

# Rapport

Accident survenu le **13 août 2010**  
sur l' **aérodrome de Paris Le Bourget (93)**  
à l' **avion Dassault Aviation Mystère Falcon 50**  
immatriculé **F-HAIR**  
exploité par **Natixis Lease SA**

**BEA**

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

---

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

## ***Les enquêtes de sécurité***

*Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.*

*Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.*

# Table des matières

<b>LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ</b>	<b>2</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>5</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>6</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>7</b>
1.1 Déroulement du vol	7
1.2 Tués et blessés	8
1.3 Dommages à l'aéronef	8
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le personnel	9
1.5.1 Equipage de conduite	9
1.5.2 Mécanicien à bord de l'avion	11
1.5.3 Personnel des ateliers de maintenance	11
1.6 Renseignements sur l'aéronef	11
1.6.1 Cellule	11
1.6.2 Examen de la documentation de maintenance	12
1.6.3 Description des systèmes avion	12
1.7 Conditions météorologiques	14
1.8 Aides à la navigation	14
1.9 Télécommunications	14
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	14
1.11 Enregistreurs de bord	15
1.11.1 Exploitation des enregistreurs	15
1.11.2 Vol précédant celui de l'accident	15
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	16
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	17
1.14 Incendie	17
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	17
1.16 Essais et recherches	17
1.16.1 Examen du système de freinage après l'accident	17
1.16.2 Actions de maintenance à proximité du cadre 7 lors de la dernière grande visite	18
1.16.3 Vérifications après une visite	19
1.16.4 L'inversion des conduites hydrauliques	19

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	21
1.18 Renseignements supplémentaires	21
1.18.1 Le bulletin de service du constructeur	21
1.18.2 La consigne de navigabilité urgente de l'autorité	22
1.18.3 La consigne de navigabilité de la FAA	22
1.18.4 Autres événements	22
<b>2 - ANALYSE</b>	<b>23</b>
2.1 Inversion des conduites hydrauliques	23
2.2 Le vol précédant celui de l'accident	24
2.3 Le vol de l'accident	24
<b>3 - CONCLUSIONS</b>	<b>25</b>
3.1 Faits établis par l'enquête	25
3.2 Causes	26
<b>4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE</b>	<b>27</b>
4.1 Essai de latéralité du freinage lors des vols de contrôle	27
4.2 Documentation des opérations de maintenance non programmées	27
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>28</b>

# Glossaire

AD	Voir CN
BS	Bulletin de Service
CN	Consigne de navigabilité - Airworthiness Directive
CTA	Certificat de transporteur aérien
CVR	Enregistreur phonique - Cockpit Voice Recorder
DFS	Dassault Falcon Services
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
FDR	Enregistreur de paramètres de vol - Flight Data Recorder
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Non Flying
TI	Instruction Technique - Technical Instruction
OCV	Organisme de contrôle en vol

# Synopsis

## Date

Vendredi 13 août 2010 à 18 h 36<sup>(1)</sup>

## Lieu

Aérodrome de Paris Le Bourget (93)

## Nature du vol

Contrôle en vol en vue de la délivrance d'un CTA

## Aéronef

Avion DASSAULT AVIATION  
MYSTERE FALCON 50  
immatriculé F-HAIR

## Propriétaire

Natixis Lease SA

## Exploitant

Natixis Lease SA

## Personnes à bord

Commandant de bord (PNF),  
copilote (PF), 1 pilote inspecteur,  
1 mécanicien

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement.

## Résumé

L'équipage en provenance de Lyon Bron, effectue un vol sous le contrôle d'un pilote inspecteur de l'OCV. Ce vol est nécessaire à la délivrance par la DGAC d'un CTA au nouvel exploitant. Le copilote est PF.

Lors de l'approche pour une finale en piste 27 de l'aérodrome de Paris Le Bourget, à la suite de l'essai qui indique une panne potentielle de l'anti-patinage, l'équipage positionne le sélecteur du système de freinage sur secours comme le demande la procédure.

Lors du roulement à l'atterrissage, l'avion se déporte vers la droite. Le copilote corrige au palonnier. La trajectoire de l'avion s'infléchit vers la gauche. Le commandant de bord observe cette déviation et annonce au copilote qu'il prend les freins. Il agit sur le palonnier jusqu'à la butée. L'avion sort latéralement de piste à une vitesse d'environ 60 kt et roule environ 80 mètres sur l'herbe avant de retourner sur la piste et de s'immobiliser.

L'enquête a montré que deux conduites hydrauliques du système de freinage de secours avaient été inversées à la suite d'actions de maintenance, ce qui a provoqué une inversion des commandes lors du freinage et la sortie de piste. L'enquête a aussi montré que non seulement les procédures pendant et après les opérations de maintenance, mais aussi les vérifications effectuées par l'équipage n'ont pas permis de déceler cette inversion.

Le BEA adresse à l'AESA deux recommandations de sécurité relatives :

1. à la réalisation d'essai de latéralité du freinage lors des vols de contrôle
2. à la documentation des opérations de maintenance non programmées

## 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1 Déroulement du vol

Ce vol fait partie de quatre vols de contrôle en vue de la délivrance d'un CTA, avec un pilote inspecteur et un mécanicien à bord. Le vol précédant celui de l'accident était à destination de Lyon-Bron.

Lors du roulement après l'atterrissage à Lyon Bron, le copilote, PF, en place gauche, éprouve des difficultés de maniabilité avec un freinage en mode secours, sélectionné à la suite de l'essai négatif de l'anti-patinage réalisé en finale.

Au sol, le pilote inspecteur informe l'équipage de son souhait que le copilote reste PF pour la dernière étape, à destination du Bourget.

Lors du roulage, l'équipage vérifie le fonctionnement du système de freinage en modes normal et secours et ne constate pas de dysfonctionnement.

L'équipage décolle de Lyon-Bron à 17 h 43.

A 18 h 27, en approche à 2 000 ft vers l'aéroport du Bourget, le copilote vérifie le système anti-patinage et constate que celui du train principal gauche est inopérant.

En finale à 1 700 ft, lors des vérifications avant atterrissage, à l'item anti-patinage, le commandant de bord précise qu'il « va passer en frein deux », sélectionner le système de freinage de secours, en raison du système anti-patinage inopérant.

A 18 h 35 min 38, le train principal touche le sol à environ 640 mètres du seuil de piste à la vitesse conventionnelle de 108 kt. Les aérofreins se déploient. Le commandant de bord demande de déployer l'inverseur de poussée et d'agir sur les freins avec précaution.

A 18 h 35 min 41, l'avion dévie vers la droite. L'équipage actionne la gouverne de direction vers la gauche pour contrer le mouvement de l'avion vers la droite.

A 18 h 35 min 43, l'inverseur de poussée est complètement déployé.

A 18 h 35 min 44, l'avion tourne vers la gauche.

A 18 h 35 min 46, les moteurs 1 et 3 sont au ralenti sol et le N1 du moteur 2 est de 69 %, en poussée inverse.

A 18 h 35 min 51, l'avion tourne vers la gauche avec la gouverne de direction braquée dans le sens d'une correction à droite. La gouverne de direction atteint son braquage maximum à droite à 18 h 35 min 55.

A 18 h 35 min 56, l'avion sort de piste par la gauche au cap 256° à une vitesse conventionnelle de 55 kt puis y pénètre à nouveau.

A 18 h 36 min 04, l'inverseur de poussée est rétracté une seconde avant l'immobilisation de l'avion au cap 349°.

Les occupants de l'avion débarquent par la porte d'accès. Les moteurs sont en fonctionnement. Le commandant de bord remonte dans l'avion pour actionner les tirettes coupe feu des trois moteurs qui s'arrêtent. Il rejoint ensuite les autres occupants à l'extérieur de l'avion.

