



RAPPORT FINAL WEST CARIBBEAN AIRWAYS DC-9-82 (MD-82) IMMATRICULE HK4374X MACHIQUES, VENEZUELA 16 AOÛT 2005



Ce document est une traduction de l'espagnol vers le français du rapport final sur l'accident survenu le 16 août 2005 à Machiques, Venezuela, au DC9-82 immatriculé HK-4374X exploité par la compagnie West Caribbean Airways.

Aussi précise que puisse être la traduction, le rapport original en espagnol établi par le JIAAC (Venezuela) fait référence.

L'utilisation de cette traduction à d'autres fins que la prévention de futurs accidents pourrait conduire à des interprétations erronées.

Conformément aux dispositions internationales, cette enquête a été conduite par le Venezuela avec la participation de la Colombie, des Etats-Unis et de la France.





ACCIDENT D'AVION

AÉRONEF MODÈLE **DC9-82 (MD-82)**

IMMATRICULÉ HK-4374X, VOL N° WCW708

COMPAGNIE **WEST CARIBBEAN AIRWAYS,**

MACHIQUES, À 80 MILLES NAUTIQUES DE L'AÉROPORT

INTERNATIONAL DE LA CHINITA, ÉTAT DE ZULIA

RÉPUBLIQUE BOLIVARIENNE DU VENEZUELA

16 AOÛT 2005



AVERTISSEMENT

Le présent rapport est un document technique qui exprime l'opinion de la **COMMISSION D'ENQUÊTE DES ACCIDENTS DE L'AVIATION CIVILE DU MINISTÈRE DU POUVOIR POPULAIRE POUR LES TRANSPORTS ET DES COMMUNICATIONS DE LA RÉPUBLIQUE BOLIVARIENNE DU VENEZUELA** concernant les circonstances dans lesquelles s'est produit l'accident objet de la présente enquête, avec ses causes et ses conséquences. Conformément aux dispositions de l'Annexe 13 de la Convention sur l'Aviation Civile Internationale ratifiée par la République Bolivarienne du Venezuela, à l'article 5 de la Loi relative à l'aviation civile vénézuélienne, la présente enquête est de nature strictement administrative et ne génère pas dans ses conclusions de présomption de culpabilité ou de responsabilités administratives civiles ou pénales concernant les faits que l'enquête a établis.

L'enquête a été menée dans le seul objectif fondamental de prévenir de futurs accidents et d'émettre les recommandations nécessaires afin d'éviter que cet événement ne se reproduise. Il n'a donc pas nécessairement été recouru, dans tous les cas, aux procédés de type judiciaire.

Les résultats de la présente enquête ne conditionnent ni ne préjugent de ceux de toute autre enquête, de nature administrative ou judiciaire, qui pourrait être ouverte en lien avec l'accident conformément aux lois en vigueur.

Le présent rapport comporte quatre parties :

- 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE.**
- 2. ANALYSE.**
- 3. CONCLUSIONS.**
- 4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE.**
- 5. ANNEXES.**



TABLE

ABREVIATIONS	vii
SYNOPSIS	x
1. RENSEIGNEMENTS DE BASE :	1
1.1. DEROULEMENT DU VOL :	1
1.1.1. Base d'opérations.	1
1.1.2. Renseignements sur le vol antérieur.	1
1.1.3. Préparation et préparation technique du vol.	1
1.1.4. Description du vol.	2
1.2. TUÉS ET BLESSÉS.	10
1.3. DOMMAGES A L'AERONEF.	10
1.4. AUTRES DOMMAGES.	11
1.5. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL :	11
1.5.1. Commandant de bord.	11
1.5.2. Copilote.	13
1.5.3. Officier mécanicien navigant.	15
1.5.4. Personnel navigant commercial :	16
1.5.4.1. Personnel navigant commercial n° 1 (chef de cabine).	16
1.5.4.2. Personnel navigant commercial n° 2.	17
1.5.4.3. Personnel navigant commercial n° 3.	18
1.5.4.4. Personnel navigant commercial n° 4.	19
1.5.5. Agent technique d'exploitation.	20
1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF :	21
1.6.1. Caractéristiques de l'aéronef.	22
1.6.2. Caractéristiques des moteurs.	32
1.6.3. Type de carburant utilisé.	33
1.6.4. Rendement (Performance) :	33
1.6.4.1. Analyse du rendement (performance) de l'aéronef avec différentes configurations de masse de décollage.	33
1.6.4.2. Etude des performances de l'aéronef sur la base du rapport publié par le Bureau de Recherche et d'Ingénierie du NTSB.	44
1.6.4.3. Etude complémentaire en date du 22 février 2008 sur les performances de l'aéronef sur la base du rapport publié par le NTSB en date du 19 avril 2006.	55
1.7. CONDITIONS METEOROLOGIQUES.	59
1.8. AIDES A LA NAVIGATION.	66
1.9. TELECOMMUNICATIONS.	66
1.10. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERODROME.	66
1.11. ENREGISTREURS DE BORD.	66



1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT.	68
1.13. RENSEIGNEMENTS MÉDICAUX ET PATHOLOGIQUES.	70
1.14. INCENDIE.	70
1.15. QUESTIONS RELATIVES À LA SURVIE DES OCCUPANTS	71
1.16. ESSAIS ET RECHERCHES :	71
1.16.1. Trajectoire suivie par l'aéronef.	71
1.16.2. Analyse du système motopropulseur (Moteur/Turbine)	71
1.16.3. Simulation de vol.	89
1.16.4. Historique des accidents de la Compagnie West Caribbean.	92
1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION.	94
1.18. RENSEIGNEMENTS SUPPLÉMENTAIRES :	95
1.18.1. Déclarations des témoins.	95
1.18.2. Agents régulateurs des vols.	95
1.19. TECHNIQUES D'ENQUÊTE UTILES OU EFFICACES.	96
2. ANALYSE :	97
2.1. DEROULEMENT DU VOL :	97
2.1.1. Préparation du vol.	97
2.1.2. Début du vol (Phase I) Décollage et montée, Phase II : vol de croisière au niveau 310.	98
2.1.3. Montée du niveau 310 au niveau 330 et début de la croisière (Phase III).	98
2.1.4. Phase IV : Perte de vitesse au niveau 330.	99
2.1.5. Phase V : Descente depuis le niveau 330 jusqu'au décrochage.	101
2.1.6. Phase VI : Perte de contrôle de l'aéronef.	101
2.2. FACTEURS HUMAINS.	106
2.3. FACTEURS ORGANISATIONNELS.	116
3. CONCLUSIONS :	117
3.1. GÉNÉRALES.	117
3.2. SÉQUENCE DES ÉVÉNEMENTS.	118
3.3. FACTEUR CAUSAL.	119
4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ.	120
ANNEXES	124



TABLE DES TABLEAUX

Tableau 1. Tués et blessés	10
Tableau 2. Compagnies exploitantes qui ont utilisé l'aéronef depuis sa construction	21
Tableau 3. Caractéristiques des moteurs	32
Tableau 4. Analyse de l'évolution de la puissance des moteurs (EPR) et des modes ou configurations du système de puissance automatique (ATS).	42
Tableau 5. *KCAS : Vitesse calibrée en nœuds	57
Tableau 6. « Facteurs humains associés au Commandant de bord »	109
Tableau 7. « Facteurs humains associés au Commandant de bord »	110
Tableau 8. « Facteurs humains associés au Commandant de bord »	111
Tableau 9. « Facteurs humains associés au Copilote »	112
Tableau 10. « Facteurs humains associés au Copilote »	113

TABLE DES FIGURES

Fig. 1. L'aéronef a été totalement détruit lors de l'impact, sauf le stabilisateur horizontal qui est presque intact.	10
Fig. 2. Aéronef MD-82 de la Compagnie West Caribbean.	21
Fig. 3. Localisation des composants du système de protection contre le givre et la pluie.	24
Fig. 4. Affichages du système de protection contre le givre et la pluie.	25
Fig. 5. Affichages et commandes du système d'auto-poussée.	27
Fig. 6. Affichages et commandes du système d'avertisseur de décrochage.	39
Fig. 7. Coupe transversale du moteur JT8D.	32
Fig. 8. Représentation graphique des quatre phases de vol.	34
Fig. 9. Quantité de carburant consommée sans antigivrage	35
Fig.10. Quantité de carburant consommée à 15°C	36
Fig. 11. Résultats du plafond de propulsion avec 145 000 livres de masse de décollage. Sans Anti-ice 35 000 pieds, avec « Eng. Anti-ice 33 000 pieds, avec « AIRFOIL » 32 500 pieds.	37
Fig. 12. Résultats de l'étude avec 148 023 livres de masse. Altitude maximale à 06:49:40 UTC. Avec antigivrage « OFF » 34 900 pieds. Antigivrage de moteurs « ON » 32 900 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « Eng » « ON » 31 900 pieds.	38
Fig. 13. Résultat de l'étude avec masse de décollage de 150 000 livres. Altitude maximale à 06:49:40. Antigivrage « OFF » 34 600 pieds. Antigivrage de moteurs 32 600 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « ENG » 31 600 pieds.	40
Fig. 14. Résultat de l'étude avec masse de décollage de 155 000 livres de masse. Altitude maximale à 06:49:40. Antigivrage « OFF » 33 700 pieds. Antigivrage de moteurs 31 700 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « ENG » 30 700 pieds.	41
Fig. 15. Analyse du comportement du FMA Throttle.	43
Fig. 16. Analyse de l'évolution de la puissance EPR.	43



Fig. 17. Traces/Plots du radar de Cerro Maco (CEM).	44
Fig. 18. Graphiques représentant les accélérations longitudinale, latérale et verticale extraites du FDR.	45
Fig. 19. Graphiques représentant la vitesse, l'altitude et le nombre de Mach extraits du FDR.	45
Fig. 20. Données extraites du FDR ou enregistreur de données de vol.	47
Fig. 21. Données relatives à l'EPR.	48
Fig. 22. Données relatives à l'altitude et à la vitesse.	49
Fig. 23. Graphique représentant l'incidence.	50
Fig. 24. Graphiques représentant l'incidence et l'assiette longitudinale.	51
Fig. 25. Graphique de la puissance requise pour un nombre de Mach donné.	52
Fig. 26. Données corrigées d'EPR, nombre de Mach et EPR nécessaire dans le temps.	53
Fig. 27. Poussée nécessaire et paramètres obtenus au cours de la simulation réalisée par le NTSB.	54
Fig. 28. Carte d'analyse de la zone tropicale à 00:00 UTC le 16 août 2005.	59
Fig. 29. Carte d'analyse de la zone tropicale à 06:00 UTC.	60
Fig. 30. Carte d'analyse de la zone tropicale à 07:00 UTC.	61
Fig. 31. Carte d'analyse de la zone tropicale à 12:00 UTC.	62
Fig. 32. Image satellite où l'on aperçoit le système convectif tropical à 06:45:00 UTC.	64
Fig. 33. Image satellite à 07:00:00 UTC.	64
Fig. 34. Image satellite à 07:15:00 UTC.	65
Fig. 35. Représentations des données de température de la partie supérieure des nuages entre 50 000 et 52 000 pieds.	65
Fig. 36. Bande magnétique et mécanisme du CVR.	67
Fig. 37. Enregistreur de données de vol (FDR).	67
Fig. 38. Enregistreur de données de vol (FDR) ouvert.	68
Fig. 39. Epave de l'aéronef.	70
Fig. 40. Moteur n° 1.	72
Fig. 41. Compresseur basse pression du moteur n° 1.	74
Fig. 42. Chambres de combustion du moteur n° 1.	77
Fig. 43. Moteur n° 2.	80
Fig. 44. Compresseur haute pression du moteur n° 2.	83
Fig. 45. Chambres de combustion du moteur n° 2.	84
Fig. 46. Turbine haute pression.	86
Fig. 47. Section de la turbine.	87
Fig. 48. Section du compresseur.	88
Fig. 49. Simulation du vol sur la base des paramètres du FDR.	90
Fig. 50. Panneau utilisé dans la simulation affichant les principaux instruments de l'aéronef.	92
Fig. 51. Organigramme de la compagnie West Caribbean.	94
Fig. 52. Plan de vol.	97
Fig. 53. Schéma d'un superdécrochage.	103



LISTE DES ABRÉVIATIONS:

ADF	Radio compas automatique.
GAP	Groupe auxiliaire de puissance.
ATC	Contrôle de la circulation aérienne.
ATS	Auto-throttle system (automanette).
AVGAS	Carburant aéronautique (pour moteurs à pistons).
CAS	Vitesse conventionnelle.
CAVOK	Conditions de plafond et de visibilité illimitées (bonnes).
cc	Centimètres cubes.
CG	Centre de gravité.
cm.	Centimètre.
CRM	Gestion des ressources en l'équipage.
°C,F,M,T	Degrés centigrades, Fahrenheit, magnétique, vrai.
DME	Équipement de mesure de distance.
EAS	Vitesse air équivalente.
EGT	Température des gaz d'échappement.
EPR	Rapport de pressions moteur.
ETA	Heure estimée d'arrivée.
ETD	Heure estimée de départ.
ETE	Durée prévue en route.
FAA	Administration Fédérale de l'Aviation des Etats-Unis.
FIR	Région d'information de vol.
FL	Niveau de vol.
ft	Pieds (mesure d'altitude).
ft/min	Pieds par minute.
G	Accélération de la gravité.
Gls	Gallons (mesure de contenance).
GPS	Système de positionnement global.
GPWS	Système avertisseur de proximité du sol.
HLV	Heure légale du Venezuela.
HP	Haute pression.
Hp (ch)	Cheval-vapeur (mesure de puissance).
Hrs	Heures (mesure de temps), temps de vol du pilote ou du produit aéronautique.
IAS	Vitesse air indiquée.
IFR	Règles de vol aux instruments.
ILS	Système d'atterrissage aux instruments.
IMC	Conditions météorologiques de vol aux instruments.
INAC	Institut National d'Aviation Civile.
In	Pouces (mesure).
IP	Pression intermédiaire.
ISA	Atmosphère standard internationale.
JET A1	Carburant aéronautique (pour moteurs à réaction).
JIAAC	Commission d'enquête des accidents de l'Aviation civile (Venezuela).



KCAS	Vitesse conventionnelle en kt.
kg	Kilogramme (mesure de poids).
Khz	Kilohertz (fréquence).
KIAS	Vitesse air indiquée en kt.
Km	Kilomètres (mesure de distance).
Kt	Nœuds (mesure de vitesse).
KTAS	Vitesse air vraie en kt.
Kts	Nœuds (mesure de vitesse).
Lbs	Livres (mesure de poids).
LDA	Longueur d'atterrissage utilisable.
LH	Côté droit.
LP	Basse pression.
Ltr	Litres (mesure de quantité).
Lts	Litres (mesure de contenance).
M	Mètres (mesure de distance).
Mb	Millibars (mesure de pression atmosphérique).
MDA	Altitude minimale de descente.
MEA	Altitude minimale en route.
METAR	Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique.
Mhz	Megahertz (fréquence).
Min.	Minutes (mesure de temps).
mm	Millimètres (mesure de distance).
mi/h	Milles par heure.
NDB	Radiophare non directionnel.
nq	Milles nautiques (mesure de distance).
NOTAM	Avis aux navigateurs aériens.
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale.
OAS	Joint extérieur d'étanchéité à l'air (outer air seal).
OMAC	Organisme de maintenance aéronautique certifié.
PAPI	Indicateur de trajectoire d'approche de précision.
PF	Pilote en fonction.
PNF	Pilote non en fonction.
Psi	Livres par pouce carré (mesure de pression).
QFE	Pression atmosphérique à l'altitude de l'aérodrome.
QNH	Pression atmosphérique du niveau moyen de la mer.
Qts	Quarts de gallon (mesure de contenance).
RA	Avis de résolution.
RAV	Réglementation aéronautique vénézuélienne.
RH	Côté droit.
tr/min	Tours par minute.
RVR	Portée visuelle de piste.
SAR	Recherche et sauvetage.
SSR	Radar secondaire de surveillance.
TA	Avis de trafic.



TAF	Message de prévision d'aérodrome.
TAS	Vitesse air vraie.
TAWS	Système avertisseur de proximité du sol.
TCAS	Système d'évitement des collisions en vol.
TGT	Température tuyère.
TODA	Distance de décollage utilisable.
TSN	Temps depuis la mise en service initiale.
TSO	Temps depuis révision.
UTC	Temps Universel Coordonné.
UHF	Ultra Haute Fréquence.
VASI	Indicateur visuel de pente d'approche.
VFR	Règles de vol à vue.
VHF	Très Haute Fréquence.
VMC	Conditions météorologiques de vol à vue.
VOR	Radiophare omnidirectionnel.
VNE	Vitesse à ne jamais dépasser.
V _R	Vitesse de rotation.
V _{REF}	Vitesse de référence (approche).
V ₁	Vitesse de décision au décollage.
V ₂	Vitesse de montée au décollage.



SYNOPSIS

Le 16 août 2005, le vol WCW 708 a décollé de l'aéroport international Tocumen (MPTO), Panama, à 05:59 UTC à destination de l'aéroport international « Le Lamentin Fort de France » (TFFF), Martinique, selon les règles de vol aux instruments (IFR), en conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC). A mi-chemin, se trouvait une zone de formation de nuages de type stratocumulus avec de fortes précipitations. L'aéronef se trouvait en conditions de navigabilité et ne présentait aucun type de défaillance mécanique. Une fois le niveau de vol 330 atteint, la vitesse de l'aéronef a commencé à diminuer de façon continue jusqu'à atteindre la valeur minimale de portance ; ensuite l'aéronef est entré dans une phase de décrochage (STALL) et a continué à perdre de l'altitude jusqu'à son impact avec le sol, dans une zone topographique définie comme plane à une altitude de 119 pieds au-dessus du niveau de la mer, près du village de Machiques, État de Zulia, Venezuela.



1. RENSEIGNEMENTS DE BASE :

1.1. DEROULEMENT DU VOL :

1.1.1. Base des Opérations :

Aéroport « José Maria Cordoba » de Rio Negro, Medellin, République de Colombie.

1.1.2. Renseignements sur le vol antérieur :

L'aéronef a décollé le 15 août 2005 avec le numéro de vol WCA701, de l'aéroport de Rio Negro, situé dans la ville de Medellin, Colombie, avec deux (2) membres d'équipage de conduite, quatre (04) membres d'équipage commercial, un (01) agent technique et un (01) mécanicien navigant ; il a atterri à **05:19 UTC**, à l'aéroport de Tocumen à Panama.

1.1.3. Préparation du vol :

Vol charter pour le transport de passagers N° WCW 708, avec licence d'opération N° 889 approuvée par Transporte Aéreo de Aeronautica Civil de Colombia [*Transport Aérien d'Aviation Civile de Colombie*] avec une route approuvée de l'aéroport international « Tocumen » (MPTO) à l'aéroport international « Le Lamentin Fort de France » (TFFF), Martinique.

La compagnie West Caribbean Airways avait engagé à Panama les services de la société Balboa Logistics & Airport Services Inc. chargée de réaliser toutes les procédures d'embarquement, chargement et préparation technique de l'aéronef. Le décollage était programmé à Panama pour 03:50 UTC (22:50 HLC). Après les opérations d'avitaillement, l'embarquement des cent cinquante deux (152) passagers et du chargement, il quitte le poste de stationnement numéro 28 à 05:54 UTC et décolle avec un retard de deux heures dix minutes (02:10 h), avec une masse au bloc de 149 023 livres (selon le devis de masse et centrage).



1.1.4. Description du vol :

En se basant sur les informations de la transcription de l'enregistreur phonique (CVR), de l'enregistreur de paramètres (FDR) et les autres documents comme l'étude du National Transportation Safety Board (Agence Nationale de Sécurité des Transports des Etats-Unis, NTSB), on réalise la description suivante :

Le **16 août 2005**, la compagnie West Caribbean Airways a effectué le vol charter de transport de passagers N° WCW 708, avec licence d'opération N° 889 approuvée par Transporte Aéreo de Aeronautica Civil de Colombia [Transport Aérien de l'Aviation Civile de Colombie] dont la route allait de l'aéroport international « Tocumen » (MPTO), Panama, à l'aéroport international « Le Lamentin Fort de France » (TFFF), Martinique, avec une croisière de vol 350.

L'équipage a emporté une quantité de carburant suffisante pour arriver à destination.

Le décollage a été effectué en piste 21L, le décollage effectif ayant lieu à **05:58:13 UTC** ; après le décollage, le train d'atterrissage a été rentré et la montée vers le niveau de vol 310 (31 000 pieds d'altitude) a débuté. À **06:04:30 UTC**, le pilote automatique est connecté, en navigation vers le point ESEDA autorisé par le Contrôle aérien de Panama. A environ 30 milles de ce point, l'équipage a contacté le Contrôle aérien de Panama et demandé à passer en fréquence avec le Contrôle aérien de Barranquilla. L'équipage ayant été autorisé et le changement avec le Contrôle aérien de Barranquilla ayant eu lieu, la montée a été maintenue jusqu'au niveau de vol 310 (31 000 pieds) ; ensuite l'équipage a demandé un niveau de vol supérieur dans l'espace aérien de Barranquilla. À **06:17:02 UTC**, l'équipage a établi le contact avec le Contrôle aérien de Barranquilla et reçu l'autorisation de continuer la montée jusqu'au niveau de vol 310 (31 000 pieds) et de le rappeler passant « **SIDOS** » ; le passage à ce point a eu lieu à **06:25:53 UTC**.

L'aéronef a atteint le niveau de vol 310 (31 000 pieds) à **06:26:00 UTC**. Les valeurs d'EPR semblent indiquer que le système d'antigivrage des surfaces aérodynamiques et les systèmes d'antigivrage des moteurs étaient probablement en fonctionnement à ce moment-là. L'avion se trouve en phase de croisière à ce niveau de vol et à une vitesse de Mach 0.74, ceci selon les données de vol enregistrées.



Note : les calculs de consommation de carburant montrent que pour toute masse de décollage inférieure à 150 000 livres, les moteurs pouvaient fournir une poussée suffisante pour maintenir un Mach de 0.75 au niveau de vol 310 avec tous les systèmes d'antigivrage en fonctionnement. Au-dessus de cette masse, ce n'était plus possible. Par conséquent, il est probable que la masse de décollage était inférieure ou égale à 150 000 livres.

À **06:33:32 UTC** et à **06:34:18 UTC**, le copilote demande au contrôleur aérien des changements de trajectoire pour éviter des formations orageuses.

À **06:39:13 UTC**, l'équipage demande le niveau de vol supérieur 330. Dix secondes plus tard, l'aéronef commence la montée avec un Mach de 0.75. Le mode de maintien de Mach du Pilote Automatique (bouton Mach SEL sur le panneau de Contrôle de Commande de Vol ou FGCP) et l'automanette en mode de maintien de l'EPR de montée (EPR climb) sont activés. Cette sélection signifie EPR Limited (EPR Lim) dans l'automanette, plus le bouton de Climb (CLB) dans le panneau du système de contrôle d'exécution ou PMS. A partir du moment où débute la montée, le Mach commence à diminuer.

La montée est interrompue, à chaque fois avec une durée approximative de 20 secondes, à **06:40:43 UTC** et 31 450 pieds d'altitude et de nouveau à **06:41:50 UTC** et 32 300 pieds d'altitude. Dans chacune des deux étapes de vol horizontal, le Mach se stabilise mais diminue de nouveau lorsque l'aéronef reprend sa montée. À **06:41:56 UTC**, le mode de pilote automatique enregistré passe en « Vertical Speed », mode qui maintient une vitesse verticale de montée constante. Dix secondes plus tard, l'automanette enregistrée passe en mode « Mach EPR limited », mode dans lequel la valeur du Mach est inférieure au Mach sélectionné, mais la poussée maximale autorisée est déjà atteinte. Celle-ci permet la protection des moteurs.



À **06:42:30 UTC**, le commandant de bord de l'aéronef demande au copilote de déconnecter l'antigivrage des moteurs. À **06:42:40 UTC**, on enregistre un gain d'EPR correspondant (probablement) à la déconnection des systèmes d'antigivrage. La mesure de la valeur EPR de chacun des moteurs devient légèrement supérieure à 2.0.

À **06:43:40 UTC**, l'aéronef atteint le niveau de vol 330, l'aéronef a accéléré à une vitesse de « croisière en régime économique » (**Long range cruise speed**), atteignant une vitesse de 0.7 Mach.

À **6:45:17 UTC**, le commandant de bord dit « Je n'ai pas pu l'accélérer ».

À **6:45:30 UTC**, le copilote va aux toilettes et le commandant de bord reste aux commandes de l'aéronef.

À **6:46:02 UTC**, la vitesse est de 0.72 Mach, l'EPR est de 2.02 et l'altitude de 33 000 pieds.

À **6:46:48 UTC**, l'incidence décroît jusqu'à 2.9°, la vitesse augmente à 0.73 Mach, l'aéronef reste à son niveau de croisière.

À **6:47:28 UTC**, l'aéronef atteint la « VITESSE CIBLE » ou « target speed » de 0.75 Mach, l'incidence atteint 2.6°.

À **06:47:55 UTC**, le commandant de bord répète « je ne peux pas accélérer ».

À **06:48:02 UTC**, la vitesse est à 0.75 Mach, l'automanette réduit la poussée et passe en mode de maintien de Mach.



Vers **06:49 UTC**, des variations de la valeur d'EPR indiquent probablement des activations des systèmes d'antigivrage ; ces valeurs sont concordantes avec la sélection de CRUISE avec les systèmes d'antigivrage allumés. La vitesse se maintient à 0.75 Mach et commence à décroître.

À **06:49:46 UTC**, le contrôle d'accélération passe de nouveau en mode « Mach EPR limited », ce qui apparaît sur l'écran du FMA comme « MACH ATL » et reste dans cette position jusqu'au début du décrochage. Toutefois, le Mach commence à diminuer, ce qui indique l'impossibilité pour l'avion de maintenir 0.75 au niveau de vol 330.

Vers **06:50 UTC**, le repas a été servi à l'équipage et ceci est concordant avec un commentaire du commandant de bord à **6:49:52 UTC** « Regarde, un petit gâteau ». Le copilote demande au contrôleur aérien l'autorisation de changer de fréquence afin de contacter le contrôle aérien de Maiquetia.

À **06:51:09 UTC**, l'équipage demande et obtient l'autorisation de prendre une route directe vers le point ONGAL. La diminution de Mach se poursuit et le pilote automatique compense avec le compensateur du stabilisateur de profondeur pour maintenir l'altitude.

À **6:51:57 UTC**, le copilote dit « Je l'allume maintenant commandant ou quoi ? » suggérant l'allumage des systèmes d'antigivrage. Vers **06:52 UTC**, les valeurs d'EPR sont cohérentes avec la sélection de CRUISE sans les systèmes d'antigivrage.

À **06:52:43 UTC**, le commandant de bord demande s'il n'y aurait pas du givre. Le copilote dit « non ». La vitesse atteinte 0.69 Mach. Vers **06:53 UTC**, des variations de la valeur d'EPR indiquent de nouvelles activations des systèmes d'antigivrage, ces valeurs sont concordantes avec la sélection de CLIMB avec les systèmes d'anti-grivrage allumés.



À **06:53:05 UTC**, le copilote dit : « et pourquoi ça commandant ? Du givre sur les surfaces ou quoi ? » Deux secondes plus tard, il semble suggérer de connecter le système d'antigivrage des surfaces aérodynamiques. La vitesse se maintient à 0.68 Mach.

À **06:53:10 UTC**, de manière inintelligible, le commandant de bord dit : « c'est engine airfoil... sûr ? » Le copilote lui répond par l'affirmative deux secondes plus tard.

À **06:55:22 UTC**, la vitesse continue de diminuer jusqu'à 0.65 Mach, l'incidence atteint 5.8°. Le commandant de bord dit « quel sale temps mon vieux ».

À **06:56:05 UTC**, l'incidence est de 6.5° et la vitesse de 0.63 Mach.

À **06:56:59 UTC**, avec un Mach de 0.62, le copilote demande au contrôleur aérien l'autorisation de descendre au niveau de vol 310. L'incidence atteint à 7.2°.

