef C73 (Formes 13 numéro 146/2013/ A et B).

Pannes relevées sur la Forme 11 depuis la pose du GTR 60216 :

- 21 mai 2013: fuite rampe amont (OE 52298) ;
- échange standard d'un capteur quintuple du 29 au 31 mai 2013 suite à un voyant MAN réarmable.

Les 04 et 05 juin 2013 (avant l'accident), l'avion a effectué 8 vols d'une durée totale de 11h10 sans panne.

La dernière visite hebdomadaire (VH1) a été effectuée le 04 juin 2013.

Les compléments d'huile et contrôles des bouchons magnétiques ont été effectués dans les limites horaires imposées.

Journée de vol du 05 juin 2013 :

La visite journalière est effectuée conformément à la documentation en vigueur.

Pose d'un convertisseur oxygène numéro 1 472.

Suite aux trois vols précédant l'accident, exécution des visites après vol (APV) et échange standard des joints BM 3 et 4. Au cours de la troisième APV, complément d'huile (3,9 litres) et échange standard de la roue du train principal droit.

L'avion est avitaillé avec 6,3 t de pétrole. Il reste 2,75 litres d'oxygène dans le convertisseur. La fin de l'APV a lieu à 16h45. L'avion est en réserve de vol LAM (liaison avion missile) et brouilleur.

1.6.2. Performances

La mise à niveau au standard liaison de données « L16 » a été réalisée à l'atelier industriel de l'aéronautique (AIA) de Clermont-Ferrand. Aucun dysfonctionnement n'a été noté par le pilote avant la phase critique.

1.6.3. Masse et centrage

L'avion était équipé de deux bidons à carburant, d'un missile Mica IR d'entraînement placé en point 2 et de 250 obus bons de guerre (BDG). Cette configuration est dite « 6B ».

Au moment de l'incident la quantité résiduelle de carburant était de 700 l bidon. A cette masse, en vol rectiligne horizontal à une vitesse de 200 kt, l'incidence de l'avion est de 10°.

L'appareil a été pesé à l'AIA le 27 mars 2013 : 11 132,8 kg pour un centrage de 52,64 %.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : F34
- Quantité de carburant au décollage : 6,3 t
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : estimée à 4 t

1.6.5. Autres fluides

- Huile de type O150.

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

Vent calme, nuages épars de type cumulus avec une base de 5 000 ft, localement un *tower* cumulus avec des précipitations.

1.7.2. Observations

Les observations ont été conformes aux prévisions.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

Sans objet.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

La piste en service à Luxeuil était la piste 11, la couleur terrain Bleu (plafond > 2 500 ft visibilité > 8 km).

1.11. Enregistreurs de bord

Tous les enregistreurs de l'avion du leader ont pu être récupérés (FDR, HI8).

La cassette Hi8 de l'équipier a été exploitée mais n'a pas permis d'observer la collision volatile.

1.12. Renseignements sur l'épave

1.12.1. Examen de la zone

Le point d'impact en forme de delta se situe à une trentaine de mètres de l'épave. La marque est nette, peu profonde et de taille très similaire à celle de l'avion. L'axe entre le point d'impact et l'épave est marqué par la trace de frottement.



Vue de la zone de l'épave

1.12.2. Examen de l'épave

Constatations visuelles :

- la structure de l'épave est en partie brûlée mais homogène. Elle n'est pas disloquée, éparpillée ou même compressée. Seuls quelques éléments ont été dispersés comme les goniomètres de bout d'ailes, l'autodirecteur du missile d'entraînement et la coque radar ;
- l'incendie est localisé au centre de la machine entre l'arrière du poste de pilotage et la partie avant du moteur au niveau des réservoirs centraux de l'appareil. Les voilures sont peu endommagées, leurs réservoirs sont encore pleins ;
- la partie inférieure de l'entrée d'air gauche est déformée et déchirée sur une trentaine de centimètres. Les sondes de ce côté du fuselage sont présentes. La sonde d'incidence placée sur le côté droit est brisée. La partie extérieure de l'entrée d'air droite est légèrement endommagée, l'intérieur est rempli de terre ;
- le pare-brise est entier, seul le plancher de la cabine au niveau du pied central est plié et enfoncé ;
- les interrupteurs à basculement vertical ne sont pas freinés ;
- la manette des gaz est en position plein avant secteur postcombustion « PC », l'interrupteur vidange bidons est soulevé, l'opercule de l'interrupteur largage détresse est perforé ;
- le radome radar est désolidarisé ;
- la perche de ravitaillement en vol est intègre ;
- le vide vite et la commande de largage des réservoirs sont percutés ;
- l'entrée d'air gauche est déformée ;
- la soute à équipements et le groupe avant sont détruits par le feu ;
- les pelles sont rentrées, les trappes additionnelles en place.

Constatations visuelles sur le GTR :

- la manette des gaz est en position 74 degrés ;
- la bielle d'attache du moteur est tordue au niveau du module 7 ;
- les modules 2 et 7 sont désolidarisés. La bride de fixation est présente, les vis sont absentes. Le tube de liaison entre les modules 2 et 7 est retrouvé dans le tunnel avion ;
- le cône de virole d'entrée d'air a fondu. La toile est apparente ;
- le réservoir d'huile, le support équipement, la tuyauterie de trop plein d'huile et la cloche équipée du filtre principal carburant sont perforés ;
- la tuyère est en position ouverte ;
- quelques attaches de volets froids sont rompues ;
- il n'est pas constaté de dégradation majeure de l'entrée d'air côté droit, ni de traces formelles d'ingestion de volatile ;
- l'entrée d'air côté gauche est enfoncée ;
- les aubes de la roue mobile n° 1 (RM1) sont endommagées. On constate principalement des déchirures générées à partir des bords d'attaque, et résultants d'impacts en rotation avec des éléments métalliques ;
- une aube de la RM1 avec une partie importante du panneau supérieur est manquante ;
- la plupart des déchirures importantes par impact sont localisées principalement vers les hauts de pale ;
- l'absence de flexion de la partie supérieure des aubes témoigne de l'absence de rotation du fan au moment de l'impact ;
- sur les quelques zones de rupture accessibles visuellement des aubes de la RM1, pas de rupture en fatigue : déchirure brutale ;
- quelques impacts sur la partie supérieure des bords d'attaque sont constatés sur les zones visibles du redresseur 1 ;
- dégradation des sommets des bords d'attaque des aubes de la RM2 vues sur les secteurs accessibles ;
- des traces d'oxydation sont visibles sur certains secteurs ;
- déformation locale de l'anneau brûleur grand diamètre dû à l'impact de l'avion avec le sol ;
- des fragments métalliques de petites dimensions sont retenus par le *spreader* ;
- il n'est pas relevé de présence de plume, ni de fragments métalliques de dimensions significatives.

1.12.3. Les réservoirs pendulaires

Les réservoirs pendulaires ont été largués à proximité du village d'Ameuvelle n'occasionnant que des dégâts mineurs. Le premier est tombé sur le bord d'une route traversant la commune, le deuxième dans un jardin privé.