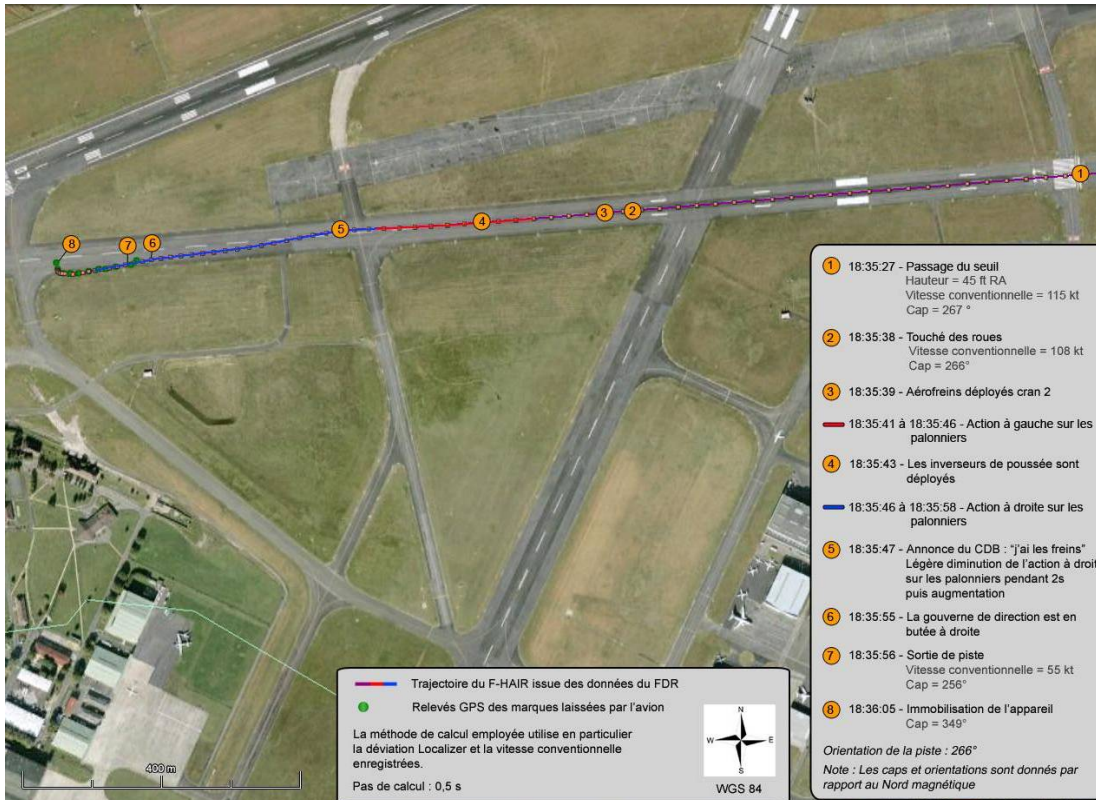


Figure 1

## 1.2 Tués et blessés

Aucune personne à bord de l'avion ou sur la plateforme n'est blessée lors de l'accident.

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

## 1.3 Dommages à l'aéronef

Le train avant et trois cadres du fuselage sont endommagés. L'examen de l'avion a permis les constatations suivantes :

- effacement vers l'arrière du train avant sous le fuselage entraînant un endommagement de la structure avec enfoncement du cadre 7 par le boîtier de recopie fixé sur le train ;
- zone déformée autour des deux articulations de contrefiche avec attache de vérin cassée et perforation entre les cadres 3 et 4 sur les deux poutres de train avant ;
- présence de criques et de déformations entre les cadres 7 et 9 sur les parties inférieures du fuselage ;
- traces de dérapage sur les deux pneus du train avant avec crevaison du pneu gauche ;
- bande de roulement légèrement endommagée sur les quatre pneus du train principal avec traces de dérapage sur le pneu intérieur droit et d'usure plus prononcée sur le pneu extérieur droit.





Figure 2

## 1.4 Autres dommages

Aucun dommage n'a été constaté sur les installations aéroportuaires.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Equipage de conduite

#### 1.5.1.1 Commandant de bord

Homme, 48 ans.

Licence de pilote de ligne ATPL(A) délivrée par la France le 16 septembre 2005, valide jusqu'au 16 septembre 2015.

Qualification de type Falcon 50/900 valide jusqu'au 31 mai 2011.

Qualification d'instructeur pour la formation à la qualification de type TRI(A) sur Falcon 50/900 restreinte à la formation aux opérations normales sur avion valide jusqu'au 31 juillet 2013.

Dernier entraînement et contrôle périodique effectué entre le 24 et le 28 mai 2010.

Certificat médical de classe 1 valide jusqu'au 30 septembre 2010.

Attestation de formation périodique à la gestion des ressources au poste de pilotage

délivrée le 2 juin 2010.

Attestation de formation à la visite journalière délivrée le 27 juillet 2010.

Expérience :

- totale : 6 175 heures de vol, dont 3 715 en qualité de commandant de bord ;
- sur type : environ 860 heures de vol ;
- dans les six derniers mois : 80 heures, toutes sur type dont 30 sur simulateur ;
- dans les trois derniers mois : 36 heures ;
- dans les trente derniers jours : 7 heures ;
- Il possède une expérience d'environ 300 heures sur Dassault Aviation Falcon 10 et 1 600 heures sur Falcon 20.

#### **1.5.1.2 Co-pilote**

Homme, 40 ans.

Licence de pilote de ligne ATPL(A) délivrée par la France le 22 juillet 2008, valide jusqu'au 10 mars 2014.

Qualification de type Falcon 50/900 valide jusqu'au 30 juin 2011.

Dernier entraînement et contrôle périodique effectué entre le 14 et le 30 juin 2010.

Certificat médical de classe 1 valide jusqu'au 30 novembre 2010.

Attestation de formation périodique à la gestion des ressources au poste de pilotage le 23 juin 2010.

Expérience :

- totale : 3 520 heures de vol, dont 2 585 en qualité de commandant de bord ;
- sur type : environ 1472 heures de vol ;
- dans les six derniers mois : 124 heures, toutes sur type ;
- dans les trois derniers mois : 39 heures ;
- dans les trente derniers jours : 3 heures.

Le copilote a effectué dans la Marine Nationale des missions de surveillance sur Dassault Falcon FA50 pendant quatre ans. Il a travaillé ensuite comme copilote pour EQUAJET basé à Brazzaville (Congo) sur Dassault Falcon FA50/900 jusqu'en juin 2010.

#### **1.5.1.3 Pilote Inspecteur**

Homme, 58 ans.

Pilote inspecteur de l'Organisme du Contrôle en Vol depuis 2007.

Licence de pilote de ligne ATPL(A) délivrée par la France en 1989 et valide jusqu'au 7 juillet 2013.

Qualification d'instructeur pour la formation à la qualification de type TRI(A) sur B737 300-900 restreinte à la formation aux opérations normales sur avion valide jusqu'au 31 juillet 2011.

Certificat médical de classe 1 avec port d'une correction optique adaptée valide jusqu'au 31 octobre 2010.

Expérience :

- totale : 20 500 heures de vol, dont 11 700 sur avion multi pilotes, 5 000 sur avion mono pilote et 3 800 sur planeur ;
- sur simulateur approuvée JAR-STD 1 A<sup>(2)</sup> : 1 600 heures ;
- sur type : aucune heure de vol ;
- dans les six derniers mois : 92 heures toutes sur Boeing 737 300 ;
- dans les trois derniers mois : 68 heures ;
- dans les trente derniers jours : 19 heures.

Il a été pilote contrôleur au Pôle d'Expertise du Personnel Navigant entre 2001 et 2005.

Il ne possède pas de qualification sur Falcon 50. En France il n'est pas obligatoire d'avoir la qualification de type sur un avion pour effectuer des contrôles en vol sur ce type.

### 1.5.2 Mécanicien à bord de l'avion

Homme, 44 ans.

Licence de maintenance d'aéronefs délivrée par la France et valide jusqu'au 12 février 2014 avec pour limitations la partie hélice du domaine A1 et B1-1.

Qualification de type sur Dassault Falcon 50 (Allied TFE 731), catégorie B1 et B2 du 22 avril 2004.

### 1.5.3 Personnel des ateliers de maintenance

Les licences et autres documents des agents qui ont participé à des opérations de maintenance sur l'avion immatriculé F-HAIR étaient conformes aux exigences réglementaires.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

### 1.6.1 Cellule

Constructeur	DASSAULT AVIATION
Type	MYSTERE FALCON 50 MF50 <sup>(1)</sup>
Numéro de série	0,37
Immatriculation	F-HAIR
Mise en service	6 avril 1987
Certificat de navigabilité	n° 123258 délivré le 7 juin 2007 par la DGAC française
Certificat d'examen de navigabilité	n° 123258226836 délivré le 15 juin 2010 par la DGAC française et valable jusqu'au 18 juin 2011
Utilisation à la date du 13 août 2010	13 194 heures de vol et 12 365 cycle
Depuis visite grand entretien	62 heures de vol et 46 cycles

Aucune visite n'était due le jour de l'accident.

(2)Joint Aviation Requirement-Synthetic Training Device

## **1.6.2 Examen de la documentation de maintenance**

Les différentes visites « cellule et systèmes » périodiques de type A, B et C ont été effectuées conformément au protocole de maintenance préconisé par Dassault Aviation et à ses révisions. Il en est de même pour l'application des CN et BS ainsi que pour la maintenance des moteurs et de l'APU.

La documentation n'indique aucune maintenance programmée qui demande de déposer les conduites hydrauliques du système de freinage de secours.

Cependant, un compte-rendu de maintenance qui s'est déroulé entre octobre 2009 et mars 2010 met en évidence une opération qui pourrait conduire à manipuler les conduites précédemment citées (voir annexe 1, rubriques 33216/33217/33218 & 33221).

## **1.6.3 Description des systèmes avion**

### ***1.6.3.1 Système de freinage***

L'avion est équipé de deux systèmes hydrauliques indépendants.

Le système de freinage normal est mis en pression par le système hydraulique numéro 1 et assure la fonction de freinage par application sur l'extrémité des pédales au palonnier et de freinage automatique lors de la rentrée du train.

Le système de freinage secours est mis en pression par le système hydraulique numéro 2 et utilise des conduites différentes du système principal. Ce système est celui en fonctionnement lorsque le sélecteur de freinage est positionné sur #2 OFF.

Les conduites du système de freinage secours partent du corps du distributeur hydraulique dédié au freinage secours. Ce distributeur est placé sur la partie gauche du cadre 0 (voir figure 3). Ces conduites se dirigent vers la partie droite du cadre puis le traversent pour aboutir dans la partie avant du puits du train avant. Elles parcourent le flanc tribord du puits du train avant du côté droit. Elles traversent le cadre 7, la partie arrière du puits de train avant et poursuivent vers l'arrière au dessous du plancher de la cabine jusqu'à la traversée de la cloison à l'interface avec la baie hydraulique située entre les cadres 18 et 19. Elles aboutissent à la couronne hydraulique du bloc-frein de chaque train principal.

