

Rapport

Incident survenu le **20 décembre 2009**
en croisière, FIR de Reims
à l'**avion Mc Donnell Douglas MD83**
immatriculé **F-GMLU**
exploité par **Blue Line**

BEA

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
SYNOPSIS	4
1 - DEROULEMENT DU VOL	4
2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES	5
2.1 Description du PMS	5
2.2 Buffeting et alarme de décrochage	6
2.3 Performances	7
2.4 Préparation du vol	8
2.5 Procédures	8
2.6 Événements antérieurs	8
3 - CONCLUSION	10
Actions correctives	10
LISTE DES ANNEXES	11

Glossaire

CDU	Control Display Unit
DFGS	Digital Flight Guidance System
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FIR	Région d'information de vol
FL	Niveau de Vol
FMA	Flight Mode Annunciator
FMS	Flight Management System
FOB	Flight Operational Bulletin
ft	Feet / Pieds
GWT	Gross Weight / Masse totale
ISA	Atmosphère Standard Internationale
lbs	Livres
MAC	Corde aérodynamique moyenne
PF	Pilote en fonction
PMS	Performance Management System
PNF	Pilote non en fonction
TRP	Thrust Rating Panel
ZFW	Zero Fuel Weight / Masse sans carburant

Synopsis

Événement :	erreur d'insertion, approche du décrochage à haute altitude.
Conséquences et dommages :	aucun.
Aéronef :	Mc Donnell Douglas MD83, immatriculé F-GMLU.
Date et heure :	lundi 20 décembre 2009 vers 15 h 20 ⁽¹⁾
Exploitant :	Blue Line.
Lieu :	en croisière, FIR de Reims.
Nature du vol :	transport public, vol de mise en place.
Personnes à bord :	6 membres d'équipage.

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

1 - DEROULEMENT DU VOL

L'équipage effectue un vol de mise en place de Paris Charles de Gaulle à Koweït. Le copilote est PF.

Lors de la préparation du vol, le PF insère les données dans le PMS : lors de l'insertion de la masse avion, il insère, par erreur, la valeur de la masse sans carburant (ZFW) au lieu de la valeur de la masse de l'avion (GWT). Un message d'erreur « CHECK GWT » s'affiche et il rentre à nouveau une valeur de masse. Le PNF n'effectue pas la vérification des données insérées lors des actions prévol et lors des actions de préparation départ.

L'équipage décolle à 14 h 58. Lors de la montée, le mode PERF CLB⁽²⁾ est affiché au FMA.

A 15 h 12, alors que l'avion est en palier au FL 260, l'équipage indique au contrôleur de Reims qu'il désire monter au FL 370. Environ une minute plus tard, il est autorisé à monter jusqu'au FL 370.

A 15 h 14 min 37, alors que l'avion approche le FL 300 en montée, avec un Mach de 0,77, le contrôleur demande à l'équipage s'il lui est possible d'atteindre le FL 370 dans les quatre minutes, en anticipation d'un croisement (voir trajectographie en annexe 1). Après consultation des performances via le PMS, qui indique un Mach minimum de 0,59 soit 187 kt, l'équipage répond favorablement à cette demande. Le PF sélectionne un Mach de montée de 0,65 afin de conserver une marge par rapport aux limites de performances.

⁽²⁾Les modes PERF CLIMB (automanette) et PERF MGMT (pilote automatique, contrôle longitudinal ou assiette) sont enregistrés.

A 15 h 18 min 09, alors que l'avion est à environ 2 700 ft du FL 370, le contrôleur demande à l'équipage de virer de 20° par la gauche. Il fait cette même demande à l'équipage de l'autre avion.

A 15 h 18 min 15, le Mach commence à diminuer et atteint 0,65 deux minutes et dix secondes plus tard.

A 15 h 19 min 13, l'avion sort de virage, l'incidence calculée est de 3° (voir annexe 2) et commence à augmenter.

L'avion se met en palier au FL 370 à 15 h 19 min 30. Le mach est de 0,67.

A 15 h 20 min 42, l'incidence atteint un premier maximum, à 5,2°. Le Mach est de 0,64. Le mode ATHR affiché au FMA passe à MACH ATL⁽³⁾, indiquant que la poussée nécessaire pour maintenir Mach 0,65 est supérieure à la poussée limite.

L'équipage indique ressentir du buffeting et pense être au second régime. La vitesse de l'avion est proche de celle du décrochage. A 15 h 20 min 44, il déconnecte manuellement le pilote automatique et entame une descente par virage par la gauche. Il informe le contrôleur qu'il descend vers le FL 330. L'incidence diminue jusqu'à 2,5° puis augmente de nouveau⁽⁴⁾.

A 15 h 21 min 03, l'incidence est de 6,1°⁽⁵⁾.

Lors de la descente, la vitesse augmente, ce qui entraîne la disparition du buffeting.

A 15 h 22 min 52, l'équipage interrompt la descente au FL 350 à un Mach de 0,73.