À **06:57:10 UTC**, le commandant de bord désactive le pilote automatique. La vitesse atteint 0.60 Mach, l'incidence atteint à 7.7°. Aucune alarme n'est audible.

À **06:57:15 UTC**, l'aéronef commence à descendre. La vitesse est à Mach 0.60 et la position du stabilisateur horizontal est de -4.05 degrés.

À **06:57:23 UTC**, est enregistré le signal sonore de l'alarme d'altitude correspondant au non-maintien de l'altitude sélectionnée (« altitude alert »). Trois secondes (3') plus tard, le commandant de bord indique au copilote « donne-moi trois un zéro ».

À **06:57:44 UTC**, alors que l'avion se trouve à 31 700 pieds et descend à une vitesse verticale approximative de 2 500 pieds par minute, la valeur de l'EPR réduit brusquement jusqu'à 1.8. Simultanément on perçoit le vibreur de manche ou « Stick Shaker », suivi une seconde plus tard par le signal sonore d'alerte de décrochage ou « Stall » ainsi que le son de l'alarme de décrochage. Ces deux alarmes sont générées par le système d'avertissement de décrochage ou stall warning system. Elles sont audibles de manière quasi continue jusqu'à la fin de l'enregistrement.

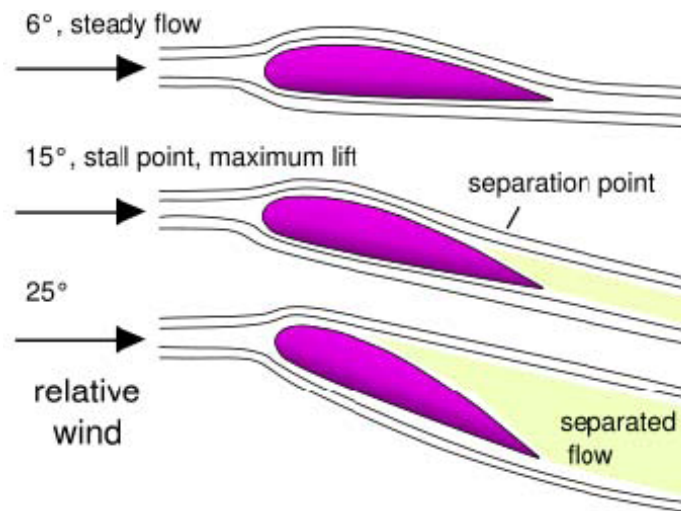


Le Stick Shaker. Il s'agit d'un dispositif mécanique qui fait vibrer le manche afin d'alerter l'équipage lorsque l'aéronef atteint un degré excessif d'AOA ou incidence avant d'atteindre l'incidence de décrochage.

Stall ou décrochage. Il s'agit d'une condition aérodynamique où l'incidence atteint un point auquel la portance chute. Cet angle est appelé incidence critique. L'incidence critique est l'angle où le coefficient de portance maximal est atteint.

La séparation du flux d'air ou courant d'air relatif commence à de faibles incidences alors que le flux a encore une adhérence dominante. À mesure que l'incidence augmente, la région de flux séparé sur la surface du profil augmente en taille et diminue la capacité de l'aile à produire de la portance. Lorsqu'on dépasse l'incidence critique, la surface de flux séparé est si grande qu'au lieu de produire de la portance, il crée une grande zone de traînée.

Les aéronefs à aile fixe peuvent subir un buffeting pendant le décrochage, c'est-à-dire un mouvement de turbulence produit par l'air sur la surface aérodynamique. Le buffeting peut entraîner des problèmes de contrôle du vol allant de vibrations jusqu'au bruit ; il peut même entraîner une perte de contrôle. Le buffeting traduit généralement l'approche par l'avion du décrochage. La majorité des aéronefs est conçue pour subir un décrochage progressif, ce qui alertera les pilotes et leur donnera suffisamment de temps pour réagir et prendre des décisions.



De **06:57:44 UTC** à **06:57:54 UTC**, l'EPR baisse de 1.89 à 1.16.

À **06:57:46 UTC**, le compensateur (TRIM) du stabilisateur commence à cabrer progressivement jusqu'à atteindre la valeur maximum de -5 degrés. Les ailes de l'aéronef, en raison de l'incidence, contribuent à ce que l'entrée de l'air dans les moteurs soit affectée et cause les chutes d'EPR.

À **06:58:00 UTC**, le copilote dit deux fois au commandant de bord qu'il s'agit d'une entrée en décrochage, « c'est un décrochage commandant ».

À **06:58:13 UTC**, à la demande du commandant de bord, le copilote annonce au contrôleur aérien que l'équipage continue de descendre vers le niveau de vol 290. La vitesse verticale approche 5 000 pieds par minute. La valeur du Mach est de 0.50 alors que le compensateur de gouverne de profondeur est à 5° et commence à augmenter.

À **06:58:15 UTC**, les valeurs d'EPR diminuent brusquement. À ce moment-là, les valeurs sont inférieures à 1.06. Le Mach est inférieur à 0.50 et la vitesse verticale est d'environ 5 500 pieds par minute.

À **06:58:43 UTC**, le copilote, sans annoncer de situation d'urgence, indique au contrôleur aérien que l'équipage continue de descendre vers le niveau de vol 240. Il ne mentionne aucune check-list. À **06:58:50 UTC**, le contrôle aérien de Maiquetia demande à l'équipage s'il y a un problème à bord. Le copilote, à la demande du commandant de bord, répond au contrôleur aérien qu'ils ont un « flame out » sur les deux moteurs (extinction des moteurs en vol). L'équipage est autorisé à descendre à discrétion alors que l'EPR se situe entre 1.1 et 1.04. La vitesse verticale approche 7 000 pieds par minute environ.



À **06:59:12 UTC**, à la demande du commandant de bord, le copilote demande au contrôleur aérien l'altitude minimale en route (MEA). La vitesse verticale de descente est supérieure à 12 000 pieds par minute. Le contrôleur demande la position ou la distance par rapport à Puerto Cabello (SVPC). Le copilote répond au contrôleur « Négatif ». Le contrôleur demande de nouveau une référence de position, maintenant par rapport à Santa Barbara del Zulia (SVSZ) ou à l'assistance radio de Valera (SVVL) ; le copilote répond de nouveau « Négatif ».

À **06:59:26 UTC**, le système de gestion de la poussée ou système ATS est déconnecté.

À **06:59:47 UTC**, la valeur d'EPR augmente rapidement pour atteindre 1.80.

À **06:59:51 UTC**, à la demande du commandant de bord, le copilote annonce au contrôleur aérien que l'avion est incontrôlable. L'altitude est approximativement de 12 400 pieds.

À **06:59:56 UTC**, l'altitude enregistrée est de 10 950 pieds et la position du compensateur de gouverne de profondeur est de 10.08°.

À **07:00:01 UTC**, le copilote répète au contrôleur que l'aéronef est incontrôlable et qu'il transporte 152 personnes. La valeur d'EPR est de 1.88. La position du compensateur de gouverne est de 10.8° à cabrer. La vitesse est de 0.38 Mach, les alarmes ou avertissements : **STICK SHAKER, ALTITUDE ALERT, STALL WARNING** sont actifs.

A **07:00:22 UTC**, sont enregistrées les alertes du Système avertisseur de proximité du sol (GPWS) "**SINKRATE, WHOOP WHOOP, PULL UP**" L'altitude était de 3 105 pieds et la position du compensateur de gouverne est de 12.5° à cabrer. A **07:00:31 UTC**, l'enregistrement de l'enregistreur phonique s'interrompt et à **07:00:32 UTC** celui de l'enregistreur de paramètres.

1.2. TUÉS ET BLESSÉS

Blessures	Membres d'équipage technique	Membres d'équipage commercial	Passagers	Autres personnes	Total
Mortelles	2	6	152	0	160
Graves	0	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0	0
Total	2	6	152	0	160

Tableau 1.

1.3. DOMMAGES A L'AERONEF :

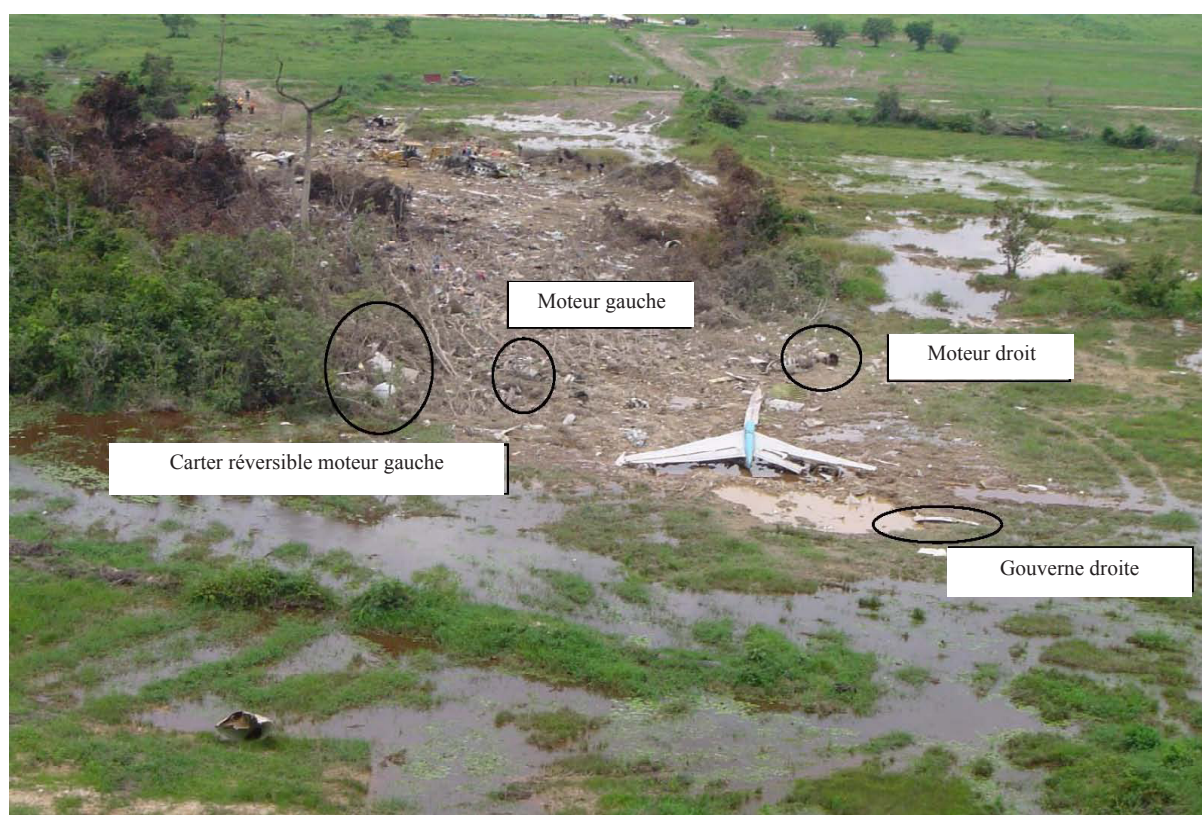


Fig. 1 : L'aéronef a été totalement détruit lors de l'impact, sauf le stabilisateur horizontal qui est resté presque intact.



1.4. AUTRES DOMMAGES :

Destruction de la végétation et des arbres dans la zone de l'impact, pollution du chenal qui traverse la propriété sur environ 57 750 mètres carrés.

1.5. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL :

Les renseignements sur l'équipage de conduite ont été fournis par la compagnie West Caribbean Airways S.A. et par l'Aviation Civile Colombienne.

1.5.1. Pilote aux commandes (Commandant de bord) :

SEXE :	masculin.
AGE :	40 ans.
NATIONALITE :	colombien.
LICENCE :	Pilote Transport de Ligne (N° PTL-2072), délivrée le 22 novembre 2002.
CERTIFICAT MEDICAL :	valable jusqu'au 25 janvier 2006.
RESTRICTIONS MEDICALES :	usage de lentilles correctrices.
ANTECEDENTS MEDICAUX :	antécédants médicaux depuis 1990 avec diagnostic de dislipidémie mixte et d'hypertriglicéridémie à répétition ; lipomes multiples sous-dermiques. Sans antécédents préalables enregistrés au cours des dernières 72 heures avant l'accident.
HABILITATIONS :	commandant de bord de DC-9-82 depuis le 17 novembre 2004.
HEURES TOTALES DE VOL EN EQUIPAGE :	422:19 heures totales en tant que commandant de bord de DC-9-82 et
HEURES TOTALES DE VOL :	5 942,07 heures totales en tant que pilote professionnel, avec une expérience cumulée de 14 ans.
DERNIERE EVALUATION SUR SIMULATEUR :	entraînement et contrôle sur simulateur pour l'aéronef DC-9-82 réalisés le 24 juin 2005 avec des résultats satisfaisants.



Expérience professionnelle :

Il a obtenu la licence de Pilote commercial (N° PCA 5671) le 1^{er} mars 1991. Entre 1993 et 1998, il a travaillé pour la compagnie Intercontinental de Aviacion S.A. où il a cumulé 2 539 heures en tant que copilote sur DC-9-15 et a suivi tous les entraînements semestriels demandés par la compagnie. Ci-dessous un résumé de son expérience de vol :

Résumé de l'Expérience de Vol en tant que membre d'équipage sur DC-9

Equipage de conduite DC-9-15/30 (copilote) :

Total heures en tant que copilote :	2 539:00 du 24 décembre 1993 au 29 mai 1998
Equipage de conduite <i>DC-9-30</i> .	
Total heures en tant que copilote :	1 367:28 du 5 juin 1998 au 31 mai 2001
Equipage de conduite <i>DC-9</i> .	
(séries non spécifiées).	
Total heures en tant que copilote :	314:19 du 1 ^{er} juin 2001 au 31 janvier 2002
Equipage de conduite <i>DC-9</i> .	
Total heures en tant que copilote :	134:27 du 31 mai 2002 au 13 novembre 2002
Entraînement en ligne.	
Total heures en tant que copilote	4 354:74 heures.

Equipage de conduite DC-9/81/82 (commandant de bord)

Total heures en tant que pilote :	706:28 du 22 novembre 2002 au 6 mars 2004
Equipage de conduite <i>DC-9</i> .	
Total heures en tant que pilote :	28:00 du 17 octobre 2004 au 31 octobre 2004
Différences Equipage DC-9/81/82	
Equipage de conduite <i>DC-9/81/82</i> .	
Total heures en tant que pilote :	394:19 du 17 novembre 2004 au 16 août 2005
Total heures en tant que pilote :	1 128:47 heures.



Observations :

- Le pilote a 1 128.47 heures en tant que commandant de bord dont 706.28 heures en tant que commandant de bord de DC-9 et 422.19 heures en tant que commandant de bord de MD-82.
- Le pilote a suivi un entraînement continu en équipage, moins de 2 mois avant l'accident.
- Au cours des 90 derniers jours avant l'accident, les heures de vol sur type étaient d'environ 56 heures.
- Au cours des 90 derniers jours, on observe une faible fréquence de vol sur MD-82.

1.5.2. Copilote (Premier officier) :

SEXE : masculin.

AGE : 21 ans.

NATIONALITE : colombien.

LICENCE : Pilote Commercial Avion (N° PCA-8092), délivrée le 31 janvier 2003.

CERTIFICAT MEDICAL : valable jusqu'au 7 janvier 2007.

RESTRICTIONS MEDICALES : aucune.

ANTECEDENTS MEDICAUX : antécédents médicaux depuis 1990, avec antécédents d'hypermétropie légère et de surpoids reporté en novembre 2003. Dernier contrôle médical réalisé le 5 juillet 2005. Pas d'antécédents préalables enregistrés au cours des 72 dernières heures avant l'accident.

HABILITATIONS : copilote de LET-410 UVP-E, DC-9 et DC-9-82, depuis le 25 mars 2004.

HEURES TOTALES DE VOL EN EQUIPAGE : 862,1 heures totales en tant que copilote sur DC-9-82.

HEURES TOTALES DE VOL : 1.341,3 heures totales en tant que copilote.

DERNIERE EVALUATION SUR SIMULATEUR : entraînement et contrôle en simulateur sur DC-9-82 réalisés le 22 juillet 2005 avec des résultats satisfaisants.



Expérience professionnelle :

Il a obtenu son diplôme de Pilote commercial le 14 décembre 2002. En mars 2003, il commence à travailler pour la compagnie West Caribbean Airways S.A. ; en juillet de la même année, il obtient l'habilitation en tant que copilote de l'aéronef bimoteur LET-410UVP-E, puis entre le 13 février et le 4 mars, il effectue son expérience opérationnelle en tant que copilote de l'aéronef DC-9-81/82 et effectue tous les entraînements semestriels demandés par la compagnie.

Résumé de l'Expérience de Vol du Copilote sur DC-9

Equipage de vol DC-9/81/82 (copilote) :

Equipage de vol <i>DC-9-81/82</i> .	
Total heures en tant que copilote	40:27 du 13 février 2004 au 4 mars 2004
Contrôle en route.	
Equipage de vol <i>DC-9-81/82</i> .	
Total heures en tant que copilote	821:83 du 13 février 2004 au 16 août 2005
Total heures en tant que copilote	862:10 heures.

Observations :

- Le copilote a suivi un entraînement continu en ligne, effectué 2 mois avant l'accident.
- Au cours des quatre-vingt-dix (90) derniers jours avant l'accident, les heures effectuées sur type par le copilote étaient d'environ 155 heures.
- Le copilote a enregistré 40 heures de simulateur dans une période allant du 22 janvier 2004 au 4 février 2004.



1.5.3. Mécanicien navigant :

SEXE :	masculin.
AGE :	44 ans.
NATIONALITE :	colombien.
LICENCE(S)/HABILITATIONS :	Technicien Ligne d'Avions (N° TLA-1073) provisoire. Date de délivrance : 18 mai 2000. Date d'expiration : 18 août 2000. Moteurs à réactions de plus de 5 000 livres. Technicien Avions (N° TAV-3856). Date de délivrance : 11 février 1994/ DC-9 Technicien moteurs (N° TPM-4965). Date de délivrance : 5 novembre 1993. Moteurs à réactions de plus de 5 000 livres.
CERTIFICAT MEDICAL :	aucun.
RESTRICTIONS MEDICALES :	aucune.
ANTECEDENTS MEDICAUX :	non enregistré.
DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE :	non enregistré.



1.5.4. Personnel navigant commercial :

1.5.4.1. Personnel navigant commercial N° 1 (chef de cabine).

SEXE : masculin.

AGE : 28 ans.

NATIONALITE : colombien.

LICENCE : auxiliaire de Services à Bord (N° ASA-5317). Date de délivrance : 27 décembre 2002.

HABILITATIONS : DC-9-80/F-50/DASH-8/ATR-42.

CERTIFICAT MEDICAL : date de délivrance : 15 mars 2005. Date d'expiration : 12 novembre 2006.

RESTRICTIONS MEDICALES : aucune.

ANTECEDENTS MEDICAUX : antécédents médicaux depuis le 12 novembre 2002, avec antécédents de septorhinoplastie. Sans antécédents préalables enregistrés au cours des dernières 72 heures avant l'accident.

DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE : entraînement au sol. Formation de remise à niveau sur ATR-42 et DC-9. Février 2005. Résultats satisfaisants.



1.5.4.2. Personnel navigant commercial N° 2:

SEXE : masculin.

AGE : 26 ans.

NATIONALITE : colombien.

LICENCE : Auxiliaire de Services à Bord (N° ASA-5629). Date de délivrance : 28 juillet 2004. Date d'expiration : 28 octobre 2004/12 mars 2005.

HABILITATIONS : DC-9/ATR-42.

CERTIFICAT MEDICAL : valable jusqu'au 4 février 2006.

RESTRICTIONS MEDICALES : aucune.

ANTECEDENTS MEDICAUX : antécédents médicaux depuis mai 2003, sans antécédents pathologiques.

DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE : entraînement au sol. Formation de remise à niveau sur ATR-42 et DC-9. Sans date de délivrance. Résultats satisfaisants.



1.5.4.3. Personnel navigant commercial N° 3:

SEXE : masculin.

AGE : 25 ans.

NATIONALITE : colombien.

LICENCE : Auxiliaire de Services à Bord (N° ASA-5616). Date de délivrance : 1^{er} juillet 2004. Date d'expiration : 2 juin 2005.

HABILITATIONS : ATR-42/DC-9.

CERTIFICAT MEDICAL : valable jusqu'au 2 juin 2006.

RESTRICTIONS MEDICALES : usage de lentilles correctrices.

ANTECEDENTS MEDICAUX : antécédents médicaux depuis juin 2004, sans antécédents pathologiques.

DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE : entraînement au sol. Mai 2005. Résultats satisfaisants.



1.5.4.4. **Personnel navigant commercial N° 4:**

SEXE : féminin.

AGE : 20 ans.

NATIONALITE : colombienne.

LICENCE : auxiliaire de Services à Bord (N° ASA-5488). Date de délivrance : 8 janvier 2004.

CERTIFICAT MEDICAL : date de délivrance : 7 octobre 2003. Date d'expiration : 7 octobre 2005.

RESTRICTIONS MEDICALES : aucune.

ANTECEDENTS MEDICAUX : antécédents médicaux depuis septembre 2003, sans antécédents pathologiques.

HABILITATIONS : DC-9-80/ATR-42.

DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE : entraînement au sol. Février 2005. Résultats satisfaisants.



1.5.5. Agent technique d'exploitation :

Se trouvait également à bord un (1) technicien en opérations aéroportuaires (Agent technique d'exploitation).

SEXE : masculin.

AGE : 27 ans.

NATIONALITE : colombien.

LICENCE : agent technique d'exploitation en Avions (N° DPA-2272). Date de délivrance : 26 novembre 1999. Date d'expiration : 18 août 2005.

HABILITATIONS : LET-410/ATR-42/DC-9.

CERTIFICAT MEDICAL : aucun.

RESTRICTIONS MEDICALES : aucune.

ANTECEDENTS MEDICAUX : non enregistré.

DERNIERE FORMATION CONTINUE REALISEE :

Remise à niveau sur ATR-42.
28 août 2004.

Formation continue annuelle sur LET-410 UVP-E.
21 août 2004.

Entraînement initial de type ADDITIONNEL DC-9-81-82.
17 avril 2004.

1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF :

L'aéronef a été construit par McDonnell Douglas (MD-82) en avril 1986 sur commande de Continental Airlines INC, numéro de série 49484, son premier vol ayant eu lieu le 10 décembre 1986. Cette année-là, il a été intégré à la flotte de Continental avec l'immatriculation N72824.



Fig. 2 : Aéronef MD-82 de la Compagnie West Caribbean

DATE	EVENEMENT	EXPLOITANT	PROPRIETAIRE
04.11.1986	Livraison	Continental Airlines	Continental Airlines
04.11.1986	Vente et location	Continental Airlines	Pacific Harbor Capital Inc.
04.05.2001	Fin de la location	Continental Airlines	Pacific Harbor Capital Inc.
10.01.2001	Parcage	Continental Airlines	Pacific Harbor Capital Inc.
23.09.2004	Vol de transfert vers un nouveau lieu de parcage	Continental Airlines	Pacific Harbor Capital Inc.
10.01.2005	Vente	MK Aviation S.A.	MK Aviation S.A.
10.01.2005	Location	West Caribbean Airways	MK Aviation S.A.
16.08.2005	Accident	West Caribbean Airways	MK Aviation S.A.

Tableau 2. Compagnies exploitantes qui ont utilisé l'aéronef depuis sa construction.



1.6.1. Caractéristiques de l'aéronef :

Marque :	Mc Donnell Douglas
Modèle :	DC9-82 (MD-82)
N° de série :	49484.
Immatriculation :	HK-4374X (Voir note 1)
Certificat d'immatriculation : Expiration :	N° R000966 / 21.08.2005
Capacité passagers et équipage :	157 (équipage compris)
Année de construction :	1986
Certificat d'aéronavigabilité :	N° 12918
Expiration :	21.08.2005
Propriétaire :	MK Aviation S.A. (Voir note 2)
Exploitant :	West Caribbean Airways S.A.
Masse à vide en ordre d'exploitation (OEW) :	83.632 livres
Masse maximale au roulage (MTW) :	150.500 livres
Masse maximale au décollage (MTOW) :	149.500 livres
Masse maximale à l'atterrissage (MLW) :	130.000 livres
Masse maximale sans carburant (MZFW) :	122.000 livres
Temps total de l'aéronef :	49.494,12 heures. (jusqu'au 14.08.05)
Cycles totaux de l'aéronef :	24.312 cycles. (jusqu'au 14.08.05)
Dernière inspection de maintenance :	17 juillet 2005 – FIAA.
Dernier service de maintenance :	27 juillet 2005 – SUC «1A ».

Note 1 : la lettre X indique que le certificat de navigabilité est provisoire. Voir à l'annexe #1 le certificat provisoire.

Note 2 : MK Aviation est le nom du propriétaire selon la lettre d'accord ou le contrat de location. Voir annexe numéro #2.



Ci-dessous vous trouverez une présentation succincte de certains systèmes de l'aéronef pertinents pour l'analyse de l'accident.

Système de protection contre le givre et la pluie ou « Anti-Ice » :

Le système de protection contre le givre de l'aéronef utilise de l'air chaud provenant des moteurs et dans certaines parties des résistances électriques comme dispositifs anti-givre, anti-buée ; il a des fonctions d'antigivrage. Le système comporte également des dispositifs anti-pluie et un système de désembuage de pare-brise à fonctionnement électrique.

L'air chaud provenant des moteurs est utilisé pour le système d'antigivrage des bords d'attaque des « slats » des ailes, du conduit d'arrivée d'air pour le système d'air conditionné et du stabilisateur horizontal. Un système distinct et contrôlé de manière indépendante d'antigivrage pour le bord d'attaque des sections d'arrivée d'air des moteurs, pour le carénage protecteur de la caisse d'accessoires avant du moteur et les bords d'attaque des ailettes guide d'arrivée au compresseur. Le système comporte également un système de transfert qui permet à l'air chaud d'être fourni par l'un des moteurs ou les deux.

Le système de résistances électriques fournit de la chaleur et remplit les fonctions d'antigivrage et d'anti-buée des trois (3) pare-brise des fenêtres supérieures et du poste de pilotage. Ce système fournit également la chaleur nécessaire pour que les pare-brise maintiennent leur résistance aux impacts avec les oiseaux, car ils s'affaiblissent avec les températures basses. Ce système est utilisé dans les tubes pitot, ports statiques, sondes d'incidence et le capteur de température externe.

Le système d'antigivrage des ailes et les bords d'attaque du stabilisateur horizontal sont activés par l'interrupteur « AIRFOIL » initiant un cycle automatique de 15 minutes pour les ailes et 2.5 minutes pour le stabilisateur horizontal. Le système d'antigivrage des moteurs est activé par des interrupteurs « ENG » indépendants du système d'antigivrage des ailes et du stabilisateur horizontal. Il existe un interrupteur pour chaque moteur L et R, c'est-à-dire (L) gauche et (R) droit.