Réservoir pendulaire au bord de la route



Réservoir pendulaire dans un jardin privé

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

1.13.1. Membres d'équipage de conduite

1.13.1.1. Commandant de bord

- Dernier examen médical :
 - type : CEMPN
 - date : 13 juillet 2012
 - résultat : apte
 - validité : 31 juillet 2013
- Blessures : blessures légères, entorse à la cheville gauche et hématome face interne calcanéum gauche.

1.14. Incendie

Sans objet.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Abandon de bord

- Éjection en vol :
 - Type de siège éjectable : Mark 10
- Données morphologiques du pilote :
 - taille : 1,85 m
 - poids : 72 kg, équipé : 87 kg
- Éléments au moment de l'éjection :
 - hauteur : 700 ft
 - vitesse : 120 kt
- Conséquences : le déroulement de la séquence d'éjection a été nominal.

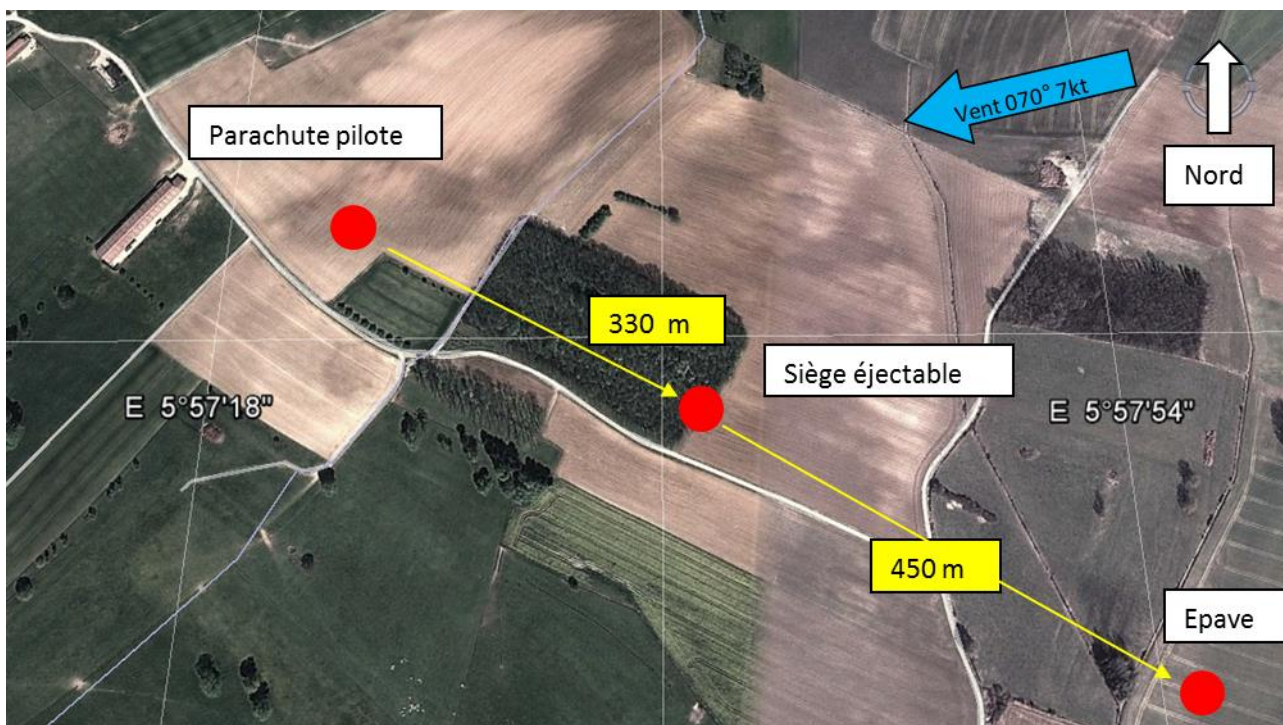
1.15.2. Engagement d'un système d'arrêt

Sans objet.

1.15.3. Organisation des secours

L'organisation des secours s'est déroulée conformément aux attendus. Il s'est écoulé environ 3 heures entre le déclenchement de l'alerte et l'arrivée du pilote aux urgences du centre hospitalier de Remiremont.

1.15.4. Plan de situation



Plan général de la zone d'impact

1.16. Essais et recherches

Sans objet.

1.17. Renseignements sur les organismes

Sans objet.

1.18. Renseignements supplémentaires

La section prévention du Péril Animalier « SPPA » de la BA 116 fixe le niveau du péril aviaire. Il peut être faible, moyen ou fort. La documentation de référence définissant les niveaux de risque est l'instruction IV29. L'information de ce risque est diffusée conformément aux consignes permanentes de maîtrise du risque aérien « CPMRA » et du répertoire d'emploi de l'aviation de chasse « REAC ». Ce risque doit être diffusé au pilote au contact radio initiale avec le contrôle local s'il est différent de faible.

Le jour de l'incident le risque était faible, la période de migration étant terminée.

1.19. Techniques spécifiques d'enquête

Sans objet.

2. ANALYSE

Le pilote d'un Mirage 2000-5 s'éjecte suite à la perte de poussée du moteur après une collision aviaire.

L'analyse a pour objet d'établir la séquence d'événements, de déterminer les raisons de la perte de poussée du moteur et les conséquences de la collision aviaire.

2.1. Séquence de l'événement

La séquence de l'événement a été réalisée grâce au témoignage du pilote et avec les données de l'enregistreur de paramètres.

Avant l'impact, le comportement de l'avion et les paramètres de vols sont nominaux. Aucun dysfonctionnement n'est relevé.

2.1.1. Exploitation *flight data recorder* (FDR)

Les données du FDR ont été exploitées et mettent en évidence des paramètres indiquant un dysfonctionnement. Une représentation graphique figure en annexes 1 et 2. Les faits marquants de la fin du vol sont décrits chronologiquement dans le tableau ci-dessous :

| Temps bande (s) | Constat sur enregistrement | Analyse |
|------------------------|--|---|
| T0 | Panne ambre. | Panne ambre « incidence /becs/pelle » signalée par le pilote. Le mode de fonctionnement de la régulation de tuyère ² à partir de cet instant confirme la panne « incidence ». L'impact avec l'oiseau vient de se produire. |
| T0 à T0+82s | Mouvements manette de 16 à 55°. | Le moteur réagit normalement. |
| T0 + 83s | Augmentation brutale de T7 ³ et diminution du régime du moteur. | Le pic de T7 (921 °C) n'est pas suffisant pour déclencher la panne rouge T7. Ce pic de T7 correspond à une première perturbation de la veine thermodynamique. |
| T0 + 83s à T0 + 93s | T7 en diminution après un deuxième pic plus faible que le premier. | Réactions du moteur (N et S10) aux mouvements manette conformes à l'attendu. |
| T0 + 93,5s | Panne rouge. | Panne huile signalée par le pilote. |
| T0 + 95,5s à T0 + 139s | Le régime du moteur est en légère diminution malgré l'augmentation progressive de l'angle manette. T7 en augmentation entre 850 et 890°C. Détection « décrochage compresseur » | Veine thermodynamique dégradée. L'examen des paramètres N et T7 montre une situation de décrochage du compresseur entre les temps T0+95 s et T0+139,667 s. |
| T0 + 140s | Passage manette sur ralenti suivi d'une réduction de N et T7. | |
| T0 + 143,5s | Ejection. | 700 ft sol, 120 kt |

² Avec ce type de panne la régulation prend en compte une incidence forfaitaire de 30°, ce qui conduit à un décalage des lois de tuyère se vérifiant sur l'enregistrement.

