



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE

# BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny sur Orge, le 04 mai 2007

## RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



### BEAD-air-A-2006-12-A

<b>Date de l'événement</b>	<b>29 mai 2006</b>
<b>Lieu</b>	<b>Saulon-La-Chapelle (21)</b>
<b>Type d'appareil</b>	<b>Dassault Mirage 2000-5F</b>
<b>Immatriculation</b>	<b>C69 F-UGFE</b>
<b>Organisme</b>	<b>Armée de l'air</b>
<b>Unité</b>	<b>Escadron de chasse 02.002 « Côte d'Or »</b>

## **AVERTISSEMENT**

### **COMPOSITION DU RAPPORT**

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

### **UTILISATION DU RAPPORT**

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

## TABLE DES MATIERES

<i>Avertissement</i>	2
<i>Table des matières</i>	3
<i>Glossaire</i>	5
<i>Table des illustrations</i>	7
<i>Synopsis</i>	8
<b>1 Renseignements de base</b>	<b>11</b>
1.1 Déroulement du vol	11
1.1.1 Mission	11
1.1.2 Déroulement	11
1.1.2.1 Préparation du vol	11
1.1.2.2 Déroulement du vol	11
1.1.2.3 Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol	12
1.1.3 Localisation	12
1.2 Tués et blessés	13
1.3 Dommages à l'aéronef	13
1.4 Autres dommages	13
1.5 Renseignements sur le personnel	13
1.5.1 Pilote	13
1.5.2 Leader de la patrouille	14
1.6 Renseignements sur l'aéronef	14
1.7 Conditions météorologiques	16
1.8 Aides à la navigation	16
1.9 Télécommunications	16
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	16
1.11 Enregistreurs de bord	16
1.12 Renseignements sur l'épave et sur la zone d'impact	17
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	17
1.14 Incendie	17
1.15 Survie des occupants	18
1.15.1 Éjection	18
1.15.2 Organisation des secours	18
1.16 Essais et recherches	18
1.16.1 Enregistreur d'accident	18
1.16.2 Recherches sur les fluides	19
1.16.3 Expertises sur le réacteur	19
1.17 Renseignements sur les organismes	19
1.18 Renseignements supplémentaires	19
1.19 Techniques spécifiques d'enquête	19
<b>2 Analyse</b>	<b>20</b>
2.1 Détermination de la panne	20
2.1.1 Étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident	20
2.1.1.1 Exploitation des courbes	20
2.1.1.2 Chronologie	24
2.1.1.3 Conclusion sur l'étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident	25
2.1.2 Expertise du réacteur	25
2.1.2.1 Conduite de l'expertise du GTR	25
2.1.2.2 Conclusions sur l'expertise du GTR	25
2.1.3 Conclusion sur la panne à laquelle a été confronté le pilote	26
2.2 Prévisibilité de l'accident	27
2.2.1 Préambule	27
2.2.2 Historique sur les évolutions du roulement de détecteur de $\Delta P$	27

2.2.3 Validation du calcul de risque	28
2.2.3.1 Choix des modifications	28
2.2.3.2 Calcul de risque	29
2.2.3.3 Retour d'expérience : généralités	31
2.2.3.4 Retour d'expérience : analyse des faits techniques	32
2.2.3.5 Retour d'expérience : analyse des événements précédents	32
2.2.3.6 Conclusion sur la validation du calcul de risque	35
2.3 Analyse de la phase d'éjection	36
2.3.1 Décision et initialisation de l'éjection	36
2.3.1.1 Décision d'éjection	36
2.3.1.2 Initialisation de l'éjection	36
2.3.1.3 Conclusion sur la décision et l'initialisation de l'éjection	37
2.3.2 Paramètres d'éjection – Marges	37
2.3.2.1 Paramètres d'éjection	37
2.3.2.2 Marges	38
2.3.2.3 Conclusion sur les paramètres d'éjection et les marges	38
<b>3 Conclusion</b>	<b>39</b>
3.1 Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	39
3.1.1 Éléments relatifs à la flotte des réacteurs M53-P2	39
3.1.2 Éléments relatifs à l'avion concerné par l'accident	39
3.2 Mécanisme de l'événement	40
<b>4 Recommandations de sécurité</b>	<b>41</b>
4.1 Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	41
4.1.1 Domaine technique	41
4.1.1.1 Calcul de risque	41
4.1.1.2 Choix des modifications	43
4.1.1.3 Analyse des faits techniques et des retours d'expérience	43
4.1.1.4 Description de la panne « manette inefficace »	44
4.1.2 Formation et entraînement des pilotes	45
4.2 Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	46
4.2.1 Disponibilité des cassettes HI-8	46
4.2.2 Véhicules d'intervention incendie	47
<b>Annexes</b>	<b>48</b>
<b>1 Description du roulement de détecteur de <math>\Delta P</math></b>	<b>49</b>
1.1 Historique	49
1.2 Cas de rupture du roulement de détecteur de $\Delta P$	51
1.3 Différents types de roulement	52
<b>2 Rappel des risques</b>	<b>53</b>
2.1 Sur M53-P2	53
2.2 Sur M53-5	54
2.3 Réactualisation du calcul de risque – mars 2002	54
2.3.1 Données	54
2.4 Probabilité	54
<b>3 Hauteurs de décision et de sauvegarde</b>	<b>55</b>
<b>4 Entraînement à l'analyse de pannes</b>	<b>57</b>
4.1 Limites de l'entraînement	57
4.2 Méthodologie pour l'analyse de panne type « avion de transport »	57
<b>5 Étude des actions du pilote, accident du 29 mai 2006</b>	<b>59</b>

**GLOSSAIRE**

AIA	Atelier industriel de l'aéronautique
BEAD-air	Bureau enquêtes accidents défense air
CEPr	Centre d'essais des propulseurs
CFAC	Commandement de la force aérienne de combat
EC	Escadron de chasse
EETIS	Ensemble d'équipe technique d'instruction spécialisée
ft	<i>Feet</i> Pied (1 ft $\approx$ 0,305 m)
GTR	Groupe turbo réacteur
kt	<i>Knot</i> Nœud (1 kt $\approx$ 1,852 km/h)
N	Régime moteur
Nm	<i>Nautical miles</i> Mille nautique (1 Nm $\approx$ 1852 m)
NTI	Niveau technique d'intervention (1, 2 ou 3)
PC	Post combustion
QNH	Indique la pression ramenée au niveau de la mer

RPL	Réservoir pendulaire largable
SERPAM	Système d'enregistrement et de restitution des paramètres de missions
SPAé	Service des programmes aéronautiques
$T_{t7}$	Température de sortie turbine
VN	Visite normale effectuée en NTI 2
VP	Visite périodique réalisée en NTI 2
VTH	Visualisation tête haute

## **TABLE DES ILLUSTRATIONS**

➤ Photographies

Photo 1 : débris du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , de type ADR \_\_\_\_\_ page 26

Photo 2 : vue d'ensemble – point d'atterrissage du pilote éjecté \_\_\_\_\_ page 38

➤ Figures

Figure 1 : types de roulements \_\_\_\_\_ page 52

➤ Courbes de l'enregistreur d'accident

Courbe 1 : break et vent arrière \_\_\_\_\_ page 22

Courbe 2 : dernier virage et crash de l'avion \_\_\_\_\_ page 23

## **SYNOPSIS**

- Date de l'événement : lundi 29 mai 2006 vers 16h50<sup>1</sup>.
- Lieu de l'événement : commune de Saulon-la-Chapelle (Côte d'Or).
- Organisme : armée de l'air.
- Commandement organique : commandement de la force aérienne de combat (CFAC).
- Unité : Escadron de chasse (EC) 02.002 « Côte d'Or ».
- Aéronef : Dassault Mirage 2000-5F.
- Nature du vol : vol d'entraînement.
- Nombre de personnes à bord : 1 pilote.

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

Au retour d'une mission d'entraînement, la patrouille de deux Mirage 2000-5F se présente à l'atterrissage sur la base aérienne de Dijon. L'équipier s'éjecte en dernier virage après avoir annoncé une perte de poussée, il est indemne.

---

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



### **Composition du groupe d'enquête technique**

- Un enquêteur technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé enquêteur désigné.
- Un adjoint enquêteur du BEAD-air, à l'enquêteur désigné.
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un officier pilote ayant une expertise sur Mirage 2000.
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Mirage 2000, accompagné de deux sous-officiers mécaniciens, dont un spécialiste motoriste.
- Un médecin du personnel navigant.
- Un officier parachutiste d'essai.

### **Autres experts consultés**

- Dassault Aviation (avionneur).
- SNECMA groupe SAFRAN (constructeur - motoriste).
- Ensemble équipe technique et instruction spécialisée 62.530 (EETIS 62.530) Mirage 2000 de Dijon.
- Atelier industriel de l'aéronautique (AIA) de Bordeaux (industriel réparateur).

## **Déclenchement et organisation de l'enquête technique**

Le BEAD-air a été informé de l'accident par téléphone par la section judiciaire de Paris vers 17h20 le lundi 29 mai 2006. Le groupe d'enquête a été constitué dans la soirée et a rejoint la base aérienne de Dijon le lendemain dans la matinée.

- L'enregistreur d'accident a été dépouillé le mercredi 31 mai à RESEDA<sup>2</sup>.
- L'expertise du réacteur a débuté le vendredi 02 juin à l'AIA de Bordeaux.
- L'analyse des fluides a été confiée au centre d'essais des propulseurs (CEPr) de Saclay.

## **Enquête judiciaire**

- Le Parquet de Dijon s'est saisi de l'affaire.
- L'enquête judiciaire a été confiée à la section judiciaire de Paris.

---

<sup>2</sup> RESEDA : Restitution d'enregistreur d'accidents.

## **1 RENSEIGNEMENTS DE BASE**

### **1.1 Déroulement du vol**

#### ***1.1.1 Mission***

Indicatif mission	Marcou 316
Type de vol	CAM A <sup>3</sup>
Type de mission	Ravitaillement + TSY 15 <sup>4</sup>
Dernier point de départ	Dijon-Longvic
Heure de départ	15h00
Point d'atterrissage prévu	Dijon

#### ***1.1.2 Déroulement***

##### ***1.1.2.1 Préparation du vol***

La mission est un entraînement au profit d'un pilote de combat<sup>5</sup>, dans le cadre de sa formation à l'utilisation du système radar RDY du Mirage 2000-5F.

##### ***1.1.2.2 Déroulement du vol***

Après le décollage, la patrouille rejoint un ravitailleur C135. Le ravitaillement s'effectue dans l'ordre leader puis équipier. À l'issue, les Mirage 2000 rejoignent la zone attribuée pour un exercice d'interception radar d'un plastron.

L'exercice est interrompu au « Bingo carburant<sup>6</sup> » à la demande du plastron. Celui-ci débute sa procédure de retour terrain en solo. La patrouille suit derrière pour rejoindre Dijon.

<sup>3</sup> CAM A: Circulation aérienne militaire de type *Alpha* (phase de vol contrôlé).

<sup>4</sup> TSY 15 : Transformation Système radar doppler Y.

<sup>5</sup> Pilote de combat : qualification initiale d'un pilote de chasse pendant sa première année en escadron avant d'être opérationnel.

<sup>6</sup> Bingo carburant : quantité minimale de carburant, calculée avant le vol, permettant un atterrissage sur l'aérodrome de destination avec une réserve de sécurité.

Lors du transfert, en contact avec l'approche de Dijon, le leader demande à son ailier de prendre la conduite de la patrouille pour l'atterrissage, conformément au briefing pré vol.

Les deux Mirages se présentent au *break* en piste 36 à Dijon, pour un atterrissage individuel à cinq secondes.

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

Selon son témoignage, le pilote ne constate aucune anomalie avant le début du dernier virage. Quelques secondes après, il s'aperçoit que sa vitesse est trop faible et que, malgré son action sur la manette des gaz, elle devient critique. Il interrompt alors son virage, remet les ailes horizontales afin de diminuer son incidence et vérifie l'absence d'alarme au tableau de panne. Estimant l'atterrissage impossible, il prend la décision de s'éjecter. Il visualise une zone favorable mais est finalement contraint à l'éjection avant de l'avoir atteinte, en raison de sa faible hauteur.

