

Accident de l'Embraer EMB-550 Legacy 500 immatriculé RA-02788

survenu le 27 novembre 2017
sur l'AD Paris Le Bourget (93)

⁽¹⁾ Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure UTC. Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure locale en France.

⁽²⁾ Ce message indique une panne du système de protection contre le givrage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal. (voir section 2.3).

⁽³⁾ Engine Indication and Crew Alerting System (Système d'affichage des paramètres moteurs et des alarmes sur l'écran central du poste de pilotage).

⁽⁴⁾ D'après les paramètres de vol enregistrés dans le FDR, le message A-I WINGSTAB FAIL est affiché sur l'EICAS durant tout le vol.

⁽⁵⁾ Ce message indique la réduction des valeurs d'incidence à partir desquelles les protections haute incidence sont déclenchées. (voir section 2.3).

Heure	À 05 h 55 ⁽¹⁾
Exploitant	LLC L39 Engineering
Nature du vol	Navigation
Personnes à bord	Commandant de bord, copilote, personnel de cabine
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé

Activation de la protection haute incidence lors de l'arrondi, atterrissage dur

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : ces informations sont issues des témoignages de l'équipage, des paramètres de vol enregistrés dans le FDR, et des données enregistrées dans le CVR.

L'équipage de l'Embraer Legacy 500 effectue un vol privé au départ de l'aéroport de Moscou Domodedovo à destination de l'aéroport de Paris Le Bourget.

À Moscou, une fine pellicule de glace recouvre l'avion et l'équipage le fait dégivrer. Des conditions givrantes prévalant à l'aérodrome de Moscou, l'équipage positionne le sélecteur du panneau de contrôle du système de protection contre le givrage sur « ALL » avant le démarrage des moteurs. Lors de leur démarrage, le message de panne « A-I WINGSTAB FAIL »⁽²⁾ apparaît sur l'EICAS⁽³⁾. L'équipage tente de réinitialiser le système en actionnant le bouton WINGSTAB puis le sélecteur ICE PROT MODE (voir Figure 2 ci-après). Le message de panne reste affiché⁽⁴⁾.

Environ cinq minutes après le décollage, le message d'avertissement « STALL PROT ANTICIPATE »⁽⁵⁾ apparaît sur l'EICAS et reste présent jusqu'à la fin du vol.

À l'arrivée sur l'aérodrome du Bourget, le commandant de bord est PF⁽⁶⁾, le copilote PM⁽⁷⁾. Les METAR n'indiquent pas de conditions givrantes. L'équipage effectue l'approche ILS 27 à une vitesse comprise entre 120 et 130 kt.

À une altitude de 2 200 ft, alors que l'avion est sur la trajectoire de descente de l'ILS, la protection haute incidence s'active et le pilote automatique (PA) se désengage automatiquement. L'avion passe sous le plan de descente et une alarme « *glide-slope* » retentit. Le commandant de bord augmente alors la poussée et effectue un palier afin de revenir sur le plan d'approche. La protection haute incidence se désactive et l'équipage réengage le PA.

À environ 1 000 ft QNH, la protection haute incidence s'active de nouveau et le PA se désengage. Le copilote indique au commandant de bord de garder la vitesse au-dessus du bandeau rouge correspondant à la vitesse minimale autorisée par la protection. Cette protection limite l'incidence et ne permet pas au commandant de bord d'augmenter suffisamment l'assiette de l'avion pour effectuer l'arrondi, malgré son action sur le mini-manche jusqu'en butée à cabrer.

L'avion touche alors la piste avec un taux de descente d'environ 1 350 ft/min et un facteur de charge de 4 g. Le train d'atterrissage principal droit se rompt et l'articulation supérieure arrière perce l'extrados de la voilure.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur le commandant de bord

Le commandant de bord, âgé de 44 ans, est un ancien instructeur sur L-39 Albatros. Il a obtenu sa qualification de type le 24 octobre 2016, et a effectué une séance de vols d'entraînement en simulateur le 17 mars 2017.

Lors de l'événement, il totalisait 1507 heures de vol dont 151 sur type. Il a effectué sur type 3 heures 30 de vol dans les dernières vingt-quatre heures, et 15 heures de vol dans les sept derniers jours. Dans les 90 derniers jours il a effectué 67 heures de vol dont 53 sur type.

2.2 Renseignements sur le copilote

Le copilote, âgé de 42 ans, est un ancien pilote de ligne. Il a obtenu sa qualification de type le 28 août 2017. Lors de l'événement, il totalisait 5000 heures de vol dont 26 sur type, toutes effectuées dans les trois derniers mois. Il a effectué 3 heures 30 de vol dans les dernières vingt-quatre heures sur type. Le copilote est employé par la société LLC L39 Engineering.

2.3 Renseignements sur l'avion

Le Legacy 500 est un avion d'affaires biréacteur du constructeur aéronautique brésilien Embraer. Il est équipé de commandes de vol électriques.