³ T7 : température à la sortie de la turbine.

| | | |
|---------------------------------|---|---|
| T0 + 143,5s à T0 + 153,5s | Entre l'éjection et l'impact, le débit carburant augmente brutalement (de l'ordre de 5 000 kg/h supplémentaires). | Le sur-débit carburant observé est sans effet notamment sur T7, il s'agit probablement d'une fuite. |
| T0 + 153,5s | Impact. | 123 kt, 23° d'incidence. |

2.1.2. Synthèse

Fonctionnement du moteur :

Avant la collision aviaire le fonctionnement du moteur est nominal.

Au moment de l'impact (T0) la sonde d'incidence est brisée ce qui déclenche l'alarme « alpha/becs/pelles ».

Moins d'une minute trente plus tard, une première dégradation de la veine d'air apparaît, le moteur réagit normalement.

Une panne d'huile apparaît 10 s plus tard (soit T0+93 s). Le moteur ne réagit plus à l'augmentation des gaz par le pilote. Il est en décrochage avec une surconsommation carburant de 40 % jusqu'à la réduction de la manette au ralenti.

Le pilote s'éjecte moins de deux minutes trente après la collision volatile.

Une fuite importante de carburant apparaît après l'éjection.

Prise de décision d'abandon de bord et la séquence d'éjection :

L'évènement survient à une hauteur de 500 ft supérieure à la « hauteur de décision »⁴ fixée à 1500 ft par le CPMRA. Suite à la première perte de poussée, l'altitude de rétablissement de l'avion correspond alors environ à la hauteur de décision. Néanmoins le moteur continuant à fournir une poussée pouvant laisser espérer à l'équipage d'atteindre le terrain de destination, le pilote ne prend pas la décision d'abandon de bord à ce moment-là.

Après la deuxième perte de poussée et l'impossibilité de maintenir le palier à la hauteur de décision, le pilote ne décide pas d'abandonner l'aéronef car la poussée résiduelle du moteur lui laisse espérer une nouvelle altitude de rétablissement compatible avec un retour au terrain. La décision et l'abandon de bord s'effectuent par la suite à une hauteur de 700 ft supérieure à la « hauteur de sauvegarde »⁵ fixée à 250 ft sol.

La séquence d'éjection s'est déroulée de façon quasi nominale, à l'exception de la perte d'une chaussure par le pilote.

⁴ Hauteur de décision : hauteur à partir de laquelle la décision d'éjection doit être prise immédiatement.

⁵ Hauteur de sauvegarde : hauteur minimale nécessaire pour s'éjecter dans le domaine sûr du siège éjectable, compte tenu du temps nécessaire au bon déroulement de la séquence d'éjection. Elle prend en compte la configuration avion et les paramètres de vol de finale aux instruments conformément aux procédures normales des mémentos.

2.2. Expertise technique

L'objectif des expertises techniques réalisées sur le moteur a été de déterminer les raisons de la dégradation de la veine d'air, de la panne d'huile et de confirmer la collision volatile.

2.2.1. Recherche d'indices pouvant expliquer la dégradation de la veine d'air

2.2.1.1. Examen externe du moteur (canalisations, points de fixations des équipements sur le moteur, liaisons, enveloppes carter ...)

La liaison carter principal/carter d'échappement (module 2/module 7) (Cf. annexe 4) est ouverte, toutes les vis sont absentes.

L'ensemble de l'habillage moteur témoigne d'une chaleur intense subie pendant l'incendie au sol. En partie basse, des aubes ont entièrement fondu.

Examen et exploitation des dommages des aubes de la RM1 (Cf. annexe 6)

Morphologie des déformations et ruptures



Roue mobile n°1

On observe d'importantes dégradations des aubes au bord d'attaque (impacts, entailles, arrachement de matière) et la perte d'un panneau issu de l'aube n° 9 dont une partie est retrouvée dans le tunnel avion.

Trois autres aubes de la RM1 présentent des déchirures «en L» pouvant également résulter de l'absorption de corps étrangers et/ou d'une ré-ingestion des débris générés par les dégâts situés en amont des aubes.

On constate « l'enroulement » des bords d'attaque sur 50 % en partie haute des pales de plusieurs aubes. Pour le constructeur, l'absorption de quantité massive de corps tendre de type fibres⁸ a pu provoquer les déformations.

Examen visuel en l'état du cône avant et de la virole d'entrée

On observe de nombreuses perforations du cône d'entrée et de la virole arrière de capot (impacts traversants).

Cet état s'explique par l'explosion des munitions durant l'incendie au sol qui a effacé tout éventuel indice d'absorption préalable.



Cône avant et virole d'entrée

La virole est partiellement détruite. Seule subsiste la partie haute dissociée du moteur et quelques fragments carbonisés en partie basse.

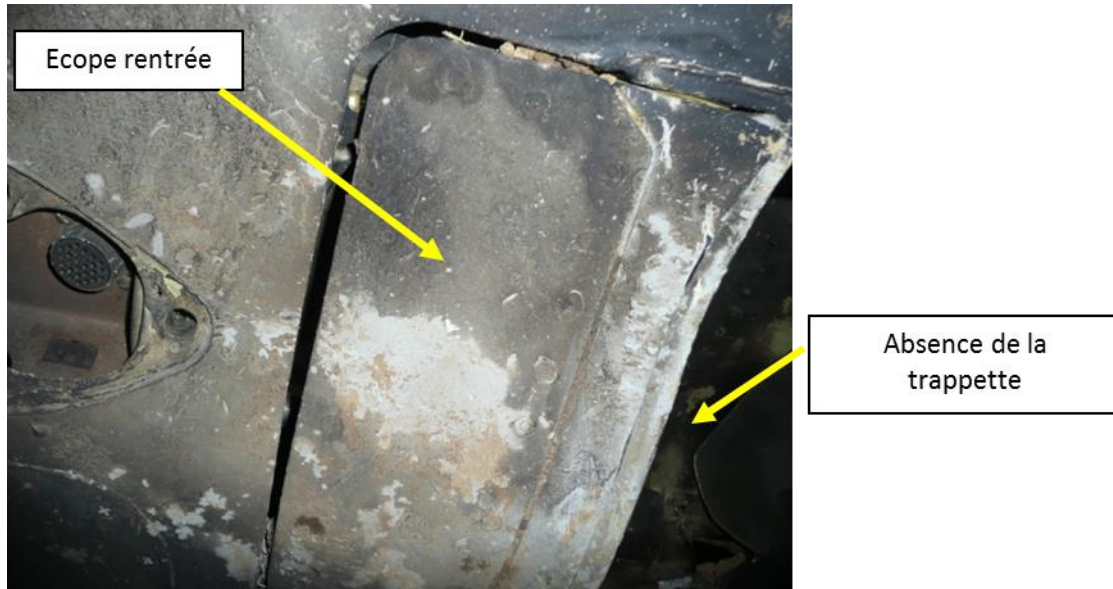
⁸ Classification du constructeur :

- corps mou : de type organique
- corps tendre : de type fibres de verre
- corps dur : de type métallique



Morceaux restants de la virole d'entrée d'air

La trappette inférieure droite est absente (Cf. annexe 3). Ne subsistent que le ressort de rappel droit et l'axe de rotation gauche. La partie de fuselage supportant la trappette a été arrachée vers l'extérieur, probablement à l'impact au sol.



