

Rapport

Incident survenu le **2 mai 2009**
en approche à Antalya (Turquie)
au **Boeing 737-300**
immatriculé **F-GFUF**
exploité par **Europe Airpost**



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

Ministère de l'Écologie, du Développement durable, des Transports et du Logement

Avertissement

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet incident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation civile internationale et au Règlement européen n° 996/2010, l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

| | |
|--|-----------|
| AVERTISSEMENT | 1 |
| GLOSSAIRE | 3 |
| SYNOPSIS | 4 |
| 1 - DÉROULEMENT DU VOL | 4 |
| 2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES | 6 |
| 2.1 Environnement aérodrome | 6 |
| 2.2 Onde | 7 |
| 2.3 Extraits de la documentation du constructeur utilisée par l'exploitant | 7 |
| 2.3.1 Vol en turbulence | 7 |
| 2.3.2 Limitation des performances des avions de transport commerciaux | 8 |
| 2.3.3 Perte de contrôle | 8 |
| 2.3.4 Récupération du décrochage | 9 |
| 3 - ENSEIGNEMENTS | 11 |

Glossaire

| | |
|-----|--|
| MCP | Mode control pannel |
| NM | Mille nautique |
| PF | Pilot flying Pilote en fonction |
| PM | Pilot monitoring Pilote non en fonction |
| PNC | Personnel navigant de cabine |
| PNT | Personnel navigant technique |

Synopsis

| | |
|---|---|
| Événement : | perte de contrôle momentanée, décrochage sous AP et AT |
| Conséquences et dommages : | aucun dommage |
| Aéronef : | Boeing 737- 300 |
| Date et heure : | 2 mai 2009 à 7 h 13 UTC ⁽¹⁾ |
| Exploitant : | Europe Airpost |
| Lieu : | en approche à environ 30 NM au nord d'Antalya (Turquie) |
| Nature du vol : | transport public de passagers (vol charter) |
| Personnes à bord : | 2 PNT - 3 PNC - 110 passagers |
| Conditions météorologiques dans la zone de l'évènement : | l'image satellite ⁽²⁾ permet l'observation d'un flux de sud-ouest bien soutenu ainsi que la présence d'ondes orographiques |

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter trois heures pour obtenir l'heure en Turquie le jour de l'évènement.

⁽²⁾L'équipage ne disposait pas de cette image. Le dossier météorologique mis à sa disposition ne permettait pas de prévoir ce phénomène d'onde orographique. L'image satellite est portée en annexe.

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : le déroulement du vol a été établi à partir des témoignages des pilotes et de l'analyse des paramètres du FDR. L'absence de l'enregistrement des données CVR (communications et alarmes sonores au poste de pilotage, notamment) et des données du contrôle aérien (transcription des communications) associée à l'absence d'enregistrement de certains paramètres avion (données invalides ou non usuellement enregistrées⁽³⁾ sur le type d'avion) affectent la précision du scénario.

Le Boeing 737-300 immatriculé F-GFUF, indicatif FPO227, effectue la liaison Marseille – Antalya.

L'équipage de conduite débute la descente à 6 h 55 UTC, après un vol de 2 h 55 min. Le copilote est PF.

Le chef de cabine a confirmé au commandant de bord que la cabine était prête pour l'atterrissage et le personnel navigant de cabine est attaché.

L'équipage de conduite utilise le pilote automatique et l'automanette. Il indique que le radar météorologique de bord est utilisé en modes WX + TURB (weather + turbulence). Alors que l'avion survole une couche morcelée de cumulus à développement variable, il intercepte l'axe de la percée VOR-DME du QFU 18L qu'il capture à environ 50 NM de l'aérodrome d'Antalya.

⁽³⁾Paramètres invalides : vibreur de manche L et R, positions manches, efforts manches. Paramètre non enregistré : MCP speed (vitesse sélectionnée au bandeau supérieur), ordres aux manches, notamment.

