

# BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny-sur-Orge, le 23 décembre 2008

## RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



# BEAD-air-M-2008-005-A

Date de l'événement	21 mars 2008
Lieu	Champs de tir du Titan (île du Levant/Var)
Type d'appareil	Super-Etendard modernisé
Immatriculation	N° 66
Organisme	Marine nationale
Unité	Flottille 17F

## AVERTISSEMENT

### COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'événement, sont exposés dans la première partie du rapport. L'analyse des causes possibles de l'événement fait l'objet la deuxième partie. La troisième partie tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans la dernière partie, des recommandations en matière de prévention sont formulées.

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

### UTILISATION DU RAPPORT

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

---

### CREDITS PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page 1 (couverture) : ©SIRPA marine.

Pages 22, 27, 45 : marine nationale.

Pages 24, 25, 34, 35, 43 : BEAD-air.

Page 43 : armée de l'air.

### TABLE DES MATIERES

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>2</b>
<b>TABLE DES MATIERES</b>	<b>2</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>4</b>
<b>TABLE DES ILLUSTRATIONS</b>	<b>6</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>6</b>
<b>1. Renseignements de base</b>	<b>7</b>
1.1. Déroulement du vol	7
1.1.1. Mission	7
1.1.2. Déroulement	8
1.1.3. Localisation	9
1.2. Tués et blessés	10
1.3. Dommages à l'aéronef	10
1.4. Autres dommages	10
1.5. Renseignements sur le personnel	10
1.5.1. Pilote SEM n° 66, équipier de la patrouille	10
1.5.2. Leader de la patrouille	11
1.6. Renseignements sur l'aéronef	11
1.6.1. Maintenance appliquée	12
1.6.2. Performances	12
1.6.3. Masse et centrage	12

1.6.4. Carburant.....	12
1.6.5. Analyses de fluides .....	12
1.6.6. Historique du GTR n° 28354 .....	12
1.7. Conditions météorologiques.....	13
1.7.1. Observations à Hyères à 10 h 26.....	13
1.7.2. Observation du vent sur l'île du Levant .....	13
1.7.3. Etat de la mer .....	13
1.8. Aides à la navigation .....	13
1.9. Télécommunications.....	14
1.10. Renseignements sur le champ de tir du Titan .....	14
1.10.1. Champ de tir.....	14
1.10.2. Répartition des témoins visuels.....	15
1.11. Enregistreurs de bord.....	15
1.12. Renseignements sur l'impact et sur l'aéronef.....	15
1.12.1. Examen de la zone d'impact en surface .....	15
1.12.2. Opération de localisation de l'épave .....	16
1.12.3. Description des débris de l'épave.....	16
1.12.4. Opération de relevage des débris de l'épave.....	17
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques .....	17
1.14. Incendie – Feu à bord .....	18
1.15. Survie des occupants .....	18
1.15.1. Abandon de bord.....	18
1.15.2. Phase sous voile .....	19
1.15.3. Amerrissage .....	19
1.15.4. Organisation de l'alerte et des secours.....	19
1.16. Essais et recherches .....	19
1.17. Renseignements sur les organismes.....	20
1.18. Renseignements supplémentaires .....	20
1.18.1. Déclenchement de la balise de détresse .....	20
1.18.2. Témoignage.....	20
1.18.3. Entraînement aux actions préparatoires avant éjection .....	20
1.18.4. Equipement de survie.....	20
1.19. Technique spécifique d'enquête .....	21

<b>2. Analyse</b>	<b>21</b>
2.1. Analyse de la séquence d'événements	21
2.1.1. Paramètres de vol au moment du bruit type « coup de canon »	21
2.1.2. Analyse du vol suite au bruit type coup de canon	21
2.2. Causes de la perte de poussée	22
2.2.1. Principales constatations issues de l'expertise	22
2.2.2. Analyse causale	24
2.3. Analyse des phases d'abandon de bord, sous voile et de survie/sauvetage	25
2.3.1. Phase d'abandon de bord	25
2.3.2. Phase sous voile	28
2.3.3. Amerrissage	29
2.3.4. Phase de survie/sauvetage	30
2.4. Opérations de recherche de l'épave	31
2.4.1. Balise de localisation acoustique	31
2.4.2. Coordonnées des positions géographiques	32
<b>3. Conclusion</b>	<b>33</b>
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	33
3.2. Causes de l'événement	33
<b>4. Recommandations de sécurité</b>	<b>33</b>
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	33
4.1.1. Application du RS56	33
4.1.2. Acte technique DGA	33
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	34
4.2.1. Actions concernant la phase d'éjection	34
4.2.2. Perte du casque	35
4.2.3. Cassette Hi-8 d'une durée supérieure à 60 minutes	35
4.2.4. Coordonnées des positions géographiques	35
4.2.5. Equipement de survie	37
<b>ANNEXES</b>	<b>37</b>
<b>1. GTR 08K50</b>	<b>38</b>
<b>2. Procédures de rallumage et d'éjection</b>	<b>39</b>
<b>3. Zones de recherche</b>	<b>41</b>
<b>4. Plan du compresseur</b>	<b>42</b>
<b>5. Revision Service 56</b>	<b>42</b>

## GLOSSAIRE

AIA	Atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux
ALAVIA	Amiral commandant la force de l'aéronautique navale
ASH	Analyse spectrométrique des huiles
BAN	Base d'aéronautique navale
BEAD-air	Bureau enquêtes accidents défense air
BGA	Brigade de gendarmerie de l'air
CEPHISMER	Cellule plongée humaine et intervention sous la mer
CEPr	Centre d'essais des propulseurs de Saclay
CND	Contrôle non destructif
COM	Circulation opérationnelle militaire
DHP, DBP	Distributeur haute pression, distributeur basse pression
DGA	Délégation générale pour l'armement
EPI	Enquêteur de première information

ft	<i>Feet</i> , pied (1 ft $\approx$ 0,305 m)
G	Accélération correspondant à la pesanteur (9.81 m.s <sup>-2</sup> )
GTR (08K50 et 09K50)	Groupe turboréacteur (équipant respectivement les SEM et Mirage F1)
HP, BP	Haute pression, basse pression
IGN	Institut géographique national
IOD	<i>Internal Object Damage</i> , dommage issu d'une ingestion d'un élément appartenant à l'aéronef
kt	<i>Knot</i> , nœud (1 kt = 1,852 km/h)
MHz	Mégahertz
Nm	<i>Nautical mile</i> , mille nautique (1 Nm = 1852 mètres).
PARI	Procédure à réaction immédiate
PG	Plein gaz
PN	Personnel navigant
QNH, QFE	Pression atmosphérique au niveau de la mer, du terrain
QFU	Direction magnétique de la piste
Quina Rubis	Indicatif de la patrouille
RDx, RDS	Aubage redresseur de l'étage x, de sortie
RESEDA	Centre de restitution des enregistreurs d'accidents
RMx	Aubes rotor compresseur de l'étage x
RG, VP, VI	Révision générale, visite périodique, visite intermédiaire
Robot Ulisse	Unité lourde d'intervention sous-marine de surveillance et d'expertise
RS56	<i>Revision Service 56</i>
SAMU	Service d'aide médicale d'urgence
SEM	Super-Etendard modernisé
SERI	Système d'entretien et de réparation individuel
SHOM	Service hydro graphique et océanographique de la marine
SNSM	Société nationale de sauvetage en mer
T0, T1	Références temporelles correspondant respectivement à la perte de poussée et l'éjection
TMF	Réseau trémail moyen fond
UHF	<i>Ultra high frequency</i> , ultra haute fréquence (300 à 3000 MHz)
Vi, Vz	Vitesse indiquée, vitesse ascensionnelle
VFR	<i>Visual flight rules</i> , règles de vol à vue
VHF	<i>Very high frequency</i> , très haute fréquence (30 à 300 MHz)
VTH	Visualisation tête haute
VUPN	Visite à l'unité personnel navigant

## TABLE DES ILLUSTRATIONS

### Photographies :

Zone de récupération _____	15
Débris de GTR à 600 m de profondeur _____	16
Débris de GTR relevés _____	17
Lueur accompagnée d'une traînée noire _____	18
Roue de turbine HP brûlée _____	23
RM8 et RM9 en amont de la chambre de combustion _____	23
Fixation de la jugulaire sur nouveau casque _____	29
Fixation de la jugulaire sur ancien casque GUENEAU OS 459 _____	29
Pilote dans son canot de survie _____	30
Super-Frelon et vedette Société nationale de sauvetage en mer _____	31

### Figures :

Trajectographie _____	9
Configuration EX1 _____	11
Champs de tir et témoins visuels _____	14
Encoche d'équilibrage sur virole _____	43

## SYNOPSIS

Date de l'événement : 21 mars 2008 à 10 h 24.

Lieu de l'événement : champ de tir du Titan (île du Levant/Var).

Organisme : marine nationale.

Commandement organique : amiral commandant la force de l'aéronautique navale (ALAVIA).

Unité : flottille 17F (Landivisiau).

Aéronef : Super-Etendard modernisé (SEM) n° 66.

Nature du vol : entraînement au tir de bombes BAVAR F4 et tir canon d'obus OXL.

Nombre de personnes à bord de l'aéronef : 1.

### Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Lors d'un vol d'entraînement au tir de bombes d'exercice, le SEM de l'équipier perd la poussée de son réacteur. Après plusieurs tentatives de rallumage, le pilote s'éjecte au-dessus de la mer. Il est légèrement blessé et l'appareil s'écrase en mer.

## Composition du groupe d'enquête technique

- Un enquêteur du Bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé directeur d'enquête technique.
- Un enquêteur adjoint, officier parachutiste d'essai.
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur SEM.
- Deux officiers mécaniciens ayant une expertise sur SEM.
- Un médecin du personnel navigant.

## Autres experts consultés

- Atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux (AIA).
- SNECMA (site de Corbeil et Villaroche).
- DASSAULT AVIATION (site de Saint-Cloud).
- Centre de restitution des enregistreurs d'accidents de Brétigny (RESEDA).
- Centre d'essais des propulseurs de Saclay (CEPr).

## Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air a été informé de l'accident par téléphone par le commandement de la force de l'aéronautique navale à 10 h 55 le 21 mars 2008.

Un EPI de la base d'aéronautique navale d'Hyères (BAN) a été désigné par le BEAD-air pour effectuer les premières constatations.

Le directeur d'enquête technique, accompagné de son adjoint, est arrivé sur la BAN d'Hyères le 21 mars 2008 vers 18 h 00 où il a rejoint les experts désignés. L'ensemble du groupe d'enquête technique a aussitôt débuté les investigations.

Le soutien logistique du groupe d'enquête technique a été assuré par la BAN d'Hyères.

## Enquête judiciaire

Le Tribunal de grande instance de Marseille s'est saisi de l'affaire. Un directeur d'enquête judiciaire de la section judiciaire de la base aérienne 117 de Paris-Balard a été commis.

### 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

#### 1.1. Déroulement du vol

##### 1.1.1. Mission

Indicatif mission : Quina Rubis.

Type de vol : COM – V.

Type de mission : entraînement au tir de bombes BAVAR F4 et tir canon d'obus OXL.

Dernier point de départ : BAN de Nîmes-Garons.

Heure de départ : 09 h 57.

Zone d'instruction : champ de tir du Titan.

Point d'atterrissage prévu : BAN de Nîmes-Garons.

## 1.1.2. Déroulement

### 1.1.2.1. Préparation du vol

La patrouille est constituée de deux appareils, celui du leader (Quina Rubis 1) et celui de l'équipier (Quina Rubis 2). Le décollage s'effectue sur la BAN de Nîmes-Garons pour un vol en formation d'une durée de 1 heure et 15 minutes avec retour à Nîmes. La mission comprend les phases suivantes :

- vol en formation à une hauteur de 500 ft et une vitesse de 420 kt passant au sud d'Avignon, au nord de Salon, reconnaissance des terrains du Luc et d'Hyères et prise de cap sur l'île du Levant ;
- entraînement au tir de six bombes d'exercice et 120 obus d'exercice sur le champ de tir du Titan de l'île du Levant ;
- retour sur Nîmes par survol maritime à une hauteur de 500 ft et une vitesse de 420 kt.

### 1.1.2.2. Description du vol

La description du vol est basée dans un premier temps sur l'enregistrement de la visualisation tête haute (VTH) de l'appareil du leader et dans un deuxième temps sur les témoignages des pilotes.

