



Liberté • Égalité • Fraternité

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

MINISTÈRE DE LA DÉFENSE
ET DES ANCIENS COMBATTANTS

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE TECHNIQUE



BEAD-air-A-2010-016-I

Date de l'événement	23 septembre 2010
Lieu	Base aérienne 133 Nancy-Ochey
Type d'appareil	Mirage 2000 D
Immatriculation	FUGXK n° 637
Organisme	Armée de l'air
Unité	Escadron de chasse 03.003 « Ardennes »

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

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

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.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page de garde : SIRPA air

Photos :

Pages 14 et 15 : BEAD-air

Illustrations :

Pages 11, 14, 15 et 16 : BEAD-air

Shémas :

Pages 19, 21 et 36 : BEAD-air

Page 30 : RESEDA

Page 31 : documentation technique de l'armée de l'air

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS	2
TABLE DES MATIERES	3
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1. Renseignements de base	6
1.1. Déroulement du vol	6
1.2. Tués et blessés	8
1.3. Dommages à l'aéronef	8
1.4. Autres dommages	8
1.5. Renseignements sur l'équipage	9
1.6. Renseignements sur l'aéronef	10
1.7. Conditions météorologiques	12
1.8. Aides à la navigation	12
1.9. Télécommunications	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	13
1.11. Enregistreurs de bord	13
1.12. Renseignements sur la zone et l'aéronef	13
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	16
1.14. Incendie	17
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	17
1.16. Essais et recherches	17
1.17. Renseignements supplémentaires	18
1.18. Techniques spécifiques d'enquête	18
2. analyse	19
2.1. Analyse des éléments recueillis	19
2.2. Recherche des causes de la perte de contrôle	24
2.3. Gestion de l'événement par le pilote	27
3. conclusion	28
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	28
3.2. Causes de l'événement	28
4. Recommandations de sécurité	29
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	29
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	29
ANNEXES	30
ANNEXE 1 DONNEES DE L'ENREGISTREUR DE VOL LORS DE LA SEQUENCE D'ATTERRISSAGE	31
ANNEXE 2 FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE FREINAGE	32
ANNEXE 3 RESULTATS DES MESURES DES PRESSIONS HYDRAULIQUES	34
ANNEXE 4 REGULATION DU SYSTEME DE FREINAGE	35
ANNEXE 5 RESULTAT DES MESURES DES TENSIONS ELECTRIQUES ET LA CONSEQUENCE SUR LA REGULATION DE FREINAGE	36
ANNEXE 6 EVOLUTION DES GENERATRICES TACHYMETRIQUES	38

GLOSSAIRE

BA	Base aérienne
CAM	Circulation aérienne militaire
CAPs	<i>Critical action procedures</i> – Procédures d'action critique
CFA	Commandement des forces aériennes
CPEMPN	Centre principal d'expertise médicale du personnel navigant
CRM	<i>Cockpit resources management</i> – Gestion des ressources du poste de pilotage
CSFA	Commandement du soutien des forces aériennes
DGA	Direction générale de l'armement
DGA – TA	Direction générale de l'armement Techniques aéronautiques
DIRAV	Dispositif permettant la dirigeabilité du train auxiliaire
EPI	Enquêteur de premières informations
ESCA	Escadron des services de la circulation aérienne
ESIS	Escadron sécurité incendie sauvetage
ESPAR	Enregistreur Statique de PARamètres
ESTA	Escadron de soutien technique aéronautique
GV	Grande visite
IP	<i>Initial point</i> – Point initial
JVN	Jumelles de vision nocturne
kt	<i>Knot</i> - Nœud (1 kt = 1,852 km/h)
METAR	<i>METEorological Aerodrome Report</i> – Rapport météorologique d'aérodrome
NOSA	Navigateur officier système d'arme
PAPI	<i>Precision approach path indicator</i> – Indicateur de trajectoire d'approche
PN	Personnel navigant
QNH	Pression atmosphérique au niveau de la mer en hectopascal (hPa)
RESEDA	Département de restitution des enregistreurs d'accidents
RPL	Réservoir pendulaire largable
SM	Service médical
SPAD	Système perfectionné anti-dérapant
UGMN	Unité de gestion et de maintien de la navigabilité
VP	Visite périodique
VSA	Véhicule de secours aérodrome
VTH	Visualisation tête haute

SYNOPSIS

Date et heure de l'événement : jeudi 23 septembre 2010, 23 h 09.
Lieu de l'événement : base aérienne (BA) 133 Nancy – Ochey.
Organisme : armée de l'air.
Commandement organique : commandement des forces aériennes (CFA).
Unité : escadron de chasse 03.003 Ardennes.
Aéronef : Dassault Aviation - Mirage 2000 D n° 637.
Nature du vol : vol d'entraînement.
Nombre de personnes à bord : 2.

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Lors de l'atterrissage de nuit, peu après le poser de l'atterrisseur auxiliaire, le pilote perd le contrôle de l'appareil. L'avion effectue une embardée sur la gauche et sort de la piste. L'équipage, indemne, évacue l'appareil.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un directeur d'enquête technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air)
- Un directeur d'enquête technique adjoint du BEAD-air
- Un enquêteur de premières informations (EPI)
- Un officier pilote ayant une expertise sur Mirage 2000 D
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Mirage 2000 D
- Un mécanicien « cellule/hydraulique » de l'unité de gestion et de maintien de la navigabilité (UGMN) ayant une expertise sur Mirage 2000 D
- Un mécanicien «électricien/équipements de bord» de l'UGMN ayant une expertise sur Mirage 2000 D
- Un médecin du personnel navigant (PN)

Autres experts consultés

- DGA - techniques aéronautiques
- DGA - essais propulseurs : département de restitution des enregistreurs d'accidents (RESEDA)

Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air a été prévenu téléphoniquement par l'armée de l'air le vendredi 24 septembre 2010 à 00 h 50.

Un EPI de la BA 133 de Nancy-Ochey a été désigné et a procédé aux premières constatations. Le groupe d'enquête technique s'est rendu sur la BA 133 le lendemain de l'événement.

Enquête judiciaire

Un officier de police judiciaire de la brigade de gendarmerie de l'air de la BA 133 a été commis. L'événement a donné lieu à l'ouverture d'une enquête judiciaire près le tribunal de grande instance de Nancy.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : COMMIS 84

Type de vol : circulation aérienne militaire aux instruments (CAM I)

Type de mission : mission de transformation aux jumelles de vision nocturne (TJN 4)

Dernier point de départ : BA 133

Heure de décollage : 22 h 27

Point d'atterrissage prévu : BA 133

1.1.2. Déroulement

L'équipage composé d'un pilote en place avant et d'un navigateur officier système d'arme (NOSA) en place arrière, effectue un vol d'instruction aux jumelles de vision nocturne (JVN) au profit du pilote.

1.1.2.1. Préparation du vol

Une attention particulière est portée à la situation météorologique de la région Nord-est pendant la préparation de la mission, compte tenu des prévisions d'orages dans la région de Nancy.

Le briefing débute vers 21 h 15.

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

Cette description s'appuie sur le témoignage de l'équipage, la vidéo de la visualisation tête haute (VTH) et les informations extraites de l'enregistreur de paramètres de vol de l'appareil.

Après 25 minutes de vol, alors que l'avion évolue dans l'Est de la zone de contrôle de la BA 133, le directeur des vols contacte par radio l'équipage pour effectuer un point de situation météorologique. Il annonce un front orageux arrivant du Nord-ouest sans pouvoir évaluer la distance et anticipant l'aggravation de la situation météorologique orageuse, il ordonne à l'équipage de se poser dans les 15 à 20 minutes qui suivent. L'équipage consomme du carburant afin que la masse de l'aéronef soit conforme aux minima d'atterrissage et retire les JVN à 5000 ft.

L'équipage décide de réaliser un atterrissage à vue afin d'éviter les cumulonimbus présents dans l'axe de la piste. Il effectue donc une percée dirigée sous contrôle aérien vers le point initial de la piste 20 pour une arrivée au break. L'équipage est informé des paramètres de vent sur le terrain : 300° avec une vitesse de 14 kt et des rafales de 22 kt. Le directeur des vols déclare alors le terrain « danger vent Bravo »¹.

¹ Vent traversier supérieur à 15 kt et inférieur à 20 kt.

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

L'appareil arrive au point initial à 2000 ft avec une vitesse de 370 kt. Le NOSA précise qu'il reste 1,4 t de kérosène. La tour de contrôle fournit à l'équipage les paramètres pour l'atterrissage dont le vent (270°/11 kt), et précise que la piste est mouillée. Après la sortie du train, le pilote effectue les actions vitales (aérofreins, TNS, réponse moteur) avant l'atterrissage.