A 15 h 23 min 06, le pilote automatique est réengagé. L'avion accélère en palier.

A 15 h 24 min 02, l'avion est stable au FL 350 et à un Mach de 0,76⁽⁶⁾.

Le vol se poursuit sans autre incident.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Description du PMS

Le PMS est un système qui commande automatiquement l'assiette et la poussée pendant les phases de montée, de croisière et de descente, afin d'obtenir un profil de vol optimal, en se basant sur les données du plan de vol insérées.

Les calculs sont effectués à l'aide d'une série d'équations, liées aux performances de l'avion et aux paramètres du vol. Le PMS fournit des protections notamment contre la survitesse et la sous-vitesse.

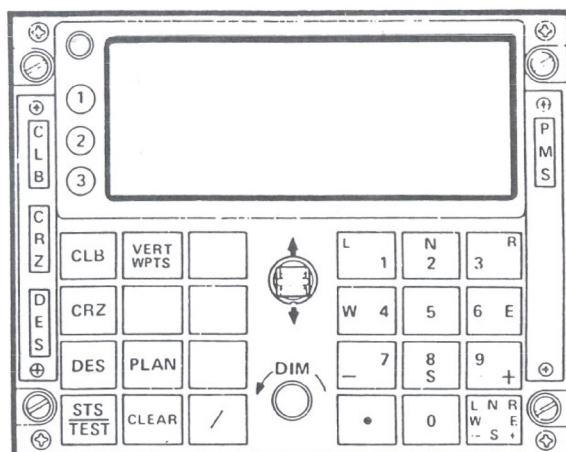
Les données sont insérées et peuvent être affichées à tout moment du vol, pour la surveillance des performances, par l'intermédiaire de l'écran du CDU. Chaque page de l'écran est composée d'un titre et de trois lignes permettant soit l'insertion ou l'affichage des données soit l'activation de sous-sections à l'aide des touches de sélection.

⁽³⁾Ce mode indique que le Mach courant est inférieur au Mach de consigne et que l'auto-manette commande la limite courante de poussée, affichée au TRP.

⁽⁴⁾Le pilote contrôle la descente pour éviter l'avion de la compagnie Régional.

⁽⁵⁾L'équipage indique n'avoir constaté qu'une vitesse inhabituellement faible.

⁽⁶⁾Les modes enregistrés sont MACH et ALT HOLD.



Panneau du CDU

Le mode de performance (PERF) utilisé est indiqué sur le panneau annonceur du CDU (CLB, CRZ ou DES). Le message correspondant sur le FMA est PERF CLB, PERF CRZ ou PERF DES ; il apparaît sur les fenêtres « Autothrottle » et « Pitch ».

Le PMS est couplé au DFGS en sélectionnant le bouton poussoir PERF sur le panneau de contrôle. Les conditions requises pour le couplage du PMS sont les suivantes :

- ☐ volets inférieurs à 26° ;
- ☐ indicateur de poussée ni sur la position décollage ni sur la position remise des gaz ;
- ☐ directeur de vol ou pilote automatique engagé ;
- ☐ PMS valide (i.e. insertion des valeurs GWT, FUEL et TRIP effectuée) ;
- ☐ auto-manette engagée.

Lors de l'insertion des données GWT et FUEL, des messages d'erreurs « CHECK GWT » et « CHECK FUEL » apparaissent si des données anormales sont entrées : la valeur GWT doit être comprise entre 88 000 et 170 000 lbs, la valeur FUEL doit être comprise entre 8 800 et 65 000 lbs. Cependant, le PMS ne fait pas de rapprochement entre les données GWT et FUEL.

La valeur de masse avion insérée dans le PMS est la GWT, alors que celle insérée dans le panneau fuel est la ZFW.

Par ailleurs, il n'existe pas de système de contrôle de cohérence entre les données insérées dans le PMS (GWT et FUEL) et celles insérées dans le panneau fuel (ZFW et FUEL)⁽⁷⁾.

⁽⁷⁾GWT = ZFW + FUEL

2.2 Buffeting et alarme de décrochage

Les exigences de navigabilité applicables lors de la certification du MD83 (FAR 25, amendements 25-1 à 25-40, effectifs à la date du 2 mai 1977) imposaient une marge de vitesse de 7 % entre le décrochage et le signe de l'approche du décrochage⁽⁸⁾. Ce signe peut être fourni soit par les caractéristiques aérodynamiques propres de l'avion soit par un système qui donne des indications clairement identifiables dans des conditions prévues de vol.

⁽⁸⁾Les exigences de navigabilité actuelles imposent une marge de vitesse de 5 kt ou 5 %, la plus grande des deux valeurs.

Pour le MD-80, le signe de l'approche du décrochage à basse altitude est le déclenchement du vibreur de manche. A haute altitude, le signe de l'approche du décrochage est l'apparition de buffeting et non le déclenchement du vibreur de manche. Ce dernier se déclenchera plus tard avec une marge inférieure à 7 %.

