

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

RAPPORT D'ENQUÊTE TECHNIQUE



BEAD-air-M-2009-011-I

Date de l'événement	02 novembre 2009
Lieu	Aérodrome de Lorient – Lann Bihoué (56)
Type d'appareil	Super-Etendard Modernisé
Immatriculation	N° 4
Organisme	Marine nationale
Unité	Flottille 11F - Landivisiau

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 : Marine nationale.

Photos pages 14, 15, 19, 20, 21, 24, 25, 27, 29, 44, 45, 46, 48 et 52 : BEAD-air.

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
TABLE DES MATIERES	3
TABLE DES ILLUSTRATIONS	5
GLOSSAIRE	6
1. Renseignements de base	8
1.1. Déroulement du vol	8
1.1.1. Mission	8
1.1.2. Déroulement	8
1.1.3. Localisation	9
1.2. Tués et blessés	10
1.3. Dommages à l'aéronef	10
1.4. Autres dommages	10
1.5. Renseignements sur la patrouille	10
1.5.1. Leader	10
1.5.2. Equipier	11
1.6. Renseignements sur l'aéronef	11
1.6.1. Maintenance	11
1.6.2. Performances	12
1.6.3. Masse et centrage	12
1.6.4. Carburant	12
1.7. Conditions météorologiques	12
1.7.1. Prévisions	12
1.7.2. Observations	12
1.8. Aides à la navigation	13
1.9. Télécommunications	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	13
1.11. Enregistreurs de bord	13
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact	13
1.12.1. Examen de la zone	13
1.12.2. Examen de l'épave	15
1.12.3. Examen de la cabine de pilotage :	15
1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	16
1.14. Incendie	16
1.15. Questions relatives à la survie des occupants	16
1.15.1. Abandon de bord	16
1.15.2. Organisation des secours	16
1.16. Essais et recherches	17
1.17. Renseignements supplémentaires	17
2. Analyse	18
2.1. Analyse des données	18
2.1.1. Chronologie du vol	18
2.1.2. Trajectoire détaillée de l'appareil au sol	20
2.1.3. Conclusion	22
2.2. Résultats des expertises techniques	22
2.2.1. Détermination de l'origine de la panne moteur en vol : expertise du GTR	22
2.2.2. Expertise du système de freinage	24
2.2.3. Vérification de fonctionnement des indicateurs T4, N, de la centrale aérodynamique et de la commande secours régulation électrique	24
2.2.4. Examen de la chaîne régulation secours	24
2.2.5. Examen des pneumatiques et des traces sur la piste	25
2.2.6. Conclusion des expertises techniques	26
2.3. Cause d'une poussée résiduelle lors du roulage à l'atterrissage	26
2.3.1. Hypothèse : Le régime résiduel résulte de la manette des gaz en position non ralentie après l'enclenchement du SRE	27
2.3.2. Hypothèse : Le régime résiduel résulte d'un déplacement involontaire de la manette des gaz par le pilote	27
2.3.3. Hypothèse : Le régime résiduel résulte d'une action incomplète sur la commande SRE	28
2.4. Causes de la sortie de piste liées au domaine environnemental	28

2.4.1. Piste d'atterrissage et conditions météorologiques au moment de l'événement :.....	28
2.4.2. Hypothèse : un phénomène d'hydroplanage a contribué à la sortie de piste du SEM.	28
2.5. Causes de la sortie de piste liées au domaine des facteurs humains	31
2.5.1. Analyse de la gestion de la panne et du processus décisionnel jusqu'au toucher des roues	31
Défaut d'informations permettant au pilote d'objectiver sur l'état de la piste	33
2.5.2. Analyse des causes ayant contribué à la perte de contrôle de l'appareil lors du roulage à l'atterrissage	34
3. Conclusion	38
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	38
3.2. Mécanisme de l'événement	38
4. Recommandations de sécurité	40
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	40
4.1.1. Hydroplanage	40
4.1.2. Secours régulation électrique.....	40
4.1.3. Informations relatives à l'état de la piste.....	40
4.1.4. Revêtement de la piste de Lorient Lann-Bihoué	40
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	41
4.2.1. Sécurisation du siège éjectable	41
4.2.2. Documentation pilote	41
4.2.3. Utilisation de la radiosonde	41
4.2.4. Entraînement à l'évacuation au sol.....	42
ANNEXES	43
ANNEXE 1 Check-list tableau de pannes	44
ANNEXE 3 Information sur le phénomène d'hydroplanage	47
ANNEXE 4 Procédure circuits réacteur douteux	49
ANNEXE 5 Consignes d'utilisation du parachute	50
ANNEXE 6 Procédure sortie de piste	51
ANNEXE 7 Domaine du siège éjectable MK 6	52

TABLE DES ILLUSTRATIONS

Photographies

Vue aérienne de l'appareil immobilisé dans l'herbe et des traces	14
Vue des traces sur la piste (dans le sens de l'atterrissage)	14
Détail des traces laissées par les trains principaux gauche et droit	14
Vue de la roue gauche endommagée.....	15
Toucher des roues principales.....	19
Sortie de piste du SEM.....	20
SRE en fonctionnement	25
Position réduit.....	27
Position 65%.....	27
Position 75%.....	27
Vue de la zone avant la croisée des pistes.....	29

Schémas

Emplacement de la commande SRE	24
--------------------------------------	----

GLOSSAIRE

AIA	Atelier industriel de l'Aéronautique
ALAVIA	Commandement de la force de l'aéronautique navale
GCA	<i>Ground control approach</i> – Approche de précision guidée radar
SEM	Super-Etendard Modernisé

Synopsis

Date de l'événement : 02 novembre 2009 à 17 h 31.

Lieu de l'événement : aérodrome de Lorient – Lann Bihoué.

Organisme : Marine nationale.

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

Unité : flottille 11F.

Aéronef : Super-Etendard Modernisé (SEM).

Nature du vol : transit COM I¹ Istres- Landivisiau

Nombre de personnes à bord : 1.

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Lors de l'atterrissage sur la piste de Lann-Bihoué, après le toucher des roues, le pilote perd le contrôle de son appareil qui sort de piste. Le pilote est indemne et le SEM est endommagé.

Composition du groupe d'enquête technique

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

Autres experts consultés

- Atelier industriel de l'Aéronautique de Bordeaux.
- Direction générale de l'armement Techniques aéronautiques.
- Direction générale de l'armement Essais propulseurs.

Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air a été prévenu téléphoniquement par le cabinet du ministre de la défense vers 19 h 00 le lundi 02 novembre 2009.

L'enquête a été déléguée à un EPI qui s'est rendu sur place le 3 novembre vers midi.

Enquête judiciaire

- Le parquet de Rennes s'est saisi de l'affaire.
- Un officier de police judiciaire de la brigade de gendarmerie maritime de Lann-Bihoué a été saisi.

¹ COM I : circulation opérationnelle militaire aux instruments

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : Kimono Noir.

Type de vol : COM B.

Type de mission : transit Istres – Landivisiau.

Dernier point de départ : base aérienne d'Istres.

Heure de départ : 16 h 30.

Point d'atterrissage prévu : base aéronautique navale (BAN) de Landivisiau.

1.1.2. Déroulement

1.1.2.1. Préparation du vol

Le pilote du SEM n° 4 est désigné leader d'une patrouille légère pour le transit retour Istres – Landivisiau.

La préparation du vol est effectuée de 15 h 30 à 16 h 00, après avoir consulté, par téléphone, les prévisions météorologiques sur Landivisiau. Le décollage est prévu à 16 h 30.

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

La patrouille des deux SEM décolle d'Istres à 16 h 30.

Vers 17 h 10, à la verticale de Nantes, au FL² 405, le leader constate des variations de régime moteur de 3 % environ associées à des à-coups de poussée. Il réduit immédiatement les gaz à 80 % mais ne constate aucun changement. Le pilote descend au FL 365 pour maintenir sa vitesse. Il applique la procédure « N instable » inscrite dans la check-list secours.

Le chef de patrouille décide de se dérouter initialement sur Nantes puis privilégie Lorient aux vues des conditions météorologiques du moment. Après avoir annoncé au contrôleur aérien un problème moteur et son intention de se poser sur Lorient, le leader passe son IFF³ sur Emergency et débute la descente.

Au FL 340, la patrouille serrée entre en conditions de vol aux instruments. Le contrôleur du centre de détection et de contrôle de Marina donne l'information de Lorient couleur Jaune en piste 25. L'approche de Lorient est contactée à 36 nautiques passant le FL 170. Le pilote transmet ses intentions d'effectuer une procédure (GCA) en réacteur douteux, le numéro 2 remettant les gaz au palier (retour vers Landivisiau) après vérification de la sortie des éléments (trains, volets) du leader. Le contrôleur de l'approche de Lorient propose au pilote de prendre les brins. Ce dernier refuse et annonce qu'il dégagera la piste et coupera.

Au FL 100, vers 17 h 20, le pilote enclenche le secours régulation électrique (SRE) et positionne la manette des gaz sur ralenti.

Environ 3 minutes plus tard, vers 1600 ft, l'approche informe que la piste est mouillée, de la présence de flaques et que le terrain subit une averse. Il rappelle une nouvelle fois la possibilité de prise du brin. Le numéro 2 propose alors à son leader qu'il sorte le parachute à l'atterrissage mais ce dernier lui répond qu'il n'en a pas besoin.

² FL : *Flight Level* – niveau de vol

³ IFF : *Identification Friend or Foe* – identification ami ou ennemi

Le leader sort ensuite le train puis les volets et ordonne à son numéro 2 de mettre le cap sur Landivisiau.

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

Le contrôleur GCA guide le pilote pour la descente jusqu'à ce que celui-ci soit en mesure de voir la piste et d'atterrir.

Ce dernier acquiert la vue de la rampe puis de la piste à 450 ft environ et est surpris des conditions météorologiques sur la piste. Il se présente à l'atterrissage, en secours régulation électrique. Le pilote a le souvenir d'avoir lu une vitesse de 143 kt juste avant le toucher des roues (poser simultanément des 3 roues) qui a lieu juste après les brins.

Au toucher des roues, à 135 kt environ, le pilote maintient la commande SRE sur l'arrière pendant quelques secondes. Il ressent que l'avion ne décélère pas. Il applique rapidement une pression sur les freins sans succès. Au niveau de la croisée des pistes, il arme puis commande la sortie du parachute mais constate rapidement une embardée de l'arrière de l'avion vers la droite (le nez partant doucement vers la gauche). L'avion est alors en dérapage à droite. Le pilote largue le parachute mais ne parvient pas à contrôler la trajectoire. L'appareil quitte la piste à 88 kt. Le pilote actionne immédiatement le frein secours mais l'avion arrive dans l'herbe vers 80 kt.

Le pilote réalise au moment où il commence à rouler dans l'herbe que son appareil se dirige vers un véhicule de pompiers stationné au nord du seuil 07. Il place alors ses mains sur la poignée haute d'éjection. Après quelques secondes, le véhicule se déplace (réalisant le risque de collision) et l'avion dévie sa trajectoire légèrement vers la droite. Le pilote décide alors de ne pas s'éjecter.

L'avion franchit une route en bitume et ressent un choc violent puis s'immobilise dans un fossé (nouveau choc violent, talonnage des amortisseurs).

Le pilote coupe le moteur, sort la crosse et évacue l'appareil. Le pilote est indemne.

1.1.3. Localisation

- Lieu : BAN de Lann-Bihoué ;
 - pays : France ;
 - département : Morbihan ;
 - commune : Ploemeur ;
- Moment : tombée de la nuit (17 h 31).

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

Néant

1.5. Renseignements sur la patrouille

1.5.1. Leader

- Unité d'affectation : flottille 11F - Landivisiau
 - fonction dans l'unité : officier de sécurité des vols (OSA) et officier d'appointage flottille en formation (OAF).
- Formation :
 - qualification : chef de patrouille assaut.
 - école de spécialisation : école de chasse US (NAS Meridian) sur T-45 Goshawk.
 - année de sortie d'école : 2002.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur SEM	Sur tous types	Dont sur SEM	Sur tous types	Dont sur SEM
Total (h)	1807	1255	110	104.3	24	24
Dont nuit	250	222.9	12.7	7.5	7.5	7.5

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 02 novembre 2009.
- Carte de circulation aérienne :

- type : carte verte (minima 200 ft).
- date d'expiration : 31 mai 2010.

1.5.2. Equipier

- Unité d'affectation : Flottille 11F - Landivisiau
 - fonction dans l'unité : chef du soutien opérationnel et chef des opérations flottille 11F.
- Formation :
 - qualification : chef de patrouille en juillet 2009.
 - école de spécialisation : école de chasse US (NAS Meridian) sur T-45 Goshawk.
 - année de sortie d'école : 2004.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur SEM	Sur tous types	Dont sur SEM	Sur tous types	Dont sur SEM
Total (h)	1271	763	116	112	22	22
Dont nuit	144	100	30	30	5.5	5.5

- Date du dernier vol comme pilote :
 - sur l'aéronef :
 - de jour : 02 novembre 2009.
- Carte de circulation aérienne :
 - type : carte verte (minimas 200 ft).
 - date d'expiration : 30 novembre 2010.

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : Marine nationale.
- Commandement organique d'appartenance : commandement de la force de l'aéronautique navale.
- Base aérienne de stationnement : BAN Landivisiau.
- Unité d'affectation : flottille 11F.
- Type d'aéronef : SEM standard 5
 - configuration : C3 équipé de 2 bidons externes de 600 litres ;
 - armement : aucun.

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation technique témoigne d'un entretien conforme aux programmes d'entretien réglementaires.

- Le moteur a été déposé pour visite le 02 juillet 2009 (visite effectuée par le service maintenance turbomachines (SMTM) de Landivisiau).
- Le 21 septembre 2009, le moteur a fait l'objet d'une visite de mise en service (VMS) à bord du porte-avions Charles De Gaulle avec un contrôle des dérives tachymétriques du régulateur ;

- Le moteur a été posé sur le SEM n° 4 le 24 octobre 2009 avec un vieillissement de 184.7 heures depuis le SERI⁴.
- La dernière anomalie de régulation moteur a eu lieu le 11 mars 2009 (103.3 heures de vol avant l'événement). Les réparations ont été effectuées à l'AIA de Bordeaux.