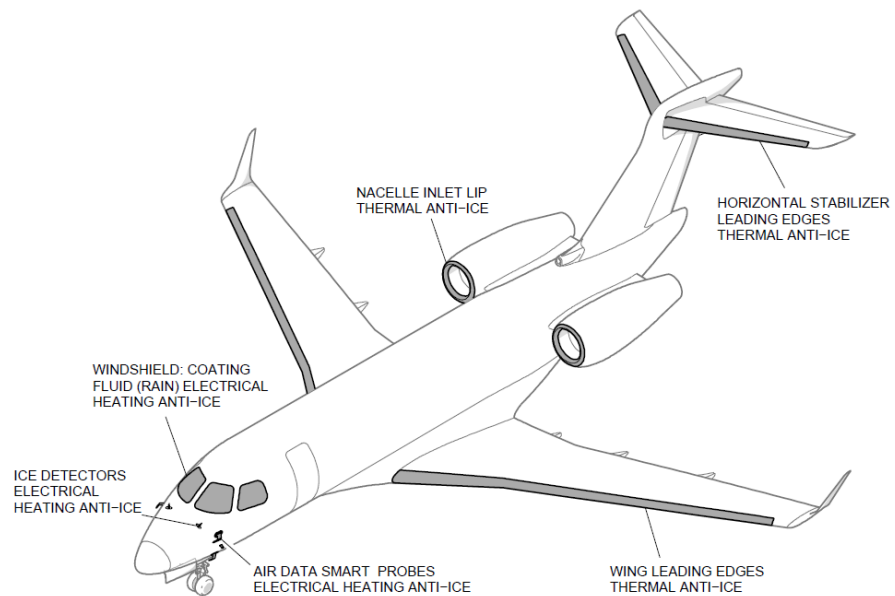
Le RA-02788 a été acheté neuf en mars 2017 par la société LLC L39 Engineering. Il avait volé 93 heures et 50 cycles au moment de l'accident.

2.3.1 Système de protection contre le givrage

2.3.1.1 Description générale

L'avion est équipé d'un système de protection contre le givrage. Les bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal, ainsi que les entrées d'air moteur sont réchauffés avec de l'air prélevé dans les moteurs, tandis que les capteurs anémométriques et les capteurs de température totale sont réchauffés électriquement.

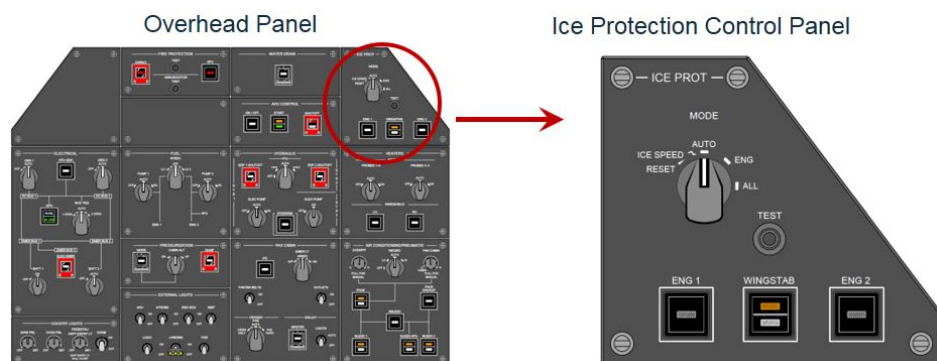
Le système peut fonctionner automatiquement en utilisant le signal transmis par un détecteur de givre positionné sur l'avant du fuselage, ou manuellement à l'aide du panneau de contrôle situé sur le panneau supérieur du poste de pilotage.



ICE AND RAIN PROTECTED AREAS

Source : manuel de vol, Embraer

Figure 1 : Schéma du système de protection contre le givrage



Source : manuel de vol, Embraer

Figure 2 : Vue du panneau de commande supérieur

Le sélecteur du panneau de contrôle du système de protection contre le givrage peut être positionné sur l'une des trois positions suivantes :

- ❑ AUTO : le système active automatiquement le réchauffage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal, ainsi que le réchauffage des entrées d'air moteur à partir du signal transmis par le détecteur de givre ;
- ❑ ENG : force le réchauffage des entrées d'air moteur au sol et en vol, sans tenir compte du détecteur de givre ;
- ❑ ALL : force le réchauffage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal, ainsi que le réchauffage des entrées d'air moteur, sans tenir compte du détecteur de givre.

La position ICE SPEED RESET permet de réinitialiser les vitesses associées à la protection haute incidence en conditions givrantes aux valeurs calculées en conditions non givrantes. Cette action est effectuée lorsque l'avion est sorti des conditions givrantes et que l'équipage s'est assuré qu'il n'y a plus d'accrétion de glace sur celui-ci. Elle ne fonctionne que si le système de protection contre le givrage est opérationnel.

2.3.1.2 Surveillance interne du système

La vérification du bon fonctionnement du système de protection contre le givrage est réalisée automatiquement par des tests BITE⁽⁸⁾. Les différents composants du système sont vérifiés en continu dès que les moteurs sont démarrés afin de détecter d'éventuelles pannes du contrôleur PSC (Pneumatic System Controller), des capteurs de pression ou de température, ou des vannes d'isolement du circuit pneumatique.

Dès qu'une défaillance est détectée par l'un des tests BITE, un message est affiché à l'équipage sur l'EICAS.

Le message ambre (type CAUTION) « *A-I WINGSTAB FAIL* » s'affiche lorsqu'une défaillance du système de protection contre le givrage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal est détectée.

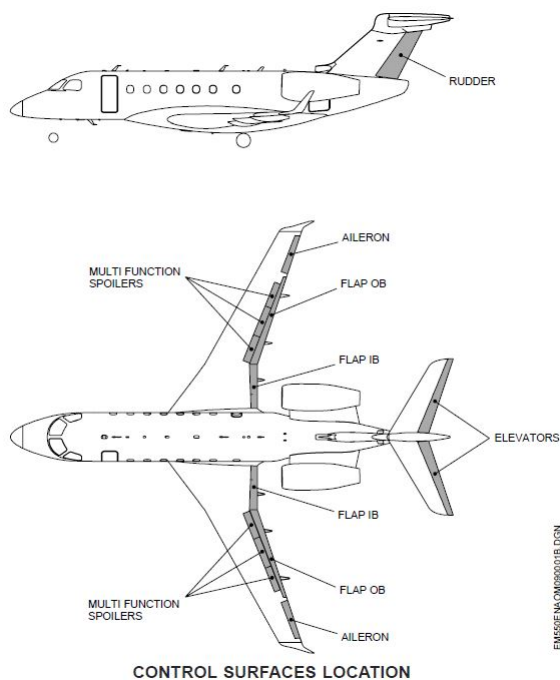
Ce message apparaît également lorsque le sélecteur ICE PROT MODE est positionné sur ALL avant le démarrage des moteurs car le circuit pneumatique de réchauffage des bords d'attaque ne peut pas dans cette situation être alimenté. C'est la raison pour laquelle la procédure « *Internal Safety Inspection* », à réaliser avant le démarrage des moteurs, demande à positionner le sélecteur ICE PROT MODE sur AUTO.