MD-80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ICE AND RAIN PROTECTION – Component Location

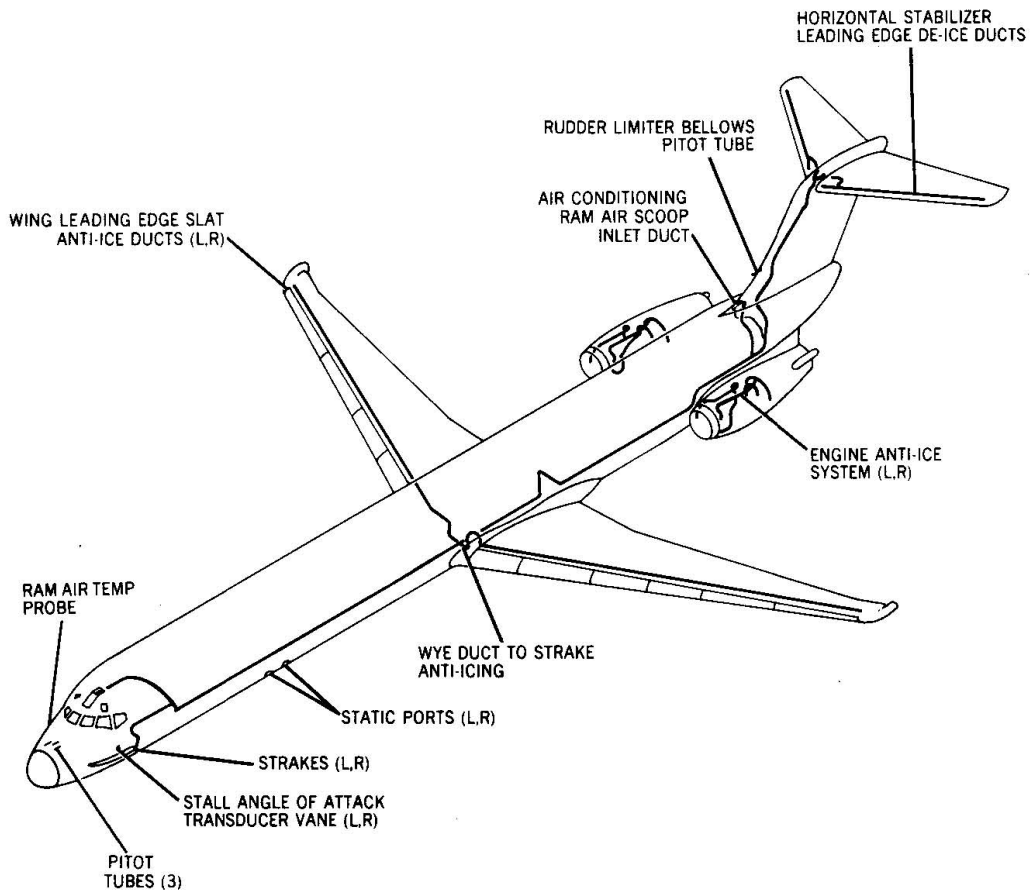
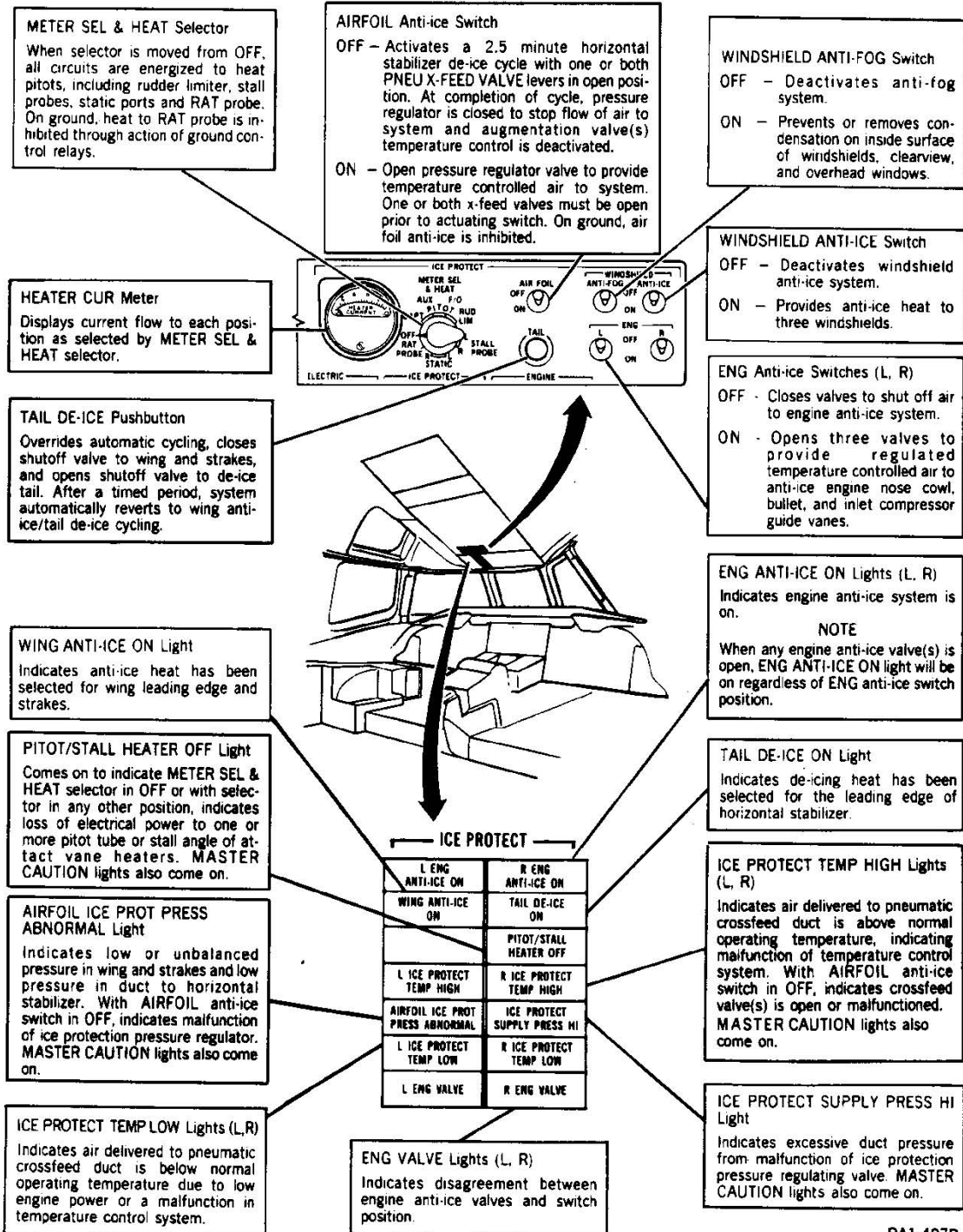


Fig. 3 : Localisation des composants du système de protection contre le givre et la pluie.

DC-9 Super 80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ICE AND RAIN PROTECTION - Controls and Indicators



RA1-407D

Fig. 4 : Panneau de contrôle du système de protection contre le givre et la pluie.



Automanette (ATS) :

L'automanette contrôle automatiquement les positions des leviers ou commandes de poussée pour maintenir la vitesse ou la poussée des moteurs comme demandé, conformément au mode opérationnel sélectionné et à la configuration de l'aéronef. Le système ATS contrôlera les manettes selon les manœuvres suivantes : décollage, montée, holding ou maintien de la vitesse, approche, « flare » (arrondi) et du « Go around ». Le système ATS est activé en basculant l'interrupteur du système de OFF vers AUTO THROT. Cet interrupteur est situé sur le panneau de contrôle de commandes de vol dans le cockpit. Le solénoïde de l'interrupteur ne restera pas en position AUTO THROT tant que les enclenchements secondaires « interlocks » des manettes ne remplissent pas les exigences pour l'activation du système.

Le mode de décollage du système ATS fournira un contrôle automatique de poussée pendant la rotation, le décollage et la montée. Toutefois, avec le Directeur de Vol en mode Décollage, l'ATS ne s'activera pas à moins que le calculateur de poussée ou TCI n'ait été placé en mode TO ou TO FLX. En outre, le mode décollage de l'ATS peut être activé en sélectionnant TO ou TO FLX dans le calculateur de poussée, en appuyant sur l'interrupteur de décollage sur les leviers de poussée et en sélectionnant l'interrupteur sur le panneau de contrôle de vol. Lorsque l'interrupteur d'ATS a été actionné, le système d'ATS bascule les manettes jusqu'à la limite d'EPR sélectionnée dans le calculateur de poussée. Si l'aéronef a accéléré jusqu'à 60 nœuds (KIAS), l'ATS se positionne en mode CLAMP. La puissance est déplacée du servo moteur de l'ATS pour prévenir le mouvement des auto-accélérateurs pendant la rotation et le décollage et l'acronyme CLAMP s'allume sur le bandeau du système de commande de vol FMA.

DC-9 Super 80 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

AUTOMATIC FLIGHT - Controls and Indicators Autothrottle

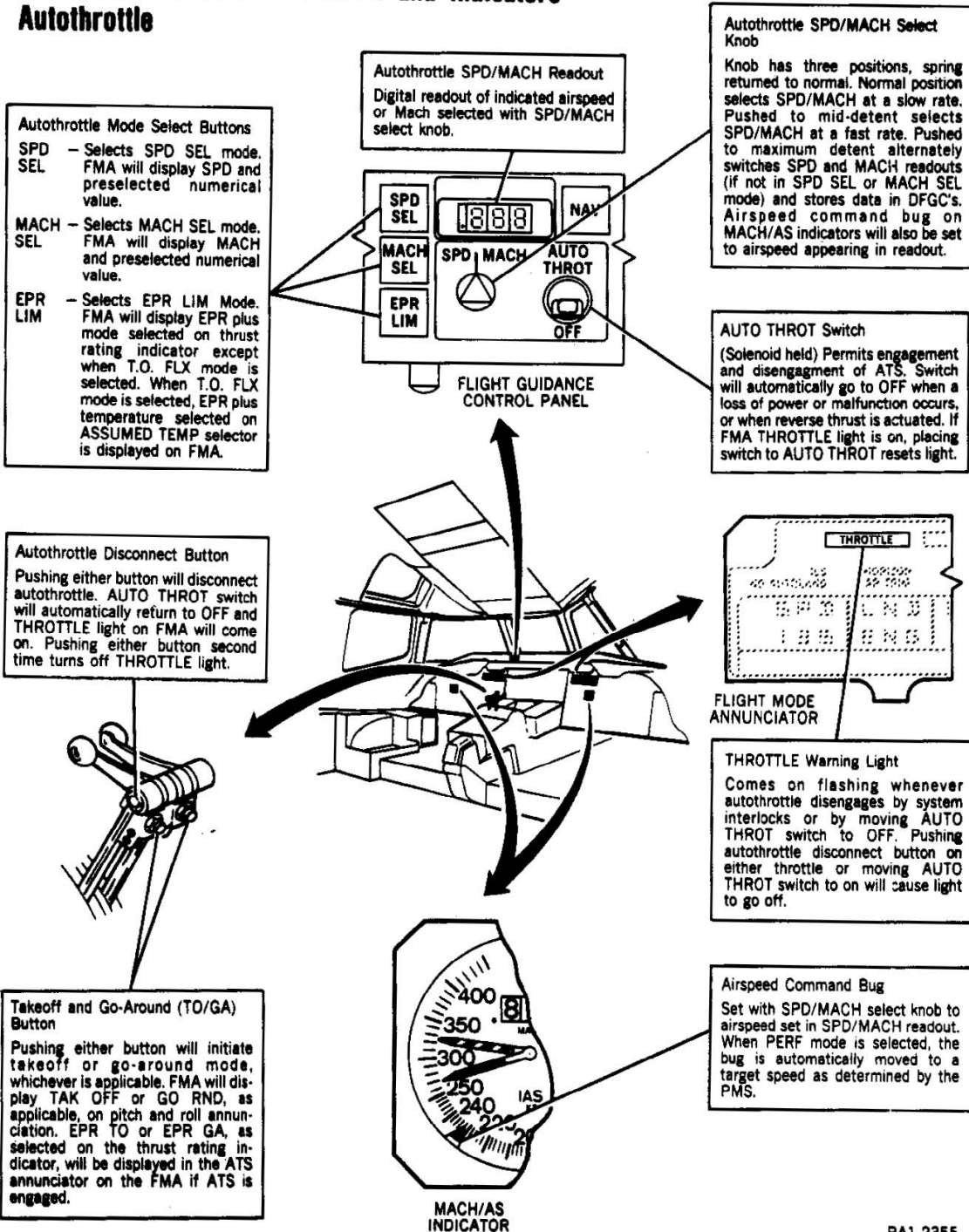


Fig. 5 : Affichages et commandes du système d'automanette



Contrôle de Vitesse du système ATS

Les fonctions d'automanette/contrôle de la vitesse sont disponibles tant pour les opérations de décollage que d'atterrissage. Les capteurs aérodynamiques, les transducteurs des surfaces de l'aéronef, les calculateurs centraux de données de vol ou CADCs et autres sources alimentent les calculateurs de commande de vol numériques ou DFGCs pour le traitement du contrôle de la vitesse. Les calculateurs de commande de vol numériques alimentent les commandes de roulis de contrôle de vitesse au directeur de vol ou FD, le pilote automatique et l'écran de l'indicateur « Fast/Slow ». Le panneau du calculateur de commande de vol numérique contient les affichages nécessaires pour la sélection de la vitesse SPD/MACH et le mode d'opération de l'automanette.

Les fonctions du contrôle de vitesse fournissent deux modes de vitesse couplés (décollage et go around). Ces modes sont disponibles uniquement quand le directeur de vol ou le pilote automatique sont enclenchés. Quatre modes opérationnels d'accélération peuvent être sélectionnés sur le panneau de contrôle de commande de vol; ils disposent eux-mêmes de sous-modes. Les modes de base sont : PERF (PMS), indicated airspeed select (SPD SEL), Mach select (MACH SEL) et EPR limit. L'indicateur de rapport de poussée est utilisé pour sélectionner une poussée déterminée pour le mode EPR limit. Les sous-modes de la sélection de poussée ou EPR qui peuvent être sélectionnés sont : décollage ou Takeoff (TO), décollage flex (TO FLX), « go around » (GA), poussée maximale continue (MCT), montée (CL) et croisière (CR).

Système de protection contre le décrochage ou STALL :

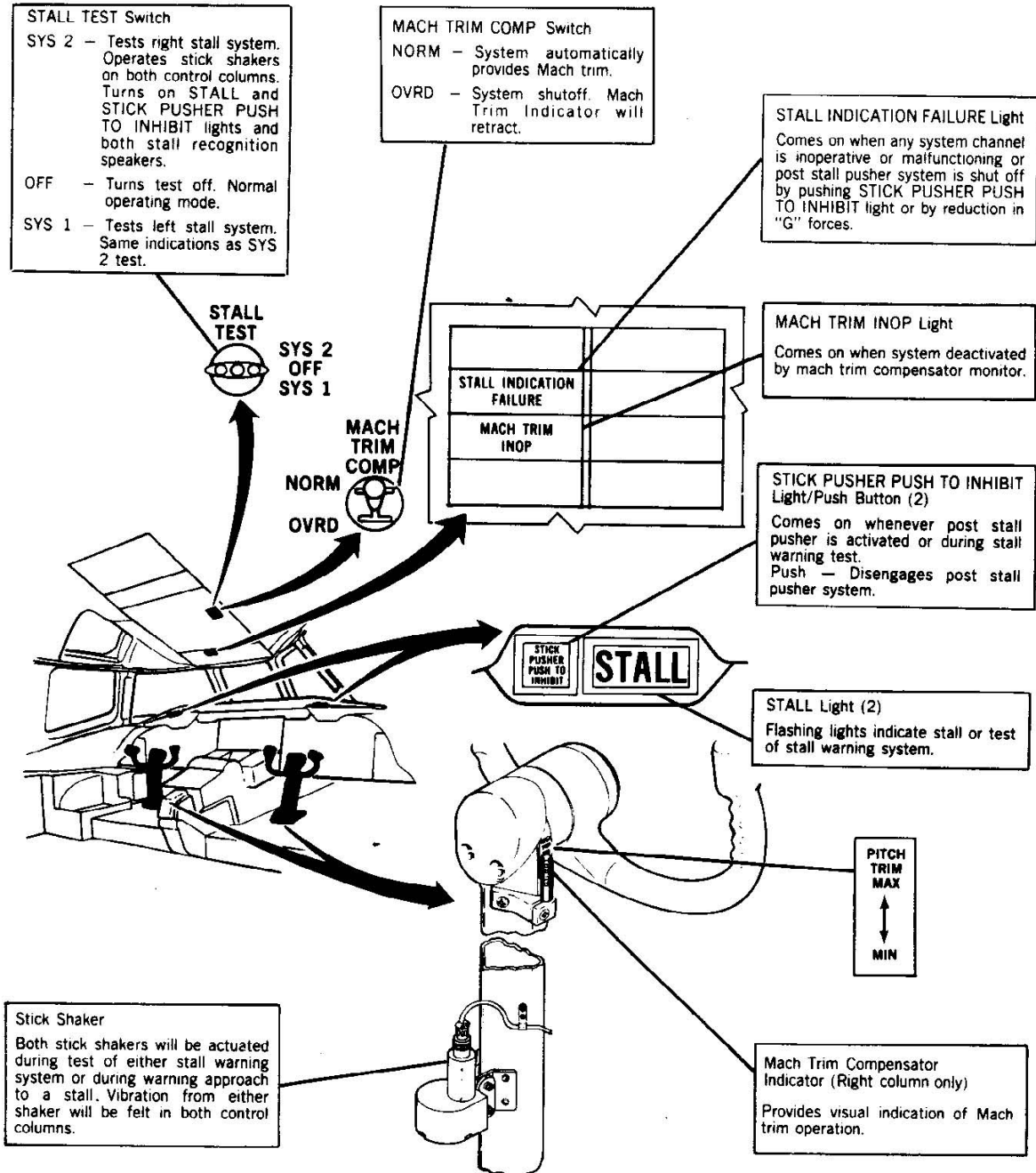
L'aéronef DC-9-82 utilise deux calculateurs pour le système d'alerte de reconnaissance et protection contre le décrochage (stall) qui peuvent détecter l'imminence d'un décrochage et déclencher le système. Le système contrôle l'incidence, le taux de variation de l'incidence et la configuration de l'aéronef pour fournir plusieurs alertes aux pilotes. Lorsque l'aéronef se trouve en configuration de décollage, par exemple, si les flaps (ailettes de portance ou hypersustentatrices de bord de fuite) et les slats (ailettes hypersustentatrices de bord d'attaque) sont déployés dans les positions sélectionnées, le système anticipera un possible décrochage et activera le système d'autoslat (la partie automatique du système d'alerte) de la position médiane à la position entièrement déployée. Si la condition de décrochage persiste ou se représente, le système de STICK SHAKER (vibreux de la colonne de contrôle de vol) s'activera pour mettre l'équipage en alerte et empêcher cet état de décrochage. Cette alerte a au moins 4 % de marge de vitesse au-dessus de 1G comme vitesse de décrochage. A mesure que l'angle de décrochage augmente jusqu'au quasi décrochage complet, le système complémentaire de reconnaissance de décrochage ou SSRS allumera le témoin de STALL à droite et à gauche sur le panneau d'instrument cockpit, activera une série d'alarmes sonores et activera l'alarme sonore STALL. Cela annonce que l'angle de décrochage a été atteint et qu'il n'y a plus de marge de sécurité. Si cet état se prolonge plus de 6 secondes ou que l'angle augmente de plus de 3 degrés, le système de post-décrochage ou PSRS qui pousse le manche (STICK PUSHER) vers l'avant, plaçant l'aéronef en position nez vers le bas, est activé. Si les slats sont rentrés, le système d'autoslat et le système PSRS sont désactivés.

MD-80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

FLIGHT CONTROLS - Controls and Indicators

Mach Trim and Stall Warning



RA1-2242B

Fig.6 : Affichages et commandes du système avertisseur de décrochage



Système central d'alarmes sonores ou CAWS :

L'aéronef MD-82 possède un système central d'alarmes sonores qui génère différentes alarmes sonores pour l'équipage comme : klaxons, note continue, sonnerie et sons de cloche y compris voix générée électroniquement qui dit quelques mots en cas de danger potentiel, configurations d'insécurité ou mauvais fonctionnement des systèmes. Chaque message vocal est précédé d'un ton d'alerte associé. Le message vocal est intercalé avec un ton à intervalles d'une seconde. La voix identifie la configuration erronée ou le dysfonctionnement pendant la durée de l'alarme. Le CAWS contient 12 alarmes définies.

Bulletin d'opérations de vol MD-80-02-02A :

Le 6 août 2002, le service des opérations de vol de la société Boeing, constructeur de l'aéronef MD-80, a émis un Bulletin d'information à tous les opérateurs actifs d'aéronefs MD-80 dont la compagnie West Caribbean Airways S.A. Il concernait la « **Description des Modes du Pilote Automatique de l'Aéronef MD-80** », qui sera expliqué ci-après.

Boeing a émis ce bulletin suite à un incident sur un aéronef MD-80 series. Cet incident s'est produit après que cet aéronef n'ait pas pu maintenir la vitesse de croisière alors qu'il se trouvait à l'altitude de croisière. Pendant une durée de cinq (5) à sept (7) minutes, la vitesse a diminué jusqu'à un point où le système de STICK SHAKER (vibreux de la colonne de contrôle de vol) s'est activé et l'alarme visuelle « STALL » s'est allumée. Pendant la période de perte de vitesse, le pilote automatique a maintenu la vitesse de croisière sélectionnée. Ce bulletin visait à examiner les caractéristiques du système de pilote automatique de l'aéronef MD-80 qui a été impliqué dans cet incident.



Le système de pilote automatique et d'automanette du MD-80 fonctionne sur deux modes de base, « Vitesse contrôlée par la poussée » ou Speed on Thrust (SOT) et « Vitesse contrôlée par l'assiette longitudinale » ou Speed on Pitch (SOP). Lorsqu'on sélectionne le mode SOT, la gouverne de profondeur est utilisée pour contrôler un mode de vol vertical « ALTITUDE HOLD » ou « VERT SPEED » alors que l'automanette ajuste la puissance pour maintenir la vitesse sélectionnée. En mode SOP, la gouverne de profondeur est utilisée pour maintenir la vitesse sélectionnée alors que l'automanette est normalement au minimum ou à la limite de poussée et reste constante.

En mode SOT, les pilotes doivent surveiller la vitesse sélectionnée pour assurer que la poussée disponible est suffisante pour contrôler la vitesse. Par exemple, si on sélectionne une vitesse verticale trop élevée en descente, l'aéronef ira en survitesse alors que la poussée est au minimum. De même, si la vitesse verticale est très élevée en montée, l'aéronef pourra désaccélérer à un point où il pourrait atteindre le décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte. La poussée disponible pourrait être insuffisante pour maintenir la vitesse sélectionnée même avec une poussée qui a atteint la limite maximale.

Toutefois, le pilote automatique commandera la gouverne de profondeur pour maintenir la vitesse verticale tandis que la vitesse chute. La situation est encore plus difficile à percevoir quand on sélectionne « ALTITUDE HOLD ». Si la poussée nécessaire au maintien du niveau de vol est supérieure à la poussée disponible, l'aéronef pourra désaccélérer jusqu'à atteindre le décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte. En mode SOT, le contrôle de la gouverne de profondeur par le pilote automatique n'essaiera pas de maintenir la vitesse.

En « ALTITUDE HOLD », une diminution de la vitesse pourrait survenir pendant les opérations à, ou près de l'altitude maximale de croisière pour les conditions existantes. Si l'aéronef est plus lourd que ce qu'indique le devis de masse, l'aéronef pourrait être trop lourd pour l'altitude sélectionnée et la poussée requise pourrait être plus importante que celle disponible, ce qui signifierait une perte subite de vitesse. En conclusion, dans certaines conditions, la vitesse pourrait décroître jusqu'à atteindre le décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte, les changements environnementaux significatifs pourraient également créer des situations où la poussée disponible sera insuffisante pour maintenir la vitesse à un niveau de vol déterminé.

En revanche, en mode SOP, l'automanette ne fournira aucun contrôle de vitesse. La vitesse se maintiendra avec une attitude à cabrer. Toutefois, si le pilote vole manuellement sous ce mode, il faudra faire très attention en utilisant le directeur de vol et il y aura des variations de vitesse significatives.

1.6.2. Caractéristiques des moteurs:

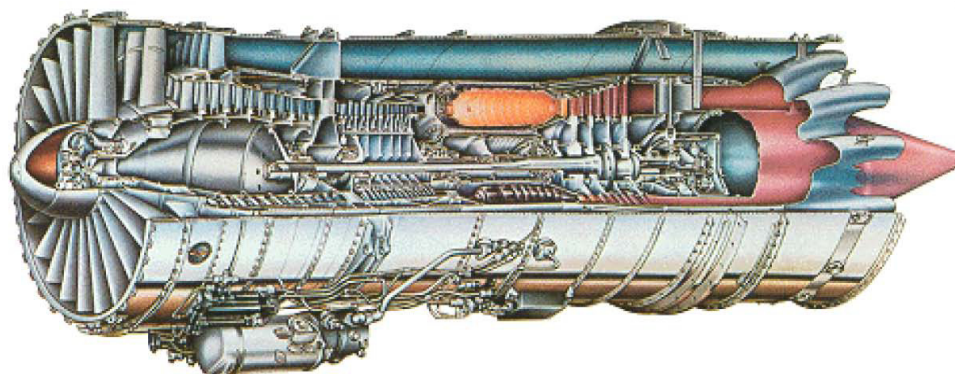


Fig. 7 : Coupe transversale du moteur JT8D

	Moteur N° 1	Moteur N° 2
Constructeur	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney
Modèle.	JT8D-217A	JT8D-217A
N° de série.	P708600	P717378
Temps total.	43.896,26*	46.457,08*
Cycles totaux.	22.977*	23.606*
Temps depuis la dernière visite à l'atelier.	4.552,26*	9.546,08*
Cycles depuis la dernière visite à l'atelier.	3.657*	5.778*
Dernière révision.	Réalisée le 14 mars 2000.	

*Caractéristiques actualisées au 14 août 2005.

Tableau 3. Caractéristiques des moteurs



1.6.3. Type de carburant utilisé :

TYPE : JP-1 ou Jet A-1

1.6.4. Rendement (Performance) :

L'étude du rendement de l'aéronef (performance) reposera sur les points suivants :

- 1.6.4.1. Analyse des performances de l'aéronef avec différentes configurations de masse de décollage et analyse de l'évolution de la puissance des moteurs (EPR) ainsi que des modes ou configurations du système de l'automanette (ATS).
- 1.6.4.2. Etude de l'aéronef basée sur le rapport rendu par le Bureau d'enquête et d'ingénierie du NTSB (National Transportation Safety Board ou l'Agence Nationale de Sécurité des Transports des Etats-Unis / NTSB).
- 1.6.4.3. Etude du rendement de l'aéronef basée sur le rapport rendu par le bureau d'enquête et d'ingénierie du NTSB.

1.6.4.1. Analyse du rendement (performance) de l'aéronef avec différentes configurations de masse au décollage.

On prendra comme base le document du BEA (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses français) qui repose sur des tableaux de rendement du FCOM pour le DC-9-80 équipé de moteurs JT8D-219 (le rapport entre EPR et poussée est quasi identique entre les modèles de moteurs JT8D-219 et JT8D-217 qui était le modèle de moteur utilisé par l'aéronef HK4374X) et dont les caractéristiques sont détaillées ci-après. L'étude a été réalisée avec 4 masses de décollage différentes (145 000 livres, 148 023 livres, 150 000 livres et 155 000 livres) y compris celle indiquée dans le devis de masse et centrage : 148.023 livres. Le carburant a été calculé pour chaque phase de vol en tenant compte des points suivants : montée et croisière en régime économique, température ISA + 15°, activation des systèmes d'antigivrage « Airfoil » et « Engines ».