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	SEM STD5	4	5351.9	GV3⁵ : 865,1	VP⁶ : 332.3
Moteur	Atar8K50	28310	(⁷)	SERI : 208.8	

1.6.2. Performances

La distance d'atterrissage du SEM sur piste sèche est de 1200 mètres en configuration normale.

1.6.3. Masse et centrage

Le centrage est dans les normes.
 Masse au décollage : 10,6 tonnes.
 Masse à l'atterrissage : 8,4 tonnes.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé: F34.
- Quantité de carburant au décollage: 3500 kg.
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : 1300 kg.

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Prévisions

Le pilote a obtenu par téléphone les prévisions relatives au terrain de destination (Landivisiau) par le service météo de Landivisiau. Ces prévisions étaient les suivantes : 500 ft de plafond et 3000 mètres de visibilité.

1.7.2. Observations

- Couleur terrain « jaune » (visibilité supérieure à 1600 mètres et plafond compris entre 300 ft et 700 ft), la piste 25 en service.

⁴ SERI : sous-ensemble à réparation individualisée.

⁵ GV3 = troisième grande visite.

⁶ VP = visite périodique.

⁷ Le vieillissement des moteurs est réinitialisé lors de chaque visite de maintenance SERI.

- Conditions météorologiques observées au moment de l'événement :
 - vent secteur 200°, de 8 à 12 kt ;
 - 3000 mètres de visibilité ;
 - plafond à 500 ft ;
 - précipitations abondantes : de 17 h 00 à 17 h 31, le cumul des précipitations est de 1,4 cm.

1.8. Aides à la navigation

Le terrain est équipé d'un système d'atterrissage de précision ILS⁸ de catégorie 1⁹, dans le QFU 25.

1.9. Télécommunications

Le pilote était en contact radio avec le centre de détection et de contrôle de Mont De Marsan puis avec l'approche de Lorient à partir de 17 h 17.

1.10. Renseignements sur l'aérodrome

Le jour de l'événement la piste 25 était en service à Lorient Lann-Bihoué.

Le terrain dispose de :

- deux brins d'arrêt positionnés à 250 mètres de chaque seuil ;
- d'une optique d'appontage (utilisée lors des séances d'appontages simulés sur piste) et d'un feu d'atterrissage PAPI¹⁰, tous deux en fonctionnement.

La longueur totale de la piste est de 2403 mètres. Le seuil de piste 25 étant décalé, la longueur de piste disponible pour un atterrissage¹¹ dans ce QFU est de 2230 mètres. Ce QFU dispose d'un prolongement d'arrêt de 100 mètres.

1.11. Enregistreurs de bord

Le SEM est équipé d'un magnétoscope à cassette qui permet, selon le choix du pilote, d'enregistrer la visualisation tête haute (VTH) ou la visualisation tête moyenne (VTM). Ce dispositif enregistre également la voix du pilote et les communications radio. Les paramètres visualisés sur l'enregistrement de la VTH sont l'horizon, le vecteur vitesse, la vitesse indiquée, l'altitude barométrique, la hauteur radiosonde et le cap vrai.

1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1. Examen de la zone

L'appareil s'est immobilisé à proximité du seuil de piste 07, après avoir roulé dans l'herbe sur une distance de 400 mètres environ.

⁸ Instrument Landing System : système d'atterrissage aux instruments.

⁹ Hauteur de décision : 250 ft, portée visuelle de piste minimale : 800 mètres.

¹⁰ Precision approach path indicator : indicateur de trajectoire d'approche de précision.

¹¹ LDA : landing distance available.

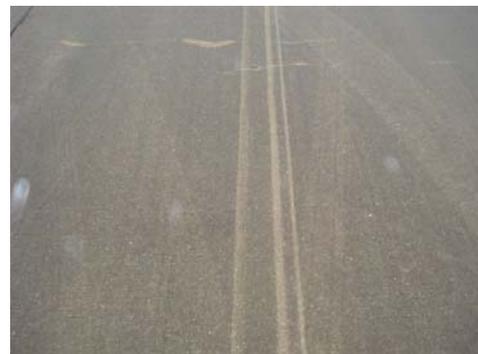


Vue aérienne de l'appareil immobilisé dans l'herbe et des traces

Des traces de pneumatiques sont visibles sur la piste. Ces traces débutent environ 30 mètres après la croisée des pistes. La trace laissée par la roue auxiliaire est plus proche de celle laissée par le train principal gauche. Elles témoignent d'une trajectoire en dérapage à droite.



Vue des traces sur la piste (dans le sens de l'atterrissage)



Détail des traces laissées par les trains principaux gauche et droit

1.12.2. Examen de l'épave

Les premières constatations montrent :

- des plis sur l'intrados de la voilure gauche, entre le caisson de train et le fuselage ;
- sur les trains principaux gauche et droit : joint d'étanchéité fissuré, talonnage probable ;
- sur le train auxiliaire : connectique tordue ;
- sur le caisson des trains gauche et droit : présence de terre et de boue ;
- déformation du réservoir pendulaire droit ;
- sur la carène droite : déformation au niveau du bord de fuite de l'intrados, bec enfoncé, cache feu détruit ;
- l'ingestion de terre par la trappe alternateur et la trappe génératrice ;
- la présence de boue dans les volets et dans les rails de volets ;
- que les systèmes anti-blocage de roue (Maxaret) sont visuellement intègres (pas de jeu constaté) ;
- que les contrôles de jeu au niveau des différentes contrefiches des trains principaux gauche, droit et du train auxiliaire sont conformes.

L'examen des pneumatiques montre une usure caractéristique d'un blocage des roues sur chaque bande de roulement.



Vue de la roue gauche endommagée

Un contrôle des pressions du circuit de freinage a été effectué. Les valeurs de pression relevées sont les suivantes :

- en freinage normal : manette des gaz sur réduit : 105 bars - manette des gaz sur plein gaz : 140 bars ;
- en freinage parking : 105 bars ;
- en freinage secours : 140 bars.

1.12.3. Examen de la cabine de pilotage :

Le relevé de la position des différents interrupteurs et des commandes dans la cabine de pilotage n'a pas pu être effectué sur site car l'équipe de piste qui a sécurisé puis reconditionné le siège éjectable a également reconditionné la cabine de pilotage.

Selon les témoignages de ces personnes, la manette des gaz était sur arrêt, la commande du parachute frein activée. Ils ont basculé les interrupteurs équipements de bord sur « off », coupé le circuit oxygène et fermé le robinet coupe-feu.

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques

- Le pilote était médicalement apte au vol.
- Examens biologiques : réalisés.
- Blessures : aucune.

1.14. Incendie

Néant.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

1.15.1. Abandon de bord

- Le pilote a évacué au sol par ses propres moyens.
A l'issue, l'équipe de piste constate que la poignée haute du siège éjectable est sortie de son logement (le rideau-masque est abaissé d'une quarantaine de centimètres environ). L'équipe a mis en place les sécurités primaires du siège puis stoppé toute action lorsqu'il a été mis en évidence que le rideau était baissé.
Des spécialistes du conditionnement du siège éjectable de la base de Landivisiau ont achevé la sécurisation du siège puis replié le rideau-masque pour éviter tout accrochage accidentel. Le reconditionnement complet du siège a été effectué en atelier NTI2¹² sur la base de Landivisiau.
 - Type de siège éjectable : CM6.
- Données morphologiques :
 - taille : 1 m 90 ;
 - poids : environ 90 kg.
- Limites du domaine d'éjection du siège : $73 \text{ kg} < \text{poids total équipé} < 103 \text{ kg}$.

1.15.2. Organisation des secours

La chronologie des opérations de secours et de mise en place de l'alerte sécurité sur la base est décrite ci-dessous.

- Phase d'« état d'alerte », avant l'atterrissage du SEM :
 - diffusion de l'alerte sur la base ;
 - accusé de réception des différents intervenants ;
 - départ et mise en place des véhicules SSIS ;
 - mise en état d'alerte sur place des véhicules médicaux, de la gendarmerie, des services techniques et du CLA ;
 - renfort de personnels au PC Sécurité.
- Après l'atterrissage du SEM :
 - immédiatement après le posé du SEM, demande d'engagement de la piste principale par véhicules sécurité piste ;
 - le véhicule incendie poudre (VIP) positionné au seuil 07 fait mouvement sur la piste en voyant le SEM se diriger sur lui et se repositionne au même endroit dès l'immobilisation de l'aéronef, prêt à intervenir ;

¹² NTI2 : niveau technique d'intervention 2.

- récupération du parachute par le véhicule léger poste de commandement (VLPC) et transmission de la position SEM immobilisé ;
- il n'y a pas eu de diffusion d'état d'accident :
 - les interventions se feront in fine, avec léger retard à l'activation du PC crise (équipe médicale pour prise en charge du pilote, COP (CIFUSIL) pour la sûreté du site et gendarmerie pour gérer la circulation locale).
 - fermeture de terrain (piste technique) vers 17 h 38.

Le pilote a été pris en charge sur le site environ 15 minutes après l'évènement par l'équipe médicale de la BAN Lann-Bihoué. Il a été conduit à l'infirmerie où il a été examiné puis surveillé. Le médecin du personnel navigant de l'unité du pilote à Landivisiau a été contacté et tenu au courant de la situation afin de permettre une prise en charge secondaire éventuelle (en particulier psychologique si cela s'avérait nécessaire).

1.16. Essais et recherches

La Direction générale de l'armement essais propulseurs a analysé des échantillons de carburant et de fluide hydraulique prélevés sur l'appareil.

L'Atelier industriel de l'aéronautique de Bordeaux a expertisé le GTR dans le but de rechercher l'origine de la panne moteur.

La Direction générale de l'armement techniques aéronautiques a expertisé le système de freinage du SEM, ainsi que les pneumatiques.

1.17. Renseignements supplémentaires

La roue de chaque atterrisseur principal du SEM est munie d'un système de freinage hydraulique composé d'un bloc frein mono-disque à trois pistons.

Deux types de freinage sont possibles :

- un freinage normal : à partir du circuit hydraulique 1 par une commande hydraulique via les palonniers avec un système anti-patinage « Maxaret ». La pression de freinage est sensiblement proportionnelle à la pression de commande sur les palonniers. Les deux circuits de commande gauche et droit sont indépendants. La pression de freinage dépend également de la position de la manette des gaz, permettant ainsi que la pression exercée soit plus importante lors d'un point fixe (>80%).
- un freinage secours : à partir de l'accu frein secours, par une action manuelle du pilote sur la commande de frein de parking. La pression est sensiblement proportionnelle à la course de la commande. Lorsque le freinage secours est activé, il n'y a plus de système anti-patinage.

2. ANALYSE

Le 02 novembre 2009, suite à une panne moteur en vol, le leader d'une patrouille de deux SEM se dérouta sur la base de Lorient Lann-Bihoué pour un atterrissage en secours régulation électrique. Au cours de l'atterrissage, l'appareil sort de piste.

L'analyse de cet événement consiste à déterminer les causes de la sortie de piste du SEM.

2.1. Analyse des données

L'exploitation de l'enregistrement vidéo de la VTH, des transcriptions des communications radio et des témoignages recueillis au cours de l'enquête ont permis d'établir les éléments suivants :

2.1.1. Chronologie du vol

– Apparition de la panne moteur en vol

La patrouille décolle d'Istres à 16 h 15 et suit la navigation prévue. Vers 17 h 10, à la verticale de Nantes, au FL 405, le leader constate des variations de régime moteur de 3 % environ associées à des à-coups de poussée. Il réduit immédiatement les gaz à 80 % mais ne constate aucun changement. Le pilote descend au FL 365 pour maintenir sa vitesse. Conformément à la check-list, il applique la procédure « N instable » correspondant aux symptômes de panne observés (voir annexe 1).

La check-list prévoit :

- « 1. réduire légèrement ;
- 2. SRE possible ;
- 3. atterrir d'urgence ».

Dans un premier temps, le pilote choisit de se dérouter sur Nantes mais il préfère finalement se dérouter sur le terrain de Lorient et conserve son cap. Il connaît le terrain de Lorient qui est annoncé vert+ à cet instant. Son équipier lui confirme que Lorient serait préférable compte tenu de l'approche dans l'axe. Il annonce alors au contrôleur un problème moteur et son intention de se poser sur le terrain de Lorient puis passe son IFF sur Emergency avant de débiter sa descente sur Lorient.

Les symptômes de pannes persistent mais le leader n'enclenche pas immédiatement le SRE car il sait qu'il ne lui restera que 20 minutes d'autonomie à partir du moment où il aura enclenché la régulation secours. Au FL 340, la patrouille serrée entre en conditions IMC¹³.

Juste avant le transfert de contrôle de Mont De Marsan (Marina) vers l'approche de Lorient, le contrôleur de Marina indique à la patrouille que la couleur du terrain de Lorient est passée jaune en piste 25. Aucun des deux pilotes ne collationne ce message.

L'approche de Lorient est contactée à 36 nautiques des installations, passant le FL 170. Le pilote demande au contrôleur un guidage GCA avec un atterrissage réacteur douteux, et l'informe que son équipier remettra les gaz au dernier palier pour un retour vers Landivisiau, après avoir vérifié la sortie des éléments du leader.

Le contrôleur propose ensuite au leader de prendre les brins d'arrêt mais ce dernier refuse et annonce qu'il dégagera la piste avant d'effectuer la procédure arrêt moteur.

¹³ IMC : *Instrument Meteorological Conditions* – conditions de vol aux instruments.

A cet instant, 10 minutes avant l'atterrissage, la patrouille passe le FL100 en descente et le pilote enclenche le SRE à 75 % de régime moteur puis positionne la manette des gaz sur ralenti. Après enclenchement du SRE, les battements de régime moteur et les à coups de poussée disparaissent.

Le contrôleur informe le leader que « la piste est mouillée » puis demande au leader de descendre à 1800 ft.

La patrouille passe 5000 ft en descente. Le leader explique alors à son équipier son plan d'action pour la finale en SRE avec un atterrissage en réacteur douteux : il affichera 80 % au SRE puis n'y touchera plus jusqu'au toucher des roues et réduira sa vitesse aux aérofreins. La patrouille se coordonne ensuite sur la remise des gaz de l'équipier.