A l'exception du survol du terrain d'Hyères rendu impossible en raison de la présence d'un aéronef civil, la patrouille se présente sur le champ de tir conformément à la préparation du vol. Le directeur de tir transmet au leader les informations de vent, de pression et autorise la pénétration de la zone. La patrouille réalise deux norias de reconnaissance de la cible. Cette dernière est difficilement visible du fait de l'état de la mer (forte houle et présence d'écume). La séparation à 10 secondes est réalisée et trois norias de tir de bombes sont effectuées, leader en tête. Lors de la quatrième passe de tir, le leader tire sa deuxième bombe suivi de son équipier qui tire sa première bombe.

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

A l'issue du dégagement de sa quatrième passe, Quina Rubis 2 ressent une forte détonation de type « coup de canon » provenant de l'arrière de l'appareil accompagnée d'une perte de poussée significative vers 3 000 ft (référence temporelle : T0). Il annonce la « perte de son moteur ».

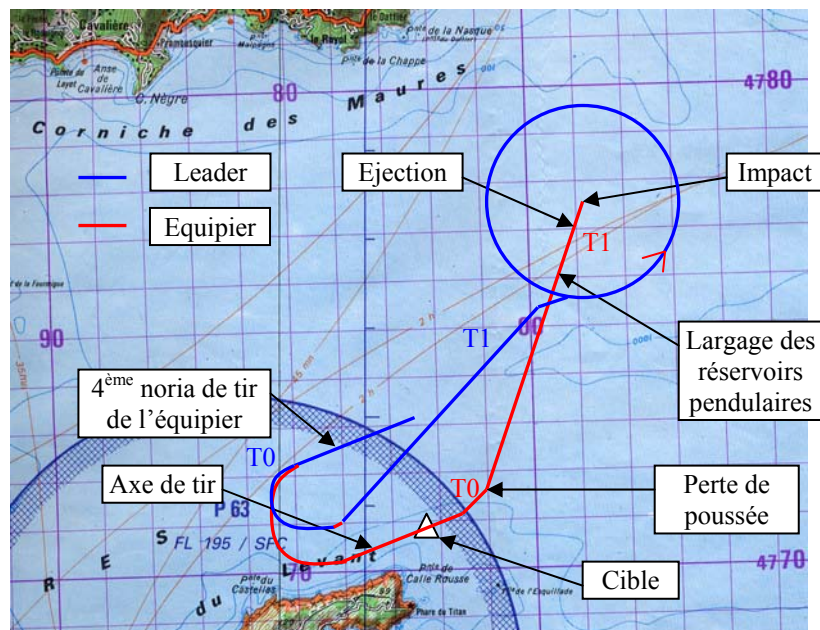
L'équipier remet les ailes à plat sur ordre du leader à un cap 020°, ce cap sera conservé par la suite. Au sommet de la trajectoire, l'équipier a atteint une altitude d'environ 4 500 ft. Il se stabilise ensuite en descente à une vitesse de 300 kt.



A la demande du leader, l'équipier :

- effectue une tentative de rallumage et largue les réservoirs pendulaires ;
- annonce à plusieurs reprises sa vitesse de 300 kt puis le rallumage inefficace sans préciser sa hauteur.

Après une seconde tentative de rallumage inefficace, le leader ordonne alors l'éjection. Il s'est écoulé 34 secondes depuis l'annonce de la « perte du moteur ».



Trajectographie

L'équipier s'éjecte aux alentours de 1 500-2 000 ft, à un cap de l'ordre de 020°, ailes à plat, assiette à piquer au dessus de la baie de Cavalaire. Il souffre de blessures légères. L'appareil s'abîme en mer en piqué, avant de couler.

### 1.1.3. Localisation

- Lieu de l'événement (perte de poussée) :
  - pays : France ;
  - département : Var (83) ;
  - commune : Hyères (Ile du Levant/champ de tir du Titan) ;
  - altitude de l'avion au moment de la perte de poussée : vers 3 000 ft.
- Moment : jour.
- Aérodrome le plus proche au moment de l'événement : BAN de Hyères (LFTH) à 15,9 Nm dans le relèvement 280° du lieu de l'événement.

## 1.2. Tués et blessés

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

## 1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
SEM		X		

## 1.4. Autres dommages

Néant.

## 1.5. Renseignements sur le personnel

### 1.5.1. Pilote SEM n° 66, équipier de la patrouille

- Age : 28 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : flottille 17F.
- Spécialité :
  - qualifications : équipier à l'entraînement (EE), officier navigation ;
  - école de spécialisation : US Navy ;
  - année de sortie d'école : juin 2006, breveté pilote de chasse en décembre 2005.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont SEM	Sur tous types	Dont SEM	Sur tous types	Dont SEM
Total (h)	548	199	66	66	19	19

- Date du vol précédent sur SEM : 20 mars 2008.

- Carte de circulation aérienne :
  - type : carte blanche<sup>1</sup> SEM ;
  - date d'expiration : 31 janvier 2009.

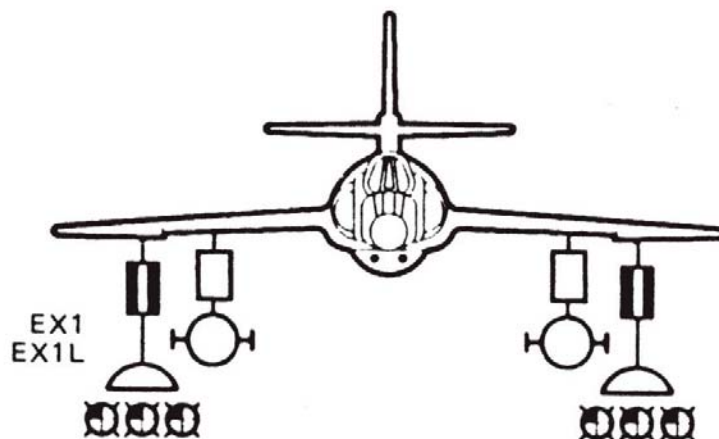
### 1.5.2. Leader de la patrouille

- Age : 29 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : flottille 17F.
- Qualification : sous-chef de patrouille.
- Heures de vol comme pilote :

	Sur tous types	Dont SEM
Total (h)	1300	950

### 1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : marine nationale.
- Commandement organique d'appartenance : ALAVIA.
- Base de détachement : BAN Nîmes-Garons.
- Unité d'affectation : flottille 17F Landivisiau.
- Type d'aéronef : monoplace embarqué SEM.
  - configuration : EX1 :
    - deux réservoirs pendulaires largables de 1100 litres sous voilures ;
    - 2 x 3 bombes BAVAR F4 non largables simultanément ;
    - 2 x 60 obus OXL de 30 mm.



Configuration EX1

<sup>1</sup> Carte blanche : qualifie un niveau d'aptitude de vol aux instruments.

- Motorisation : un GTR Snecma ATAR 08K50.

	Type	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	SEM Standard 5	66	4581	VEM <sup>2</sup> + mise au standard 4&5 : 60	V1N5 <sup>3</sup> : 30
Moteur	ATAR 08K50	28354	3630 (Rotor)	SERI <sup>4</sup> : 726	VP <sup>5</sup> : 361 VI <sup>6</sup> : 166

#### 1.6.1. Maintenance appliquée

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

#### 1.6.2. Performances

L'aéronef ne faisait l'objet d'aucune restriction de vol.

#### 1.6.3. Masse et centrage

La masse et le centrage étaient dans les normes :

- masse à la mise en route à Nîmes : 12 000 kg ;
- masse estimée au moment de l'événement : 10 500 kg.

#### 1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : kérosène F34 ;
- quantité de carburant à la mise en route à Nîmes : 4 300 kg ;
- quantité de carburant restant au moment de l'événement : estimée à 2 800 kg.

#### 1.6.5. Analyses de fluides

Les résultats des analyses du carburant, de l'huile du moteur (O-150) et de l'huile du circuit hydraulique (H-515) de l'aéronef issus des points de ravitaillement sur la BAN de Nîmes-Garons montrent que ces fluides étaient conformes aux spécifications et ne révèlent aucune anomalie.

L'huile moteur prélevée sur le GTR n° 28354 le 19 mars 2008 est conforme aux spécifications. La procédure d'analyse spectrométrique des huiles (ASH) ne révèle pas d'usure anormale d'éléments du GTR en contact avec le circuit d'huile.

#### 1.6.6. Historique du GTR n° 28354

Un plan du GTR 08K50 équipant les Super-Etendard figure en annexe 1 p 38.

<sup>2</sup> VEM : visite d'entretien majeur.

<sup>3</sup> V1N5 : visite premier niveau, dernière visite effectuée le 04 mars 2008.

<sup>4</sup> SERI : système d'entretien et de réparation individuel, dernière visite moteur effectuée en juillet 2004.

<sup>5</sup> VP : visite périodique (pas de 400 h).

<sup>6</sup> VI : visite intermédiaire (pas de 200 h).

La dernière révision SERI de ce moteur a été effectuée en juillet 2004. Celui-ci cumule 726 heures depuis cette dernière révision au moment de l'événement.

Ce GTR a été déposé du SEM n° 41 et monté sur le SEM n° 66 le 22 février 2008 avec 695 heures depuis SERI.

Les dernières visites d'entretien ont été :

- une VP (pas de 400 h) effectuée en juin 2006 (365 h depuis SERI) ;
- une VI (pas de 200 h) effectuée en avril 2007 (560 h depuis SERI).

La prochaine VP était prévue dans 34 heures.

Le moteur était modifié 406 (Distributeur Haute Pression) et non modifié 462 (changement de la matière des rondelles frein de la fixation arrière de la chambre de combustion retrouvées intègres dans le cadre de l'expertise).

Le *Revision Service* n° 56 n'a pas été appliqué sur ce moteur conformément à l'acte technique n° 172-07/CEP/ASA/PRA du 1<sup>er</sup> octobre 2007 (le rotor compresseur a 852 heures depuis sa dernière RG, la virole 7-8 a un temps de fonctionnement total de 3 630 heures). Cet acte technique définit les conditions d'application du RS 56 qui aurait dû être appliqué dans 370 heures sur ce GTR dans le cas le plus défavorable (voir explications plus détaillées annexe 5).

## 1.7. Conditions météorologiques

### 1.7.1. Observations à Hyères à 10 h 26

- Vent : 290° / 25 kt rafale à 32 kt ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- nébulosité : peu (1 à 2 octas) à 2 600 ft ;  
                  épars (3 à 4 octas) à 8 300 ft ;  
                  fragmenté (5 à 7 octas) à 21 000 ft ;
- température/point de rosée : +10/-01° C ;
- QNH : 1 004 hPa.

Les conditions météorologiques minimales requises pour l'utilisation du champ de tir sont une visibilité de 5 km et un plafond de 1500 ft.

### 1.7.2. Observation du vent sur l'île du Levant

A 10 h 20 : vent : 280° / 30 kt rafale à 38 kt ;

A 10 h 30 : vent : 280° / 31 kt rafale à 44 kt ;

A 10 h 14, le directeur de tir annonce un vent du secteur ouest pour 31 kt.

### 1.7.3. Etat de la mer

La mer est agitée dans la baie de Cavalaire (mer 4 à 5).

## 1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

## 1.9. Télécommunications

Au moment de l'événement, le leader est en réception sur la fréquence de l'approche de Toulon (118.82 MHz). La patrouille est en émission-réception sur la fréquence du champ de tir du Titan veillée par le directeur de tir (indicatif « Titan » sur 235.20 MHz).

Les échanges radio ne sont pas perturbés.