Entrée d'air additionnelle droite (absence de la trappette)

Synthèse de l'examen externe

L'examen externe du moteur a permis de mettre en évidence une dégradation importante des aubes de la RM1 dont l'enroulement des bords d'attaque de certaines d'entre elles est caractéristique de l'absorption de corps « tendres » (type fibres). De même, l'absence d'une grande partie de la virole d'entrée d'air et de la trappette inférieure droite est également caractéristique de ce type d'événement.

L'explosion des munitions au cours de l'incendie qui a suivi l'impact avec le sol a effacé les indices d'absorption sur le cône avant.

2.2.1.2. Examen interne du moteur

On observe de nombreux dommages sur les aubes du rotor haute pression, des roues mobiles n° 1, 2 et 3 ainsi que sur les redresseurs-diffuseurs n° 1, 2 et 3.

A l'intérieur du moteur, on constate la présence de nombreux débris, de la poussière noire et des fibres de verre calcinées issues de matériaux composites ingérés (probablement de la virole d'entrée d'air).

Ces résidus pourraient aussi provenir de la trappette inférieure droite manquante.



Fibres retrouvées au niveau du compresseur HP

Examen des filtres à air PS4 et des points de prélèvement d'air PS3 et PS4 afin d'identifier des débris ingérés par le moteur



Filtres PS4 et résidus

Les particules présentes dans les filtres PS4 proviennent essentiellement de la virole d'entrée (composite fibre de verre + kevlar + NIDA aluminium), et d'éléments métalliques issus du compresseur (aubages, rivets, abrasable). Elles peuvent aussi provenir de la trappette inférieure droite. Leur carbonisation résulte probablement de la chaleur intense produite par l'incendie au sol.

Le sable présent dans le circuit de refroidissement du palier 3 provient de l'absorption de terre au cours de l'autorotation du moteur au sol. L'absence totale de suie, fibre ou dépôt carbonisé à ce niveau semble indiquer que l'ingestion d'éléments composites retrouvés dans les filtres PS4 (virole d'entrée, manche à air) est antérieure à l'impact.

Synthèse de l'examen interne

L'examen interne du moteur montre un endommagement important de la veine, notamment des aubes des différents ensembles et une présence importante de résidus et de fibres provenant de la virole d'entrée d'air et de la trappette inférieure droite.

2.2.2. Recherche des causes du déclenchement de l'alarme huile.

Les expertises, basées sur les constatations faites sur l'épave se sont attachées à déterminer les raisons de l'apparition de la panne d'huile. Elles se sont concentrées sur l'examen du circuit d'huile.

Celui-ci est ouvert au niveau :

- du réservoir : « éclatement » de la paroi externe du réservoir au niveau du raccordement de la canalisation de trop plein. Les dégâts observés sur le réservoir d'huile se sont vraisemblablement produits à l'impact avec le sol (rupture de la paroi externe suite au choc transmis par la canalisation de trop plein), et lors de l'incendie au sol aggravé par la mise à feu des munitions répandues ;
- de la canalisation de « trop-plein » présentant deux perforations environnées de dépôts riches en phosphore provenant probablement d'éclats de munitions. Ces perforations sont donc postérieures à l'apparition de la panne ;
- de la canalisation d'alimentation du générateur d'aérosol, rompue à la sortie de la dérivation de la prise de pression du mano-contact. Cette rupture ne provoque pas l'apparition du voyant de panne.
- du support équipements éclaté en partie basse lors de l'impact, avec rupture de l'arbre fusible d'entraînement. Cette constatation confirme la rotation du moteur au sol ;
- au niveau de la virole composite en amont du compresseur BP. Cette coupure provoque une baisse du niveau d'huile sans effet sur la pression d'huile et n'entraîne pas l'allumage du voyant « huile » ;
- au niveau du connecteur du mano-contact de pression d'huile. Cette rupture a pour effet d'interdire l'activation du voyant de panne « huile ». Elle est donc postérieure à l'apparition de la panne ;
- au niveau de la canalisation de pression d'huile. Le faciès de rupture de la canalisation a permis de déterminer que la canalisation s'est rompue avant l'impact au sol. **La coupure de cette canalisation déclenche l'alarme pression d'huile.**

Le déclenchement de l'alarme panne d'huile provient de la coupure de la canalisation de pression d'huile probablement sectionnée par la projection de morceaux d'aubes de la RM1.

2.2.3. Recherche des traces de la collision aviaire

Examen de la veine secondaire

Des fragments métalliques ont été recueillis au niveau du *spreader*⁹ (Cf annexe 5) en partie basse, mais il n'a pas été détecté d'indice d'absorption de volatile.

Examen et exploitation des dommages des aubes RM1

Recherche de projections organiques :

La recherche par lampe UV classique n'a pas permis de révéler d'indication significative.

La recherche effectuée en utilisant le produit *BlueStar de Luminol* a permis de révéler des agglomérats locaux en sommet de pale RM1 pouvant s'apparenter à du sang.

Morphologie des déformations et ruptures

L'aube n° 9, et dans une moindre mesure les aubes n° 10 et 11, présentent une déformation dans le sens contrarotatif. Des déformations résiduelles de type « poches » pouvant être interprétées comme une ingestion d'un ou plusieurs corps « mou(s) ».

Il n'y a aucun indice supplémentaire d'absorption de volatile (absence de trace évidente de plume dans tout le GTR).

**Aucune trace formelle de volatile n'a été observée sur le moteur.
Des déformations présentes sur trois aubes de la roue mobile n° 1 peuvent être dues à l'ingestion d'un ou plusieurs corps « mous » tel qu'un oiseau.**

2.2.4. Synthèse des expertises techniques et élaboration du scénario probable de l'événement

L'examen des traces et débris retrouvés dans le moteur associé à l'exploitation des données de l'enregistreur et au témoignage du pilote ont permis d'élaborer un scénario probable :

Lors du choc avec l'oiseau, la sonde d'incidence se brise. Cette rupture coïncide avec la panne « incidence » signalée par le pilote et confirmée par les paramètres du moteur enregistrés par le FDR. Aucune trace de la sonde n'a été retrouvée à l'intérieur du moteur mais on observe des mutilations en bord d'attaque de l'aubage RM1 de type corps dur.

Il est possible que la sonde d'incidence ait été absorbée par le moteur.

⁹ *Spreader* : détendeur fixe qui permet d'optimiser le taux de dilution dans toutes les conditions de vol.

Aucune trace organique ou de plumes n'a été retrouvée dans le moteur, notamment aux endroits habituels. Même si le fait est très rare, il est déjà arrivé qu'une absorption volatile ne laisse pas de traces organiques. Ces traces ont pu disparaître du fait de l'explosion des munitions lors de l'impact avec le sol et de l'incendie qui a suivi. On observe d'autre part des déformations en forme de poche type « corps mou » sur au moins trois aubes de la RM1.