Lorsque le buffeting est apparu et constatant que la vitesse était faible, l'équipage a réagi de façon appropriée en entamant une descente pour regagner de la vitesse.

2.3 Performances

La masse réelle de l'avion au moment de l'incident est estimée à 126 500 lbs, d'après la lecture du panneau de gestion du carburant par l'équipage.

L'équipage a indiqué que les conditions météorologiques lors de la survenue de l'incident étaient du ciel clair (SKC) et qu'il n'a pas activé les systèmes de dégivrage.

Les valeurs de plafond d'accrochage pour un Mach de 0,76, une température ISA et une masse de 126 500 lbs sont les suivantes :

Altitude d'accrochage	Altitude optimum	Altitude 1,3 g buffeting
37 000 ft	36 700 ft (valeur interpolée)	34 700 ft (valeur interpolée)

La courbe du domaine de vol extrait du FCOM (voir annexe 3) donne les Mach de buffet onset à 1 g suivants, pour une masse de 126 500 lbs et un centre de gravité à 23 % MAC :

- ❑ Mach buffet onset bas = 0,64
- ❑ Mach buffet onset haut = 0,82.

La poussée des moteurs était limitée par la limite de poussée affichée au TRP et ne permettait pas de monter en maintenant Mach 0,65. Le Mach a donc diminué jusqu'à Mach 0,64 et le buffeting est apparu.

Les informations de vitesse, de Mach et de niveau d'accrochage fournies par le PMS au cours du vol, étaient cohérentes avec la masse insérée lors de la préparation du vol.

Le niveau d'accrochage au FL 370 et les vitesses faibles proposées par le PMS n'ont pas mis en alerte l'équipage du fait qu'il s'agissait d'un vol de mise en place. En effet, ils ont pensé que l'avion avait une masse plus faible, ce qui permettait de bonnes performances.

2.4 Préparation du vol

Le copilote a inséré, par erreur dans le PMS, la valeur de ZFW égale à 86 520 lbs au lieu de la valeur de GWT égale à 129 673 lbs. Comme la valeur insérée était inférieure à 88 000 lbs, le message d'erreur « CHECK GWT » est apparu. Le copilote indique avoir alors entré de nouveau la valeur de masse et que le message d'erreur a disparu. Il ne se rappelle pas de la valeur insérée. Le commandant de bord n'a pas effectué de contrôles croisés des masses insérées.

Par ailleurs, les indications du plan de vol donnaient un premier niveau de croisière au FL 350, avec une masse prévue au décollage inférieure à la masse réelle au décollage d'environ 5 000 lbs⁽⁹⁾. L'équipage aurait pu être alerté quand le PMS lui a proposé un niveau de croisière supérieur au FL 350 (FL 370) alors que l'avion était plus lourd.

L'équipage a indiqué que les mauvaises conditions météorologiques au départ (enneigement au sol) et les contretemps dans la préparation commerciale ont entraîné un retard important et donc une forte charge de travail.

2.5 Procédures

Les éléments relatifs à la saisie et à la vérification des données de performance au décollage se trouvent dans les documents suivants :

- ☐ Procédures normales,
- ☐ Prévols et transit,
- ☐ Préparation départ,
- ☐ Utilisation des systèmes : ces procédures décrivent plus spécifiquement les insertions dans le PMS.

Des éléments relatifs à l'insertion des paramètres se trouvent également dans le briefing préparation départ.

Suivant ces procédures, l'insertion des données se fait en deux temps dans le PMS. Lors de la phase de prévol, le PF prépare les FMS et PMS et le PNF les vérifie. Lors de la préparation départ, à la réception du devis de masse et centrage⁽¹⁰⁾, l'équipage réactualise la masse parking dans le PMS en fonction du dernier ZFW.

2.6 Événements antérieurs

Cet incident présente des similarités avec l'accident survenu le 16 août 2005 à Machiques (Venezuela) au Boeing (Mc Donnell Douglas) DC-9-82 (MD-82) immatriculé HK-4374X et exploité par West Caribbean Airways.

Le rapport publié par l'autorité d'enquête vénézuélienne (JIAAC) et disponible sur le site du BEA⁽¹¹⁾ montre que l'avion s'est retrouvé au second régime à la suite de défaillances dans la surveillance des paramètres de conduite du vol. L'équipage n'a pas correctement identifié l'approche du décrochage. L'avion a ensuite décroché sans que l'équipage récupère le contrôle de l'avion.

⁽⁹⁾GWT prévue sur le plan de vol de 124 699 lbs et GWT prévue par l'équipage de 129 673 lbs.

⁽¹⁰⁾A réception du devis de masse et centrage, l'équipage n'a pas réactualisé les masses car le ZFW n'était pas différent.