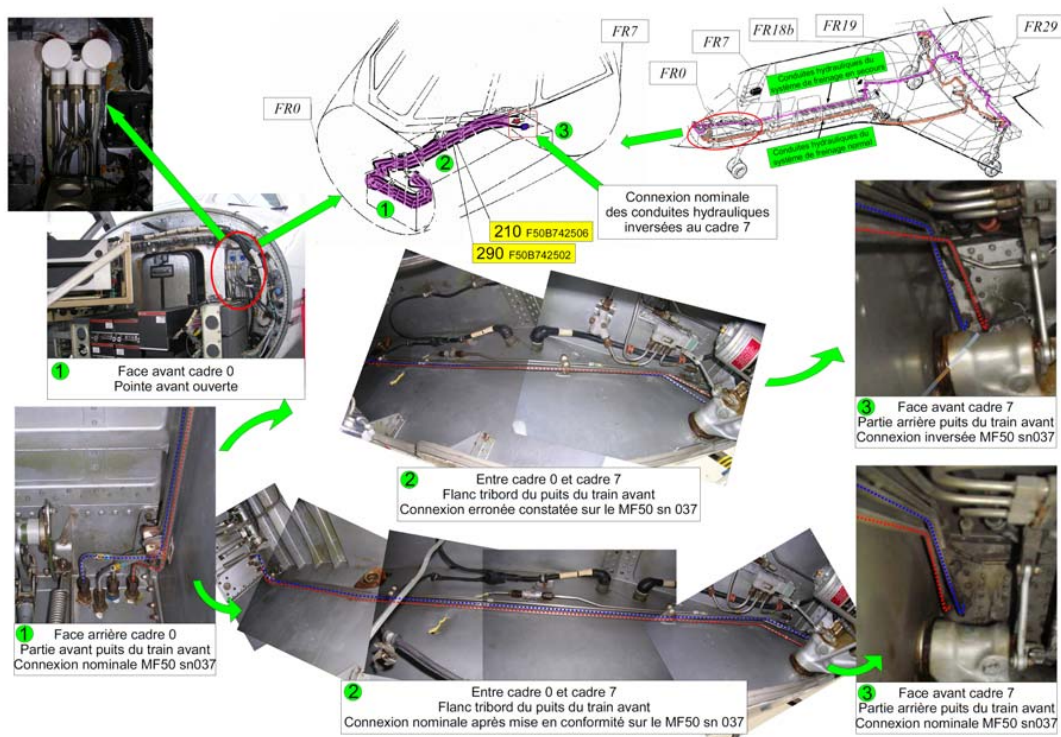


Figure 3

### 1.6.3.2 Panneau de contrôle et d'affichage hydraulique-freinage

Le panneau de contrôle et d'affichage du système hydraulique est situé sur le panneau frontal du poste de conduite. Ce panneau présente les contrôles et les témoins lumineux d'alerte qui concernent le système de freinage. Le sélecteur de freinage indique pour chacune des trois positions (voir figure 4) :

- à gauche : le système de freinage en fonctionnement ;
- à droite : la disponibilité du système d'anti-patinage.

Au dessus de ce sélecteur, l'activation des témoins lumineux de couleur vert L et R indiquent que le système de freinage normal est en pression et le côté de l'action. Les témoins lumineux L et R s'activent respectivement lorsque de chaque côté la pression augmente et dépasse 600 PSI et s'éteignent lorsque la pression diminue en dessous de 400 PSI. Il n'y a pas d'indication équivalente pour le système de freinage secours.

Le témoin lumineux de couleur ambre « #2PBK » s'allume de manière permanente lorsque le frein de parc est actionné ou que l'on freine en utilisant le circuit numéro 2 (circuit secours). Il clignote lorsque la pression de l'accumulateur descend en dessous de 1200 psi : cela signifie qu'une dernière utilisation de ce dernier est encore possible.

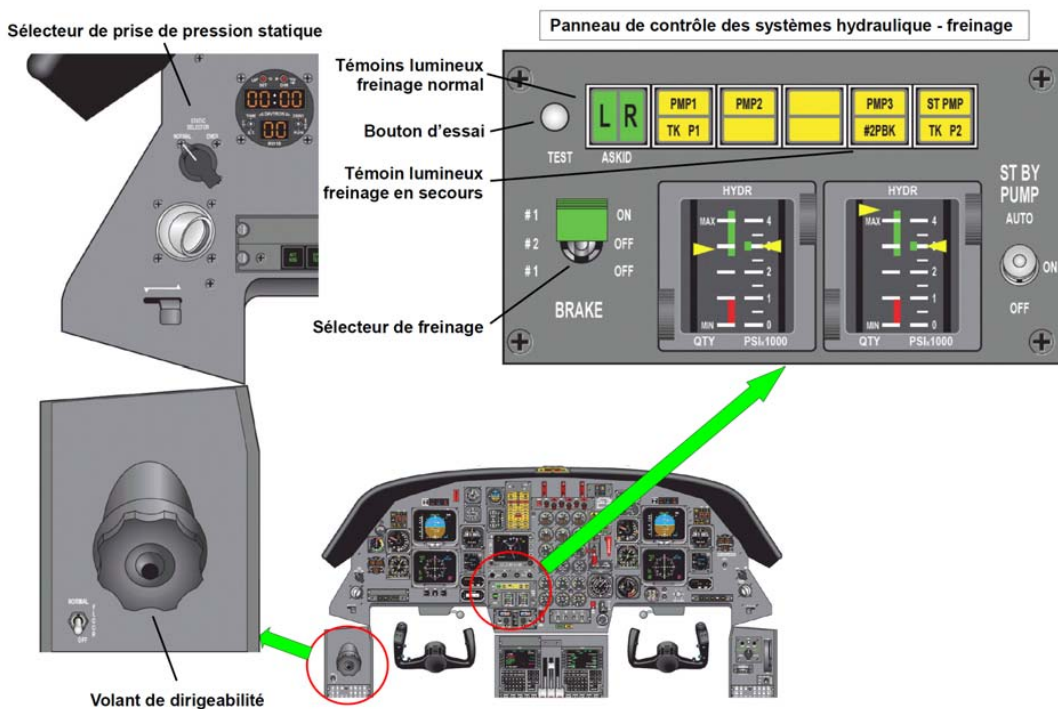


Figure 4

### 1.7 Conditions météorologiques

L'information météorologique peu avant l'atterrissage à Paris Le Bourget faisait état d'un vent du 350 degrés pour 5 kt, d'un QNH de 1017 hPa et d'une température de 18 °C. Il n'y avait aucun nuage en dessous de 5 000 ft et pas de cumulonimbus.

### 1.8 Aides à la navigation

Sans objet

### 1.9 Télécommunications

Au moment de l'accident, le pilote était en contact avec Le Bourget Tour (118,925 MHz).

### 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Paris Le Bourget est un aérodrome civil contrôlé ouvert à la circulation aérienne publique. Il dispose de trois pistes revêtues.



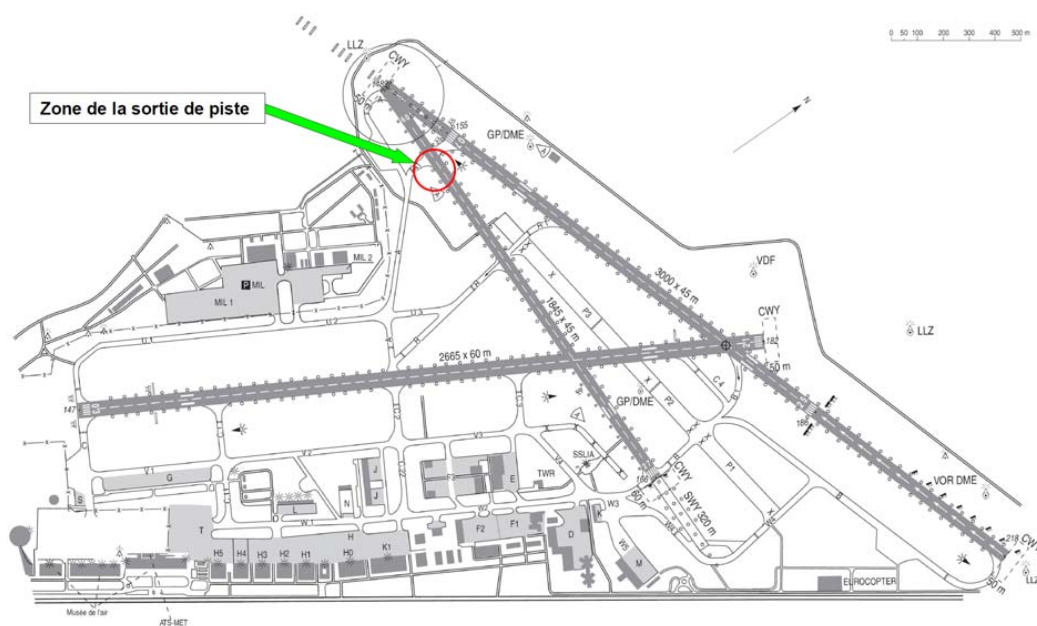


Figure 5

Le cap vrai de la piste 27 est 266°.