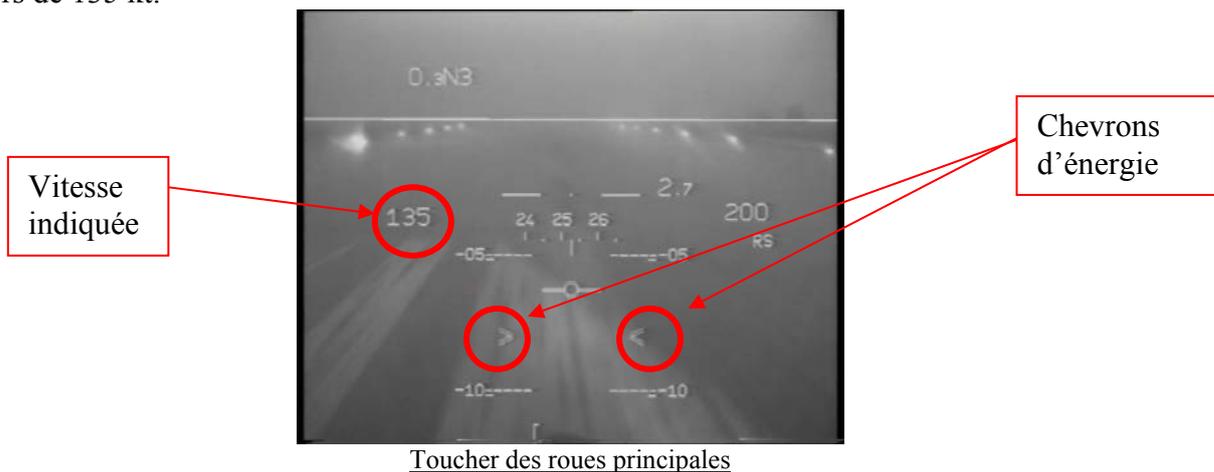
Le leader affiche ensuite 82 % à l'aide de la commande SRE. Le contrôleur informe de nouveau le leader sur l'état de la piste 25 et indique que « la piste est mouillée avec des flaques et il y a une averse sur le terrain ». Le leader répond d'un air résigné qu'il ne peut pas aller ailleurs. Le contrôleur annonce qu'il a donné cette information « pour la prise de brins au cas où ». L'équipier conseille alors à son leader de sortir le parachute. Le leader affirme qu'il n'en a pas besoin. Tout en acquiesçant, l'équipier lui répond que la sortie du parachute rassurerait néanmoins le contrôleur.

Vers 1200 ft, 210 kt environ, le train est sorti, puis les volets vers 1600 ft, 180 kt. La patrouille se sépare et l'équipier remet les gaz pour un retour sur Landivisiau.

Le leader est prêt pour la descente et est maintenant pris en charge par le contrôleur GCA qui le guide jusqu'à l'atterrissage.

– Finale et atterrissage :

Vers 400-500 ft, le pilote acquiert le visuel sur la rampe d'appontage puis sur la piste. Il est légèrement désaxé vers la droite et poursuit la finale à vue. Le pilote est particulièrement surpris des conditions de visibilité et de l'état de la piste. Il est 17 h 30, la nuit commence à tomber et les conditions météorologiques assombrissent le ciel. Une forte averse tombe sur le terrain. Le pilote s'aperçoit soudainement que la piste est « inondée »¹⁴. Il vise les marques d'appontage¹⁵. Le toucher des roues a lieu juste après le brin d'arrêt, à 17 h 31. Sa vitesse est alors de 135 kt.



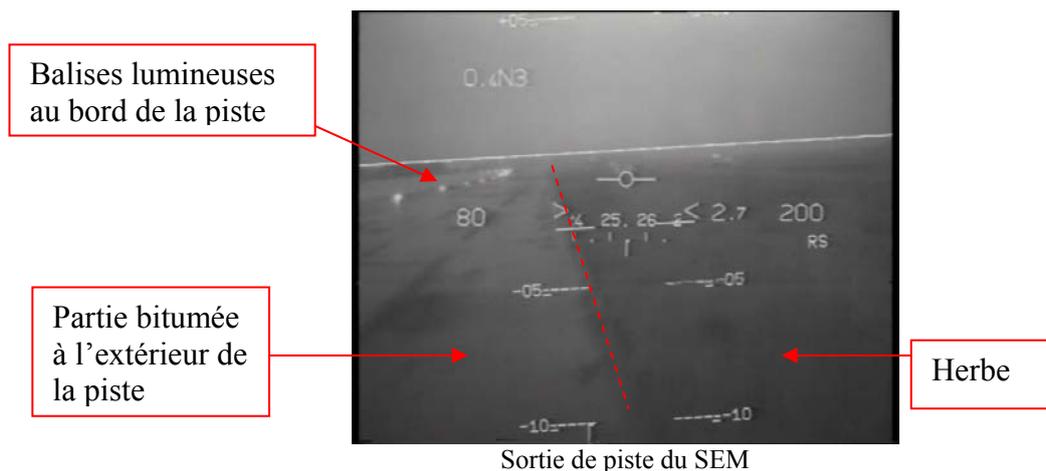
¹⁴ Terme employé par le pilote lors de son entretien.

¹⁵ Marques d'appontage situées à environ 280 mètres du seuil de piste, juste après le brin d'arrêt et utilisés lors des appontages simulés sur piste (ASSP).

Immédiatement après le toucher des roues principales et auxiliaire, le pilote maintient la commande SRE vers l'arrière pendant un temps estimé de deux secondes afin de décélérer. Il constate que le SEM « ne décélère pas normalement » et freine¹⁶. Il a alors la sensation que son freinage est inefficace. Entre 5 et 6 secondes après le toucher des roues, l'appareil arrive au niveau de la croisée des pistes. Sa vitesse est de 128 kt. A cet endroit, l'eau de pluie stagne et des témoins extérieurs constatent des gerbes d'eau importantes qui jaillissent lors du passage des roues principales.

Le pilote décide alors d'utiliser son parachute qu'il arme puis actionne. A la sortie de la croisée des pistes, l'appareil revient légèrement dans l'axe. Environ 11 secondes après le toucher des roues, vers 118 kt, le parachute frein est sorti. Dès lors, la vitesse de l'appareil diminue mais celui-ci part en dérapage à droite (le nez de l'avion part vers la gauche et l'arrière vers la droite). Ne réussissant pas à contrer le dérapage, le pilote largue le parachute 7 à 8 secondes après l'extraction. La vitesse de l'appareil est alors de 94 kt.

Le pilote continue à freiner mais ne parvient plus à contrôler sa trajectoire. L'appareil continue de déraper à droite et sort de piste une à deux secondes après le largage du parachute. Il franchit le bas-côté à l'extérieur de la piste (partie bitumée) à une vitesse de 88 kt. Le pilote utilise alors le frein secours, sans effet. L'appareil pénètre dans l'herbe à une vitesse de 80 kt, 26 secondes après le toucher des roues.



Une fois sur l'herbe, l'appareil continue sa course en direction d'un véhicule de pompiers, stationné au nord du seuil 07. Le pilote place alors ses mains sur la poignée haute d'éjection, prêt à s'éjecter. L'appareil continue sa course dans l'herbe à une vitesse de 70 kt.

Réalisant le risque de collision, le véhicule se déplace. En même temps, l'avion dévie de sa trajectoire légèrement vers la droite. Le pilote décide alors de ne pas s'éjecter.

L'avion franchit une route en bitume puis s'immobilise dans un fossé.

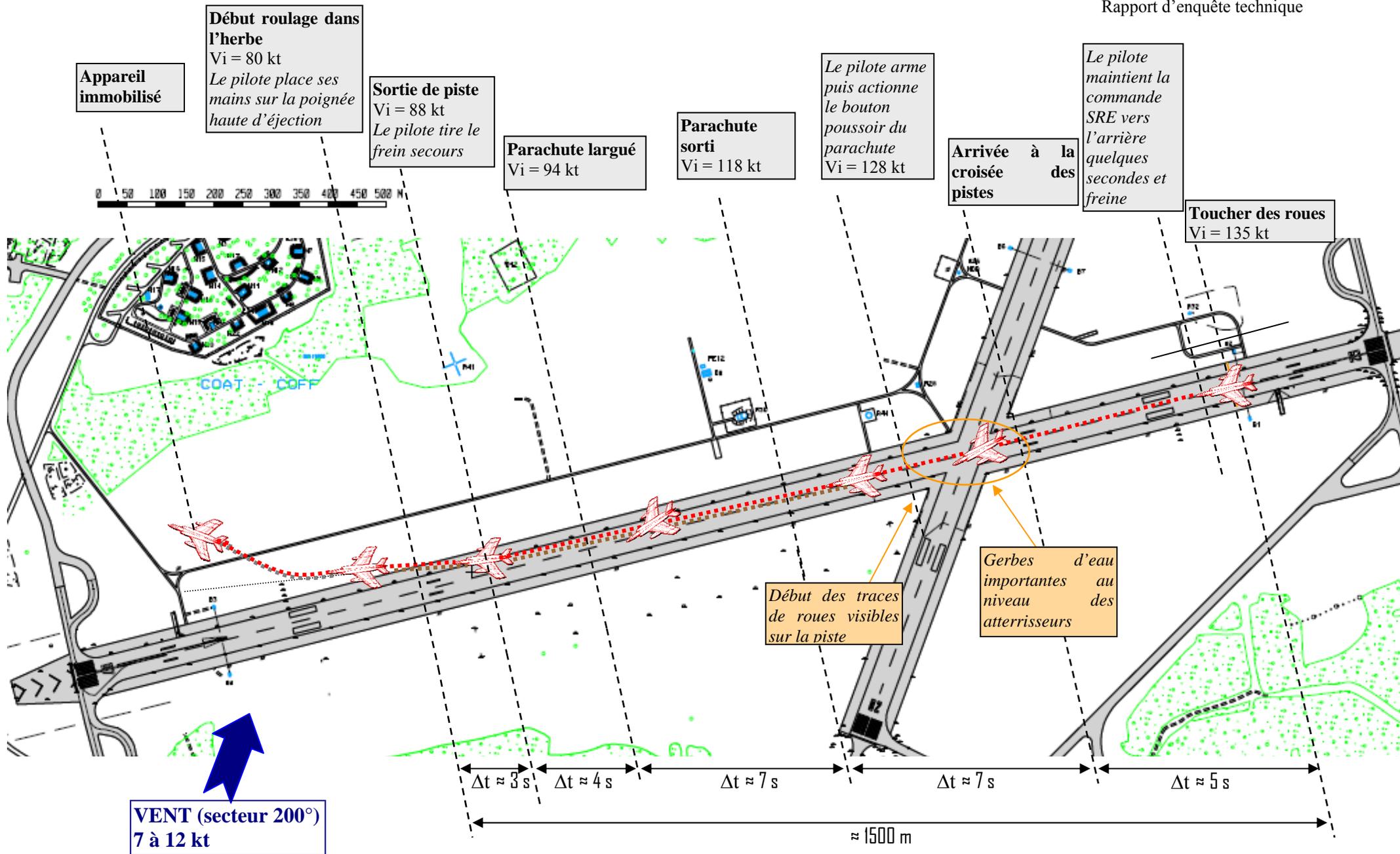
Le pilote place la manette des gaz sur stop¹⁷, sort la crosse et évacue d'urgence au sol.

2.1.2. Trajectoire détaillée de l'appareil au sol

La trajectoire de l'appareil au sol est présentée sur la figure ci-après.

¹⁶ Le pilote n'a pas effectué de freinage aérodynamique.

¹⁷ Sans déconnecter le SRE.



2.1.3. Conclusion

La position des crochets d'énergie est représentative d'une valeur d'accélération ou de décélération de l'aéronef.

L'analyse de l'enregistrement vidéo montre que les crochets d'énergie au toucher des roues sont bien plus hauts que lors d'un atterrissage sur piste sèche et dans des conditions de toucher des roues similaires (V_i , masse, vent).

Par ailleurs, la chronologie extraite de l'enregistrement témoigne d'une décélération effective de seulement 1.3 kts par seconde durant 26 secondes de présence sur piste (ou assimilée) hormis la période (6 secondes) d'efficacité du parachute.

Ces éléments démontrent que l'avion ne décélère pas normalement.

**La sortie de piste du SEM résulte d'une perte de contrôle de l'appareil lors de la phase de roulage à l'atterrissage.
L'analyse de l'enregistrement de la VTH indique une décélération anormale de l'appareil au cours du roulage.**

2.2. Résultats des expertises techniques

2.2.1. Détermination de l'origine de la panne moteur en vol : expertise du GTR

– Contrôle endoscopique

Un contrôle endoscopique a été réalisé pour évaluer l'endommagement de la veine d'air.

Constatations :

- quelques traces de terre dans l'entrée moteur ;
- 2 impacts en bord d'attaque d'aubes RM1 sans déchirure ;
- étages 3 – 4 :
 - BF étage 3 : RAS
 - BA étage 4 : impacts sans déchirure sur toutes les aubes ;
- étages 8 – 9:
 - RAS sur étages 8 et 9.

– Filtres carburant

- pompe à carburant principale: RAS ;
- injecteurs double débit: RAS.

– Témoins magnétiques

- RAS.

– Reproduction de panne

Les différentes fonctions susceptibles d'engendrer des battements de N ont été testées :

- test ERL (Limiteur de température): $\Delta N = 166$ tr/mn pour 160 maxi ;
- test des ERA, ERB, ERT1, ERT2, ER 80 bars: RAS ;
- test chaîne de correction de butée: RAS ;
- test commande ouverture et fermeture VD: RAS ;
- test vérin de secours: RAS.

A aucun moment les battements de N n'ont été reproduits.

– Vérin électrique de secours n° 26232

- Démontage partie électrique.

Le moteur électrique est en parfait état :

- usure et portée normale des charbons ;
- usure normale de l'induit ;

- jeu axial du rotor dans les tolérances ;
- pas de pollution des roulements ;
- pas d'anomalie niveau connectique.

Les câbles sont intègres et sans traces d'usure.