### **1.1.3 Localisation**

➤ Lieu :

⇒ pays : France ;

⇒ département : Côte d'Or (21) ;

⇒ commune : Saulon-la-Chapelle ;

⇒ coordonnées géographiques :

▪ N 47°13'36''

▪ E 005°06'00'';

⇒ altitude du lieu de l'événement : 680 ft<sup>7</sup>.

➤ Moment : jour.

➤ Aérodrome le plus proche au moment de l'événement : base aérienne de Dijon à 1,6 Nm<sup>8</sup> dans le 360°.

---

<sup>7</sup> Ft : *feet*, pied (1ft ≈ 0,304m).

<sup>8</sup> Nm : *nautical mile*, mille nautique (1Nm ≈ 1852 m).

**1.2 Tués et blessés**

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

**1.3 Dommages à l'aéronef**

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
		X		

**1.4 Autres dommages**

Environnement : l'aéronef est tombé sur une zone ferroviaire.

**1.5 Renseignements sur le personnel****1.5.1 Pilote**

- Âge : 24 ans.
- Sexe : masculin.
- Unité d'affectation : EC 02.002 « Côte d'Or ».

## ➤ Formation :

- ⇒ qualification : pilote de combat ;
- ⇒ école de spécialisation : EAC<sup>9</sup> 00.314 Tours ;
- ⇒ année de sortie d'école : 2004.

## ➤ Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé	Dans les 30 derniers jours
	Sur tous types	Sur Mirage 2000-5 F	Sur Mirage 2000-5 F	Sur Mirage 2000-5 F
Total	475	119	70	22

- Date du dernier vol, de jour : 24 mai 2006.
- Carte de circulation aérienne :
  - ⇒ type : carte VSV « norme blanche »<sup>10</sup>;
  - ⇒ date d'expiration : 26 septembre 2006.

**1.5.2 Leader de la patrouille**

Chef de patrouille depuis le 1<sup>er</sup> avril 2006, il totalise plus de 2400 heures de vol dont plus de 850 sur Mirage 2000.

**1.6 Renseignements sur l'aéronef**

- Organisme : armée de l'air.
- Commandement organique d'appartenance : CFAC.
- Base aérienne de stationnement : base aérienne 102 Dijon.
- Unité d'affectation : EC. 02.002 « Côte d'Or ».

<sup>9</sup> EAC : Ecole d'aviation de chasse.

<sup>10</sup> Carte VSV : Définie les critères d'aptitudes au vol sans visibilité.

## ➤ Type d'aéronef : Mirage 2000-5 F

⇒ configuration :

- 2 réservoirs de 2000 litres, RPL<sup>11</sup> 541 et RPL 542 ;
- 2 lance-missiles de type 2266.

⇒ caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis
Cellule	M 2000-5	C 69	3467h45	VP <sup>12</sup> : 172h
Moteur	M53-P2	60465	1504h45	VN <sup>13</sup> : 83h55

## ➤ Maintenance

L'examen de la documentation révèle que les opérations de maintenance ont été effectuées conformément à la réglementation.

Le 3 mai 2006, suite à une panne, le régulateur du GTR<sup>14</sup> n° 60465 est changé. Le nouveau régulateur totalise, alors, 1324h24 de fonctionnement. Le 29 mai, au départ du vol, il en totalise 1377h08.

## ➤ Carburant

⇒ Type de carburant utilisé : F34.

⇒ Quantité de carburant au décollage : 5 400 kg.

⇒ Quantité de carburant estimée au moment de l'événement : 1700 kg.

---

<sup>11</sup> RPL : Réservoir pendulaire largable.

<sup>12</sup> VP : Visite périodique réalisée en NTI2.

<sup>13</sup> VN : Visite normale effectuée en NTI2.

<sup>14</sup> GTR : Groupe turbo réacteur.

## 1.7 Conditions météorologiques

Au moment de l'accident, les conditions météorologiques relevées par le service météorologique de la base aérienne sont :

- nuages épars vers 2600 ft, rares vers 4600 ft ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- vent du secteur ouest (280°) d'une force de 6 à 8 kt<sup>15</sup>.

## 1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

## 1.9 Télécommunications

Le Mirage 2000 est équipé de 2 postes radio (1 en VHF<sup>16</sup> / 1 en UHF<sup>17</sup>). Au moment de l'accident, l'une des fréquences était utilisée par les 2 pilotes de la patrouille pour leurs communications avec la tour de contrôle de Dijon, l'autre pour les communications entre eux.

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

## 1.11 Enregistreurs de bord

Le Mirage 2000-5F est équipé des enregistreurs suivants :

- un enregistreur d'accident SAGEM de type PE6011,
- un SERPAM (système d'enregistrement et de restitution des paramètres de mission),
- une caméra vidéo Hi 8, filmant les informations de la visualisation tête haute (VTH).

Les enregistrements issus du SERPAM et de la caméra Hi 8 de l'équipier ont été détruits dans l'accident. Ceux du leader ont été récupérés.

---

<sup>15</sup> Kt: *Knot*, nœud (1 kt ≈ 1,852 km/h).

<sup>16</sup> VHF: *Very high frequency*, très haute fréquence.

<sup>17</sup> UHF : *Ultra high frequency*, ultra haute fréquence.



Concernant l'enregistreur d'accident, la cadence d'enregistrement est de trois cycles par seconde. Il permet de sauvegarder entre autres :

- des paramètres identificateurs du cycle ;
- des paramètres aérodynamiques ;
- des paramètres du moteur ;
- des paramètres d'alarmes.

Plus spécifiquement, on peut noter que :

- la position de la manette des gaz est enregistrée au niveau du calculateur moteur ;
- les panes « ambre » et « rouge » sont enregistrées au niveau du répéteur d'alarme. La réinitialisation de ces voyants peut s'effectuer par une action du pilote (même si la panne persiste), ou automatiquement à la disparition de la panne.

### **1.12 Renseignements sur l'épave et sur la zone d'impact**

Les débris du Mirage 2000 s'étendent sur une distance de 135 mètres.

L'épave s'est dissociée en deux ensembles principaux : la cabine et la soute à équipements d'une part, le moteur et la voilure droite d'autre part. Des débris sont étalés sur l'ensemble de la zone, parmi lesquels : la voilure gauche, le réservoir pendulaire gauche, la dérive et le brouilleur, les canons.

L'incendie consécutif à l'impact a totalement détruit la cabine, rendant impossible le relevé des positions des commandes (manette des gaz, commutation secours carburant, ...).

Lors du choc, le GTR s'est scindé en deux, entre les modules 7 et 8. De nombreux équipements ont fondu suite au feu qui s'est déclaré.

### **1.13 Renseignements médicaux et pathologiques**

Au moment de l'évènement, le pilote était apte au vol.

### **1.14 Incendie**

L'incendie qui s'est déclaré est consécutif au crash de l'aéronef.

## **1.15 Survie des occupants**

### ***1.15.1 Éjection***

- Type de siège éjectable : Martin Baker MK 10.
- Éléments au moment de l'éjection (enregistreur d'accident) :
  - ⇒ hauteur : 206 ft ;
  - ⇒ vitesse : 126 kt ;
  - ⇒ vitesse verticale : - 40 ft/s.
- Données morphologiques (pilote) :
  - ⇒ taille : 1m74 ;
  - ⇒ poids : 63 kg.

### ***1.15.2 Organisation des secours***

Les secours de la base aérienne de Dijon ont été déclenchés par le contrôle aérien militaire à la suite de l'annonce radio de l'éjection. Parallèlement, les secours civils sont prévenus par des appels téléphoniques de témoins. Sur le lieu de l'accident, la coordination entre tous les acteurs s'effectue sans dysfonctionnement.

- Vers 17h10 : le pilote est pris en charge par l'équipe médicalisée de la base aérienne et placé dans un matelas coquille.
- Vers 17h25 : il est évacué par l'hélicoptère du SAMU<sup>18</sup> sur le centre hospitalier universitaire (CHU) de Dijon, accompagné d'un médecin civil et d'un médecin militaire.

## **1.16 Essais et recherches**

### ***1.16.1 Enregistreur d'accident***

Les données de l'enregistreur de vol ont été exploitées par le BEAD-air, SNECMA et l'AIA de Bordeaux. Des hypothèses sur le dysfonctionnement du moteur ont été formulées et ont guidé les autres expertises (analyse des fluides, expertise du réacteur, ...)

---

<sup>18</sup> SAMU : Service d'aide médicale d'urgence.

### ***1.16.2 Recherches sur les fluides***

Du carburant a été prélevé :

- à Dijon (soute et camion-citerne) ;
- à Istres (avion ravitailleur C135FR) ;
- à l'AIA de Bordeaux (lors de l'expertise moteur).

Un prélèvement d'huile a été effectué sur le réacteur lors de son expertise à l'AIA de Bordeaux.

Ces prélèvements ont été envoyés au CEPr de Saclay afin, d'une part, de s'assurer de leur conformité et, d'autre part, de rechercher trace d'une éventuelle pollution.

### ***1.16.3 Expertises sur le réacteur***

L'AIA de Bordeaux a conduit l'expertise du GTR en présence du BEAD-air, de représentants de l'EETIS, du constructeur et de l'avionneur. La recherche s'est focalisée plus spécifiquement sur trois organes :

- l'alimentation en carburant du réacteur ;
- l'alimentation et l'état de la veine d'air ;
- le régulateur principal.

## **1.17 Renseignements sur les organismes**

Néant.

## **1.18 Renseignements supplémentaires**

La copie de l'enregistrement des conversations radio, à partir de la tour de contrôle, a été transmise au BEAD-air. Les conversations radio entre le contrôleur et les 2 pilotes ont ainsi pu être analysées.

## **1.19 Techniques spécifiques d'enquête**

Sans objet.

## **2 ANALYSE**

L'analyse se décompose en 3 parties. La 1<sup>ère</sup> permet de déterminer la panne à laquelle le pilote a été confronté. La seconde s'intéresse à la prévisibilité de cet accident compte tenu des connaissances techniques et des retours d'expérience en la matière. La dernière partie permet d'apporter des éléments de réflexion sur l'éjection qui a été déclenchée en limite basse du domaine du siège éjectable.

### **2.1 Détermination de la panne**

L'étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident a permis d'affiner les symptômes décrits par le pilote, d'orienter les expertises réalisées sur le GTR et ainsi de déterminer la panne qui a affecté le régulateur du GTR.

#### ***2.1.1 Étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident***

L'étude de la totalité du dépouillement de l'enregistreur d'accident ne révèle aucun dysfonctionnement du moteur sur les vols précédant celui du 29 mai comme sur ce dernier vol jusqu'au *break* avant l'atterrissage.

En conséquence, la séquence retenue dans le cadre de l'étude présentée ci-après débutera au départ au *break* ( $T_{0s}$  = départ au *break*), et se terminera à l'impact de l'avion au sol.

##### ***2.1.1.1 Exploitation des courbes***

Les courbes présentées ci-après permettent de suivre l'évolution des paramètres de hauteur, de vitesse ( $V_c$ ), la position de la manette des gaz (manette) et le régime moteur (N).

Dans un souci de lisibilité, le paramètre altitude, mesuré par rapport à une pression barométrique standard de 1013 Hpa, a été transformé en hauteur, en tenant compte des conditions du jour et de l'altitude du terrain (QNH<sup>19</sup> de 1014 Hpa, altitude terrain de 219 mètres soit environ 730 ft).

Les éléments significatifs de cette phase du vol (sortie ou rentrée du train d'atterrissage, allumage de voyants de panne, ...) ont été indiqués sur les courbes.