L'antigivrage des réacteurs est mis en fonctionnement à 7 h 09 min 27, passant le FL 130 en descente à 240 kt. Peu après on observe de la turbulence : la vitesse varie entre 225 kt et 252 kt alors que les accélérations verticales varient entre + 0,54 g et + 1,62 g et les N1 entre 43 % et 77 %.

Le contrôleur demande à l'équipage de réduire vers la vitesse minimale d'approche. L'équipage indique sélectionner 220 kt, soit 10 kt de plus que la vitesse d'évolution en lisse à la masse estimée⁽⁴⁾. A 7 h 13 min 12, le pilote automatique passe en mode acquisition d'altitude et à 7 h 13 min 19, en tenue d'altitude à 11 000 pieds. L'équipage indique que l'automanette est en mode tenue de vitesse sélectionnée. La vitesse indiquée enregistrée est de 210 kt.

L'équipage de conduite indique observer un cumulus d'allure assez compacte d'environ 2,5 NM de diamètre sur l'axe de percée à environ 25 NM du seuil de piste ; son sommet est estimé à environ 12 000 ft et apparaît clairement sur l'image du radar météorologique de bord. Alors qu'il demande un évitement par la gauche où le ciel est moins « chargé », le contrôleur accorde un évitement par la droite.

A 7 h 13 min 33 et environ 30 NM de l'aérodrome, l'avion qui est en palier à 11 000 ft en lisse à 210 kt débute un virage d'évitement par la droite. Le pilote automatique est engagé en mode Heading (cap sélectionné au MCP) et tenue d'altitude ; l'équipage de conduite indique que l'inclinaison sélectionnée au MCP est de 25°. L'automanette est engagée en mode tenue de vitesse et les N1 sont d'environ 63,5 %.

Entre 7 h 13 min 34 et 7 h 13 min 36, l'avion pénètre dans une zone turbulente occasionnée par la situation météo (l'accélération verticale varie entre + 0,5 g et + 1,36 g). A 7 h 13 min 38, alors que la vitesse indiquée est de 206 kt, une réduction des manettes est enregistrée, suivie d'une diminution de la poussée⁽⁵⁾ ; les N1 atteignent 36,8 % et 32,8 % à 7 h 13 min 46 alors que la vitesse indiquée est de 199 kt et l'inclinaison d'environ 23°.

Les manettes sont avancées, vraisemblablement de manière manuelle⁽⁶⁾, peu après qu'une accélération verticale de + 1,45 g soit enregistrée. La vitesse continue à diminuer alors que les réacteurs répondent à l'avancement des manettes.

A partir de 7 h 13 min 51, alors que la vitesse est de 187 kt, l'inclinaison augmente à droite avec un très important taux de roulis⁽⁷⁾. L'équipage de conduite indique avoir entendu l'alarme « bank angle⁽⁸⁾ » et perçu l'activation du vibreur de manche. A 7 h 13 min 52, l'inclinaison est d'environ 57° en augmentation et les N1 atteignent environ 98 % et 87 % ; une réduction des manettes de poussée est enregistrée.

L'automanette est désengagée à 7 h 13 min 53 alors que l'assiette diminue fortement. Le débattement enregistré des ailerons traduit un ordre de plein débattement à gauche au manche afin de contrer la perte de contrôle en roulis ; cet ordre est accompagné d'une déflexion à gauche de la gouverne de direction. Le pilote automatique passe en mode CWS Roll⁽⁹⁾ puis est déconnecté environ deux secondes plus tard. L'inclinaison atteint son maximum de 102° à droite et la vitesse minimale de 181 kt est atteinte.

⁽⁴⁾47,8 tonnes.

⁽⁵⁾Il est probable que cette réduction de poussée soit une réaction associée à une perturbation environnementale. L'analyse des paramètres enregistrés n'a pas permis de déterminer s'il s'agit d'une ascendance, d'un gradient de vent favorable ou autre.

⁽⁶⁾Le constructeur indique que le taux d'avancement des manettes est cohérent avec un surpassement de l'automanette par l'équipage.