## 1.11 Enregistreurs de bord

### 1.11.1 Exploitation des enregistreurs

Conformément à la réglementation, l'avion était équipé d'un CVR et d'un FDR.

Les deux enregistreurs étaient en bon état et le vol de l'évènement est enregistré sur chacun d'eux.

Les enregistrements ont été synchronisés en temps UTC en utilisant le paramètre indiquant un appui sur l'alternat de la VHF 1.

L'étude des enregistrements du CVR et du FDR ainsi synchronisés a permis d'établir la séquence d'évènements qui est détaillée en annexe 3.

Des courbes de paramètres enregistrés par le FDR figurent en annexe 2.

### 1.11.2 Vol précédant celui de l'accident

La durée de l'enregistrement du CVR et du FDR a permis l'exploitation de données antérieures au vol de l'accident.

Lors du vol précédant l'accident, la configuration de l'avion choisie pour un atterrissage en piste 34 de Lyon Bron est identique à celle de Paris Le Bourget. En particulier à la suite de l'essai d'anti-patinage négatif l'équipage sélectionne le système de freinage secours.

L'équipage relève que dans cette configuration l'action sur les freins et l'inverseur de poussée doit être progressif. Lors du toucher le commandant de bord rappelle au copilote de faire attention car le système d'anti-patinage est inopérant.

Au cours du roulage, le copilote annonce l'initiation des actions après atterrissage alors que le commandant de bord lui demande d'ouvrir la fenêtre<sup>(4)</sup>. A cet instant le copilote dit avoir « du mal à contrôler l'aéronef au pied » et ce par deux fois. Il relève qu'il est bien sur freinage secours. Le commandant de bord précise qu'il y a de la pression hydraulique, dit au copilote « t'es pas au pied » et lui demande de garder le contrôle sur la dirigeabilité. Lorsque qu'il remarque une possible présence de vent le copilote répond « j'ai lâché avec la main gauche puis avec les freins comme ils sont (mal répondants) pour tenir l'axe ».

Le commandant de bord demande à prendre les freins et demande au copilote de garder la dirigeabilité lorsque ce dernier exprime « j'ai plus de f... je j'ai du mal à freiner ».

Le copilote répond par l'affirmative lorsque le commandant de bord lui dit qu'il est fatigué.

### **1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact**

Lors de l'accident, la piste et ses abords étaient secs.

Les traces de gomme laissées par les pneus sur la piste, les trois dalles en béton support de trois feux latéraux et les sillons creusés par les trains sur la terre de la bande aménagée permettent de reconstituer la trajectoire jusqu'à l'immobilisation de l'aéronef (voir figure 6). La distance parcourue par le train avant en dehors de la piste est d'environ 80 mètres.

Lorsque l'avion sort latéralement de piste à gauche l'angle entre la trajectoire de celui-ci et l'axe de piste est d'environ 15 degrés. Les traces laissées par les pneus des trains indiquent que l'avion n'était pas en dérapage.

Des traces de pneus visibles sur la dernière dalle en béton indiquent que le train avant et le train principal droit roulent sur cette dernière alors que le train gauche reste sur la terre de la bande aménagée. La trajectoire est parallèle à l'axe de la piste.

La trajectoire s'infléchit vers la droite. Des traces de pneus sont visibles sur la dernière dalle en béton. Les sillons creusés par le train principal gauche et les traces de pneu indiquent que l'avion était en fort dérapage à droite.

Les marques au sol sur la dernière dalle indiquent que l'avion revient sur la piste. On observe à nouveau des traces du train avant sous la forme d'un sillon creusé sur la piste.

Les traces de gomme des pneus du train principal et de sillon du train avant sur la piste montrent que l'avion s'immobilise à 90 degrés de l'axe de piste à environ 250 mètres de son extrémité.

<sup>(4)</sup> L'ouverture de la vitre latérale permet à l'équipage de confirmer la dépressurisation de la cellule.



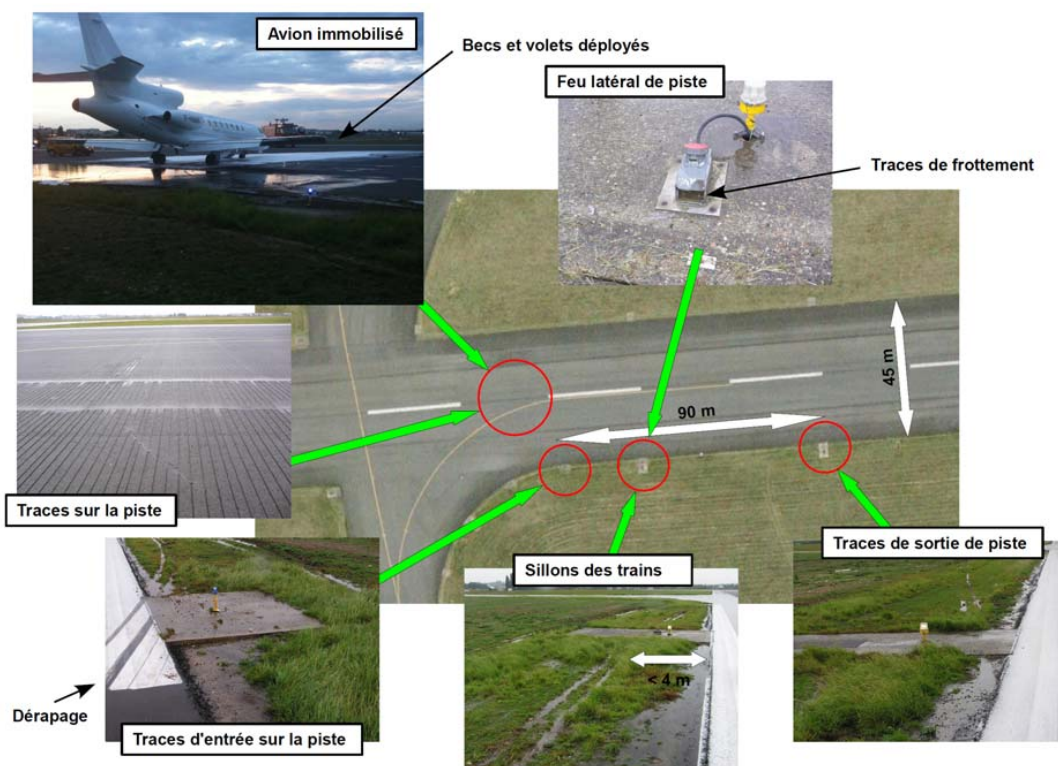


Figure 6

### 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

### 1.14 Incendie

Sans objet.

### 1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet.

### 1.16 Essais et recherches

#### 1.16.1 Examen du système de freinage après l'accident

Le contrôle des pressions de freinage après l'accident a été réalisé suivant la tâche AMM 32-580<sup>(5)</sup> en agissant sur les commandes au poste de conduite en places gauche et droite. Il indique que :

- la valeur de pression relevée sur chaque bloc frein qui provient du circuit hydraulique de freinage normal est nominale et le freinage est correctement latéralisé ;
- la valeur de pression relevée sur chaque bloc frein qui provient du circuit hydraulique de freinage secours est nominale mais le freinage est inversé.

L'observation des conduites entre le cadre 0 et le cadre 7, zone du cheminement positionnée à l'intérieur du puits du train avant, permet de constater une inversion du branchement de deux conduites à la traversée du cadre 7.

<sup>(5)</sup>AMM 32-580 BRAKE SYSTEMS - CHECKING BRAKING PRESSURES (ATA 32-40-18)

Aucune inversion n'a été observée lors des vérifications entre le cadre 7 et les blocs de freins.

Après la mise en conformité du montage des tuyauteries hydrauliques du système de freinage secours au cadre 7, le système redevient fonctionnel : les valeurs de pression de freinage sont nominales et le freinage est correctement latéralisé.

L'essai de fonctionnement du système d'anti-patinage a été fait suivant la tâche AMM 32-350 et a conclu à un fonctionnement nominal.

L'examen des génératrices tachymétriques situées dans les fusées des roues du train droit ne révèle aucune anomalie. Par contre, les résistances d'enroulement relevées sur les deux équipements positionnées dans la fusée de la roue gauche sont hors tolérances. Cette anomalie permet d'expliquer le résultat négatif de la vérification de fonctionnement de l'anti-patinage avant l'atterrissage.

#### **1.16.2 Actions de maintenance à proximité du cadre 7 lors de la dernière grande visite**

Un examen des documents de maintenance recueillis lors de l'enquête permet de décrire le déroulement des opérations effectuées sur l'avion.

Une inspection détaillée est effectuée avec application du BS F50-378 Rev.2 qui a pour objet l'amélioration de la résistance à la corrosion dans le puits du train avant entre le cadre 6 et 7 par l'agrandissement de l'ouverture du drain et le remplacement de la protection par de l'enrobage. A cette fin, le 2 décembre 2009, un agent de maintenance dépose le train avant pour faciliter l'accès au puits de train.

Le 4 décembre 2009 un autre agent de maintenance vérifie la présence de corrosion dans les cages de rotule du train avant et constate l'existence de corrosion. Celle-ci est enlevée et l'atelier réalise ensuite un relevé, qui est transmis au constructeur.