2.3.2 Système de commandes de vol

2.3.2.1 Description générale

L'Embraer Legacy 500 est équipé d'un système de commandes de vol électriques qui permet de commander et surveiller les surfaces de commandes de vol primaires (roulis, profondeur et direction) et secondaires (plan horizontal réglable, volets, spoilers utilisés comme aérofreins et destructeurs de portance sol).

⁽⁸⁾ Built-In Tests Equipment (Tests automatiques intégrés au système).



Source : manuel de vol, Embraer

Figure 3 : Schéma des surfaces de contrôle

Deux modes de fonctionnement sont disponibles :

- le mode Normal (Normal Mode - NM) ;
- le mode Direct (Direct Mode - DM).

En mode NM, les ordres de l'équipage sur leur mini-manche et sur les palonniers sont envoyés aux deux Flight Control Computers (FCC). Les FCCs calculent ensuite la position des gouvernes à partir de lois de commandes de vol en prenant en entrée la position des mini-manches, mais aussi d'autres données comme les paramètres anémométriques, inertiels ou la position des volets par exemple.

En mode DM, la position des gouvernes est directement liée aux commandes de l'équipage sur leur mini-manche et sur les palonniers. Dans ce mode de fonctionnement, l'avion se comporte comme un avion conventionnel.

2.3.2.2 Protection de l'enveloppe de vol – Limiteur d'angle d'incidence (AOA Limiter protection)

Les lois de commandes de vol mises en œuvre par le système de commandes de vol en mode NM fournissent des fonctions destinées à empêcher l'avion de sortir de son enveloppe de vol.

Parmi ces fonctions, une protection haute incidence ou limiteur d'angle d'incidence (AOA Limiter protection) protège l'avion notamment du décrochage basse vitesse en limitant l'angle d'incidence maximum de l'avion. Cette protection est activée lorsque l'angle d'incidence dépasse un certain seuil, ou lorsque la vitesse indiquée diminue sous la vitesse V_{aoa} symbolisée par l'extrémité haute de la bande jaune représentée sur le bandeau de vitesse (voir schéma ci-après).

LSA - Low Speed Awareness



LSA in Normal Mode

V_{SS} : Stability Speed. Indicates the low speed (energy) protection function and should be close to 1.13 VS1G. **Under normal conditions and without failure.**

V_{AOA} : represented by the top of the amber tape and indicates the **AOA limiter function activation** (1.08 VS for 1 g conditions). This is the AOA limiter protection;

V_{LIM} : Indicates the speed associated with the **maximum allowable AOA** airspeed (1.03 VS for 1 g conditions).

Source : Embraer

Figure 4 : Bandeau des vitesses

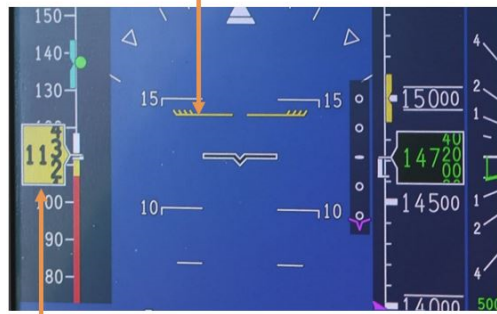
Lorsque la vitesse indiquée se trouve dans la bande jaune, le PA est automatiquement désengagé. Les entrées à cabrer sur le mini-manche commandent alors un angle d'incidence à la place d'un facteur de charge et la loi de commande calcule la position des surfaces de contrôle afin d'atteindre l'angle d'incidence correspondant. Si le pilote positionne son mini-manche en butée arrière à poussée constante, l'angle d'incidence augmente et la vitesse indiquée diminue jusqu'à la valeur minimum V_{lim} correspondant à l'angle d'incidence maximum autorisé permettant de conserver une marge suffisante vis-à-vis du décrochage. La loi de commande empêche le dépassement d'un angle d'incidence maximum, indépendamment de la position du mini-manche. Si le pilote repositionne son mini-manche au neutre, alors la loi de commande positionne les surfaces de contrôle de telle sorte que la vitesse indiquée augmente jusqu'à V_{aoa} .

⁽⁹⁾ Primary Flight Display.

⁽¹⁰⁾ Pitch Limit Indicator (Indicateur de limite d'assiette).

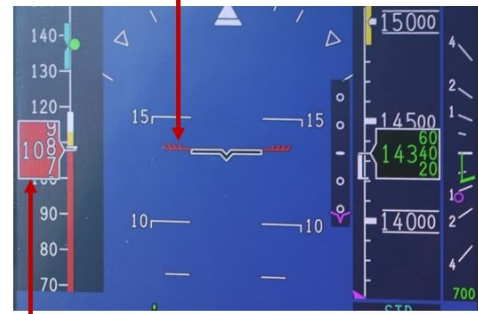
En plus de la représentation sur l'échelle de vitesse du PFD⁽⁹⁾, l'activation de la protection haute incidence est symbolisée sur l'horizon du PFD au travers du PLI⁽¹⁰⁾. Le PLI est affiché sur l'échelle d'assiette et permet de visualiser la marge par rapport à V_{aoa} et V_{lim} . Lorsque la marge est suffisamment importante, le PLI n'est pas affiché. Lorsque la marge se réduit, le PLI apparaît et sa couleur varie de jaune à rouge : si la vitesse diminue sous V_{aoa} , alors le PLI est représenté en jaune, et si la vitesse atteint V_{lim} , le PLI est affiché en rouge.