En début de vent arrière à 1500 ft et à une vitesse indiquée de 178 kt, le pilote actionne la commande de sortie du train d'atterrissage et demande l'intensification du balisage de la piste au contrôleur qui lui répond que le balisage est au minimum. Le pilote demande à nouveau l'intensification du balisage de la piste, l'éclairage est positionné au maximum. Le pilote distingue quelques barbules de nuage, les conditions de vol à vue sont conservées. L'extinction du voyant « SPAD »² au tableau de configuration est vérifiée par le pilote.

Le dernier virage est réalisé à une vitesse indiquée de 170 kt. La pluie apparaît sur la verrière. L'équipage estime le plan d'approche « correct » et la vitesse « un peu rapide » en finale. La vigie annonce à l'équipage le vent en surface (250°/12 kt) et la piste mouillée. Le NOSA préconise une remise des gaz en cas de problème, puis en très courte finale, la sortie du parachute-frein.

Les atterrisseurs principaux entrent en contact avec la piste une centaine de mètres après le PAPI³, situé à 300 m du seuil de piste. L'indication de l'accélération longitudinale est alors présentée en VTH. La vitesse est alors d'environ 150 kt. Le pilote pose la roulette de nez et annonce « 3 points...parachute » avec environ 1800 m de piste restante. La DIRAV⁴ est enclenchée.

Après une action du pilote sur les freins, l'avion se déporte vers la droite puis revient dans l'axe de la piste. Le parachute-frein se déploie à 140 kt.

Vers 100 kt et 1200 m de piste de restante, l'avion dévie vers la gauche. Le pilote compense en actionnant le palonnier à droite. Alors que le palonnier est mis en butée, vers 70 kt, l'avion effectue une embardée à gauche.

Le pilote ne peut empêcher la sortie de piste qui se produit à 52 kt au cap 170°. L'avion s'immobilise dans l'herbe à quelques mètres du côté gauche de la piste. Le parachute frein n'a pas été largué.

L'équipage, indemne, évacue l'appareil.

² L'extinction du voyant « SPAD » indique que le système ne détecte pas d'anomalie sur les servo-distributeurs hydrauliques, sur l'isolement et la continuité des lignes des génératrices tachymétriques et sur différentes fonctions du boîtier de régulation de freinage.

³ *Precision approach Path indicator* – Indicateur de trajectoire d'approche.

⁴ Dispositif permettant la dirigeabilité du train auxiliaire.

1.1.3. Localisation

- Lieu : BA133
 - pays : France métropolitaine
 - département : Meurthe et Moselle
 - commune : Ochey
 - coordonnées géographiques :
 - N 48° 34'
 - E 005° 57'
- Moment : nuit

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères			
Aucune	2		

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
			X	

1.4. Autres dommages

Le panneau d'indication de piste utilisable restante de 900 m est sectionné à sa base.

1.5. Renseignements sur l'équipage

1.5.1. Pilote

- Age : 28 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : escadron de chasse 03.003 « Ardennes » depuis le 23 juillet 2009
- Formation :
 - qualification : pilote de combat
 - école de spécialisation : école de l'aviation de chasse – Tours
 - année de sortie d'école : 2007
 - stage de transformation sur Mirage 2000 B et C : du 15 février au 31 mai 2009
 - stage de transformation sur Mirage 2000 D : du 1^{er} juin au 22 juillet 2009
 - stage cockpit ressources management (CRM) : le 10 septembre 2009
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tous types	dont sur Mirage 2000 D	sur tous types	dont sur Mirage 2000 D	sur tous types	dont sur Mirage 2000 D
Total (h)	660	160	69	68	5	5
Dont nuit	80	20	6	6	2	2

- Date du dernier vol comme pilote sur Mirage 2000D :
 - de jour : 07 septembre 2010
 - de nuit : 20 septembre 2010
- Carte de circulation aérienne :
 - type : blanche
 - date d'expiration : 25 mars 2011
- Dernier entraînement à l'éjection et à l'évacuation sol : 25 août 2010. Le pilote avait également réussi l'épreuve écrite « CAPs » (*critical action procedures*) le 1^{er} septembre 2010 permettant de vérifier sa connaissance des actions réflexes en cas de sortie de piste.

1.5.2. Navigateur officier système d'arme

- Age : 34 ans
- Sexe : masculin
- Unité d'affectation : escadron de chasse 03.003 « Ardennes » ;
 - fonction dans l'unité : chef de la cellule « préparation de mission »
- Formation :
 - qualification : chef navigateur depuis le 01 avril 2003
 - stage CRM effectué le 11 avril 2000

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	sur tous types	dont Mirage 2000 D	sur tous types	dont Mirage 2000 D	sur tous types	dont Mirage 2000 D
Total (h)	2 715	2 170	107	107	3	3

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de l'air
- Commandement organique d'appartenance : commandement du soutien des forces aériennes (CSFA)
- Base aérienne de stationnement : BA 133 – Nancy Ochey
- Unité d'affectation : escadron de soutien technique aéronautique (ESTA) 2E003
- Type d'aéronef : Mirage 2000D :
 - configuration : 2 réservoirs pendulaires largables (RPL) de 2000 litres
 - armement : sans
- caractéristiques :

	Type – série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	D	637	2932	GV1⁵ 248h05	Graissage 97h05
Moteur	M 53 P2	60 543	2342	Sans objet⁶	Sans objet

⁵ GV = grande visite.

⁶ Le M53-P2 est un moteur modulaire. Les RG sont effectuées par modules de manières différenciées.

1.6.1. Maintenance

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

Le graissage a été réalisé le 20 avril 2010. A cette date, la cellule avait effectué 2833 heures de vol et 1985 atterrissages. Conformément à la documentation, aucun examen technique sur les génératrices tachymétriques n'a été réalisé.

Aucun problème relatif au circuit hydraulique, en particulier sur le circuit de freinage et la signalisation du circuit de freinage n'a été rapporté au cours des 50 derniers vols précédents l'événement.

Aucune maintenance préventive n'est prévue sur le circuit de freinage à l'exception de la vérification des pressions de freinage en visite périodique (VP) et en grande visite (GV).

Aucun élément du circuit n'a été échangé depuis la GV.

1.6.1.1. Points particuliers relevés dans la documentation du suivi de la maintenance

La cellule est sortie de sa première grande visite (GV1) le 19 octobre 2009. A cette date, la cellule avait effectué 2682 heures de vol et 1891 atterrissages. L'examen technique des trois génératrices tachymétriques prévu lors de toute GV avait abouti à leur remplacement.

Il est à noter que le boîtier du système perfectionné anti-dérapant (SPAD⁷) reçoit les informations des trois génératrices tachymétriques :

- une sur l'axe des roues de l'atterrisseur auxiliaire ;
- une sur chacun des deux axes des roues des atterrisseurs principaux.

Les trois génératrices tachymétriques ont été livrées par l'industriel en juillet 2003 à l'atelier industriel aéronautique. Elles sont installées le 18 août 2009 sur les atterrisseurs.

Au moment de l'événement, leurs temps de fonctionnement est de 250,5 heures.



Aspects des 3 génératrices tachymétriques installées sur l'appareil

Le pneumatique du train principal droit a effectué 14 atterrissages.

Le pneumatique du train principal gauche a effectué 7 atterrissages.

⁷ Le M 2000 est équipé d'un dispositif permettant un freinage progressif et différentiel contrôlé par un système perfectionné anti-dérapant : le SPAD.

1.6.2. Performances

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

1.6.3. Masse et centrage

A l'atterrissage, la masse de l'avion est de 12,2 tonnes. Le centrage est dans les normes.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : TRO F34 ;
- Masse de carburant au décollage : 5 tonnes ;
- Masse de carburant restant au moment de l'atterrissage : environ 1,3 tonne.

1.6.5. Autres fluides

Liquide hydraulique des circuits de servitudes et de frein (H515).

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

L'Alsace et la façade Ouest de la Franche-Comté sont concernées dans la première partie de la nuit par des orages marqués parfois accompagnés de grêle avec des rafales comprises entre 60 km / h et 80 km /h (32 kt à 43 kt).

Une dégradation orageuse venant de l'Ouest est attendue sur Nancy dans la soirée.

1.7.2. Observations

A 23 h 00, les relevés de la station météo⁸ de la BA 133 sont :

- vent du 300° avec des variations comprises entre le 280° et le 340°, une vitesse de 11 kt et visibilité supérieure à 10 km ;
- pression QNH : 1010 hPa ;
- température : 12°C ;
- présence d'orage avec des cumulonimbus au voisinage de la base.

En courte finale, le vent est du 250° avec une vitesse de 12 kt.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

⁸ Information du *METEorological Aerodrome Report* (METAR).

1.9. Télécommunications

L'appareil est en contact radio avec la tour de contrôle.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

La piste orientée 02/20 est longue de 2 400 m et large de 45 m.