⁽¹¹⁾<http://www.bea.aero/docspa/2005/hk-x050816/pdf/hk-x050816.pdf>

Ce rapport contient en annexe une étude de la NASA sur les incidents de décrochage à haute altitude concernant les avions de type MD-80. A la suite d'un incident survenu en vol à un MD-80, le constructeur a édité, le 6 août 2002, une mise à jour d'un FOB n° MD-80-02-02-02A. Ce document (disponible en annexe 4) adressé aux équipages et aux services des opérations des compagnies exploitant des avions de type MD-80, rappelle les caractéristiques du système de pilote automatique et d'auto-manette des MD-80 et souligne les particularités de son fonctionnement.

Dans le rappel de l'événement auquel le FOB fait référence, il est indiqué que l'avion concerné par l'incident ne pouvait plus maintenir sa vitesse air alors qu'il se trouvait à son altitude de croisière. Après une période d'environ cinq minutes, la vitesse air de l'avion s'est mise à décroître jusqu'à l'activation du vibreur de manche et le déclenchement de l'alarme vocale avertissant l'équipage du décrochage de l'avion. Dans ce bulletin, le constructeur explique notamment que : *« Lorsque l'auto-manette est en mode de maintien de vitesse et le pilote automatique en mode de maintien d'altitude et que la poussée demandée nécessaire pour maintenir le niveau de vol est plus importante que la poussée disponible, alors l'aéronef pourrait être amené à décélérer jusqu'au déclenchement de l'alarme de décrochage avant la déconnexion du pilote automatique. »*

Certaines recommandations de sécurité de l'autorité vénézuélienne portent sur la sensibilisation des équipages aux limitations du domaine de vol de l'avion pour qu'ils évitent ces situations proches du décrochage aux altitudes élevées. Le JIAAC recommande aussi d'inclure dans les manuels de vol et les programmes de maintien des compétences le contenu du FOB et de renforcer le contenu de la formation pour sensibiliser les équipages à la signification de l'apparition de buffeting à haute altitude.

3 - CONCLUSION

L'incident, caractérisé par une approche de décrochage, est dû à une erreur d'insertion de masse dans le PMS.

Actions correctives

A la suite de la notification de l'incident, le BEA a transmis à la compagnie l'étude « Utilisation de paramètres erronés au décollage »⁽¹²⁾.

L'exploitant a émis des recommandations internes portant sur :

- ❑ la vérification de la connaissance des ordres de grandeur des valeurs opérationnelles lors de l'évaluation des compétences ;
- ❑ l'introduction dans un module CRM des conséquences spécifiques des vols à la demande ;
- ❑ l'introduction dans un module CRM de l'importance des briefings et des cross-checks ;
- ❑ le rappel de la nécessité de refaire le carton si la masse réelle est supérieure de plus de 3 tonnes à la masse prévue lors de la préparation des vols ;
- ❑ la modification des procédures pour améliorer l'identification des cross-checks.

⁽¹²⁾<http://www.bea.aero/etudes/utilisation.de.parametres.errones.au.decollage/utilisation.de.parametres.errones.au.decollage.pdf>