## 1.10. Renseignements sur le champ de tir du Titan

### 1.10.1. Champ de tir

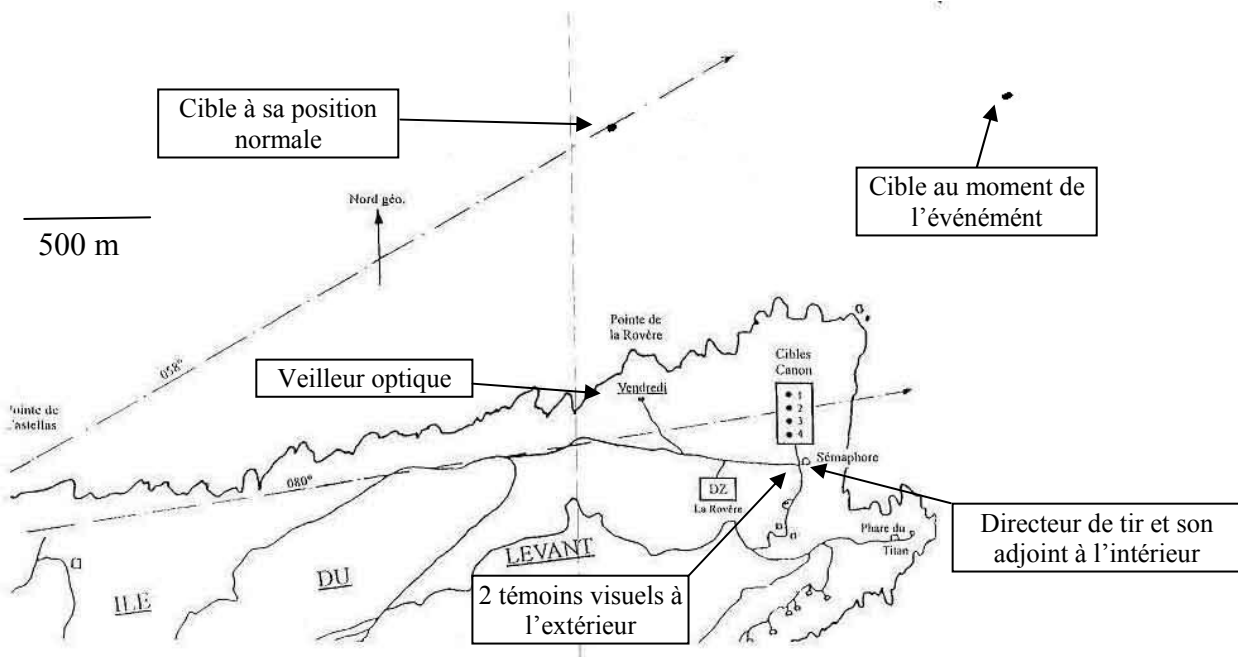
Le champ de tir du TITAN est destiné à l'entraînement au tir air/sol avec des munitions inertes (bombes, canons) et situé à l'extrémité Est de l'île du Levant.

A l'extrémité Est de l'île du Levant, sont implantés :

- un sémaphore, qui abrite le poste de direction des tirs ;
- un poste d'observation de la cible flottante, à la hauteur de la pointe de la Rovère, dénommé « Vendredi ».

La sécurité du champ de tir est placée sous la responsabilité du directeur des tirs.

La cible flottante, destinée aux tirs de bombes en semi piqué, est un tapis flottant de 9,8 m x 4,3 m mouillé à 850 m dans le nord de la pointe de la Rovère. Le poste d'observation (Vendredi) est situé à 1000 m dans le sud du but. L'axe de tir est orienté au cap 058° (géographique). Les avions se présentent à ce cap à partir de la pointe de Castellás. La restitution des tirs est effectuée par le veilleur optique à l'aide d'une lunette de visée graduée. Les résultats sont transmis sous la forme : indicatif, code horaire, distance en mètres.



Champs de tir et témoins visuels

La position de la cible est décalée de 1 500 m à l'Est de la position normale au moment de l'événement, probablement du fait de la mer agitée.

Le champ de tir ne possède aucun moyen de lutte contre le péril aviaire.

### 1.10.2. Répartition des témoins visuels

Le directeur de tir surveille la trajectoire de l'aéronef qui se présente pour le tir entre le début de la branche « vent arrière » de la noria et le tir. L'adjoint au directeur de tir surveille l'aéronef entre le tir et la branche « vent arrière ». Ces deux témoins sont situés à l'intérieur du sémaphore.

Le veilleur optique suit la trajectoire de la bombe tirée et donne les coordonnées de l'impact. Ce témoin se situe à la position dite « vendredi ».

Deux autres témoins visuels sont proches du sémaphore à l'extérieur de ce dernier.

### 1.11. Enregistreurs de bord

Le SEM n'est pas équipé d'enregistreur d'accident.

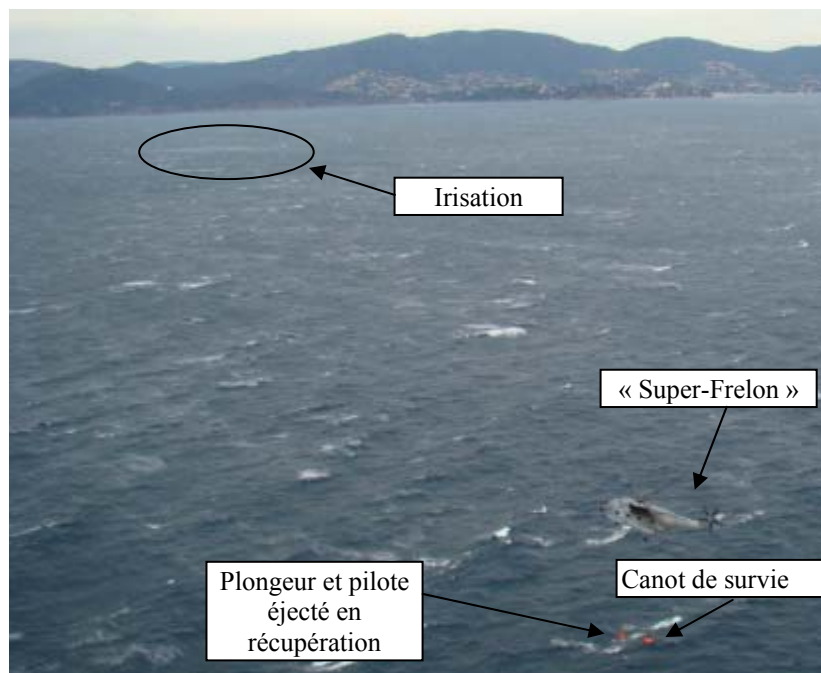
Il est équipé d'un enregistreur Hi-8 permettant d'acquérir la vidéo de la VTH et les conversations radio émises et entendues par le pilote.

L'enregistreur VTH de l'appareil accidenté n'a pas pu être localisé lors de l'inspection de l'épave par un robot télé opéré.

La cassette Hi-8 de l'appareil du leader a été mise à disposition du groupe d'enquête. Toute la durée du vol entre le décollage et la récupération par hélitreuillage du pilote éjecté est enregistrée (durée 1 heure et 3 minutes).

### 1.12. Renseignements sur l'impact et sur l'aéronef

#### 1.12.1. Examen de la zone d'impact en surface



Zone de récupération

Les équipages des hélicoptères Lynx et Super-Frelon ont détecté une irisation très localisée à 10 h 57 correspondant à la zone d'impact de l'appareil. Située à environ 1,5 km de l'endroit de récupération du pilote, cette irisation a un diamètre de l'ordre de 100 m.

Aucun débris n'a été récupéré à la surface en raison de l'état de la mer à l'exception des équipements de survie par un navire de la Société nationale de sauvetage en mer (SNSM).

### 1.12.2. Opération de localisation de l'épave

La localisation de l'épave par le CEPHISMER a été possible grâce aux coordonnées géographiques suivantes :

- irisation (impact aéronef) relevé par le pilote du Lynx ;
- position du naufragé transmise par le leader, le pilote du Lynx et du Super-Frelon ;
- positions approximatives de l'émission de la balise acoustique fournies par les sonars d'un sous-marin et d'un Lynx de la marine nationale ;
- position pertinente de l'émission de la balise acoustique fournie par des hydrophones situés au niveau du champ de tir du Titan (réseau Trémail moyen fond).

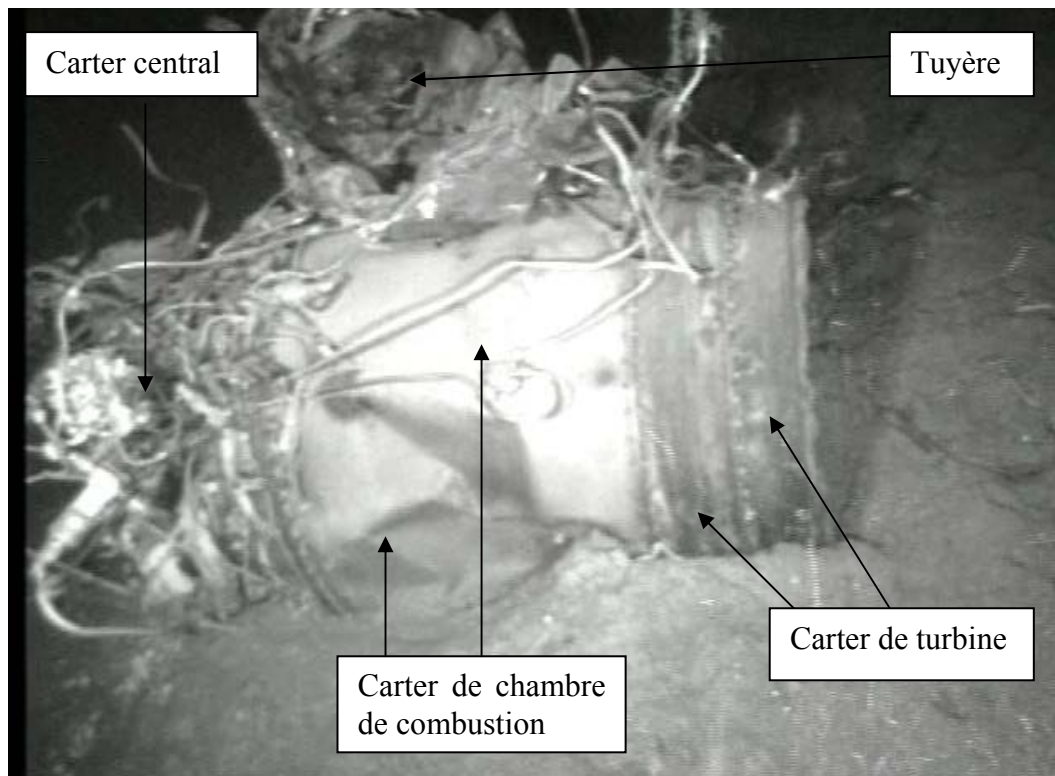
La configuration des fonds marins a été défavorable en raison de forts dénivelés. La balise a cessé d'émettre entre le 27 et 29 mars 2008.

Le bâtiment « Ailette » de la marine nationale, équipé du robot télé opéré Ulisse (Unité lourde d'intervention sous-marine de surveillance et d'expertise), s'est positionné le 28 mars 2008 dans la zone. L'épave a été localisée le 3 avril 2008 par 600 mètres de fond grâce au sonar du robot. Les débris sont répartis sur une surface ellipsoïdale de 80 par 180 mètres.

### 1.12.3. Description des débris de l'épave

L'aéronef a été pulvérisé à l'impact sur la mer. Les éléments les plus volumineux sont les suivants :

- train d'atterrissage avant ;
- train d'atterrissage principal droit ;
- un débris de voilure ;
- un débris de fuselage ;
- un débris de GTR.



Débris de GTR à 600 m de profondeur



#### 1.12.4. Opération de relevage des débris de l'épave

A la vue de la complexité des investigations sous-marines et des premières constatations au niveau de l'enquête technique, seuls les débris de GTR suivants ont été relevés et envoyés à l'AIA de Bordeaux pour expertise (voir schéma moteur, annexe 1 p 38) :

- le débris de GTR le plus important comprenant le carter central, le carter de chambre de combustion, le carter de turbine ainsi que la tuyère ;
- un débris de carter d'admission comprenant trois déflex ;
- 4 aubages RD7 solidaires (relevés à partir de 12 aubages au fond de la mer) ;
- 3 aubages RD3 séparés ;
- 1 aubage RD5.



Débris le plus volumineux



Débris de carter admission avec 3 déflex



4 aubages RD7 solidaires



Aubages RD3 et RD5 séparés

#### Débris de GTR relevés

Aucun élément du rotor compresseur n'a pu être retrouvé. Des débris de carter compresseur en magnésium ont été retrouvés à plusieurs endroits sous forme de poudre blanchâtre.

#### 1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

Pilote SEM n° 66, équipier de la patrouille

- Dernier examen médical :
  - type : visite à l'unité du personnel navigant (VUPN) ;
  - date : 23 janvier 2008 ;

- résultat : apte PN ;
  - validité : 6 mois.
- Examens biologiques : non réalisés.
- Blessures :
- fracture-tassement du plateau supérieur de la 11<sup>ème</sup> vertèbre du rachis dorsal ;
  - inaptitude temporaire initiale de vol de 90 jours.

L'équipier est sorti de l'hôpital Sainte-Anne à Toulon le mardi 25 mars 2008 vers midi.