Elle est équipée de barrières d'arrêt aux deux extrémités. L'utilisation de la piste et de ses systèmes associés ne font pas l'objet de restriction.

La piste est mouillée au moment de l'événement.

1.11. Enregistreurs de bord

L'appareil est équipé d'un enregistreur d'accident à mémoires statiques de type « ESPAR ».

L'action sur les freins ainsi que l'allumage des voyants « frein » et « SPAD » sur le panneau de configuration ne sont pas enregistrés.

La visualisation de la tête haute ainsi que les conversations sont enregistrées sur bande magnétique au format Hi-8.

La restitution des données de l'enregistreur de vol de l'appareil accidenté a été réalisée par le centre RESEDA. L'ensemble des informations enregistrées était exploitable.

1.12. Renseignements sur la zone et l'aéronef

1.12.1. Examen de la zone

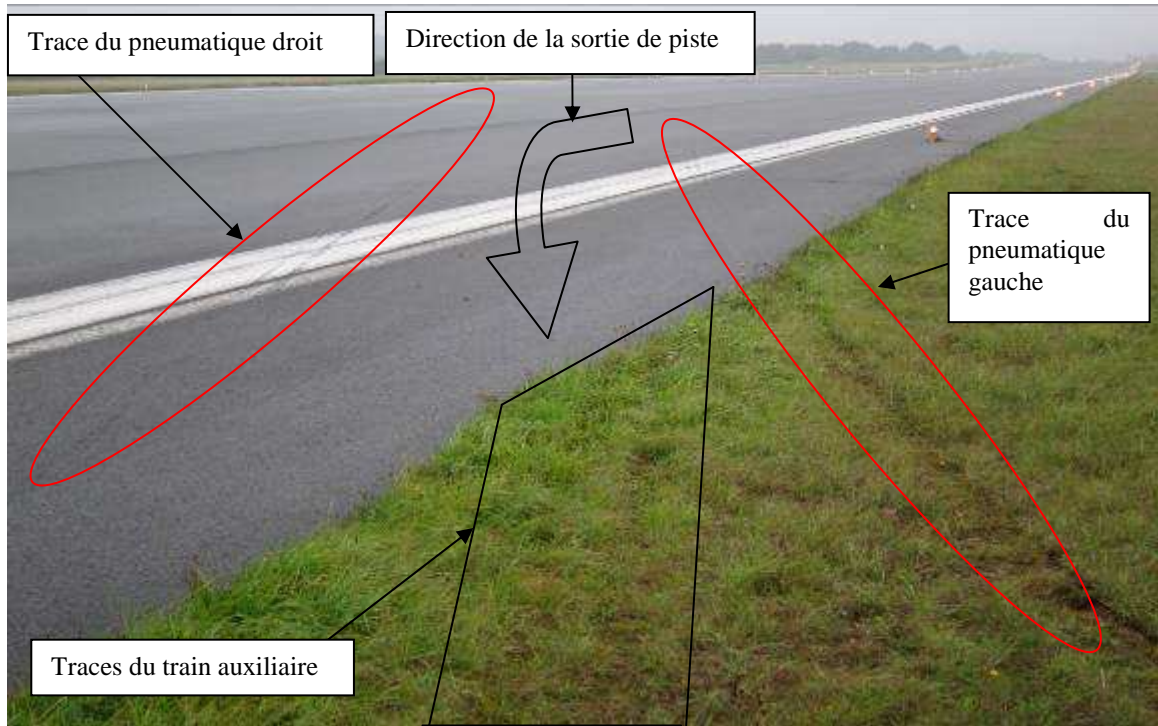
Les traces⁹ sont décrites successivement dans le sens de la décélération, du poser vers la sortie de piste.

A une vingtaine de mètres avant le panneau indiquant 1200 mètres de piste restante, une trace blanchâtre d'une largeur d'un centimètre environ débute à gauche de l'axe de la piste 20 et traverse celle-ci sous un angle faible. Elle se prolonge par la trace laissée par le pneumatique gauche avant la sortie de piste.

Aucune trace de l'atterrisseur auxiliaire n'a été constatée sur la piste.

Des traces de gomme sont visibles avant la sortie de piste et se poursuivent par des ornières sur le terrain en bordure de piste.

⁹ Le constat des traces sur la piste a eu lieu le lendemain matin : une partie des traces a été nettoyée par la pluie au cours de la nuit.



Traces des pneumatiques à la jonction de la piste et de l'herbe

1.12.2. Examen de l'appareil

Le Mirage 2000D s'est immobilisé à environ soixante-dix mètres après la sortie de la piste au cap 165°.



Vue de l'appareil immobilisé dans l'herbe

L'atterrisseur auxiliaire est intègre.

Les deux roues de l'atterrisseur principal de l'aéronef sont enlisées dans le sol jusqu'à leurs moyeux.



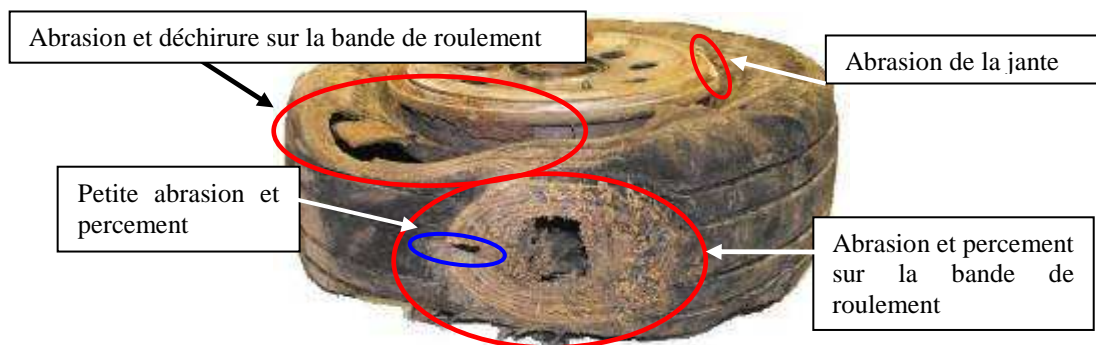
Atterrisseur principal gauche



Atterrisseur principal droit

1.12.2.1. Dommages constatés sur la roue de l'atterrisseur principal gauche

- La jante de la roue gauche est abrasée et présente un méplat.
- La bande de roulement du pneumatique présente une abrasion jusqu'au percement.
- Les flancs du pneumatique sont déchirés au niveau de l'abrasion.
- Aucun fusible thermique¹⁰ situé à l'intérieur de la jante n'a fondu.
- Lors du démontage de la roue, les plaques de freins ne présentent aucune altération.
- Les pistons actionnant ces plaques ne présentent aucun dysfonctionnement.



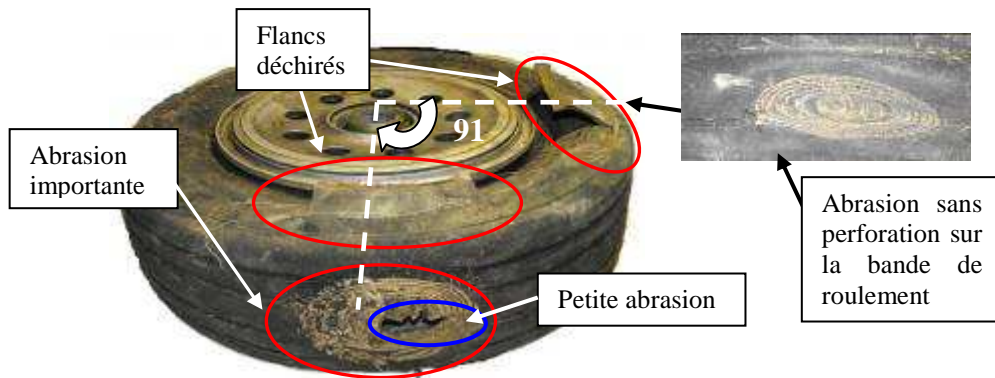
Dommages sur le roue gauche

¹⁰ Dispositif de protection, dont la fonte au-delà de 199°C provoque le dégonflement du pneu pour prévenir un éclatement par surpression.

1.12.2.2. Dommages constatés sur la roue de l'atterrisseur principal droit

La bande de roulement du pneumatique présente une abrasion jusqu'au percement et un méplat à 91° l'un de l'autre. Les flancs du pneumatique présentent deux déchirements au niveau des deux endommagements.

La jante ne présente pas de dommage. Aucun fusible thermique situé à l'intérieur de celle-ci n'a fondu.



Dommages sur la roue droite

Lors du démontage de la roue, les plaques de freins ne présentent aucune altération. Les pistons actionnant ces plaques ne présentent aucun dysfonctionnement.

1.12.2.3. Cabine

Le sélecteur du système de freinage est en position « circuit 1 ». Le frein de parc n'est pas tiré.