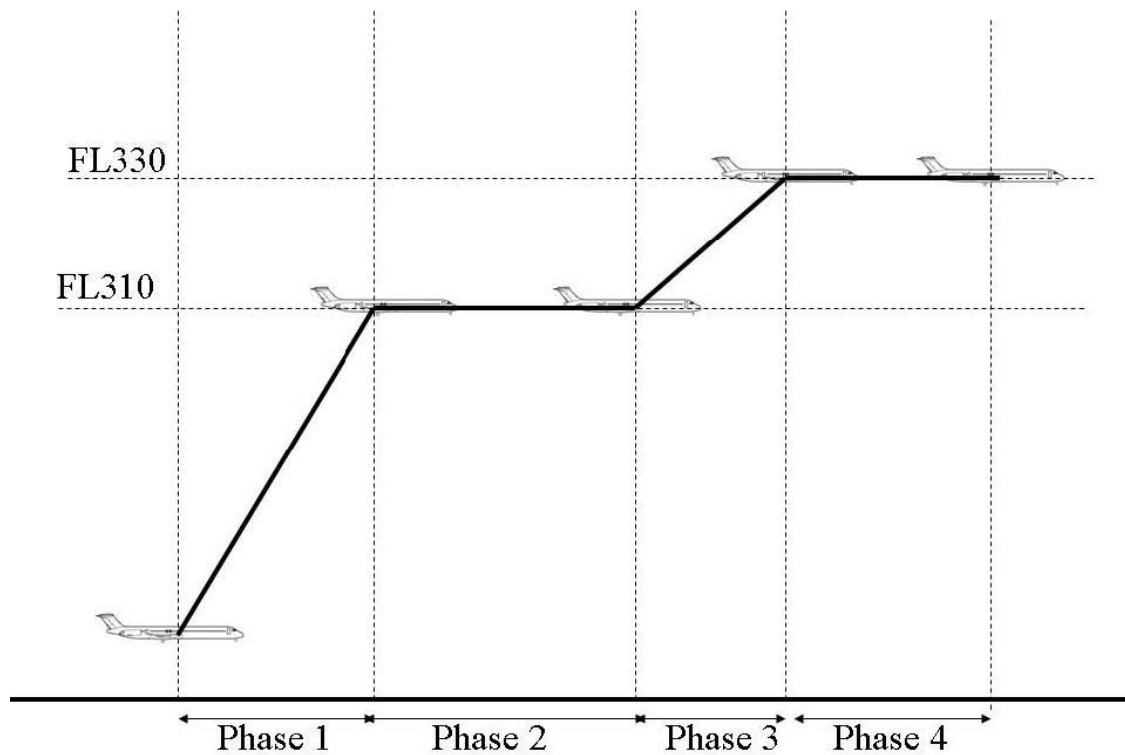


Fig. 8 : Représentation graphique des quatre phases de vol identifiées: Phase 1 : montée au niveau de vol 310 entre 05:58:56 et 06:26:00. Phase 2 : croisière au niveau de vol 310 entre 06:26:00 et 06:39:22. Phase 3 : montée du niveau de vol 310 au 330 entre 06:39:22 et 06:43:40. Phase 4 : croisière au niveau de vol 330 entre 06:43:40 et 06:57:02.

Méthodologie :

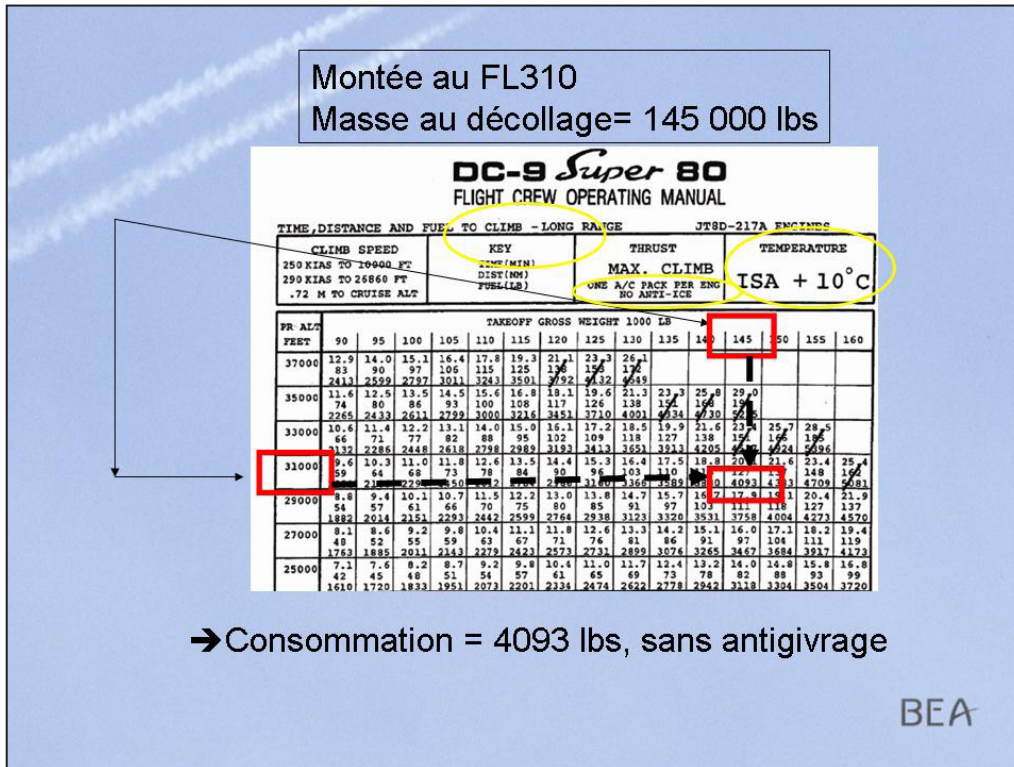


Fig. 9 : Quantité de carburant consommée sans antigivrage à ISA + 10°C

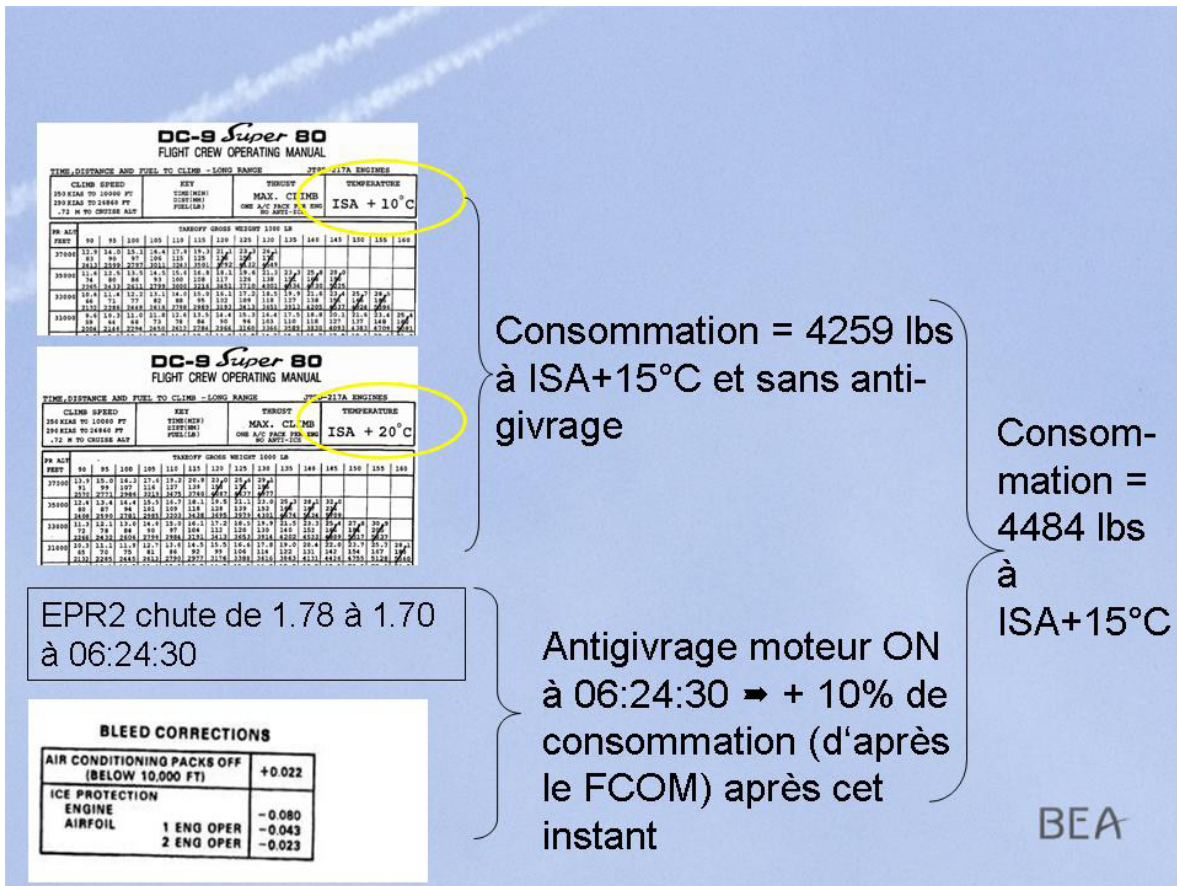


Fig. 10 : Quantité de carburant consommée à ISA + 15 °C

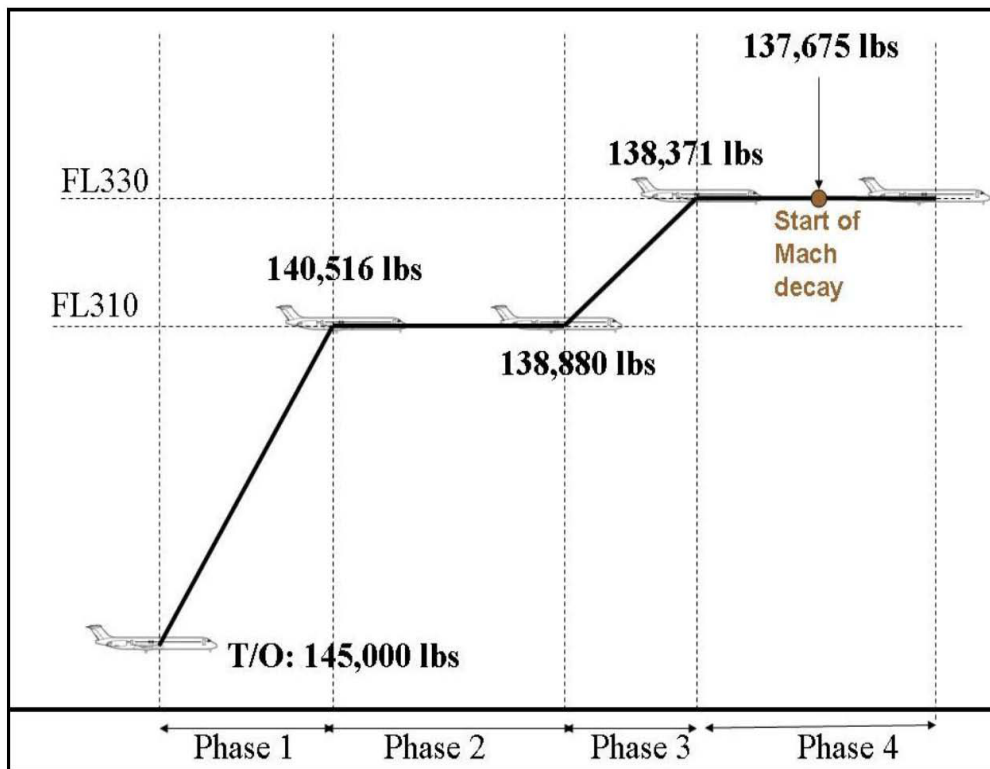


Fig. 11 : Résultats du plafond de propulsion avec 145 000 livres de masse au décollage. Sans Anti-ice 35 000 pieds, avec « Eng. Anti-ice » 33 000 pieds, avec « AIRFOIL » 32 500 pieds.

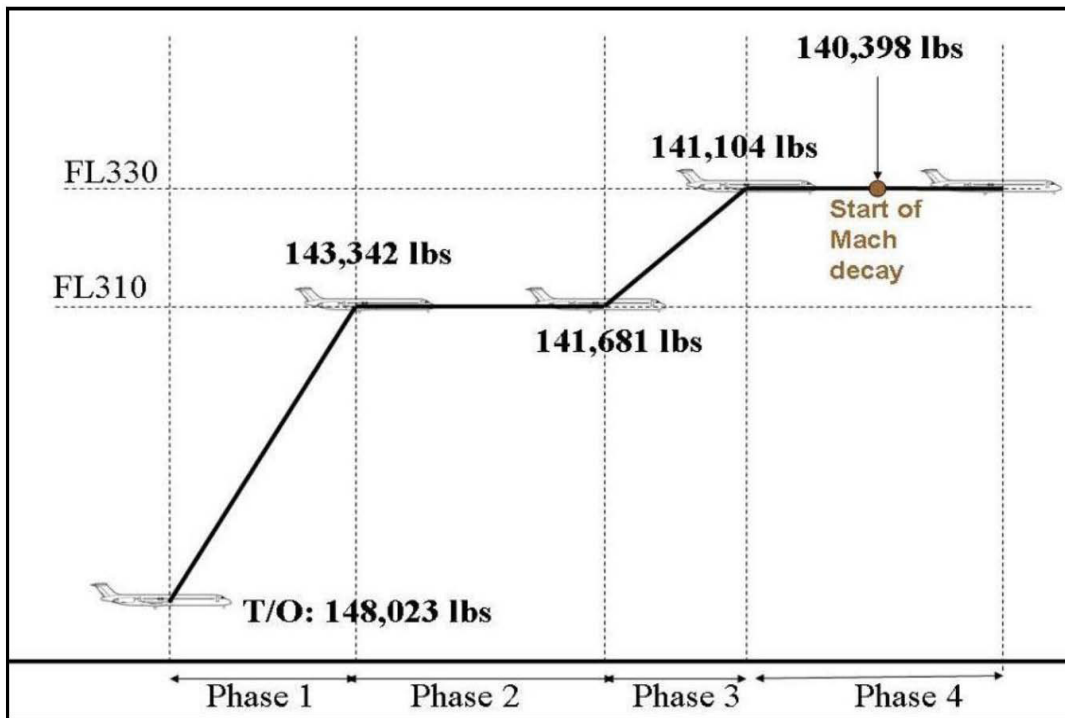


Fig. 12 : Résultats de l'étude avec 148 023 livres. Altitude maximale à 06:49:40 UTC. Avec antigivrage « OFF » 34 900 pieds. Antigivrage de moteurs « ON » 32 900 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « Eng » « ON » 31 900 pieds.

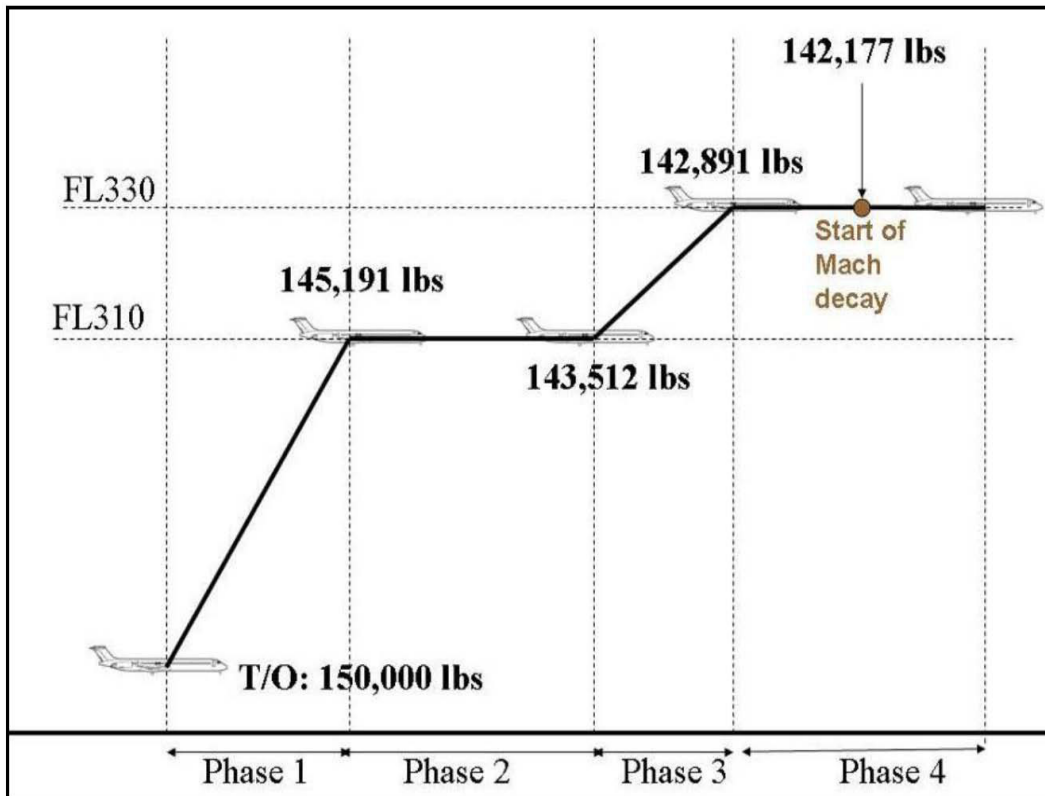


Fig. 13 : Résultat de l'étude avec masse au décollage de 150 000 livres. Altitude maximale à 06:49:40. Antigivrage « OFF » 34 600 pieds. Antigivrage de moteurs 32 600 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « ENG » 31 600 pieds.

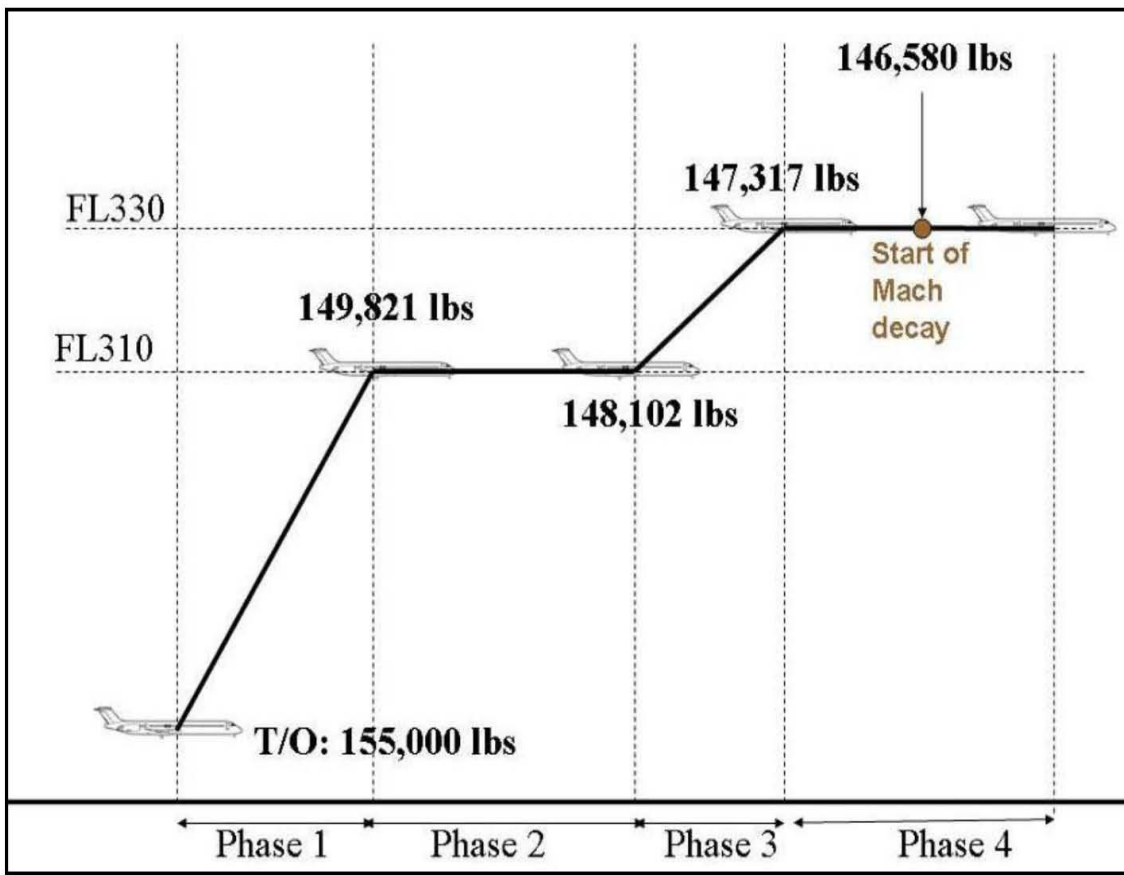


Fig. 14 : Résultat de l'étude avec masse au décollage de 155 000 livres de masse. Altitude maximale à 06:49:40. Antigivrage « OFF » 33 700 pieds. Antigivrage de moteurs 31 700 pieds. Antigivrage « AIRFOIL » + « ENG » 30 700 pieds.



Résultat de l'analyse de rendement de l'aéronef :

Avec tous les systèmes d'antigivrage en position « OFF », l'aéronef aurait pu maintenir le niveau de vol 330 (Altitudes maximales 33 000 pieds), y compris avec une masse maximale au décollage supérieure à 155 000 livres. Avec tous les systèmes d'antigivrage en position « ON », l'aéronef ne pouvait pas maintenir le niveau de vol 330, y compris avec une masse au décollage de 145 000 livres.

Analyse de l'évolution de la puissance des moteurs (EPR) et des modes ou configurations du système de puissance automatique (ATS).

Note : les études ont été réalisées sur la base des paramètres de l'EPR 2. On utilisera comme référence l'étude du FDR présentée par le NTSB ; il en ressort ce qui suit (voir aussi figures 15 et 16) (*) :

Point (de la figure 16)	N° de sous- cycle	Heure UTC	Commentaires
A	10270	06:42:02	<p>Pendant la phase de montée du FL310 au FL330, l'équipage a changé d'un mode autopilote « Vitesse contrôlée par l'assiette » ou SOP (Mach Hold) vers un mode « Vitesse contrôlée par la poussée » ou SOT (Vertical Speed). Ceci a été déduit des modes longitudinaux enregistrés sur le FDR (non représentés sur les graphes joints). Le mode de l'automanette change de EPR Limit (Climb) à Mach EPR Limited.</p> <p>L'affichage dans la fenêtre du mode de poussée du bandeau annonceur de modes (FMA) correspondant au mode Mach EPR Limited est « Mach ATL ». Ce FMA est situé sur le panneau d'instruments principal. « Mach ATL » est affiché lorsque le nombre de Mach de l'avion est inférieur au Mach sélectionné et l'automanette tente d'accélérer l'avion jusqu'au Mach sélectionné, mais que la poussée a atteint sa limitation courante.</p> <p>L'aéronef n'a pas pu maintenir le Mach sélectionné (en montée) avec la limitation courante d'EPR.</p> <p>Avant le changement de mode, la limitation d'EPR correspondait à la poussée de montée maximale (CL) avec la protection antigivrage des moteurs activée.</p>
B	10315	06:42:47	<p>Il semble que le système antigivrage des moteurs (EAI) ait été éteint (environ 45 secondes après le changement de mode), ce qui a entraîné la hausse observée d'EPR, jusqu'à CL sans antigivrage.</p>
C	10370	06:43:42	<p>Lorsqu'une altitude présélectionnée est atteinte, suite à une montée en mode Vertical Speed (SOT), l'automanette (ATS) devrait normalement rester en mode de maintien de vitesse ou de Mach. C'est le cas ici, mais puisque la poussée a déjà atteint sa limitation, l'automanette reste en mode Mach EPR Limited.</p> <p>Lors de la stabilisation au niveau de vol FL330, étant donné que la vitesse était inférieure au Mach sélectionné (environ 0.76, sélectionné par l'équipage), la poussée a été maintenue à CL jusqu'à ce que le Mach sélectionné soit atteint.</p>
D	10630	06:48:02	<p>L'automanette est repassée au mode Mach. Les manettes ont maintenu un EPR suffisant pour maintenir le Mach sélectionné en palier.</p> <p>A ce moment-là, la limitation de poussée est normalement manuellement changée en poussée maximale de croisière (CR) sur le panneau de contrôle RAT-TRI (RAT=Ram Air Temperature ; TRI : Thrust Rating Indicator)</p>
E	10660	06:48:32	<p>Ce passage de valeur d'EPR (1.82) en dessous de la valeur apparemment souhaitée entre 1.85 et 1.90 pendant quelques secondes n'est pas inhabituel pendant les changements de modes dans des conditions similaires.</p>
F	10670	06:48:42	<p>Au cours des 30 secondes suivantes, l'EPR augmente de nouveau vers 1.88, puis a été réduit à un niveau inférieur ou égale à CR (poussée maximale en croisière) avec le système d'antigivrage activé sur les deux moteurs et les ailes (EAI et AAI).</p> <p>Il est probable que le système d'antigivrage des moteurs et des ailes ait été activé environ à cet instant, ce qui justifierait les grandes fluctuations initiales d'EPR une fois que l'automanette est passée en mode Mach Hold.</p>



Point (de la figure 16)	N° de sous- cycle	Heure UTC	Commentaires
G	10720	06:49:32	<i>L'aéronef a maintenu le Mach sélectionné pendant environ 90 secondes avant que la vitesse commence à décroître.</i>
H	10735	06:49:47	<i>Le mode de l'automanette passe à Mach EPR Limited, ce qui laisse penser que la limitation courante d'EPR (au TRI) était insuffisante pour maintenir le Mach sélectionné. L'EPR semble contraint par la limitation correspondante à la poussée maximale en croisière (CR) avec les systèmes antigivrage activés (moteurs et ailes). La vitesse continue de diminuer.</i>
I	10870	06:52:02	<i>La limitation de poussée CR avec système antigivrage moteurs et ailes activé a légèrement augmenté car la vitesse a diminué. Ceci permet un léger supplément de poussée, mais celle-ci reste insuffisante pour pouvoir accélérer l'avion. Le Mach avait chuté à 0.70. <i>Puisque le mode Mach EPR Limited était toujours actif, les moteurs ne peuvent monter en puissance à cet instant sans des actions pilotes supplémentaires. Ces dernières ont pu être une combinaison de : 1) une action des manettes de poussée vers l'avant de la part du pilote, ou 2) une désactivation des systèmes d'antigivrage par le pilote (ce qui fournit un supplément de 0.115 d'EPR), ou 3) la sélection de la limitation de poussée CL au TRI (en laissant à priori toutes les protections antigivrage activées).</i></i>
J	10880	06:52:12	<i>Pendant la montée en puissance du moteur, il semble y avoir eu une hésitation des valeurs d'EPR entre la limitation CL avec antigivrage et une valeur supérieure à la limitation CR sans antigivrage. Cette hésitation n'est pas typique d'une montée en puissance d'une automanette directement vers la limitation CR sans antigivrage, suggérant donc qu'il y a dû y avoir une action de l'équipage à cet instant.</i>
K	10960	06:53:32	<i>On observe une diminution d'EPR vers un niveau correspondant à la limitation CL (avec antigivrage) et cette valeur d'EPR s'est maintenue alors que la vitesse air (et la température totale) continuaient de diminuer.</i>
L	11220	06:57:52	<i>L'aéronef a continué à ralentir avec une poussée contrainte à la limitation CL avec antigivrage, jusqu'à la chute de poussée des deux moteurs, qui est survenue alors que l'avion passait le niveau de vol FL320 en descente, avec une vitesse de 210 kt et un Mach de 0.6. <i>La poussée des moteurs ne semble pas passer au ralenti. Ils ont maintenu un EPR supérieur à l'EPR de ralenti, valant entre 1.0 et 1.2.</i></i>

Tableau 4. Analyse de l'évolution de la puissance des moteurs (EPR) et des modes ou configurations du système de l'automanette (ATS).

()La traduction du contenu du tableau 4 a été établie à partir de documents rédigés, à l'origine, en anglais.*

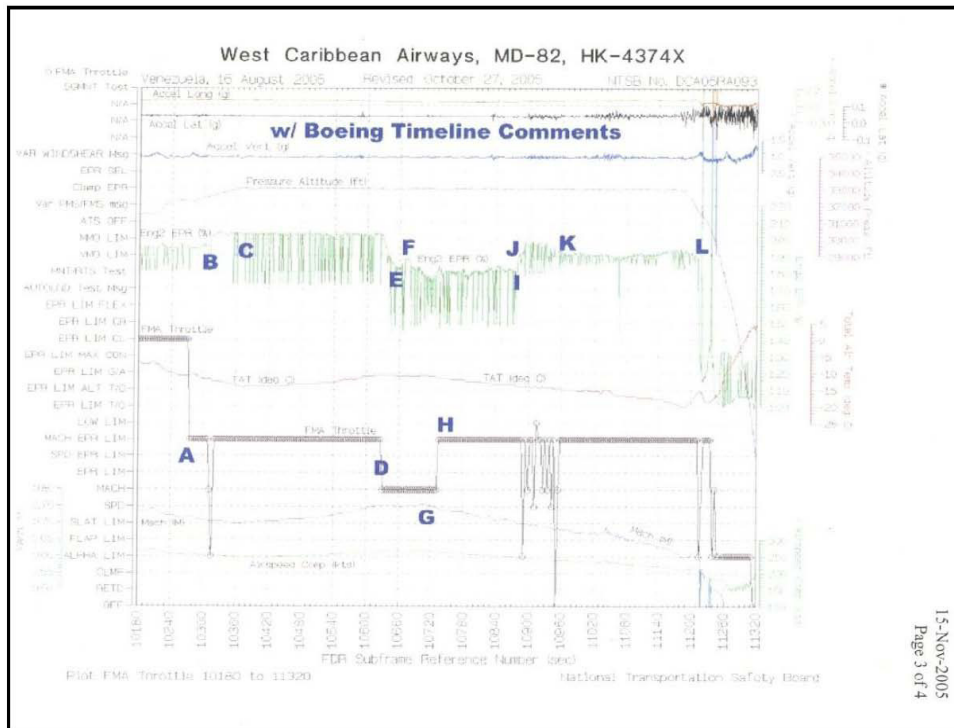


Fig. 15 : Analyse du comportement du FMA Throttle.