Après l'examen du relevé, le 7 décembre 2009, le constructeur informe l'atelier de la nécessité d'un réalésage qui ne peut être fait que par un spécialiste qui, dans ce cas, est un usineur de DFS.

Le 16 décembre 2009, le spécialiste de DFS est dans l'atelier. Il demande la déconnexion de deux conduites du système de freinage de secours avant de débiter son travail. Ensuite il effectue le réalésage comme indiqué dans la fiche de réparation correspondante.

Entre le 18 décembre 2009 et le 21 janvier 2010 les conduites sont connectées à nouveau. Il n'a pas été possible de déterminer le jour de la connexion, ni l'agent qui l'a réalisée. En effet cette action n'est inscrite sur aucune fiche de travail de maintenance et il n'existe aucune procédure du constructeur ou de l'atelier à ce sujet. Pendant cette période, un troisième agent finalise le travail dans la zone entre les cadres 6 et 7. Le même jour, le chef d'équipe et l'agent qui avait déposé le train avant font un contrôle visuel de la zone puis le train avant est réinstallé.

Le 4 février 2010, le distributeur hydraulique de freinage est installé par deux agents.

Le lendemain, ces mêmes agents purgent les circuits du système de freinage et vérifient les pressions, en suivant la tâche AMM 32-580. Cette procédure permet en théorie une vérification directe de la latéralité, mais l'enquête n'a pas pu déterminer pourquoi le défaut de latéralité n'a pas été détecté à cette occasion.

Le 11 février 2010, le chef d'équipe réalise l'inspection des travaux et un agent n'ayant pas participé aux opérations de maintenance fait une inspection visuelle dans le cadre d'une double inspection.

Le 15 février 2010, le chef d'équipe effectue un point fixe moteur.

Le 16 mars 2010, le chef d'équipe effectue les vérifications en relation avec le vol de contrôle de fin de grande visite. La mention « OK » est inscrite sur les rubriques qui concernent le freinage.

### 1.16.3 Vérifications après une visite

Après des actions de maintenance, les procédures de contrôle qui permettent la vérification du freinage en opération (avion au roulage) sont le point fixe moteur et le vol de contrôle.

La procédure de point fixe moteur débute avec l'avion dont le frein de parc est au deuxième cran et des cales placées sur les trois trains. Dans ce cas il n'y a aucune mention en rapport avec le freinage

Le vol de contrôle demande de vérifier un ensemble de paramètres précisés dans la procédure de contrôle AMM 51-070<sup>(6)</sup>, notamment :

- ❑ lors du roulage, le bon fonctionnement de chaque mode du système de freinage ;
- ❑ à l'atterrissage, l'anti-patinage et la symétrie du freinage.

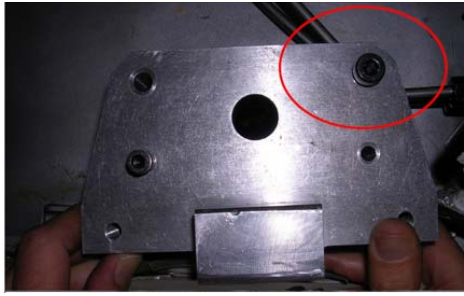
La procédure de contrôle du constructeur ne mentionne pas ce qui doit être vérifié pour chaque mode de freinage au roulage avant le décollage et n'apporte aucune explication à la notion de symétrie du freinage à l'atterrissage.

En exploitation, la vérification par les pilotes du fonctionnement du freinage en mode normal ou secours consiste à appuyer simultanément sur les deux pédales de freins et constater la force du freinage.

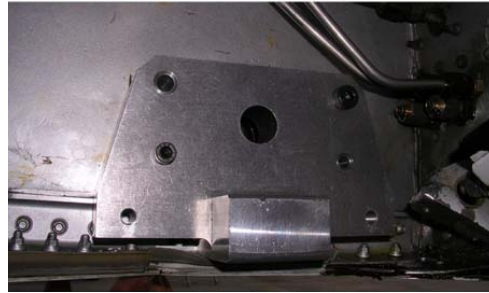
### 1.16.4 L'inversion des conduites hydrauliques

L'usineur spécialiste qui fait le réalésage dispose d'un guide qui assure la fixation et le positionnement correct de l'outillage de coupe. La déconnexion des deux conduites du système de freinage secours est nécessaire pour laisser l'espace suffisant au montage de ce guide de réalésage (voir figure 7).

<sup>(6)</sup>AMM 51-070 AIRCRAFT CHECK FLIGHT (COMPLETE) (ATA 51-00-09)



Essai de montage du guide avec les conduites hydrauliques de freinage en secours connectées

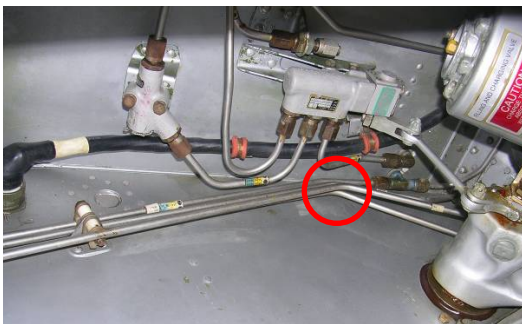


Essai de montage du guide avec les conduites hydrauliques de freinage en secours déconnectées

Figure 7

Une fois le réalésage effectué, et le guide retiré, chaque conduite peut être montée indifféremment sur les deux positions. Cependant une certaine résistance est ressentie lors de la connexion de la conduite hydraulique d'alimentation du freinage secours gauche sur la position qui correspond à la ligne d'alimentation du freinage secours droit.

Un examen visuel ne garantit pas de détecter facilement l'inversion de la connexion.



Montage inversé



Montage correct

Figure 8

Aucune marque de distinction ni aucun détrompeur n'est présent sur les deux embouts sur lesquels les deux conduites inversées étaient connectées.

L'atelier de maintenance utilise de petites plaques métalliques annotées par des lettres « G » (gauche) ou « D » (droite) écrites avec un feutre pour identifier les deux conduites hydrauliques. Cette identification ne permet pas de déterminer si la référence est en rapport avec le train principal concerné ou avec leur disposition sur l'avion. L'enquête n'a pas permis de déterminer pour le chantier de l'avion accidenté la disposition de ces plaques métalliques.

## **1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion**

Une instruction technique (ou TI pour « Technical instruction » en anglais) est un document approuvé par Dassault Aviation dans le cadre de son agrément d'organisme de conception (DOA). Si le constructeur est à l'origine du document et estime suffisante une instruction simplifiée alors le choix se porte sur une publication de ce type de document au lieu d'un BS.

Lors de la dépose des trains pour révision générale, le constat de cas de corrosion des alésages des rotules des paliers du train peut rendre nécessaire un réalésage.

La TI référencée TI-F50-017 décrit ces opérations de réalésage. Elle ne présente pas les opérations à effectuer après l'achèvement des travaux et avant remise en service. Il n'y a pas de référence à un autre document qui traite de ces opérations. Pour le constructeur, elles ne sont pas du ressort du spécialiste du réalésage. Les opérations d'accès et de remise en configuration initiale sont effectuées par un mécanicien avion, sous la responsabilité de l'atelier Part 145 en charge du chantier et en accord avec le manuel de maintenance.

## **1.18 Renseignements supplémentaires**

Le constructeur et l'AESA ont entrepris des actions de sécurité à la suite de cet accident.

### **1.18.1 Le bulletin de service du constructeur**

Le BS de type alerte référencé F50-515 en date du 12 octobre 2010 concerne la vérification de l'installation du système de freinage secours sur le type MF50. Il est rendu obligatoire par la CN urgente de l'AESA référence 2010-0208-E. Il est approuvé dans le cadre des privilèges de l'agrément de l'organisation de conception DASSAULT AVIATION (numéro EASA.21J.051). Il informe de la détection de deux cas d'inversion de deux conduites de ce système à proximité du palier du train avant.

Le BS a pour objectif de vérifier l'installation nominale de ces deux conduites et de s'assurer que ces conduites ne seront plus inversées lors d'une connexion après une opération de maintenance.

Pour la vérification de la connexion des conduites du système de freinage secours, le BS demande de mettre l'avion sous tension et le circuit hydraulique numéro 2 en pression puis positionner le sélecteur de freinage sur « #2 OFF ». La connexion des deux conduites est correcte si lorsqu'un premier agent appuie jusqu'en butée sur la pédale de frein gauche, un deuxième agent constate que les disques de frein du train principal gauche sont actionnés par une observation visuelle à l'aide d'une lampe torche.

Pour assurer que les conduites ne seront plus inversées lors d'une connexion après une opération de maintenance, le BS demande de nettoyer la zone de connexion des extrémités des deux conduites dans le puits de train avant et d'appliquer dans cette zone une peinture de couleur différente sur chaque ligne (jaune et gris-bleu).



### **1.18.2 La consigne de navigabilité urgente de l'autorité**

La CN urgente de l'AESA référence 2010-0208-E en date du 12 octobre 2010 est effective au 14 octobre 2010. Elle a pour document de référence le BS F50-515 du constructeur.