⁽⁷⁾A cet instant la dissymétrie de poussée est d'environ 9 % (N1 GTR1 supérieur à N1 GTR2). Les valeurs de N1 sont enregistrées toutes les secondes.

⁽⁸⁾Seuil de déclenchement de cette alarme sonore : 35° d'inclinaison.

⁽⁹⁾Le mode roll command du pilote automatique ayant été surpassé.

Note : entre 7 h 13 min 36 et 7 h 13 min 51, sous PA le « pitch trim » est passé de 5,5 à 6,5⁽¹⁰⁾ alors que la vitesse diminuait de 210 kt à 187 kt et que l'assiette augmentait de 7° à 9,5°.

L'inclinaison décroît vers 90°, valeur maintenue 3 à 4 secondes, alors que l'assiette atteint – 24,8° à 7 h 13 min 57 avec une position à cabrer de la gouverne de profondeur. La vitesse augmente et le taux de descente est de l'ordre de – 7 000 ft/min ; l'équipage indique qu'à cet instant il est en IMC.

L'inclinaison à droite diminue puis l'avion s'incline à gauche jusqu'à environ 35°. La gouverne de profondeur se déplace à piquer. Le taux de descente maximal pendant l'événement enregistré est d'environ 12 000 ft/min. Les manettes de poussée sont avancées manuellement en butée.

La perte de contrôle en roulis a duré dix-huit secondes. L'altitude minimale atteinte au cours de l'événement est de 7 576 ft.

L'équipage rejoint l'altitude initiale de 11 000 ft et reprend la vitesse de manœuvre en lisse majorée de 10 kt (220 kt). Le pilote automatique est réengagé en fin de montée puis l'automanette.

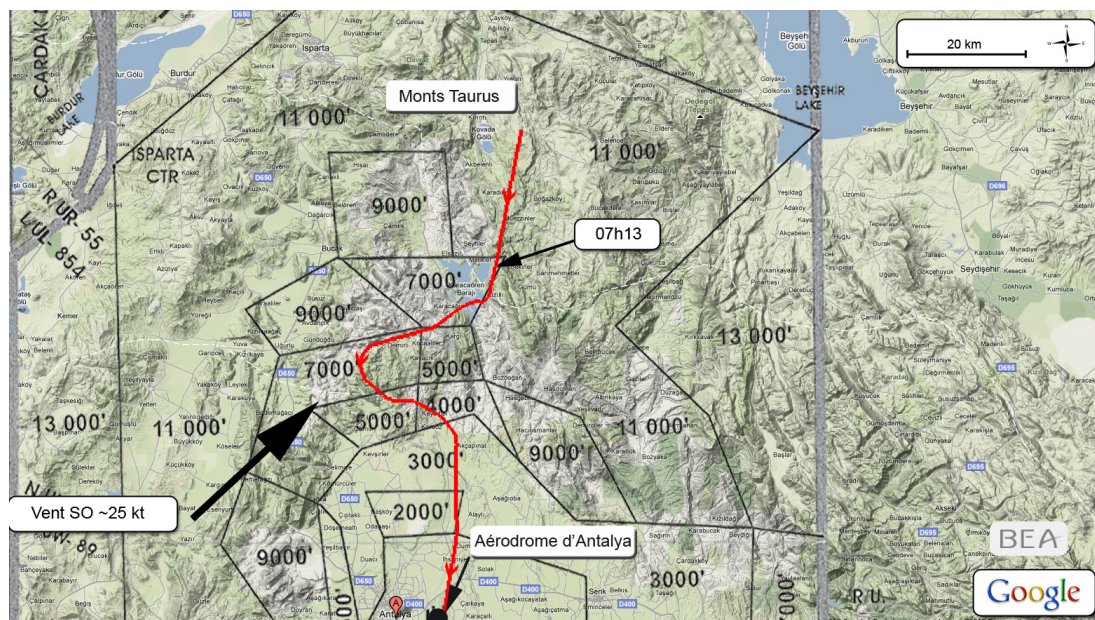
A la demande du contrôle, l'équipage de conduite décrit le phénomène violent rencontré. A l'issue de l'atterrissage, à 7 h 27, les décollages sont interrompus et les avions à l'arrivée mis en attente pendant environ trente minutes.