Yellow pitch limit indicator appears on PFD



Speed Tape becomes yellow when Stall Protection engages

Red pitch limit indicator appears on PFD at angle of attack limit



Speed Tape becomes red when Stall Protection is at angle-of-attack limit

Source : Embraer

Figure 5 : Vue du PFD lorsque la protection haute incidence est active

Le calcul des vitesses V_{aoa} et V_{lim} est effectué par les FCCs et dépend de nombreux paramètres. La présence de conditions givrantes et le bon fonctionnement du système de protection contre le givrage sont pris en compte pour le calcul de ces vitesses.

Lorsqu'une défaillance du système de protection contre le givrage est détectée et que l'avion rencontre au cours du vol des conditions givrantes (déterminées d'un point de vue système par l'activation du détecteur de givre ou par le passage manuel du sélecteur du panneau de contrôle sur la position ENG ou ALL), les valeurs d'incidence d'activation de la protection et les valeurs d'incidence maximale sont réduites significativement. Les valeurs des vitesses V_{aoa} et V_{lim} sont augmentées. Dans cette situation, en plus du message associé à la panne rencontrée⁽¹¹⁾, le message d'information STALL PROT ANTICIPATE est affiché sur l'EICAS pour indiquer à l'équipage que les seuils V_{aoa} et V_{lim} sont augmentés. Ces conditions restent présentes jusqu'à la fin du vol quelles que soient les conditions météorologiques et la position du sélecteur ICE PROT MODE.

⁽¹¹⁾ Dans le cadre de l'événement, le message A-I WINGSTAB FAIL était affiché.

2.4 Renseignements sur la météorologie

2.4.1 Aéroport de départ Moscou Domodedovo

Le METAR de l'aéroport de Moscou Domodedovo disponible au moment du départ du vol du RA-02788 indiquait une visibilité de 5 000 m, de la brume, un plafond couvert à 600 ft et des conditions givrantes à l'heure du décollage. La température était de -5°C , le point de rosée de -6°C .

2.4.2 Aéroport de destination Paris Le Bourget

À l'atterrissage, la situation météorologique était anticyclonique, sans phénomène particulier à signaler. Le METAR de l'aéroport du Bourget indiquait un vent d'ouest du 220 pour 7 kt, une visibilité supérieure à 10 km, peu de nuages à 2 800 ft, un plafond morcelé à 4 200 ft, et une température de 7°C , point de rosée de 4°C .

2.5 Témoignages

2.5.1 Témoignage du commandant de bord

Le commandant de bord indique qu'une légère bruine givrante s'était produite dans la nuit. Une fine pellicule de glace recouvrait le RA-02788. Avant la mise en route, l'avion a été dégivré à l'aide d'un camion. Le commandant de bord a mis en route avec le copilote.

⁽¹²⁾ Les données FDR montrent en réalité que le message A-I WINGSTAB FAIL était toujours présent.

Pendant la mise en route, ils ont positionné le sélecteur du panneau de contrôle du système de protection contre le givrage sur « ALL ». Une alarme de défaillance s'est alors déclenchée. Ils ont modifié la position du sélecteur sur « AUTO », ce qui a fait disparaître le message⁽¹²⁾.

Selon lui, l'apparition du message était due au fait que l'avion était resté immobile et qu'ils n'avaient pas débuté le roulage.

Le décollage s'est déroulé normalement. Aucune alarme ne s'est déclenchée.

Durant la montée, le message indiquant que le système de protection contre le givrage était inopérant est à nouveau apparu. Le reste du vol s'est déroulé normalement.

Lors de l'approche sur l'aérodrome du Bourget, il précise que l'avion ne se trouvait pas en conditions givrantes. À 3000 ft, le pilote automatique s'est désengagé automatiquement.

Le commandant de bord a réduit la vitesse vers 125/120 kt, qui était la vitesse d'approche dans les conditions du jour. Il indique qu'une alarme a ensuite retenti et que l'avion est passé sous le plan. Il a alors remis de la poussée et a effectué un très court palier pour reprendre le plan. Au départ, le commandant de bord n'a pas eu conscience que c'était l'alarme glide-slope.

Aux environs de 80 ft, constatant que l'assiette était trop faible, le pilote a voulu redresser l'avion, sans succès.

Alors que l'avion se rapprochait du sol, le commandant de bord a poursuivi la tentative d'arrondi mais l'avion ne réagissait pas. Il a positionné le mini-manche en butée arrière. Il indique que le copilote lui a demandé de redresser l'avion.

L'avion a alors touché durement la piste, le train d'atterrissage avant étant entré en contact avec le sol en premier. Dès le toucher des roues, une alarme « Landing gear » s'est déclenchée. Le commandant de bord a ressenti de légères vibrations lui faisant penser à une roue crevée. Il précise que l'avion roulait normalement.

Son copilote et lui ont prévenu le contrôleur aérien une fois la piste dégagée, puis arrêté l'avion sur la voie de circulation avant d'aller constater les dommages.

Il précise ne pas avoir compris pourquoi il n'a pas pu arrondir.