- Démontage partie mécanique : quelques traces sur un pignon sans signification.
- Pompe à carburant principale n° 25682
 - TBF effectué en l'état: RAS.
- Chaîne de correction de butée n° 28363
 - TBF effectué en l'état: RAS.
- Régulateur principal n° 28371
 - TBF effectué en l'état: RAS.
- Calculateur n° 28325
 - Les tests en température et en vibrations ont permis de détecter une anomalie d'instabilité ERL dont l'origine est la défectuosité de soudures sur un connecteur de la carte logique.
 - Le signal entre la carte logique et la carte puissance, aléatoire, provoque une extinction intempestive de l'ERL.
 - Cet ERL est actif suivant une loi dépendant du régime moteur et de l'altitude :
 - $N > 8100 \text{tr/mn}$ l'ERL suit le paramètre Z :
 - si $Z > 31500 \text{ ft}$ alors ERL actif ;
 - si $Z < 31500 \text{ ft}$ alors ERL inactif.
 - $700 \text{tr/mn} < N (\text{tr/mn}) < 8100 \text{tr/mn}$:
 - ERL garde l'état précédemment acquis (quelque soit le paramètre Z)

Lorsque la panne est survenue, l'appareil était en croisière au FL 405 donc à une altitude supérieure à 31500 ft. Un test en simulateur a montré que le pilote devait afficher un régime supérieur à 95% dans cette configuration. Or le régime $N=8100 \text{ tr/mn}$ correspond à 94,7%, l'ERL était donc actif. Le pilote a diminué l'altitude de l'avion et a réduit le régime moteur mais l'ERL a gardé l'état précédemment acquis, soit actif, et les symptômes se sont donc poursuivis.
- Lorsque le pilote est passé sur SRE, l'ERL n'est plus activé et les symptômes de la panne ont disparu.
- Le défaut détecté sur une soudure d'un connecteur de la carte logique du calculateur a permis d'expliquer l'anomalie constatée en vol : l'instabilité de commande de l'ERL est susceptible d'engendrer des instabilités de régime et des à coups de poussée par des actions intempestives sur la tachymétrie du régulateur.
- La vis sans fin du vérin électrique trouvée dans une position intermédiaire peut expliquer un niveau de régime moteur trop élevé lors de l'atterrissage, donc une poussée plus importante que celle recherchée.

La panne survenue en vol a pour origine une défectuosité du calculateur du régulateur.

2.2.2. Expertise du système de freinage

L'ensemble des investigations menées sur les blocs freins, les disques mobiles, les « Maxaret » n'a révélé aucune anomalie.

Le système de freinage du SEM a été testé statiquement (vérification des pressions dans le circuit) et dynamiquement (test de fonctionnement sur banc).

Le liquide hydraulique du système de freinage est conforme à la spécification en vigueur.

L'hypothèse d'un dysfonctionnement du système de freinage ayant contribué à la sortie de piste du SEM est rejetée.

2.2.3. Vérification de fonctionnement des indicateurs T4, N, de la centrale aérodynamique et de la commande secours régulation électrique

Un diagnostic de fonctionnement des indicateurs T4 et N, ainsi que de la centrale aérodynamique a été effectué et permet d'écarter l'hypothèse d'informations erronées provenant de ces équipements.

Les vérifications effectuées ont montré que tous ces équipements fonctionnaient correctement.

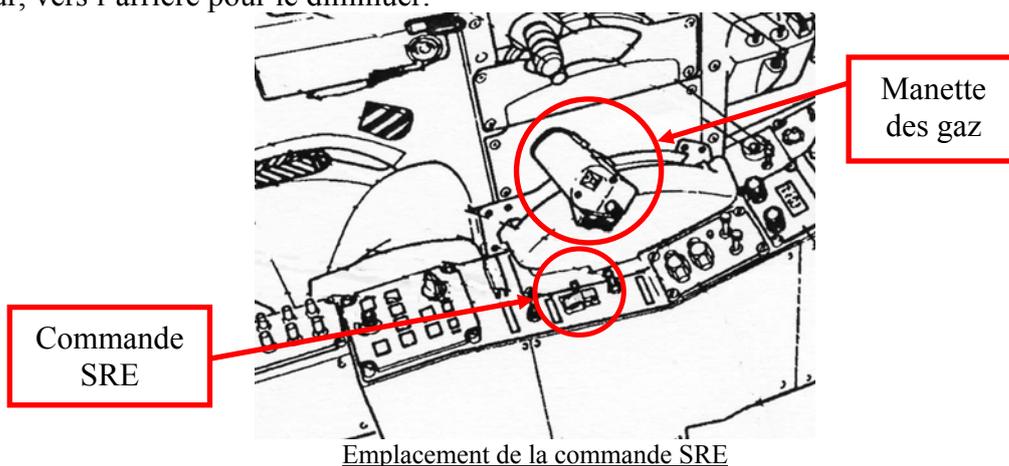
L'hypothèse d'un dysfonctionnement d'équipements (indicateurs N, T4 ou centrale aérodynamique) ayant pu entraîner la panne est rejetée.

2.2.4. Examen de la chaîne régulation secours

2.2.4.1. Principe de fonctionnement du secours régulation électrique

La description du dispositif de régulation secours fait l'objet de l'annexe 2.

La commande SRE est située sur la banquette gauche du poste de pilotage, en arrière de la manette des gaz. Elle actionne électriquement un vérin doseur qui agit sur le débit carburant. L'action sur la commande est longitudinale : vers l'avant de l'avion pour augmenter le régime moteur, vers l'arrière pour le diminuer.



La mise en route du secours régulation électrique s'effectue en positionnant la commande verticalement après relèvement du cache.

L'ajustement du régime moteur s'effectue par impulsions brèves vers l'avant (+ 2 %) ou vers l'arrière (-4 %). Pour atteindre le régime ralenti, le pilote doit effectuer une action continue vers l'arrière.



SRE en fonctionnement

Lorsque le SRE est enclenché, la manette des gaz reste active si le pilote affiche un régime moteur supérieur à celui du SRE.

2.2.4.2. Résultats de l'expertise technique

- L'inspection du vérin doseur montre que sa position finale ne correspond pas à un débit carburant équivalent à un régime plein réduit. La position retrouvée correspond en réalité à 65 % de régime moteur (soit 5600 tr/mn), ou une poussée d'environ 1200 daN¹⁸.
- Les tests effectués sur la commande SRE ont montré son bon fonctionnement mécanique et électrique. Le circuit électrique entre la commande SRE et le boîtier de régulation du moteur est intègre. Enfin, les variations de régime ont disparu lorsque le SRE a été enclenché.

En l'absence de tout dysfonctionnement sur la commande SRE, le régime résiduel de 65% du moteur provient vraisemblablement d'une action de pilotage.

2.2.5. Examen des pneumatiques et des traces sur la piste

L'examen des pneumatiques a révélé les résultats suivants :

- les 2 pneus étaient en bon état avant l'atterrissage (pas de défaut ou d'anomalie antérieur à l'événement) ;
- les types d'endommagements observés sur chaque pneu sont identiques mais le pneu droit est le plus endommagé. Ce dernier a tourné sur la jante ;
- sur chaque pneu est observé un méplat attestant un blocage simultané des deux roues ;
- au niveau de chaque méplat, les différentes enveloppes du pneu présentent une usure par abrasion, ayant conduit à la perforation du pneu (sans éclatement) puis à une perte de pression ;
- sur chaque bande de roulement, des marquages plus légers de forme ovoïde sont constatés. Ces marquages, localisés plus visiblement près du secteur du méplat, sont associés à des arrachements de particules de gomme, ce qui donne un aspect « peau d'orange ». Ces constatations sont représentatives d'endommagements par hydroplanage (phénomène de brûlure superficielle de la gomme qui donne cet aspect « peau d'orange » lors du frottement du pneu sur un matelas d'eau) ;

¹⁸ Sur SEM, la position plein gaz (99,9 % de N) correspond à un régime moteur de 8540 tr/mn, soit 4750 daN de poussée. La position plein réduit ou ralenti sol (35 % de N) correspond à un régime moteur de 3000 tr/mn, soit 180 daN de poussée.

- les deux jantes présentent des dommages mineurs ;
- tous les autres éléments des roues (roulements, fusée, écrou) sont en parfait état.

Les traces de pneumatiques visibles débutent environ 60 mètres après la croisée des pistes. L'examen de ces traces montre un blocage des roues.

Les dommages principaux observés sur les pneus sont typiques d'un blocage des roues et témoignent par ailleurs d'un phénomène probable d'hydroplanage.

2.2.6. Conclusion des expertises techniques

**La panne moteur survenue en vol a pour origine une défectuosité du calculateur du régulateur.
Cette panne a conduit le pilote à se dérouter sur Lorient et à atterrir en secours régulation électrique.
Toute autre défaillance technique a été écartée.**

2.3. Cause d'une poussée résiduelle lors du roulage à l'atterrissage

L'expertise technique de la chaîne de régulation secours a montré que le régime moteur lors du roulage à l'atterrissage ne correspondait pas la position ralenti sol (35 %) mais à un régime de 65 %. Le moteur a alors imposé une poussée qui a limité les effets du freinage de l'avion lors du roulage.

De manière générale, en régulation SRE, la chute du régime moteur en position plein réduit s'obtient :

- soit en conservant le manipulateur en continu sur l'arrière pendant une durée supérieure à deux secondes (pression permanente du doigt sur l'arrière puisque position instable de l'interrupteur) amenant le moteur en position ralenti sol au bout de 7 à 10 secondes environ ;
- soit en basculant le manipulateur directement en position « arrêt » (sur la gauche). La régulation normale reprend ses prérogatives et le régime moteur correspond alors à la position de la manette des gaz.

Dans tous les cas, le régime ne chute que jusqu'à la valeur pré-affichée par la manette des gaz.

Les circonstances de la présence d'un régime résiduel lors du roulage à l'atterrissage conduisent donc à envisager trois hypothèses :

- le régime résiduel résulte d'une position de la manette des gaz en régime non ralenti après l'enclenchement du SRE ;
- le régime résiduel résulte d'une action inconsciente vers l'avant du pilote sur la manette des gaz ;
- le régime résiduel résulte d'une action incomplète du pilote sur la commande SRE.

Hypothèse : Le régime résiduel résulte de la manette des gaz en position non ralentie après l'enclenchement du SRE

Le pilote a enclenché le SRE au cours de la descente, au FL100, avec un régime moteur de 75%. Une fois le SRE enclenché, la procédure impose de placer la manette des gaz en position plein réduit. Le régime est alors ajusté par impulsions sur la commande SRE.

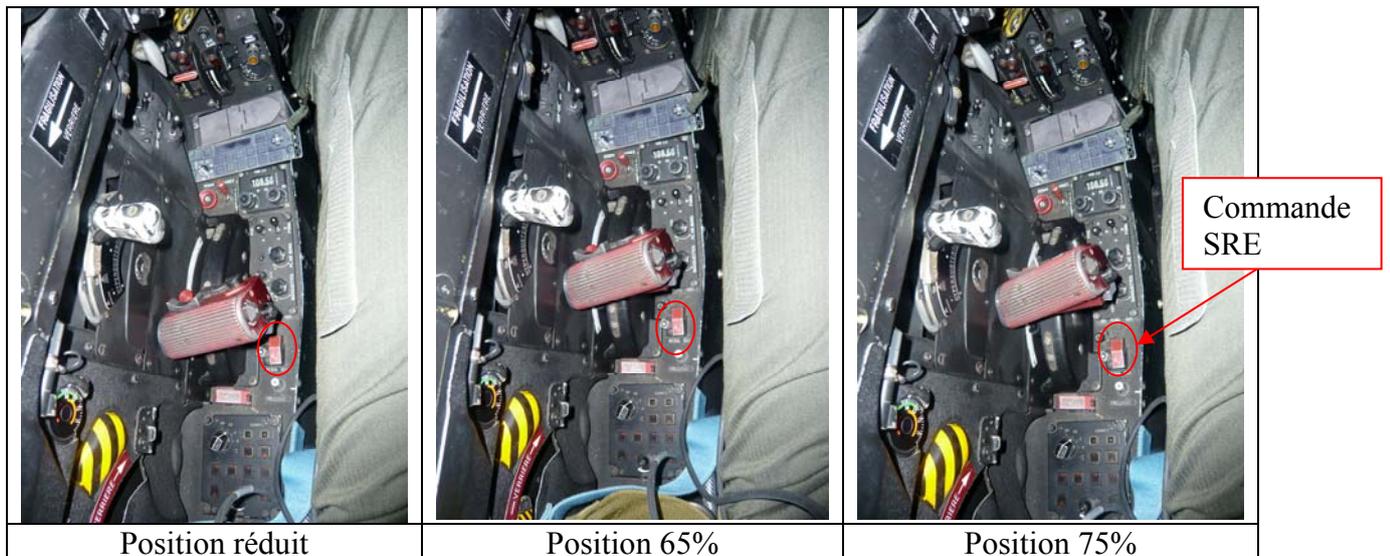
D'après son témoignage, le pilote témoigne avoir positionné la manette des gaz sur ralenti après enclenchement du SRE puis avoir affiché environ 82% lors du palier GCA. Il se rappelle notamment avoir été gêné par le va-et-vient permanent de sa main gauche entre la commande SRE et les boutons radio et AF situés sur la manette des gaz.

L'hypothèse selon laquelle la manette des gaz n'était pas en position ralenti après l'enclenchement du SRE est rejetée.

2.3.1. Hypothèse : Le régime résiduel résulte d'un déplacement involontaire de la manette des gaz par le pilote

Le pilote utilise le SRE en ayant placé la manette sur ralenti. Cependant, suite à un mouvement parasite lors de la percée, celle-ci a pu être déplacée inconsciemment vers l'avant, jusqu'à la position correspondant à un régime de 65%.

La figure ci-dessous montre les différentes positions de la manette des gaz correspondant aux régimes plein réduit, 65 % et 75 %.



Au moment où le pilote coupe le moteur à l'issue de la sortie de piste, ce dernier utilise la manette des gaz. Il est fort probable qu'à cet instant, il aurait pris conscience que la manette était placée vers l'avant.

L'hypothèse selon laquelle le régime résiduel résulte d'un déplacement inconscient de la manette vers l'avant est peu probable.

2.3.2. Hypothèse : Le régime résiduel résulte d'une action incomplète sur la commande SRE

Des essais de réduction du régime moteur au SRE ont été effectués sur simulateur et en réel en considérant un régime moteur de 82 % au toucher des roues.

Un maintien de la commande SRE sur l'arrière pendant 2 secondes fait chuter le régime moteur à 60 %.