⁽¹⁰⁾ L'exploitant indique que cette variation représente environ six tours de volant à vitesse de déroulement réduite (volets rentrés).

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Environnement aérodrome

La partie sud ouest des Monts Taurus se situe au nord de l'aérodrome d'Antalya.



Aucune documentation, officielle ou de l'exploitant, ne comportait de consigne particulière d'aérodrome, concernant notamment des phénomènes météorologiques associés à l'environnement de l'aérodrome.

2.2 Onde

Un vent égal ou supérieur à une vingtaine de nœuds et soufflant perpendiculairement notamment à une ligne de crête dans une masse d'air suffisamment stable peut déclencher un système ondulatoire. Dans un tel système, dans la tranche d'air inférieure - dont l'épaisseur varie entre quelques centaines et quelques milliers de mètres - l'écoulement des filets d'air est tourbillonnaire (sous-couche ondulatoire turbulente). L'écoulement des filets d'air dans la couche supérieure est laminaire (couche ondulatoire laminaire). L'ensemble de l'écoulement turbulent et laminaire sous le vent d'un relief est appelé ondes de ressaut.

Si l'humidité de la masse d'air est suffisante, une structure nuageuse caractéristique se développe :

- ❑ le relief générateur de l'onde peut être coiffé par « un nuage de chapeau » (Sc ou Ac). En fait chaque gouttelette d'eau le constituant se déplace avec le vent et une fois franchie la ligne de crête, subit une compression en descendant le long de la pente, donc un réchauffement et un assèchement qui l'évapore. Le ciel s'éclaircit, c'est l'effet de foehn ;
- ❑ dans l'écoulement sous ondulatoire, des nuages en forme de rouleaux « rotors » (Cu ou Sc) peuvent être accolés à la couche de transition, parallèles au relief et plus ou moins développés selon l'humidité ; leur extension verticale est révélatrice de l'importance du ressaut. En-dessous de ces rotors on rencontre de violentes turbulences. Sous le vent de ces nuages de ressaut sont situés des mouvements rabattants (tout comme sous le vent du relief). Les vitesses verticales au voisinage d'un rotor sont de l'ordre de 4 à 8 m/s, parfois plus. Le diamètre des rotors peut atteindre 600 mètres, les accélérations 4 g ;
- ❑ dans la partie ascendante de la couche laminaire des ondes de ressaut, la détente provoque fréquemment la formation de nuages de type Ac (parfois As ou Ci) avec un aspect lenticulaire.

L'amplitude verticale des ondes peut atteindre 2 000 mètres avec des vitesses verticales allant jusqu'à 30 m/s ; les Vz max sont observées dans la première vague sous le vent.

2.3 Extraits de la documentation du constructeur utilisée par l'exploitant

Les informations ci-dessous sont extraites de la documentation du constructeur utilisée par l'exploitant.

2.3.1 Vol en turbulence

La vitesse optimale de pénétration en atmosphère turbulente est de 280 kt / M0,73. Si une forte turbulence est rencontrée en-dessous de 15 000 ft à une masse inférieure à la MLW la vitesse peut être réduite à 250 kt en lisse.

En vol en turbulence légère à modérée, le pilote automatique et/ou l'automanette peuvent demeurer engagés tant que leurs performances sont acceptables. Des variations de vent ou de température ainsi que de grandes variations de pression peuvent engendrer une activité accrue des manettes de poussée et de brefs écarts de vitesse de 10 à 15 kt.

Par forte turbulence, désengager l'automanette⁽¹¹⁾ et utiliser l'AP en CWS. Si le trim déroule de façon soutenue désengager le pilote automatique. Si une approche doit être faite dans une zone de forte turbulence retarder autant que possible l'extension des volets, l'avion pouvant supporter des charges en rafale supérieures en lisse.