Il est probable que l'oiseau ait été absorbé par le moteur.

La trappette inférieure droite n'a pas été retrouvée sur l'épave. Des traces du matériau la composant ont été constatées dans le moteur mais ce matériau est aussi utilisé dans la virole d'entrée d'air. Il n'y a donc pas de certitude concernant son absorption par le moteur. Une ingestion de ce type de trappette s'est déjà produite sur un Mirage 2000 en 1983. Cet événement a fait l'objet de mesures correctives appliquées sur le Mirage 2000 n° 73 accidenté. Elles visaient à renforcer le système de fixation

En conséquence deux hypothèses sont envisagées :

- l'éjection de la trappette à l'impact suivie de sa destruction l'incendie consécutif (trappette composite renforcée d'un NIDA aluminium) ;
- l'arrachement de la trappette consécutive à l'impact avec l'oiseau puis son absorption par le moteur.

Il est possible que la *trappette* inférieure droite ait été arrachée lors de la collision volatile puis absorbée par le moteur.

Du fait de l'absorption d'un corps étranger (oiseau, trappette) un panneau de l'aube n° 9 de la RM1 et d'autres fragments (aubes n° 5 et 20) ont été éjectés vers l'avant.

Ces morceaux d'aubes ont occasionné la rupture de la canalisation de pression d'huile et provoqué l'allumage du voyant « panne d'huile ».

Ces morceaux d'aubes ont conduit à l'endommagement jusqu'à la rupture de la virole d'entrée d'air. Des fragments de virole ont été massivement absorbés par le moteur.

La dégradation de la veine d'air est la conséquence de l'absorption massive de débris de la virole d'entrée d'air.

2.3. Gestion de l'événement par le pilote

2.3.1. Traitement de l'avarie

Le pilote respecte une altitude minimale précisée dans les règlements « CPMRA » et « REAC » car la vitesse d'évolution de l'appareil est faible. A l'altitude d'évolution de la patrouille (entre 2 000 ft et 4 000 ft sol), le principal danger est le trafic civil en VFR. La patrouille maintient le service d'information de vol pour prendre en compte ce danger.

La probabilité d'une collision volatile est faible à cette altitude car la majorité des oiseaux évolue sous les 1 000 ft sol et le vol a eu lieu hors période migratoire. Elle est toutefois rendue possible par

les effets thermiques liés à l'activité orageuse sur la zone et dont profitent les gros rapaces de type buse ou milan.

Au moment de l'impact

Le pilote témoigne avoir vu une ombre venir sur la droite et reconnu un rapace. Immédiatement après, le tableau de panne signale les voyants « Alpha, becs, pelles » indiquant la sonde d'incidence hors service.

Après l'impact

Après l'impact, il annonce à son équipier sentir une odeur de viande et vérifie ses paramètres. Le moteur, malgré des bruits inquiétants, fournit une poussée normale. Les instruments de bord indiquent 700 °C à 88 %. Le pilote essaie de préserver le moteur en étant très précautionneux dans sa gestion machine et en limitant au strict minimum les actions à la manette des gaz. Son objectif est d'atteindre le terrain le plus proche à une altitude de sécurité suffisante pour l'atterrissage. Le pilote met le cap sur le terrain de Luxeuil. Survolant un village, il décide de vidanger le pétrole des réservoirs externes plutôt que de les larguer.

Le moteur perdant progressivement de la puissance, il décide alors de larguer les bidons. Ils seront retrouvés dans le village. Le voyant panne « Huile » s'allume. Cette panne confirme l'état dégradé du moteur. Elle est prise en compte par le pilote mais n'est pas traitée comme prioritaire. Pour contrer la perte de puissance, il réajuste le régime moteur ce qui entraîne l'allumage du voyant T7, puis le réduit pour éteindre ce voyant conformément à la checklist. La température T7 se stabilise vers 875 °C (valeur excessive pour un régime moteur moyen de 75 %). Ces valeurs ne permettent pas le maintien du vol en palier. Durant cette période le pilote conserve une trajectoire descendante pour maintenir la vitesse. Il a la certitude que le moteur est très fortement endommagé et que l'éjection doit être envisagée.

La décision est prise entre la « hauteur de décision » et la « hauteur de sauvegarde » garantissant une éjection dans des conditions nominales. Entre la collision volatile et l'éjection, le temps écoulé est de 2 min et 25 s.

2.3.2. Rôle de l'équipier

L'équipier a assisté son leader et assuré la fonction de coordinateur de première assistance à pilotes éjectés dite « *On Scene Commander* ». Son action a facilité les secours et réduit le délai d'intervention.

2.3.3. Ejection et survie

La séquence d'éjection s'est déroulée de façon quasi nominale.

Le pilote a néanmoins perdu sa chaussure gauche. Il s'en est rendu compte après la séparation siège pilote lors de sa descente sous voile. Le compte rendu médical fait état d'une entorse à la cheville gauche et un hématome au talon du pied gauche. La chaussure gauche a été retrouvée au sol par l'équipe de ratissage. Elle était lacée avec les deux fermetures à glissière remontées jusqu'en haut.

Après examen du siège éjectable et des équipements de vol, il ressort que la chaussure gauche comporte une brûlure au talon et des impacts pyrotechniques dus à la combustion du moteur fusée mais aucune autre trace inhabituelle.

Les chaussures du pilote étaient récentes (deux mois). Les chaussures de vol étant relativement rigides lorsqu'elles sont neuves, le pilote les a peu serrées pour conserver une certaine mobilité des chevilles. Ce laçage un peu ample et la rigidité de la tige ajouté au frottement sur le siège lors de la séparation siège pilote ont probablement suffi à la perte de la chaussure.

La perte de la chaussure durant l'éjection est probablement due à un laçage trop ample.

Sous voile, le vent le pousse vers l'avant. A aucun moment, le pilote ne pense à prendre les commandes de manœuvre pour s'orienter face au vent car pour lui, le défilement du sol est faible.

Il saisit les élévateurs et prend la position d'atterrissage.

Les sièges éjectables sont équipés de harnais dit de 4^{ème} génération.

Ces harnais sont équipés de sangles reliées au parachute permettant d'orienter la voile afin d'éviter des obstacles et atterrir face au vent. L'extrémité basse de chaque sangle est cousue sur son élévateur respectif du harnais, limitant le débattement.

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

Le pilote ne sachant pas où trouver les commandes de manœuvre de son parachute, il n'a pas pu s'orienter pour se poser face au vent. Il a saisi les élévateurs afin de prendre la position d'atterrissage et s'est posé vent dans le dos.

Une fois au sol il est rapidement récupéré dans un premier temps par un témoin qui a vu le parachute puis par les pompiers.

2.4. Péril aviaire

La collision s'est produite en dehors des flux migratoires et hors zone d'aérodrome.

L'activité orageuse a créé des courants d'air ascendants favorisant la prise d'altitude par les rapaces. Ceux-ci appréciant de chasser en début et fin de journée, le créneau horaire peut avoir contribué à favoriser la collision.

Le moteur M53-P2 du Mirage 2000 n'est pas certifié pour pouvoir résister à une collision volatile. Ce moteur résiste assez bien à l'absorption d'oiseaux de petite taille. Des oiseaux de la taille d'une buse ou d'un milan noir peuvent occasionner des dégâts très importants.