Un maintien de la commande SRE sur l'arrière pendant plus de 2 secondes amène le moteur au régime ralenti au bout de 6 à 7 secondes.

La chute de régime est plus lente qu'en régulation normale mais débute néanmoins dès l'action du pilote sur la commande SRE.

Cette durée de 2 secondes correspond au temps d'action du vérin secours qui amènera progressivement le régime moteur à la position pré-établie de la manette des gaz. Ces résultats démontrent que le temps d'action sur la commande a forcément été inférieur à 2 secondes, en considérant la manette des gaz sur la position plein réduit.

Dans son témoignage, le pilote déclare avoir actionné la commande SRE sur l'arrière de manière continue pendant « environ deux secondes ». Une durée légèrement inférieure à 2 secondes comparée à une durée légèrement supérieure à 2 secondes suffit pour passer d'un régime résiduel « fort » (environ 60 %) à « faible » (ralenti 35%).

L'hypothèse selon laquelle le régime résiduel de 65 % résulte d'une action incomplète du pilote sur la commande SRE est retenue.

2.4. Causes de la sortie de piste liées au domaine environnemental

2.4.1. Piste d'atterrissage et conditions météorologiques au moment de l'événement :

Les différents éléments concernant la piste de Lorient Lann-Bihoué et les conditions du jour sont exposés ci-dessous.

- Avant l'atterrissage, le contrôleur annonce que la piste est « mouillée, avec des flaques et une averse sur le terrain ». L'eau de pluie ne stagne effectivement qu'à l'endroit où les deux pistes se croisent. Mais une forte averse rend la seconde partie de piste glissante. Par ailleurs, de nombreux pilotes de chasse témoignent que l'adhérence de cette piste leur semble médiocre lorsqu'elle est mouillée.
- Les relevés pluviométriques indiquent des précipitations toute la journée du 5 novembre. De 17 heures à 17 h 31, le cumul des précipitations est de 1,4 cm.
- Des témoins ont déclaré avoir vu des gerbes d'eau jaillir des roues de l'appareil au moment où le SEM arrive au niveau de la croisée des pistes.
- la composante vent de travers est de 5 kt pour un vent venant du cap 200 pour une vitesse de 12 kt.

Des mesures d'adhérence fonctionnelle ont été effectuées le 28 août 2007 sur la piste 07/25 de Lann-Bihoué. Les résultats étaient satisfaisants. Néanmoins, la zone d'intersection des pistes a été reconnue comme une zone de rétention d'eau et de formation de flaques d'eau importantes.

2.4.2. Hypothèse : un phénomène d'hydroplanage a contribué à la sortie de piste du SEM.

Sur piste mouillée ou recouverte d'eau, la perte d'adhérence du pneu sur la piste peut conduire au phénomène d'hydroplanage.

Il existe trois types d'hydroplanage :

- **L'hydroplanage visqueux** peut se produire au freinage, lors d'un décollage interrompu ou lors du roulage après atterrissage. Il est typique des pistes humides ou mouillées ou de pistes recouvertes de glace mouillée et une fois amorcé, il peut persister jusqu'à de très faibles vitesses. Il faut toutefois que la surface de la piste soit particulièrement lisse, ce qui peut être le cas des zones recouvertes d'une épaisse couche de caoutchouc déposée par les pneus lors du toucher des roues ou rendues lisses sous l'effet de la circulation.
- **L'hydroplanage dynamique** se produit au-delà d'une vitesse critique qui est fonction de la pression de gonflage des pneus. Ce type d'hydroplanage est dû à l'inertie de l'eau : la pression dirigée vers le bas (pression de gonflage du pneu) est insuffisante pour chasser l'eau qui s'interpose entre la piste et le pneu pendant la brève période où elle s'exerce. Plus grande sera cette pression, plus élevée sera la vitesse à laquelle se produira l'hydroplanage dynamique. Il a été constaté qu'une nappe d'eau stagnante de 0,5 mm peut suffire à provoquer ce phénomène.
- **L'hydroplanage par dévulcanisation du caoutchouc** peut se produire sur toute surface de piste mouillée, à toutes les vitesses, et se trouve déclenché par un dérapage amenant la couche d'eau à ébullition. A la suite d'incidents au cours desquels ce phénomène a été constaté, des traces de couleur claire caractéristiques du « nettoyage à la vapeur » ont été observées sur la surface de la piste.

Ces différents types d'hydroplanage peuvent se succéder ou coexister au cours d'une même phase de roulage. Dans tous les cas, le contact du pneu avec la piste peut être partiel (hydroplanage partiel) voire inexistant (hydroplanage total). En conséquence, la vitesse de rotation des roues diminue et peut aller jusqu'à s'annuler.

L'état de la piste et les conditions météorologiques au moment de l'événement sont propices au phénomène d'hydroplanage :

- Avant la croisée des pistes, la zone de toucher des roues semble présenter une couche d'épaisseur non négligeable de caoutchouc, ce qui rend cette zone particulièrement lisse avec l'état mouillé de la piste (voir photo). **Le phénomène d'hydroplanage visqueux est donc théoriquement possible à cet endroit de la piste.**



Vue de la zone avant la croisée des pistes

- La croisée des pistes présente quant à elle des nappes d'eau stagnante de grande dimension. Selon des témoignages recueillis au cours de l'enquête, l'épaisseur d'eau à cet

endroit de la piste était largement supérieure à 3 mm d'eau. La hauteur d'eau devient supérieure aux sillons des pneus¹⁹, favorisant à partir d'une vitesse critique, l'hydroplanage dynamique. De nombreuses recherches ont été effectuées sur le calcul de la vitesse critique d'hydroplanage dynamique (voir annexe 2). Une formule empirique permet de déterminer la vitesse au-dessus de laquelle un hydroplanage dynamique à l'atterrissage peut se produire. Pour des pneus radiaux, il a été établi la formule suivante :

$$V (kt) = 6.4 \sqrt{P} (\text{psi})^{20}$$

La pression des pneus du SEM est de 26 bars pour le train principal (soit 375 psi) et de 16,6 bars pour le train avant (soit 239 psi), ce qui donne des vitesses d'hydroplanage théoriques respectives de 124 kt et de 99 kt. A ces vitesses, les roues perdent totalement le contact avec le sol²¹.

A la croisée des pistes, la vitesse du SEM est de 128 kt et ce dernier subit une embardée que le pilote n'arrive pas à contrer, représentative d'une perte d'adhérence des roues de l'appareil sur la piste. **Ces éléments confirment un phénomène d'hydroplanage dynamique.**

- A la sortie de la croisée des pistes, l'appareil revient légèrement dans l'axe, ce qui peut indiquer que les roues ont commencé à reprendre partiellement de l'adhérence. Les contrôleurs en vigie témoignent de la présence d'un « panache de vapeur d'eau » derrière l'avion lors de sa course au sol. Les traces de pneumatiques sur le sol débutent à partir de cet endroit. Ces traces, de couleur claire, peuvent être représentatives d'un phénomène d'hydroplanage par dévulcanisation du caoutchouc ou être consécutives à l'hydroplanage dynamique qui peut continuer à se poursuivre sur des portions de piste où l'épaisseur d'eau est bien plus faible (blocage partiel des roues) dans la mesure où la vitesse sol n'est pas suffisamment réduite²² à cause de la poussée résiduelle du moteur. **Après la croisée des pistes, un hydroplanage par dévulcanisation du caoutchouc a pu se produire ou un hydroplanage partiel a pu être entretenu par la vitesse de l'appareil.**

Dès lors, les pneus ne reprennent pas suffisamment contact avec le sol pour assurer un freinage efficace puisque la vitesse de l'appareil ne diminue pas. Le coefficient de frottement latéral des pneus étant pratiquement nul, l'appareil tend à se positionner le nez dans le vent. Le dernier vent annoncé est du 200 pour 8 à 12 kts (piste orientée au 250°).

Même si la composante traversière reste relativement faible (environ 5 kt), le SEM est poussé latéralement par le vent traversier vers la partie droite de la piste sur laquelle la pellicule d'eau est probablement plus épaisse, entretenant encore le phénomène d'hydroplanage.

Ce dérapage sera aggravé par la sortie du parachute frein : la composante traversière du parachute s'ajoute à celle du vent et accélère ce phénomène. L'embardée de l'appareil s'accroît alors à ce moment là, phénomène constaté sur l'enregistrement de la VTH. Le pilote n'a pas pu conserver la maîtrise de l'avion lorsque ce dernier a commencé à subir

¹⁹ La hauteur des sillons a été mesurée sur chaque pneu. Elle est en moyenne de 3 mm sur le pneu gauche et de 4 mm sur le pneu droit.

²⁰ Psi : *pound force per square inch* (livre par pouce carré – 1500 psi = 104 bars environ).

²¹ Il convient néanmoins de souligner qu'à une vitesse inférieure, les pneumatiques ont déjà commencé à perdre une partie de leur adhérence.

²² En cas d'hydroplanage dynamique, il a été démontré que la vitesse sol doit être réduite bien en dessous de la vitesse d'hydroplanage dynamique avant que les roues ne recommencent à tourner.

l'effet girouette du parachute et à dériver à droite de l'axe de la piste. L'avion part « en crabe » vers la partie droite de la piste.

Constatant ce dérapage, le pilote largue le parachute mais l'avion s'est dirigé sur le dernier cap induit par l'effet girouette, malgré la diminution de la vitesse de l'avion et la reprise probable de contact des pneus avec la piste.

Un autre effet de l'hydroplanage s'ajoute alors : l'endommagement des pneus. L'hétérogénéité de la surface de la piste, des flaques plus ou moins importantes, et des endroits partiellement secs vont augmenter le risque d'éclatement des pneus. Ces dernières passant sur une surface très glissante rencontrent des conditions d'adhérence très faibles et soumises à un couple de freinage trop important vont se bloquer. Peu après, les roues passent sur une surface plus adhérente, elles subissent un effort important pour reprendre leur rotation. Les contraintes importantes générées peuvent aboutir à l'éclatement des pneus.

Les roues du SEM n'ont pas éclaté mais ont été perforées suite à l'abrasion des différentes enveloppes du pneumatique. Cette usure par abrasion a entraîné une perte de pression. Ce phénomène a accéléré la perte de contrôle de l'appareil.

L'hypothèse selon laquelle un phénomène d'hydroplanage a contribué à la sortie de piste du SEM est certaine.

Par ailleurs, plusieurs facteurs ont accéléré la perte de contrôle de l'appareil :

- la poussée résiduelle du moteur a entretenu le phénomène d'hydroplanage ;
- la sortie du parachute a accentué le dérapage de l'appareil qui était toujours soumis à l'hydroplanage.

Enfin, une perte de pression dans les pneus, combinée à la vitesse excessive de l'appareil, n'a pas permis au pilote d'éviter la sortie de piste malgré ses tentatives pour contrer l'embarquée de l'appareil.

2.5. Causes de la sortie de piste liées au domaine des facteurs humains

2.5.1. Analyse de la gestion de la panne et du processus décisionnel jusqu'au toucher des roues

2.5.1.1. Analyse de la situation par le pilote

Au FL 405, le pilote est confronté à des battements de régime moteur (inférieurs à 2,5 %) accompagnés d'à-coups de poussée. Immédiatement, il réduit à 80 % de régime moteur et descend au FL 365 afin de maintenir sa vitesse. Il utilise ensuite sa check-list afin d'analyser les symptômes de panne.

Les actions préconisées devant être réalisées par le pilote ne concernent que les cas de battements supérieurs à 2,5 % (voir annexe 2).

Quelques minutes plus tard, les symptômes évoluent : les à-coups de poussée et les battements de régime s'amplifient. Ces derniers atteignent environ 3 %. Le pilote applique la check-list. Le 1^{er} item qui consiste à « réduire légèrement » a été effectué et n'a eu aucun effet. Le 2^{ème} item prévoit « l'action SRE possible » avant d'« atterrir d'urgence ».

Or, le pilote sait que l'enclenchement du SRE ne lui permettra qu'une autonomie de vol restant de 20 minutes (voir annexe 3) et décide de l'enclencher quelques minutes plus tard, environ 10 minutes avant le toucher des roues.

Il décide ensuite de se dérouter sur Nantes. Il annonce au contrôleur de Mont de Marsan sa panne moteur et son intention de se dérouter en détresse sur ce terrain. Or, il se rend compte que l'approche sur Nantes risque d'être plus délicate²³ et opte rapidement pour l'atterrissage sur le terrain de Lorient Lann-Bihoué dans la mesure où il est en début de descente avec un cap sur Lorient²⁴. Après avoir pris confirmation auprès du contrôleur que le terrain de Lorient était vert +, il lui indique son début de descente sur ce terrain.

Juste avant le transfert de contrôle de Mont de Marsan vers le contrôle de Lorient, le contrôleur annonce à la patrouille que la couleur terrain de Lorient est passée jaune.

Ensuite, il élabore précisément son plan d'action : application stricte de la check-list (c'est la première fois qu'il est confronté à ce type de panne) puis atterrissage sur le terrain de Lorient avec une finale GCA en procédure réacteur douteux.

Il demande alors au contrôleur à l'approche de Lorient une finale GCA et indique que son équipier remettra les gaz pour un retour sur Landivisiau. Le contrôleur prend en compte et demande au leader son intention de prendre le brin d'arrêt. Ce dernier refuse et indique qu'il devra dégager la piste et couper le moteur.

A cet instant, en descente au FL100, le pilote enclenche le SRE²⁵ et positionne la manette principale sur plein réduit. Les battements de régime et les à-coups de poussée disparaissent.

Le leader se concentre sur la réalisation de son plan d'action : atterrir en SRE réacteur douteux sur le terrain de Lorient. Son schéma-projet d'action est activé et il exécute une suite d'actions élaborée dans le cadre du temps disponible (suivre strictement la check-list et les procédures en vigueur et ne se tenir qu'à son plan d'action prévu).

Il indique à son équipier ses actions jusqu'au toucher des roues en précisant qu'il effectue un réacteur douteux, qu'il affiche 80 % au SRE et qu'il ne sollicitera plus le moteur jusqu'au toucher des roues.