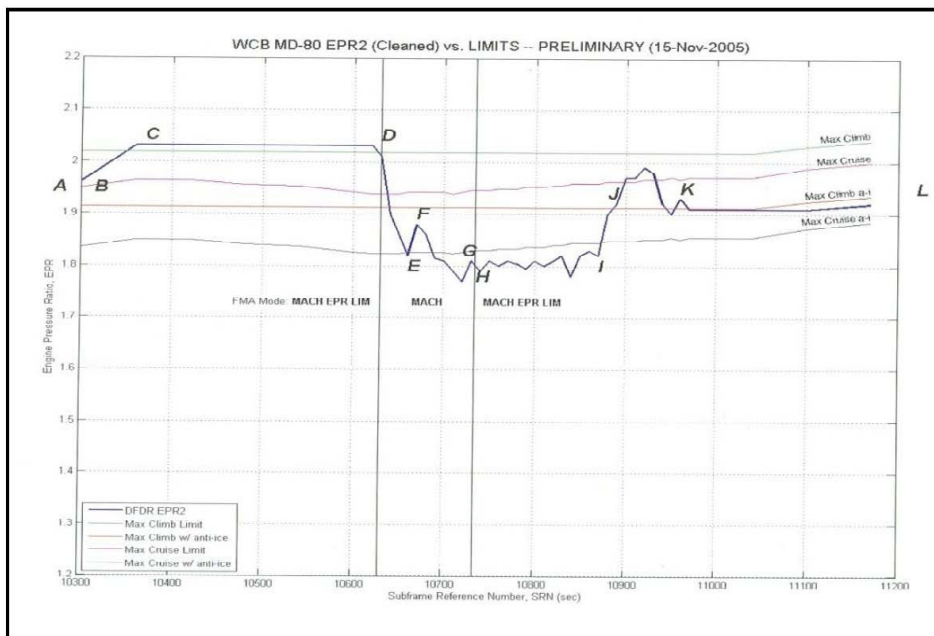


Fig. 16 : Analyse de l'évolution de la puissance EPR.

1.6.4.2. Etude des performances de l'aéronef sur la base du rapport publié par le bureau de recherche et d'ingénierie du NTSB (N° DCA05RA093 en date du 19 avril 2006).

Une simulation a été réalisée par le bureau de recherche et d'ingénierie du NTSB (National Transportation Safety Board ou Conseil National de la sécurité des transports des Etats-Unis). La simulation a été mise en œuvre sous la responsabilité d'ingénieurs du NTSB et d'ingénieurs de la société Boeing (fabricant de l'aéronef). Pour la simulation, les ingénieurs se sont appuyés sur les données disponibles de l'enregistreur des données de vol (FDR), l'enregistreur de conversations du poste de pilotage (CVR), les données du radar de Cerro Maco et les données du radar de Rio Hacha, tous deux situés en Colombie. Pour ce qui est des données sur l'aéronef, la société Boeing a fourni l'ensemble des données aérodynamiques ; en revanche, ce sont les données du manifeste de chargement préalable à la régulation du vol de l'aéronef au décollage de la ville de Panama qui ont été utilisées pour obtenir la masse de décollage.

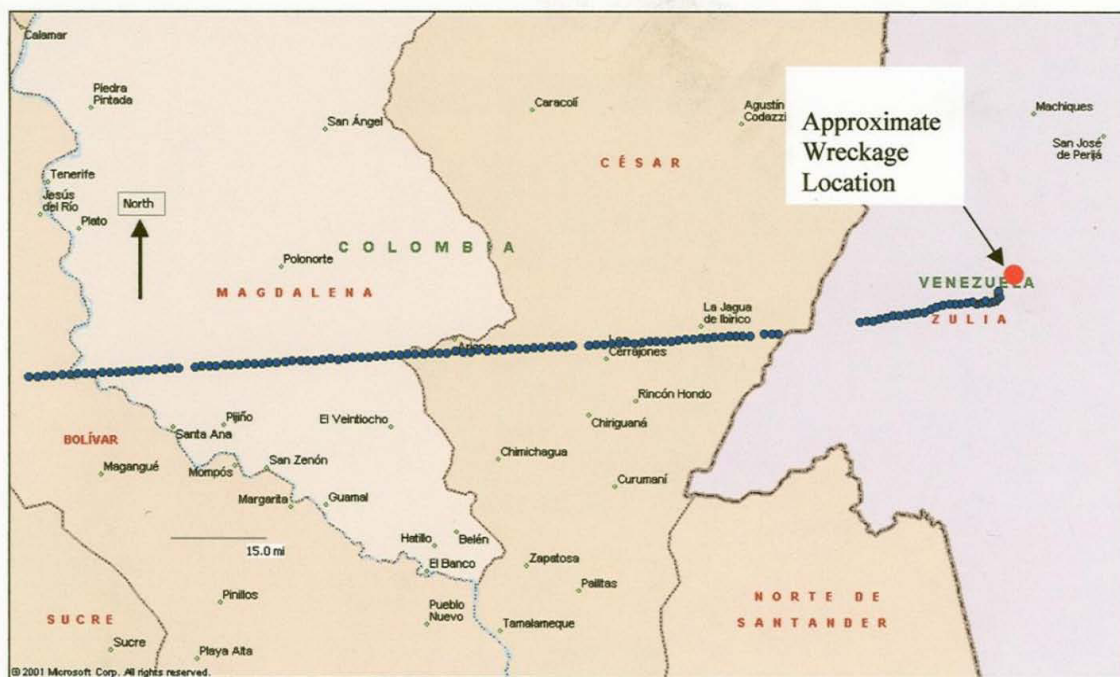


Figure 1. Adjusted Ground Track CEM Radar Data

Fig. 17 : Traces du radar de Cerro Maco (CEM).

Le rapport comprend une simulation de vol basée sur des calculs afin de récréer les mouvements et les données d'entrée qui ont été à l'origine de ces mouvements. Le FDR ne contenant pas certaines informations critiques, la simulation sert à obtenir ces données qui présentent un intérêt vital. Les résultats de la simulation sont comparés ultérieurement aux données disponibles du FDR pour validation.

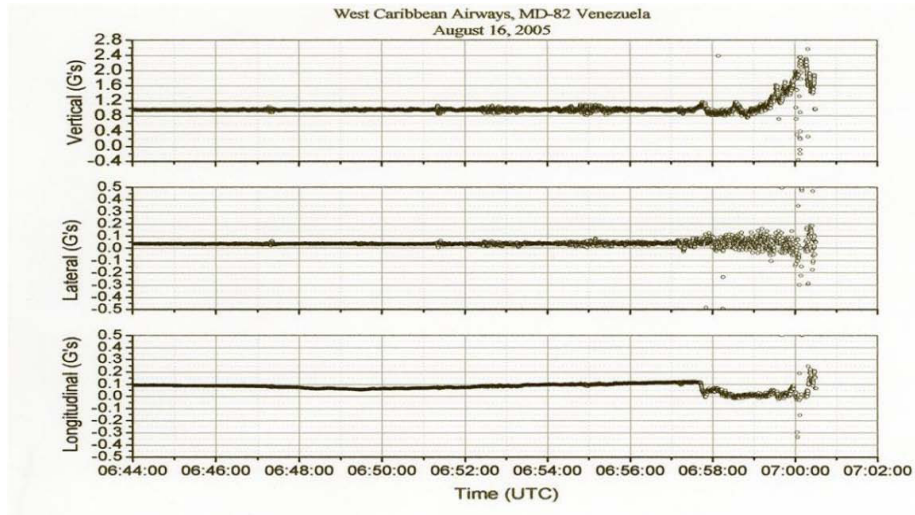


Fig. 18 : Graphiques représentant les accélérations longitudinale, latérale et verticale extraites du FDR.
(Données brutes non traitées)

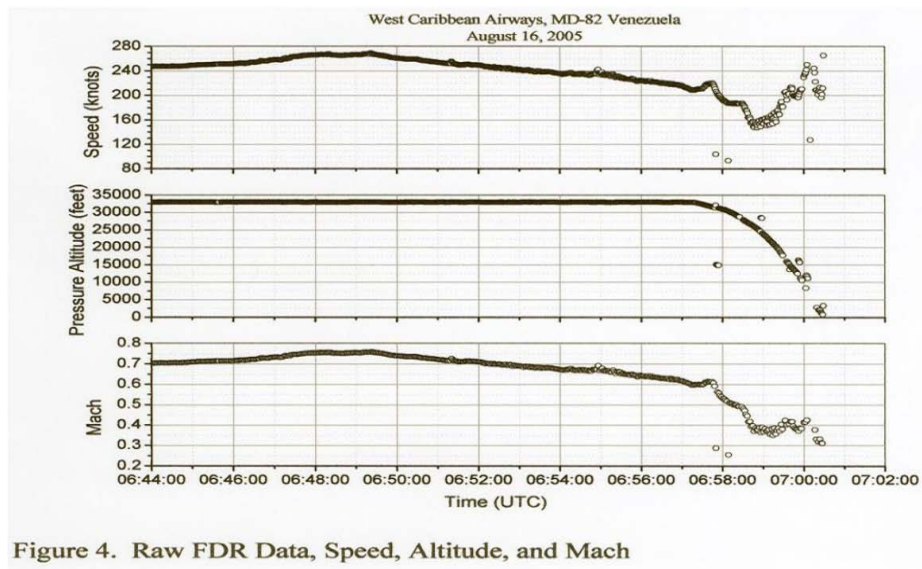


Figure 4. Raw FDR Data, Speed, Altitude, and Mach

Fig. 19 : Graphiques représentant la vitesse, l'altitude et le nombre de Mach extraits du FDR.
(Données brutes non traitées)



La qualité de la simulation dépend de la précision de la similitude entre données simulée et données du FDR, sachant que si les paramètres du FDR utilisés pour la comparaison sont douteux, cela nuira aux résultats de la simulation. Les informations relatives à l'aéronef tels que les données aérodynamiques, les moteurs, la géométrie de l'aéronef et la configuration, font partie des données requises pour pouvoir réaliser la simulation. Après cela, le simulateur pilote ou fait voler l'aéronef et calcule les mouvements appropriés de l'aéronef afin qu'ils coïncident avec ceux du FDR. La simulation se limite néanmoins aux régimes de vol de l'aéronef en exploitation normale et pour lesquels des informations validées sont disponibles. En conditions extrêmes de vol, comme dans le cas d'incidence élevée, et au-delà du décrochage, la simulation n'est plus valable.

Dans l'enquête sur cet accident, les paramètres critiques tels que l'assiette longitudinale, l'incidence, le roulis et l'EPR ne sont pas valables pour effectuer une étude du comportement de l'aéronef. Au vu des informations disponibles, le Comité de sécurité du NTSB a effectué la simulation en utilisant un logiciel de simulation permettant de déduire ces paramètres clé. La définition de ces paramètres a permis de mieux comprendre le comportement de l'aéronef lors de l'accident.

L'un des objectifs de l'étude des performances de l'aéronef par le NTSB a été de calculer l'assiette longitudinale de l'aéronef et l'incidence, étant donné que ces paramètres ne sont pas enregistrés et par conséquent, ne sont pas disponibles dans l'enregistrement des données du FDR. (Le paramètre de l'assiette longitudinale était invalide et l'incidence ne fait pas partie des paramètres enregistrés dans le FDR).

La simulation s'est déroulée en deux phases. La première phase a couvert la période de croisière (à 06:44) jusqu'à ce que l'aéronef atteigne le buffeting avant l'angle de décrochage. Les enregistrements des données relatives à l'altitude, à la vitesse et à la compensation en tangage (pitch trim) obtenus à partir du FDR ont été utilisés conjointement au cap obtenu à partir de la trace du radar, qui a servi de valeur initiale pour cette première phase de la simulation. La simulation a consisté à réaliser les ajustements nécessaires de la valeur d'EPR de manière à ce que les profils d'altitude et de vitesse coïncident avec les enregistrements du FDR. En revanche, la zone située juste avant que l'incidence atteigne l'angle de buffeting de 6,4° n'était pas valable d'un point de vue aérodynamique et ne coïncidait pas avec les performances de l'aéronef, du fait des fluctuations extrêmes de l'assiette longitudinale. La compréhension de cette zone s'est avérée critique, car elle permettait de connaître les caractéristiques de décrochage du vol. Ainsi, une méthode différente a-t-elle été utilisée pour la seconde phase de simulation, afin d'avoir plus de visibilité de la zone au-delà du buffeting.



Cette seconde phase de la simulation a consisté à ajuster la valeur de position de la gouverne de profondeur comme il se doit pour obtenir une vitesse verticale simulée équivalente à la vitesse verticale enregistrée dans le FDR. Cette seconde phase a couvert une durée comprise entre 06:55:50 et le moment du « Stick Shaker » (vibreux de manche destiné à avertir de la situation de décrochage) entendu dans l'enregistrement phonique du poste de pilotage à 06:57:45.

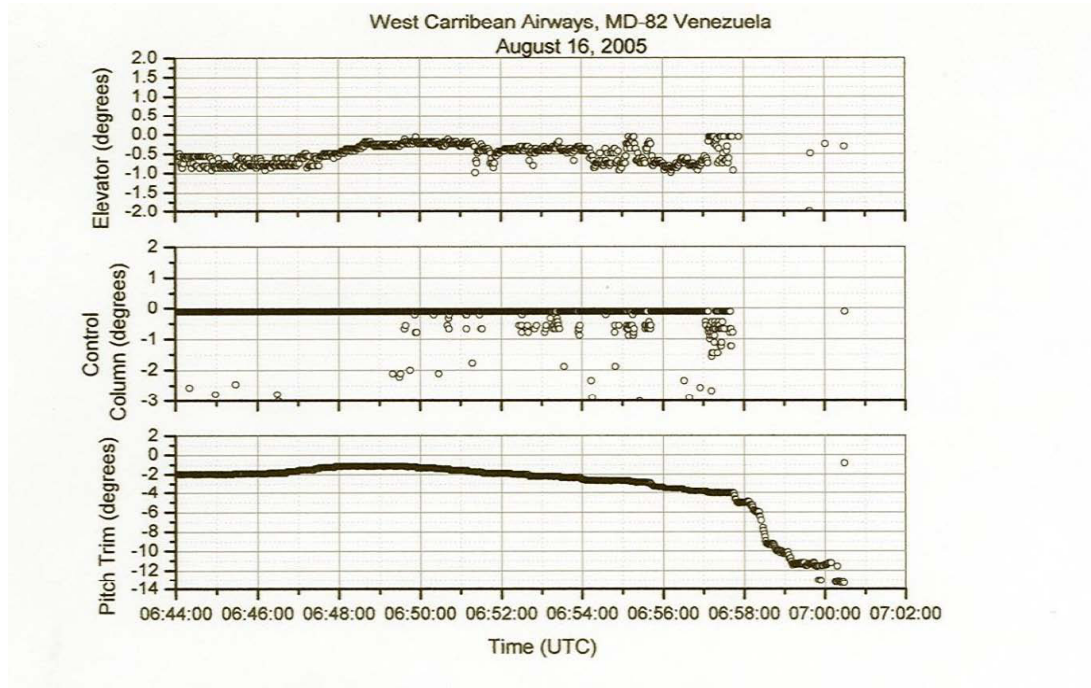


Fig. 20 : Données extraites du FDR ou enregistreur de données de vol.

En outre, à la demande du NTSB, Boeing a réalisé une simulation afin de déterminer les niveaux de puissance requis pour les conditions de vol correspondantes.

Cette étude s'est appuyée sur les informations disponibles pour calculer l'assiette longitudinale de l'aéronef, l'incidence et le comportement des moteurs depuis le moment où l'aéronef était au niveau de croisière à 33 000 pieds, jusqu'au moment où le dispositif de vibration ou le vibreur de manche (stick shaker) s'est activé et était audible sur le CVR. Parmi les aspects intéressants que présente cet accident, deux paramètres ont été retenus : le vol à proximité de la zone de décrochage et la puissance requise pour un vol de croisière à l'altitude indiquée. Le tracé des différents paramètres tels que l'altitude, la vitesse, l'accélération et l'incidence permet d'illustrer les résultats obtenus. (Fig.18 et 19)

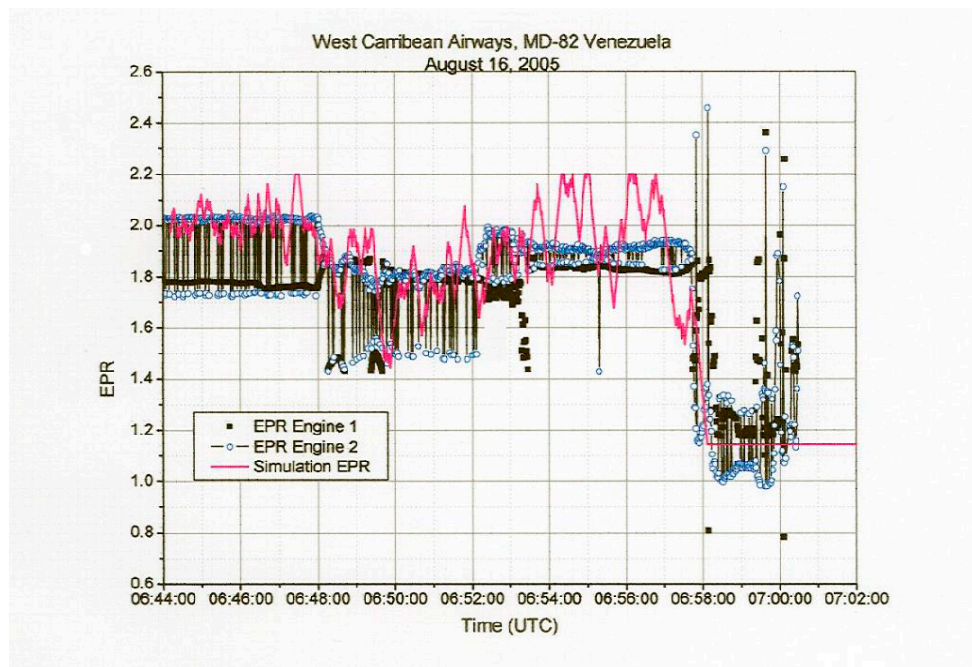


Fig. 21 : Paramètres d'EPR.

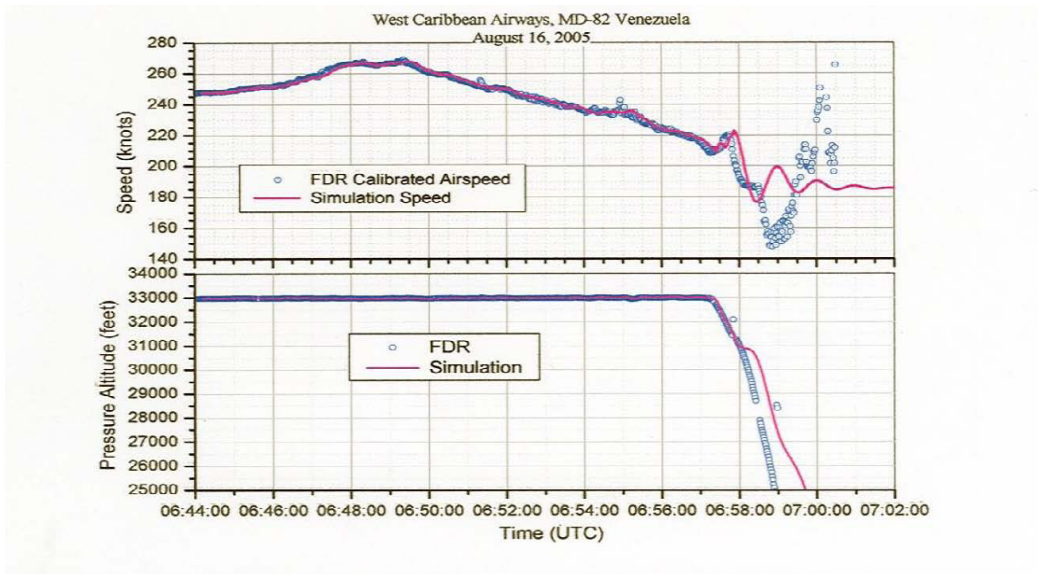


Fig. 22 : Paramètres d'altitude et de vitesse.

Sur les graphiques des figures 21 et 22, les lignes bleues représentent les données réelles obtenues à partir du FDR et les lignes rouges les données obtenues à partir de la simulation réalisée par Boeing. En conclusion, les données du FDR ont permis de connaître le vol au niveau de croisière à 33 000 pieds avec le pilote automatique, jusqu'à ce que la puissance soit réduite par l'automanette (ATS) à environ 06:48 UTC. Près de 83 secondes plus tard, la vitesse de 270 nœuds a commencé à diminuer et 37 secondes plus tard, le compensateur du stabilisateur a commencé à augmenter à partir de 1 degré à cabrer. A 06:52:24 UTC, la puissance ou EPR des moteurs est passée à près de 1,97 pendant environ 44 secondes et ensuite elle est redescendue à 1,92, mais la vitesse a continué à diminuer et le compensateur de la gouverne de profondeur a continué à évoluer à cabrer. A 06:57:10 UTC, le pilote automatique était déconnecté et l'aéronef a commencé à descendre vers 31 000 pieds. Les données d'altitude ont montré que l'aéronef a continué à descendre, en passant par l'altitude sélectionnée et à environ 06:57:45 UTC, la vitesse a diminué jusqu'à près de 208 nœuds, le compensateur de la gouverne de profondeur avait atteint environ 3,5 degrés. L'aéronef a continué à perdre de l'altitude jusqu'à son impact au sol.

L'étude a révélé que la puissance a diminué à 06:48:00 UTC, et approximativement 80 secondes après, l'aéronef était incapable de maintenir une vitesse ni une altitude suffisantes pour le niveau de puissance sélectionné.

En conséquence, la vitesse a commencé à diminuer tout en maintenant l'altitude avec l'augmentation du tangage, à cabrer. Etant donné que l'aéronef a décéléré tout en maintenant son altitude, la puissance nécessaire pour maintenir la vitesse ne cessait d'augmenter et le nez de l'aéronef continuait à remonter, jusqu'à ce qu'il atteigne l'incidence de décrochage.

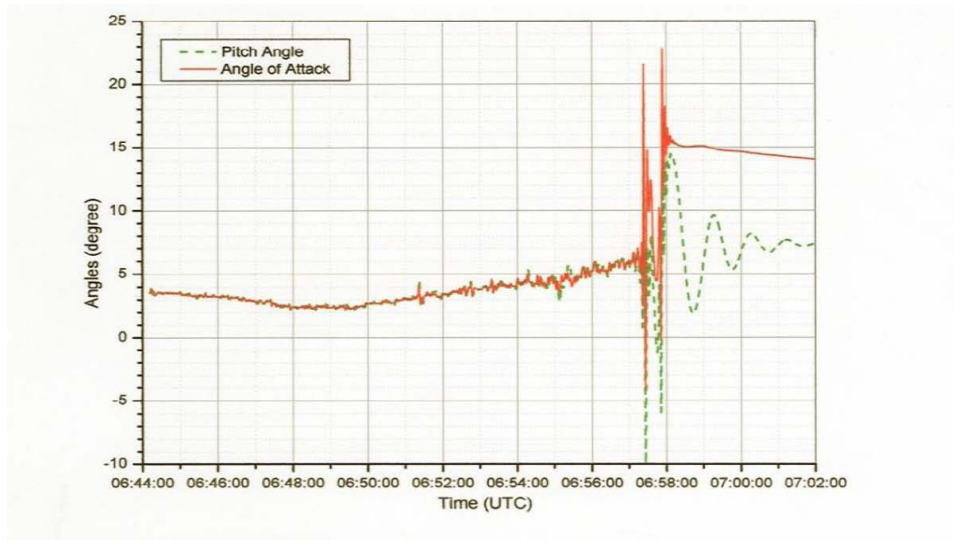


Fig. 23 : Graphique représentant l'incidence.

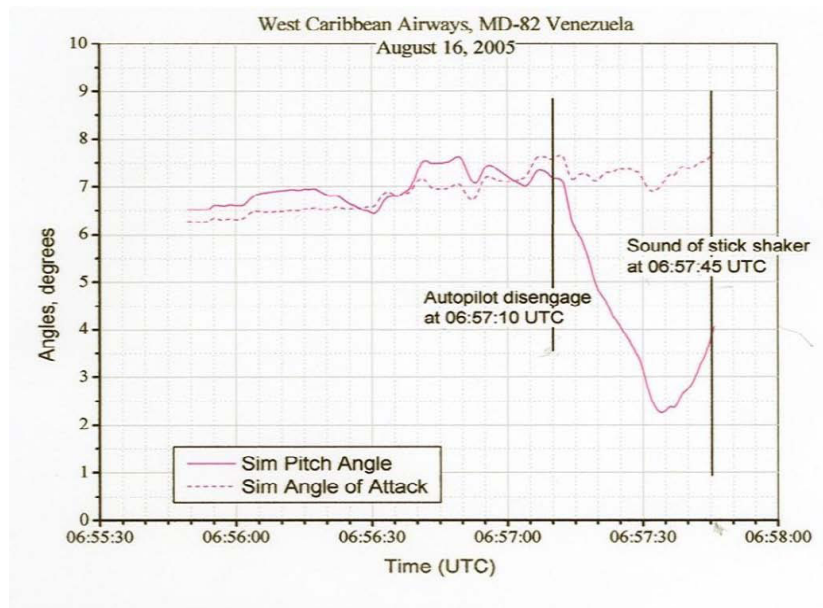


Fig. 24 : Graphiques représentant l'incidence et l'assiette longitudinale.

Conformément aux graphiques des figures 23 et 24, les données aérodynamiques pertinentes pour l'étude du comportement ont été obtenues auprès du fabricant de l'aéronef, Boeing. Le manifeste de chargement indiquait que la masse au décollage était de 148 000 livres. Pour l'ensemble des calculs, une masse de 142 000 livres a été utilisée, pour un centre de gravité à 14 %. Tout porte à croire que la masse de l'aéronef était supérieure à 142 000 livres. Des calculs supplémentaires à 148 000 livres ont également été effectués afin de prévenir toute imprécision dans la masse de l'aéronef. Les « flaps » et les « slats » étaient repliés dans tous les calculs.