Liste des annexes

annexe 1

Trajectographie

annexe 2

Calcul de l'incidence

annexe 3

Domaine de vol au FL 370

annexe 4

FOB

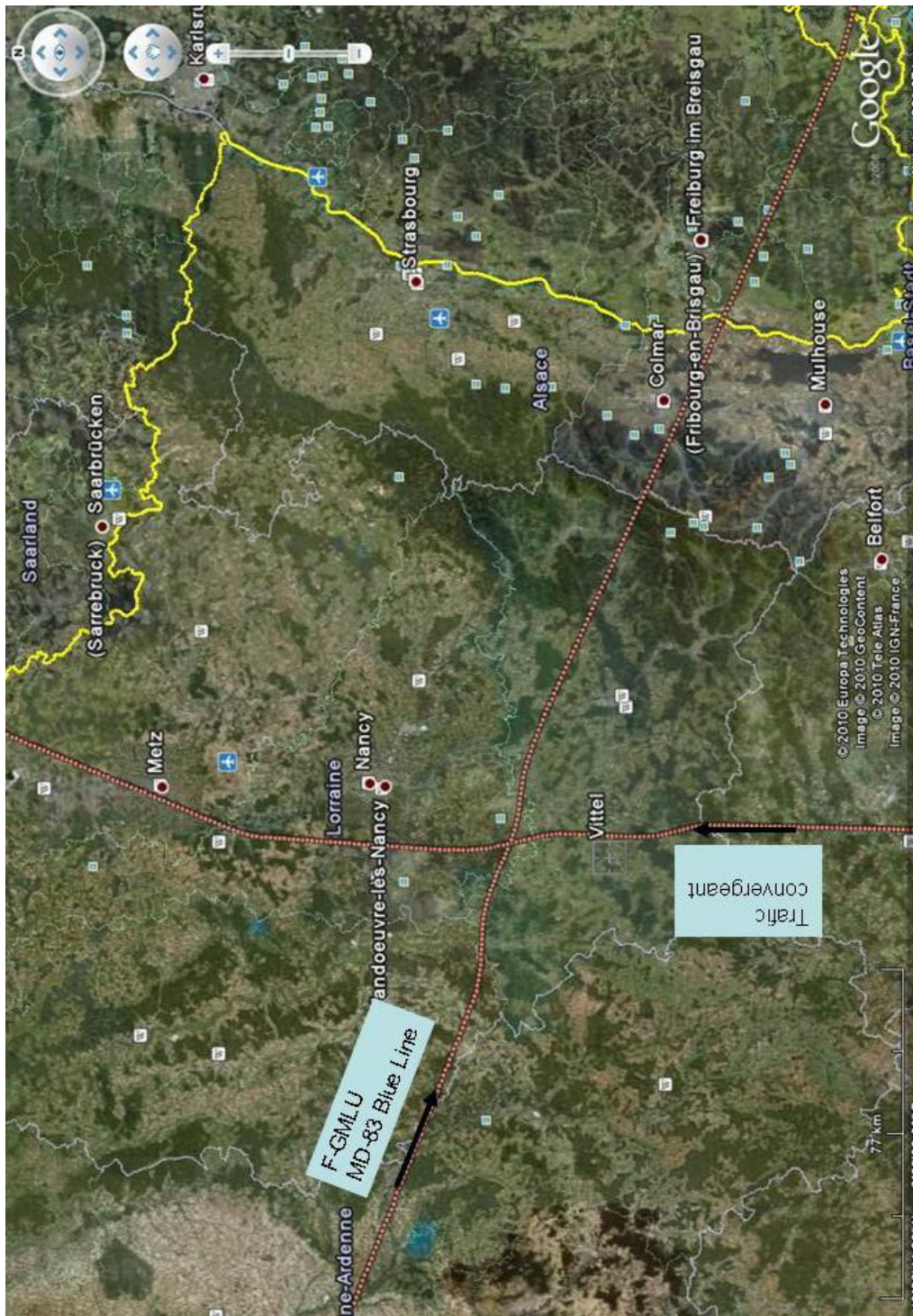
annexe 5

Courbes QAR

annexe 1

Trajectographie

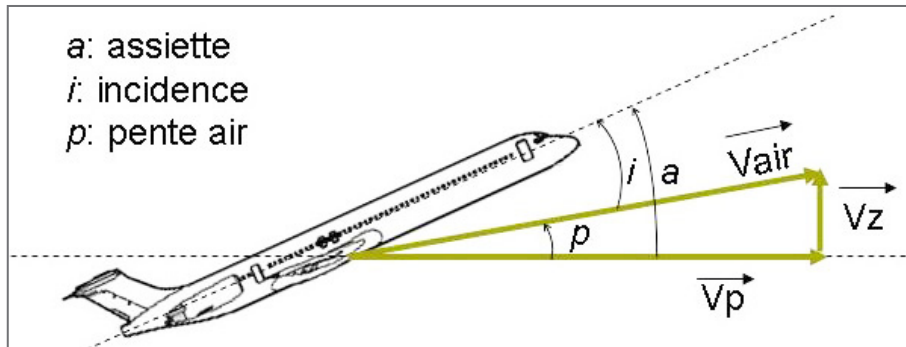
Les trajectoires radar du F-GMLU et de l'autre avion ont été calculées à partir des données brutes du radar de Grand Ballon. A 15 h 21, les deux avions sont à environ 15 NM au nord de la ville de Vittel.



annexe 2

Calcul de l'incidence

L'incidence peut être calculée avec les paramètres enregistrés suivants :
« Altitude », « CAS », « Pitch », « TAT » et « Mach ».



L'assiette « a » est le paramètre « Pitch ».

La pente air « p » est égale à $\arcsin(V_z/V_{air})$.

La vitesse verticale V_z est calculée en dérivant le paramètre Altitude, puis en lissant les valeurs sur 5 secondes.