**Le plan d'action adopté par le pilote, répondant aux procédures en vigueur, est approprié à sa représentation de la situation.
Tout au long de l'approche, son attention est guidée par ce plan d'action et se focalise sur le maintien de ses paramètres.**

Les investigations ont mis en évidence :

- **un écart entre la check-list pilote et le manuel pilote du SEM (UCC AN 205).** Les actions à effectuer dans le cas de battements de régime moteur supérieurs à 2,5 % sont différentes d'une documentation à l'autre. L'item « SRE possible » ne figure pas dans le manuel pilote. L'origine de cet écart n'a pas pu être déterminée au cours de l'enquête.
- **l'utilisation combinée de deux procédures distinctes par le pilote** : procédure SRE et atterrissage en réacteur douteux. Ces deux procédures sont employées pour des causes différentes mais peuvent se recouper dans certains cas. L'enclenchement du SRE est essentiellement associé à un dysfonctionnement du moteur tel qu'une baisse de poussée, panne d'huile ou battements de régime. La procédure réacteur douteux est quant à elle

²³ A ce moment, le SEM est à la verticale de Nantes. Par ailleurs, la plateforme est civil et le trafic aérien pourrait le perturber en final.

²⁴ Son autonomie est suffisante pour atteindre le terrain (il est à 50 Nm des installations) et il connaît parfaitement ce terrain (terrain de déroutement privilégié pour les pilotes de LDV).

²⁵ Le SRE a été enclenché à 75 % de régime moteur.

préconisée en cas de doute sur le fonctionnement du moteur (voyant REGUL, collision volatile,...). Dans cet événement, le pilote a « mixé » les 2 procédures en utilisant le SRE tout en minimisant les changements de régime et en utilisant le plan vertical pour réduire (atterrissage en réacteur douteux) car il avait toujours un doute sur le fonctionnement de son moteur. D'autres pilotes ont été interrogés au cours de l'enquête sur cette problématique et tous ont répondu qu'ils auraient effectivement atterri en procédure réacteur douteux également. L'utilisation combinée de ces procédures n'a eu aucune conséquence sur le déroulement global de la finale mais souligne un manque de précision dans la procédure d'atterrissage au SRE.

2.5.1.2. Facteurs ayant affecté la prise de décision du pilote

Surcharge de travail

Au FL 340, la patrouille serrée se retrouve en IMC. Dès lors, la charge de travail du leader augmente : l'avion se trouve dans la couche, avec un moteur défectueux, en patrouille serrée et en descente vers un terrain de déroutement. Il décide alors de couper sa radiosonde afin de ne pas être perturbé par des alarmes intempestives en cabine²⁶.

L'analyse des communications radio a permis de mettre en évidence des signes révélateurs de cette surcharge de travail.

- Un premier signe concerne le calage altimétrique. Lorsque le pilote est contact avec l'approche de Lorient, le contrôleur lui indique la pression atmosphérique au niveau du terrain (QFE) de 999 hPa. Le pilote collationne par « 1009 QFE ». Immédiatement, le contrôleur lui répète 999 QFE et le pilote confirme alors 999 QFE. Or, l'inspection de la cabine de pilotage a montré que l'altimètre était resté calé à 1009 hPa.
- Un deuxième signe concerne le dialogue avec le contrôleur et avec son équipier. A plusieurs reprises, le leader ne confirme pas des informations transmises par le contrôleur. Au niveau du dialogue en équipage, les échanges entre le leader et son équipier sont restreints. Parfois, le leader ne manifeste pas de réaction aux messages de son équipier. L'équipier n'ose pas insister sur des options possibles qui modifieraient le plan d'action du leader.
- Un troisième signe concerne le guidage GCA. Au cours de l'approche, le pilote a du mal à suivre les variations de cap imposées par le contrôleur et est systématiquement en retard.

En surcharge de travail, les ressources disponibles du pilote pour capter et traiter les informations évoluant dans le temps diminuent. En parallèle, les représentations de situation sont extrêmement résistantes aux changements.

Au cours de la finale en GCA, la charge de travail élevée dans une situation de pression temporelle n'a pas permis au pilote de prendre en compte les éléments extérieurs qui évoluaient. Il n'a pas pris conscience de risques potentiels à l'atterrissage et n'a pas ressenti le besoin éventuel de modifier son plan d'action.

Défaut d'informations permettant au pilote d'objectiver sur l'état de la piste

²⁶ Des interférences se produisent en patrouille serrée sous conditions nuageuses, provoquant un dysfonctionnement de la radiosonde. Ce phénomène engendre des alarmes en cabine.

Le contrôleur annonce dans un premier temps au pilote que la « piste est mouillée » avec une couleur terrain jaune en 25. Environ deux minutes plus tard, le contrôleur annonce que « la piste est mouillée avec des flaques et il y a une averse sur le terrain ». Pour le contrôleur, cette information suggère un état de la surface de la piste plus critique que mouillée mais ne qualifie pas la piste comme « inondée ».

Aucun moyen d'évaluation ne permet au contrôleur de décrire précisément l'état de la surface de la piste. Par conséquent, la description de l'état de la piste est laissée à la libre interprétation du contrôleur.

Au cours de l'enquête, il a été établi que l'état de la piste au moment de l'événement aurait pu être qualifiée de « contaminée ».

L'annonce « piste mouillée avec des flaques et une averse sur le terrain » ne reflétait pas la contamination de la piste et donc le risque potentiel d'hydroplanage lors de l'atterrissage.

Parallèlement, en l'absence de phraséologie standardisée décrivant l'état des pistes, les pilotes ne possèdent pas de référentiels leur permettant d'objectiver l'état de la piste. Ainsi, le pilote découvre l'état de la piste lorsqu'il acquiert le visuel de la piste à l'issue de la finale GCA.

L'information relative à l'état de la piste n'a pas modifié la représentation de la situation du pilote au cours de l'approche.

Conflit d'objectifs

De nombreuses études ont été réalisées sur la prise de décisions des pilotes d'aéronefs. A partir de résultats d'enquêtes d'accidents d'aviation, quatre types de facteurs affectant la prise de décision du pilote ont été mis en évidence : ambiguïté de l'information, modification dynamique des risques, conflits d'objectifs et conséquences non prévues.

Dans le cas de l'incident aérien grave du SEM, le pilote a décidé d'emblée de ne pas prendre le brin d'arrêt par conflit d'objectif. Sa prise de décision a été influencée par une pression de l'organisation : un rappel sur les consignes relatives à la prise de brins a été effectué quelques jours auparavant à l'ensemble des pilotes de la flottille qui étaient en opérations sur le porte-avions.

Ce rappel a été effectué au cours d'un débat relatif à une utilisation « abusive » des brins sur le terrain de dégagement rendant ce dernier impraticable pour plusieurs minutes. Il a alors été rappelé aux pilotes de suivre les procédures. En cas de prise de brin non imposée par la procédure, celle-ci devait être justifiée.

La prise de brins ne faisait pas partie de la procédure d'atterrissage en réacteur douteux ou de la procédure SRE. Elle n'était donc pas obligatoire. Ce rappel a influencé le processus décisionnel du pilote, confronté alors à un choix similaire.

2.5.2. Analyse des causes ayant contribué à la perte de contrôle de l'appareil lors du roulage à l'atterrissage

2.5.2.1. Action incomplète sur la commande SRE

L'expertise technique du GTR a montré que l'appareil avait un régime moteur résiduel de 65 % lors du roulage (au lieu d'un régime ralenti de 35 %). L'hypothèse la plus probable expliquant cet écart est une action incomplète du pilote sur la commande SRE au moment du

toucher des roues : il n'a pas actionné la commande vers l'arrière pendant un temps suffisamment long permettant un retour au ralenti du moteur.

Deux hypothèses peuvent expliquer cette action :

- un manque de savoir-faire ;
- un état de stress du pilote.

Hypothèse : un manque de savoir-faire est à l'origine de l'action incomplète sur la commande SRE

Les cas d'enclenchement du SRE sont la panne d'huile, les problèmes de régulation normale et la perte de poussée après catapultage ou décollage.

Le pilote est confronté pour la première fois à une panne réelle de régulation moteur qui nécessite l'enclenchement et l'atterrissage en SRE.

Très expérimenté, le pilote connaît le fonctionnement global du secours régulation électrique sur SEM et a déjà pratiqué de nombreux entraînements au pilotage en SRE. Son dernier entraînement date du 24 août 2009, soit un peu plus d'un an avant le jour de l'événement, lors d'un vol « sécurité - reprise en main » après un retour de permissions.

L'entraînement au pilotage en SRE est réalisé lors de séances au simulateur et également en vols réels. Le but de l'entraînement en vol réel est de ressentir les réactions du moteur qui ne sont pas présentes au simulateur. Ce dernier est fidèle sur le plan de l'accélération moteur, mais pas des sensations de vol.

Or, il n'existe pas d'entraînement en conditions réelles à l'atterrissage final au SRE (seule des remises de gaz sont pratiquées, notamment lors des vols de reprises type « sécurité »), ni lors des séances préalables sous simulateur. Aucune consigne n'est imposée sur le pilotage en SRE lors de ces séances. La pratique au simulateur de ce genre d'exercice de panne s'arrête bien souvent au toucher des roues et non à l'arrêt complet de l'avion car le but est d'enchaîner rapidement d'autres pannes.

Aucune documentation écrite ne décrit la procédure d'atterrissage au SRE. La méthode appliquée pour faire chuter le régime moteur en plein réduit est instruite aux pilotes à partir de l'expérience, sans standardisation. Rares sont d'ailleurs les pilotes qui ont procédé à un atterrissage réel en SRE.

Par manque de savoir-faire lié à l'absence de procédure et d'entraînement à l'atterrissage en SRE, l'action du pilote sur la commande SRE n'a pas permis un retour au ralenti du moteur.

Hypothèse : un état de stress du pilote est à l'origine de l'erreur de manipulation de la commande SRE

Au cours de l'enquête, le pilote a indiqué qu'il avait été particulièrement surpris lorsqu'il a acquis le visuel sur la piste. Il est 17 h 30, la nuit commençait à tomber et il s'aperçoit alors que la piste est « inondée ». Sa représentation de la situation, concernant les conditions météorologiques et l'état de la piste, était figée à la dernière information juste avant d'avoir enclenché le SRE : la piste était mouillée et la couleur du terrain était vert+. Ainsi, il n'avait pas intégré lors de son approche la dégradation des conditions météorologiques annoncées par le contrôleur.

Dès lors, quelques secondes avant d'atterrir pour la première fois en SRE, cette situation devient plus stressante pour le pilote.

Le pilote, accaparé par l'utilisation du parachute, ne réduit pas assez le SRE. Le régime chute mais reste stabilisé à 65 % environ alors que le pilote croit avoir assez réduit.

En situation de stress, le pilote n'a pas pu réagir en développant une stratégie de raisonnement basée sur l'expérience de situations analogues et ainsi faire appel à ses routines. De même, il n'a pas pu tenter d'anticiper sur un résultat d'action, même partiel. Sa seule solution en cas d'échec à l'atterrissage consistait à prendre le brin d'arrêt en sortie de piste mais il n'avait pas anticipé le risque d'une perte de contrôle de sa trajectoire.

Sous l'effet du stress, il est possible que le pilote ait interrompu son action sur la commande SRE afin d'activer dans l'urgence le parachute frein.

Sous stress, il enchaînera par la suite une série de décisions à court terme prises dans l'urgence tout au long de la phase de roulage.

Ainsi, lorsqu'il s'aperçoit qu'il n'arrive pas à contrer la mise en dérapage de l'appareil due à l'effet girouette du parachute, il le largue immédiatement.

Ne parvenant toujours pas à maîtriser sa trajectoire, il tire le frein secours mais l'appareil continue sa glissade latérale droite et entame la bande de roulement latérale à une vitesse sol de 80 kts.

La sortie de piste est imminente mais le pilote n'applique pas, item par item, la procédure prévue en cas de sortie de piste. Stressé, il s'aperçoit soudainement que son appareil se dirige vers un véhicule de pompiers prépositionnel. Dès lors, il envisage l'éjection et place ses mains sur la poignée haute du siège éjectable, l'empêchant de mener toute autre action en cabine.

Par réflexe, sa procédure de sortie de piste a été interrompue et le pilote qui maintient ses mains sur la poignée jusqu'à l'immobilisation de l'appareil n'effectuera aucune autre action prévue dans la procédure. Ces actions auraient pu néanmoins minimiser les risques liés au roulage du SEM dans l'herbe. Le premier item de la check-list consistait notamment à couper le moteur en plaçant la manette des gaz sur stop, ce qui aurait certainement réduit sa distance de roulage dans l'herbe et évité le franchissement de la route bitumée.

2.5.2.2. Erreur de représentation de la situation

Défaut de connaissance sur le phénomène d'hydroplanage

L'enquête a montré que l'appareil a rencontré des conditions (état de la piste, vitesse, pression des pneus) qui ont favorisé le phénomène d'hydroplanage. Ce phénomène rare est relativement méconnu dans le monde aéronautique.

Ainsi, dès le toucher des roues, le pilote associe sa sensation de décélération anormale comme un problème de freinage. A aucun moment, il n'avait prévu les effets possibles des mauvaises conditions météorologiques sur une piste qu'il connaît et dont l'adhérence est réputée comme médiocre lorsque celle-ci est mouillée.

La visualisation de l'enregistrement de la tête haute du pilote montre qu'il y a eu un arrondi de trajectoire avant l'impact. Cet arrondi peut s'expliquer par le fait que le pilote a conscience d'être plus « lourd » que la masse normale d'appontage (8T1) qu'il a pratiqué pendant sa période d'embarquement passé, sans pour autant être une masse particulièrement élevée. Or, en cas de risque potentiel d'hydroplanage, l'arrondi est déconseillé et le posé de l'avion doit être ferme afin d'éviter tout effet « ricochet ».

N'ayant pas anticipé la possibilité qu'un hydroplanage se produise, et ayant peu de connaissance sur le phénomène, les actions correctrices que le pilote tente par la suite sont ainsi inadaptées à la situation.

Ainsi, le pilote précise qu'il n'a effectivement pas tenté de freinage aérodynamique car il sentait que l'avion ne réagissait pas normalement. Cette action aurait pu néanmoins diminuer les risques de perte d'adhérence des pneus en diminuant l'épaisseur de la pellicule d'eau sous les pneus.

Puis rapidement, il a sorti le parachute frein qui a accentué la dérive à droite de l'axe de la piste.