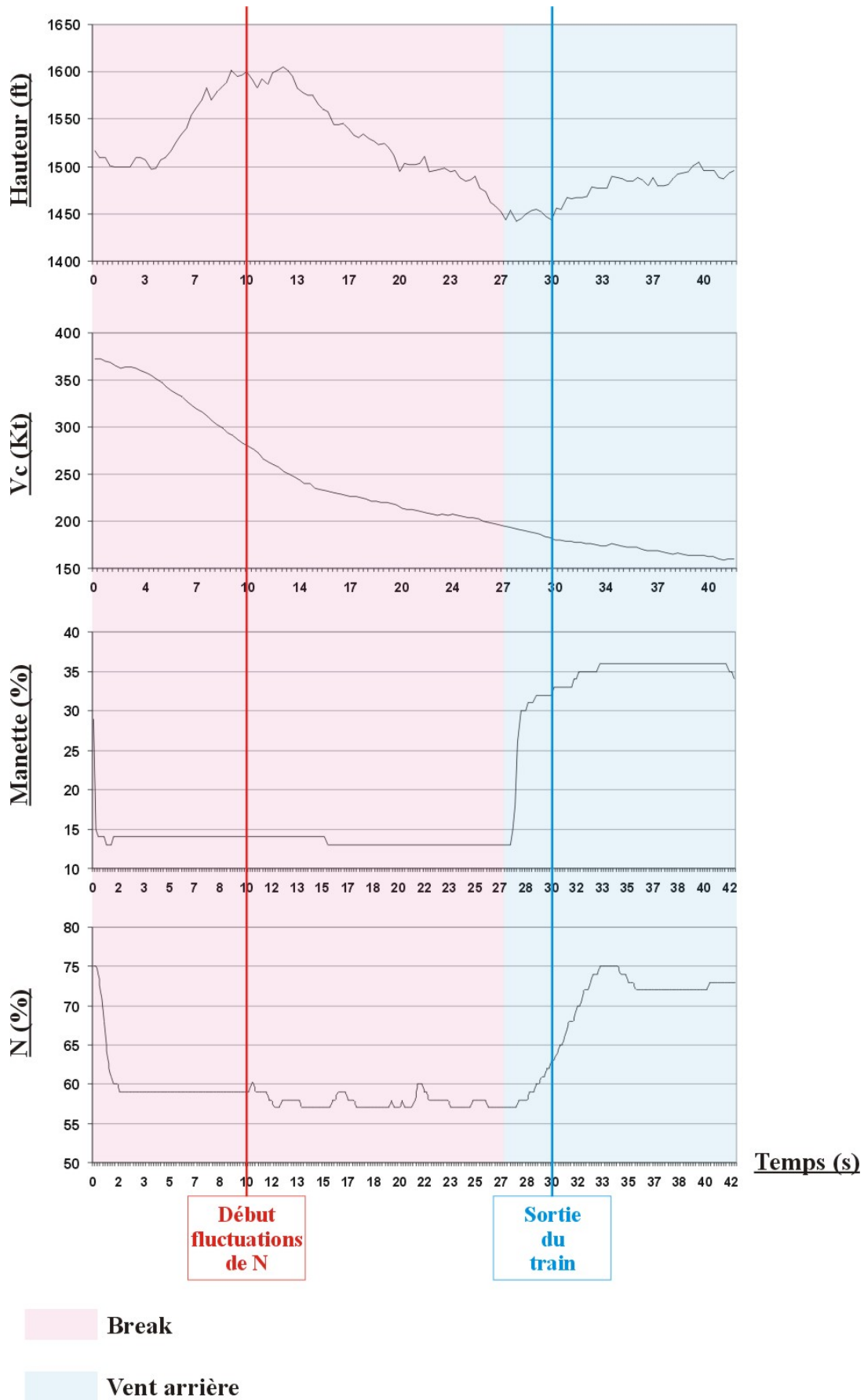
---

<sup>19</sup> QNH : Indique la pression ramenée au niveau de la mer.

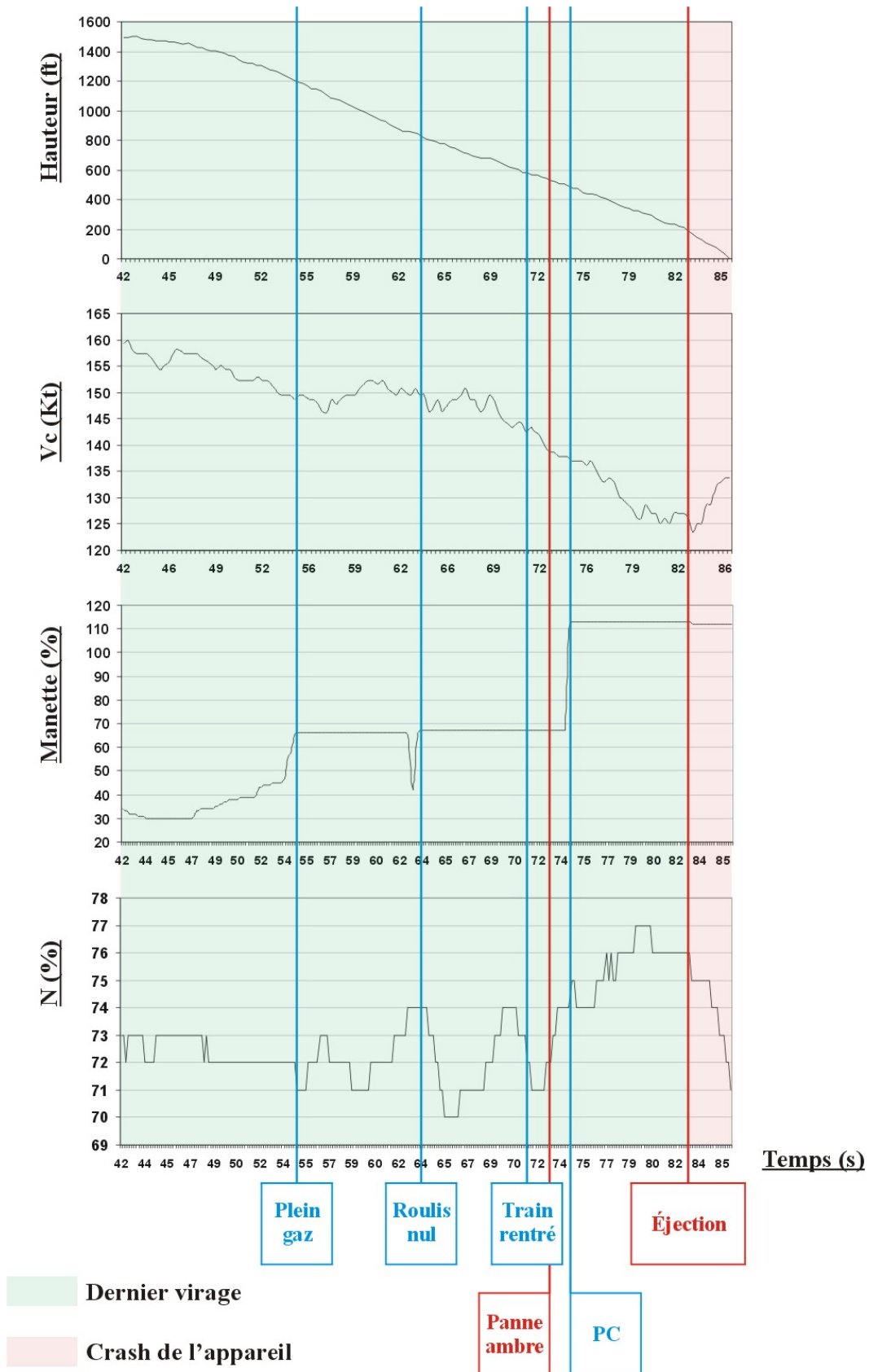
Plus spécifiquement, la superposition des courbes de position de manette des gaz et de régime moteur permet de déterminer le moment à partir duquel le moteur a fonctionné anormalement (inadéquation entre la position de la manette des gaz et le régime moteur obtenu).

Enfin, les courbes ont été fractionnées en deux séquences :

- du départ au *break*, jusqu'à la fin de la vent arrière ;
- du départ en dernier virage, au crash de l'avion.



*Courbe 1 : break et vent arrière*



*Courbe 2 : dernier virage et crash de l'avion*

### 2.1.1.2 Chronologie

- $T_{0s}$  = départ au *break*.
  - ⇒  $T_{10s}$  = le régime N commence à fluctuer anormalement d'environ 3%, sans aucune action du pilote sur la manette des gaz, alors en position plein réduit.
- $T_{27s}$  = début de vent arrière.
  - ⇒ Le pilote réajuste la puissance avant de sortir le train. Le régime augmente jusqu'à environ 73% (valeur inférieure à la demande pilote), tout en continuant à fluctuer.
- $T_{41s}$  = début de dernier virage.
  - ⇒ Au cours de celui-ci, le pilote avance progressivement la manette des gaz, sans réponse notable du régime moteur qui stagne.
  - ⇒  $T_{54s}$  = la manette des gaz est en position pleins gaz secs (PG). Le régime moteur fluctue autour d'une valeur moyenne de 73%.
  - ⇒  $T_{1min\ 04s}$  = le pilote sollicite la manette des gaz autour du secteur PG, puis annule le roulis pendant environ 2 secondes, avant de reprendre le virage en PG.
  - ⇒  $T_{1min\ 11s}$  = le pilote commande la rentrée du train et affiche la post combustion (PC). Dans le même temps, une panne ambre fugitive est signalée (flash du répéteur de panne ambre pendant moins d'une seconde). Le régime du moteur stagne toujours autour de 73%.
- $T_{1min\ 22s}$  = le pilote s'éjecte. Le voyant du répéteur de panne rouge s'allume au moment de l'éjection. La hauteur de l'avion est alors estimée à 200 ft, sa vitesse verticale (Vz) à - 40 ft/s et sa vitesse à 126 kt<sup>20</sup>.

<sup>20</sup> Après l'éjection du pilote, la diminution du régime moteur n'est pas significative (de 75% vers 71%). Elle correspond à la régulation de l'ouverture de la tuyère en fonction du régime.



### 2.1.1.3 Conclusion sur l'étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident

L'étude des courbes des paramètres du moteur et de la position de la manette de puissance met en évidence :

- ❖ **une dégradation de la veine d'air ;**
- ou**
- ❖ **un défaut de l'alimentation en carburant du GTR ;**
- ou**
- ❖ **un dysfonctionnement de la régulation tachymétrique.**

### 2.1.2 Expertise du réacteur

#### 2.1.2.1 Conduite de l'expertise du GTR

Au regard des orientations précédentes, un plan d'expertise du réacteur a été arrêté en accord avec les enquêteurs techniques et judiciaires et des représentants de l'AIA, de l'EETIS, de Dassault aviation et de SNECMA. Les hypothèses pouvant être formulées ont été discutées en fonction des observations réalisées sur le réacteur pendant le déroulement de l'expertise.