⁽¹¹⁾Utiliser les affichages de poussée recommandés du FMC.

2.3.2 Limitation des performances des avions de transport commerciaux

Un gradient qui améliore les performances de l'avion se manifeste initialement au poste par une augmentation de la vitesse indiquée. Ce type de manifestation peut être un précurseur d'un gradient qui va diminuer la vitesse et dégrader les performances. La vitesse diminue si le vent arrière augmente ou le vent de face diminue plus vite que l'avion n'accélère. Une situation critique peut se développer très rapidement si ce n'est pas contré.

Des gradients qui excèdent les capacités de performances des avions de transport commerciaux ont été observés à toutes les altitudes. Les équipages devraient être alertés par tout indice de présence de gradient le long de la trajectoire souhaitée et éviter toutes les zones de forts gradients connus, c'est-à-dire qui produisent notamment des changements de vitesse supérieurs à 15 kt / d'assiette supérieurs à 5° / des variations de vitesse verticale supérieures à 500 ft/min, des positions manettes inusuelles pendant une période significative.

La coordination et la vigilance de l'équipage de conduite sont très importantes. Le PM (Pilot Monitoring) devrait être particulièrement vigilant et annoncer toute déviation par rapport à la normale. Eviter toute réduction importante de poussée ou changement de trim en réponse à une augmentation soudaine de vitesse car cela peut être suivi d'une diminution de la vitesse.

2.3.3 Perte de contrôle

La documentation du constructeur utilisée par l'exploitant indique qu'une perte de contrôle peut généralement être définie comme :

- ☐ soit le dépassement non intentionnel d'une des conditions suivantes :
 - assiette longitudinale à cabrer supérieure à 20°,
 - assiette longitudinale à piquer supérieure à 10°,
 - inclinaison supérieure à 45° ;
- ☐ soit le vol à des vitesses inappropriées aux conditions.

Les techniques de récupération d'une perte de contrôle (« nez haut » ou « nez bas ») supposent que l'avion n'est pas en décrochage. Si l'avion est en décrochage, récupérer d'abord du décrochage en appliquant et maintenant la profondeur à piquer jusqu'à récupération du décrochage et cessation d'activation du vibreur de manche.

2.3.4 Récupération du décrochage

2.3.4.1 Identification du décrochage

Un avion peut être en décrochage dans n'importe quelle position (nez haut, nez bas, angle de roulis important) ou à n'importe quelle vitesse (notamment en virage). Il n'est pas toujours intuitivement évident que l'avion est en décrochage.

Un décrochage est caractérisé par un symptôme ou une combinaison des symptômes suivants :

- ☐ buffeting, parfois important ;
- ☐ manque d'autorité en tangage ;
- ☐ manque de contrôle en roulis ;
- ☐ incapacité à arrêter le taux de descente.

Ces symptômes sont habituellement accompagnés de l'activation continue de l'alarme décrochage (vibreur de manche).

2.3.4.2 Automatismes

Lorsque l'avion est « établi » en décrochage, le pilote automatique et l'auto-manette doivent être déconnectés.

2.3.4.3. Récupération d'un décrochage établi

Note : cette partie a été établie à partir de la documentation du constructeur utilisée par l'exploitant⁽¹²⁾.

Pour récupérer d'un décrochage, l'angle d'incidence doit être réduit en-dessous de l'incidence de décrochage. Un ordre à piquer doit être appliqué et maintenu jusqu'à ce que les ailes ne soient plus en décrochage. L'application du manche en avant (un ordre pouvant aller jusqu'à la butée avant peut être nécessaire) et l'utilisation du stab trim à piquer devraient fournir suffisamment d'efficacité à la profondeur pour produire un effet à piquer. Il peut être difficile de savoir quelle quantité de stab trim utiliser et il faut prendre soin d'éviter d'utiliser trop de trim. Arrêter de trimmer à piquer lorsque vous ressentez diminuer soit l'effort requis sur la profondeur soit le facteur de charge.