3. CONCLUSION

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

La mission est un vol d'entraînement au recueil, la police et à l'assistance en vol dit « MASA » au profit du n° 2 de la patrouille.

Au moment de l'événement, le pilote simule un appareil en détresse.

L'appareil évolue en descente de 4 000 ft vers 2 000 ft à 200 kt.

La visibilité est bonne malgré la présence de cumulus et d'une activité orageuse.

Le pilote aperçoit un rapace heurter l'appareil sur la droite.

La sonde d'incidence est brisée au moment de l'impact et déclenche l'alarme panne « alpha/becs/pelles ».

Il est possible que l'oiseau ait percuté la trappette inférieure droite et que celle-ci ait été arrachée puis ingérée par le moteur.

Aucune trace de l'oiseau n'a été retrouvée dans le moteur. Il est néanmoins probable qu'il ait été ingéré.

Suite à l'ingestion d'un corps étranger, des aubes RM1 sont brisées et des morceaux projetés vers l'avant occasionnant la rupture de la canalisation de pression d'huile et l'endommagement jusqu'à la rupture de la virole d'entrée d'air. Les fragments générés sont massivement absorbés par le moteur et dégradent la veine d'air provoquant la perte de puissance du moteur.

Les bidons sont largués et tombent dans un village sans faire de dégât.

Le pilote s'éjecte et perd une chaussure.

Les secours interviennent rapidement et récupèrent le pilote qui souffre d'une légère entorse à la cheville.

3.2. Causes de l'événement

Les causes de l'événement relèvent du domaine environnemental et plus particulièrement du péril aviaire. La collision ayant lieu hors période migratoire et en dehors d'une zone d'aérodrome il est très difficile d'anticiper ou d'éviter ce genre d'événement.

4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

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

Néant.

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

Sous voile, le pilote a eu du mal à repérer les commandes de manœuvre et n'a pas contrôlé sa zone de poser.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air d'étudier un système simple de repérage des commandes de manœuvre du parachute.

Confronté à un défaut de poussée, le pilote a largué les charges conformément à la procédure en vigueur dans le créneau très bref dont il disposait. Les bidons sont tombés dans un village. Vu de sa place, la zone était dégagée de toute habitation. Or, la balistique des bidons ne peut être appréhendée précisément par le pilote qui, d'une part, n'a pas un bon visuel de la zone d'impact et ne dispose pas de la connaissance de la balistique potentielle de ces charges, et d'autre part, doit assurer la gestion de son avion endommagé.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air et à la marine nationale :

- de commenter cet événement aux unités aériennes de chasse ;
- de décrire avec autant de précision que possible les trajectoires potentielles des bidons une fois largués ;
- et d'établir une méthodologie de largages des charges externes permettant autant que faire se peut de limiter les dommages à tiers.

Dans cette optique, malgré l'urgence des situations et la complexité de la gestion de ces pannes, le rôle de l'équipier mérite d'être optimisé en particulier il pourrait aider à déterminer le lieu et l'instant de largage de charges.

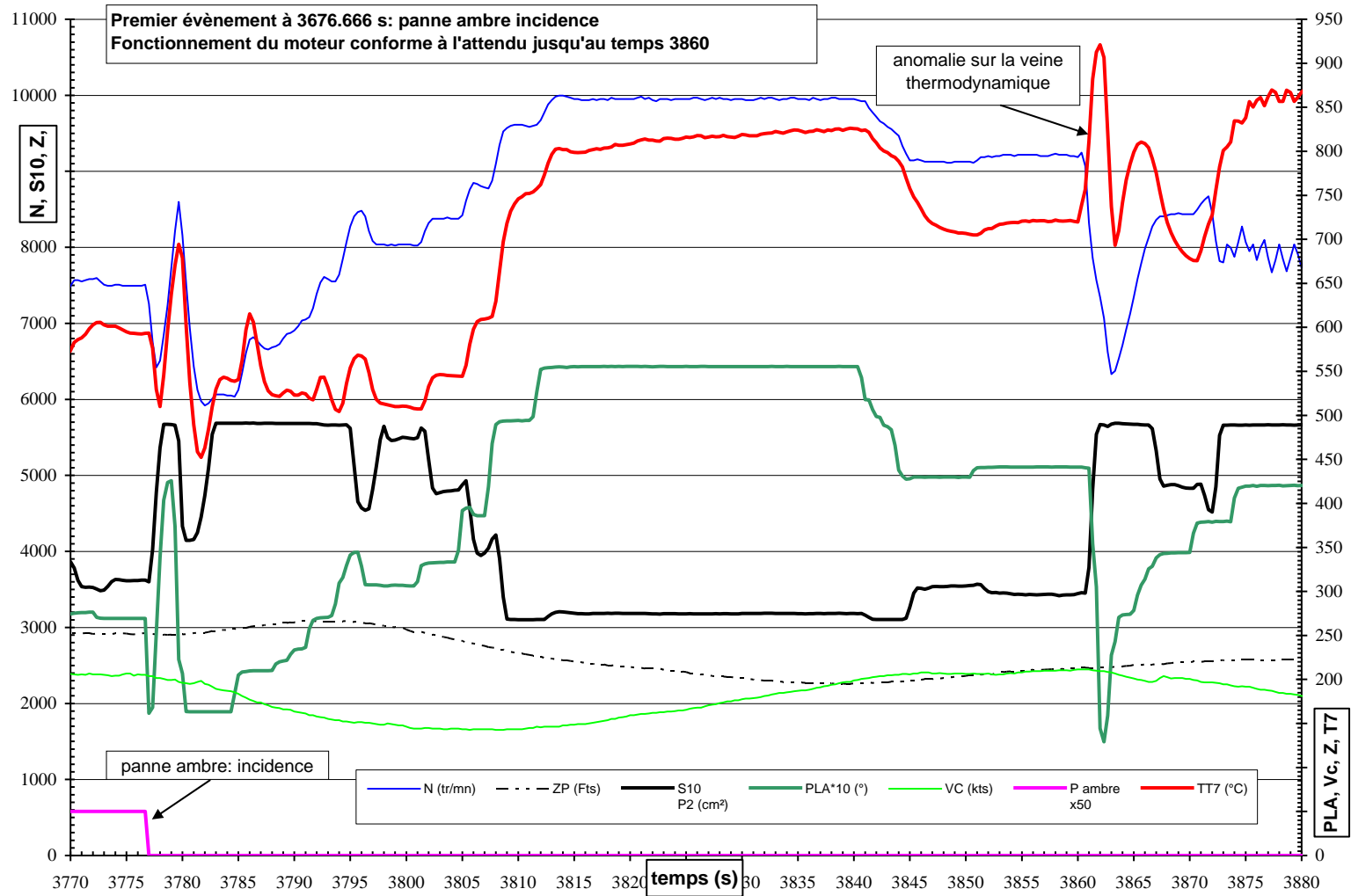
En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air et à la marine nationale de préciser et d'inclure à la méthodologie préconisée dans la précédente recommandation le rôle et les tâches que l'équipier pourrait remplir le cas échéant.