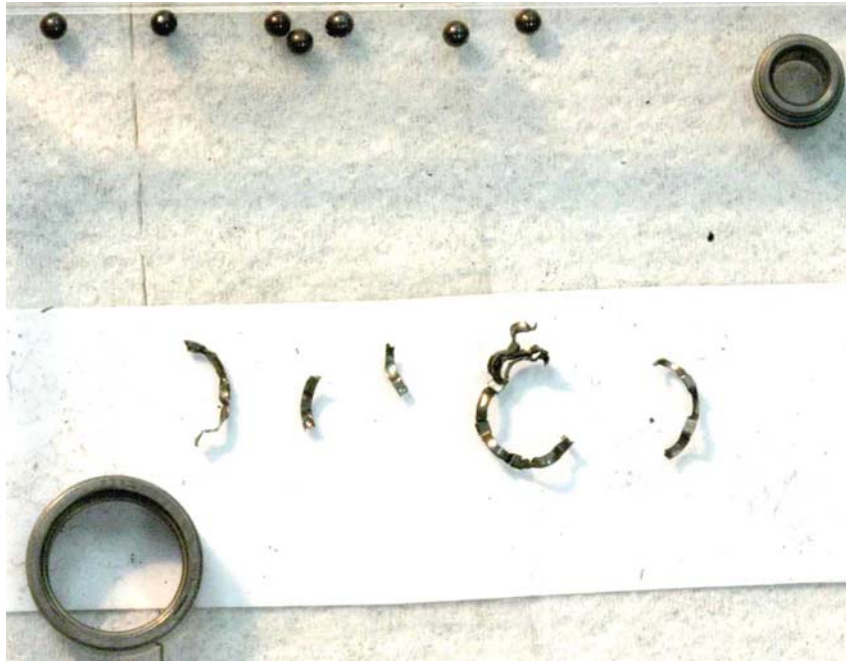
#### 2.1.2.2 Conclusions sur l'expertise du GTR

Des travaux réalisés lors de l'expertise, il ressort que :

- ❖ **le contrôle endoscopique et le démodulage démontrent que la veine d'air était intègre ;**
- ❖ **l'examen de l'alimentation carburant<sup>21</sup> ne révèle aucune anomalie ;**
- ❖ **dans le régulateur principal, le roulement du détecteur de  $\Delta P$  est détruit.**

---

<sup>21</sup> Les analyses des fluides, exceptée celle de l'huile du bouchon magnétique, valident la normalité de ceux-ci et l'absence de pollution. Les résultats de l'analyse de l'huile prélevée sur le bouchon magnétique ne sont pas interprétables en raison de la qualité douteuse du prélèvement qui a été réalisé à la suite de l'incendie qui s'est déclaré après le crash de l'aéronef.



*Photo 1 : débris du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , de type ADR*

### ***2.1.3 Conclusion sur la panne à laquelle a été confronté le pilote***

**L'étude du dépouillement de l'enregistreur d'accident et les résultats de l'expertise du GTR indiquent que, pendant le *break* précédant l'atterrissage, le pilote a été confronté à la rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  du régulateur principal du GTR.**

Cette rupture a eu pour conséquence principale une stagnation du régime moteur autour d'une valeur inférieure à 75%, valeur insuffisante dans la configuration d'atterrissage pour assurer le vol.

## 2.2 Prévisibilité de l'accident

### 2.2.1 Préambule

L'étude de l'intégralité du dépouillement de l'enregistreur d'accident montre qu'il n'y a pas eu d'utilisation « hors norme » de l'aéronef que ce soit lors du vol du 29 mai comme lors des 4 vols précédents.

**La rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  ne résulte pas de contraintes particulières dues à cette mission ni aux précédentes.**

### 2.2.2 Historique sur les évolutions du roulement de détecteur de $\Delta P$

Deux modifications successives ont été appliquées aux roulements de détecteur de  $\Delta P$  de la régulation principale des moteurs M53-P2 et M53-5 (annexe 1 : *Description du roulement de détecteur de  $\Delta P$* , page 49) :

- Modification 403-2<sup>22</sup> : appliquée dès le début des années 90 à l'ensemble du parc, elle permettait d'éviter le montage en sens inverse du roulement de détecteur de  $\Delta P$ . Cette modification ne s'est pas limitée à l'adaptation du roulement existant, roulement de type « contact oblique », mais à son remplacement par un nouveau type « roulement à gorge profonde » ;
- Modification 496-2 : dès 1993, des cas de dégradation, voire de rupture, de roulements de détecteur de  $\Delta P$  modifiés 403-2 amènent le SPAé<sup>23</sup> à remplacer à nouveau ce roulement<sup>24</sup>, conformément à la proposition du constructeur, par des roulements de type « contact oblique ».

Le jour de l'accident, tout le parc M53-5 était modifié 496-2, contrairement au parc M53-P2 en cours de modification. **Le régulateur du moteur M53-P2 concerné dans l'accident, modifié 403-2, n'était pas encore modifié 496-2.**

<sup>22</sup> 2 nouveaux types de roulements ont été retenus, ADR et GRW.

<sup>23</sup> SPAé : Service des programmes aéronautiques.

<sup>24</sup> Bien que seuls les roulements de type ADR semblaient concernés, il a été décidé de changer également ceux de type GRW. Cette modification a pris effet en 2000.

Le retour d'expérience montre que :

- lors d'opérations de maintenance en NTI 3<sup>25</sup> le roulement a été remplacé dans 34 cas, dont 5 jugés critiques, compte tenu de son état de dégradation précoce ;
- en utilisation opérationnelle dans l'armée de l'air, 14 cas de ruptures du roulement ont été recensés dont 8 en vol.

Dans ces conditions, on peut s'interroger sur la validité du calcul de risque préalable au choix du mode de traitement des faits techniques : la rupture du roulement survenue dans l'accident du 29 mai 2006 n'est pas un cas d'espèce.

### ***2.2.3 Validation du calcul de risque***

#### *2.2.3.1 Choix des modifications*

Le constructeur ayant été confronté au montage inversé d'un roulement, ce qui avait entraîné sa rupture en fonctionnement, il a proposé une solution technique consistant en une modification de type.

**Afin de prendre en compte le risque de montage à l'envers des roulements de détecteur de  $\Delta P$ , le constructeur a proposé de les remplacer par un nouveau type. Cette solution a été retenue par le SPAé.**

**Alors qu'il n'y avait aucun signe de défaillance précoce des roulements initiaux, cette décision a introduit un nouveau risque concrétisé par plusieurs cas de rupture des nouveaux roulements.**

---

<sup>25</sup> NTI 3 : Niveau technique d'intervention de niveau 3.

### 2.2.3.2 Calcul de risque

Le calcul de risque permet de déterminer la fiabilité d'un système en calculant la probabilité d'occurrence d'une panne.

En novembre 1999, face aux problèmes de dégradations et de ruptures du roulement de détecteur de  $\Delta P$  rencontrés après l'application de la modification 403-2 (annexe 1 : *Description du roulement de détecteur de  $\Delta P$* , page 49), SNECMA mène une analyse de risques. Dès la fin de l'année 1999, le développement d'une modification est lancé.

En fait, la rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  entraîne la perte de la régulation principale. Ce dysfonctionnement peut être couvert par une procédure de secours, « secours carburant », permettant une conduite en secours du moteur, sauf<sup>26</sup> (annexe 2 : *Rappel des risques*, page 53) :

- au décollage ;
- sur M53-5, lors de la procédure d'atterrissage, tant que l'avion est en configuration train rentré<sup>27</sup>.

**Toutefois, en 2000, ce risque correspondant à la probabilité de rupture du roulement, « fiabilité technique », a été assimilé à celui de la perte d'un aéronef, « risque global ».**

---

<sup>26</sup> Lié au risque de dévissage du moteur.

<sup>27</sup> Un système anti-dévissage (SAD), par injection de carburant, permet de limiter les conséquences d'un dévissage et pallie le risque d'extinction du moteur. Il est actif dans tout le domaine sur M53-P2 et uniquement dans la configuration train sorti sur M53-5.

Les probabilités retenues de la perte d'un avion par rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  sont :

- de  $10^{-7}$ /hdv (heure de vol) lors de la phase de décollage<sup>28</sup>, équivalente pour les deux GTR ;
- de  $0,8 \cdot 10^{-6}$ /hdv en approche pour le GTR M53-5 ;
- nulle dans le reste du domaine de vol, la panne étant couverte par la procédure de secours.

Au vu de ces résultats, les moteurs M53-5 étant plus exposés que les M53-P2, il a été retenu, en commission locale de modification (CLM), de classer comme prioritaire<sup>29</sup> la modification 496-2 pour les premiers, et importante<sup>30</sup> celle des seconds.

La faiblesse de cette analyse est de n'être basée que sur des données techniques, notamment sur le temps nécessaire à la remontée en régime du réacteur à partir de l'enclenchement du secours carburant. Elle n'intègre pas la dimension humaine. Ainsi, n'ont été pris en compte, ni le temps nécessaire à l'opérateur pour détecter la panne, l'analyser, élaborer une solution, prendre une décision et agir<sup>31</sup>, ni le fait que la solution adoptée pouvait ne pas être conforme à ce qui devait être fait (erreur humaine). La dimension humaine est pourtant un facteur prépondérant au regard des paramètres « techniques » dans le calcul de la probabilité de perte d'un aéronef (« risque global »).

De plus, cet accident s'oppose à la logique qui a prévalu à considérer le SAD comme une protection face à cette panne. En effet, la panne est survenue à un régime ne permettant pas d'assurer le vol tout en étant trop élevé pour une mise en service du SAD. Le problème auquel a été confronté le pilote lors de la phase d'atterrissage n'a pas été le dévissage ou l'extinction du moteur mais sa poussée insuffisante.

---

<sup>28</sup> Au décollage, il a été retenu une phase critique de 40 secondes pendant laquelle la rupture du roulement conduirait à la perte de l'avion.

<sup>29</sup> Classification B2V.

<sup>30</sup> Cette classification a toutefois bénéficié de conditions d'application particulières (C3U-1<sup>er</sup> retour usine). Ainsi, bien que non prioritaire, ce niveau de classification imposait une application systématique de la modification dès que l'aéronef passait en NTI 3 et ce, quelle qu'en soit la raison.

<sup>31</sup> Ce temps, très variable et dépendant de nombreux paramètres (critères de sélection, formation, entraînement, ...), peut atteindre plusieurs minutes.

Le 29 mai 2006, le pilote n'a pas pu détecter les oscillations du régime moteur celles-ci étant de trop faible amplitude<sup>32</sup>. Il a initialement identifié un problème de vitesse auquel il a logiquement essayé de répondre, tout d'abord, en augmentant la puissance du moteur. Dans un deuxième temps, le pilote a diminué l'incidence de l'aéronef en annulant son roulis. Quand, devant l'échec de ses actions, il a envisagé un problème de motorisation, le temps de vérifier les alarmes au tableau de panne, il était déjà trop tard pour agir<sup>33</sup>.

**Le calcul de risque, correspondant à la probabilité d'un accident et non pas seulement à celle de la rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , n'intègre pas la dimension humaine (détection d'un problème, analyse, ...) qui, dans ce cas, est un facteur prépondérant.**

#### 2.2.3.3 Retour d'expérience : généralités

Pour les moteurs M53-P2, le choix de la classification de la modification 496-2 comme importante reposait sur 2 « principes » :

- « principe technique » : le calcul de la probabilité d'occurrence d'un accident prenait en compte la probabilité de dégradation du roulement de détecteur de  $\Delta P$  ;
- « principe humain » : la phase de vol identifiée à risque se limitait au décollage car, dans tout le reste du domaine, il était acquis que le pilote pouvait et devait, au travers d'une procédure de secours, enclencher le secours carburant qui permettait de *shunter* la régulation principale.

Ainsi, au vu de ces 2 « principes », le niveau de risque n'imposait pas un classement de la modification, sur M53-P2, comme prioritaire.

---

<sup>32</sup> De plus, tant que le roulement n'est pas rompu, même dégradé, il n'y a aucune perturbation de la régulation du moteur. Il n'y a donc aucun signe précurseur.

<sup>33</sup> Des essais réalisés au simulateur de vol ont confirmé la faible probabilité de réussite pour la mise en œuvre de la procédure secours dans un délai aussi bref.

#### 2.2.3.4 Retour d'expérience : analyse des faits techniques

En mars 2002, l'AIA fournit une synthèse qui fait état de la dégradation anormale de 34 roulements de détecteur de  $\Delta P$ , dont 5 dans un état critique.

La « fiabilité technique » réactualisée<sup>34</sup> n'impose pas alors de revoir la classification de la modification pour les moteurs M53-P2.

Par ailleurs, en utilisation opérationnelle dans l'armée de l'air, 14 cas de rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  ont été recensés, avant l'accident du 29 mai 2006, dont 8 en vol. Bien que non calculée de façon exhaustive, la « fiabilité technique » étant toujours du même ordre de grandeur, la modification pour les M53-P2 est restée classée comme « importante ».