Dans certaines conditions, sur les avions dont les moteurs sont montés sous les ailes, il peut être nécessaire de diminuer la poussée afin d'empêcher l'incidence de continuer à augmenter.

Une fois l'aile sortie du décrochage, les actions de récupération de perte de contrôle peuvent être prises et la poussée ré-appliquée comme nécessaire.

Soulager l'aile en maintenant une pression continue à piquer sur la profondeur maintient l'incidence de l'aile aussi faible que possible permettant la meilleure efficacité possible des commandes normales de roulis.

⁽¹²⁾Référence Boeing
737 CL Flight Crew
Training Manual.

Si le contrôle normal en tangage puis le contrôle en roulis sont inefficaces, un « léger » ordre sur la gouverne de direction dans le sens désiré du roulis peut être requis pour initier une manœuvre de récupération en roulis. Attention : un ordre trop important sur la gouverne de direction, appliqué trop rapidement ou tenu trop longtemps, peut résulter en une perte de contrôle latéral et directionnel.

A des inclinaisons supérieures à 67°, le palier ne peut être maintenu dans les limites d'un facteur de charge de 2,5 g. L'application d'ordres à cabrer sur la gouverne de profondeur à des inclinaisons supérieures à 60° ne change pas de façon appréciable l'assiette et peut amener à excéder les charges limites structurales et l'incidence de décrochage de l'aile.

A la masse de 48 tonnes comme dans le cas de l'événement, ailes horizontales, à 10 000 pieds, poussée réduite (Idle), centrage avant :

- ☐ la vitesse de manœuvre est de 210 kt ;
- ☐ la vitesse de déclenchement du vibreur de manche est de 158 kt ;
- ☐ la vitesse de décrochage est de 138 kt ;
- ☐ la vitesse de décrochage à 60° d'inclinaison est de 198 kt.

3 - ENSEIGNEMENTS

Il n'a pas été possible de déterminer ni de quantifier précisément les causes de la forte augmentation du taux de roulis ayant entraîné la perte de contrôle en roulis et le décrochage de l'avion mais les marges par rapport au décrochage étaient réduites par la diminution de la vitesse en-dessous de la vitesse de manœuvre en lisse et l'inclinaison de l'avion.

Peu après l'enregistrement d'un facteur de charge normal de 1,45 g associé à la situation ondulatoire, la combinaison de l'augmentation manuelle rapide de la poussée (qui entraîne un couple à cabrer et une légère dissymétrie de la poussée dont la tendance est à augmenter le taux de roulis à droite) et de la vitesse faible (187 kt) a amené à la perte de contrôle en roulis et au décrochage de l'avion. L'équipage écarte l'hypothèse de la participation d'un givrage dissymétrique de la cellule.

Afin de revenir à des conditions normales de vol, le constructeur recommande de sortir du décrochage en poussant sur le manche et en s'aidant si nécessaire du stab trim à piquer et de la réduction de la poussée des réacteurs, puis de récupérer de la perte de contrôle en roulis en utilisant le plein débattement aileron et si nécessaire un léger ordre sur la gouverne de direction.

Une sensibilisation de l'équipage aux conditions météorologiques potentiellement ondulatoires sur le relief aurait accru sa vigilance concernant la surveillance notamment :