L'avion est sorti de piste sans que le pilote n'ait pu apporter les corrections appropriées.

Un manque de connaissance sur le phénomène d'hydroplanage a conduit le pilote à une erreur de représentation de la situation, associant la perte de contrôle de son appareil à un problème de freinage.

En présence d'un dispositif anti-patinage, lors du roulage à l'atterrissage sur piste mouillée, la pression appliquée par le pilote sur le système de freinage doit être maximale et continue. Le fonctionnement normal de l'anti-patinage peut donner la sensation d'un freinage inefficace.

Défaut de connaissance sur le secours régulation électrique

La fréquence des entraînements relatifs au pilotage en SRE est de 5 à 6 fois par an environ en vols réels (essentiellement lors des vols de reprise en mains et lors des vols techniques réacteurs). Le principe de fonctionnement est décrit précisément dans le manuel pilote de l'avion mais les actions de pilotage du régime moteur sont peu précisées, et les procédures permettant d'obtenir un régime ralenti au SRE ou d'atterrir au SRE n'existent pas.

Tous les pilotes ont à l'esprit que la chute de puissance du moteur est plus progressive qu'en régulation normale et qu'il faut actionner la commande SRE de manière continue sur l'arrière pendant 7 secondes environ pour passer d'un régime moteur de 75 % environ au régime ralenti sol. Or, ce délai de 7 secondes, connu de la majorité des pilotes de SEM et enseigné aux pilotes lors de leur formation, n'apparaît dans aucune documentation.

Au cours de l'enquête, il est apparu que le principe de fonctionnement du SRE était méconnu par la plupart des pilotes.

Au moment du toucher des roues du SEM, le pilote, par manque de savoir-faire et sous l'effet du stress a actionné la commande vers l'arrière pendant une durée légèrement inférieure à deux secondes. Le régime a ainsi commencé à chuter mais s'est stabilisé à 65 % alors que le pilote croyait avoir suffisamment réduit. Ce régime est resté effectif jusqu'à l'arrêt complet de l'appareil sans que le pilote en ait pris conscience.

Par manque de connaissance sur le pilotage SRE, le pilote n'a pu interpréter la décélération anormale de son appareil comme résultant de son action incomplète sur la commande SRE.

Sa représentation de la situation était erronée : il considérait que son moteur avait atteint le régime ralenti sol.

Il a considéré son action sur la commande comme suffisante.

3. CONCLUSION

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

- L'événement se produit lors d'un atterrissage en SRE avec une procédure réacteur douteux suite à une panne de régulation du moteur en vol.
- L'appareil est entretenu conformément au plan de maintenance en vigueur.
- Le contrôle aérien annonce que « le terrain est mouillé avec flaques et averse sur la piste ».
- L'appareil roule sur une distance de 1700 mètres environ avant de sortir de piste puis continue sa course dans l'herbe sur 400 mètres environ avant de s'immobiliser.
- La configuration de l'appareil lors du toucher des roues est conforme aux procédures.
- L'embarquée de l'appareil se produit à l'issue de la croisée des pistes, lorsqu'il traverse une nappe d'eau stagnante de grande dimension.
- Les actions de freinage et de contrôle de la trajectoire de l'appareil que le pilote tente avec les freins (en normal puis en secours), les palonniers et le parachute ne lui ont pas permis de contrer l'embarquée de l'avion.
- L'analyse de l'enregistrement vidéo de la VTH montre une décélération anormale de l'appareil au cours du roulage à l'atterrissage.
- Les investigations menées sur le système de freinage n'ont révélé aucune anomalie technique.
- La panne moteur à l'origine du déroutement sur Lorient et du passage en secours régulation électrique provient d'une défectuosité du calculateur du régulateur.
- Le pilote, bien qu'expérimenté, se pose pour la première fois en SRE.

3.2. Mécanisme de l'événement

Le 02 novembre 2009, au cours d'un vol de transit retour entre Istres et Landivisiau, le pilote leader d'une patrouille de deux SEM est confronté à une panne de régulation moteur. Il enclenche le secours régulation électrique (SRE) et se dérouté sur Lann-Bihoué pour un atterrissage guidé GCA en procédure réacteur douteux. Au cours du roulage à l'atterrissage, le pilote perd le contrôle de son appareil qui sort de piste.

En l'absence de tout dysfonctionnement du système de freinage, la sortie de piste du SEM résulte de causes environnementales et humaines.

L'événement procède, durant les trente secondes de roulage à l'atterrissage, d'une représentation erronée de la situation par le pilote, associant la sensation d'une décélération anormale dès les premières secondes après le toucher des roues à un problème de freinage.

La perte de contrôle de l'appareil résulte d'une combinaison de deux facteurs :

- un phénomène d'hydroplanage se produisant probablement dès le toucher des roues et qui a été entretenu jusqu'à la sortie de piste de l'appareil ;
- une poussée résiduelle du moteur lors du roulage, consécutive à une action incomplète sur la commande SRE lors de l'atterrissage (temps d'action insuffisant sur la commande permettant un retour au régime ralenti du moteur).

Les causes suivantes, liées au domaine des facteurs humains, ont probablement contribué à l'événement :

- une surcharge de travail du pilote lors de la phase d'approche ;
- un manque de savoir-faire relatif à l'atterrissage en SRE ;
- un stress du pilote à partir du toucher des roues ;
- une erreur de représentation de la situation ayant conduit le pilote à des actions correctrices inadaptées ;
- un manque de connaissance sur le phénomène d'hydroplanage ;
- un défaut de connaissance sur le fonctionnement du SRE.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

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

4.1.1. Hydroplanage

L'enquête a montré que l'appareil a rencontré des conditions ayant favorisé l'hydroplanage. Ce phénomène est relativement méconnu par les équipages si bien que dans cet événement, le pilote n'a pas pris conscience que son avion était en hydroplanage.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale de sensibiliser les équipages sur les risques liés à l'atterrissage sur piste mouillée (en particulier sur le phénomène d'hydroplanage) et de préciser les procédures d'atterrissage sur piste mouillée.

4.1.2. Secours régulation électrique

Des lacunes ont été mises en évidence sur la connaissance et le savoir-faire des pilotes concernant le pilotage du SEM en secours régulation électrique, en particulier lors des phases d'atterrissage.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale d'établir une procédure d'atterrissage au SRE et de mettre en place des actions visant à pallier le manque de connaissance et de savoir-faire sur le pilotage au SRE.

4.1.3. Informations relatives à l'état de la piste

L'enquête a montré qu'il était parfois difficile pour les contrôleurs de décrire précisément l'état de surface d'une piste. De même, à partir des informations fournies par le contrôleur, le pilote a parfois des difficultés à objectiver sur l'état réel de la piste, ce qui ne lui permet pas de prendre les décisions adaptées à la situation du terrain.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la DIRCAM d'étudier la possibilité de mettre en place une phraséologie standardisée permettant une classification la plus précise possible des états de piste par les contrôleurs.

4.1.4. Revêtement de la piste de Lorient Lann-Bihoué

Le BEAD-air avait constaté lors d'une enquête technique précédente (BEAD-air-M-2008-008-A) que l'adhérence de la piste 07/25 de Lorient Lann-Bihoué était douteuse lorsqu'elle était mouillée. La sortie de piste du SEM appelle les mêmes constatations. Le BEAD-air réitère ainsi la recommandation proposée dans le cadre de l'enquête technique BEAD-air-M-2008-008-A puisque cette recommandation n'avait pas été prise en compte par l'organisme.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale d'effectuer des mesures de glissance et d'étudier, le cas échéant, la possibilité d'améliorer l'adhérence et le drainage de la piste 07/25 de Lorient Lann-Bihoué.

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

4.2.1. Sécurisation du siège éjectable

Le siège éjectable a été retrouvé en situation non conforme après l'évacuation au sol du pilote. Devant l'urgence de la situation et malgré le fait que cela n'entre pas dans leurs prérogatives, l'équipe de piste est intervenue afin de sécuriser le siège.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale de rappeler aux techniciens de pistes les procédures relatives à la sécurisation des sièges éjectables retrouvés en situation non conforme.

4.2.2. Documentation pilote

Un écart entre le mémento pilote du SEM et le manuel pilote du SEM (UCC AN 205) a été mis en évidence au cours de l'enquête. Les actions à effectuer dans le cas de battements de régime moteur supérieurs à 2,5 % sont différentes d'une documentation à l'autre. L'origine de cet écart n'a pas pu être déterminée au cours de l'enquête.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale d'harmoniser les procédures écrites dans le mémento pilote et dans les manuels d'utilisation du SEM.

4.2.3. Utilisation de la radiosonde

Lorsque la patrouille serrée entre en IMC, le leader coupe sa radiosonde pour ne pas être perturbé à cause des alarmes intempestives en cabine. Il oubliera de la rebrancher lors de l'approche.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air rappelle aux équipages que la radiosonde, en tant qu'instrument de sécurité, doit être impérativement maintenue en marche même si les désagréments occasionnés par des alarmes intempestives sont parfois gênants. L'absence de mesure radiosonde peut compromettre la sécurité du vol.

4.2.4. Entraînement à l'évacuation au sol

Il a été constaté que les pilotes de SEM n'avaient aucun entraînement à l'évacuation au sol. Or, l'évacuation d'urgence au sol apparaît lors d'une situation forcément stressante pour le pilote. Par manque de pratique, cette évacuation pourrait aboutir à des actions pouvant compromettre la sécurité du pilote.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande

à la Marine nationale la possibilité de mettre en place des entraînements à l'évacuation au sol sur SEM.

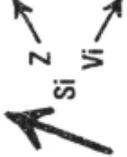
ANNEXES

Annexe 1 : Check-list tableau de pannes _____	page 44
Annexe 2 : Description du secours régulation électrique sur SEM _____	page 45
Annexe 3 : Information sur le phénomène d'hydroplanage _____	page 47
Annexe 4 : Procédure circuits réacteur douteux _____	page 49
Annexe 5 : Consignes d'utilisation du parachute _____	page 50
Annexe 6 : Procédure sortie de piste _____	page 51
Annexe 7 : Domaine du siège éjectable MK 6 _____	page 52

ANNEXE 1

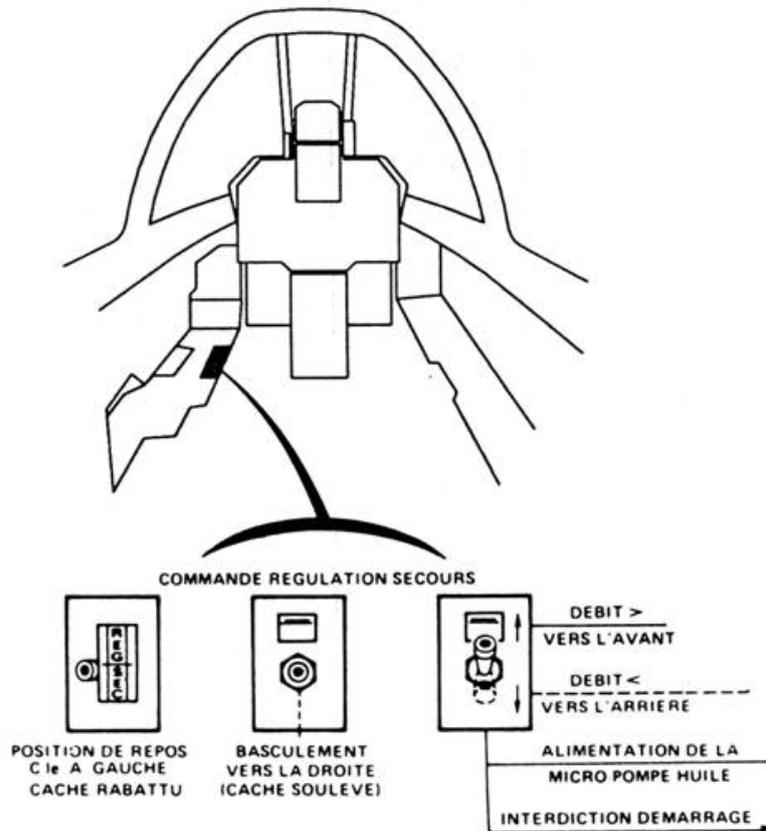
Check-list tableau de pannes

Extrait du mémento pilote MCC AN205.

	T4	SYMPTÔMES	PANNE	ACTIONS PILOTE
N		MANETTE INEFFICACE	DOUBLE BUTÉE	1. ENCLENCHE S.R.E. 2. MANETTE CRAN RALENTI
$25\% < N < 60\%$	Correspond	MANETTE INEFFICACE	PISTON DOSEUR BLOQUÉ	ATTENTION AUX SURVITESSES 1. ENCLENCHE S.R.E. uniquement si $N < 91\%$ pour augmenter le régime ou débloquer le piston doseur.
 $\Delta N \geq 2.5\%$		BATTEMENT DE RÉGIME	PANNE RÉGULATION TACHYMÉTRIQUE	1. RÉDUIRE LÉGÈREMENT 2. S.R.E. POSSIBLE 3. ATTEINDRE D'URGENCE
		SURVITESSE	INCIDENT DE RÉGULATION	1. RÉDUIRE 2. Si N reste $> PG$ nominal : COUPER IMMÉDIATEMENT 3. RALLUMAGE POSSIBLE

ANNEXE 2

Description du secours régulation électrique sur SEM



Le dispositif de secours régulation électrique se compose de :

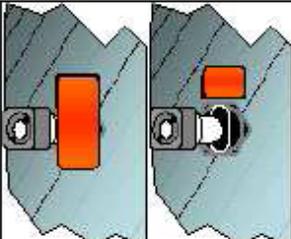
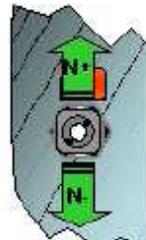
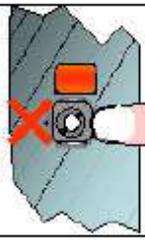
- un vérin électrique qui fait varier le débit carburant en poussant un doseur dans le sens ouverture ;
- un ressort qui ramène le doseur dans le sens fermeture ;
- une micro pompe qui prélève l'huile dans un réservoir secours.