Elle demande à deux membres d'équipage de conduite de participer à l'application d'une procédure de vérification avant le prochain vol. L'avion doit avoir les cales en place et les moteurs à l'arrêt. Le premier membre d'équipage sur le siège gauche au poste de conduite relâche le frein de parc, met les systèmes de l'avion sous tension, active la pompe hydraulique en secours et positionne le sélecteur de freinage sur « #2 OFF » puis applique pleinement une pression sur la pédale de frein gauche. A l'extérieur de l'avion le second membre d'équipage vérifie que les disques de frein du train principal gauche sont actionnés par une observation visuelle à l'aide d'une lampe torche.

Cette CN demande de réaliser dans les sept mois après la date effective de la CN l'action de peindre les conduites comme précisé dans ce BS.

### **1.18.3 La consigne de navigabilité de la FAA**

La FAA a émis le 13 mai 2011 une CN référencé AD 2011-10-14 et a été rendue effective le 17 juin 2011<sup>(7)</sup>. Ce document reprend avec d'autres termes presque la totalité de la CN 2010-0208-E de l'AESA.

### **1.18.4 Autres événements**

Après constatation de l'inversion de conduites hydrauliques sur l'avion accidenté, le constructeur a diffusé une note, Falcon Service News Flash FSN50-50EX-140, aux exploitants. A la suite de cette note, un atelier de maintenance hors de France a informé le constructeur d'un dysfonctionnement similaire sur un avion en visite.

<sup>(7)</sup> La FAA estime que 248 sur un total de 350 MF50 construits ont un CDN émis par les autorités des USA et sont donc affectés par leur CN

## 2 - ANALYSE

### 2.1 Inversion des conduites hydrauliques

Le démontage du train avant le 2 décembre 2009, demandé par l'application d'un BS prévu lors d'une grande visite, conduit à la détection, le 4 décembre, de corrosion dans le puits de train avant. Un agent de l'atelier enlève la corrosion et les résultats des relevés sont envoyés au constructeur. Ce dernier détermine qu'un réalésage par un de ses spécialistes est nécessaire. Un usineur du constructeur est alors envoyé dans l'atelier de maintenance. Cet usineur utilise une TI pour réaliser sa tâche. Il demande, préalablement à son travail, la déconnexion de deux conduites du système de freinage secours.

Un mécanicien de l'atelier déconnecte les conduites, ce qui n'est pas prévu en maintenance normale sur ce type d'avion. Cette opération qui ne fait pas partie d'une tâche du programme de maintenance établi, n'est pas mentionnée dans la documentation de maintenance des mécaniciens. Une fois l'opération finalisée, il a probablement accroché au moyen d'un fil de fer deux plaquettes en métal qui portent les inscriptions « G » et « D » au feutre pour identifier les deux conduites.

Une fois son travail terminé, l'usineur ne demande aucune action. La TI ne fait aucune mention du remontage des conduites et des vérifications à effectuer.

Il n'a pas été possible de déterminer le jour de la connexion ni l'agent qui l'a réalisée. En effet cette action n'est inscrite sur aucune fiche de travail de maintenance et il n'existe aucune procédure du constructeur ou de l'atelier à ce sujet.

Les agents de l'atelier finalisent les opérations de maintenance et effectuent les vérifications postérieures (purge et pression), notamment la procédure de maintenance AMM 32-580, qui permet en théorie de déceler l'inversion de remontage des tuyauteries hydrauliques. Malgré cela, l'inversion n'est pas détectée, sans que l'enquête ait pu déterminer pourquoi.

Les inspections visuelles du puits de train portent essentiellement sur l'état général de celui-ci, ce qui permet de déceler des anomalies comme par exemple une dégradation physique d'un élément ou une fuite. Elles ne conduisent pas à vérifier des erreurs de montage comme une connexion erronée par exemple. La réalisation d'une inspection visuelle ne garantit pas la détection d'un montage incorrect.

Lors du vol de contrôle suivant les opérations de maintenance, les pilotes appliquent la procédure normale du manuel de vol, en actionnant symétriquement les pédales de freins droite et gauche. Par application des freins au roulage, les pilotes vérifient la symétrie du freinage à partir du comportement de l'avion, sans pour autant vérifier la latéralité. Au poste de stationnement, l'équipage peut vérifier la latéralité du système de freinage normal au moyen de l'activation de témoins lumineux.

L'avion est donc remis en service avec un freinage secours dont la latéralité est inversée.

## **2.2 Le vol précédant celui de l'accident**

Le copilote est PF pour le troisième vol de contrôle. En vol, la vérification de l'anti-patinage conduit à configurer le freinage en mode secours.

Au roulage vers le poste de stationnement, le copilote en place gauche, qui utilise la main gauche pour la dirigeabilité, est occupé par la demande du commandant de bord d'ouvrir la vitre du côté gauche lors des actions après atterrissage. Il cherche alors à compenser l'absence d'efficacité sur la dirigeabilité avec l'utilisation des freins aux pieds. Cette action aux pieds inverse l'effet attendu par le copilote. Il ressent cette situation comme une perte de contrôle alors que le commandant de bord interprète ce problème de freinage comme une maladresse du copilote, due à la fatigue. Il lui demande de garder la dirigeabilité et de lui transférer les freins car ce dernier indique qu'il n'arrive plus à freiner correctement.

Aucun des trois pilotes présents au poste de conduite ne s'interroge sur la difficulté à freiner aux pieds.

## **2.3 Le vol de l'accident**

Avant le décollage pour la dernière étape l'équipage positionne le système de freinage sur normal après vérifications.

Lors de l'arrivée à la destination finale, l'essai anti-patinage est à nouveau négatif sur le train principal gauche. Lors des vérifications avant atterrissage, le commandant de bord positionne le freinage en mode secours.

Lorsqu'il constate les difficultés du copilote à garder l'avion sur l'axe de piste, le commandant de bord annonce qu'il reprend les freins. Or, les freins étant inversés, une action sur les freins ne pouvait qu'amplifier l'écart de trajectoire. De plus, l'absence en place droite d'une commande de la roulette de nez ne lui permet pas de compenser l'effet inversé du freinage. L'avion sort de piste.



### 3 - CONCLUSIONS

#### 3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ L'équipage de conduite détenait les licences et habilitations requises pour l'exécution du vol, délivrées par l'autorité du pays d'immatriculation de l'avion.
- ❑ L'avion détenait un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ Le copilote était pilote en fonction en place gauche pour ce vol.
- ❑ Avant les deux atterrissages de la journée, le système de freinage était positionné en mode secours à la suite d'une indication de panne de l'anti-patinage.
- ❑ Le copilote avait éprouvé une difficulté anormale à contrôler l'avion au sol lors de l'étape précédente. Elle n'avait pas été analysée correctement par les membres d'équipage.
- ❑ L'équipement disponible au poste de conduite ne permet pas la vérification de la latéralité du système de freinage en mode secours.
- ❑ Le seul moyen de vérifier la latéralité du système de freinage en mode secours est l'application indépendante de chaque frein au roulage.
- ❑ L'examen de l'avion révèle une inversion de conduites hydrauliques du système de freinage en mode secours qui conduit à une inversion de la latéralité du freinage dans ce mode.
- ❑ Lors des essais avant un vol ou de contrôle après maintenance les pilotes vérifient seulement la force et la symétrie du freinage.
- ❑ Aucun moyen n'a permis la détection de cette inversion pendant cinq mois.
- ❑ Les conduites hydrauliques n'étaient pas identifiées par un moyen pérenne et il n'y avait aucun détrompeur pour éviter une erreur de montage.
- ❑ Le démontage de ces conduites hydrauliques n'est pas prévu lors de la vie de l'avion sauf en cas de nécessité.
- ❑ Le démontage des conduites hydrauliques est nécessaire pour l'opération de réalésage sur le train avant.
- ❑ L'instruction technique s'adresse à un usineur qui n'est pas mécanicien et ne relie pas l'opération à effectuer à l'activité de maintenance.
- ❑ L'atelier de maintenance a appliqué la procédure de maintenance AMM 32-580, qui permet en théorie de déceler l'inversion de remontage des tuyauteries hydrauliques. Malgré cela, cette inversion n'a pas été détectée.
- ❑ La réalisation d'une inspection visuelle ne garantit pas la détection d'un montage incorrect des conduites hydrauliques du système de freinage secours.

### 3.2 Causes

L'accident résulte de l'inversion non détectée de deux conduites hydrauliques du système de freinage secours à la suite d'actions de maintenance.

Les facteurs suivants ont contribué à l'accident :

- ❑ l'absence d'un moyen permettant de différencier les deux conduites<sup>(8)</sup> ;
- ❑ une documentation incomplète sur les actes techniques lors de l'application d'une TI concernant la préparation et la finalisation du travail pour un retour en service ;
- ❑ Le doute exprimé par le copilote sur le maniement de l'avion au sol qui n'a pas été pris en compte par le commandant de bord.

<sup>(8)</sup>Depuis l'accident, des CN de l'AESA et de la FAA imposent d'appliquer une peinture de couleur différente sur chaque conduite pour pouvoir les différencier.

## 4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.

### 4.1 Essai de latéralité du freinage lors des vols de contrôle

L'enquête a montré que l'inversion non détectée de deux conduites hydrauliques du système de freinage secours à la suite d'actions de maintenance a conduit à l'accident. Ces actions de maintenance avaient pourtant amené à réaliser un vol de contrôle.