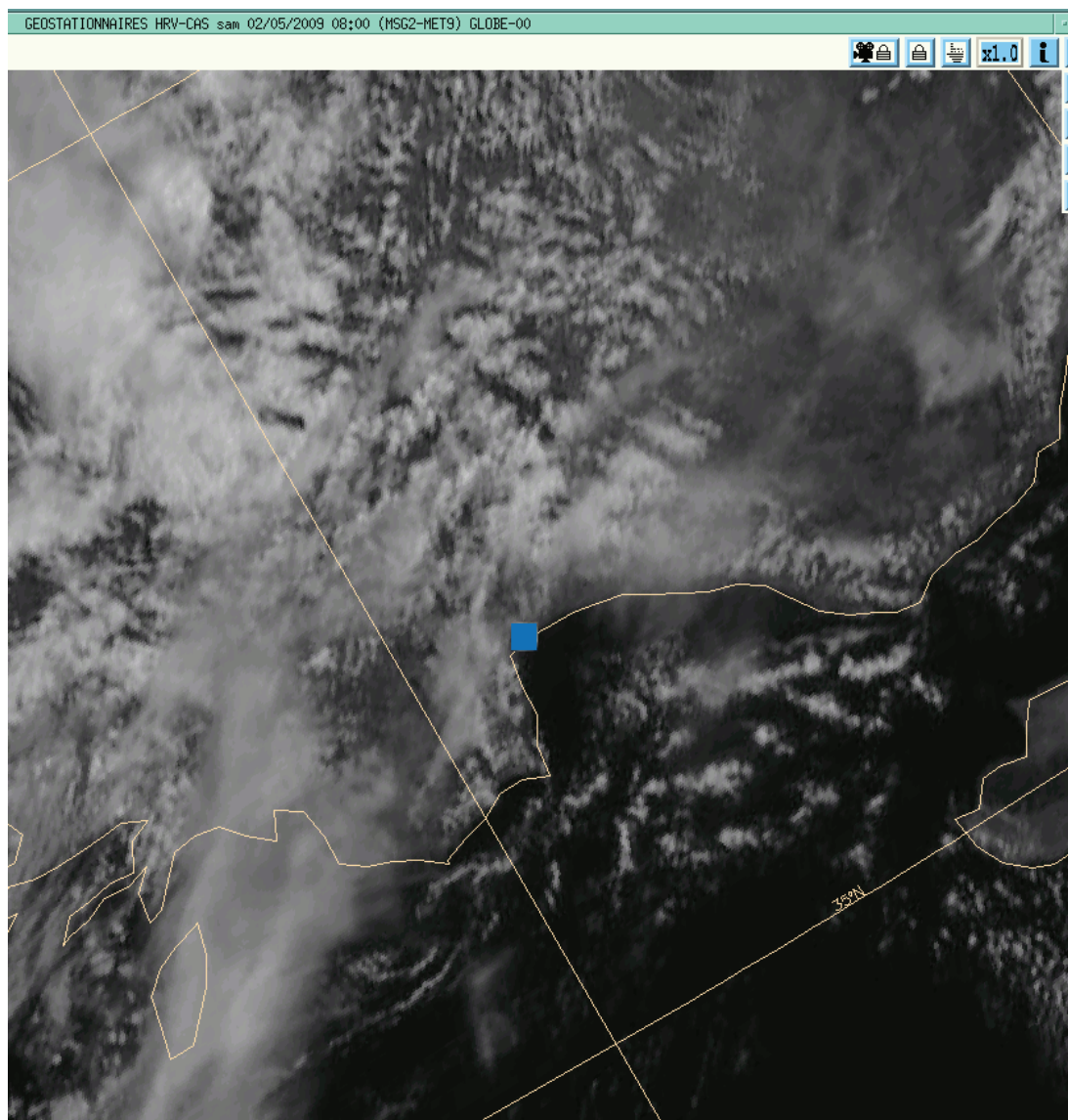
- ☐ du comportement des automatismes : automanette, stab trim ;
- ☐ des paramètres de vitesse, d'assiette et de N1.

Les mesures suivantes ont été mises en place par l'exploitant :

- ☐ intervention d'un météorologue de Météo France auprès des pilotes, sur les phénomènes météorologiques ;
- ☐ mise en place pour les pilotes d'une séance supplémentaire de quatre heures d'entraînement au simulateur ;
- ☐ sensibilisation des pilotes à la soudaineté et à la violence de certains phénomènes environnementaux pouvant dépasser la capacité de réponse des automatismes et nécessiter l'intervention de l'équipage de conduite sur les commandes manuelles de vol et de poussée.

annexe

Image Satellite de 7 h 00 UTC





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

Zone Sud - Bâtiment 153
200 rue de Paris
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

Parution : avril 2011