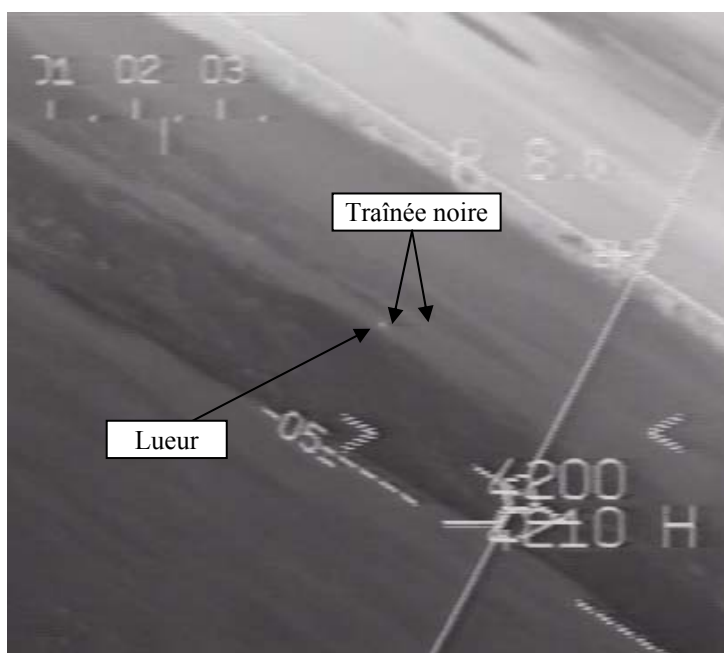
#### 1.14. Incendie – Feu à bord

Aucune alarme incendie n'a été rapportée par le pilote (voyant « feu » non allumé). Les deux témoins présents près du sémaphore, situés à environ 2 km de l'appareil et visualisant l'appareil sous un angle « ¾ arrière droit », confirment le bruit « type coup de canon » quelques secondes après la ressource de l'équipier. Ce bruit est simultanément accompagné d'une flamme type « flash » en sortie de tuyère dont les caractéristiques sont les suivantes :

- longueur : ½ longueur de l'appareil ;
- jaune clair ;
- très brève ;
- sans étincelles, ni débris, ni fumée, ni sillage.

Aucune fumée ou sillage n'a ensuite été rapportée par les témoins visuels.

La cassette Hi-8 de l'appareil du leader laisse apparaître une lueur accompagnée d'une traînée noire, sans pouvoir en préciser la provenance, quelques secondes avant l'éjection de l'équipier.



Lueur accompagnée d'une traînée noire

#### 1.15. Survie des occupants

##### 1.15.1. Abandon de bord

L'équipier s'est éjecté sur ordre du leader, en utilisant la poignée basse à 10 h 24 (T1).

- Type de siège éjectable : Martin Baker CM6 ;
- Paramètres estimés au moment de l'éjection :

- hauteur : 1500-2000 ft ;
- vitesse : 300 kt entretenue ;
- ailes à plat ;
- assiette :
  - 5 à 10 degrés à piquer au moment de la décision d'éjection ;
  - 20 degrés à piquer à l'éjection selon le pilote.

La procédure d'éjection immédiate a été réalisée. Les actions préparatoires à l'éjection n'ont pas été effectuées.

#### 1.15.2. Phase sous voile

Le pilote a été très gêné par le mauvais positionnement du masque descendu au niveau du menton. Après plusieurs tentatives, le masque est dégrafé, la sangle du canot de survie est tirée, le gilet de sauvetage est gonflé.

#### 1.15.3. Amerrissage

Au touché de l'eau, le pilote libère son harnais parachute en actionnant la boucle ventrale. Revenant à la surface, il s'aperçoit que son casque flotte à quelques mètres de lui. Il tire le canot de survie à lui par la sangle de liaison et se hisse à bord.

#### 1.15.4. Organisation de l'alerte et des secours

L'éjection de l'équipier a lieu à 10 h 24 (T1). Le directeur de tir du champ du Titan confirme l'éjection (T1+15s) et le leader rapporte ce fait au contrôleur de l'approche de Toulon par un message de détresse (T1+20s). Le leader acquiert le visuel du parachute et transmet les coordonnées au contrôleur de l'approche de Toulon (T1+30s). Le leader restera sur zone jusqu'à l'hélicoptère final de son équipier. L'approche de Toulon prend contact avec un Lynx de la flottille 31F de la BAN d'Hyères (T1+3min18s). Venant juste de se poser d'un vol technique, il reçoit l'ordre de redécoller pour marquer la zone de l'accident. Après de multiples tentatives de contact infructueuses avec l'équipier sur la fréquence de détresse (UHF 243 MHz), le leader acquiert le visuel du canot de survie (T1+10min). Le pilote du Lynx, guidé par le leader, acquiert le visuel du canot (T1+14 min) puis du pilote vivant (T1+15min). Il reste en stationnaire et maintient le contact visuel avec le pilote qui semble alors parfaitement conscient dans son canot. Cet hélicoptère ne peut récupérer le pilote car il ne permet aucun treuillage.

Parallèlement, l'équipe de *Search and Rescue* (SAR) a été activée. Le Super-Frelon décolle de la BAN d'Hyères à 10 h 47 (T1+23min) puis guidé par le pilote du Lynx acquiert le visuel du canot de survie (T1+ 28min) et récupère le pilote éjecté par hélicoptère à 10 h 57 soit 33 minutes après l'éjection. L'hélicoptère effectué par brassière, le Super-Frelon se pose initialement à Hyères pendant quelques minutes pour confirmation de la destination, redécolle et rejoint l'hôpital des armées Sainte-Anne à Toulon à 11 h 40. Le pilote est alors pris en charge par l'équipe des urgences. Au moment de l'hélicoptère, une vedette de la SNSM était présente sur les lieux et a permis la récupération du canot de survie.

### 1.16. Essais et recherches

Néant.

## 1.17. Renseignements sur les organismes

Détachement sur la BAN de Nîmes Garons.

La flottille 17F est en campagne de tir « *ENHANCED PAVEWAY* » (bombes GPS/laser) avant un détachement en Afghanistan. La flottille est détachée, sur la BAN de Nîmes-Garons du 17 mars au 04 avril 2008, au complet (personnels navigants et techniques) avec 11 appareils. La première semaine de vol est consacrée au réentraînement au tir de bombes et tir canon sur le champ de tir du Titan.

## 1.18. Renseignements supplémentaires

### 1.18.1. Déclenchement du mode de détresse de l'IFF

L'éjection du siège implique le passage du transpondeur IFF en mode détresse avec l'affichage du code 7 700 sur l'écran de contrôle des organismes de contrôle. Cet affichage n'est pas apparu sur les écrans de contrôle.

### 1.18.2. Témoignage

Lors de la quatrième passe de tir, le veilleur optique n'a observé aucune anomalie concernant les aspects balistiques des bombes du leader et de son équipier. Les bombes ont eu une trajectoire et un impact habituels dans la mer sans rebond, éclat ou tout autre projection.

### 1.18.3. Entraînement aux actions préparatoires avant éjection

Le simulateur SEM implanté sur la BAN de Landivisiau, ainsi qu'un siège éjectable déclassé permettent l'entraînement des pilotes à l'éjection. Des séances sont effectuées après chaque retour de permission supérieur à 15 jours (retour de permission de Noël et d'été). Lors de ces séances, deux jeunes pilotes effectuent une présentation théorique et pratique à un groupe de pilotes. L'équipier a réalisé la présentation théorique au début du mois de janvier 2008. Les actions préparatoires avant éjection ne sont pas abordées durant ces séances.

### 1.18.4. Equipement de survie

L'ensemble de survie du siège éjectable CM 6, version « tempéré », est destiné à permettre à un pilote éjecté de survivre en attendant l'arrivée des secours. Il se compose de différents éléments nécessaires à la protection, à la signalisation et à l'alimentation. Ces composants sont conditionnés dans le paquetage de survie et sur le gilet de combat.

Suite à des problèmes de ravitaillement en ration de survie, la nourriture a été remplacée par des sachets d'eau.

Les pilotes de SEM étaient auparavant équipés de gilets de sauvetage type 35-1 qui ne pouvaient emporter qu'une quantité limitée de composants. Depuis 2006 ce gilet est remplacé par le gilet de combat qui intègre différentes poches destinées à conditionner des composants de survie, en complément du paquetage. Au regard de la composition de ces deux contenants, plusieurs composants de signalisation (balise de détresse ERPX1B...) ont été retrouvés en double.

## 1.19. Technique spécifique d'enquête

A la demande du BEAD-air, un groupe de travail a été mis en place avec des représentants ayant une expertise sur ATAR (SNECMA, DGA, SIAé Bordeaux, l'armée de l'air et la marine nationale). Les objectifs de cette analyse causale ont été de :

- déterminer la ou les causes ayant amené à la perte de poussée du réacteur accompagnée d'un bruit type « coup de canon » ;
- déterminer le scénario associé ;
- expliquer les raisons de l'inefficacité de l'application des procédures de rallumage.

## 2. ANALYSE

L'analyse s'attache à déterminer les causes de la perte de poussée du GTR à l'issue de la quatrième passe de tir. Elle fait l'objet des deux premiers paragraphes. Les deux derniers paragraphes sont consacrés aux phases de survie/sauvetage du pilote éjecté et de recherche de l'épave.

En l'absence d'enregistreur, cette analyse repose sur les témoignages du pilote, de son leader, des témoins au sol, de la cassette Hi-8 enregistrant la VTH du leader et de l'expertise des débris de GTR relevés.

### 2.1. Analyse de la séquence d'événements

#### 2.1.1. Paramètres de vol au moment du bruit type « coup de canon »

Ce bruit est le premier indicateur d'une anomalie ressentie par le pilote. Auparavant, aucun problème au niveau GTR n'est détecté par celui-ci (odeur, vibration, paramètres moteur, performances...). En début de vol, le pilote a agi sur la manette moteur dans toute sa plage de fonctionnement (plein réduit à plein gaz (PG)) sans observer de phénomène particulier.

L'équipier effectue le tir de sa première bombe dans la quatrième passe de tir. La ressource est effectuée vers 2 000 ft sous 4 G. Le nez de l'appareil ayant passé l'horizon depuis peu, et alors qu'il cherche son leader (champ visuel orienté à l'arrière gauche), l'équipier ressent un bruit type « coup de canon » dans la configuration suivante :

- vers 3 000 ft ;
- en début de virage gauche, inclinaison de l'ordre de 70° sous facteur de charge légèrement inférieur à 3 G ;
- assiette à 15° de cabré environ ;
- Vi de 380-400 kt.

La manette des gaz est au PG continu (pas d'« agacerie » manette) depuis peu (environ 2 secondes). Dans la trajectoire de piqué d'acquisition de la cible, la manette est en milieu de secteur (pour maintenir 450 kt sous 30° d'assiette à piquer). Passant l'horizon, la manette est alors amenée en position PG.

#### 2.1.2. Analyse du vol suite au bruit type coup de canon

##### 2.1.2.1. Paramètres moteur

Immédiatement, le pilote ressent une perte de poussée sans percevoir ni vibration, ni odeur. Le régime moteur est en forte diminution<sup>7</sup> avec une température T4 de l'ordre de 560° C. Passant 30% de régime moteur, les voyants « géné, alter » s'allument. Plus tard, le voyant « BP » s'allume accompagné d'autres voyants non identifiés par le pilote. Le régime moteur reste ensuite stable vers

---

<sup>7</sup> La baisse du régime moteur est jugée plus rapide que celle correspondant à une action de la manette du PG au plein réduit.

21-22% pendant le reste du vol. Aucune autre information de température n'a pu être transmise au groupe d'enquête. Le voyant « feu » ne s'est pas allumé.

#### 2.1.2.2. Gestion de l'événement par l'équipier et son leader

Après l'annonce par l'équipier « d'un gros souci », le leader ordonne de mettre les « ailes à plat ». L'annonce de l'équipier a été traduite par le leader comme étant une possible perte de référence spatiale par l'équipier.

Suite à l'analyse des éléments suivants :

- perte de la poussée de son réacteur ;
- régime moteur proche du régime en autorotation<sup>8</sup> ;
- faible régime confirmé par l'allumage des voyants « géné » et « alter »<sup>9</sup> ;
- plus aucun bruit de régime significatif.

l'équipier diagnostique l'extinction de son réacteur. Celui-ci avertit son leader. La procédure Panne à Réaction Immédiate (PARI) « rallumage d'urgence » (cf. annexe 2, p 39) est appliquée par l'équipier alors que le leader lui ordonne, simultanément de rallumer. L'équipier cherche l'assiette correspondant à une vitesse de 300 kt, ceci afin d'être dans les meilleures conditions<sup>10</sup> pour tenter le rallumage. Cette vitesse sera conservée jusqu'à l'éjection.