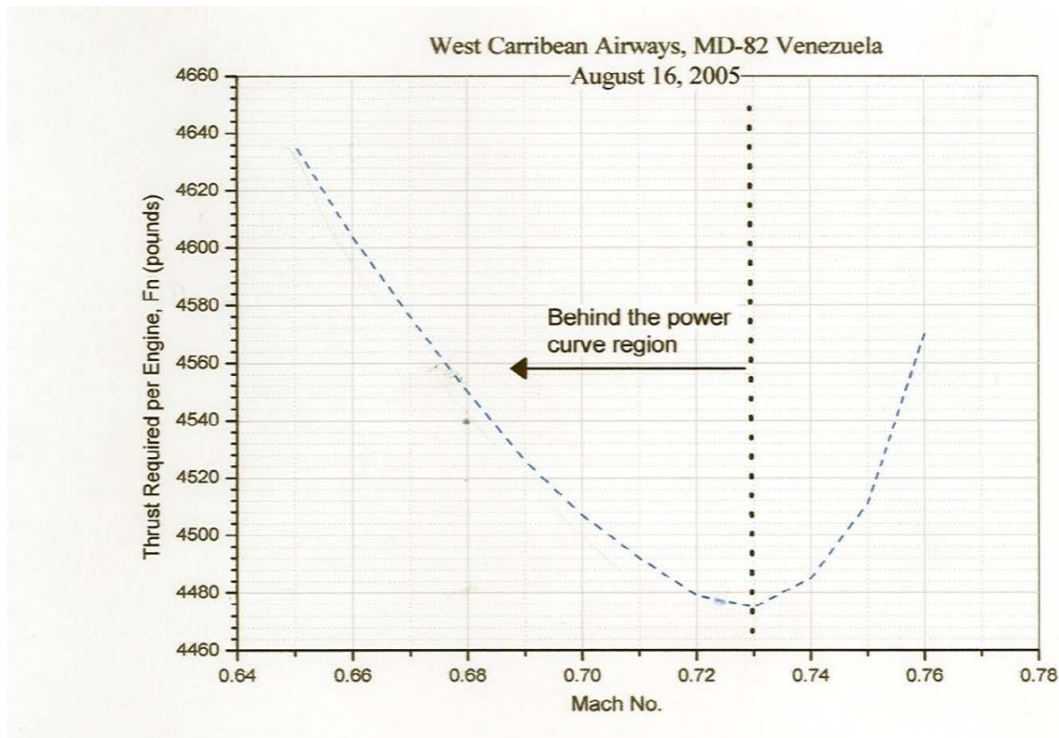


Fig. 25 : Illustration de la puissance requise pour un nombre de Mach donné.

Vol au second régime :

Un aéronef vole au second régime quand, dans certaines conditions de vol, l'aéronef se déplace au dessous de la vitesse de traînée minimale. Des réductions supplémentaires au-dessous de cette vitesse supposent des augmentations de puissance pour pouvoir maintenir l'altitude. Ces conditions de vol sont typiques du « vol au second régime ».

A la demande de la JIAAC (Commission d'enquête sur les accidents de l'aviation civile (Venezuela)), Boeing a réalisé une simulation des conditions du compensateurs pour plusieurs vitesses, afin de déterminer la puissance nécessaire et l'EPR. La simulation s'est basée sur les données de performances en vol d'essai et sur les conditions suivantes : altitude à 33 000 pieds, masse de l'aéronef de 142 000 livres, antigivrage déconnecté, aéronef en configuration lisse. La figure 25 illustre la puissance requise pour un nombre de Mach donné et montre que la traînée minimale est obtenue pour un Mach de 0,73. Etant donné que le nombre de Mach continue à baisser au-dessous de ce nombre critique, il est nécessaire de donner plus de puissance pour maintenir l'altitude.

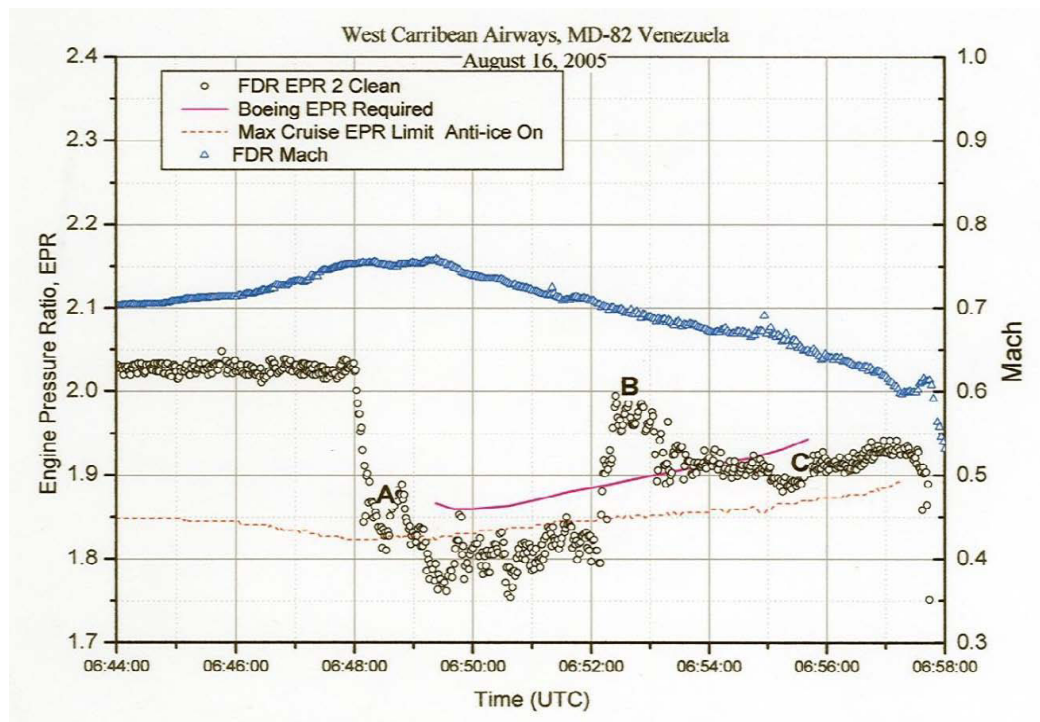


Fig. 26 : Données d'EPR valable, nombre de Mach y EPR nécessaire dans le temps.

La figure 26 montre le tracé des données du FDR : l'EPR valide ou corrigé et le nombre de Mach ainsi que l'EPR nécessaire en fonction du temps. Le tracé montre qu'à 06:48:00 UTC environ, l'EPR passe de 2,03 pour un Mach de 0,75 à un EPR d'environ 1,86, marqué par le point A. Conformément au rapport sur l'EPR de Boeing, et au rapport sur les modes ATS, tout porte à croire qu'à ce moment les systèmes antigivrage, tant des moteurs comme de l'aile, étaient activés.

Note : EPR 2 ou EPR corrigé : Ce terme est utilisé pour décrire les valeurs d'EPR valides, dans le cas présent, les valeurs d'EPR du moteur numéro 2. Ces valeurs ont été utilisées sachant que, dans le cadre de la lecture du FDR, il s'agissait des seules valeurs qui correspondaient à une exploitation normale. Les valeurs d'EPR du moteur numéro 1 n'ont pas été prises en compte étant donné que toutes les valeurs ne correspondaient pas à une exploitation normale du moteur et qu'elles s'éloignaient considérablement des valeurs normales, sans que cela indique pour autant une exploitation anormale du moteur 1 pendant le vol.

Ensuite, l'EPR tombe au-dessous du niveau requis pour maintenir l'altitude et au-dessous de l'EPR limit CR antigivrage allumé. Le nombre de Mach commence par conséquent à baisser environ 80 secondes plus tard. Le nombre de Mach continue a baisser jusqu'à 0,70 quand on enregistre une montée d'EPR à 1,95 -2,0 marquée par le point B sur le graphique. L'EPR diminue ensuite à nouveau jusqu'à 1,90 alors que le nombre de Mach continue à baisser et l'EPR nécessaire (calculé par Boeing) continue à augmenter, marqué par le point C. Les données d'EPR nécessaires n'étaient pas disponibles pour les valeurs au-dessous de Mach 0,65, le logiciel étant limité pour les valeurs proches de l'angle de buffeting.

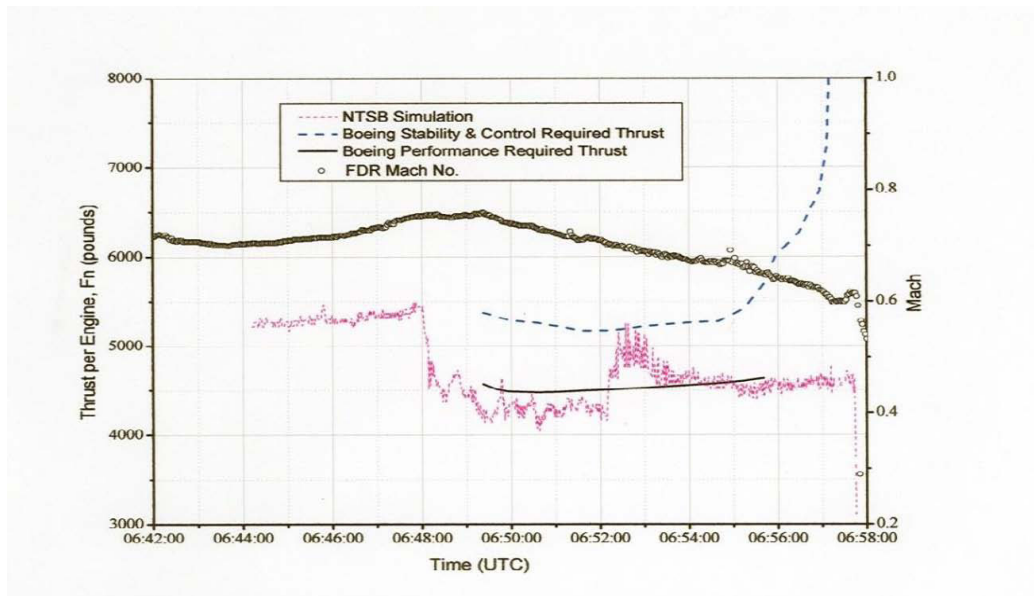


Fig. 27 : Poussée nécessaire et paramètres obtenus au cours de la simulation réalisée par le NTSB.

Rappelons qu'une fois que l'aéronef est au second régime, à environ 06:49:00 UTC, une puissance supplémentaire ne peut pas lui permettre de retrouver sa position, même si la réaction naturelle de l'équipage est d'augmenter la puissance. Une augmentation de la vitesse aurait été la seule manière d'y parvenir et cela ne pouvait se produire qu'en abaissant le nez de l'aéronef et en réduisant l'altitude.



1.6.4.3. Etude complémentaire en date du 22 février 2008 sur les performances de l'aéronef sur la base du rapport publié par le NTSB en date du 19 avril 2006.

L'étude des performances de l'aéronef a montré que l'incidence par rapport au fuselage (AOA) avait atteint 7,7 degrés (5,5 degrés d'incidence d'ailette), proche de l'angle de décrochage de 9 degrés du fuselage, quand on entend le son du « STICK SHAKER », suivi du son du système supplémentaire de reconnaissance de décrochage (STALL AURAL WARNING) une (1) seconde plus tard. Les limites de l'enregistreur des données de vol (FDR) concernant l'assiette longitudinale et l'incidence et les limites de la simulation proche du régime de décrochage exigent une analyse plus approfondie de la cause du déclenchement précoce des systèmes d'alarme de perte de sustentation. L'étude météorologique réalisée par le NTSB montre que le vol a eu lieu dans une zone de vents ascendants forts d'une vitesse verticale maximum pouvant aller jusqu'à 69 mètres par seconde (m/s), ce qui équivaut à 13 662 pieds par minute (ft/min). Cette activité atmosphérique importante a pu nuire aux performances de l'aéronef.

Le Stick Shaker : c'est un dispositif mécanique qui fait vibrer ou agiter le manche et sert à alerter l'équipage quand l'aéronef atteint une incidence excessive quelques instants avant d'atteindre l'angle de décrochage.

Stall ou décrochage : c'est un état aérodynamique dans lequel l'incidence augmente jusqu'au point où la portance commence à diminuer. L'angle auquel cela se produit s'appelle l'angle de décrochage.

Incidence du fuselage (AOA) : ce terme est utilisé en dynamique des fluides pour décrire l'angle entre la ligne de référence d'un corps (généralement la ligne de corde d'un profil aérodynamique) et le vecteur qui représente le mouvement relatif entre le fuselage et le fluide dans lequel il se déplace.



Angle d'incidence de la sonde : L'ailette en question sert de dispositif de sécurité pour alerter les pilotes lorsque l'angle d'incidence va entraîner un état de décrochage aérodynamique. L'ailette est installée sur un côté du fuselage et est mise en mouvement par le courant de l'air : elle mesure l'angle entre l'axe longitudinal du fuselage et le courant d'air relatif.

Buffeting : Mouvement de turbulence produit par l'air sur une surface aérodynamique. Le buffeting peut causer des problèmes sur les commandes de vol qui vont des vibrations jusqu'au son dans les commandes, et peut aller jusqu'à causer une perte de contrôle. Le tremblement est symptomatique de l'approche du décrochage.

Cette étude est entièrement consacrée à l'analyse de l'effet des courants ascendants sur l'incidence de l'aéronef, sur l'angle de décrochage de l'aéronef et sur la manière dont ces changements d'angles peuvent causer un déclenchement précoce des systèmes d'alarmes de décrochage. Des calculs ont été réalisés pour montrer l'importance des vents verticaux requis.

Effet des vents ascendants :

Le système d'alerte de décrochage de l'aéronef, en air clair, a montré que pour des flaps et slats à zéro (0) degré (repliés), (configuration d'impact de l'aéronef), le « STICK SHAKER » s'est déclenché à 11,2 degrés d'incidence de l'ailette (à 10,9 degrés d'angle du fuselage) et le système sonore de l'alarme s'est déclenché à 14,8 degrés d'angle d'attaque de l'ailette (à 13,4 degrés d'angle du fuselage). Le manuel de vol qualitatif de Boeing montre qu'un buffeting à basse vitesse se produit à une vitesse air vraie (KTAS) de 362 nœuds pour une (1g) de facteur de charge, à une altitude donnée.

Il faut tenir compte du fait que l'ensemble des décrochages dépend de l'incidence de l'ailette et que ces degrés ont été transformés en angles d'incidence par rapport au fuselage à des seules fins de calcul.



Les vitesses de référence auxquelles l'alarme de décrochage se déclencherait dans une configuration similaire à l'aéronef de la West Caribbean, et avec des conditions atmosphériques similaires (sans les effets de la turbulence) ont été déterminées. Les caractéristiques suivantes ont été prises en compte pour réaliser les calculs :

- Volets et becs rentrés.
- Une masse de l'aéronef de 142 000 livres.
- Vitesse calibrée à 219 nœuds (Mach 0,61).
- Altitude barométrique de 31 700 pieds.
- Angle du stabilisateur horizontal à 4 degrés à cabrer.
- Angle de la gouverne de profondeur à 2,2 degrés à cabrer.

Le simulateur a été utilisé pour calculer les vitesses correspondantes pour les différentes incidences en air calme. Les résultats sont résumés dans un tableau suivant :

Événement	Vitesses
STICK SHAKER de l'accident	369 KTAS (219 KCAS)
Alarme de décrochage de l'accident (sonore)	367 KTAS (218 KCAS)
Buffeting à basse vitesse en air calme	362 KTAS (215 KCAS)
STICK SHAKER en ciel clair	315 KTAS (187 KCAS)
Alarme de décrochage en air calme (sonore)	312 KTAS (185 KCAS)

Tableau 5. KCAS : Vitesse calibrée en nœuds

Le courant ascendant nécessaire pour que l'incidence augmente jusqu'à 3,2 degrés et cause un déclenchement précoce du STICK SHAKER a été calculé à approximativement 19,5 nœuds ou 10 mètres par seconde (m/s), significativement en dessous du courant ascendant de 69 mètres par seconde (m/s), soit environ 1,980 ft/min, mentionnée dans l'étude météo réalisée par le NTSB (voir étude météorologique ci-après).

Selon Boeing^(), l'incidence de l'ailette nécessaire pour déclencher le STICK SHAKER et le système supplémentaire de reconnaissance de décrochage sont réduits lorsque le taux de variation de l'incidence de la sonde augmente avec l'incidence fuselage. Ce taux de variation a été filtré sur 2 secondes pour éviter les alarmes intempestives lors de turbulences de forte intensité ou d'autres manœuvres.*



Pour les calculs de cette étude, on part de l'hypothèse que l'aéronef est entré dans un courant vertical si grand avec un taux de variation de l'incidence si faible que l'aéronef n'a pas eu le temps de déclencher le STICK SHAKER ni le système de reconnaissance de décrochage. Si l'on intégrait ce taux de variation à l'étude, la variation nécessaire en incidence serait inférieure à 3,2° et le courant minimum nécessaire pour déclencher les alarmes du système de décrochage serait inférieur à 10 mètres par seconde (m/s)^().*

Conclusion de l'étude :

LE STICK SHAKER de l'aéronef s'est déclenché à environ 219 KCAS et l'alarme sonore s'est déclenchée à environ 218 KCAS. Du fait des limites de l'enregistreur de données de vol (FDR), des calculs ultérieurs ont été réalisés pour comprendre la cause du déclenchement précoce du système d'alarme. Les résultats ont montré qu'en air calme, un buffeting de basse vitesse a pu se déclencher à environ 215 KCAS, le STICK SHAKER à 187 KCAS et le système sonore à 185 KCAS avec une marge de 16 %.

Par ailleurs, les calculs ont montré qu'un courant vertical de près de 10 mètres par seconde (m/s) peut modifier l'incidence du fuselage de 3,2 degrés, causant un état de décrochage précoce similaire à celui qui s'est produit lors de l'accident. Ce courant vertical est très en dessous de la vitesse déterminée dans l'étude météorologique réalisée par le NTSB (69 mètres par secondes (m/s)), vitesse qui a probablement été présente dans l'activité convective au travers de laquelle l'aéronef a évolué avant l'accident.

() La traduction de cette partie du rapport a été établie à partir de documents rédigés, à l'origine, en anglais.*

1.7. RENSEIGNEMENTS METEOROLOGIQUES.

Ce chapitre décrit les résultats de l'étude météorologique réalisée par le NTSB afin d'estimer les conditions météorologiques présentes au moment de l'accident. Ces informations sont indicatives, étant donné que les résultats de l'étude s'appuient sur une situation très complexe, et elles ne reflètent pas nécessairement les conditions locales.

Situation synoptique :

Afin d'observer à grande échelle les systèmes climatiques qui ont influencé la zone de l'accident, les cartes publiées par le Centre national de prévision du temps des Etats-Unis situé à Camp Springs, Maryland, ont été utilisés. Ces cartes servent de base pour interpréter les conditions météorologiques, créer les prévisions et émettre des alertes.

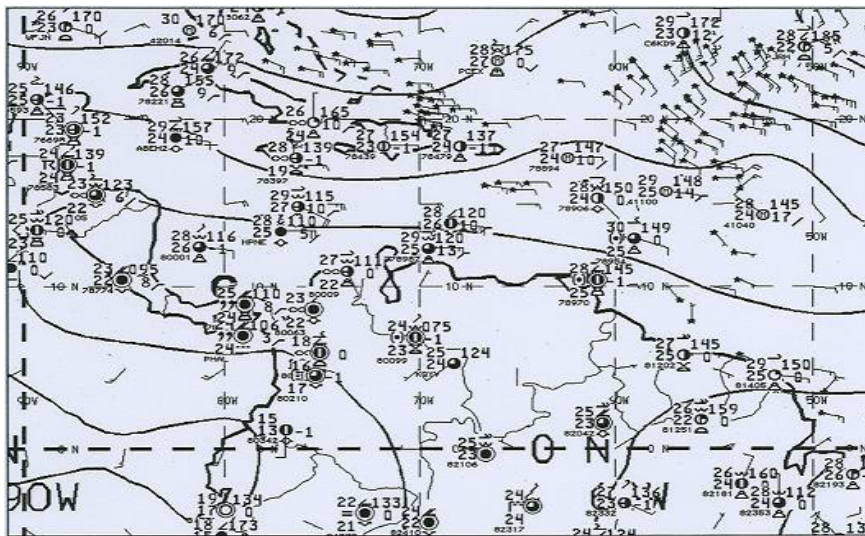


Fig. 28 : Carte d'analyse de la zone tropicale à 00:00 UTC le 16 août 2005

Cette carte décrit un système de basses pressions avec une pression barométrique en son centre de 1008 HPa (Hectopascals) sur l'ouest du Venezuela, très proche du lieu de l'accident. Cela suggère, selon l'étude, que les basses pressions ont été propices à la formation de nuages de type cumulonimbus avec des précipitations éparses. Des tempêtes ont été rapportées au Panama et sur l'ouest du Venezuela et tout au long de la côte caribéenne.

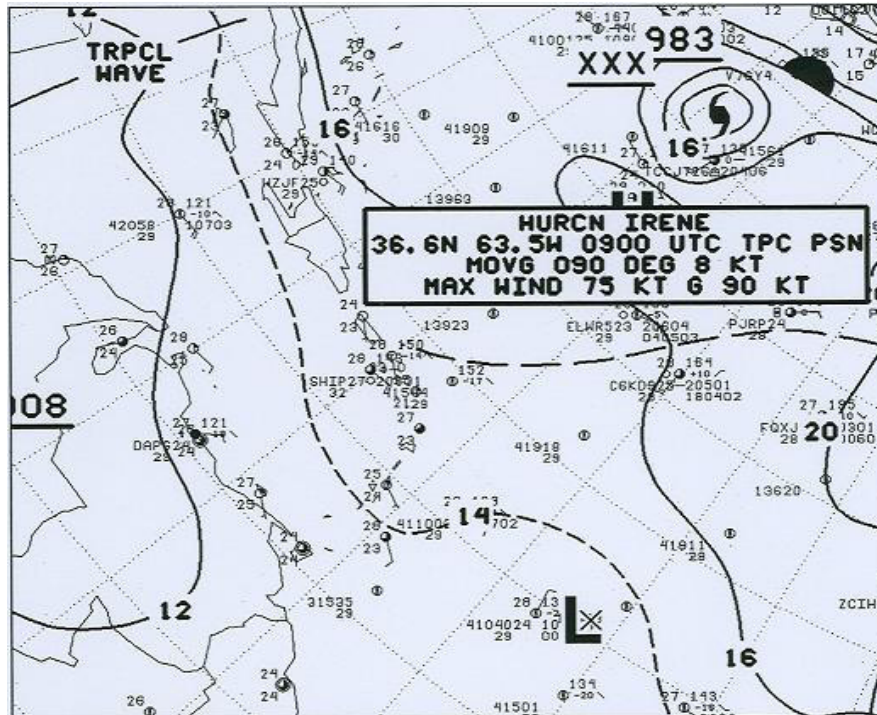


Fig. 29 : Carte d'analyse de la zone tropicale à 06:00 UTC.

Sur la carte, on peut voir une onde tropicale à l'ouest de la mer des Caraïbes, qui se déplace vers l'est et qui s'étend vers le sud-ouest de Cuba, une dépression tropicale s'approche des Iles Sous-le-Vent et l'ouragan Irène situé à une latitude de 36,6° nord et une longitude de 63,5° ouest sur le milieu de l'Atlantique avec une pression barométrique en son centre de 983 HPa (Hectopascals), des vents soutenus à 75 nœuds et des rafales à 90 nœuds.

Près du lieu de l'accident, on a découvert qu'il y avait un système dépressionnaire de 1008 HPa (Hectopascals) au nord-est de la Colombie et au sud-ouest du lieu de l'accident.

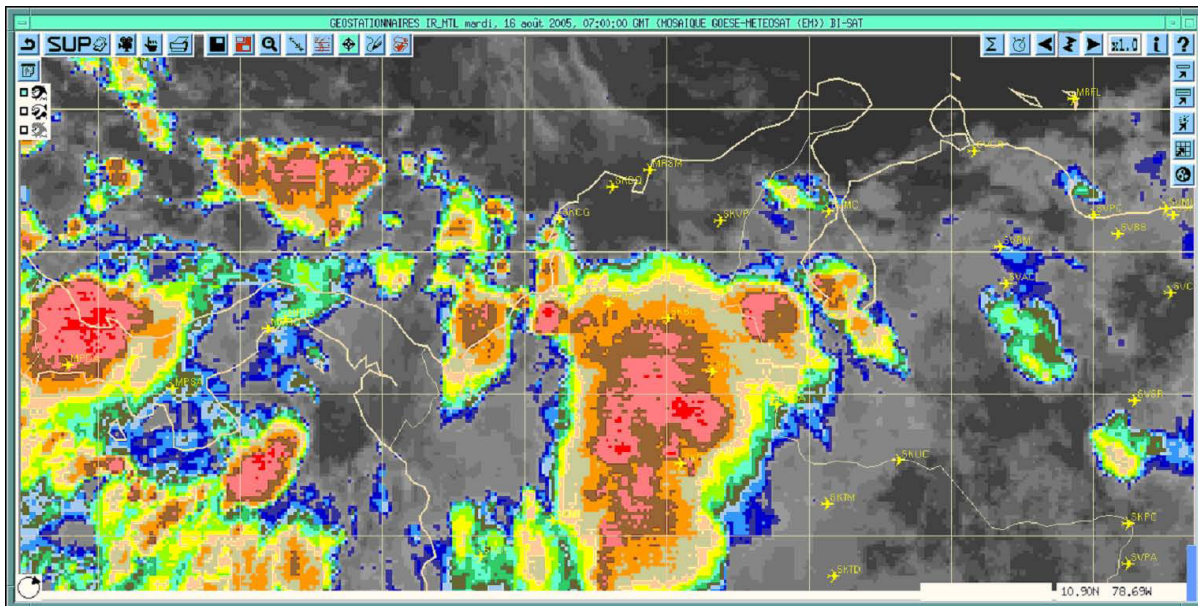


Fig. 30 : Carte d'analyse de la zone tropicale à 07:00:00 UTC.

Sur la figure 30, on peut voir que la zone de convergence intertropicale était assez active, créant une zone de basses pressions sur l'ouest du Venezuela. On peut constater sur la carte la formation de tours de cumulonimbus isolés sur la trajectoire suivie par l'aéronef, avec des nébulosités de nature orageuse.

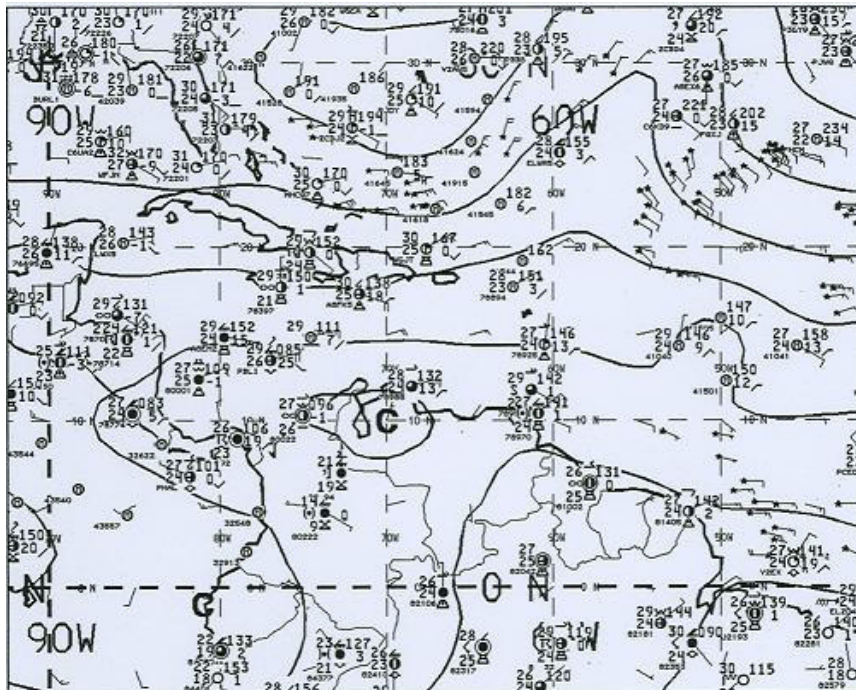


Fig. 31 : Carte d'analyse de la zone tropicale à 12:00UTC.

Cette carte nous montre qu'à ce moment (approximativement 5 heures après l'accident), il n'y avait plus de système dépressionnaire sur la zone. En revanche, les stations météorologiques de la zone indiquaient la présence de cumulonimbus sur la zone de l'accident.