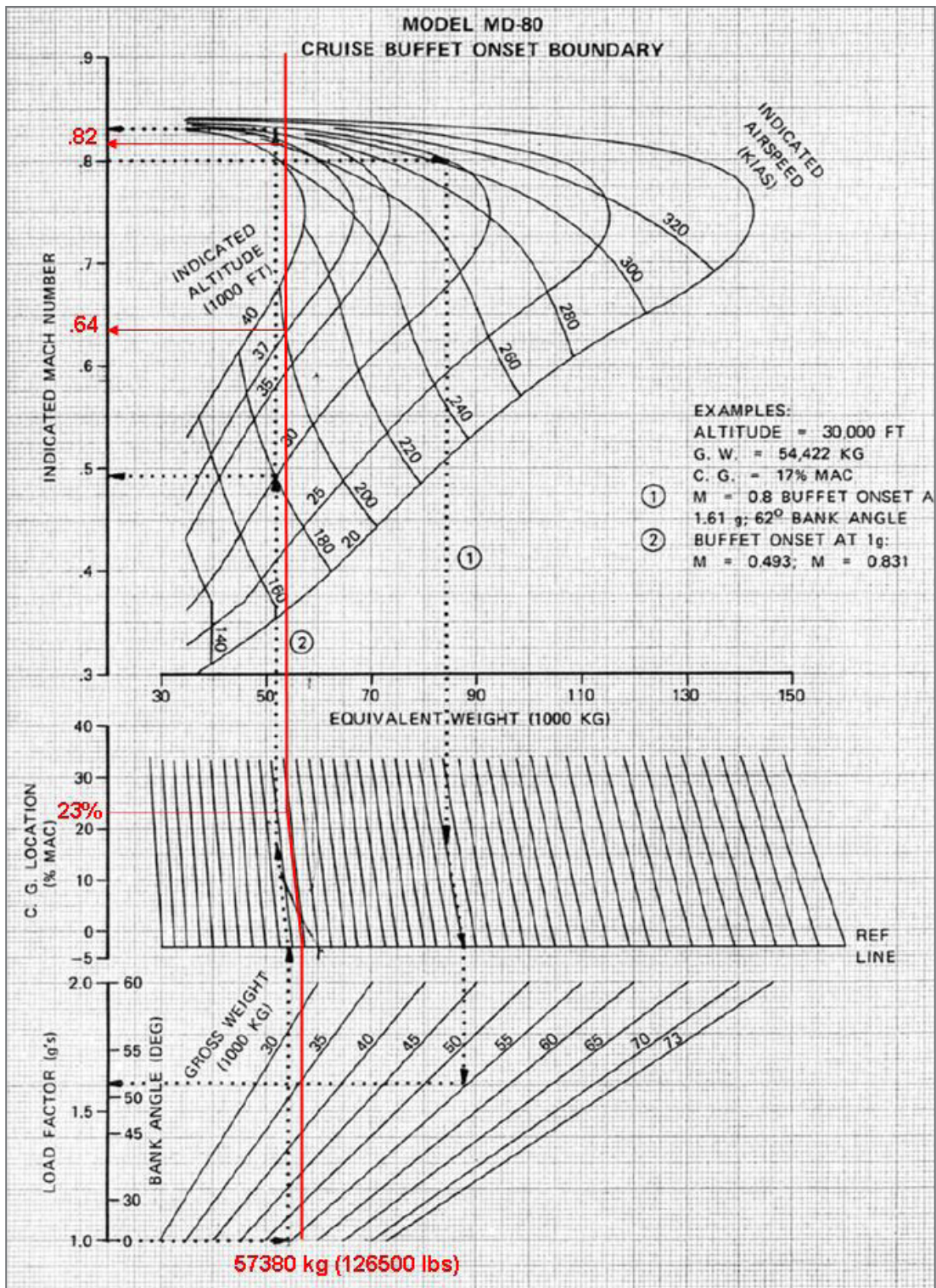
La norme de la vitesse air (V_{air}) est calculée à partir de la température statique (SAT), la CAS et l'altitude.

La SAT est calculée à partir du paramètre TAT (température totale) et le Mach.

On en déduit l'incidence : $i = a - p$.

annexe 3

Domaine de vol au FL 370



annexe 4

FOB



McDonnell Douglas Corporation (MDC), a wholly owned subsidiary of the Boeing Company, proprietary rights are included in the information disclosed herein, and recipient by accepting this document agrees that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes recipient to reproduce such information for internal use only.

Boeing Long Beach

*August 6, 2002
ATA: 22-00, Autoflight
Bulletin No. MD-80-02-02A*

Applicable to: *All MD-80 Aircraft*

Subject: DESCRIPTION OF THE MD-80 AUTOPILOT MODES

On July 19, 2002, Long Beach Flight Operations issued Flight Operations Bulletin MD-80-02-02. This bulletin is a re-issue of the same with a deletion. Please destroy Bulletin MD-80-02-02 and replace it with MD-80-02-02A.

Boeing LBD is issuing this bulletin as a result of a recent MD-80 incident. The incident occurred after the subject aircraft was unable to maintain cruise airspeed, while level at cruise altitude. Over a period of some five or more minutes, the airspeed decayed to the point that stick-shaker was activated, and the STALL aural warning was annunciated. During the entire period of airspeed decay, the autopilot maintained the commanded cruise altitude. The intent of this bulletin is to examine the characteristics of the MD-80 autopilot system, as they pertain to this occurrence.

The MD-80 autopilot/autothrottle system operates in two basic modes, Speed on Thrust (SOT) or Speed on Pitch (SOP). When in the Speed on Thrust mode, elevator commands are used to control to a vertical flight path - either Altitude Hold or Vertical Speed, while the auto throttles adjust power to maintain the selected airspeed. In the Speed on Pitch mode, the elevator commands are used to maintain the selected airspeed, while the autothrottles will normally go to idle or the thrust limit and remain fixed.

While in the Speed on Thrust mode, pilots must monitor the selected airspeed to ensure that the thrust available is sufficient to control speed. For example, if too high a vertical speed is selected in descent, the airplane will overspeed since the throttle can only retard to idle thrust. Similarly, if too high a vertical speed is selected in climb, the airplane could decelerate into a stall warning before the autopilot trips off. The thrust available may be insufficient to maintain the selected airspeed even at the thrust limit.