Le leader ordonne le largage des réservoirs exécuté par le pilote environ vingt six secondes après l'annonce du problème. La masse larguée est estimée à 600 kg. Le largage ne permet pas un redressement significatif de la trajectoire.

Après échec du premier rallumage, sur ordre de son leader, l'équipier tente une deuxième procédure. Celle-ci, effectuée par le pilote avec la manette des gaz en milieu de secteur, sera de nouveau inefficace.

## 2.2. Causes de la perte de poussée

### 2.2.1. Principales constatations issues de l'expertise

L'expertise a été réalisée sur les éléments de GTR relevés par le CEPHISMER et envoyés à l'AIA de Bordeaux. Les principales constatations sont les suivantes (voir schéma moteur, annexe 1 p 38) :

- plusieurs dégradations et déformations sont issues d'un choc important que l'on peut associer à l'impact final dont les principales :
  - rupture sous flexion de la vis d'accouplement (désolidarisation compresseur-turbine) ;
  - rupture de l'anneau extérieur du RDS.
- turbine :
  - aubes de turbine HP, BP et aubage du distributeur BP fortement détériorés avec surchauffe importante supérieure à 1 200° C ;

---

<sup>8</sup> Vers 3000 ft et 300 kt le régime moteur autorotatif est de l'ordre de 16-17%.

<sup>9</sup> Ces deux voyants s'allument sous 30% de régime.

<sup>10</sup> Vi minimale de 260 kt pour avoir un régime moteur autorotatif supérieur à 12%.



Roue de turbine HP brûlée

- aubage du distributeur HP globalement intègre avec une projection importante de métal fondu (base réfractaire d'origine partie chaude). Le métal à l'état liquide a été projeté dans le sens inverse du flux sur un secteur des extrados des aubages;
- chambre de combustion : elle est globalement intègre avec une projection de métal fondu (base réfractaire d'origine partie chaude) sur un secteur de l'intérieur du mélangeur dans le sens inverse du flux ;
- compresseur<sup>11</sup> (voir schéma compresseur, annexe 4, p 60) :
  - aubes mobiles :
    - les aubes du rotor compresseur étage 8 (RM8, 21 aubes sur un total de 63) sont déformées dans le sens de rotation avec très peu d'impact en bord d'attaque (BA), impactées en bord de fuite (BF) avec des talons déformés dans le sens arrachement ;
    - RM 9 (29/103) : fortement détériorées avec impacts en BA et BF, talons déformés dans le sens arrachement ;



RM8 et RM9 en amont de la chambre de combustion

- aubages fixes :
  - RD2 (1/56) - RD3 (3/40) - RD5 (2/56) - RD6 (2/60) : globalement, les aubages sont peu déformés avec très peu d'impact en BA ;
  - RD7 (14/72) - RD8 (2/78) : déchirures importants avec de nombreux impacts en BA ;
- aubage RDS (110 aubes) :

<sup>11</sup> Les aubages expertisés ont été récupérés séparément au fond de la mer ou à différents endroits dans la veine d'air du débris de GTR le plus volumineux.



- les aubages sont déformés dans le sens de la rotation ou arrachés ;
- carter d'admission :  
les trois aubes déflex (sur un total de 31) sont déformées et impactées en BA et extradados.

## 2.2.2. Analyse causale

L'analyse causale a été effectuée à partir de tous les éléments constatés et validés, objets des paragraphes précédents, provenant des différents témoignages, de la VTH du leader, des investigations sous-marines et enfin de l'expertise des débris du GTR.

### 2.2.2.1. Cause ayant amené à la perte de poussée

L'analyse causale montre que les causes suivantes sont rejetées :

- toute action du pilote (manette des gaz sur stop, fermeture du coupe feu, action sur le manche à basse vitesse ayant pu entraîner un pompage...);
- tout dysfonctionnement de la régulation (régulation principale, fuite carburant...);
- tout phénomène de pompage ;
- toute ingestion (volatile, éléments liés au tir d'une bombe, IOD).

#### **Il a été démontré que :**

- **l'hypothèse selon laquelle une perte d'intégrité localisée sur les derniers étages du compresseur est à l'origine d'un scénario de dégradation du GTR, est certaine ;**
- **cette perte d'intégrité est la conséquence de la rupture mécanique d'une pièce.**

Tous les scénarios de rupture des différentes pièces des derniers étages du compresseur pouvant être concernés ont été étudiés. Tous les cas de rupture de pièces à l'exception de la virole 7 - 8 ont été rejetés.

#### **Ainsi l'hypothèse selon laquelle une rupture de la virole 7 - 8 est à l'origine de la perte de poussée du réacteur est probable.**

L'hypothèse de rupture de la virole 7 – 8 ne peut pas être définie certaine en l'absence d'expertise. Cette pièce n'a en effet pas pu être localisée au fond de la mer.

Plusieurs cas de criques sur cette famille de virole ont été constatés. Deux événements, consécutifs à la rupture d'une virole, ont engendré des dégradations sur des compresseurs de Mirage F1<sup>12</sup> similaires à celles observées sur cet accident.

Certains types d'encoches d'équilibrage sur les viroles associées à un état de surface particulier peuvent générer des contraintes dépassant les contraintes admissibles et amener à l'initiation d'une crrique qui se propage en fatigue jusqu'à la rupture de la virole concernée.

Le *Revision Service* n° 56 permet, par retouche de ces encoches d'équilibrage, d'éviter l'initiation et donc la propagation d'une crrique jusqu'à rupture. L'acte technique n° 172-07/CEP/ASA/PRA du 1<sup>er</sup> octobre 2007 définit les conditions d'application du RS56.

La virole 7 - 8 du GTR n° 28354 était non révisée RS 56 mais couvert par l'acte technique. L'acte technique prévoyait de réaliser le RS56 sur cette virole dans 370 heures avec un contrôle CND des encoches dans 34 heures.

<sup>12</sup> Rupture d'une virole 7 - 8 lors de du passage de la manette des gaz de ralenti à plein gaz sec sur Mirage F1 lors de l'alignement, prêt au décollage ; rupture d'une virole 6 - 7 lors du passage de la manette des gaz de ralenti à mini-PC sur Mirage F1 avant le lâcher des freins.



**Ainsi, l'acte technique n° 172-07/CEP/ASA/PRA du 1<sup>er</sup> octobre 2007 définissant les conditions d'application du RS56 n'a pas permis d'éviter la probable rupture de la virole 7 - 8 du GTR n° 28354.**

#### 2.2.2.2. Scénario ayant amené à la perte de poussée

Se basant sur les constatations issues de l'enquête technique et ayant étudié les deux faits techniques similaires de rupture de virole, un **scénario probable** a pu être défini.

Suite au tir de sa première bombe, Quina Rubis 2 effectue une ressource et actionne la manette des gaz depuis le milieu de secteur vers le PG. Quelques instants plus tard, la virole 7 - 8 se rompt. Cette rupture entraîne la dégradation des étages arrière du compresseur avec une possible fissuration ou ouverture du carter compresseur. A ce moment, le pilote ressent un bruit type « coup de canon » confirmé par des témoins qui peut être associé à un pompage induit par une chute du débit d'air importante consécutive à une obstruction partielle de la veine d'air par les pièces rompues.

Du fait de ces pièces rompues, un couple résistant sur le rotor diminue très fortement son régime. La perte de poussée ressentie par le pilote est donc issue d'une baisse importante du débit d'air issue :

- d'une dégradation importante des étages arrière du compresseur ;
- d'une baisse importante du régime moteur ;
- d'une possible ouverture du carter compresseur.

Toutes les pièces mécaniques rompues ont été éjectées en aval du compresseur. Les couples résistants disparaissant alors, le rotor a conservé un régime proche du régime autorotatif.

Le pilote tente ensuite de rallumer son GTR ce qui a pu provoquer l'inflammation de carburant entraînant une flamme brève<sup>13</sup> type « flash » en sortie de tuyère.

Le manque de débit d'air a entraîné une richesse importante et une surchauffe de la turbine (température supérieure à 1200° C) entraînant une dégradation importante des roues HP et BP ainsi que du distributeur BP par un phénomène d'accroche flamme possible au niveau du distributeur HP. La lueur accompagnée d'une traînée noire est potentiellement une flamme en sortie de tuyère consécutive à la deuxième tentative de rallumage effectuée par le pilote.

A l'impact, la décélération importante a pu projeter vers l'avant une partie du métal en fusion de la turbine sur l'extrados du distributeur HP et sur l'intérieur de la chambre de combustion.

La rupture de la virole 7 - 8 a pu être générée par une crique initiée dans une encoche d'équilibrage.

#### 2.2.2.3. Cause ayant amené aux échecs des tentatives de rallumage

La dégradation importante du compresseur a entraîné une chute du débit d'air importante ne permettant pas le rallumage du GTR.

### 2.3. Analyse des phases d'abandon de bord, sous voile et de survie/sauvetage

#### 2.3.1. Phase d'abandon de bord

##### 2.3.1.1. Décision d'éjection

<sup>13</sup> Les deux témoins présents près du sémaphore, situés à environ 2 km de l'appareil, confirment le bruit « type coup de canon » simultanément accompagné d'une flamme type « flash » en sortie de tuyère. Ces éléments amènent à penser que le « flash » s'est produit environ 6 secondes après le bruit type « coup de canon ».

Au moment de la perte de poussée de son équipier, le leader est à l'opposé dans la noria de tir. Accentuant son virage et augmentant sa vitesse, il conservera le visuel pour lui venir en aide. L'ouverture du parachute est observée quelques secondes avant l'amerrissage.

Le leader n'aura qu'une représentation partielle de la situation de son équipier par communication radio. Par deux fois, le leader a demandé la vitesse et l'altitude de son équipier qui ne répond que partiellement en donnant sa vitesse. Par trois fois, l'équipier précise à son leader que le rallumage est inefficace. Il est impossible pour l'équipier de concilier l'analyse du problème, le pilotage de son aéronef et l'information vers le leader, en temps réel, notamment avec une situation qui évolue en permanence. Le leader, ayant gardé visuel sur son équipier, connaît la hauteur approximative de ce dernier. Constatant que les tentatives de rallumage se soldent par un échec, il ordonne l'éjection à son équipier sans ambiguïté.

### 2.3.1.2. Actions préparatoires à l'éjection

#### Action sur le compensateur de profondeur

La procédure d'abandon de l'avion en vol du manuel pilote prévoit, si le temps le permet, de trimer l'avion pour qu'il ne pique pas quand on lâche les commandes. La procédure éjection précise de compenser légèrement l'avion à cabrer. La visualisation par un témoin, la vidéo de la VTH du leader ajoutés à la localisation de l'irisation à la surface de la mer montrent que l'impact de l'aéronef est proche du point de récupération du pilote éjecté. Dès que le pilote a lâché les commandes avant éjection, l'aéronef a plongé très rapidement vers la mer. L'aéronef, compensé à une  $V_i$  de 450 kt dans une phase de vol précédente, avait donc une tendance importante à piquer à une vitesse estimée à 300 kt au moment de l'éjection.

**Ainsi l'absence de compensation de l'aéronef avant l'éjection a été :**

- sans incidence pour le bon déroulement de la phase d'éjection du pilote (décision à 2 000 ft) ;
- bénéfique pour la trajectoire de l'aéronef qui a piqué rapidement vers la mer à un cap dirigé vers une côte densément peuplée (impact à 5 km du rivage).

Cette absence de compensation peut s'expliquer par les raisons suivantes :

- dans une telle situation, le pilote mobilise toutes ses ressources attentionnelles sur les éléments qui sont vitaux pour sa sauvegarde. Ainsi, il peut omettre d'effectuer des tâches qui ne conditionnent pas la réussite de son éjection comme compenser son avion ;
- l'ordre d'éjection donné par son leader est clair et sans ambiguïté et ne conditionne pas l'équipier à effectuer une éjection préparée ;
- l'entraînement à l'éjection tel qu'il est pratiqué dans les unités, ne conditionne pas les pilotes à compenser l'avion avant d'actionner la poignée d'éjection.