**La mise en évidence, lors d'opérations de maintenance en NTI 3, de l'usure anormale de roulements de détecteur de  $\Delta P$ , associée à la connaissance de cas de rupture en vol, ont conduit à actualiser la « fiabilité technique » caractérisant la probabilité de rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$ .**

**Au vu de ces nouveaux résultats, en considérant la « fiabilité technique » uniquement, la modification 496-2 ne nécessitait pas d'être reclassée « prioritaire ».**

#### 2.2.3.5 Retour d'expérience : analyse des événements précédents

Depuis 1993, et avant l'accident du 29 mai 2006, 8 ruptures du roulement de détecteur de  $\Delta P$  se sont produites en vol. À chaque fois, l'altitude suffisante de l'aéronef ou le régime moteur bloqué à une valeur permettant d'assurer le vol, ont permis que le facteur temps ne soit pas dimensionnant : le pilote pouvait analyser la panne et établir un plan d'action avant d'agir.

---

<sup>34</sup> Le risque passe à  $1,7 \cdot 10^{-6}$ /hdv.



- Dans 7 cas, le régime stagnait à un niveau permettant un atterrissage de précaution (N entre 75 et 88%). Aucun des pilotes concernés n'a appliqué la procédure de secours (« manette inefficace ») en enclenchant le secours carburant. Les atterrissages ont donc été réalisés en utilisant la régulation principale pourtant défaillante.
- Une seule fois, N étant environ à 72%, le pilote, sur les directives du directeur des vols, a appliqué la procédure de secours en sélectionnant le « secours carburant ». Ce n'est donc pas de sa propre initiative qu'il a recouru à la procédure adéquate « manette inefficace ».

Tous les pilotes ont donc appliqué la procédure « réacteur douteux », en lieu et place de la procédure appropriée « manette inefficace ». Seul le pilote, dans le dernier cas, sur intervention d'une personne extérieure, a modifié son plan d'action et a finalement agi selon la procédure adéquate.

Ainsi, malgré l'absence de pression temporelle, sur les 8 cas de ruptures du roulement en vol, aucun pilote n'a identifié la défaillance à laquelle il était confronté. Cela est d'autant plus difficile lors de l'accident du 29 mai 2006 au cours duquel, en raison de la proximité du sol, le pilote disposait de peu de temps pour agir (voir annexe 5 : *Étude des actions du pilote, accident du 29 mai 2006*, page 59).

Cette erreur systématique des pilotes ne révèle pas une méconnaissance de la procédure « manette inefficace »<sup>35</sup>. Elle résulte principalement d'une représentation mentale erronée des symptômes liés à cette panne, ce qui a pour conséquence de fausser leur analyse lorsqu'ils y sont confrontés.

- Pour les pilotes<sup>36</sup>, la panne « manette inefficace » se caractérise par :
  - ⇒ le blocage mécanique de la manette ;
  - ou
  - ⇒ la manette totalement libre (folle) ;
  - ou
  - ⇒ **des paramètres moteurs figés (N et T<sub>17</sub>).**

---

<sup>35</sup> Cette panne est décrite de façon complète lors de la formation théorique initiale à l'EETIS.

<sup>36</sup> Plusieurs pilotes de différentes unités ont été auditionnés.

- D'après le constructeur, les symptômes de cette panne sont :
  - ⇒ le blocage mécanique de la manette ;
  - ou
  - ⇒ la manette totalement libre (folle) ;
  - ou
  - ⇒ **l'impossibilité de pilotage du réacteur à la manette des gaz et en l'absence de toute indication de panne.**

Cette représentation erronée des pilotes, concernant les symptômes de la panne « manette inefficace » :

- est renforcée par l'entraînement au simulateur et sur entraîneur de vol :
  - ⇒ la panne « manette inefficace » est simulée par des paramètres moteur figés ;
  - ⇒ l'entraînement aux pannes est principalement orienté vers l'application « réflexe » de *check-list* en réponse à l'allumage de voyants de pannes (annexe 4 : *Entraînement à l'analyse de pannes*, page 57).
- n'est pas clarifiée au travers de la documentation (*check-list...*).

Lors des différents cas rencontrés en vol, les paramètres moteurs, bien que non cohérents avec la position de la manette de puissance, n'étaient cependant pas figés à une valeur précise. Les pilotes ont donc perçu le problème de motorisation sans toutefois identifier une manette inopérante. Dans le doute, ils ont eu recours à une procédure encadrante, « réacteur douteux », et, en toute conscience, n'ont pas appliqué la procédure « manette inefficace ».

Ainsi, il semble que cette « erreur de jugement », liée à une représentation mentale erronée, n'ait pas fait l'objet de toute l'attention qu'elle méritait au travers d'actions correctrices appropriées. En outre, ces expériences vécues n'ont pas amené les différents intervenants (constructeur, avionneur, SPAé et utilisateurs) à revoir les hypothèses ayant servi de base de calcul à l'évaluation du « risque global ». Plus spécifiquement, pour les M53-P2, la seule phase critique retenue est restée limitée au décollage.

**Malgré les 8 cas de rupture survenus en vol :**

- ❖ **l'erreur commune de représentation n'a pas été entièrement prise en compte ;**
- ❖ **l'hypothèse que seule la phase de décollage sur M53-P2 était critique, n'a pas été invalidée.**

**En conséquence, aucune mesure correctrice n'a été apportée (accélération de la modification, limitations d'emploi...).**

*2.2.3.6 Conclusion sur la validation du calcul de risque*

Pour les moteurs M53-P2, au vu des événements survenus en vol et des faits techniques rapportés, le calcul de la probabilité de l'occurrence d'un accident, « risque global », consécutif à la perte de la régulation principale, « fiabilité technique », est sous-estimé en raison :

- de l'absence de prise en compte de la dimension humaine pour le calcul de la probabilité d'occurrence d'un accident ;
- d'une considération réductrice de la durée d'exposition au risque, limitée à 40 secondes par vol (phase de décollage).

**L'analyse des retours d'expérience, qui n'envisageait pas la dimension humaine, n'a pas permis d'apporter à temps les mesures correctrices, au travers d'une réévaluation du risque d'accident (« risque global ») lié à la perte de la régulation principale (« fiabilité technique »).**

## 2.3 Analyse de la phase d'éjection

### 2.3.1 Décision et initialisation de l'éjection

#### 2.3.1.1 Décision d'éjection

- Après la détection de la panne, le pilote prend rapidement conscience qu'il ne pourra pas atteindre la piste et qu'il va vraisemblablement être contraint à l'éjection.
- Il retarde cependant l'annonce de ses ennuis, ainsi que l'abandon de bord, en tentant d'abord d'analyser sans succès la nature de la panne puis en recherchant une zone dégagée où diriger son avion, zone qu'il n'aura d'ailleurs pas le temps d'atteindre.
- Au regard du niveau d'expérience de son équipier, le leader n'a pas à le surveiller outre mesure dans la phase d'atterrissage. Il s'aperçoit tardivement de la situation anormale et ne dispose pas des éléments suffisants pour lui apporter son aide, notamment sur la décision d'éjection.

#### 2.3.1.2 Initialisation de l'éjection

- L'initialisation de l'éjection intervient simultanément avec l'ordre donné, à la radio, par le leader. Le délai entre la prise de conscience de la nécessité de l'éjection et son initialisation est d'une trentaine de secondes.
- L'éjection est initiée, non pas en référence à une hauteur clé (annexe 3 : *Hauteurs de décision et de sauvegarde*, page 55), mais aux sensations ressenties<sup>37</sup>.

Ce dernier point est récurrent lors d'éjections d'équipages de l'armée de l'air ou de l'aviation navale. Il semble que :

- l'attention des équipages est la plus souvent focalisée, dans un premier temps, sur la résolution du problème auquel ils sont confrontés puis, dans un deuxième temps, sur la recherche d'une zone dégagée dans un souci de sauvegarde des populations lorsque l'éjection devient inéluctable ;
- les équipages ont une totale confiance dans les performances du siège éjectable ;

---

<sup>37</sup> Le pilote déclenche l'éjection quand il voit « le sol lui monter à la figure ».

- les éléments retenus pour définir les hauteurs de sauvegarde et de décision correspondent à des situations notablement différentes, dans la majorité des cas, à celles correspondant aux situations vécues<sup>38</sup>.

### 2.3.1.3 Conclusion sur la décision et l'initialisation de l'éjection

Les équipages contraints à l'abandon de bord n'ont pas, dans la majorité des cas, surveillé leur hauteur, leur attention étant détournée vers d'autres objectifs. Les « butées » définies (hauteurs de décision et de sauvegarde) ne leur ont été que de peu d'utilité car elles ne sont pas directement applicables aux conditions du moment.

- ❖ **Les critères permettant de définir les hauteurs de décision et de sauvegarde sont trop limitatifs et ne sont pas aisément transférables aux situations réelles conduisant, ces dernières années, des équipages de l'armée de l'air et de l'aéronautique navale à s'éjecter.**
- ❖ **L'attention des équipages orientée vers la résolution de panne et vers la recherche d'une zone dégagée en vue de leur éjection, associée à une confiance extrême dans les performances des sièges éjectables, les conduit à ne pas prendre en compte leur hauteur et à s'éjecter uniquement en fonction de la perception de la proximité du sol.**

## 2.3.2 Paramètres d'éjection – Marges

### 2.3.2.1 Paramètres d'éjection

- Roulis nul.
- Vitesse : 126 kt en diminution.
- Vitesse verticale : 40 ft/s en descente.
- Incidence vraie : environ 21°.
- Hauteur : 206ft.

---

<sup>38</sup> Les équipages, avant l'éjection, ne se préoccupent généralement pas de la valeur de l'altimètre ou de la radio sonde. Ils se fient en priorité à leurs sensations. Dans un cas, bien que le pilote se soit fixé à 800 pieds la hauteur d'éjection, il ne s'éjectera pourtant que vers 400 pieds.

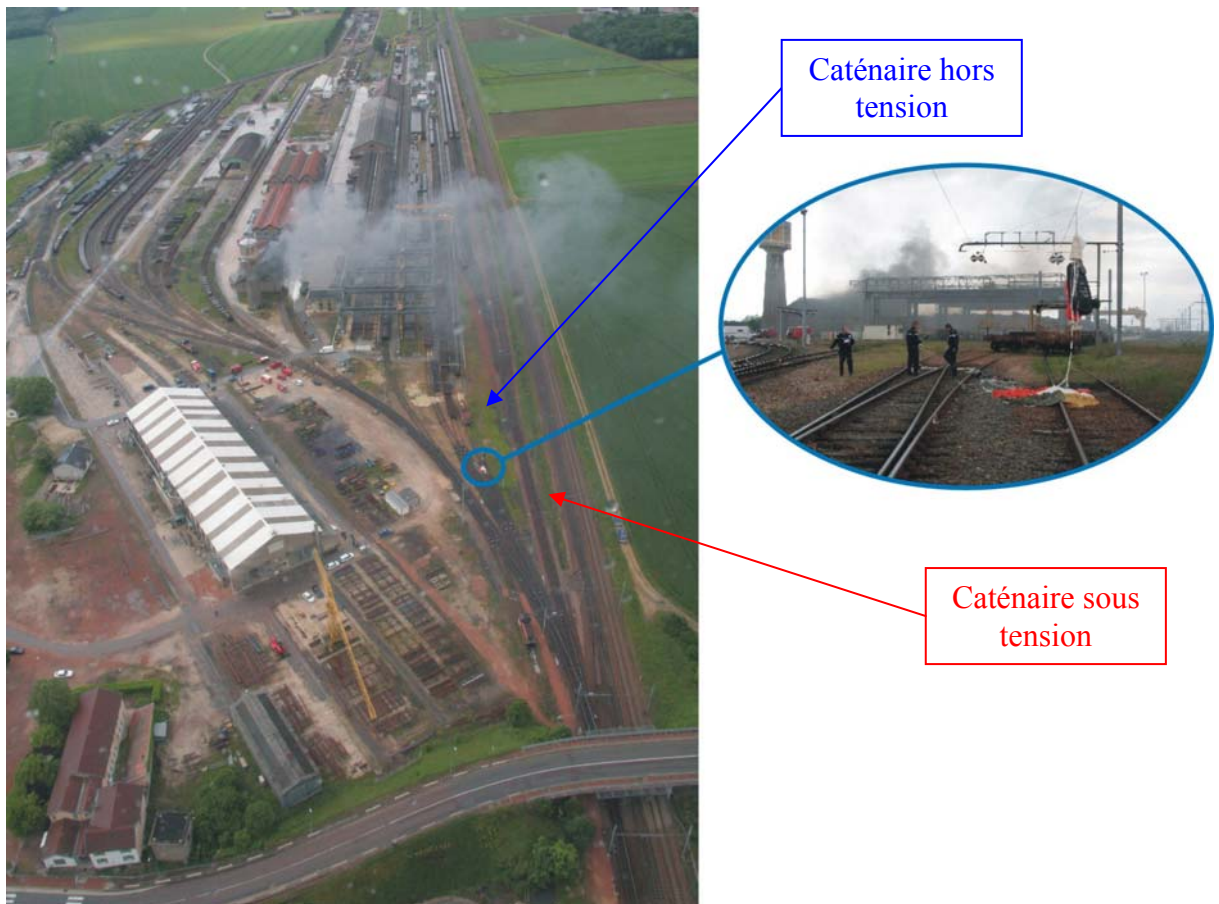
### 2.3.2.2 Marges

- Le pilote s'éjecte à 30 ft au dessus de la hauteur de sauvegarde<sup>39</sup>.
- Cinq secondes après son éjection, l'avion impacte le sol.
- Le temps sous voile est inférieur à 10 secondes (vitesse de descente sous voile de 26 ft/s).