2.5.2 Témoignage du copilote

Le copilote indique être arrivé avant le commandant de bord afin de préparer le vol et l'avion. Après le dégivrage de l'avion, à 02 h 12, il a débuté la procédure de mise en route de l'avion avec le commandant de bord. Il indique que, pendant la mise en route, le message « *A-I WINGSTAB FAIL* » est apparu sur l'EICAS. Le commandant de bord lui a indiqué qu'il associait l'apparition de ce message au fait que l'avion n'avait pas bougé depuis un certain temps, et que tout devrait rentrer dans l'ordre un peu plus tard. Le roulage a été court. Le contrôleur aérien a autorisé le décollage à 02 h 24.

Le copilote indique que lorsqu'ils ont atteint l'altitude de croisière, le message était toujours affiché. Bien qu'il ne voyait pas de glace sur l'avion, le co-pilote estimait à ce moment-là que le message restait affiché du fait de la présence de conditions givrantes. Un autre message s'est momentanément affiché mais le pilote indique ne pas s'en souvenir.

Comme le reste des équipements fonctionnait normalement, l'équipage a finalement pensé qu'il s'agissait d'une erreur du système. Le vol s'est poursuivi sans incident.

À l'approche de l'aérodrome du Bourget, les conditions météorologiques étaient bonnes. Le commandant de bord et le copilote prévoient une vitesse d'atterrissage normale de l'ordre de 120 kt environ et un atterrissage en piste 27.

Arrivés à 5 000 ft, ils ont été autorisés à l'approche, et à poursuivre la descente. Le commandant de bord a pris la décision de descendre directement à 3 000 ft et d'intercepter l'ILS. Le pilote automatique a capturé le localizer, puis le glide de l'ILS. La vitesse était dans l'arc jaune, vers la limite basse. Une alarme « *glide-slope* » a subitement retenti, l'avion étant passé sous le plan de descente.

Le copilote a préconisé au commandant de bord d'interrompre la descente, et de maintenir une vitesse un peu plus élevée, de 125 kt environ. Ce dernier a remis un peu plus de poussée et a maintenu la vitesse dans l'arc jaune.

Lors de ce premier palier, le pilote automatique s'est désengagé, l'équipage a essayé de le réengager sans succès. Le copilote a ensuite vérifié la vitesse, qui était toujours dans l'arc jaune, aux alentours de 120 kt.

Selon lui, cette vitesse d'approche était correcte pour l'atterrissage, notamment pour réduire la distance de roulage sur la piste 27 qui est plus courte que les autres pistes de l'aérodrome du Bourget. En courte finale, il a demandé au commandant de bord de redresser l'avion. Il a également tiré sur le manche mais l'avion n'a pas réagi et a touché durement la piste. Après avoir dégagé la piste, l'équipage a arrêté l'avion. Ils ont effectué une visite après vol sur la voie de circulation afin d'évaluer les dommages.

2.6 Renseignements complémentaires

2.6.1 Examen de l'avion

Les constats effectués indiquent que l'attache arrière haute du train droit s'est rompue en cisaillement à la suite de l'application d'efforts élevés dont l'origine est l'atterrissage effectué avec une vitesse verticale importante. L'avion était légèrement incliné sur le côté droit.



Figure 6 : Vue du train principal droit rompu en partie supérieure

2.6.2 Données de vol

2.6.2.1 Enregistreurs de vol

L'avion était équipé de deux enregistreurs L3Com de type FA 5000 :

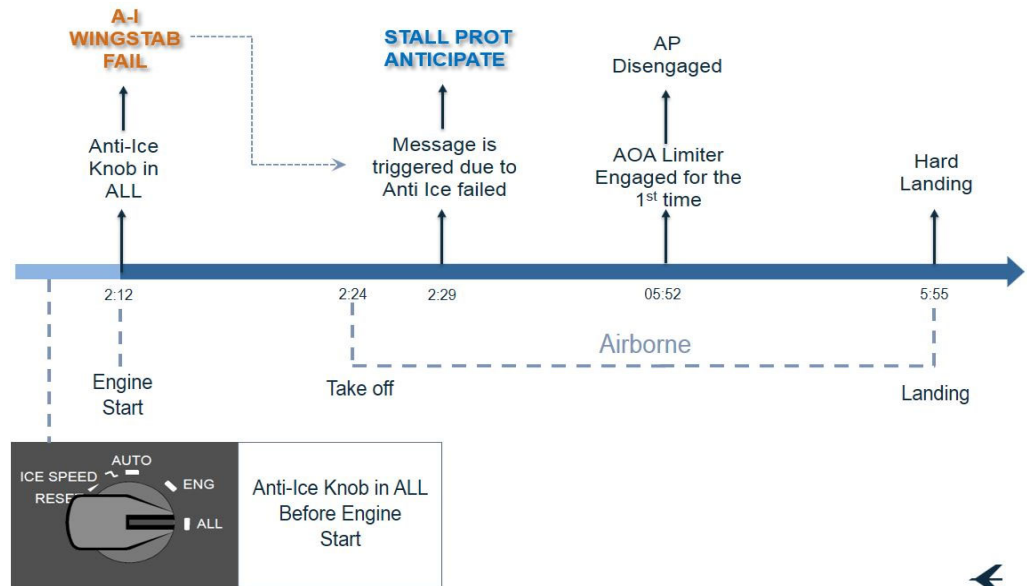
- un enregistreur de paramètres de vol (FDR) ;
- un enregistreur phonique (CVR).

Les données relatives à l'événement étaient présentes dans les deux enregistreurs et ont pu être exploitées.

2.6.2.2 Onboard Maintenance System (OMS)

L'avion est équipé d'un système centralisé de maintenance chargé de collecter des informations concernant les défaillances, les dépassements de seuils, les tendances, et les configurations rencontrées au cours d'un vol afin de faciliter et d'accélérer les opérations de maintenance au sol.