#### Action sur la manette des gaz

La procédure d'abandon de l'avion en vol du manuel pilote prévoit de couper si possible le GTR. Cette action n'a pas été réalisée par le pilote. Ceci n'a pas eu de conséquences bien que l'avion soit au cap vers la côte, car la perte de poussée et le trim à piquer a provoqué la chute rapide de l'avion vers la mer. Deux événements similaires<sup>14</sup> ont vu l'appareil poursuivre son vol après l'éjection du pilote, le GTR récupérant ses performances. Des conséquences sur la sécurité des biens et des personnes au sol ne peuvent donc pas être exclues au moment de l'éjection.

Les raisons suivantes peuvent expliquer cette action du pilote :

- le pilote est dans une logique d'extinction moteur. Les actions sur la manette des gaz n'auront donc plus aucune influence sur les performances du GTR ;
- dans une telle situation, le pilote mobilise toutes ses ressources attentionnelles sur les éléments qui sont vitaux pour sa sauvegarde. Ainsi, il peut omettre d'effectuer des tâches qui ne conditionnent pas la réussite de son éjection comme réduire la manette des gaz ;
- l'ordre d'éjection donné par son leader est clair et sans ambiguïté et ne conditionne pas le leader à effectuer une éjection préparée ;
- contrairement à d'autres procédures « éjection » d'appareils dotés d'un siège éjectable<sup>15</sup>, la procédure « éjection » du SEM ne mentionne pas la mise sur arrêt ou ralenti de la manette des gaz ;

<sup>14</sup> Le 31 octobre 2000, suite à une collision volatile, un Mirage F1CT vole 1h 16 min après l'éjection du pilote. Le 1<sup>er</sup> septembre 2006, suite à une collision volatile, un Mirage F1CT vole 37 minutes après l'éjection du pilote. Dans les deux cas, la manette n'avait pas été réduite : le GTR a retrouvé une poussée suffisante pour maintenir l'appareil en vol.

<sup>15</sup> Rafale air et marine, Mirage 2000, Mirage F1 et Alphajet.

- l'entraînement à l'éjection tel qu'il est pratiqué dans les unités, ne conditionne pas les pilotes à la réduction de la manette des gaz avant d'actionner la poignée d'éjection.

### **Action sur le pilote automatique**

Le SEM est un aéronef doté d'un pilote automatique avec maintien de pente ou d'altitude et, depuis la mise au standard 5, maintien d'inclinaison. La documentation technique ne mentionne pas de débrancher le pilote automatique avant éjection. L'entraînement à l'éjection des pilotes n'aborde pas ce point.

#### 2.3.1.3. Action sur la poignée basse

La poignée haute est la commande à privilégier lors d'une éjection. Elle garantit la protection de la face aux grandes vitesses grâce au rideau de protection et favorise l'adoption d'une bonne position du rachis, ce siège éjectable ne possédant pas de dispositif de rappel du harnais.

L'utilisation de la poignée basse, dite « de secours » sur ce type de siège, est cependant à envisager dans des situations critiques car son accès :

- permet de gagner du temps ;
- est plus accessible sous facteur de charge important.

L'équipier a actionné la poignée basse. Cette action semble en fait résulter d'une action réflexe réalisée en situation de stress, qui a amené le pilote à reproduire des actions enseignées :

- à l'ensemble des pilotes de l'aéronautique navale, qui doivent de préférence actionner la poignée basse en cas d'éjection pendant la phase de catapultage ;
- lors de sa formation initiale au États-Unis (achevée fin 2006) qui a été réalisée sur des aéronefs équipés de sièges à mise en œuvre main basse.

#### 2.3.2. Phase sous voile

Le pilote était équipé d'un masque inhalateur d'oxygène de type ULMER 82 GK associé à un nouveau casque de type GALLET LA 100 réceptionné dans la marine nationale au cours de l'année 2005 également utilisé par l'armée de l'air et par la DGA.

Une fois sous voile, le pilote a été très gêné par le glissement de son masque au niveau du menton. Après plusieurs tentatives, il réussit à dégrafer celui-ci. Plusieurs témoignages de pilotes de l'aéronautique navale, dans le cadre de cette enquête, ont révélé des problèmes d'adaptation de ce masque sur ce nouveau casque. Pour compenser ces problèmes d'adaptation, les pilotes ont pris pour habitude de serrer de façon exagérée<sup>16</sup> leur masque, sans pour autant résoudre le problème.

**Ainsi cette mauvaise adaptation entre le masque à oxygène et ce nouveau casque peut générer des problèmes d'hypoxie pendant le vol ou lors d'une éjection en altitude.**

La marine nationale, l'armée de l'air et la DGA réceptionneront très prochainement un nouveau masque de type ULMER UA21s (Ulmer Aéronautique 21<sup>ème</sup> siècle). Cette évolution intègre des modifications qui devraient résoudre ces problèmes.

Enfin, le pilote a également été très gêné par la rotation du casque qui s'est déplacé sur son visage. Ce déplacement anormal, qui s'est produit pendant l'éjection sous facteur d'accélération important, trouve probablement son origine dans le tassement lié à l'usure des cales du casque empêchant le maintien de ce dernier.

<sup>16</sup> Après chaque retour de vol, ce serrage génère des marques au visage pouvant amener à des douleurs pendant le vol.

### 2.3.3. Amerrissage

A l'amerrissage, le pilote perd son casque. Cette perte peut difficilement être expliquée sans le dégrafage de la jugulaire. Contrairement à l'ancien casque, le nouveau type GALLET LA 100 voit la fixation de la jugulaire dégrafable en un seul geste (deux actions sont nécessaires sur le casque précédent). Ainsi, il est fort probable que le pilote ait dégrafé la jugulaire de son casque en voulant dégrafer le masque à oxygène.



Fixation de la jugulaire dégrafable en une seule action  
Fixation de la jugulaire sur nouveau casque GALLET LA 100



Fixation de la jugulaire sur ancien casque GUENEAU OS 459

**Lors d'un atterrissage, une jugulaire inefficace peut engendrer la perte du casque et causer des blessures importantes au pilote éjecté. La fixation du nouveau casque GALLET LA 100 dégrafable en une seule action, constitue en l'espèce une faiblesse du système.**

#### 2.3.4. Phase de survie/sauvetage

##### 2.3.4.1. Non détection du code transpondeur de détresse « 7700 » par le contrôle

L'affichage du code transpondeur de détresse n'est pas apparu sur les écrans de contrôle.

Le radar secondaire le plus proche est le radar « Centaure » de la presqu'île de Giens situé à 19 Nm dans le 255° du lieu du crash. Dans la zone d'impact, le plancher de détection est proche de la surface de la mer. La rotation du radar permet une détection toutes les cinq secondes.

L'éjection s'est effectuée sous 2000 ft et l'aéronef s'est mis en piqué très rapidement. Ainsi, l'avion a percuté la mer très peu de temps après l'éjection du pilote (ordre de grandeur : 4 secondes). Le point d'impact sur la mer et le lieu estimé correspondant à l'éjection sont séparés d'environ 1 km (cf. annexe 3 p 41).

**L'hypothèse selon laquelle la durée, entre l'éjection et l'impact sur la mer de l'aéronef, n'a pas été suffisante pour la détection du code de détresse par le radar secondaire, est probable.**

##### 2.3.4.2. Contact sur les fréquences de détresse

Alors que l'équipier se situe à bord du canot de survie, le leader n'a pas réussi à établir le contact sur la fréquence de détresse UHF 243 MHz. Le leader a demandé d'établir le contact sur la fréquence de détresse VHF 121.5 MHz au pilote du Lynx qui s'est traduit par un échec. Le pilote du Lynx alors en vol stationnaire demande au pilote éjecté de prendre contact avec son leader à l'aide d'un panneau. Le gilet de sauvetage, gonflé, gêne le pilote éjecté pour effectuer les gestes lui permettant de retrouver sa balise de détresse. Etant en visuel du Lynx, le pilote n'a pas insisté dans ce sens.



Pilote dans son canot de survie

##### 2.3.4.3. Récupération du pilote

La récupération intervient 33 minutes environ après l'éjection, par hélitreuillage.

#### **Vedette SNSM**

La vedette de la SNSM était présente sur les lieux au moment de l'hélitreuillage.





Super-Frelon et vedette Société nationale de sauvetage en mer

La récupération par la vedette aurait présenté les inconvénients suivants :

- la récupération à bord du pilote est difficile et implique une mobilisation importante du rachis du pilote ; or la lésion traumatique rachidienne est la lésion principale potentielle de tout éjecté ;
- le délai d'évacuation s'avère extrêmement défavorable comparé à celui de l'hélicoptère ;
- l'état de la mer aurait conduit à des mouvements de roulis et tangages particulièrement importants, néfastes pour le pilote (mer 4 à 5) ;
- les compétences médicales à bord ne pouvaient égaler celles de l'hélicoptère (armé d'un médecin, d'un infirmier et de matériels d'urgence au besoin).

**Au final, l'utilisation de l'hélicoptère était le moyen le plus adapté à la récupération du pilote dans ce cas particulier.**

### **Hélitreuilage par brassière**

Le plongeur avait trois possibilités pour hélitreuilier le pilote en utilisant :

- la civière flottante « TRANSACO » ;
- une brassière qu'il positionne sous les bras du naufragé ;
- l'anneau intégré dans la veste.

Le pilote ne se plaignant alors d'aucune douleur et l'état d'agitation de la mer étant élevé, le plongeur décide de remonter le pilote par brassière.

En effet, l'usage de la civière n'est autorisé et possible que lors d'états de mer inférieurs à 3<sup>17</sup>. De plus, le maintien en rectitude du rachis est meilleur par l'utilisation de la brassière que par l'anneau intégré dans la veste.

**Au final, le moyen utilisé par le plongeur a été l'option la plus bénéfique pour la récupération du pilote.**

## **2.4. Opérations de recherche de l'épave**

### **2.4.1. Balise de localisation acoustique**

Deux types de balise sont généralement utilisés en aéronautique. La balise ESAX 1A est montée sur la plupart des avions civils et certains militaires (Mirage 2000, Mirage F1...). La balise ESAX 2A est montée sur la plupart des avions de la marine nationale.

<sup>17</sup> Dans l'armée de l'air, le secours en mer s'effectue avec deux plongeurs, les conditions de mer pour l'utilisation de la civière peuvent donc être supérieures.

Les paramètres des deux types de balise sont :

	ESAX 1A	ESAX 2A
Fréquence d'utilisation	37.5 KHz +/-1 KHz	8,8 KHz +/- 50 hz
Portée	1.5 à 4 km	18 km
Autonomie	30 jours	10 jours
Réurrence <sup>18</sup>	1 seconde	45-52 secondes

La maintenance préventive de la balise ESAX 1A est plus contraignante que celle de la balise ESAX 2A.

Dans le cadre de ses recherches, le CEPHISMER a eu des difficultés à localiser la balise ESAX 2A du SEM n°66. Les raisons sont les suivantes :

- la fréquence d'utilisation de la balise (8,8Khz) est difficilement exploitable avec les moyens du CEPHISMER ;
- la récurrence est importante ;
- la configuration des fonds marins défavorable en raison de forts dénivelés.

**Même si certaines caractéristiques de la balise ESAX 2A (récurrence et fréquence) rendent sa recherche plus difficile, sa portée, beaucoup plus importante que celle de la balise ESAX 1A, procure un avantage décisif lorsqu'une épave n'a pu être localisée par d'autres moyens (témoignage, radar...).**

#### 2.4.2. Coordonnées des positions géographiques

Dans le cadre des missions de plongée, le CEPHISMER a rencontré quelques problèmes liés à des erreurs sur les coordonnées transmises (irisation ; position du naufragé transmise par le leader, le pilote du Lynx, du Super-Frelon ; localisation de la balise acoustique par divers moyens...). Ces coordonnées ont été transmises par divers organismes. Après analyse, il s'avère que ces erreurs proviennent :

- de formats d'écriture des positions géographiques différents d'un organisme à un autre ;
- d'arrondi volontaire (pour simplification) d'un des acteurs dans la chaîne de transmission de certaines coordonnées.

Les positions géographiques peuvent être définies dans différents formats d'écriture associés à différents systèmes géodésiques. Avec l'avènement du GPS, le système géodésique WGS84 (World Geodesic System of 1984) est maintenant mondialement utilisé. En France depuis 1950, les cartes marines du Service hydrographique et océanographique de la marine sont dans le système ED50 (European 1950). Les cartes IGN utilisent les systèmes ED50, NTF (nouvelle triangulation de la France) ou WGS 84. Les logiciels de navigation embarqués utilisent des référentiels divers.