Il n'y a pas d'indication en poste de pilotage permettant d'indiquer le bon fonctionnement de la latéralité du freinage en mode secours. Lors des vols de contrôle, comme pour tous les autres vols, la vérification du fonctionnement du freinage en mode normal ou secours est effectuée en appuyant simultanément sur les deux pédales de freins. Une mauvaise latéralité du freinage ne peut donc pas être détectée.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA s'assure que les opérateurs réalisent au roulage lors des vols de contrôle un essai de vérification de la bonne latéralité du freinage en mode normal comme en mode secours. [Recommandation FRAN-2012-072]**

### 4.2 Documentation des opérations de maintenance non programmées

La déconnexion de deux conduites hydrauliques par un mécanicien, à la demande d'un spécialiste, n'est pas prévue en maintenance normale sur ce type d'avion. Cette opération n'est pas mentionnée dans la documentation de maintenance des mécaniciens. Une fois le travail effectué, le spécialiste ne demande aucune action, car son document de travail ne fait aucune mention sur le remontage des conduites et les vérifications à effectuer.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA impose que les tâches nécessaires avant et après la réalisation d'une opération de maintenance non programmée soient décrites dans la documentation de maintenance du constructeur de l'aéronef. [Recommandation FRAN-2012-073]**

# ***LISTE DES ANNEXES***

## **Annexe 1**

Extrait du compte rendu de l'ordre de travail n° 12102

## **Annexe 2**


Courbes du FDR

## **Annexe 3**

Séquence d'évènements issue de l'exploitation du FDR et du CVR

## Annexe 1

Extrait du compte rendu de l'ordre de travail n° 12102

	<b>Certificate of Release to Service</b> <b>Work Package</b>	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="border: none;">Type:</td> <td style="border: none;">F50</td> </tr> <tr> <td style="border: none;">Reg.:</td> <td style="border: none;">F-HAIR</td> </tr> <tr> <td style="border: none;">S/N:</td> <td style="border: none;">37</td> </tr> </table>	Type:	F50	Reg.:	F-HAIR	S/N:	37
	Type:	F50						
Reg.:	F-HAIR							
S/N:	37							
Operator/Customer: AERO SERVICES EXECUTIVE	PO #: MJU-09-10-0218-1	TAG WO#: <span style="border: 2px solid red; border-radius: 50%; padding: 2px;">12102</span>						

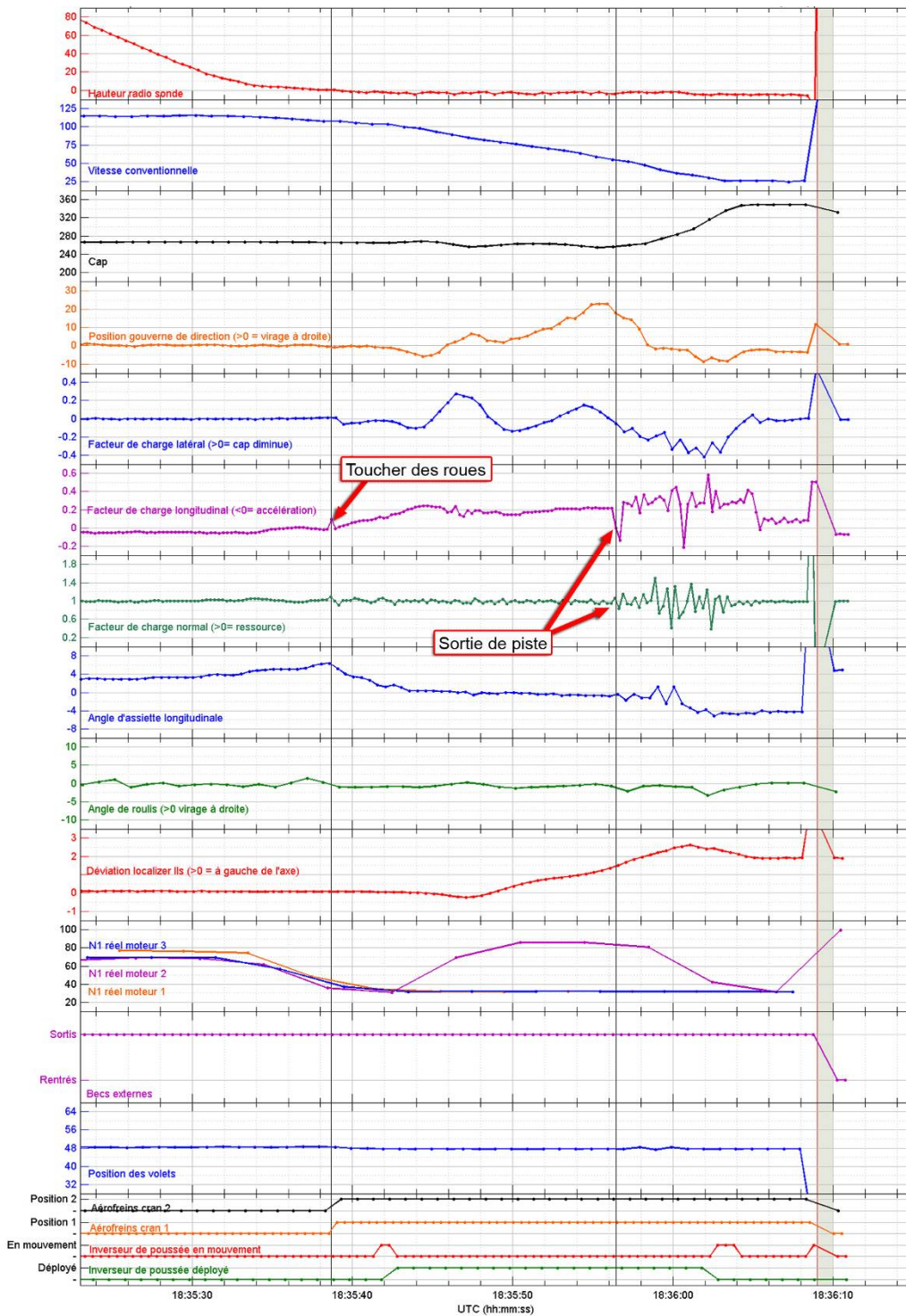
Reference	Action Taken
32806	REPLACED FEEDER TANK PRESSURIZATION PIPE P/N: F50B723000235 FOUND CORRODED, IAW AMM 55-020. LEAK CHECK PERFORMED IAW AMM 28-240, FOUND SATISFACTORY.
32807	REPLACED L/H & R/H FEEDERTANK PRESSURE RELIEF VALVES P/N B42LA1040, AW AMM 28-240, L/H S/N OFF: 743, S/N ON: 988 - R/H S/N OFF: 405, S/N ON: 989. LEAK CHECK FOUND SATISFACTORY.
32808	REPLACE 2 SHELLS FOUND CORRODED DURING REPLACEMENT OF FUEL PRESSURIZATION FILTER ELEMENTS. P6742 PERFORMED LEAK CHECK IAW AMM 28-240, FOUND SATISFACTORY.
32809	REMOVED R/H WING SCREWS FOUND LEAKING, PERFORMED CLEANING AND REINSTALLED WITH NEW SEALANT ON SEVERAL WING FUEL PANEL SCREWS. LEAK CHECK PERFORMED, IAW AMM 28-250, FOUND SATISFACTORY.
32810	REMOVED L/H WING SCREWS FOUND LEAKING, PERFORMED CLEANING AND REINSTALLED WITH NEW SEALANT ON SEVERAL WING FUEL PANEL SCREWS. LEAK CHECK PERFORMED, IAW AMM 28-250, FOUND SATISFACTORY.
32811	REPLACED N°1 ENGINE FUEL HEATER PIPE P/N: 3072098-1, IAW AMM 28-250. LEAK TEST PERFORMED DURING RUN-UP FOUND SATISFACTORY.
32901	REPLACED N°2 ENGINE PUMP COUPLINGS FOUND LEAKING, IAW AMM 29-090.20-115& 20-800 - SUCTION FIXED-HALF QUICK DISCONNECT COUPLING: P/N: 405-20402-13300, S/N OFF: 996, S/N ON: 1361. - SUCTION COUPLER QUICK DISCONNECT COUPLING: P/N: 405-20403-13200, S/N OFF: 763, S/N ON: 019. LEAK CHECK PERFORMED IAW SPM 29-090, FOUND SATISFACTORY.
33201	N°1 MAIN WHEEL P/N: 5003279-3, S/N: FBE84-772 REMOVED IAW AMM 32-530, REPLACED BOLT, WASHER AND NUT IAW CMM MABS AP-769 REV.7, N°1 MAIN WHEEL REINSTALLED IAW AMM 32-530.
33202	MANUFACTURED AND INSTALLED NEW MECHANICAL STOPS P/N F50B191000104 & F50B191000105 ON LH MLG DOOR P/N F50B191B2 S/N 039 AND RH MLG DOOR F50B192B2 S/N 039, IAW DASSAULT FORM 21 REF. 53-32-0-031 AND SRM 51-10-04 LH MLG OUTBOARD DOOR P/N F50B191B2 S/N 039 REPLACED BY P/N F50B191B5 S/N 103EXA .TASK TRANSFERRED TO W/O 12174 TASK 33201
33203	REPLACED LH LDG GEAR/DOOR MANUAL/EMERGENCY CONTROL CABLE FOUND OUT OF TOLERANCES, IAW AMM 32-440, OFF P/N: F50B793001A1, S/N: 1400, ON P/N: F50B796001A2, S/N: 2544, FUNCTIONAL TEST PERFORMED AND FOUND SATISFACTORY.
33204	REPLACED RH LDG GEAR/DOOR MANUAL/EMERGENCY CONTROL CABLE FOUND OUT OF TOLERANCES, IAW AMM 32-440, OFF P/N: F50B796001110A3, S/N: 1402, ON P/N: F50B796001A2, S/N: 2521, FUNCTIONAL TEST PERFORMED AND FOUND SATISFACTORY.
33205	REMOVED BRAKE DISTRIBUTOR VALVE P/N: 57530-2, S/N: 190B, IAW AMM 32-651, AND REINSTALLED AFTER REPAIR PERFORMED BY DUNCAN AVIATION UNDER WO UK4YA. PERFORMED VALVE ADJUSTMENT, BRAKING SYSTEM BLEEDING AND BRAKING PRESSURE CHECK, IAW AMM 32-651, FOUND SATISFACTORY.
33206	REPLACED NUT AND STRAIGHT UNION ON N°1 BRAKING SYSTEM PIPE AT LH WING JUNCTION (FRAME 26). LEAK TEST PERFORMED IAW AMM 32-500, FOUND SATISFACTORY.
33207	MEASURED HYDRAULIC LEAK FOUND ON EMERGENCY LANDING GEAR DISTRIBUTOR 3G, FOUND WITHIN TOLERANCES, IAW AMM 20-800, PERFORMED FUNCTIONAL TEST IAW AMM 32-470, FOUND SATISFACTORY.
33208	LH & RH MLG RETRACT ACTUATOR END-FITTING NUTS RETIGHTENED, IAW AMM 32-060, AND APPLIED CORROSION INHIBITOR.
33209	REPAIRED L/H MAIN LANDING GEAR WIRING BRACKET FOUND BROKEN, IAW SRM 51.30.02
33210	REPAIRED L/H & R/H LANDING GEAR WHEEL WELLS FAIRINGS FOUND CRACKED AND REPLACED ONE P/N: F50B242399120A1, IAW SRM 51-30-03, 51-10-02.
33211	REPLACED RH MLG SWIVEL COUPLING P/N USM15-14J4G FOUND LEAK LEAKING, IAW AMM 32-505. PERFORMED BRAKE CIRCUIT BLEEDING, IAW AMM 32-500, FOUND SATISFACTORY.
33212	RESEALED NLG YOKE LH BALL BEARING IAW MP20-321
33213	REPLACED LH MAIN LANDING GEAR DOOR UNLOCK ARM ROLLER P/N: F50B793600142, IAW AMM 32-230.
33214	LH & RH EXTERNAL MLG DOOR FOUND EXCESSIVE WEAR LENGTHWISE PLAY WITH SKIN CRACKS .REPLACED RH MLG DOOR HINGE FAIRING P/N F50B192000101B2 IAW SRM 53.3200.31 AND 51.10.04 ( REFER TASK 33202 ) .REPLACED LH MLG DOOR ASSY P/N F50B191B2 S/N OFF UNKW S/N ON 103EXA IAW AMM 32-250 FOUND SATISFACTORY
33215	L/H & R/H MLG DOORS CHECKED FOR RIGGING, IAW AMM 32-200, REPLACED STOPS FOUND CORRODED. RIGGING FOUND SATISFACTORY.
<span style="border: 2px solid red; border-radius: 50%; padding: 2px;">33216</span>	REPLACED NOSE LANDING GEAR L/H & R/H BALL JOINT BEARING ASSY P/N: BRS40TAGSP2-A (FOUND CORRODED), IAW AMM 32-380.
<span style="border: 2px solid red; border-radius: 50%; padding: 2px;">33217</span>	L/H & R/H NOSE LANDING GEAR BORE BEARINGS FOUND CORRODED. PERFORMED BORE BEARINGS MEASUREMENT AFTER CORROSION REMOVAL, IAW SRM 53-00-52. RECONDITIONED L/H AND R/H NLG TRUNNION BORES IAW DASSAULT CDS R1399: REAMED AND INSTALLED REPAIR BUSHING P/N F50B212001102RB - PERFORMED BY DFS / REFER TO REPORT DFS DATED DEC 17 2009 - (FOR NLG INSTALLATION REFER TASK 33220).
<span style="border: 2px solid red; border-radius: 50%; padding: 2px;">33218</span>	REPLACED NOSE LANDING GEAR TELESCOPIC STRUT L/H & R/H BEARINGS P/N BRS35TAGSP5-A REPLACED FOR CORROSION, IAW AMM 32-370.
33219	NOSE LANDING GEAR TELESCOPIC BRACE STRUT P/N: C23812-11 S/N: U47 REMOVED DUE TO BARREL FOUND CORRODED, IAW AMM 32-410, AND REINSTALLED AFTER REPAIR PERFORMED BY AERO PRECISION UNDER WO 3024327-10. TESTED IAW AMM 32-470 FOUND SATISFACTORY
33220	NOSE LANDING GEAR P/N: C23787-1007, S/N: U154 REMOVED FOR ACCESS (SEE TASK 35309), IAW AMM 32-370, AND REINSTALLED AFTER REPAIR PERFORMED BY HYDREP FOR TORQUE LINK D48675 CORRODED, UNDER WO 1557569. TESTED IAW AMM 32-380 FOUND SATISFACTORY
<span style="border: 2px solid red; border-radius: 50%; padding: 2px;">33221</span>	REPLACED NOSE LANDING GEAR DOOR BALL JOINT P/N: GLS10-19, IAW AMM 32-360.