1.12.2.4. Autres dommages

La face inférieure du réservoir pendulaire largable gauche est rayée.

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

1.13.1. Pilote

- Dernier examen médical :
 - type : visite annuelle d'aptitude au centre principal d'expertise médicale du personnel navigant (CPEMPN)
 - date : 9 août 2010
 - résultat : apte à l'emploi de pilote de chasse
 - validité : 12 mois
- Blessures : aucune

1.13.2. Navigateur officier système d'arme

- Dernier examen médical :
 - type : visite annuelle au CPMPN
 - date : 18 mars 2010
 - résultat : apte à l'emploi de navigateur de combat
 - validité : 12 mois
- Blessures : aucune

1.14. Incendie

Néant.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Évacuation au sol

L'équipage a évacué l'appareil après son immobilisation. Une fois la coupure du moteur réalisée, le séquenceur d'éjection a été positionné sur « solo » et la batterie a été coupée.

1.15.2. Organisation des secours

L'alerte est immédiatement déclenchée par l'escadron des services de la circulation aérienne (ESCA), en actionnant le « klaxon crash ». La position de l'appareil est indiquée par interphone à l'escadron sécurité incendie sauvetage (ESIS).

Les pompiers interviennent sur les lieux trois minutes environ après l'alerte et sécurisent l'aéronef. L'équipage fournit les informations nécessaires aux pompiers dans le cadre de leur intervention.

Trois véhicules de l'ESIS sont mis en œuvre dont le véhicule secours aérodrome (VSA).

L'équipe de permanence du service médical (SM) se rend sur les lieux avec un véhicule sanitaire et prend en charge les deux membres d'équipage. Ces derniers, indemnes, sont acheminés vers le service médical pour y subir des examens.

1.16. Essais et recherches

L'extraction et l'exploitation des données de l'enregistreur d'accident ESPAR et de l'enregistrement vidéo (Hi-8) ont été effectuées dans les laboratoires de RESEDA.

Des tests sur les organes électriques et mécaniques du système de freinage ont été réalisés par les experts mécaniciens du groupe d'enquête.

1.17. Renseignements supplémentaires

Néant.

1.18. Techniques spécifiques d'enquête

Néant.

2. ANALYSE

La perte de contrôle de l'avion lors de la phase de décélération à l'atterrissage conduit à une sortie de piste.

L'analyse établit la séquence de l'événement, recherche les causes de cette perte de contrôle, et étudie la gestion de l'événement par le pilote.

2.1. Analyse des éléments recueillis

2.1.1. Analyse des traces sur la piste

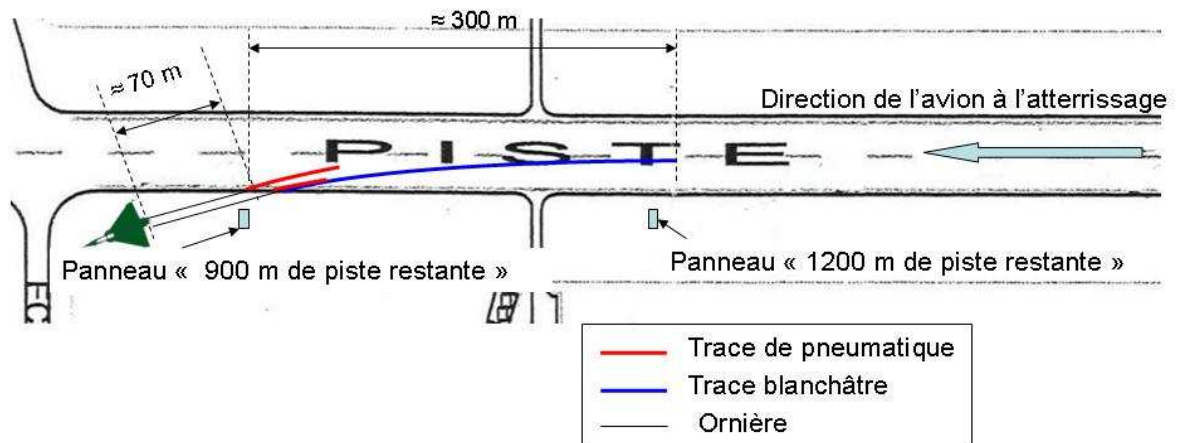


Schéma des traces relevées sur le site de l'incident

La trace blanchâtre d'une longueur d'environ 300 m dévie légèrement sur la gauche au début du marquage puis décrit une courbe s'incurvant à gauche avant la sortie de piste.

Elle se prolonge par une ornière faite par l'atterrisseur principal gauche.

Aucune trace blanchâtre n'est relevée dans le prolongement de l'atterrisseur principal droit.

Deux traces de pneumatiques correspondant à l'atterrisseur principal décrivent cette même courbe avant la sortie de piste.

Les traces laissées par les pneus des atterrisseurs principaux sont représentatives d'un blocage complet des roues avant la sortie de piste. La trace blanchâtre témoigne d'un frottement de la jante de l'atterrisseur principal gauche sur le revêtement de la piste.

2.1.2. Analyse des dommages sur les roues des atterrisseurs principaux

Les pneumatiques présentent des abrasions sur la bande de roulement :

- 3 sur celui de droite. Deux abrasions, dont une est sans percement, ont eu lieu alors que le pneumatique était sous pression ;
- 2 avec percement sur celui de gauche.

L'expertise technique a montré des endommagements plus importants sur la roue gauche que sur la roue droite.

La jante gauche présente deux abrasions en forme de méplat : l'une sur la face extérieure d'une longueur d'environ 19 cm ; l'autre sur la face intérieure d'une longueur voisine de 10 cm. Ces deux abrasions sont le résultat du contact de la jante sur la piste. Leur décalage atteste que la roue gauche a subi au moins deux blocages, correspondant probablement aux deux abrasions relevées sur la bande de roulement.

La jante droite ne présente aucun dommage significatif.

La roue gauche a subi un blocage bref provoquant la perforation de la bande de roulement, puis un autre blocage prolongé occasionnant une abrasion du caoutchouc puis de la jante. Le frottement de la jante produit alors une trace blanchâtre sur une longueur d'environ 300 m avant la sortie de piste.

Sur la roue droite, deux blocages antérieurs au percement ont abrasé la bande de roulement. Un dernier blocage prolongé a entraîné la perforation du pneumatique avant la sortie de piste.

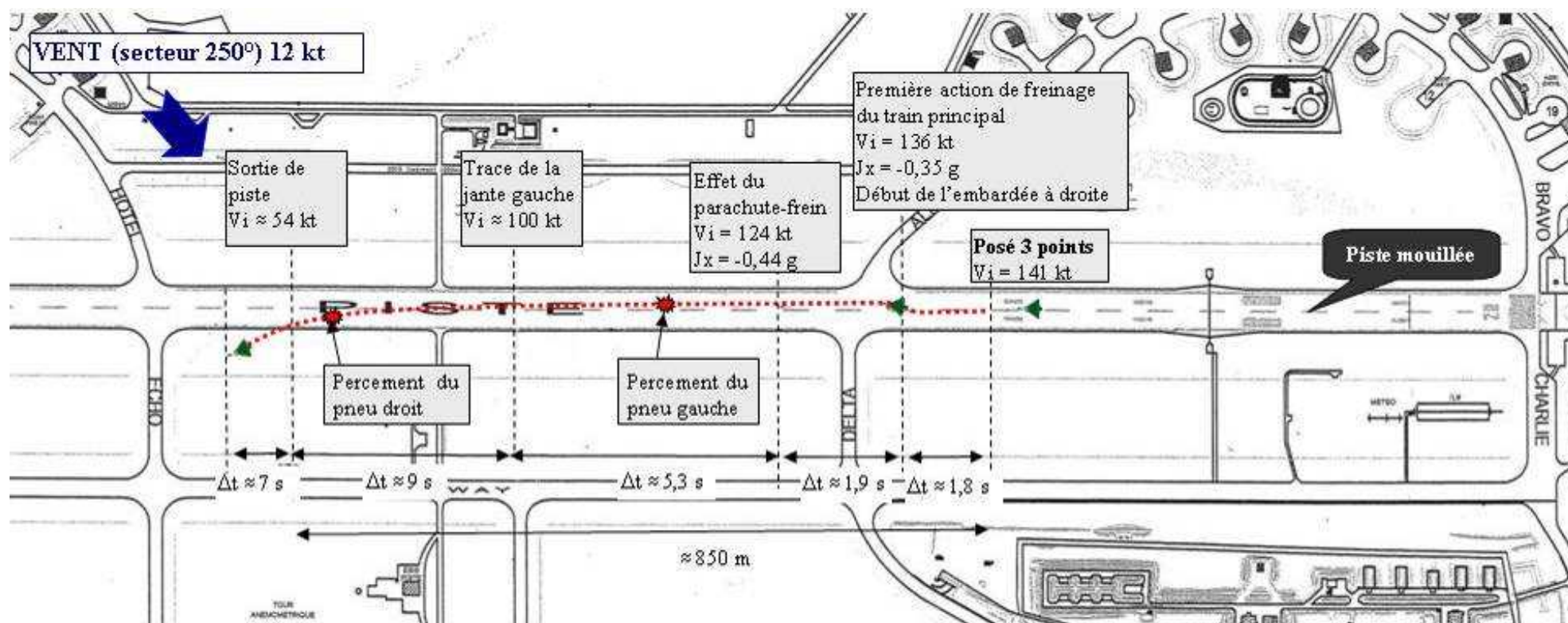
L'intégrité des fusibles thermiques situés à l'intérieur des jantes témoigne de l'absence d'élévation de température au niveau des puits de chaleur.