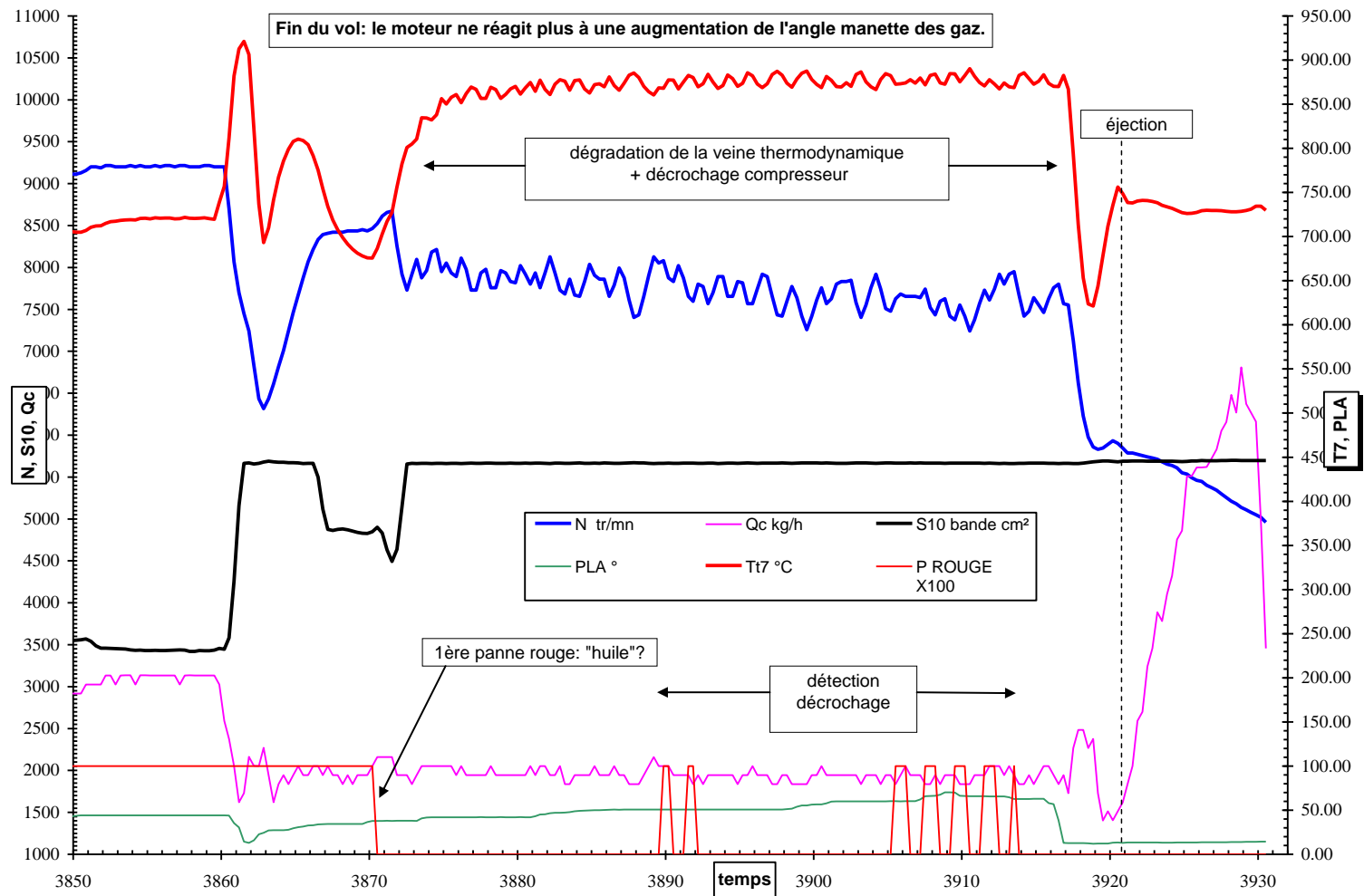
ANNEXES

| | |
|--|----|
| ANNEXE 1 Paramètres moteur | 34 |
| ANNEXE 3 Trappette inférieure | 36 |
| ANNEXE 4 Découpage modulaire partie réacteur sec | 37 |
| ANNEXE 5 Découpage modulaire partie canal PC..... | 38 |
| ANNEXE 6 Schéma compresseur BP | 38 |