### 2.3.2.3 Conclusion sur les paramètres d'éjection et les marges

**L'éjection est initiée en limite du domaine du siège Martin Baker Mk 10.**

**Le temps sous voile, inférieur à 10 secondes, n'a pas permis au pilote de choisir sa zone de poser et d'éviter des obstacles : il a atterri dans les fils électriques d'une caténaire, hors tension à ce moment précis (voir photo ci-dessous).**



*Photo 2 : vue d'ensemble – point d'atterrissage du pilote éjecté*

<sup>39</sup> L'aéronef est sensiblement dans les conditions ayant servi à établir la hauteur de sauvegarde.

### **3 CONCLUSION**

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

##### ***3.1.1 Éléments relatifs à la flotte des réacteurs M53-P2***

- Face au risque de montage à l'envers du roulement de détecteur de  $\Delta P$  de la régulation principale, une première modification (403-2) a été appliquée à l'ensemble du parc dès le début des années 1990. Cette modification ne s'est pas limitée à une adaptation des roulements existants mais à leur remplacement par un autre type.
- En 1993, suite à plusieurs cas de rupture de ce nouveau roulement dont un en vol, la proposition du constructeur de remplacer les roulements modifiés 403-2 par un 3<sup>ème</sup> type de roulements (modification 496-2) est acceptée par le SPAé.
- L'analyse de risque réalisée par le constructeur et validée par le SPAé a conduit à classer cette modification comme importante<sup>40</sup> et non prioritaire. Débuté en 2000, le chantier de modification, de niveau NTI3, devait se terminer en 2009.

##### ***3.1.2 Éléments relatifs à l'avion concerné par l'accident***

- L'aéronef n'a subi aucune contrainte particulière, que ce soit au cours du vol du 29 mai 2006 comme lors des missions précédentes.
- L'aéronef était entretenu conformément aux programmes d'entretien en vigueur.
- Le roulement de détecteur de  $\Delta P$  du régulateur principal s'est rompu quelques secondes après le départ au *break* précédant l'atterrissage. Le régime moteur a alors oscillé autour de 73 % jusqu'au crash de l'avion, indépendamment de la position de la manette de puissance.
- Sur l'aéronef concerné, le roulement de détecteur de  $\Delta P$ , modifié 403-2, n'était pas encore modifié 496-2.

---

<sup>40</sup> Cependant avec une contrainte particulière imposant l'application systématique de la modification dès lors que l'aéronef passait en NTI 3, et ce quelle qu'en soit la raison.

### 3.2 Mécanisme de l'événement

L'accident résulte de la rupture en vol du roulement de détecteur de  $\Delta P$  à un moment reconnu non critique du vol (analyse de risque conduite en 1999, actualisée en 2000 et 2002) puisque supposé protégé par l'application de la procédure « secours carburant ».

Cependant, l'examen des actions du pilote montre qu'en l'état actuel (entraînement des pilotes, représentation mentale erronée d'une « manette inefficace »...), le temps nécessaire pour le traitement de cette panne (détection du problème, analyse, prise de décision et action) est insuffisant dans cette phase pour que le pilote accède à, et mette en œuvre la procédure de secours.

Ainsi, l'analyse insuffisante des faits techniques antérieurs n'a pas conduit à définir de façon plus exhaustive les phases critiques, limitées au seul décollage sur M53-P2. Les mesures qui se seraient alors imposées n'ont pas pu être envisagées à temps.

Plus généralement, l'efficacité du traitement d'une panne par les opérateurs (mise en œuvre d'une procédure de secours...) intervenant directement sur la probabilité de survenue d'un accident, l'absence de prise en compte de la dimension humaine (détection d'un problème, analyse, traitement) conduit à une sous-estimation du « risque global ».

Par ailleurs, à l'image d'accidents antérieurs, l'éjection n'a pas été déclenchée à une hauteur de référence (hauteur de décision ou de sauvegarde), mais aux sensations lorsque le pilote a ressenti l'imminence de l'impact avec le sol.



## **4 RECOMMANDATIONS DE SECURITE**

Le BEAD-air appuie les mesures prises par l'ensemble des acteurs, constructeur, armée de l'air et SPAé pour, d'une part, accélérer l'application de la modification de l'ensemble de la flotte et, d'autre part, minimiser le temps d'exposition au risque (procédures de réduction des gênes sonores sur les bases aériennes...).

**En conséquence, concernant le second point, le bureau enquête accidents défense air propose que l'armée de l'air poursuive sa réflexion sur les répercussions des mesures de réduction des nuisances sonores sur la sécurité des vols.**

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

Les mesures de prévention proposées par le BEAD-air s'inscrivent dans 2 domaines.

- **Domaine technique :**
  - ⇒ calcul de risque ;
  - ⇒ choix de modifications ;
  - ⇒ analyse des faits techniques et des retours d'expérience ;
  - ⇒ description de la panne « manette inefficace ».
- **Domaine de la formation et de l'entraînement des pilotes.**

#### ***4.1.1 Domaine technique***

##### ***4.1.1.1 Calcul de risque***

La détermination de l'occurrence possible d'un fait technique (rupture d'une pièce, ...) est un calcul objectif reposant à la fois sur des essais, des connaissances et des modèles (essais de résistance, modèles de contraintes, ...). Cette probabilité caractérise la « fiabilité technique » qui est, par nature, dans le champ de compétence du constructeur.

L'évaluation de la probabilité d'occurrence d'un événement dans lequel l'être humain intervient (crash d'un aéronef, ...), est plus subjective car soumise à de nombreux facteurs difficiles à appréhender dans leur ensemble, notamment concernant l'opérateur :

- sa formation ;
- son entraînement ;
- son niveau de compétence ;
- son degré d'expertise ;
- des facteurs physiologiques (fatigue, stress, motivation,...) ;
- ...

Selon l'opérateur concerné, ces paramètres influent de façon variable dans le traitement d'un problème conduisant ainsi à une variabilité des solutions retenues (appel à une procédure de secours particulière, ...). Le risque d'accident doit alors s'évaluer dans sa totalité, « risque global », et non pas seulement en simple « fiabilité technique » : la prise en compte de la dimension humaine est indispensable. En raison de la nature même de ces paramètres « humains », seul l'utilisateur et l'avionneur sont en mesure d'approcher au mieux leur influence sur le « risque global ».

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**au SPAé de mettre en place, en liaison avec l'avionneur et les utilisateurs, une procédure et une méthodologie permettant de pondérer, le cas échéant, le calcul de « fiabilité technique », du ressort du constructeur, en :**

- ❖ **identifiant les phases de vol pour lesquelles l'emploi conduit à un risque global différent (décollage, atterrissage, vol basse hauteur et faible vitesse, ...)** ;
- ❖ **prenant en compte, pour chacune de ces phases identifiées, la dimension humaine, du ressort de l'utilisateur et de l'avionneur, pour l'évaluation du « risque global ».**

#### 4.1.1.2 Choix des modifications

L'analyse de l'accident montre que, pour faire face au risque de montage à l'envers du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , il a été retenu une solution technique qui modifiait le type de roulement<sup>41</sup> employé jusqu'alors, même s'il semblait convenir par ailleurs. Ce changement a introduit un nouveau risque qui s'est avéré à plusieurs reprises : la rupture du roulement.

Il est par ailleurs entendu que toute modification est susceptible d'introduire un nouveau risque car tous les essais et études ayant permis de valider la conception initiale ne sont pas reconduits lors du développement d'une modification.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

**au SPAé de s'assurer de la valeur ajoutée de toute modification proposée par le constructeur afin qu'elle réponde aux problèmes identifiés sans mettre en péril les qualités avérées des matériels en service, notamment au travers du retour d'expérience.**

#### 4.1.1.3 Analyse des faits techniques et des retours d'expérience

Suite aux différents faits techniques de rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , l'actualisation de la seule « fiabilité technique », sans remise en cause des hypothèses servant de base (phases critiques, ...), a entraîné une sous-estimation du « risque global ».

En conséquence, le bureau enquête accidents défense air recommande :

**au SPAé de définir une procédure systématique de révision et d'actualisation de l'évaluation d'un risque, permettant d'inclure tous les retours d'expérience, quelle qu'en soit leur origine, et ce, pour la pérennisation de la navigabilité de la flotte correspondante.**

Cette procédure doit notamment faire état du risque réel sans autre considération (emploi, disponibilité de la flotte, coût, ...), afin de fournir des éléments de décision réalistes aux autorités compétentes.

---

<sup>41</sup> D'après l'avis de certains experts du domaine, une autre solution technique aurait consisté à ne pas changer de type de roulement, celui-ci ayant fait ses preuves, et de lui ajouter des détrompeurs.

#### 4.1.1.4 Description de la panne « manette inefficace »

Les retours d'expérience et les auditions de pilotes démontrent l'ambiguïté de la terminologie retenue pour la panne « manette inefficace<sup>42</sup> ». Ce terme, pour les pilotes tout au moins, renvoie en premier lieu à la notion d'absence d'action et non à l'idée d'une action non conforme. Bien que les personnels de l'EETIS aient mené une campagne d'information sur ce point, la durabilité de cette connaissance semble difficile à assurer.

En conséquence, le bureau enquête accidents défense air recommande :

**à l'avionneur, en accord avec l'armée de l'air et le constructeur :**

- ❖ de modifier la terminologie retenue pour définir la panne « manette inefficace » ;**
- ❖ de définir de façon plus exhaustive les symptômes consécutifs à cette panne dans la documentation pilote.**

---

<sup>42</sup> D'après le dictionnaire, inefficace signifie inopérant, sans action, sans effet.

#### ***4.1.2 Formation et entraînement des pilotes***

Au travers de plusieurs événements, confrontés à une panne sans signalisation ou complexe, les pilotes et équipages de chasse ont manifesté leur difficulté à apporter un traitement approprié en l'absence d'une méthodologie d'analyse adaptée.

En conséquence, le bureau enquête accidents défense air recommande :

**à l'armée de l'air d'étudier l'opportunité d'élargir et d'adapter à l'ensemble de ses unités la méthodologie d'analyse de panne utilisée par les équipages de type « avions de transport » (annexe 4 : *Entraînement à l'analyse de pannes*, page 57).**

Cette démarche, si elle était appliquée dès l'instruction de base en école, permettrait aux pilotes, au-delà de la connaissance d'actions réflexes et de procédures, de disposer d'une méthode analytique propice à la construction de solutions face à des situations en dehors de leur domaine d'expérience.