L'analyse de ces données a permis de valider et de dater l'apparition du message STALL PROT ANTICIPATE qui n'était pas enregistré dans le FDR.



Source : Embraer

Figure 7 : Synthèse des données FDR et OMS du vol, heures en UTC

2.6.3 Procédures normales et anormales

OPERATION IN ICING CONDITIONS:

La procédure normale OPERATION IN ICING CONDITIONS est décrite dans le manuel de vol. Elle indique en particulier que le sélecteur ICE PROT MODE doit être positionné sur ALL après le démarrage des moteurs si la température extérieure est inférieure à 5 °C et qu'il y a une possibilité de traverser des nuages durant la montée initiale jusqu'à une hauteur de 1 700 ft.

OPERATION IN ICING CONDITIONS

AFTER START

ICE PROTECTION SYSTEM SETTING

- ICE PROT MODE Knob must be set to ENG when OAT is between 5°C and 10°C and:
 - If there is any possibility of encountering visible moisture up to 1700 ft AGL, or
 - When operating on ramps, taxiways, or runways where surface snow, ice, standing water, or slush may be ingested by the engines, or freeze on engines, nacelles, or engine sensor probes.
- ICE PROT MODE Knob must be set to ALL when OAT is below 5°C and:
 - If there is any possibility of encountering visible moisture up to 1700 ft AGL, or
 - When operating on ramps, taxiways, or runways where surface snow, ice, standing water, or slush may be ingested by the engines, or freeze on engines, nacelles, or engine sensor probes.

AFM-3921-100

ANAC APPROVED

3-41

Copyright © by Embraer. Refer to cover page for details.

CONTINUED...

REVISION 2

Page 1

Source : manuel de vol, Embraer

Figure 8 : Procédure OPERATION IN ICING CONDITIONS

L'analyse des données FDR montre que l'équipage a positionné le sélecteur ICE PROT MODE sur ALL avant le démarrage des moteurs.

Le fait de l'avoir positionné ainsi avant le démarrage a engendré l'affichage de la panne A-I WINGSTAB FAIL.

BEFORE TAKEOFF

Le manuel de vol indique qu'il faut vérifier l'absence de messages EICAS avant de décoller.

BEFORE TAKEOFF

The before takeoff checklist may be performed during taxi out and completed down to the line. Below the line items should be performed when cleared to line up on the runway. Use all available information such as heading and FMS course indication (PFD), lateral profile (CTR DU) and departure runway on route page (LWR DU) to ensure the airplane is at the assigned runway for takeoff. The last minutes change should be also briefed.

FUEL XFEED Knob.....OFF
 IFE Button.....PUSH OUT
 OUTLETS Switch.....OFF
 EICAS.....CHECK

Check that no CAS message is displayed and engine parameters are within limits.

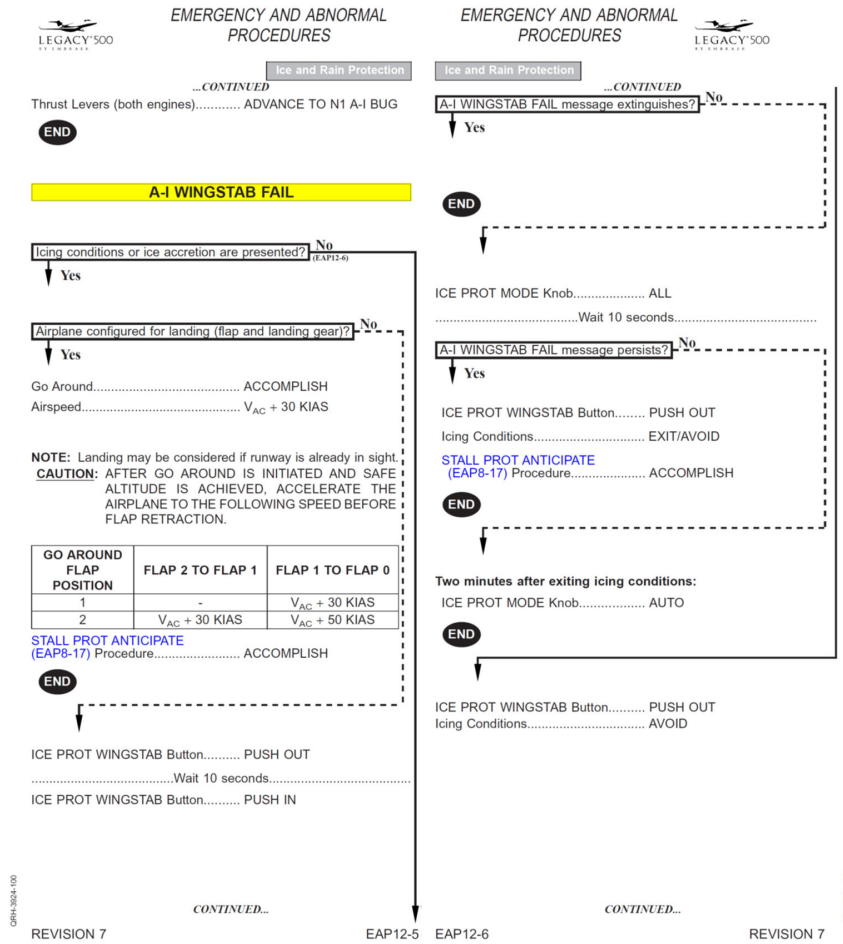
Source : manuel de vol, Embraer

Figure 9 : Procédure BEFORE TAKEOFF

A-I WINGSTAB FAIL:

La procédure anormale A-I WINGSTAB FAIL est décrite dans le manuel de vol. Elle suppose que le sélecteur ICE PROT MODE est positionné sur AUTO.