*Flight Operations, Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, M/C: (D041-0055)
Long Beach, CA 90846-0001, USA/Phone: (562) 593-1249/Fax: 593-3471*

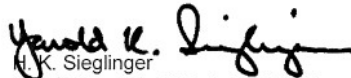


However, the autopilot will command the elevator to maintain the commanded vertical speed, which requires higher pitch attitudes as the True Airspeed drops. The situation is even subtler when in Altitude Hold. If the thrust required to maintain level flight is greater than the thrust available, the airplane could decelerate to stall warning before the autopilot disconnects. In the Speed on Thrust mode, the autopilot elevator commands will not attempt to maintain airspeed.

In "Altitude Hold", airspeed decay might occur during operations at, or near, the maximum cruise altitude for the existing conditions. If the aircraft is heavier than the load sheet indicates, then the aircraft may be too heavy for that altitude, and the thrust required may be greater than the thrust available, and airspeed decay will occur. Remember, under some conditions airspeed could decay to stall warning before the autopilot disconnects. Significant changes in the ambient conditions could also result in situations where the thrust available is insufficient to maintain speed in level flight.

Conversely, in the Speed on Pitch mode, the auto throttles do not provide any speed control. Speed is maintained with pitch. Therefore, if the pilot is manually flying in the Speed on Pitch mode, caution must be used to follow the flight director or speed variations will occur.

Should additional information be required, please submit your inquiries through your local field service representative or to Boeing Long Beach, ATTN: Flight Operations Customer Service, 3855 Lakewood Boulevard, Mail Code: D041-0055, Long Beach, California 90846-0001, USA, fax: (562) 593-3471.