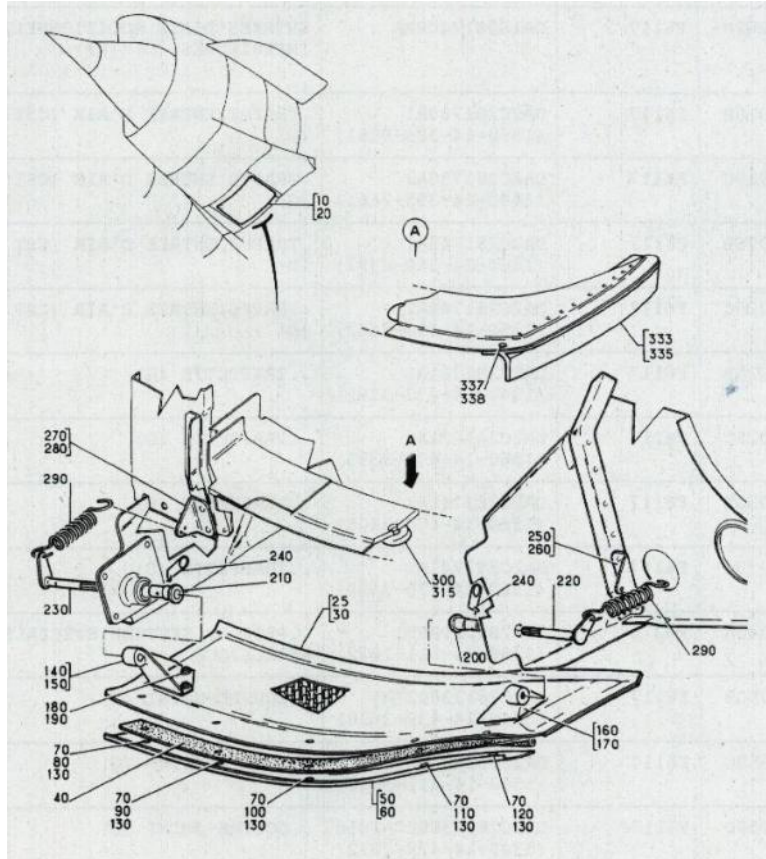
ANNEXE 1 Paramètres moteur



ANNEXE 2 Paramètres moteur



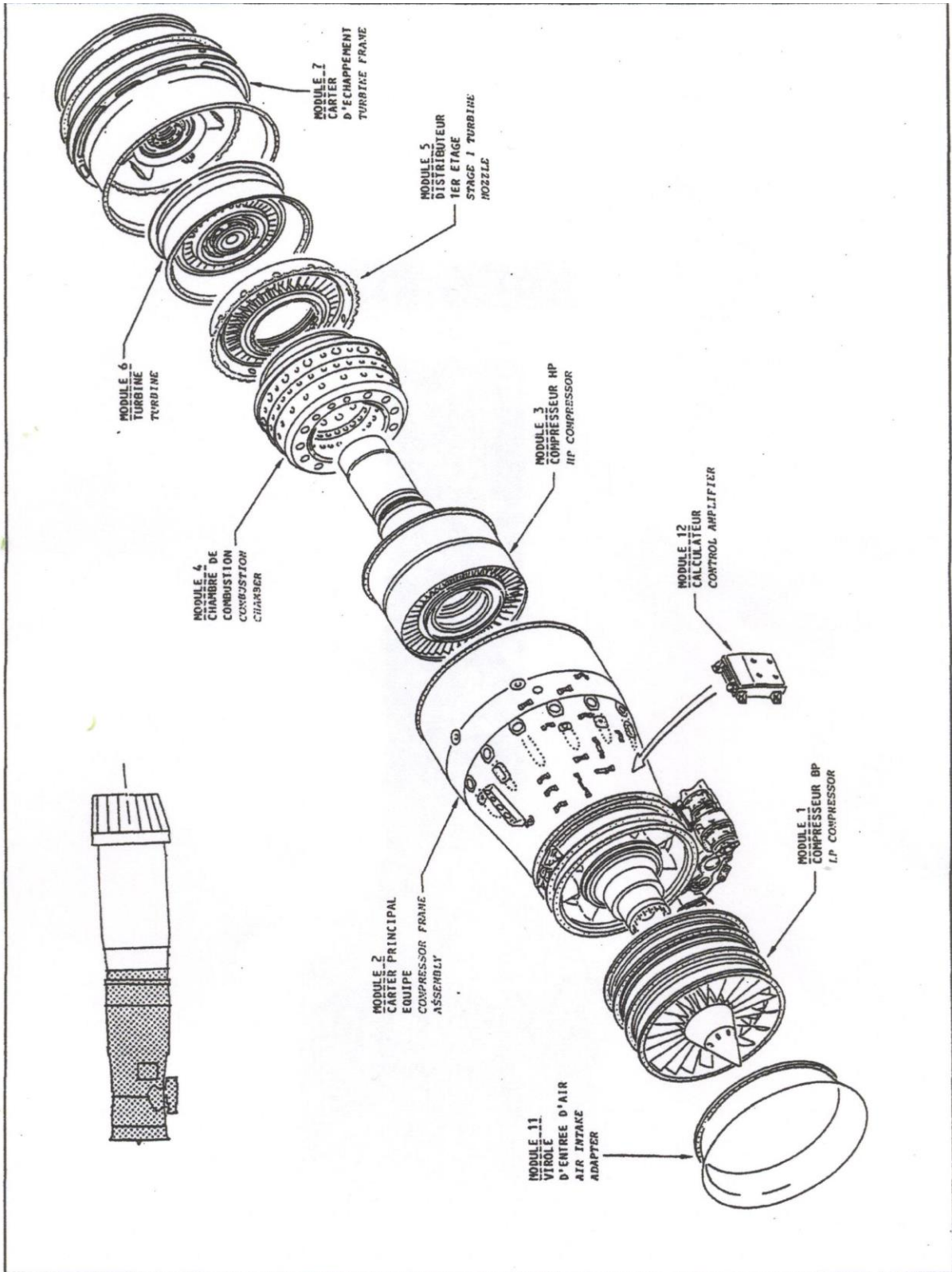
ANNEXE 3 Trappette inférieure



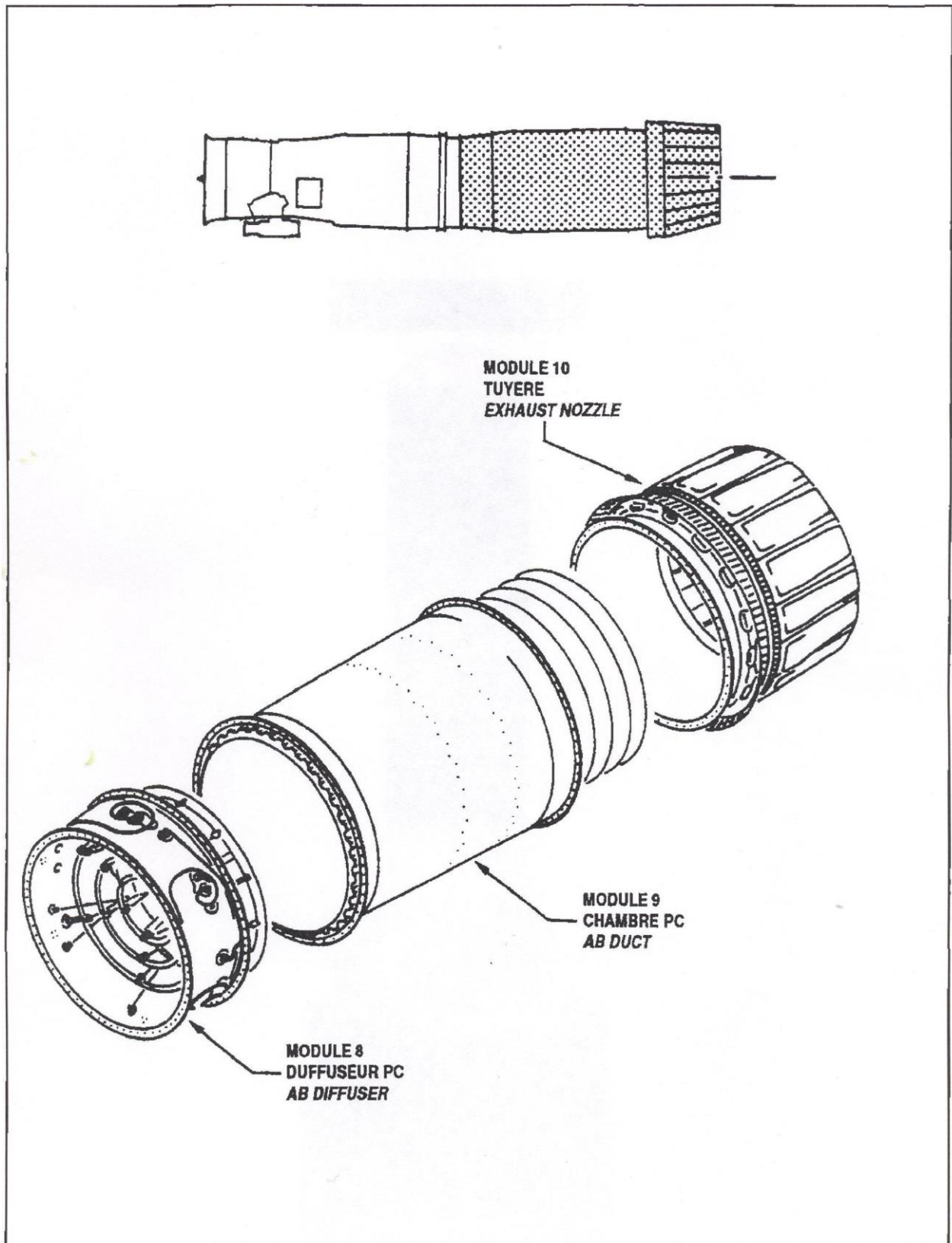
La trappette droite est symétrique à ce dessin représentant la gauche.

ANNEXE 4

Découpage modulaire partie réacteur sec



ANNEXE 5
Découpage modulaire partie canal PC



ANNEXE 6
Schéma compresseur BP