Dans le cas particulier où l'alarme apparaît lors de la mise en route des moteurs avec le sélecteur positionné sur ALL, cette procédure ne permet pas de réinitialiser le système de protection contre le givrage et le message A-I WINGSTAB FAIL reste présent sur l'EICAS. Dans ce cas, il faut en effet positionner le sélecteur ICE PROT MODE sur AUTO et réinitialiser le système en réalisant l'action OFF puis ON sur le bouton WINGSTAB du panneau de contrôle du système de protection contre le givrage.



Source : manuel de vol, Embraer

Figure 10 : Procédure A-I WINGSTAB FAIL

L'analyse des paramètres de vol montre que l'équipage a effectué au sol à Moscou une réinitialisation sans succès du système de protection contre le givrage avec le sélecteur ICE PROT MODE positionné sur ALL et non sur AUTO.

D'après cette procédure, lorsque le message A-I WINGSTAB FAIL persiste en situation de conditions givrantes, il faut appliquer la procédure STALL PROT ANTICIPATE.

STALL PROT ANTICIPATE:

La procédure anormale STALL PROT ANTICIPATE indique d'ajouter 30 kt à la vitesse de référence avec les pleins volets et d'appliquer un facteur de 1.7 à la distance d'atterrissage.



EMERGENCY AND ABNORMAL PROCEDURES

Flight Controls

STALL PROT ANTICIPATE

For landing configuration:

CAUTION: MULTIPLY THE FULL FLAPS UNFACTORED LANDING DISTANCE ACCORDING TO THE TABLE BELOW.

	FLAP POSITION	V _{REF}	LANDING DISTANCE CORRECTION FACTOR
NO ICING/ICING CONDITIONS	FULL	V _{REF FULL NO ICE} + 30 KIAS	1.7

For go around:

Flap Lever..... 2

Airspeed..... V_{AC} + 30 KIAS

CAUTION: AFTER GO AROUND IS INITIATED AND SAFE ALTITUDE IS ACHIEVED, ACCELERATE THE AIRPLANE TO THE FOLLOWING SPEED BEFORE FLAP RETRACTION.

GO AROUND FLAP POSITION	FLAP 2 TO FLAP 1	FLAP 1 TO FLAP 0
2	V _{AC} + 30 KIAS	V _{AC} + 50 KIAS

END

Source : manuel de vol, Embraer

Figure 11 : Procédure STALL PROT ANTICIPATE

Lors de l'approche sur l'aérodrome du Bourget, la vitesse de l'avion était comprise entre 120 et 130 kt. L'application de la procédure STALL PROT ANTICIPATE requérait d'adopter une vitesse d'approche de 144 kt pour une distance d'atterrissage de 1 219 m.

⁽¹³⁾ Master Minimum Equipement List.

2.6.4 Liste principale d'équipement minimal (MMEL ⁽¹³⁾)

Concernant le message A-I WINGSTAB FAIL, il est possible d'entreprendre un vol sous MEL en suivant les remarques suivantes issues de la liste principale d'équipement minimal (MMEL 30-12-00) :

12-00 Wing and Horizontal Stabilizer Anti-Icing System (WHSAIS)	C	1	0	(O) (M) May be inoperative provided: a) WINGSTAB system is selected OFF, b) Anti-Icing Valve (AISOV) is secured closed and deactivated, and c) Airplane is not operated in known or forecast icing conditions.
---	---	---	---	---

Icing conditions may exist whenever the Outside Air Temperature (OAT) on the ground or for takeoff, or Total Air Temperature (TAT) in flight, is 10°C or below and visible moisture in any form is presented (such as clouds, fog with visibility of one mile or less, rain, snow, sleet and ice crystals).

Source : manuel Embraer

Figure 12 : Extrait MMEL

Cependant, avant de se référer à la MMEL, le manuel de recherche de panne (FIM) doit être utilisé par la maintenance pour tenter de résoudre la panne. Si le système est déclaré inopérant, la MMEL doit être utilisée afin de savoir s'il est possible de décoller dans ces conditions.

2.6.5 Formation qualification de type

Le commandant de bord et le copilote ont suivi la qualification de type dans le même centre de formation. Le programme de formation délivré par le centre précise que les différentes alarmes et procédures rencontrées au cours de cet événement y sont enseignées.

3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

3.1 Procédure A-I WINGSTAB FAIL

À Moscou, l'équipage a fait dégivrer l'avion, couvert d'une pellicule de glace. Les conditions météorologiques étaient givrantes. L'équipage a probablement décidé d'activer le système de protection contre le givrage pour le décollage et la montée initiale mais a positionné le sélecteur ICE PROT MODE sur ALL avant le démarrage des moteurs, alors que le manuel de vol indique d'effectuer cette action une fois les moteurs démarrés. Ceci a provoqué l'apparition du message de panne A-I WINGSTAB FAIL indiquant que le système de protection contre le givrage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal n'est plus en état de fonctionnement.

L'équipage a ensuite appliqué partiellement la procédure A-I WINGSTAB FAIL en positionnant le bouton WINGSTAB sur OFF puis sur ON afin de réinitialiser le système. Or, cette action n'est efficace que si le sélecteur ICE PROT MODE est préalablement positionné sur AUTO ce qui n'est pas précisé dans la procédure A-I WINGSTAB FAIL. Ils n'ont par la suite pas finalisé la procédure prévoyant la mise en œuvre de la procédure STALL PROT ANTICIPATE.