Enfin, les expertises ont conclu à l'absence de trace d'aquaplanage¹¹ sur tous les pneumatiques.

2.1.3. Analyse des enregistrements

Le schéma suivant décrit les événements caractéristiques pendant la course à l'atterrissage.

¹¹ L'aquaplanage se caractérise par la perte d'adhérence du pneumatique en pression sur une piste humide ou mouillée : une couche d'eau se plaçant entre la bande de roulement et le sol de la piste.



Événements caractéristiques lors de l'atterrissage

L'avion atterrit de nuit, sous une averse. Son plan d'approche en finale est dans les normes. Sa vitesse comprise entre 160 kt et 170 kt, est estimée « un peu rapide » en finale par l'équipage. Néanmoins, elle s'avère conforme avec la prise en compte d'une majoration de vitesse due à l'information de rafales de vent à 22 kt lorsque le terrain passe en « danger vent bravo ».

Les roues de l'atterrisseur principal entrent en contact avec la piste une centaine de mètres après le PAPI ($V_i = 151$ kt). L'indication de l'accélération horizontale est alors présentée en VTH.

Une seconde après le poser de l'atterrisseur auxiliaire, le pilote débute le freinage. L'appareil dévie sa trajectoire d'une dizaine de degrés à droite passant d'un cap 200° à 210° . Cet écart est la conséquence d'un blocage bref de la roue droite. Le pilote relâche la pression sur les freins et corrige la direction par une action sur la pédale gauche du palonnier et l'avion revient au cap 200° .

Le parachute-frein s'ouvre, ralentissant l'appareil à 124 kt, alors que le pilote freine d'une manière progressive et symétrique, maintenant ainsi la trajectoire dans l'axe de la piste.

Le parachute déployé, l'appareil dévie légèrement sa trajectoire à droite subissant un effet girouette dû au vent venant du cap 250° . Le pilote contre cet effet en sollicitant la pédale gauche du palonnier. La roue gauche se bloque au cours du freinage entraînant la perforation du pneu. La traînée résultante tend à faire dévier l'appareil à gauche. Le pilote contre cet effet par une action sur la pédale droite du palonnier.

La jante gauche entre en contact avec la piste. La traînée à gauche augmentant, l'avion dévie un peu plus à gauche, l'appui sur la pédale droite du palonnier est alors plus prononcé jusqu'à la mise en butée. La vitesse est d'environ 70 kt. L'effet de la dérive conjugué avec l'action de la « DIRAV » ne peut plus compenser la traînée générée par le frottement de la jante sur la piste, l'avion vire franchement à gauche en dérapant. La roue droite se bloque entraînant la perforation du pneu. Le virage se poursuit. La vitesse en sortie de piste est d'environ 53^{12} kt.

Après le déploiement du parachute frein jusqu'à la sortie de piste, la décélération (J_x) est dans les tolérances,¹³ comprise entre 0,33 g et 0,21 g.

La représentation graphique des paramètres de vol est présentée en annexe 1.

¹² La vitesse calculée est erratique, les mesures issues des sondes étant perturbées par le dérapage de l'appareil.

¹³ Selon la check list, « FREINAGE NORMAL », la valeur moyenne est comprise entre -0,2 et -0,3.

2.1.4. Synthèse

Dès le poser 3 points, le pilote actionne les freins d'une manière «progressive et symétrique» afin d'obtenir un freinage optimal. Au cours de la course de décélération, les roues subissent des blocages brefs et dissymétriques avant de se bloquer d'une manière prolongée. Ces blocages provoquent les percements des pneumatiques. Lors du dernier blocage de la roue gauche, le frottement généré a provoqué l'abrasion du pneumatique puis de la jante entraînant alors une trainée importante qui est compensée par l'effet de la dérive jusqu'à environ 70 kt. Ainsi, le pilote perd le contrôle de la trajectoire dès la mise en butée de la pédale droite du palonnier et la sortie de piste est inéluctable.

2.2. Recherche des causes de la perte de contrôle

La séquence d'événement a révélé que la perte de contrôle de la trajectoire à l'atterrissage est due à une force de trainée importante provoquée par le blocage complet et prolongé de la roue gauche.

La perte de contrôle étant consécutive au blocage de la roue gauche, l'analyse qui suit étudie les hypothèses permettant d'établir la cause du blocage des roues, puis l'influence de la vitesse à l'atterrissage.

2.2.1. Hypothèse : un dysfonctionnement mécanique de la cinématique des blocs de frein a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal

Les disques de frein ne présentent pas d'endommagement et les pistons ne montrent aucun dysfonctionnement ou grippage.

En conséquence, aucun dysfonctionnement d'ordre mécanique n'est venu perturber le système de freinage.

L'hypothèse selon laquelle un dysfonctionnement mécanique du système de freinage a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal est REJETEE.

2.2.2. Hypothèse : un dysfonctionnement hydraulique du système de freinage¹⁴ a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal

Les investigations menées sur le circuit hydraulique montrent que :

- la circulation du liquide hydraulique n'est pas perturbée par la présence d'air ou de gaz ;
- les mesures de pression hydraulique relevées sont conformes (les résultats sont fournis en annexe 3) ;
- les pressions relevées sur le circuit hydraulique 1 (SPAD actif) de l'atterrisseur principal gauche et droit sont symétriques et les valeurs mesurées sont conformes.

¹⁴ Le fonctionnement du système de freinage est exposé en annexe 2

Les prélèvements de fluide hydraulique H-515 provenant des circuits n° 1 et n° 2 ne présentent pas des teneurs anormalement élevées en éléments métalliques susceptibles d'indiquer une dégradation importante des pièces constitutives des circuits hydrauliques. Par ailleurs, aucune pollution d'origine organique n'a été mise en évidence.

L'hypothèse selon laquelle un dysfonctionnement hydraulique du système de freinage a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal est REJETEE.

2.2.3. Hypothèse : une discontinuité ou un défaut d'isolement des faisceaux électriques des trains d'atterrissage a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal du Mirage 2000 D

Le test SPAD a été effectué par le pilote lors de l'approche, aucune anomalie n'a été détectée.

Aucun défaut de continuité ou d'isolement des faisceaux électriques situés entre chaque génératrice tachymétrique et le boîtier SPAD n'a été constaté lors des investigations. Un tel défaut aurait été sanctionné par l'allumage du voyant SPAD fixe lors du test SPAD en vol après la sortie des trains lors de la branche vent-arrière.

L'hypothèse selon laquelle une discontinuité ou un défaut d'isolement des faisceaux électriques équipant le système de freinage a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal est REJETEE.

2.2.4. Hypothèse : un dysfonctionnement du boîtier SPAD a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal

Le boîtier SPAD permet le calcul et la gestion de l'adhérence maximum¹⁵ pneu-sol des roues des atterrisseurs principaux. Le contrôle du SPAD a été effectué selon la carte de travail¹⁶ en vigueur : le contrôle au banc n'a pas révélé de défauts de fonctionnement.

L'hypothèse selon laquelle un dysfonctionnement du boîtier SPAD a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal est REJETEE.

¹⁵ La régulation du système de freinage est exposée en annexe 4

¹⁶ Référence de la carte de travail : 15-50-607

2.2.5. Hypothèse : un dysfonctionnement d'une génératrice tachymétrique a contribué au blocage des roues de l'atterrisseur principal

Les trois génératrices tachymétriques mesurent la vitesse des roues des atterrisseurs qui est ensuite traitée par le boîtier SPAD.

Les génératrices tachymétriques sont testées en les entraînant à une vitesse de référence. Les valeurs de tension produite par les deux génératrices tachymétriques du train principal gauche et droit sont dans les tolérances.

En revanche, la génératrice tachymétrique du train auxiliaire fournit une tension très inférieure à la tension nominale (la synthèse des résultats est fournie en annexe 4).