6 of 10



## Annexe 2

### Courbes du FDR



### Annexe 3

#### Séquence d'évènements issue de l'exploitation du FDR et du CVR

A 18 h 33 min 06, l'avion est aligné sur le Localizer et le Glide et la configuration de est la suivante :

Altitude QNH :	1700 ft
Vitesse conventionnelle :	124 kt
Volets :	48°
Becs :	externes sortis <sup>(9)</sup>
Pilote automatique :	engagé

A 18 h 34 min 33, le pilote automatique est déconnecté à l'altitude QNH d'environ 800 ft.

A 18 h 35 min 38, l'avion touche la piste. La vitesse conventionnelle est de 108 kt, le cap 266°. Le braquage de la gouverne de direction est inférieur à 1°.

A 18 h 35 min 39, les aérofreins sont déployés en position 2 et restent déployés jusqu'à la fin du vol. Le facteur de charge latéral enregistré diminue pour atteindre -0,06 g, ce qui indique une tendance à virer à droite. Ce facteur de charge reste négatif pendant sept secondes.

A 18 h 35 min 41, le cap de 265° commence à augmenter jusqu'à 18 h 35 min 44. Le braquage de la gouverne de direction commence à augmenter dans le sens d'un virage à gauche.

A 18 h 35 min 43, l'inverseur de poussée est complètement déployé. Le moteur 3 est au ralenti et ce jusqu'à la fin du vol.

A 18 h 35 min 44, le cap atteint 268° tandis que le braquage de la gouverne de direction atteint 6° gauche. La décélération atteint 0,24 g puis varie entre 0,13 g et 0,24 g jusqu'à la sortie de piste. Le cap de l'avion commence à diminuer.

A 18 h 35 min 45, le moteur 1 est au ralenti et ce, jusqu'à la fin du vol.

A 18 h 35 min 46, la valeur du N1 du moteur 2 est de 69 %, ce qui indique la montée en puissance de l'inverseur de poussée. Le braquage de la gouverne de direction commence à augmenter dans le sens d'un virage à droite.

A 18 h 35 min 47, le cap atteint 256° et le braquage de la gouverne de direction 6° droite. Le cap de l'avion commence à augmenter. Le commandant de bord assis en place droite annonce au pilote en fonction qu'il reprend les freins, le braquage à droite de la gouverne de direction diminue alors légèrement pendant deux secondes et augmente ensuite.

A 18 h 35 min 50, la valeur du N1 du moteur 2 atteint 86 %.

A 18 h 35 min 51, le cap atteint 263° et commence à diminuer. La gouverne de direction est toujours braquée dans le sens d'un virage à droite.

A 18 h 35 min 55, le braquage de la gouverne de direction atteint 23° droite, ce qui correspond au braquage maximum sur cet avion.

<sup>(9)</sup> Le paramètre relatif à la position des becs internes est invalide. Cependant l'examen visuel de l'épave indique que les becs internes étaient sortis également.

A 18 h 35 min 56, l'avion sort de piste à gauche à la vitesse conventionnelle de 55 kt et au cap 256°. Le braquage de la gouverne de direction diminue ensuite progressivement. L'avion vire à droite.

A 18 h 35 min 59, le braquage de la gouverne de direction commence à augmenter dans le sens d'un virage à gauche et atteint 9° gauche à 18 h 36 min 02.

A 18 h 36 min 04, l'inverseur de poussée est rentré.

A 18 h 36 min 05, l'avion s'immobilise sur la piste au cap 349°.

Les données enregistrées dans le FDR montrent que l'avion était stabilisé lors de l'approche finale.



# BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

200 rue de Paris  
Zone Sud - Bâtiment 153  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)