3.2 Décision de l'équipage de décoller

La panne A-I WINGSTAB FAIL n'a pas été comprise par l'équipage. Il l'a perçue comme une panne intempestive et l'a attribuée initialement au fait d'être au sol, à l'arrêt ou à faible vitesse. Cette interprétation a conduit l'équipage à décoller avec ce message de panne affiché sur l'EICAS alors que la procédure BEFORE TAKEOFF prévoit la vérification par l'équipage de l'absence de message sur l'EICAS.

De plus, même si la MMEL avait été appliquée, elle n'autorise le vol avec le système de protection contre le givrage défaillant qu'en l'absence de conditions givrantes avérées ou prévues. Ce n'était pas le cas au décollage à Moscou, ce qui aurait dû conduire l'équipage à reporter le vol.

Puis, pendant le vol, le message de panne étant toujours affiché, l'équipage l'a attribué à un défaut de fonctionnement du système de protection contre le givrage.

3.3 Protection haute incidence lorsque le système de protection contre le givrage est inopérant

Cinq minutes après le décollage, le message d'information STALL PROT ANTICIPATE s'est affiché sur l'écran EICAS en raison de la présence du message de panne A-I WINGSTAB FAIL.

Ce message indique la diminution des valeurs d'incidence à partir desquelles les protections haute incidence sont déclenchées et donc l'augmentation des vitesses correspondantes. La procédure associée demande l'augmentation de 30 kt de la vitesse de référence plein volets pour l'atterrissage et l'augmentation de 70 % de la distance d'atterrissage. Ce message, bien qu'identifié par l'équipage en début de vol, ne l'a cependant pas conduit à adopter une vitesse d'approche majorée ou à vérifier que la longueur de piste à l'atterrissage était compatible avec cette majoration.

Il n'est pas possible de faire disparaître le message STALL PROT ANTICIPATE en vol lorsque le système de protection contre le givrage des bords d'attaque de la voilure et de l'empennage horizontal n'est plus fonctionnel indiqué par la présence du message A-I WINGSTAB FAIL, même en cas de changement des conditions météorologiques. Ainsi, à l'arrivée sur l'aérodrome du Bourget, ce message était toujours affiché sur l'EICAS malgré l'absence de conditions givrantes.

Par conséquent, les seuils de la protection haute incidence étaient toujours réduits à l'arrivée mais l'équipage n'en a pas pris conscience. Il a alors effectué l'approche ILS 27 à une vitesse comprise entre 120 et 130 kt, alors qu'elle aurait dû être de 144 kt en tenant compte du message STALL PROT ANTICIPATE. Ceci a conduit au désengagement du PA et à l'activation de la protection haute incidence au cours de l'approche finale. L'activation de cette protection n'a pas été identifiée par l'équipage malgré les alarmes visuelles représentées sur le PFD (vitesse dans le bandeau jaune et chevrons du PLI). La protection a limité l'incidence et n'a pas permis au commandant de bord d'augmenter suffisamment l'assiette de l'avion pour effectuer l'arrondi, malgré son action sur le mini-manche jusqu'en butée à cabrer.

3.4 Conclusion

L'équipage a entrepris le vol à destination de l'aérodrome du Bourget, malgré la présence du message de panne A-I WINGSTAB FAIL et de conditions givrantes au départ de Moscou. La survenue de la panne est liée à l'activation du système de dégivrage en position ALL avant le démarrage des moteurs. La procédure associée à cette panne, telle que rédigée au moment de l'accident, n'a pas permis à l'équipage de réinitialiser le système de protection contre le givrage. La procédure BEFORE TAKEOFF puis l'utilisation de la MEL aurait dû conduire l'équipage à reporter le vol.

Lors de la montée, l'apparition sur l'EICAS du message STALL PROT ANTICIPATE a indiqué à l'équipage l'augmentation des vitesses de déclenchement de la protection haute incidence. La procédure associée aurait dû conduire l'équipage, durant l'approche, à majorer la vitesse de référence de 30 kt.

La vitesse d'approche sélectionnée par l'équipage était inférieure à la vitesse d'activation de la protection haute incidence, cette protection n'a pas permis au commandant de bord de réaliser l'arrondi.

Ont pu contribuer à l'accident les facteurs suivants :

- une connaissance insuffisante de la part de l'équipage du fonctionnement des systèmes, en particulier le système de protection haute incidence ;
- une mauvaise application des procédures normales et anormales en particulier la procédure normale de démarrage des moteurs et les procédures anormales A-I WINGSTAB FAIL et STALL PROT ANTICIPATE ;
- la description incomplète de la procédure A-I WINGSTAB FAIL, en particulier la nécessité de positionner le bouton ICE PROT MODE sur AUTO avant la réinitialisation du système.

3.5 Actions prises par Embraer à la suite de l'accident

La procédure actuelle associée au message de panne A-I WINGSTAB FAIL suppose que le sélecteur ICE PROT MODE est initialement dans la position AUTO et ne demande donc pas cette action. Or dans le cas de cet événement le sélecteur ICE PROT MODE était positionné sur ALL au moment où l'équipage a tenté de réinitialiser le système de protection contre le givrage ce qui n'a pas permis de remettre en état de fonctionnement le système et de faire disparaître le message A-I WINGSTAB FAIL.

À la suite de cet accident, le constructeur Embraer a prévu d'effectuer une mise à jour du manuel de vol⁽¹⁴⁾ en précisant le positionnement du sélecteur ICE PROT MODE sur AUTO dans la procédure A-I WINGSTAB FAIL. Cette mise à jour concerne les manuels de vol des avions Embraer Legacy 450 et 500.

Le constructeur a également revu les manuels de vol de l'ensemble des avions afin de déceler d'éventuelles lacunes similaires pouvant donner lieu à une incompréhension des procédures.

⁽¹⁴⁾ Prévus au cours du deuxième semestre 2020.