**Dans une chaîne de transmission de l'information, il est donc important de préciser le format d'écriture (degré, minute, seconde, dixième, centième, millième...des latitudes et longitudes) et le système géodésique associés aux coordonnées transmises.**

<sup>18</sup> La récurrence est la durée entre deux émissions.



### 3. CONCLUSION

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

La forte détonation de type « coup de canon » provenant de l'arrière de l'appareil, accompagnée d'une perte de poussée ressentie par le pilote, est la conséquence d'une dégradation importante du GTR. Le niveau de détérioration du GTR n'a pas permis un rallumage de celui-ci. Le pilote, après avoir largué les réservoirs pendulaires, est dans l'incapacité de récupérer la poussée de son GTR et s'éjecte sur ordre de son leader.

#### 3.2. Causes de l'événement

La dégradation importante du GTR est consécutive à la rupture d'une pièce au niveau des derniers étages de compresseur. La pièce concernée est probablement la virole 7 - 8.

### 4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

##### 4.1.1. Application du RS56

La rupture de la virole 7 - 8 est la cause probable à l'origine du scénario de la dégradation du GTR ayant amené à la perte de poussée ressentie par le pilote. La zone de contrainte la plus critique se situe au niveau des encoches d'équilibrage.

Plusieurs cas de criques sur cette famille de virole ont été constatés. Deux événements, consécutifs à la rupture d'une virole, ont généré des dégradations sur des compresseurs de Mirage F1 similaires à celles rencontrées sur cet accident.

Certains types d'encoches d'équilibrage sur les viroles associées à un état de surface particulier peuvent générer des contraintes dépassant les contraintes admissibles et amener à l'initiation d'une crrique qui se propage en fatigue jusqu'à la rupture de la virole concernée.

Le *Revision Service* n° 56 permet, par retouche de ces encoches d'équilibrage, d'éviter l'initiation et donc la propagation d'une crrique jusqu'à rupture.

**En conséquence, la Délégation générale pour l'armement a demandé de suspendre de vols les rotors compresseurs n'ayant pas subi l'application du RS56 et ayant accumulé un temps de fonctionnement total supérieur à 3200 heures.**

De plus, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à l'armée de l'air d'accélérer l'application du RS56 sur les autres GTRs avionnés « non RS56 ».**

##### 4.1.2. Acte technique DGA

L'application du RS56, nécessitant un retour au NTI3, était définie par l'acte technique n° 172-07/CEP/ASA/PRA du 1er octobre 2007. Ce dernier n'a pas évité la probable rupture de la virole 7-8 du GTR n°28354. La DGA a fait évoluer l'acte technique à plusieurs reprises pour répondre aux besoins opérationnels des utilisateurs.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à la DGA en relation avec le constructeur SNECMA de :**

- **prendre en compte ce nouveau fait technique pour réactualiser les calculs de probabilité ayant amené à la définition de l'acte technique n° 172-07 ;**
- **de s'assurer que les données d'entrée des méthodes de calcul de probabilité utilisées ont des marges suffisantes pour garantir un niveau de sécurité des vols satisfaisant.**

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

### 4.2.1. Actions concernant la phase d'éjection

#### 4.2.1.1. Entraînement aux actions préparatoires à l'éjection

Le manuel pilote du SEM concernant la procédure de préparation à l'éjection :

- prévoit la coupure du moteur ;
- prévoit de compenser l'aéronef.

La procédure éjection n'aborde que l'action de trimer légèrement l'avion à cabrer.

Dans cet événement, l'absence de coupure du moteur n'a pas eu de conséquences, mais aurait pu, dans d'autres circonstances, avoir un impact sur la sécurité des biens et des personnes au sol. L'absence de compensation de l'aéronef n'a pas eu de conséquences, mais aurait pu avoir un impact sur la sécurité du pilote.

L'entraînement des pilotes à l'éjection dans l'aéronautique navale pourrait être amélioré. Lorsque la situation se présente, le pilote doit pouvoir recourir à des « schémas d'action » complets. Ainsi, toutes les actions à accomplir doivent être mécanisées et donc pour cela répétées. Les dispositifs d'entraînement devraient non seulement préparer le pilote à prendre la position correcte avant de déclencher l'éjection, mais aussi à accomplir les actions préliminaires : compensation de l'aéronef et réduction des gaz.

Ces points ont été soulignés dans les enquêtes techniques relatives à :

- l'éjection du pilote d'un SEM (aéronautique navale) victime d'un dysfonctionnement moteur consécutif à une collision aviaire (rapport d'enquête technique BEAD-air-M-2005-019-A) ;
- l'éjection du pilote d'un Mirage F1CT (armée de l'air) victime d'un dysfonctionnement moteur consécutif à une collision aviaire (rapport d'enquête technique BEAD-air-A-2006-017-A).

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**aux organismes mettant en œuvre des avions équipés de sièges éjectables (marine nationale, armée de l'air et DGA) de renforcer l'entraînement des équipages relatif aux actions préliminaires avant éjection.**

#### 4.2.1.2. Mise à jour de la documentation concernant les actions préparatoires à l'éjection

Contrairement aux procédures d'éjection des avions Rafale, Mirage 2000, Mirage F1 et Alphajet, celle du Super-Etendard ne contient pas l'action correspondant à la réduction de puissance du GTR.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à l'aéronautique navale en relation avec l'avionneur d'étudier une modification des actions préparatoires avant éjection et de mettre à jour la documentation associée (manuel du pilote, check-list...).**

#### 4.2.1.3. Action sur la poignée basse

La position inadaptée de la tête et du buste qui a conduit aux blessures subies est la conséquence :

- de l'action sur la poignée basse qui favorise moins l'adoption d'une bonne position ;
- du siège éjectable du SEM qui ne possède pas de dispositif de rappel du harnais ;
- du manque d'entraînement des pilotes aux simulateurs sur l'utilisation de la poignée haute.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à la marine nationale de renforcer l'entraînement des pilotes sur l'utilisation de la poignée haute dans les cas le permettant.**

#### 4.2.2. Perte du casque

A l'amerrissage, le pilote a perdu son casque. Sous voile, voulant enlever son masque à oxygène, le pilote a aussi probablement dégrafé la jugulaire du casque. Ceci est rendu possible sur le nouveau casque type GALLET LA 100 puisque la fixation de la jugulaire permet un dégrafage en une seule action alors que deux actions sont nécessaires sur le casque précédent.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à la DGA en relation avec les organismes utilisant le nouveau casque type GALLET LA 100 de prendre en compte ce retour d'expérience en vue d'envisager l'étude d'une modification de la fixation de la jugulaire.**

#### 4.2.3. Casette Hi-8 d'une durée supérieure à 60 minutes

La cassette Hi-8 enregistrant la VTH du leader avait une durée de 60 minutes<sup>19</sup>. L'événement a été enregistré. Cependant en utilisant ce type de cassette, le risque est important de ne pas enregistrer des informations essentielles pour l'enquête technique pour des vols qui dépassent le plus souvent une durée de 60 minutes. Ce risque est d'autant plus problématique que le SEM n'est pas doté d'enregistreur de paramètres ou de voix.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**aux organismes possédant des appareils dotés d'enregistrement de la visualisation tête haute (armée de l'air, marine nationale et DGA) d'utiliser des cassettes de haute qualité de durée existante la plus importante.**

#### 4.2.4. Coordonnées des positions géographiques

<sup>19</sup> Des cassettes ayant des durées plus importantes existent.

Dans le cadre des recherches d'une épave, des erreurs de localisation peuvent être la conséquence d'une mauvaise interprétation des coordonnées géographiques fournies.

En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**à tous les acteurs participant à la localisation d'une épave de définir toute position par des coordonnées géographiques accompagnées de leur format (degrés, minutes, secondes, centièmes, millièmes...) et du système de référence utilisé (WGS84, ED50, NTF...).**

#### 4.2.5. Equipement de survie

Suite à des problèmes de ravitaillement en ration de survie, la nourriture a été remplacée par des sachets d'eau.

Selon le département de médecine aéronautique du service de santé des armées, il est préférable que le rescapé puisse avoir à sa disposition un apport calorique lui permettant d'augmenter son temps de conscience utile au moment de se signaler aux secours.

Plusieurs composants de signalisation (balise de détresse ERPX1B...) ont été retrouvés en double. En conséquence, le Bureau enquêtes accidents défense air recommande :

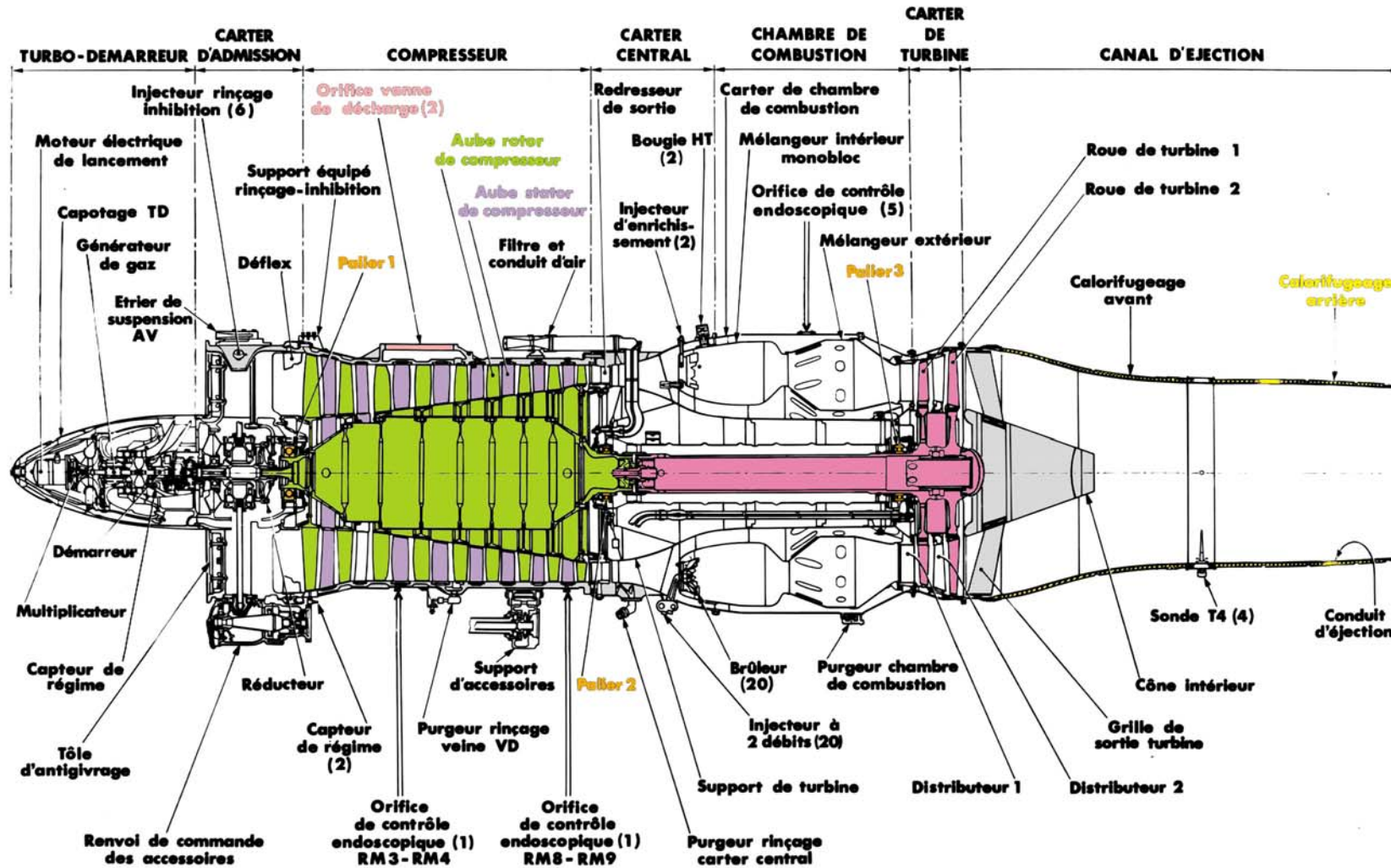
**à la marine nationale d'optimiser l'ensemble de survie du SEM pour ce qui concerne :**  
**- l'apport calorique ;**  
**- la redondance des composants de signalisation entre le gilet et le paquetage de survie.**

### ANNEXES

Annexe 1 : GTR 08K50 _____	38
Annexe 2 : Procédures de rallumage et d'éjection _____	39
Annexe 3 : Zones de recherche _____	41
Annexe 4 : Plan du compresseur _____	42
Annexe 5 : <i>Revision Service 56</i> _____	46

## 1. GTR 08K50

A quelques détails près, la partie générateur de gaz (moteur hors tuyère) est commune 08K50 et 09K50.