Selon le principe de fonctionnement du SPAD (Cf. annexe 5), le dysfonctionnement de cette génératrice a provoqué le blocage des roues par action sur les freins. En effet, une valeur erronée de la vitesse de référence (fournie par la génératrice tachymétrique de l'atterrisseur auxiliaire) a été transmise au dispositif de régulation de freinage qui devient inopérant. Les actions de freinage qui ne sont plus régulées provoquent alors le blocage complet des roues.

Une expertise plus approfondie de la génératrice tachymétrique de l'atterrisseur principal droit a permis de révéler une tension de bruit¹⁷ en dehors des tolérances malgré une tension proportionnelle à la vitesse de rotation correcte. Cette altération du signal de tension comme cause du blocage des roues n'a pas pu être démontrée.

Néanmoins, selon les critères établis par l'industriel, cette génératrice est défailante.

Le dysfonctionnement de la génératrice tachymétrique de l'atterrisseur auxiliaire a conduit au blocage des roues du train principal du Mirage 2000 D. Par ailleurs, lors d'un contrôle approfondi, la génératrice tachymétrique droite a montré un dysfonctionnement dont l'influence sur le blocage des roues n'a pu être démontrée. Deux génératrices tachymétriques sur les trois équipant le Mirage 2000 D sont hors normes après 250,5 heures de fonctionnement.

2.2.6. Hypothèse : une vitesse élevée à l'atterrissage a contribué à la perte de contrôle

La vitesse indiquée au moment du toucher des roues de l'atterrisseur principal (151 kt) est supérieure à celle habituellement établie ($\Delta V \approx + 7 \%$) sans toutefois être excessive. A cet instant, la longueur de piste restante est comprise entre 2100 m et 1800 m. Or, la distance d'atterrissage calculée selon le manuel de vol avec l'utilisation d'un parachute-frein et un freinage normal sur piste mouillée est de 1500 m.

Bien que la vitesse indiquée au moment du toucher des roues de l'atterrisseur principal soit supérieure à celle habituellement établie, elle demeure dans les tolérances et permet de disposer d'une longueur de piste suffisante pour la décélération de l'appareil. La vitesse en finale n'a donc pas contribué à la perte de contrôle.

¹⁷ Faible tension aléatoire affectant le signal principal.

2.3. Gestion de l'événement par le pilote

2.3.1. La représentation de la situation

Lors de la vérification du fonctionnement du SPAD par le pilote avant l'atterrissage, aucune alarme n'est apparue. Ainsi, le système de freinage indique au pilote qu'il n'a pas détecté de dysfonctionnement des servo-distributeurs, de défaut d'isolement et de continuité des lignes des génératrices tachymétriques ou d'une anomalie dans les différentes fonctions du boîtier de régulation.

Après le poser, l'information de vitesse de référence provenant du train auxiliaire est erronée. Le SPAD devient inopérant vers 130 kt¹⁸ sans que le pilote en soit informé.

De plus, les informations de performance du freinage (J_x) fournies par la VTH après le déploiement du parachute sont nominales : $-0,33 \text{ g} < J_x < -0,21 \text{ g}$ ¹⁹. Le pilote ne peut mettre en cause un éventuel dysfonctionnement du système de freinage et maintient alors une pression constante sur les freins. L'équipage ayant ressenti un phénomène de glissade lors de la perte de contrôle, a cru subir un phénomène d'aquaplanage.

Les informations reçues par le pilote ne lui permettent pas d'identifier une panne de freinage. Son plan d'action est approprié à sa représentation de la situation.

2.3.2. Actions en cas d'un défaut de performance de freinage détecté par le pilote

Dans le cas d'une détection d'un défaut de performance de freinage ($J_x < 0,2 \text{ g}$), la procédure prévoit de sélectionner le « circuit 2 » du système hydraulique qui permet de s'affranchir du système de régulation SPAD, puis d'« attendre 2 secondes » et de « freiner modérément (SPAD inopérant) ».

En considérant la perte de contrôle au moment de la mise en butée de la pédale droite du palonnier, le pilote n'a plus de moyen pour maîtriser la trajectoire, et dispose de moins de cinq secondes avant la sortie de piste pour réagir. Or, dans ce délai, il doit concéder deux secondes pour disposer à nouveau du circuit de freinage assisté.

La perte de contrôle débutant lors de la mise en butée de la pédale droite du palonnier, le pilote ne disposait pas du temps nécessaire à l'analyse de la situation et à l'application de la procédure adéquate.

¹⁸ Vitesse calculée selon la tension fournie par la génératrice tachymétrique installée sur le train auxiliaire.

¹⁹ Dans le cas où le $J_x < -0,2 \text{ g}$, une procédure spécifique est établie.

3. CONCLUSION

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

L'événement se produit lors d'un atterrissage après une mission d'entraînement aux JVN :

- le directeur des vols écourte le vol en anticipant l'arrivée d'un front orageux ;
- avant l'atterrissage, le pilote effectue le test de fonctionnement du SPAD qui ne révèle pas d'anomalie ;
- dès le poser de l'atterrisseur auxiliaire sur la piste mouillée, le pilote actionne les freins ;
- le blocage prolongé de la roue gauche provoque l'abrasion de la jante sur la piste créant une force de traînée à gauche importante ;
- les informations de décélération reçues par le pilote grâce à la VTH sont nominales ;
- le pilote contre la force de traînée à gauche jusqu'à la mise en butée du palonnier droit : la perte de contrôle de la trajectoire est alors inéluctable ;
- l'appareil est entretenu conformément au plan de maintenance en vigueur.

3.2. Causes de l'événement

Les causes de la perte de contrôle de la trajectoire sur la piste lors de l'atterrissage sont :

- un dysfonctionnement de la génératrice tachymétrique placée sur le train auxiliaire qui a fourni une information erronée au système de régulation de freinage ;
- une absence d'information vers le pilote de la défaillance de la génératrice tachymétrique placée sur l'atterrisseur auxiliaire lorsque celle-ci est avérée ;
- une impossibilité pour le pilote, au vu de la soudaineté de la perte de contrôle et de la sortie de piste, d'analyser la situation et de mettre en œuvre les actions correctrices adaptées afin de reprendre le contrôle de la trajectoire.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

4.1.1. Dysfonctionnement des génératrices tachymétriques

L'enquête a mis en évidence que le dysfonctionnement de la génératrice tachymétrique du train auxiliaire est à l'origine de la perte de contrôle de l'avion. A ce jour, la cause du dysfonctionnement n'a pas pu être établie.

Selon les informations fournies par la structure intégrée du maintien en condition opérationnelle des matériels aéronautiques du ministère de la défense, le temps moyen entre deux pannes des génératrices tachymétriques de type C20260000²⁰ équipant les Mirage 2000 est faible.

En conséquence, au regard de l'importance de la génératrice tachymétrique dans le système de freinage, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à la direction générale de l'armement, en liaison avec l'armée de l'air et l'avionneur, de mener une étude approfondie sur les dysfonctionnements récurrents des génératrices tachymétriques équipant le Mirage 2000 et de mettre en place les actions nécessaires afin d'y remédier.

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

4.2.1. Mise en place de l'outil d'analyse systématique des vols militaires (ASVM)

La vitesse indiquée au moment du toucher des roues de l'atterrisseur principal est supérieure à celle habituellement établie, sans toutefois être excessive avec la prise en compte d'une majoration de vitesse due à l'information de rafales de vent à 22 kt.

Afin de pouvoir disposer d'un bilan pertinent des éventuels écarts de vitesse au moment du toucher des roues et pouvoir ainsi renforcer la sensibilisation des équipages à cette phase délicate de l'atterrissage, il apparaît opportun d'en réaliser une analyse systématique rendue possible par l'outil d'analyse systématique des vols militaires (ASVM).

A ce titre, il est à noter que la mise en place de l'ASVM est inscrite dans le plan d'actions (3.6/2011) de sécurité aérienne 2011 de l'armée de l'air conformément à l'étude « Analyse systématique des vols (ASV) : démarche, outil, principes de sécurité aérienne » réalisée par l'office national des études et recherches aérodynamiques (ONERA). Cette démarche a été lancée après les recommandations formulées dans les rapports des événements aériens BEAD-air-A-2007-012-A et BEAD-air-2010-005-A.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande :

à l'armée de l'air, l'exploitation de l'outil d'analyse systématique des vols militaires lorsque l'équipement de l'aéronef le permet.