La régulation secours est activée lorsque la commande « REG-SEC » est basculée vers la droite. Le circuit électrique de commande du vérin est alors mis sous tension. La variation du débit carburant est alors réalisée en agissant sur le manipulateur²⁷ vers l'avant (augmentation du débit) ou vers l'arrière (diminution).

Lors du circuit SRE, l'ajustement du régime moteur s'effectue par impulsions brèves vers l'avant ou vers l'arrière. La remise des gaz s'effectue, quant à elle, par une action continue vers l'avant. Les impulsions vers l'avant sont exécutées par le pilote avec son pouce gauche, sa paume étant posée sur la banquette.

²⁷ Située sur la banquette gauche de la cabine de pilotage, en arrière de la manette des gaz, le manipulateur est actionné vers l'avant par le pouce du pilote pour augmenter le régime. Lors de la remise des gaz au SRE, cette action vers l'avant est continue.

Fonctionnement de la commande SRE :

<p>BUT : <u>Permettre la conduite du GTR en cas de panne de la régulation principale.</u></p>		
<p>ALIMENTATION : 28V non délesté et disjoncteur <u>12K</u> au poste pilote.</p> <p>ARRET</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Alimentation du vérin électrique dans le sens Réduction du N. 		
<p>MARCHE</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Interdiction de démarrage GTR par relais 66K ✓ Interdiction de l'appauvrisseur de tir ✓ Fonctionnement de la μpompe de lubrification secours du palier 1 à partir de la capacité secours du réservoir d'huile. <p>ATTENTION : L'huile n'est pas récupérée GTR OFF</p>		
<p>IMPULSIONS</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Vers l'avant : Après avoir rattrapé le doseur (suivant position manette), augmentation du N. <p>ATTENTION : La force du vérin électrique surpasse la régulation tachy. ; Surveiller l'indicateur pour éviter une survitesse ; <i>Jamais d'appui continu !</i></p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ Vers l'arrière : Réduction du N ; Le vérin se rétracte, le ressort anti-emballement ramène le doseur à la position manette. <p><u>Le SRE ne peut pas forcer la réduction du N.</u></p>		 
		<p>Solliciter légèrement l'inverseur vers la position ARRET, <u>il ne doit pas bouger</u> ; Soulever puis passer sur ARRET.</p>

ANNEXE 3

Information sur le phénomène d'hydroplanage

Lorsqu'on considère le cas d'une piste mouillée ou recouverte d'eau, le problème du freinage comporte certains aspects distincts et cependant liés entre eux. Tout d'abord, le coefficient de frottement diminue, devenant inférieur à celui que l'on peut obtenir sur une piste sèche. Ceci provient du fait que l'eau ne peut pas être complètement chassée par la pression du pneu sur la piste et que le pneu n'est donc que partiellement en contact avec cette dernière. Il faut donc que la pellicule d'eau soit chassée ou brisée au fur et à mesure que les éléments successifs du pneu entre en contact avec la piste. Lorsque la vitesse augmente, la durée du contact diminue et le temps disponible pour que s'effectue ce processus est de plus en plus court. La piste devient en fait de plus en plus glissante. En second lieu, la diminution du coefficient de frottement peut résulter du phénomène de l'hydroplanage, suivant lequel les pneus de l'avion sont, dans une large mesure, séparés de la surface de la piste par une mince pellicule liquide. Dans ces conditions, le coefficient de frottement tombe à des valeurs presque négligeables et le freinage des roues, de même que la manœuvre de la roue avant, devient pratiquement inefficace.

Il existe trois types d'hydroplanage :

- **L'hydroplanage visqueux** peut se produire au freinage, lors d'un décollage interrompu ou lors du roulage après atterrissage. Il est typique des pistes humides ou mouillées ou de pistes recouvertes de glace mouillée et une fois amorcé, il peut persister jusqu'à de très faibles vitesses. Il faut toutefois que la surface de la piste soit particulièrement lisse, ce qui peut être le cas des zones recouvertes d'une épaisse couche de caoutchouc déposée par les pneus lors du toucher des roues ou rendues lisses sous l'effet de la circulation.
- **L'hydroplanage dynamique** se produit au-delà d'une vitesse critique qui est fonction de la pression de gonflage des pneus. Ce type d'hydroplanage est dû à l'inertie de l'eau : la pression dirigée vers le bas (pression de gonflage du pneu) est insuffisante pour chasser l'eau qui s'interpose entre la piste et le pneu pendant la brève période où elle s'exerce. Plus grande sera cette pression, plus élevée, sera la vitesse à laquelle se produira l'hydroplanage dynamique. Enfin, l'hydroplanage dynamique se manifeste aux vitesses les plus élevées atteintes lors du roulage à l'atterrissage ou au décollage. On a par ailleurs constaté qu'il suffit d'une nappe d'eau stagnante de 0,5 mm pour qu'il se produise.
- **L'hydroplanage par dévulcanisation du caoutchouc** est actuellement le moins connu. A la suite d'incidents au cours desquels ce phénomène a été constaté, des traces blanches caractéristiques du « nettoyage à la vapeur » ont été observées sur la surface de la piste. Ce type d'hydroplanage peut se produire dans tous les cas et à toutes les vitesses où une roue (freinée ou non) reste bloquée pendant une période de temps prolongée.

Lors de l'hydroplanage, la vitesse de rotation des roues diminue (hydroplanage partiel) et peut aller jusqu'à s'annuler (hydroplanage total).

Calcul de la vitesse théorique d'hydroplanage dynamique :

Extrait de l'article "*Hydroplaning of modern aircraft tires*, G.W.H. van Es, National Aerospace Laboratory NLR, 2nd International Meeting on Aircraft Performance on Contaminated Runways, Montreal, Canada, 2-4 November 1999."

Hydroplaning of aircraft tires is often a contributing factor in take-off and landing overrun and veeroff accidents. Therefore hydroplaning of aircraft tires has been studied for many years. The majority of the current knowledge on hydroplaning was obtained in the 60's by mainly NASA studies.

The influence of tire footprint aspect ratio was initially not considered in the NASA hydroplaning studies. However, in 1984 Horne published a paper in which he analysed the effect of tire footprint aspect ratio (Ref. 8). Horne showed that tire footprint aspect ratio has a significant influence on the hydroplaning speed. The following three tire types were considered for this: bias-ply tire, type-H tire and a radialbelted tire. The radial-belted and H-type tires have significantly lower hydroplaning speeds than the bias-ply tire.

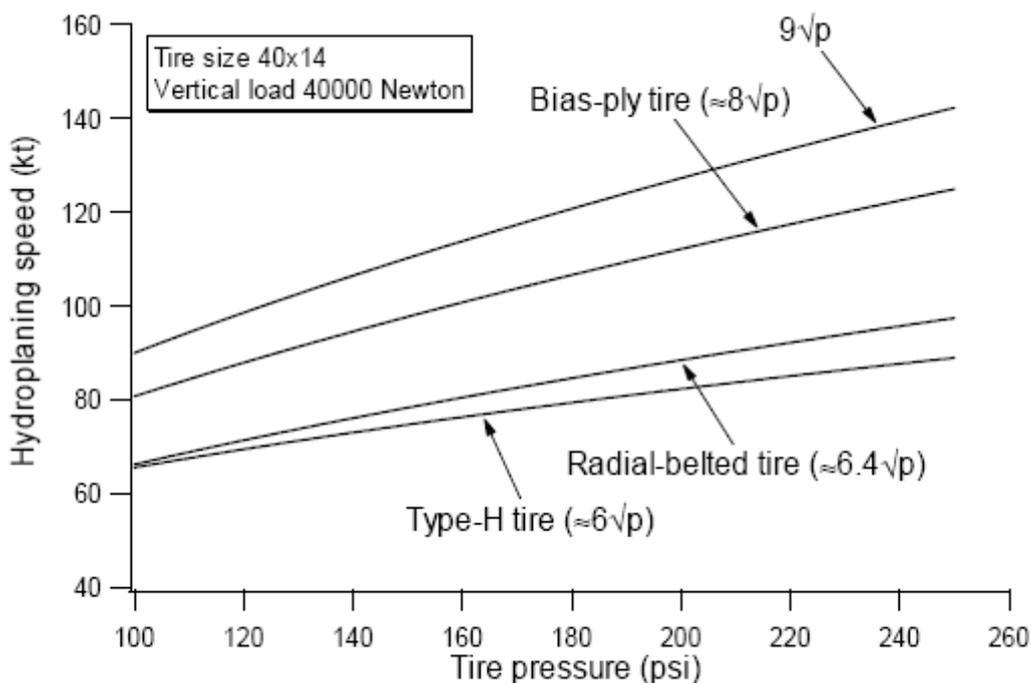


Figure 1: Theoretical hydroplaning speeds for three tire types.

In the case of a wet or contaminated runway air transport operators are required to have a landing distance available that is at least 115% of the landing distance calculated for a dry runway.

ANNEXE 4

Procédure circuits réacteur douteux

Extrait du mémento pilote MCC AN205.

RÉACTEUR DOUTEUX

Beau temps

1. 2500 ft 250 nd
2. N = 75 %
3. 30° d'inclinaison
4. CIRCUIT LARGE
5. N CONSTANT
6. VISER LONG (300 m)
7. DÉGAGER LA PISTE
8. COUPER

Mauvais temps

1. Palier 1500 ft
2. N ≈ 78 % AF. sortis
3. 210 nd - TRAIN
Vi stabilisée à 180 nd
4. En début de descente
SORTIR LES VOILETS
RENTRE LES AÉROFREINS
5. DÉGAGER LA PISTE
ET COUPER.

NOTA : Pour M > 8,1 t corriger le régime

À BORD :

1. CCA palier 1 500 ft
2. N ≈ 80 %
3. Réduire la vitesse (AF sortis)
4. Sortir le train, les becs volets compensateurs
5. BIP allumé – enclencher l'automanette (réglage 13°8)
6. CCA et passe d'appontage normaux.

Édition : OCTOBRE 1994

ANNEXE 5

Consignes d'utilisation du parachute

Extrait du mémento pilote MCC AN205 :

Parachute obligatoire

1. si masse $\geq 9t 5$
2. si $V_i > 100$ nd à 700 m restant
3. sur piste ≤ 2200 m si :
 - a. piste mouillée
 - b. de nuit
 - c. vent travers ≥ 16 nd
et vent total ≤ 25 nd
 - d. masse $> 8t 5$

ANNEXE 6

Procédure sortie de piste

Extrait du mémento pilote MCC AN205.

Panne à réaction immédiate :

- 1- MANETTE SUR STOP
- 2- CROSSE SORTIE
- 3- PARACHUTE SORTI (si Vi supérieur à 100 Nd)
- 4- FREIN SECOURS
- 5- COUPER BATT-GENE-ALTER
- 6- LARGAGE EVENTUEL DES CHARGES
- 7- AVION IMMOBILISE
- 8- EVACUER RAPIDEMENT
- 9- SI RISQUE DE COLLISION EJECTION

Section 7.3.4 de l'Instruction Permanente de Sécurité du SUPER-ETENDARD MODERNISE (SEM) du 12 mai 2000.

C'est un atterrissage dont l'issue est rendue aléatoire par :

- une avarie de train ;
- un doute sur la possibilité d'arrêter l'avion sur la longueur de piste disponible.

- Effectuer si possible une **finale longue et stable** type GCA
- Appliquer les **consignes d'atterrissage forcé**
- Viser l'**entrée de bande**
- **Approcher dans le vert ambre**
- Sortir le **parachute** à 150 nd ou prendre les brins (sauf cas particulier de certaines pannes de train)

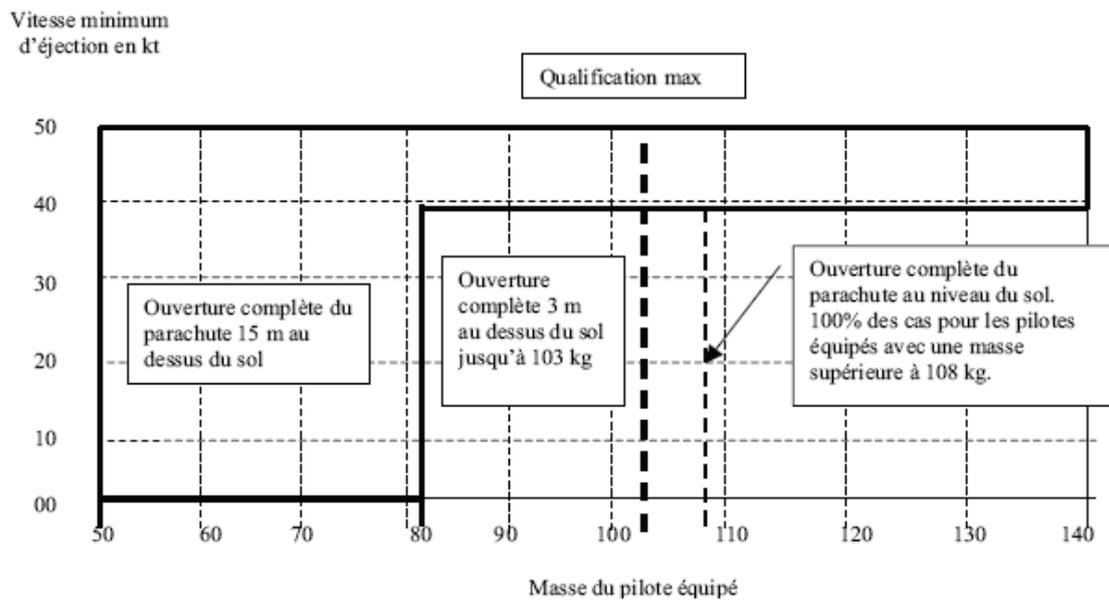
Rechercher la précision du point de toucher et la douceur de l'impact (contrôle du taux vario en courte finale).

ANNEXE 7

Domaine du siège éjectable MK 6

DOMAINE DU SIEGE EJECTABLE MK 6

Les Performances sont données pour un avion au sol. Elles sont pour certaines issues de la simulation.



Résultats issus des simulations pour une voilure totalement gonflée à 15 mètres au dessus du sol.

Jusqu'à 82 kg : 0 kt.
Masse supérieure à 82 kg : 40 kt.

Valeurs qualifiées pour une voilure totalement gonflée à 3 mètres au-dessus du sol.

Jusqu'à 103 kg : 0 kt.
Masse supérieure à 103 kg : 40 kt.