S'agissant de l'entraînement sur simulateurs de vol et entraîneurs de vol, si le besoin d'un recentrage sur le « pilotage de base » est retenu<sup>43</sup>, le bureau enquête accidents défense air recommande :

**au SPAé, en liaison avec la SIMMAD et les utilisateurs, d'étudier les possibilités d'évolutions des moyens de simulation vers une représentativité des pannes plus fidèle.**

---

<sup>43</sup> La simulation peut viser 2 objectifs. L'un est d'entraîner le personnel aux missions opérationnelles, l'autre est de lui faire acquérir des compétences de base et, au travers d'un entraînement régulier, de veiller au développement et au maintien de fondamentaux.

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

### ***4.2.1 Disponibilité des cassettes HI-8***

L'exploitation de la cassette HI-8 d'enregistrement de la VTH du leader n'a pas été possible, sa dégradation étant vraisemblablement due à son utilisation répétitive.

En raison de leur ravitaillement insuffisant, ces cassettes sont réutilisées par les pilotes au-delà du nombre d'enregistrements prescrit par le fabricant. Ainsi, le défaut d'enregistrement, constaté au retour de mission, n'est pas exceptionnel. Au-delà du besoin pédagogique, ce manque pourrait avoir des implications graves en cas d'événement intéressant la sécurité des vols.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense recommande :

- ❖ qu'une durée d'utilisation des cassettes HI-8 soit définie afin de garantir la qualité nécessaire et indispensable aux enregistrements ;**
- ❖ de mettre à disposition des unités un nombre suffisant de cassettes Hi-8 afin de garantir leur renouvellement périodique tout en assurant une disponibilité pour des besoins ponctuels (vols d'abonnés, besoins d'enquêtes...).**

#### ***4.2.2 Véhicules d'intervention incendie***

L'approvisionnement en eau a obligé les véhicules de lutte incendie à traverser régulièrement une route passante pour se ravitailler.

Leur couleur verte s'est révélée inadaptée à cette situation, hors de l'enceinte de la base aérienne : les usagers de la route n'identifiant pas toujours ces camions comme étant des véhicules de lutte incendie. Cet état de fait aurait pu générer un « sur accident ».

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

**les véhicules de lutte incendie soient identifiables<sup>44</sup> par tous en cas d'intervention en milieu civil.**

---

<sup>44</sup> Peintures, marquages, escorte, ...

## ANNEXES

Annexe 1 : Description du roulement de détecteur de  $\Delta P$  \_\_\_\_\_page 49

Annexe2 : Rappel des risques \_\_\_\_\_page 53

Annexe 3 : Hauteurs de décision et de sauvegarde \_\_\_\_\_page 55

Annexe 4 : Entraînement à l'analyse de pannes \_\_\_\_\_page 57

Annexe 5 : Étude des actions du pilote, accident du 29 mai 2006 \_\_\_\_\_page 59



## **1 DESCRIPTION DU ROULEMENT DE DETECTEUR DE ΔP**

### **1.1 Historique**

En 1989, il est constaté que le roulement à contact oblique d'origine présente le danger de pouvoir être monté à l'envers. SNECMA propose son remplacement par un roulement à billes (modification 403-2). Ce roulement est de 2 types équivalents : le GRW et l'ADR.

En 1993, un premier fait technique concerne le moteur M53 au travers de la dégradation du roulement ADR. Les conséquences identifiées de cette panne étaient :

Pour le M53 P2 :

- Un risque de dévissage de pleins gaz avec coupure PC dans les conditions de vol en basse altitude ;
- Un risque de dévissage lorsque la manette est au ralenti au dessus de 20 000 ft.

Pour le M53-5 :

- Un risque de dévissage de pleins gaz avec coupure PC dans les conditions de vol en basse altitude ;
- Un risque de dévissage lorsque la manette est au ralenti dans tout le domaine de vol (avec enclenchement du système anti-dévissage (SAD) quand le train est sorti).

Le risque était alors considéré :

- au décollage : acceptable, car d'une durée relativement faible (environ 40 secondes) ;
- à l'approche :
  - ⇒ M53 P2 : faible car l'enclenchement du secours carburant restait possible à tout moment avec un GTR<sup>45</sup> en fonctionnement grâce au SAD<sup>46</sup> ;
  - ⇒ M53-5 :
    - faible, train sorti, car le SAD empêchait le dévissage du GTR et il était possible d'enclencher le secours carburant ;

---

<sup>45</sup> GTR : groupe turbo réacteur.

<sup>46</sup> SAD : système anti-dévissage.

- important, train rentré, car un dévissage pouvait entraîner une extinction réacteur, impossible à redémarrer en basse altitude avec une vitesse faible (délai d'environ 3 minutes).

Cette situation a amené SNECMA à proposer une nouvelle modification (496-2), adoptée en 2000 et appliquée en priorité aux Mirage 2000 équipés du GTR M53-5.

Actuellement, toute la flotte des GTR M53-5 et seulement une partie des M53 P2 ont été modifiées 496-2. Depuis 1993, 15 cas de rupture de roulement ADR ont été identifiés (cas de l'accident du Mirage 2000 C 69 inclus).

Par ailleurs (voir tableau ci-dessous), il a été constaté que l'état de dégradation des roulements n'est ni lié au temps de fonctionnement ni corrélé à une manœuvre ou un emploi particulier.

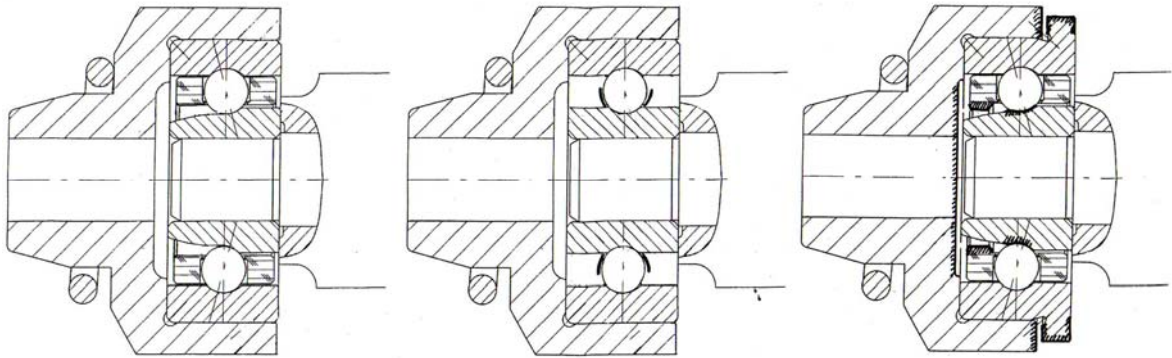
**1.2 Cas de rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$** 

Numéro du régulateur	Survenance de la rupture	Date	Temps de fonctionnement du régulateur	Niveau de blocage N	Observations
600422	En vol	Août 1993	167 h	$N \leq 79\%$	Dévissage au toucher des roues
600514	En vol	Mars 1997	548 h	$N \leq 87\%$	Dévissage au toucher des roues
600158	Au point fixe	Janvier 99	742 h		
1106	Au point fixe	Février 99	442 h	$N \leq 43\%$	Dévissage (au sol)
600562	En vol	Avril 2000	966 h	$N \leq 88\%$	Dévissage au toucher des roues
600598	En vol	Sept 2000	582 h	$N \leq 72\%$	Passage et retour en secours carburant suite à blocage de régime
600508	En vol	Déc 2001	1664 h	$N \leq 82\%$	Dévissage au toucher des roues
600099	En vol	Mai 2002	993 h	$N \leq 82\%$	
600588	En vol	Nov 2002	1236 h	$N \leq 88\%$	Dévissage au toucher des roues
600186	En vol	Juin 2003	514 h	$N \leq 75\%$	
600447	Alignement	Sept 2003	1049 h	$N = 49\%$	Chute brutale de N à 49%
600116		Janvier 04	243 h		Constat du bris au NTI 3
600291	Démarrage	Sept 2004	548 h	$N \leq 41\%$	Dévissage (au sol)
600233	Démarrage	Fév 2006	912 h		
<b>600572</b>	<b>En vol</b>	<b>29 mai 06</b>	<b>1377 h</b>	<b><math>N \leq 72\%</math></b>	<b>Accident aérien de Dijon</b>

Cas de rupture du roulement de détecteur de détecteur de  $\Delta P$

(Armée de l'air)

### 1.3 Différents types de roulement



<p><i>Figure 1 :</i> <i>types de</i> <i>roulements</i></p>	<p>Roulement à contact oblique - Origine - (Aucun cas de rupture)</p>	<p>Roulement à gorge profonde - Mod. 403-2 - (8 cas de ruptures en vol)</p>	<p>Roulement à contact oblique - Mod. 496-2 - (Modification en cours)</p>
--	---	---	---

## **2 RAPPEL DES RISQUES**

(Données SNECMA – mars 2002)

SNECMA

La différence de probabilité d'occurrence de rupture du roulement en phase d'approche selon le type de moteur avionné résulte du fait que SNECMA a considéré les deux hypothèses suivantes :

- le système anti-dévissage<sup>47</sup> (SAD) du M53 P2 reste opérationnel pendant toute la durée du vol, quelle que soit la configuration de l'avion, à l'inverse du M53-5 dont le SAD ne fonctionne que lorsque le train était sorti ;
- le passage systématique en secours carburant dans toutes les phases du vol lorsque le SAD est actif.

### **2.1 Sur M53-P2**

- Dévissage de régime depuis le PG avec coupure PC (ou blocage de régime en accélération) vers 71% de régime dans les conditions de vol basse altitude.
  - ⇒ Poussée en conditions 0/0 : 33% du PG sec.
  - ⇒ Poussée à 1500 ft / 190 kt : 24% du PG sec.
- Risque de dévissage manette au ralenti pour des altitudes  $\geq 20\ 000$  ft : couvert par le SAD (Système Anti Dévissage).
- Enclenchement secours carburant possible.
- Pas de risque en approche.

---

<sup>47</sup> Le SAD permet d'éviter une extinction du réacteur en injectant du carburant si nécessaire. Le temps de rallumage du réacteur est d'environ 3 minutes.

## 2.2 Sur M53-5

- Dévissage de régime depuis le PG avec coupure PC (ou blocage de régime en accélération) vers 69% de régime dans les conditions de vol basse altitude.
  - ⇒ Poussée en conditions 0/0 : 36% du PG sec.
  - ⇒ Poussée à 1500 ft / 190 kt : 30% du PG sec.
- Risque de dévissage manette au ralenti dans tout le domaine de vol avec alarme sous vitesse et enclenchement du SAD seulement si le train est sorti.
- Avec le train rentré ( $v_i > 200$  kt), risque de dévissage associé à un temps insuffisant pour rallumer en secours carburant (temps de risque  $\approx 3$  min) : situation critique. Domaine train rentré (domaine triangulaire approché) :
  - ⇒  $Z < 10\,000$  ft pour  $v_i = 200$  kt.
  - ⇒  $Z = 0$  ft pour  $v_i < 350$  kt.
- Avec le train sorti, la fonction SAD empêche le dévissage du moteur permettant l'enclenchement du secours carburant à tout instant.

## 2.3 Réactualisation du calcul de risque – mars 2002

Fonctionnement et technologie identiques sur M53-5 et sur M53-P2.

Les probabilités de risques graves entre M53-5 et M53-P2 ne diffèrent que par le comportement du moteur dans le domaine de vol.

### 2.3.1 Données

- Temps de fonctionnement des régulateurs à risque (modifiés 403-2) : 323 000 h.
- Nombre de ruptures de roulement : 7.
- Temps de risque au décollage : 40 s.
- Temps de risque en approche : 3 mn (concerne uniquement les M53-5).

## 2.4 Probabilité

- Au décollage M53-5 ou P2 :  $10^{-7}$ .
- En approche sur M53-5 :  $1.10^{-6}$  ( $0,8 \cdot 10^{-6}$  en 1999).