La sonde d'observation la plus proche de la zone, ou RAOB (Rawinsonde observation numéro 78988), a été lancée depuis l'aéroport d'HATO sur l'île de Curaçao, cette sonde était située à 20 pieds au dessus du niveau de la mer et à 250 milles au nord-est du lieu de l'accident. L'Université du Wyoming nous a fourni les résultats de l'observation qui ont été ultérieurement traités sous forme de graphique et analysés en utilisant le logiciel RAOB2.

La sonde a révélé un environnement humide à basse altitude, avec une humidité relative de 75 % ou plus depuis la surface jusqu'à environ 10 000 pieds, avec un niveau de condensation à 962 hPa ou à 1 488 pieds, un niveau de condensation convective (CCL) à 847 hPa ou 5 108 pieds, et un niveau de convection libre (LFC) à 857 hPa ou 4 795 pieds. La hauteur de la tropopause a été identifiée à 52 706 pieds. Le niveau d'équilibre (EL) ou sommet du nuage convectif attendu était à 149 hPa ou 46 511 pieds. La valeur des précipitations était de 2,07 pouces. Les paramètres de la sonde indiquent que l'environnement humide et tiède à faible altitude s'étendait de la surface jusqu'à 850 millibars, par ailleurs, l'indice de soulèvement (LI) et l'indice de stabilité de -6,0 indiquent un environnement instable favorable au développement orageux. L'énergie potentielle de convection disponible (CAPE) était de 2 386 Joules par kilogramme. L'indice total indiqué était de 47,1 : précipitations modérées à faibles mais des orages sévères. La vitesse verticale maximale (MVV) des courants convectifs ascendants dans les tempêtes, était de 69 mètres par secondes ou 138 nœuds. Le Windex ou développement de micro-tempêtes humides a été estimé avec des vents de sortie à 44 nœuds.



Le profil de vent de la sonde a montré des vents d'est au-dessous de 20 000 pieds avec une aspiration de bas niveau à 2 600 pieds, avec des vents de 37 nœuds à 100 degrés. Les vents viraient ouest au-dessus des 20 000 pieds à une hauteur allant jusqu'à la troposphère supérieure. Le niveau de vent maximum a été identifié immédiatement en dessous de la troposphère à 45 000 pieds avec des vents de 37 nœuds à 275 degrés.

Selon les images obtenues grâce au satellite atmosphérique géostationnaire GOES 12, on a constaté la présence de cumulonimbus, associés à un système convectif tropical (MSC) sur la Colombie et le Venezuela ; cette formation nuageuse s'étendait de la Colombie jusqu'au Venezuela, incluant le lieu de l'accident.

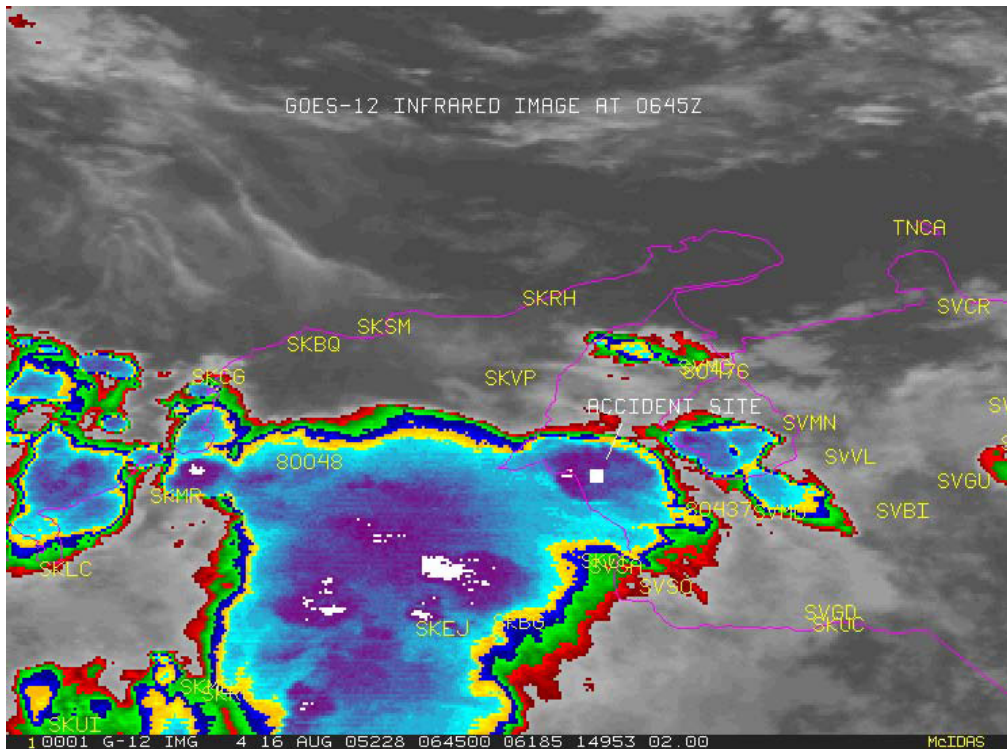


Fig. 32 : Image satellite où l'on aperçoit le système convectif tropical à 06:45:00 UTC, quelques instants avant l'accident, et le point d'impact final de l'aéronef.

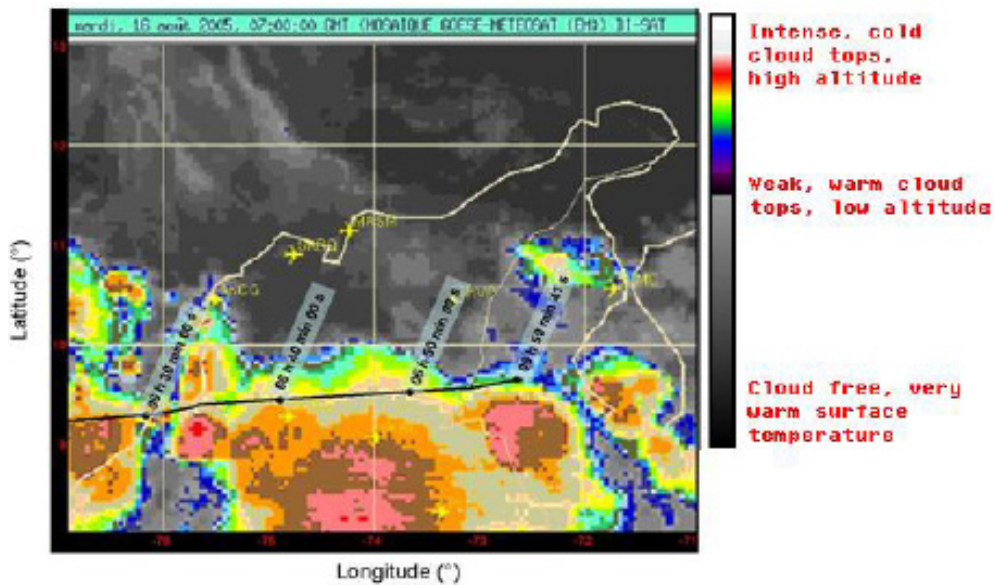


Fig. 33 : Image satellite à 07:00:00 UTC ; on peut apercevoir le système convectif tropical juste au moment de l'accident.



1.8. AIDES À LA NAVIGATION :

Aucun problème n'a été rapporté concernant les aides radio.

1.9. TELECOMMUNICATIONS :

La fréquence des télécommunications utilisées par l'équipage du vol WCW708 avant l'accident était celle du service de contrôle du transit aérien de Barranquilla, dans l'espace aérien colombien, sur la fréquence 124,2 MHz et, pendant l'accident, sur le service de transit aérien de Maiquetía, dans l'espace aérien vénézuélien, sur la fréquence 128,7 MHz ; les deux fréquences ont fonctionné normalement, sans présenter aucune anomalie.

1.10. RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRODROME :

Ces informations ne sont pas significatives pour l'événement.

1.11. ENREGISTREURS DE VOL :

Le modèle d'enregistreur de données de vol (FDR) est l'Allied Signal UFDR (4100), numéro de type 980-4100 DXU? (la dernière lettre n'a pas pu être déterminée), numéro de série 8665.

Le modèle d'enregistreur phonique (CVR) est le Fairchild A100A, numéro de type 93- A100-83, numéro de série 50703.

Les laboratoires du Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA), autorité en matière d'enquêtes sur les accidents de l'aviation civile française, a été en charge de reproduire et de transcrire les informations contenues dans les deux enregistreurs. La transcription de la bande du CVR est jointe en annexe 3. Le décodage des paramètres enregistrés dans le FDR est joint en annexe 4.



Fig. 36 : Bande magnétique et mécanisme du CVR.



Fig. 37 : Enregistreur de données de vol (FDR).



Fig. 38 : Enregistreur de paramètres de vol (FDR) ouvert.

1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET L'IMPACT :

L'aéronef s'est entièrement désintégré, une partie étant projetée jusqu'à deux cent cinquante mètres (250 m) en avant du premier point d'impact, malgré la vitesse verticale descendante très prononcée au point d'impact, estimée à plus de 11 000 pieds par minutes. On peut voir de grandes parties de l'aéronef, ainsi que des marques de brûlures, provenant du combustible incendié, qui sont mises en évidence sur les photographies de l'aéronef, de certains systèmes et des composants.

POSTE DE PILOTAGE : entièrement détruit, transformé en amas de matériaux, certains morceaux de panneaux étant dépourvus de la plupart des instruments ; les instruments qui ont été retrouvés étaient détruits, sans les aiguilles et remplis de boue et d'eau.

FUSELAGE : entièrement détruit et transformé en entrelacs de matériaux. L'ensemble des sièges était entièrement détruit. Une grande partie d'entre eux avaient leurs pièces compactées et très peu possédaient encore les ceintures de sécurité attachées. Certaines pièces avaient été brûlées sous l'action du feu.



AILE GAUCHE : entièrement brisée, le volet déformé a été retrouvé plus loin, le train principal gauche a été retrouvé plus loin, en position repliée, avec une seule roue, et l'aileron entièrement déformé et brisé.

AILE DROITE : présentant de nombreuses cassures, le volet déformé a été retrouvé plus loin, le train principal gauche a été retrouvé plus loin, en position repliée, avec une seule roue, et l'aileron entièrement déformé et brisé.

MOTEURS : les deux moteurs ont été retrouvés sans capot, l'ensemble de leurs pièces endommagé, les aubes arrachées à la racine. Le moteur droit a été retrouvé à un angle d'environ 30° sur la droite de la trajectoire du point d'impact des moteurs au sol. Le moteur gauche a été retrouvé à un angle d'environ 30° sur la gauche de la trajectoire du point d'impact des moteurs au sol. Les deux sections d'échappement étaient détruites et à moitié enterrées au point d'impact des moteurs.

EMPENNAGE : seule la partie supérieure de la gouverne de direction avec les gouvernes de profondeur a été retrouvée quasiment au complet, tant les gouvernes de profondeur que l'axe de commande de ces derniers étaient en butée à cabrer, et le cône de queue a été retrouvé au complet, bosselé, à trois (3) mètres en avant du point d'impact des moteurs au sol.

GROUPE AUXILIAIRE DE PUISSANCE (APU) : il a été retrouvé entièrement détruit et partiellement enterré au point d'impact des moteurs au sol.

ENREGISTREURS DE BORD : le CVR et le FDR ont été retrouvés bosselés, sans perforations, enterrés dans la boue près du point d'impact des moteurs au sol.

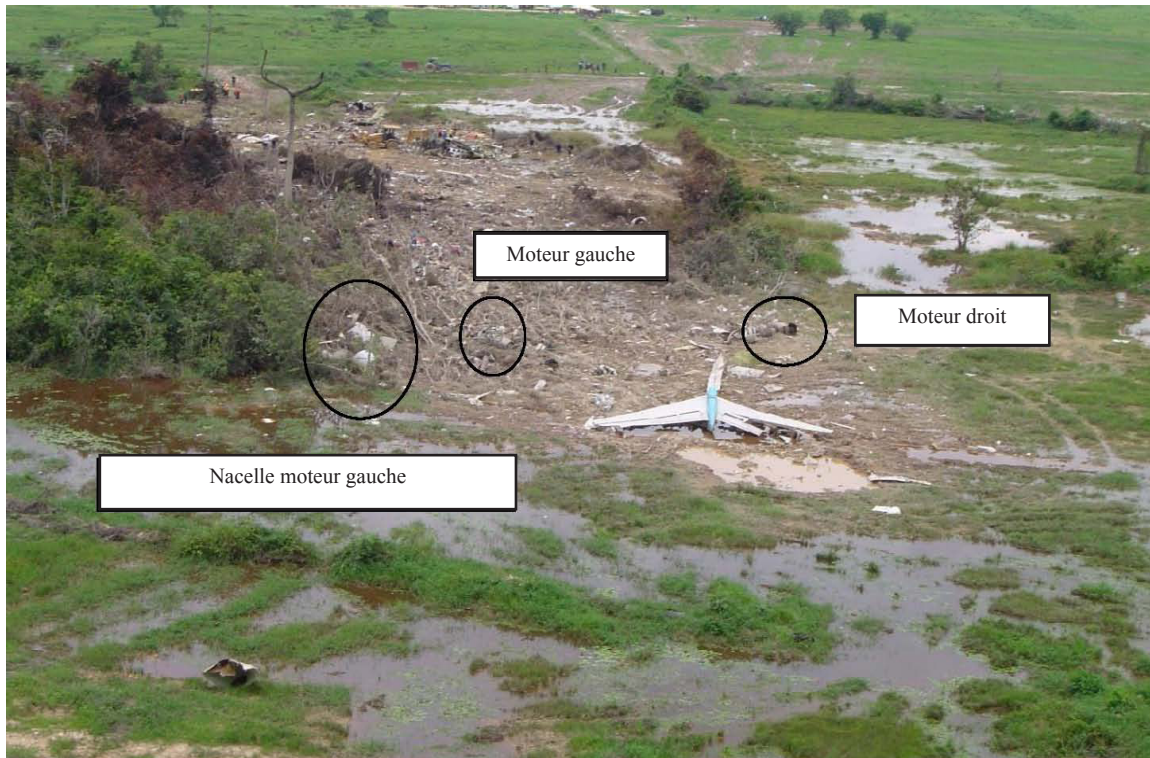


Fig. 39 : Epave de l'aéronef.

1.13. RENSEIGNEMENTS MEDICAUX ET PATHOLOGIQUES :

Les autopsies réalisées ne mettent en évidence aucune substance susceptible d'avoir affecté les performances de l'équipage.

1.14. INCENDIE :

Sur une zone d'environ 350 mètres de diamètre et jusqu'à une hauteur de 30 mètres, on a pu constater un groupe d'arbres et de végétation brûlés ; il est probable que l'incendie ne s'est pas propagé **après l'impact**, étant donné que la zone était humidifiée par la crue du fleuve et qu'il pleuvait au moment de l'accident. Seule a été constatée la présence de petits incendies localisés à certains endroits.



1.15. QUESTIONS RELATIVES À LA SURVIE DES OCCUPANTS :

Le personnel des équipes de recherche et de sauvetage ainsi que le personnel du corps des pompiers de la ville de Machiques ont participé aux travaux de recherche et de sauvetage. Aucun survivant n'a été retrouvé.

1.16. ESSAIS ET RECHERCHES :

1.16.1. Trajectoire suivie par l'aéronef :

Selon les traces radar des stations de Cerro Macho (CEM) et Río Hacha (RIO), ainsi que les communications établies avec le service du contrôle de Maiquetía, l'aéronef a suivi la route établie selon son plan de vol, avec quelques variations pour éviter les zones d'orage.

1.16.2. Analyse du système Motopropulseur (Moteur/Turbine) :

Une évaluation consécutive à la dépose des moteurs 1 et 2 a été réalisée dans les installations du CEPr (Centre d'essais des propulseurs du ministère français de la défense), en France, du 12 au 21 juin 2006, par des représentants de Boeing et de P&W (fabricant des moteurs).

Evaluation suite à la dépose des moteurs :

Sur les deux moteurs, les aubes directrices d'entrée (IGV), la nacelle complète contenant le FAN, le carter arrière, le carter de la turbine, et les tuyères d'échappement étaient séparés de la structure principale du moteur. Rien n'indique la présence de feu avant ou après l'impact sur les surfaces extérieures des moteurs.

Les dommages sur les moteurs sont cohérents ; les deux rotors (N1) tournaient à faible vitesse de rotation et les deux rotors (N2) à très haute vitesse de rotation au moment de l'impact. Ci-après figure le résultat détaillé des observations :

Moteur n° 1



Fig. 40 : Moteur n° 1.

Roulement n° 1:

Le support du roulement est brisé et environ 75 % de sa structure manque, ce qui a permis un examen visuel de l'engrenage. Il manque sept roulements, les autres ne montrant aucune trace de dommages structurels. La « cage » où sont logés les roulements manquants (07) ne présente aucun dommage. La piste du roulement est quasiment intacte.

Section du FAN :

La section conique face à l'engrenage n° 1 présente des marques circumférentielles de frottement. On note huit (08) aubes mobiles manquantes dans cette section. Les quatre joints d'étanchéité arrière de retenue intégrés au FAN sont brisés et montrent des traces de frottement. Les 26 aubes restantes sont brisées au point de fixation avec le « hub ». La majorité des aubes restantes, dans la nacelle du FAN se sont déplacées vers l'arrière par rapport à leur position normale.



Compresseur basse pression (LPC) :

Toutes les aubes à l'exception de deux (2) aubes de l'étage 1,5 du LPC manquent sur le disque. La surface brisée des deux (2) aubes présente des dommages circonférentiels de frottement avec un certain type de matériau qui s'étend depuis l'extrémité arrière de la rupture dans le sens inverse à la rotation.

Le disque de l'étage 1,5 est intact. Environ 30 à 40 % des fixations du moyeu des aubes sont brisés. Les moyeux sur les fixations du disque présentent des marques de frottement de forme circonférentielle et certains des moyeux adjacents aux aubes présentent des ruptures sur la surface extérieure.

Le séparateur entre les étages 1,5 et 2 du LPC n'a pas été retrouvé. Le 2nd étage est intact, à l'exception d'une aube manquante et quelques marques de frottement. Environ 50 % du second étage et les portedisques sont brisés. La majorité des moyeux présentent des marques circonférentielles. Le séparateur entre le second et le troisième étage présente des marques de frottement.

Le séparateur entre le 2nd et le 3^{ème} étage présente des marques de frottement.

Toutes les aubes, à l'exception de quatre (4) aubes du troisième étage du LPC, sont manquantes sur le disque. Le faciès de rupture montre des marques de frottement dans le sens inverse de la rotation du rotor basse pression. Environ 75 % des moyeux de cet étage (LPC) sont brisés. Les marques de frottement circonférentielles qui ont été constatées sont placées dans le sens inverse de la rotation du moteur.

Le séparateur entre le 3^{ème} et le 4^{ème} étage présente des marques de frottement.

L'ensemble des aubes du 4^{ème} étage sont absentes.

Le séparateur entre le 4^{ème} et le 5^{ème} étage présente des marques de frottement.

Environ 75 % des aubes du 5^{ème} étage du (LCP) manquent sur le disque. La surface brisée des aubes restantes montre des traces de frottement de matériaux de forme circonférentielle, qui s'étendent dans le sens inverse de la rotation du rotor basse pression.



Fig. 41 : Compresseur basse pression du moteur n° 1.

Le séparateur entre le 5^{ème} et le 6^{ème} étage présente des marques de frottement.

Le disque du 6^{ème} étage est séparé et décroché du séparateur correspondant. Environ 50 % des aubes du 6^{ème} étage du (LCP) manquent sur le disque. Le faciès de rupture des aubes restantes montre des traces de frottement de matériaux de forme circonférentielle, qui s'étendent dans le sens inverse de la rotation du rotor basse pression.



Support des roulements N° 2 et N° 3 :

Le bouclier de chaleur du diaphragme du support de roulement n° 3 présente des marques de frottement circonférentielles sur l'ensemble de son diamètre, qui correspondent aux angles des boulons de fixation ou « tierods » de la turbine haute pression (HPT). La paroi interne du compartiment de roulement est endommagée. Les dents de l'engrenage de puissance de l'arbre présentent des dommages sur l'ensemble de leur structure. Le support du carter antifeu situé dans l'engrenage n° 3 présente des marques de frottement circonférentielles sur le support métallique avec la turbine haute pression (HPT). Les marques sont situées entre les positions 12:00 et 03:00 d'un cadran horaire.

Cinq ailettes du 6^{ème} étage sont brisées sur le support interne et sont pliées dans le sens de rotation du rotor haute pression. Ces ailettes présentent des marques d'usure circonférentielles sur leur surface de portance latérale concave. On constate des marques d'usure sur les côtés des ailettes.

Compresseur haute pression (HPC) :

Les aubes des 7^{ème} et 8^{ème} étages sont toutes brisées sur le moyeu. Dix(10) aubes manquent au 8^{ème} étage du compresseur haute pression. La majorité de la surface endommagée sur ces deux étages présente des marques circonférentielles provenant du frottement avec les matériaux, qui s'étend sur la surface dans le sens inverse de la rotation du rotor.

Le disque du 9^{ème} étage du compresseur haute pression est brisé sur le plan radial. Le disque du 10^{ème} étage du compresseur haute pression est brisé sur le plan radial. Le disque du 11^{ème} étage est intact. La majorité des aubes sont toujours fixées sur le disque mais elles sont brisées près du « hub » ou moyeu.

La plus grande partie de la surface brisée est endommagée et, du fait du frottement des matériaux, s'étend dans le sens inverse de la rotation du rotor.



Le disque du 12^{ème} étage présente une rupture partielle qui s'étend du plan radial jusqu'à l'anneau de support (rim) du disque. Environ 165 degrés du disque ont disparu. Sur la face arrière du disque, près du bord extérieur, on constate un frottement important avec son support ou anneau. Environ 50 % des aubes sont toujours présentes sur le disque. Toutes les aubes sont brisées près du moyeu ou hub. La majorité des aubes brisées sont endommagées et leur surface présente des frottements dans le sens inverse de la rotation du rotor.

Le disque du 13^{ème} étage est intact. Le disque du 13^{ème} étage entre la fixation de la face arrière et le joint d'étanchéité arrière présente des marques circonférentielles de frottement à 360 degrés. Il n'y a plus d'aubes sur le stator du 13^{ème} étage.

Le corps du moyeu ou hub du compresseur haute pression est brisé en plusieurs morceaux. La reconstitution des morceaux a montré que la circonférence entière du moyeu où se localise le centrage a été récupérée. Neuf (09) des douze (12) boulons de fixation ou tierods du compresseur haute pression sont brisés et sept (07) ont été récupérés. Le tube central du compresseur haute pression présente une fissure en spirale, qui va de l'arrière vers avant dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

Enveloppe du diffuseur :

Le carter de l'enveloppe du diffuseur présente un trou d'environ 3,75 pouces de circonférence sur 1,0 pouce dans le sens axial. Le trou est centré à 1,75 pouce de l'extrémité avant et il est positionné environ à 12:30 sur un cadran horaire. La déformation du métal vers l'extérieur indique que l'objet est venu de l'intérieur de l'enveloppe du diffuseur et s'est déplacé vers l'extérieur de la paroi interne de l'enveloppe du diffuseur, qui est située dans le stator du 13^{ème} étage et présente cinq trous situés à divers endroits autour de la circonférence ; le trou le plus important est situé entre 10:30 et 1:00 sur un cadran horaire.

Aucun des trous ne correspond apparemment à la paroi extérieure de l'enveloppe du diffuseur.

Chambre de combustion :

Le carter interne du brûleur est brisé sur 360 degrés sur un pouce et ½ à l'arrière de la charnière avant. Le carter extérieur des chambres de combustion (CCOC) dont on a constaté qu'il était écrasé vers l'intérieur a été découpé et retiré du moteur pour faciliter la dépose des brûleurs. Les brûleurs 3, 4 et 5 étaient écrasés.

Tous les brûleurs ont été lavés avec de l'eau sous pression pour les nettoyer. Il n'y a pas trace de métallisation des brûleurs. Les brûleurs ne présentent aucune trace de fonctionnement anormal lié à une chaleur excessive.



Fig. 42 : Chambres de combustion du moteur n° 1.



Arbre de la turbine basse pression et roulement 4 ½ :

Le roulement 4 ½ était huilé et roulait librement. Son joint d'étanchéité en carbone est intact. La piste de roulement est en bon état. L'arbre de la turbine basse pression présente différentes marques autour de sa circonférence. Les marques de frottement sont importantes sur la zone située au dessous du 8^{ème} étage, sur l'avant et l'arrière du tube central du compresseur haute pression, l'écrou de couplage de l'arbre du compresseur haute pression, l'extrémité de l'arbre et le disque au-dessous du compresseur haute pression.

L'arbre de la turbine basse pression est plié près de la partie avant qui est située en dessous des compartiments des roulements 2 et 3.

Section de la turbine :

L'une des aubes directrices d'entrée (TIGV) a été récupérée au cours de la dépose du moteur.

Turbine haute pression (HPT) :

Toutes les aubes de la turbine haute pression sont brisées mais il n'en manque aucune. Le faciès de rupture sur le bord d'attaque et le bord de fuite des aubes présente des traces de frottement de forme circonferentielle. Le moyeu des aubes de la turbine haute pression, sur l'extrémité avant et à l'arrière, montre des marques de frottement de forme circonferentielle.

Turbine basse pression (LPT) :

L'enveloppe interne de l'ailette du 2nd étage est intacte. Toutes les aubes du 2nd étage qui sont demeurées sur le disque sont brisées. Huit (08) aubes du 2nd étage manquent sur la section où manquent les joints d'étanchéité d'air n^{os} 2 et 3. Certaines aubes du 2^{ème} étage présentent des dommages de frottement circonferentiels qui s'étendent sur certaines zones à l'extérieur de la surface concave des aubes, dans le sens inverse de la rotation du rotor basse pression.



La jupe protectrice du stator n° 3 manque. Le joint d'étanchéité d'air n° 2 et le joint d'étanchéité n° 3 présentent entre 30 et 40 % de section manquante. Les joints d'étanchéité d'air 2 et 3 sont positionnés sur la face avant du 3^{ème} disque. Dans la section des joints d'étanchéité d'air 2 et 3 la majorité des séparateurs anti-rotation est pliée vers l'intérieur. La surface extérieure des joints d'étanchéité d'air présente des marques d'endommagement vers le joint d'étanchéité de la semelle.

Environ 50 à 60 % des aubes de la turbine basse pression du 3^{ème} étage manquent sur le disque. Toutes les aubes restantes sont brisées sur le moyeu ou hub. Les ailettes intérieures du 4^{ème} étage sont intactes.

10 aubes du 4^{ème} étage manquent sur le disque. Les aubes restantes sont toutes brisées sur la partie adjacente à la base de l'aube de la partie avant. Les aubes du 4^{ème} étage présentent des marques circonférentielles.

Enveloppes de la HPT et de la LPT :

Les enveloppes ne présentaient aucun signe de pollution. La majorité des enveloppes étaient brisées et déchiquetées. Les enveloppes étaient toujours accrochées. L'assemblage de l'enveloppe n'a pas été déposé, en revanche, la charnière est visible depuis l'intérieur et on constate qu'elle est décrochée entre les positions 03:00 et 08:00 d'un cadran horaire. Le carter de la turbine haute pression ne présente aucune trace de pollution. L'écran de protection est écrasé entre les positions 05:00 et 07:00 d'un cadran horaire, suite à l'impact au sol. Le joint d'étanchéité extérieur de la turbine haute pression et le joint d'étanchéité du 2nd et 3^{ème} étage de la turbine basse pression sont intacts, il manque le joint d'étanchéité d'air du 4^{ème} étage. Le joint d'étanchéité d'air extérieur du 2nd et du 3^{ème} étage présente des marques de frottement circonférentielles près de la position 05:00 d'un cadran horaire, où le joint d'étanchéité d'air du nid d'abeille est endommagé dans son ensemble. Sur le reste de la circonférence, entre les positions 07:30 à 04:30 d'un cadran horaire, le joint d'étanchéité du nid d'abeille est toujours raccordé au joint d'étanchéité d'air extérieur.