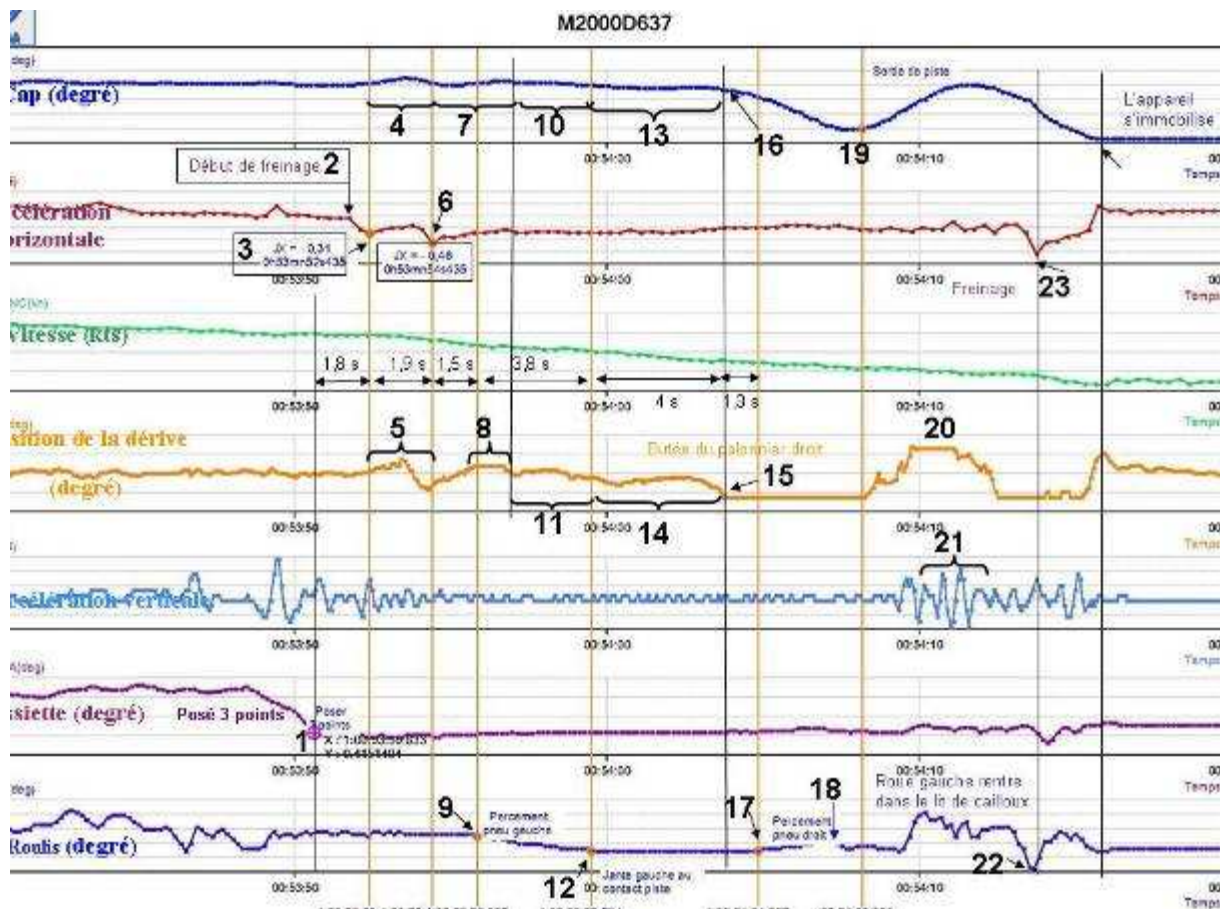
²⁰ cf. l'évolution technique des génératrices tachymétriques en annexe 6.

ANNEXES

ANNEXE 1	Données de l'enregistreur de vol lors de la séquence d'atterrissage	31
ANNEXE 2	Fonctionnement du système de freinage.....	32
ANNEXE 3	Résultats des mesures des pressions hydrauliques	34
ANNEXE 4	Régulation du système de freinage	35
ANNEXE 5	Résultat des mesures des tensions électriques et la conséquence sur la régulation de freinage	36
ANNEXE 6	Evolution des génératrices tachymétriques.....	38

ANNEXE 1

Données de l'enregistreur de vol lors de la séquence d'atterrissage



ANNEXE 2

Fonctionnement du système de freinage

Le Mirage 2000 est équipé de deux circuits de freinage indépendants :

- un circuit de freinage normal, alimenté hydrauliquement par la génération « circuit 1 », qui permet d'obtenir :
 - un freinage progressif et différentiel normalement contrôlé par un système perfectionné anti-dérapant : le SPAD ;
 - un freinage non différentiel utilisé pour le point fixe : lorsque les pédales sont enfoncées à fond, que la manette des gaz est sur plein gaz et que l'amortisseur avant est comprimé ;
- un circuit de freinage secours, alimenté hydrauliquement par la génération « circuit 2 », qui permet d'obtenir :
 - un freinage progressif et différentiel à partir des pédales ;
 - un freinage, non différentiel, utilisé pour le freinage au parking, à partir de la manette de commande de freinage au poste avant.

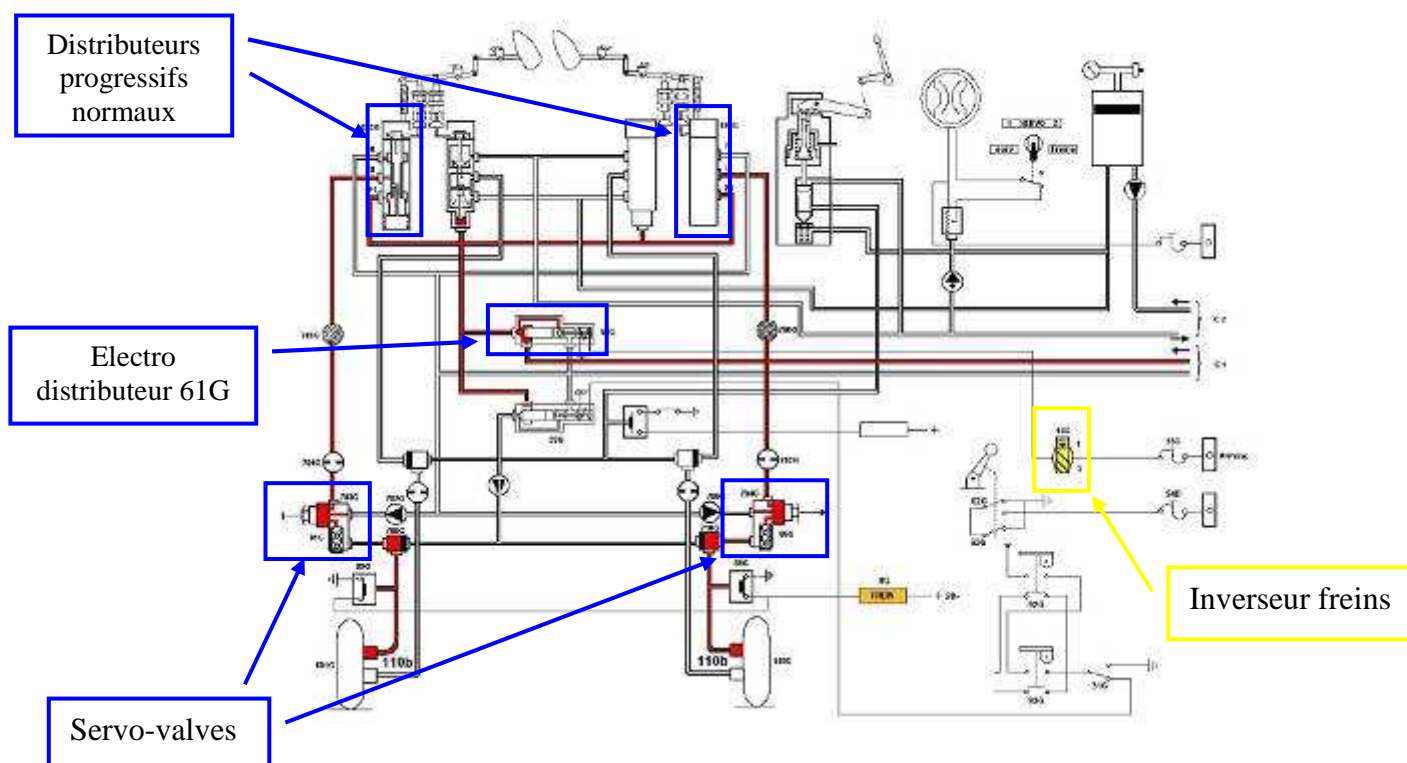


Schéma de principe du freinage normal

Le freinage normal est obtenu lorsque :

- l'inverseur « FREIN » est positionné sur la position « 1 » ;
- un des membres de l'équipage enfonce les pédales de l'un des deux postes ;
- La pression hydraulique de la génération circuit 1 est envoyée vers les distributeurs progressifs normaux au travers de l'électro-distributeur 61G ;
- L'enfoncement des pédales agit sur les leviers des distributeurs ;
- Les leviers poussent les tiroirs des distributeurs, les retours sont isolés ;
- La pression détendue par ces distributeurs est admise aux servo-valves SPAD 90G et 91G.