### **3 HAUTEURS DE DECISION ET DE SAUVEGARDE**

Référence : CPSV FAC-FAS Ordre 3G pages 4/6 et 5/6.

En ce qui concerne les sièges éjectables, deux hauteurs caractéristiques relatives au domaine d'éjection en cas de panne réacteur ont été définies :

- **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 ;
- **Hauteur de décision d'éjection** : hauteur à partir de laquelle la décision d'éjection doit être prise immédiatement, toute autre manœuvre de secours n'ayant plus aucune chance d'aboutir. En effet, pour récupérer un vario positif avant le sol à la suite d'un rallumage, il est nécessaire d'obtenir la poussée plein gaz sec au plus tard à la hauteur de sauvegarde, ce qui demande un délai correspondant à une perte d'altitude. Elle est calculée pour une configuration avion sans traînée, charges larguées, pour une  $V_i$  de 250 kt sauf pour le Rafale.

		<b>RAFALE</b>	<b>M 2000 D/N</b>	<b>M 2000 C/B</b>	<b>M F1 CR/CT</b>	<b>M F1 B</b>	<b>A-JET</b>
Hauteur sauvegarde	1 pilote	100 ft		170 ft	170 ft	170 ft	400 ft
	2 à bord	120 ft	250 ft	250 ft		250 ft	550 ft
Hauteur décision	1 pilote	5000 ft 400 kt		1500 ft	1500 ft	1500 ft	1500 ft
	2 à bord	5000 ft 400 kt	1500 ft	1500 ft		1500 ft	1500 ft

Ces hauteurs sont calculées à partir du sol. Les pilotes devront déduire l'indication altimétrique correspondante en fonction de la topographie du terrain survolé et du calage affiché.

**En situation de détresse, ces valeurs doivent être considérées comme étant les valeurs strictement minimales.**

En effet, ces valeurs minimales sont fixées pour des situations d'extrême urgence. Les calculs sont faits pour un fonctionnement automatique optimal des sièges éjectables. En cas de panne de certains automatismes, l'éjection ne sera réussie que si elle est déclenchée à une hauteur supérieure.

NOTA : le cas où le dispositif séquenceur n'assurerait pas l'éjection automatique des deux sièges et où la deuxième éjection devrait être commandée n'est pas couvert par la définition de la hauteur de sauvegarde.

**CHAQUE FOIS QUE POSSIBLE, L'ÉJECTION DOIT ÊTRE COMMANDÉE À DES ALTITUDES SUPÉRIEURES AUX VALEURS MINIMALES.**

**En particulier :**

➤ si extinction :

⇒ TRAIN SORTI, en palier GCA ou ILS à 1500 ft/sol,

⇒ En descente CGA ou ILS,

⇒ En finale à vue :

**ÉJECTION IMMÉDIATE**

➤ Si perte de poussée : après avoir largué les charges, établir un bilan d'énergie train sorti à 1500 ft/sol. Si le bilan d'énergie est négatif :

**ÉJECTION**



## **4 ENTRAÎNEMENT A L'ANALYSE DE PANNES**

### **4.1 Limites de l'entraînement**

Devant la complexité croissante des environnements auxquels sont et peuvent être confrontés les pilotes, et face aux capacités accrues des systèmes d'armes, l'armée de l'air a été conduite à orienter la simulation vers l'entraînement tactique au détriment de l'instruction au pilotage de base. Les matériels ont d'ailleurs évolué en conséquence. Par exemple, à Dijon, il n'y a plus de simulateur de vol, mais un entraîneur de vol qui présente des différences ergonomiques notables avec le *cockpit* des avions (taille plus importante, pas de sensations de vol, instrumentation différente, ...). De plus, ces matériels ne sont pas au dernier standard des avions<sup>48</sup>. Enfin, les simulateurs et entraîneurs de vol ne permettent pas de reproduire fidèlement toutes les pannes auxquelles peuvent être confrontés les pilotes.

Face à ces manques, et afin de dégager du temps pour l'entraînement tactique, l'instruction au pilotage de base, en simulation, est nécessairement réduite. Plus spécifiquement, le traitement des pannes est fortement orienté sur l'application « réflexe » de *check-list* en réponse à l'allumage de voyants de pannes plus qu'à l'analyse de pannes.

Le corollaire de cette nécessaire mutation est, qu'en vol, les pilotes se trouvent démunis pour traiter des pannes ne faisant pas l'objet d'une signalisation au tableau d'alarmes<sup>49</sup>.

### **4.2 Méthodologie pour l'analyse de panne type « avion de transport »**

Les équipages type « avion de transport », dès leur passage en école de spécialisation à Avord, recourent systématiquement à une méthode analytique pour le traitement de pannes. Elle permet, d'une part, de structurer le raisonnement dans ces conditions particulières et, d'autre part, d'assurer la communication vers l'ensemble des interlocuteurs potentiels (membres d'équipage, contrôleurs, ...).

---

<sup>48</sup> Pas de modification calculateur P2, pas de signalement de la panne DSV + CALC, pas de clignotement du voyant d'alarme T7, ...

<sup>49</sup> Entre autres, lors de l'accident d'un Mirage 2000 D le 08 janvier 2004 (rapport technique BEAD-A-2004-001-A), l'équipage avait fait part de sa difficulté pour comprendre la situation devant l'absence de signalisation de panne.

Par la suite, tout équipage confronté à une panne suit cette méthode dite « 3ABDI » :

- « Annonce » : annonce d'un dysfonctionnement aux autres membres de l'équipage ;
- « Analyse » : identification de la panne en fonction des alarmes, des paramètres moteurs et/ou de vol ;
- « Action » : traitement de la panne par application des listes de vérification ou des actions réflexes adaptées ;
- « Bilan » : évaluation des systèmes en panne et de leurs conséquences sur le déroulement de la mission ;
- « Décision » : le commandant de bord décide en fonction de la gravité de la situation de la conduite du vol ;
- « Information » : annonce aux services de contrôle et/ou passagers du problème rencontré.

## **5 ÉTUDE DES ACTIONS DU PILOTE, ACCIDENT DU 29 MAI 2006**

Lors de l'accident du 29 mai 2006, le pilote, contrairement aux 8 cas précédents de rupture en vol du roulement de détecteur de  $\Delta P$ , est soumis à une contrainte temporelle forte :

- il est à une hauteur faible (inférieure à 1000 ft) lorsqu'il prend conscience de l'existence d'un problème<sup>50</sup> ;
- la traînée de l'avion, importante dans cette phase de vol avec le train sorti, impose de la part du pilote des réactions sans délai ;
- la vitesse de l'avion diminue de façon critique sans qu'il puisse y remédier.

Face à cette pression, le pilote ne peut qu'appliquer des routines et des règles (des solutions toutes prêtes), il n'a pas le temps de construire une solution en faisant appel à ses connaissances<sup>51</sup>.

Pour le pilote, l'élément saillant est la diminution de la vitesse auquel il répond (routine) par une augmentation progressive de la puissance. Cette action étant insuffisante il agit pour diminuer l'incidence (règle) afin de faciliter la reprise de vitesse. Étant en virage, il annule le roulis et constate que la vitesse diminue toujours de façon critique. Il en déduit alors qu'il est confronté à un problème de motorisation. Il vérifie le tableau d'alarmes (règle) afin de pouvoir appliquer la procédure *ad hoc* (règle). Aucune alarme n'étant signalée et prenant conscience qu'il approche de la limite basse pour l'éjection, il recherche une zone propice et s'éjecte avant même d'avoir eu le temps de l'atteindre.

---

<sup>50</sup> Bien que la rupture du roulement se soit produite pendant le *break*, moteur au plein réduit, le pilote ne pouvait détecter le dysfonctionnement de la régulation principale que lorsqu'il a réajusté les gaz.

<sup>51</sup> En référence au modèle SRK (*skill – rules – knowledge*, routine - règles - savoir) de Rasmussen, le pilote, par manque de temps, ne pourra recourir qu'aux 2 premiers niveaux celui des routines et celui des règles.

En outre :

- au simulateur de vol, l'entraînement au pilotage de base<sup>52</sup> est fortement orienté vers le traitement de pannes signalées au tableau d'alarmes ;
- le pilotage du Mirage 2000 se fait, principalement, sans recourir et sans surveillance particulière du tachymètre et de l'indicateur de  $T_{t7}$ . Le pilote utilise essentiellement les chevrons d'énergie, en VTH, sans regarder le régime affiché, et toute surchauffe est signalée par une alarme. Ces instruments, peu utilisés, sont ainsi de faibles dimensions et semblent peu exploitables<sup>53</sup>.

Ainsi, au regard de l'entraînement au simulateur de vol et des habitudes de pilotage, rien n'incite les pilotes, tout au moins dans un premier temps, à contrôler directement leurs paramètres moteurs (ce contrôle ne fait pas référence à une routine ou à une règle simple). Cependant, seule la comparaison de ces paramètres avec la position de la manette des gaz leur permettrait d'envisager la panne « manette inefficace »<sup>54</sup>, contrôle qui n'intervient au plus tôt, que lorsque, devant l'échec de toutes les règles apprises, le pilote recourt au mode cognitif supérieur de construction d'une solution puisque la détection et le traitement de cette panne ne font référence à aucune règle.

---

<sup>52</sup> Des séances sont réservées pour l'entraînement opérationnel. À Dijon, il n'y a qu'un entraîneur de vol qui est moins représentatif de la cabine réelle qu'un simulateur et moins propice à l'entraînement au pilotage de base. De plus, le nombre limité de cas de pannes reproductibles impose aux pilotes des déplacements vers les bases aériennes de Luxeuil, Cambrai et Orange pour satisfaire aux nécessités de l'instruction. Toutefois, sur ces simulateurs, les standards et les ergonomies ne sont pas les mêmes que ceux des Mirage 2000-5 en place à Dijon.

<sup>53</sup> Lors des auditions menées auprès de plusieurs pilotes, la plupart a souligné la difficulté de lecture du régime moteur et de la température du GTR.

<sup>54</sup> Toutefois, compte tenu de la représentation erronée, de la part des pilotes, sur les symptômes correspondants, il est peu probable que, quand bien même les pilotes auraient contrôlé ces paramètres, ils auraient alors fait le lien avec cette panne.

Le 29 mai 2006, le pilote ne dispose pas du temps nécessaire pour accéder à ce mode cognitif supérieur, il n'identifie donc pas l'inefficacité de la manette des gaz et pense être confronté à une perte de poussée, problème qu'il a d'ailleurs annoncé avant de s'éjecter.

**Le 29 mai 2006, le pilote, contrairement aux 8 autres cas de rupture du roulement de détecteur de  $\Delta P$  survenus en vol, a été soumis à une contrainte temporelle forte.**

**Ainsi :**

- ❖ le peu de représentativité de la simulation de cette panne ;**
- ❖ les habitudes de pilotage<sup>55</sup> ;**
- ❖ la faible lisibilité du tachymètre et de l'indicateur de température<sup>56</sup> ;**

**rendent d'autant plus prégnant la prise en compte du facteur humain pour l'évaluation, à priori, du risque (calcul de risque).**

Avant le 29 mai 2006, la phase d'atterrissage n'avait pas été identifiée comme critique face à la perte de la régulation principale, étant entendu que le pilote sélectionnerait le secours carburant. Lors de la réunion du 8 juin 2006, dont l'objet était de faire le point sur les actions menées depuis cet accident et de décider des orientations futures, l'ensemble des participants, avionneur, constructeur et utilisateurs, a reconnu la nécessaire prise en compte de nouvelles phases critiques pour l'évaluation du risque (vols faible hauteur – faible vitesse). Des décisions permettant, d'une part, d'accélérer le chantier de modification des moteurs M53-P2 et, d'autre part, de limiter l'exposition au risque (emploi) ont alors été arrêtées.

---

<sup>55</sup> La technologie retenue pour le Mirage 2000 rend secondaires les instruments moteurs, l'équipage étant averti du dysfonctionnement d'un système par une alarme.

<sup>56</sup> Ce point est le corollaire du précédent.