H. K. Sieglinger
Chief Pilot - Flight Technical Services
Long Beach Flight Operations

TJM/HKS:csi

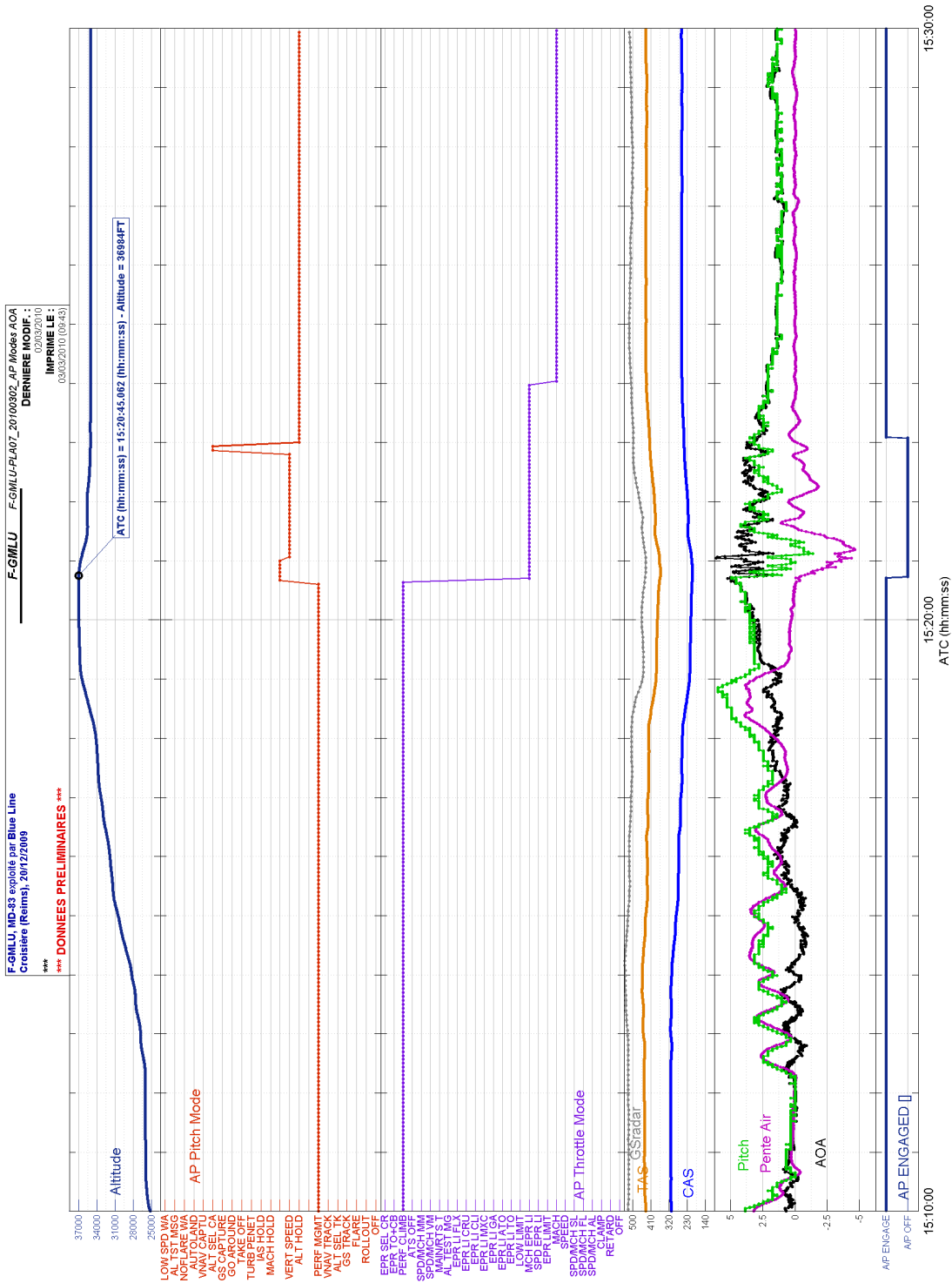
Q:\FOCS\AOLS\80apfob.doc

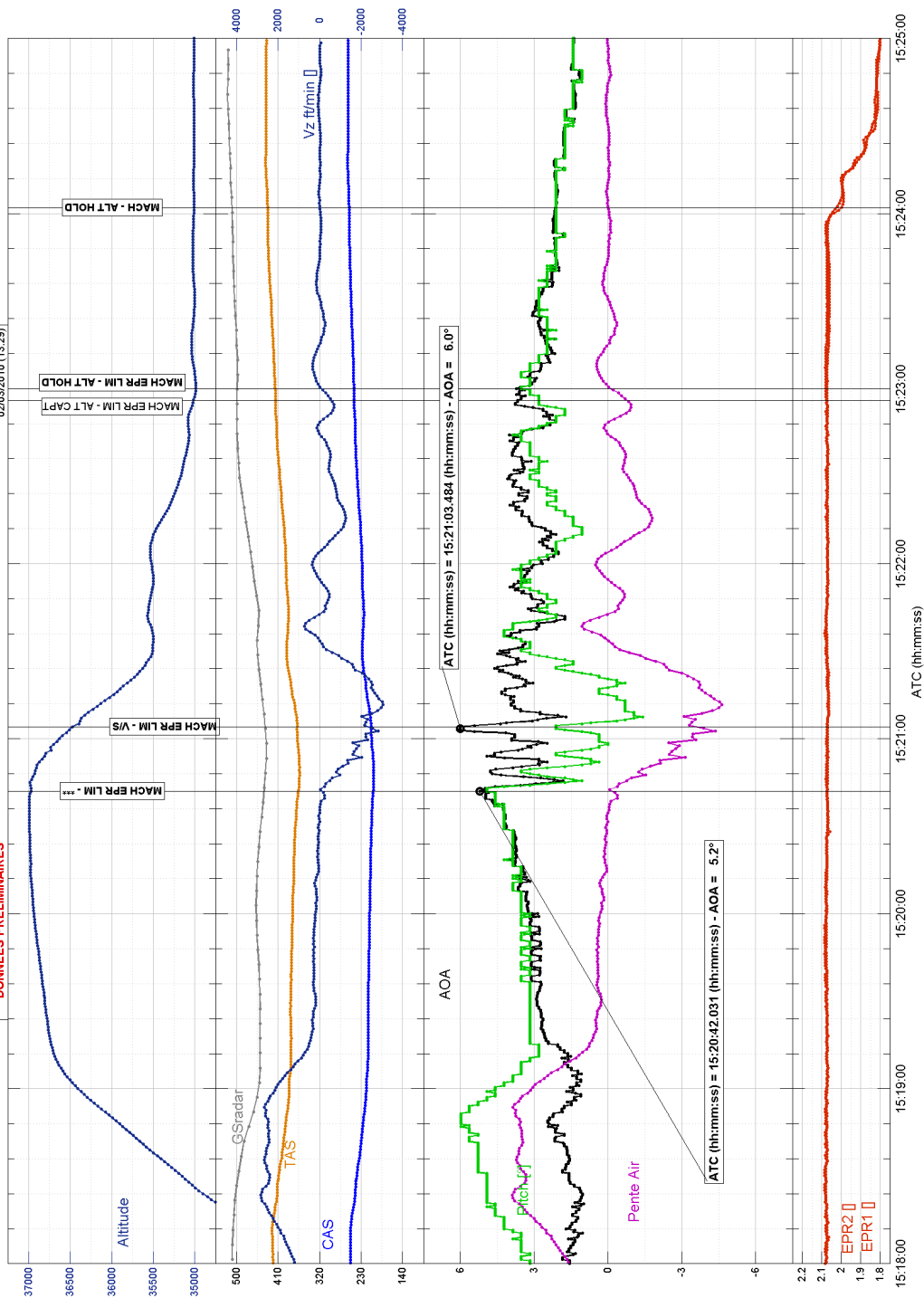
Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, M/C: (D041-0055)
Long Beach, CA 90846-0001, USA/Phone: (562) 593-1249/Fax: 593-3471



annexe 5

Courbes QAR







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 : février 2011