ANNEXE 3

Résultats des mesures des pressions hydrauliques

Les essais de pressions hydrauliques ont donné les résultats suivants :

		Pressions en circuit hydraulique 1 (en frein 1)		Pressions en circuit hydraulique 2 (en frein 2)	
		SPAD	Freinage point fixe	Frein 2	Parking
Train principal droit	Valeurs théoriques	90 bars mini	260 bars mini	45 bars mini	65 bars mini
	Valeurs mesurées	100 bars	280 bars	55 bars	60 bars
Train principal gauche	Valeurs théoriques	90 bars mini	260 bars mini	45 bars mini	65 bars mini
	Valeurs mesurées	100 bars	280 bars	60 bars	69 bars

Les valeurs nominales sont issues de la carte de travail 15-50-601.

ANNEXE 4

Régulation du système de freinage

Dans le cas de l'événement, la génération « circuit 1 » est sélectionnée. Le circuit de freinage normal se trouve alors activé avec le SPAD en fonctionnement.

Le boîtier de régulation SPAD permet de contrôler le freinage afin d'optimiser l'adhérence pneu-sol des roues freinées.

L'adhérence est fonction du glissement qui se définit par la relation $g=(V_a-V_r)/V_a$, où V_a est la vitesse périphérique de la roue non freinée de l'atterrisseur auxiliaire correspondant à la vitesse de l'avion au roulage, et V_r est la vitesse périphérique de la roue freinée de l'atterrisseur principal.

La vitesse de référence sol V_a est donnée par la génératrice tachymétrique placée sur l'axe de la roue gauche du train auxiliaire.

Les vitesses des roues freinées V_r sont mesurées par les 2 génératrices tachymétriques situées sur les axes des roues du train principal.

Ces génératrices tachymétriques délivrent un signal électrique continu proportionnel à la vitesse de rotation des roues.

Le boîtier de régulation permet d'ajuster la vitesse de rotation de la roue freinée autour d'une vitesse de référence correspondant à une valeur donnée de glissement fournissant le coefficient d'adhérence maximal en fonction de la vitesse de l'avion au roulage. Cet ajustement de vitesse réalisé par le SPAD fonctionne si $V_a-V_r>0$ ($g>0$).

Par conception, en dessous d'une vitesse V_a minimale (2 m/s environ \approx 7,2 km/h \approx 4 kt), le SPAD autorise le freinage progressif jusqu'au blocage des roues et par voie de conséquence, la possibilité d'immobiliser l'avion.

Trois cas sont à envisager :

- si $V_a < V_r \Rightarrow \Delta V < 0$, alors le régulateur autorise le freinage ;
- si $V_a > V_r \Rightarrow \Delta V > 0$, alors la roue tend à partir vers le patinage, le régulateur envoie un ordre de défreinage compris entre 0 % et 100 % proportionnel à la valeur de ΔV ;
- cas particulier du ΔV minimum > 0 : en dessous d'une V_a minimum (2 m/s environ), il n'est plus possible d'obtenir un ΔV suffisant pour générer un ordre de défreinage. A partir de cette V_a minimum, le SPAD devient inopérant.

ANNEXE 5

Résultat des mesures des tensions électriques et la conséquence sur la régulation de freinage

Les résultats du contrôle de la génératrice tachymétrique du train auxiliaire sont exposés dans le tableau ci-après :

		Vitesse (tr/min)	Tension à vide (V)	Tension sur la charge de 5000+/- 5 Ohms (V)
SENS HORAIRE	Valeurs théoriques	1800	$8,88 \leq U \leq 9,12$	$7,46 \leq U \leq 8,21$
	Valeurs mesurées		4,60	4,07
	Valeurs théoriques	3600	$17,76 \leq U \leq 18,24$	$14,92 \leq U \leq 16,43$
	Valeurs mesurées		9,4	8,3
SENS ANTI- HORAIRE	Valeurs théoriques	1800	$8,88 \leq U \leq 9,12$	$7,46 \leq U \leq 8,21$
	Valeurs mesurées		3,52	3,1
	Valeurs théoriques	3600	$17,76 \leq U \leq 18,24$	$14,92 \leq U \leq 16,43$
	Valeurs mesurées		7,05	6,15

Le contrôle d'isolement et de résistance de l'induit donne des valeurs conformes.

Le signal électrique visualisé à l'oscilloscope est bruité et ne correspond pas à celui mentionné dans la notice technique.

Les résultats des mesures montrent que les valeurs fournies par la génératrice tachymétrique de l'atterrisseur auxiliaire sont très inférieures aux valeurs nominales, de l'ordre de 60 %²¹ ; alors que les valeurs de tension produites par les deux génératrices tachymétriques du train principal gauche et droit, et relevées au voltmètre, sont dans les tolérances.

²¹ Les tests réalisés par le fournisseur des génératrices tachymétriques ont révélé des tensions d'environ 50 % en dessous de la valeur nominales.

Ainsi, lorsque que le pilote freine, la génératrice tachymétrique de l'atterrisseur auxiliaire fournit une tension correspondant à une vitesse V_a très inférieure à la vitesse réelle V_r de l'avion : $V_a < V_r \Leftrightarrow V_a - V_r < 0$.

Or, le système de régulation contrôle le freinage selon la valeur $V_a - V_r = \Delta V$. Comme $\Delta V < 0$, le système autorise le freinage, en inhibant le SPAD. Dès lors, le SPAD devient inopérant et aucune régulation n'est possible. La pression appliquée sur les freins par le pilote étant proportionnelle à la pression de freinage : l'action sur les freins par le pilote bloque alors les roues.

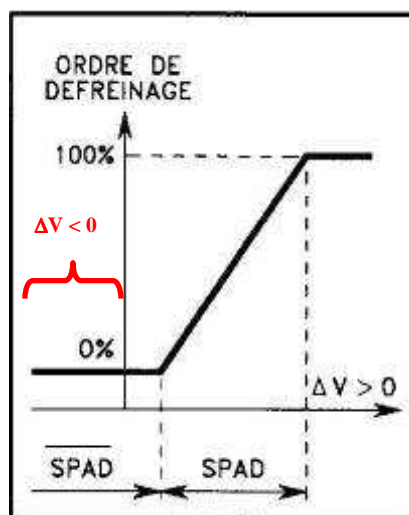


Diagramme de fonctionnement du SPAD selon la valeur de ΔV

ANNEXE 6

Evolution des génératrices tachymétriques

Le type de génératrice tachymétrique (MHB C20260000) monté sur le M 2000 D au moment de l'événement a été mis en service en 1989²² dans le but d'une meilleure tenue mécanique en vibration grâce à une nouvelle technologie d'assemblage.

En 1993, l'armée de l'air établit un bilan des défaillances de ce type de génératrice tachymétrique : sur 25 génératrices tachymétriques défectueuses, 2 avaient 0 heure de fonctionnement et 5 moins de 60 heures ; puis en 1994 sur 50 génératrices tachymétriques défectueuses, 11 avaient 0 heure de fonctionnement et 10 moins de 60 heures.

La cause de ces défaillances est une coupure ou une valeur hors tolérance de la résistance de l'induit.

En avril 1995, suite à ce constat l'armée de l'air demande au service technique des programmes aéronautiques (STPA) de la DGA d'intervenir auprès de l'avionneur afin qu'une solution technique soit trouvée.

En octobre 1997, lors de la conférence technique préparatoire Mirage 2000 réunissant l'avionneur et les services officiels, l'armée de l'air présente un taux moyen entre les pannes (MTBF²³) décroissant depuis 1991.

En octobre 1998, le compte rendu de la conférence technique Mirage 2000 mentionne que des ruptures de fils en neuf ainsi que des résistances hors tolérances ont été constatées sur ce type de génératrice tachymétrique équipant par ailleurs les Falcon 900 et les F-16 de l'armée américaine.

Entre 1995 et 2001, un bilan des défaillances établi par le service qualité de la DGA fait apparaître d'autres défauts : bruit de commutation, tension de sortie, phénomène de cardan,... hors tolérance.

Fort de ces constats, l'industriel a proposé une nouvelle génératrice tachymétrique (C20260000-1) dotée d'un bobinage à fil renforcé. Cette nouvelle version est avionnée depuis 2002²⁴ sur tous les Mirage 2000 tout en autorisant le panachage des deux versions.

Les défaillances de la génératrice tachymétrique C20260000 essentiellement dues à des ruptures du bobinage ou à des résistances de l'induit hors norme, ont nécessité une évolution technique pour augmenter sa fiabilité. Ainsi, la génératrice tachymétrique C20260000-1 a été produite pour être installée sur le Mirage 2000.

²² Référence de la modification : 831, date de décision de la Commission locale de modification n° 19 du 19 janvier 1989.

²³ MTBF : Mean time before failure = taux moyen entre pannes.

²⁴ Référence de la modification : 1413, date de décision de la Commission locale de modification n° 45 du 11 juillet 2002.