## 2. PROCEDURES DE RALLUMAGE ET D'EJECTION

### P.A.R.I « rallumage d'urgence »

#### **Interdit après incendie**

1. Manette des gaz : position initiale
2. Plongeur enfoncé
3. Cabrer en gardant  $N > 12\%$  (260 kt)
4. Vérifier le robinet coupe-feu et le breaker rallumage  
EJECTION en haut du cabré

Insuccès

#### **Z < 1000 ft et Vi < 150 kt perte de poussée EJECTION**

### Rallumage

#### **Interdit après incendie**

$Z \leq 24\,000$  ft    $N \geq 12\%$     $M < 0.9$

1. Manette.....STOP
2. Cde délestage.....MARCHE
3. Beaker démarrage.....ENFONCE
4. Robinet coup-feu.....OUVERT
5. Enfoncer le plongeur
6. Top chrono
7. Manette milieu secteur
8. Vérifier.....T4 < 850°
9. Plongeur déclenché (30s)
10. Circuits délestés sur marche

Insuccès :

1. Manette.....STOP
2. Attendre 30 s après déclenchement plongeur
3. Nouvel essai

**EN AUTOROTATION**  
N > 10% pour génération hydraulique  
N > 30% pour génération électrique

## Ejection

$$0 \text{ kt} \leq V_i \leq 600 \text{ kt}$$

Valeurs optimales :  $V_i = 250 \text{ kt}$      $Z \approx 5000 \text{ ft}$

En palier

1. Batterie sur marche (IFF)
2. Trim légèrement à cabrer
3. Pieds sur palonniers
4. Coudes joints – Tête appuyée
5. Tirer à fond sur la poignée haute ou basse

Avant l'arrivée au sol ou en mer :

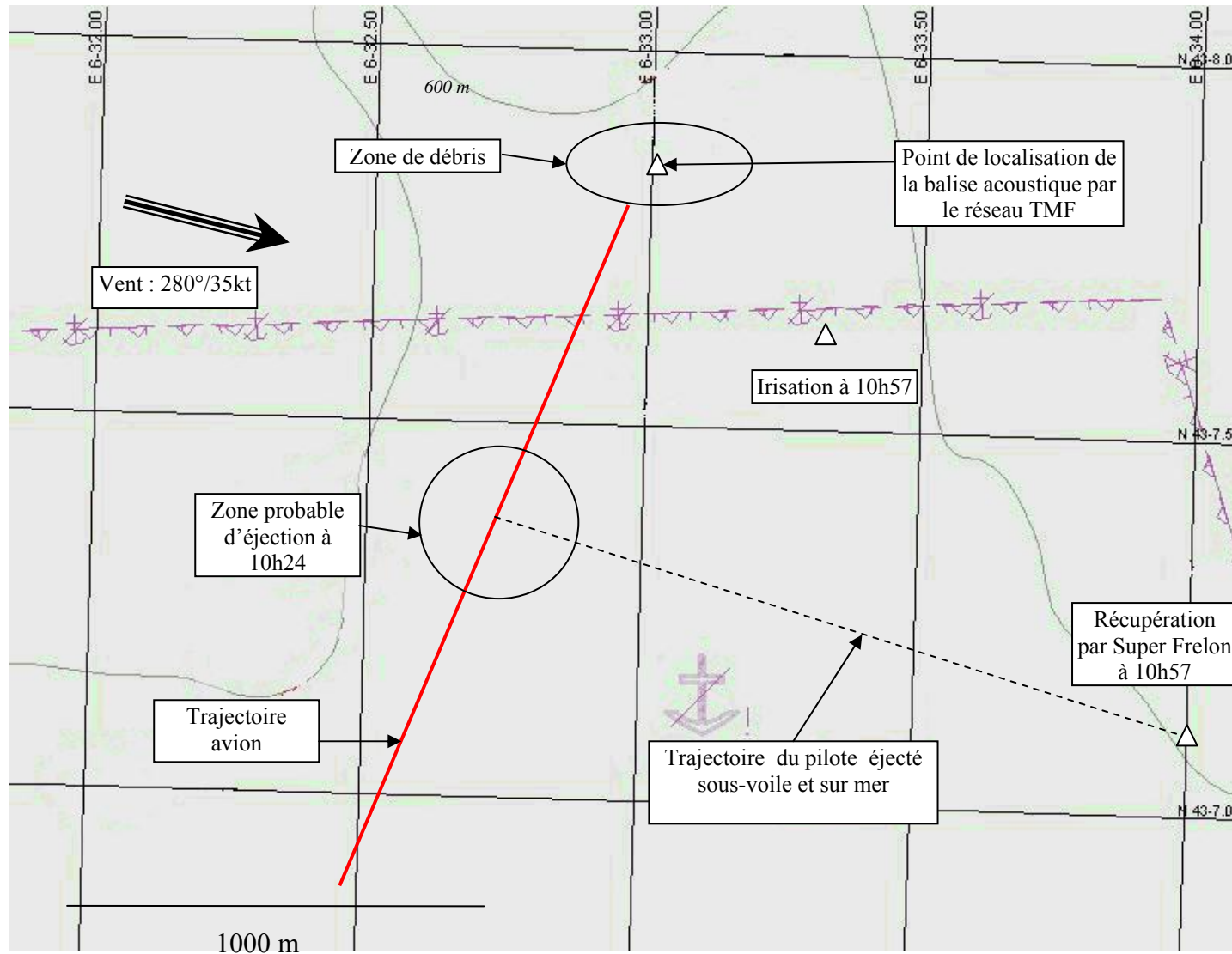
1. Masque dégrafé
2. Sangle dinghy tirée
3. Mae West gonflée

Séparation manuelle du siège :

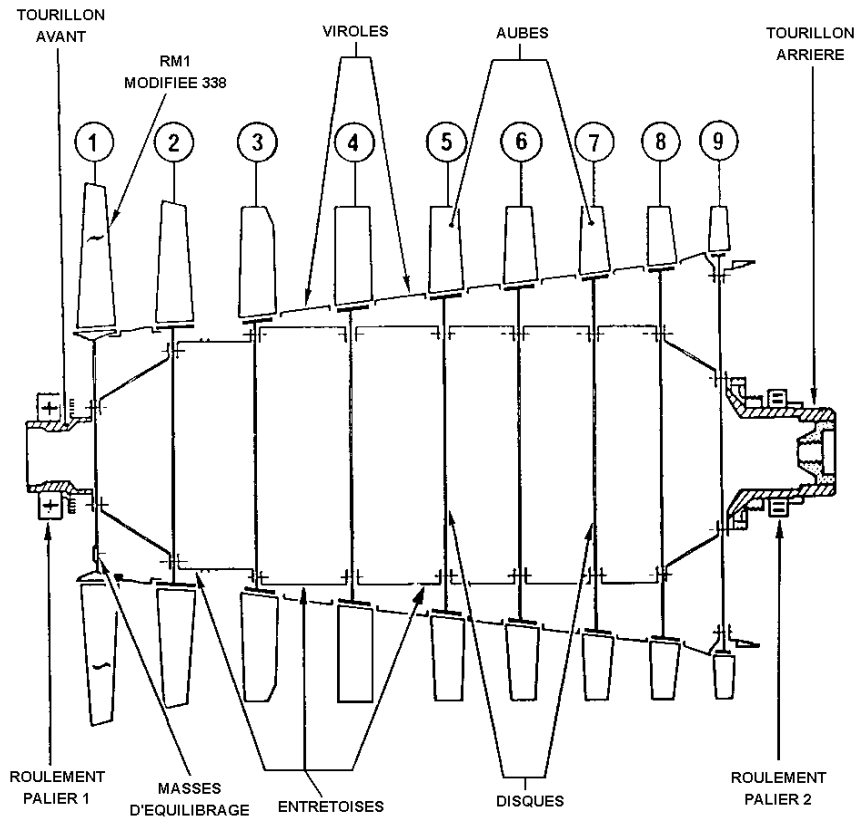
Main gauche : Levier AR Gauche  
Deux mains : Repoussent siège  
Main droite : Tire la poignée en D



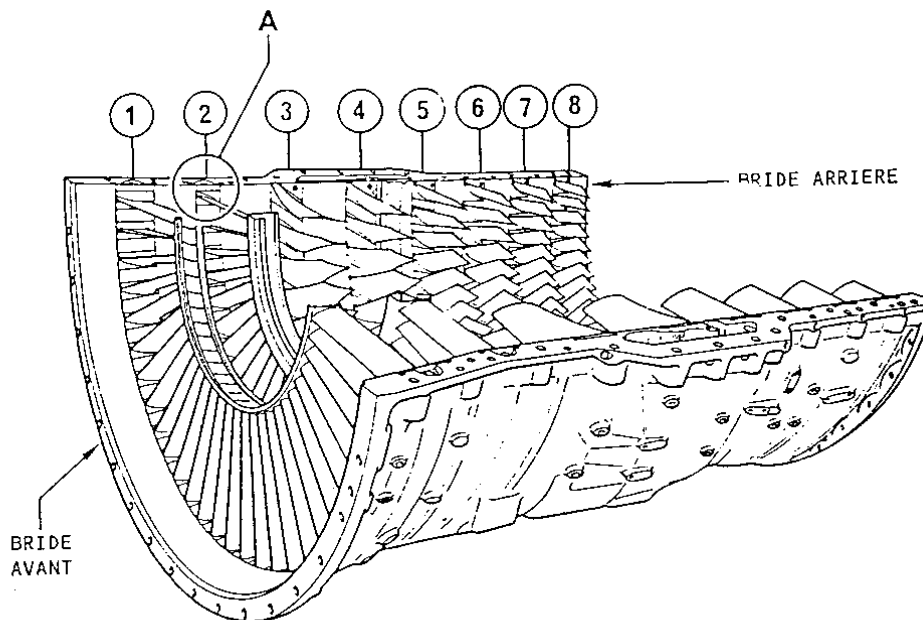
### 3. ZONES DE RECHERCHE



#### 4. PLAN DU COMPRESSEUR



Rotor compresseur comprenant la virole 7 - 8 et les aubes RM8 et RM9



Carter compresseur comprenant les aubages redresseur RD1 à RD8

#### 5. REVISION SERVICE 56

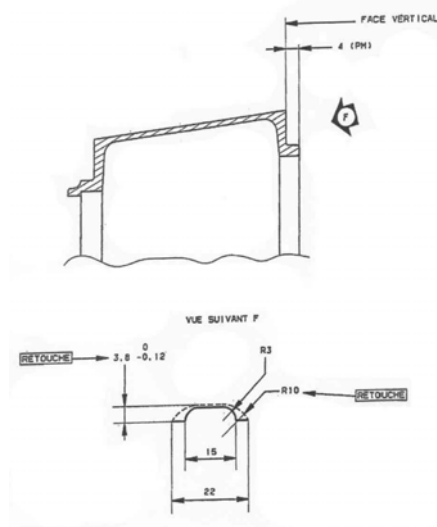
Ce *revision service* a été développé suite au premier fait technique de rupture de virole 7-8 sur GTR 09K50 de Mirage F1. Un cas de rupture de virole 5-6 sur GTR 09K50 de Mirage F1 a été rencontré. Plusieurs cas de criques sur virole au niveau des encoches d'équilibrage ont été constatés.

L'équilibrage du rotor compresseur était effectué par enlèvement de matière sur virole en réalisant des encoches. Cet équilibrage était nécessaire au montage à neuf ou pendant l'application de la maintenance.

Certains types d'encoches d'équilibrage (« petites » encoches à faible rayon de courbure) sur les viroles associées à un état de surface particulier peuvent générer des contraintes dépassant les contraintes admissibles et amener à l'initiation d'une crique qui se propage en fatigue jusqu'à la rupture de la virole concernée.

Le *Revision Service* n° 56 permet, par retouche de ces encoches d'équilibrage sur les viroles de compresseur 3 - 4 à 7 - 8, d'éviter l'initiation et donc la propagation d'une crique jusqu'à rupture. L'acte technique n° 172-07/CEP/ASA/PRA du 1<sup>er</sup> octobre 2007 définit les conditions d'application du RS56.

L'acte technique demandait un contrôle non destructif dans 34 heures à la prochaine VP afin de constater la présence ou non de « petite ou grande » encoche d'équilibrage. Dans le cas où la virole aurait possédé des grandes encoches, le moteur aurait été libéré.



Encoche d'équilibrage sur virole