Moteur n° 2:

L'inspection visuelle de l'arbre de la turbine basse pression montre qu'il est plié en dessous du compartiment entre les engrenages 2 et 3. Sur la base de l'expérience acquise dans le domaine des accidents et de la dépose de moteur, il a été recommandé de découper le moteur au milieu pour examiner le compresseur haute pression. L'équipe en charge de l'enquête a décidé de découper le moteur au milieu à la hauteur du diffuseur. Le roulement n° 1 n'a pas été démonté. Les supports des roulements étaient intacts.



Fig. 43 : Moteur n° 2.

Section du FAN :

La section conique avant du roulement n° 1 présente une marque de frottement. Toutes les aubes du FAN sont brisées, toutes les aubes, à l'exception de 3 sont brisées près de la base. Plusieurs aubes du FAN présentent des marques de frottement circonférentielles. 3 aubes au moins présentent des marques bleutées sur la surface.



La présence de saletés sur les aubes a exigé une inspection visuelle de l'ensemble des aubes. Treize des 34 aubes sont positionnées en arrière de leur position normale. Les 3 aubes brisées sur la partie extérieure de la base sont écartées de 2,4 à 5,5 pouces sur la racine du moyeu. Ces aubes sont pliées dans le sens inverse à la rotation. Deux aubes ont été récupérées sur le lieu de l'accident et ont été envoyées au CEPr. Ces aubes brisées coïncident avec les deux aubes de ce rotor et sont identifiées sous les n° 2 et 28.

Compresseur basse pression (LPC) :

Douze des aubes du compresseur basse pression de l'étage 1,5 manquent sur le disque. La majorité des aubes restantes sur le disque sont situées sur un arc de 90 degrés. Les aubes de stator de l'étage 1,5 sont toutes brisées ; sur le moyeu et la surface brisée, des marques circonférentielles sont visibles. Des marques circonférentielles sont présentes sur le séparateur du disque entre 1,5 et 2.

Il y a six aubes restantes sur le disque du 2^{ème} étage du compresseur basse pression. Les faciès de rupture présentent des marques de frottement et certains matériaux s'étendent dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur basse pression. Des marques de frottement sont présentes sur le séparateur situé dans le compresseur basse pression 2 et 3. Le carter du compresseur basse pression et les assemblages ont été découpés pour exposer les étages 3 à 6 du compresseur basse pression.

Le 3^{ème} étage du compresseur basse pression présente un arc de 90 degrés sur lequel l'ensemble des aubes sont pliées dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur basse pression.

Les aubes restantes manquent sur le disque du 3^{ème} étage, et la majorité des composants internes du stator se trouvaient dans le séparateur entre le 3^{ème} et le 4^{ème} étage du compresseur basse pression. Le 4^{ème} étage du compresseur basse pression présente deux zones où les aubes sont au complet ; une première zone sur un arc de 90 degrés et une seconde sur un arc de 30 degrés, les aubes sont pliées dans le sens de rotation du rotor du compresseur basse pression.



Les composants internes du stator du 4^{ème} étage qui se trouvent autour des séparateurs n° 4 et n° 5 du compresseur basse pression du 5^{ème} étage, présentent deux zones sur lesquelles les aubes sont au complet ; une zone se situe approximativement sur un arc de 60° et la seconde sur un arc de 90°, les aubes sont pliées dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur basse pression.

Les composants internes du stator du 5^{ème} étage se trouvent autour du séparateur entre le 5^{ème} et le 6^{ème} étage. Environ 50 % des aubes du 6^{ème} étage sont au complet et pliées dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur basse pression.

Support des roulements 2 et 3 :

Les compresseurs basse et haute pression ne sont pas séparés de la structure intermédiaire. Le compartiment des roulements n° 2 et 3 et le diaphragme qui supporte le roulement n'étaient pas visibles. La 6^{ème} aube du stator du 7^{ème} étage est superposée à la 7^{ème} aube sur le parcours extérieur du compresseur haute pression. La tentative pour séparer la partie avant de l'arbre du compresseur basse pression des roulements n° 2 et 3 est demeurée infructueuse du fait du pliage de l'arbre.

Les composants et l'enveloppe du compresseur haute pression ont été découpés et retirés. Toutes les disques étaient intacts. Les aubes du 7^{ème} étage étaient brisées sur le moyeu. La rupture présente une surface de frottement de la matière qui s'étend au-delà de la rupture dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur avec haute pression.

Les aubes du 8^{ème}, 9^{ème} et 10^{ème} étage du compresseur haute pression sont brisées près du moyeu. La plupart des faciès de rupture qui sont restés sur le disque présentent des marques circonférentielles de matière qui s'étend au-delà de la rupture, dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur haute pression.

Le 8^{ème} étage présente un arc d'environ 90° sur lequel manquent les aubes. Le 9^{ème} étage présente un arc d'environ 45° sur lequel manquent les aubes. Le 10^{ème} étage ne possède que 11 aubes.

Le 11^{ème} étage présente un arc d'environ 120° sur lequel manquent les aubes. Au 12^{ème} étage l'ensemble des aubes sont présentes sur le disque, et sont bosselées sur la circonférence. Les extrémités arrière des aubes du stator du 12^{ème} étage présentent une circonférence bosselée.

La majorité des aubes du 13^{ème} étage sont présentes sur le disque. Toutes les aubes situées sur l'extrémité arrière sont bosselées et pliées dans le sens inverse de la rotation du rotor du compresseur haute pression. On observe un dommage circonférentiel très important sur le joint d'étanchéité arrière du disque du 13^{ème} étage. L'assemblage des guides statoriques du 13^{ème} étage est intact. Sur le joint d'étanchéité intérieur, un arc de 90° présente de fortes marques. L'un des raccords du compresseur haute pression est brisé.

Le cône arrière du compresseur haute pression est brisé en plusieurs morceaux. La reconstitution a déterminé que la circonférence entière sur le plan de centrage a été récupérée. La section avant du tube central du compresseur haute pression a été inspectée en position installée. On constate une rupture de l'arbre en face avant sur le tube central.



Fig. 44 : Compresseur haute pression du moteur n° 2.

Enveloppe du diffuseur :

Sur la paroi intérieure avant, l'enveloppe présente trois pénétrations sans présence de trous sur la partie extérieure de l'enveloppe du diffuseur.

Chambre de combustion :

La chambre a été découpée dans le sens de l'arbre et déposée pour permettre l'étude des brûleurs. Les brûleurs 4 et 5 sont écrasés. Tous les brûleurs ont été lavés à l'eau sous pression ; aucun d'eux n'a été soumis à un effort lié à une chaleur extrême. L'enveloppe du brûleur arrière est brisée à 360°, sur environ un pouce et demi depuis le bord arrière, et elle est également brisée entre 290° et 300° sur environ deux pouces et demi depuis le bord arrière.



Fig. 45 : Chambres de combustion du moteur n° 2.

Arbre de la turbine basse pression et roulement 4 ½ :

La partie déposée de l'arbre de la turbine basse pression présente trois marques circonférentielles dont deux sur la partie interne du disque de la turbine haute pression et sur l'arbre arrière de la turbine haute pression. Le roulement 4 ½ et son joint d'étanchéité en carbone sont intacts.



Section de la turbine haute pression HPT :

Toutes les aubes du compresseur haute pression sont brisées et il n'y a aucune aube sur la turbine haute pression. La plaque arrière présente des marques de frottement dans le sens circonferentiel. Les aubes brisées présentent des marques de frottement dans le sens circonferentiel.

Section de la turbine basse pression LPT :

L'enveloppe des aubes intérieures du 2^{ème} étage est intacte. L'ensemble des aubes du 2nd étage du disque sont brisées et l'aube la plus longue est positionnée à un pouce et demi sur le moyeu. Sept aubes sont manquantes au second étage de la section où le joint d'étanchéité d'air interne est plié vers l'intérieur et 11 aubes sont manquantes sur d'autres parties de la circonférence. Le bord avant des aubes est en majeure partie brisé et présente des marques de frottement sur la surface.

Le guide de la troisième enveloppe intérieure manque. Entre le 2^{ème} et le 3^{ème} joint d'étanchéité d'air, on a un arc de 90° plié vers l'intérieur sur le second disque de la turbine basse pression. La surface extérieure du joint d'étanchéité d'air présente des marques de frottement, et la plus grande partie du joint du bord est manquante par rapport au joint de la semelle.

Toutes les aubes restantes sur le disque sont brisée près du moyeu. On a constaté l'absence de 12 aubes. L'enveloppe du 4^{ème} guide est intacte. La majorité des aubes de la turbine basse pression sont brisées près du moyeu. Les deux aubes les plus longues sont d'une longueur, respectivement, de un et deux pouces. Il manque deux aubes ; la majorité des aubes sont brisées et présentent des marques de frottement.

Enveloppes des turbines haute et basse pression (HPT et LPT) :

L'enveloppe de la HPT est toujours raccordée au CCOC. L'enveloppe de la HPT à l'endroit du raccordement au CCOC est décrochée sur environ 50 à 60 %, les points de raccordement étant brisés. Environ 40 à 50 % de la TIGV sont reliés ou coincés entre le guide du support intérieur et l'enveloppe de la HPT. Les aubes sont écrasées à 04:30 sur un cadran horaire par rapport à l'enveloppe de la HPT.

Au démontage, on a découvert que 20 aubes étaient collées à l'enveloppe de la HPT et que 25 étaient décrochées, elles ont été récupérées. Aucune trace de métal répandu n'a été mise en évidence sur les aubes qui n'ont pas été nettoyées. L'enveloppe de la HPT est distordue dans les sens axial et radial sur une plage située entre 03:30 et 05:30 sur un cadran horaire.

A environ 04:30, on constate une rupture axiale qui s'étend du raccord arrière de la HPT au support arrière de la TIGV, de quatre pouces dans le sens circonférentiel et d'un demi pouce dans le sens axial sur le support avant de la TIGV. Les surfaces brisées restant en avant du plan de la TIGV suggèrent la présence d'une cavité d'un pouce et quart remplie de matériau manquant de l'enveloppe, à environ 05:00 sur un cadran horaire. Il manque le joint d'étanchéité d'air extérieur (OAS) de la HPT.

Le carter de la HPT est intact et distordu. Il est écrasé à 04:00 et 08:00 sur un cadran horaire, ce qui correspond bien à l'impact au sol. L'enveloppe de la LPT est séparée de l'enveloppe de la HPT ; elle est écrasée sur la plage située entre 04:00 et 08:00 sur un cadran horaire. Le 2nd et le 3^{ème} OAS sont intacts. Le 2nd OAS est très endommagé à la base, sur la plage 04:30 à 07:00 d'un cadran horaire. Sur les zones proches de la circonférence, le nid d'abeille est toujours connecté à la base de l'OAS. Le 3^{ème} OAS est sévèrement endommagé sur la plage 07:00 à 06:30 d'un cadran horaire. Le 4^{ème} OAS est manquant. On ne constate aucune trace de rupture ou de trou sur l'enveloppe de la LPT.



Fig. 46 : Turbine haute pression.



Fig. 47 : Section de la turbine.



Fig. 48 : Section du compresseur.

Comme on peut observer sur les figures 47 et 48, les aubes du compresseur et les aubes de la turbine présentent de sérieuses marques d'usure, ce qui prouve qu'elles étaient en rotation juste avant que l'aéronef ne s'écrase au sol. On observe également la présence de ruptures sur les aubes de la turbine qui sont dues aux changements brusques de température auxquels a été soumis le matériel et qui ont modifié ses propriétés physiques en le fragilisant.



1.16.3 Simulation de vol :

Une animation a été créée, en utilisant l'ensemble des données disponibles fournies par le FDR et l'enregistrement du poste de pilotage ainsi que l'ensemble des analyses effectuées par les organismes de soutien à l'enquête pour aider à l'identification de la séquence événementielle de l'accident.

Les documents suivants ont été utilisés : le rapport du BEA CVRFDR_HK- 4374X_2005_hvn, présentant la lecture et l'interprétation des données du FDR. L'étude des performances du NTSB, DCA05RA093, qui comprend une simulation de l'assiette longitudinale et de l'incidence de l'aéronef. Tous les résultats obtenus à partir de ces études et les résultats de l'ADDENDUM à l'étude des performances ont été exploités pour alimenter la simulation.

En revanche, et afin de créer une animation aussi réelle que possible, certaines données du FDR ont été interpolées et parfois ajustées et modifiées. Cette animation décrit comment les données ont été utilisées pour reconstruire le déroulement des événements et fournit les avertissements de rigueur concernant les précautions à prendre en la regardant.



Fig. 49 : Simulation du vol sur la base des paramètres du FDR.

L'animation démarre à 06:44:00 et s'achève au moment de l'impact (07:00:32) ; néanmoins, les angles d'assiette longitudinale et d'incidence ne sont disponibles que jusqu'à 06:57:45.

La structure de l'écran de l'animation est composé de deux fenêtres : une fenêtre supérieure montre une vue extérieure de l'aéronef en vol. Le temps UTC est affiché dans le coin gauche en haut de l'écran. La transcription du CVR est affichée en dessous de l'image de l'aéronef. Une flèche rouge représente le vecteur de vitesse et indique l'incidence du fuselage. La valeur de l'incidence simulé (conformément à l'étude des performances du NTSB) est affichée à côté de la pointe de la flèche.



La fenêtre inférieure est un panneau présentant certains instruments génériques permettant de visualiser les paramètres de la manière la plus appropriée et commode possible. Ces instruments ne représentent pas nécessairement les instruments qui étaient installés à l'origine dans l'aéronef et qui étaient utilisés par l'équipage.

Scénario :

Le scénario n'est pas représentatif des conditions météorologiques traversées pendant le vol ou des caractéristiques topographiques de la zone de Machiques, état de Zulia.

Trajectoire et attitude :

La trajectoire horizontale utilisée n'est pas la trajectoire réelle de l'avion. Elle a été créée en utilisant une vitesse sol constante de 300 nœuds (Kt) avec une route orientée est. Le seul objectif ici est de simuler un mouvement vers l'avant.

Le Z utilisé pour la trajectoire s'appuie sur le paramètre enregistré de pression altimétrique. Le comportement en tangage est déduit des figures 13 et 15 de l'étude des performances du NTSB et fournit des valeurs jusqu'à 06:57:45. Après cet instant, une croix rouge apparaît dans la fenêtre avec le message « No pitch or AOA data ».

Le comportement en roulis n'est pas un paramètre valable du FDR et il n'a pas été simulé. C'est pourquoi une valeur de zéro (0) degré a été appliquée sur l'ensemble de l'animation. Pour le cap, une valeur de quatre-vingt dix (90) degrés a été appliquée sur l'ensemble de l'animation. Cette valeur n'est néanmoins pas appréciable à l'écran, la vue latérale de l'aéronef ne le permettant pas.

Flèche rouge :

Une flèche rouge représente le vecteur vitesse air, elle part du centre de gravité approximatif de l'aéronef.

L'angle entre la flèche et le corps ou fuselage de l'aéronef est l'incidence^(*), conformément au rapport de performances publié par le NTSB, qui fait l'objet du point 1.6.4.2. du présent rapport et qui fournit des valeurs jusqu'à 06:57:45 UTC. A partir de 06:57:45 UTC, la croix rouge apparaît dans la fenêtre de simulation accompagnée de la légende « No pitch or AOA data ». Les valeurs numériques de l'incidence sont également affichées à l'écran. La longueur de la flèche varie, conformément aux valeurs de vitesse indiquée ou IAS.

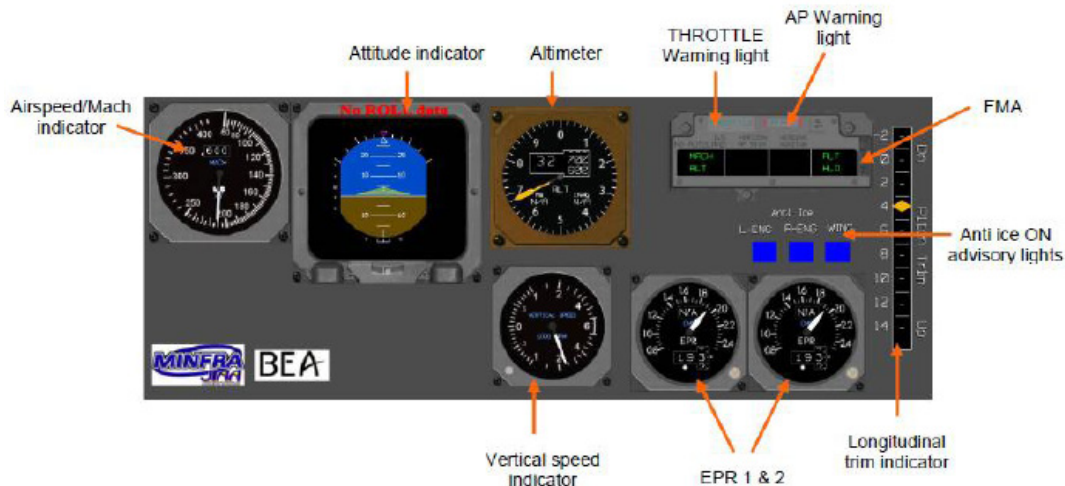


Fig. 50 : Panneau utilisé dans la simulation avec les principaux instruments de l'aéronef.

1.16.4. Historique des accidents de la Compagnie West Caribbean :

Ci-après figure un bref résumé de l'accident antérieur au WCW708, impliquant un aéronef LET 410 immatriculé HK-4146 de la compagnie West Caribbean, qui est survenu le 26 mars 2005. Cet accident s'est produit 5 mois avant l'accident du MD82. 23 personnes ont péri.

^(*)La traduction de ce paragraphe a été établie à partir de documents rédigés, à l'origine, en anglais.



Historique :

Au cours du décollage, à une vitesse proche de la V1, le moteur numéro 1 tombe en panne. Le décollage se poursuit mais la vitesse air diminue. L'aéronef s'incline sur la droite jusqu'à 135 degrés. La descente est inversée, à un angle de 40 degrés et l'aéronef s'écrase contre des arbres, l'épave a été localisée à environ 113 mètres du début de la piste 17.

Causes probables : « Le non-respect des procédures décrites en cas de panne d'un moteur après avoir atteint la V1, en particulier les procédures de maintien de la vitesse de décollage sécurisée de 84 nœuds, la rentrée de l'aileron d'inclinaison automatique, l'opération de levier du train d'atterrissage et l'utilisation de la puissance de réserve.

L'opération erronée du levier de combustible FCL du moteur n° 1 qui est passé de la position ouverte à fermée au cours des événements, laissant l'avion sans poussée, ainsi que l'opération inappropriée sur le levier de combustible FCL du moteur n° 2 qui a été basculé en position MAX NG dans une tentative pour obtenir plus de performances du moteur concerné.

Le maintien de l'avion dans une position de décollage après la panne du moteur n° 2 malgré la réduction de vitesse que cela a impliqué, et, par la suite, le maintien de l'avion dans une position ascendante après l'arrêt du moteur n° 1, suite à quoi l'aéronef a atteint la vitesse de décrochage qui a entraîné la perte de contrôle de l'appareil.

La panne du moteur n° 2 pour des raisons indéterminées pendant la course de décollage, à une vitesse proche de la V1 a obligé l'équipage à appliquer une série de procédures d'urgence pour affronter la panne et poursuivre la montée initiale.

L'absence ou le manque d'utilisation des ressources du poste de pilotage des membres de l'équipage au cours de la séquence des événements.

La réduction, dans une mesure non déterminée, de l'alerte ou de la conscience de la situation de la part de l'équipage, en conséquence de la situation financière de la compagnie ou de la séparation que le capitaine de l'aéronef était en train de vivre.

1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION :

La société anonyme West Caribbean Airways a été constituée le 28 décembre 1988. Son principal objet social est l'exploitation de transport public aérien de courrier, de chargement et de passagers, à finalité essentiellement commerciale, en ligne régulière conformément au Manuel des règlements aéronautiques colombien, sur le territoire national et à l'extérieur.

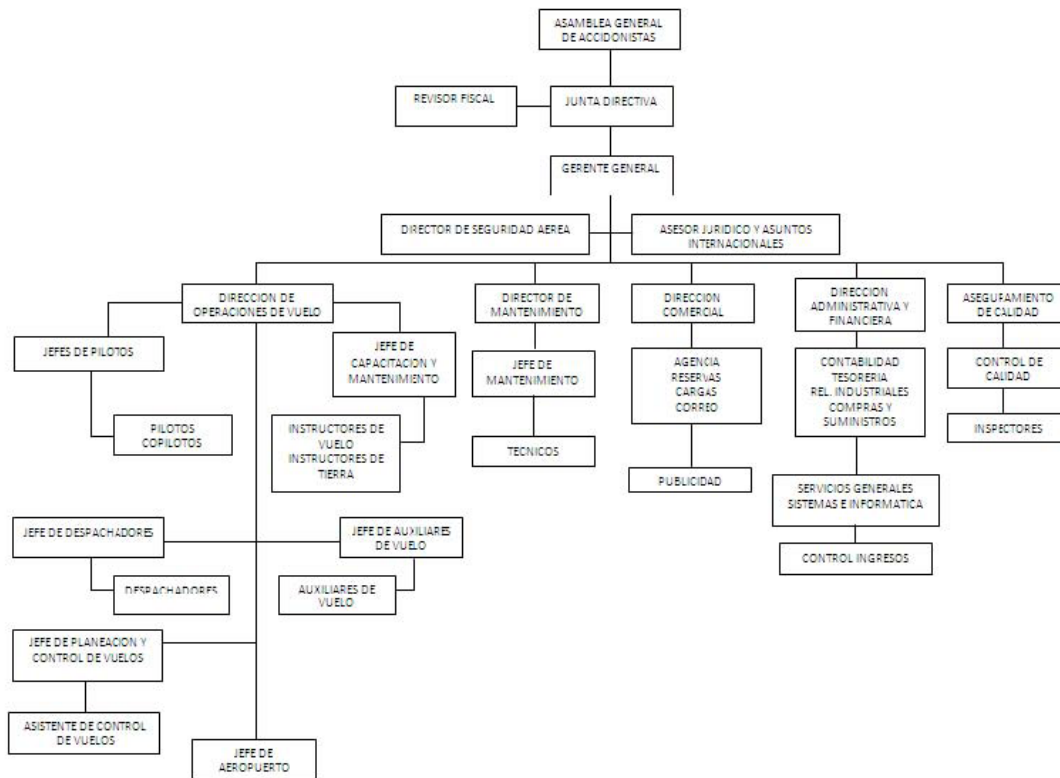


Fig. 51 : Organigramme de la compagnie West Caribbean.



Au moment où s'est produit l'accident, la compagnie avait des problèmes administratifs et financiers qui nuisaient considérablement à son fonctionnement ; sur les trois (3) aéronefs du modèle MD, seul l'aéronef qui a subi l'accident était opérationnel, les autres aéronefs n'étaient pas opérationnels et en attente de services de maintenance et, sur le plan administratif, en attente de capitaux permettant de couvrir les frais correspondants. Il a été mis en évidence que le personnel technique et administratif, du fait de la situation conjoncturelle de la compagnie, n'avait pas été payé depuis un temps considérable ; dans le cas du capitaine de l'aéronef sinistré, le retard de salaire était de six (6) mois. Au cours de l'année 2005, la compagnie a été sanctionnée deux fois par l'administration civile colombienne ; une première fois pour une surcharge de 1 652 kg au cours d'un vol pendant l'année 2004 et une seconde fois après qu'il eut été déterminé au cours d'une inspection annuelle que les temps de repos, de service et de vacances n'avaient pas été respectés et que les membres d'équipage ne suivaient pas les formations réglementaires ou pour des incohérences dans les enregistrements des registres de bord des aéronefs.

1.18. RENSEIGNEMENTS SUPPLEMENTAIRES :

1.18.1. Déclarations des témoins :

Aucun témoin présent lors de l'accident n'a été trouvé.

1.18.2. Agents régulateur des vols :

Un entretien avec l'agent régulateur du vol WCW708 correspondant à l'aéronef HK-4374X a été réalisé le 9 août 2007, au travers d'un questionnaire préalablement élaboré. Parmi les principaux aspects révélés par l'entretien, il apparaît que le plan de vol était envoyé depuis Medellin sous forme de paquets de formulaires et qu'à Panama, on remplissait les aspects tel que l'avitaillement. La partie opérationnelle était déjà détaillée, la route et le niveau de vol étaient envoyés par Internet avant le vol sur la même base que précédemment. **Aucune information météorologique n'était fournie.**



Autre aspect important : le plan de vol stipulait effectivement un niveau de vol à 35 000 pieds. Les entretiens sont joints en annexe 5.

1.19. TECHNIQUES D'ENQUÊTE UTILES OU EFFICACES :

Etude du comportement (performances) de l'aéronef, au point 1.6.4.2. du présent rapport, sur la base de l'étude publiée par le Bureau de recherche et d'ingénierie du NTSB en date du 19 avril 2006.

Cette étude comprend une simulation du vol basée sur des calculs afin de recréer le mouvement et les données d'entrée qui ont entraîné ces mouvements. Le FDR ne contenant aucune information critique, la simulation sert à obtenir ces données qui présentent un intérêt vital. Les résultats de la simulation sont comparés ultérieurement aux données du FDR disponibles pour validation.

En parallèle une analyse des voyants du panneau d'alarmes a été réalisée.

Parmi les quarante voyants identifiés sur le panneau d'alarmes de l'épave, seuls cinq présentaient des ampoules avec des filaments fortement déformés et des spires étirées, qui sont caractéristiques de voyants allumés au moment de l'impact et de voyants soumis à de fortes chaleurs.

Il s'agit des voyants d'alerte « L ENG ANTI-ICE » ou voyant antigivrage du moteur gauche, « R ENG ANTI-ICE » ou voyant antigivrage du moteur droit, et « WING ANTI-ICE » ou système antigivrage des ailes ; ils indiquent tous qu'ils étaient activés sur les deux moteurs et sur l'aile.

Il a été constaté que le voyant « AUTO-SLAT FAIL » était également allumé. Ce composant fait partie des dispositifs d'hypersustentation de l'aéronef. Au cours de cette phase de l'enquête, il n'a pas été possible de déterminer la raison pour laquelle ce voyant était allumé.



2. ANALYSE

2.1. DÉROULEMENT DU VOL

2.1.1. Préparation du vol

L'analyse du comportement en vol de l'aéronef MD-82, immatriculé HK-4374X, appartenant à la compagnie West Caribbean Airways, a permis d'obtenir les résultats suivants :

FOLIO Nº 000179

PLAN DE VUELO FLIGHT PLAN			
PRIORIDAD PRIORITY		DESTINATARIO(S) ADDRESSEE(S)	
HORA DE DEPOSITO FLIGHT TIME		REMITENTE ORIGINATOR	
IDENTIFICACION EXACTA DEL (DE LOS) DESTINATARIO(S) Y/O DEL REMITENTE SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEE(S) AND/OR ORIGINATOR			
3 TIPO DE MENSAJE MESSAGE TYPE	7 IDENTIFICACION AERONAVE AIRCRAFT IDENTIFICATION	8 REGLAS DE VUELO FLIGHT RULES	TIPO DE VUELO TYPE OF FLIGHT
9 NUMERO NUMBER	TIPO DE AERONAVE TYPE OF AIRCRAFT	CAT. DE ESTELA TURBULENTO WAKE TURBULENCE CAT.	10 EQUIPO EQUIPMENT
11 AERODROMO DE SALIDA DEPARTURE AERODROME	HORA TIME		
12 VELOCIDAD DE CRUCERO CRUISING SPEED	NIVEL LEVEL	RUTA ROUTE	
16 AERODROMO DE DESTINO DESTINATION AERODROME			
18 OTROS DATOS OTHER INFORMATION			
19 INFORMACION SUPLEMENTARIA (EN LOS MENSAJES FPL NO HAY QUE TRANSMITIR ESTOS DATOS) SUPPLEMENTARY INFORMATION (NOT TO BE TRANSMITTED IN FPL MESSAGES)			
EQUIPO DE SUPERVIVENCIA/SURVIVAL EQUIPMENT		EQUIPO RADIO DE EMERGENCIA EMERGENCY RADIO	
BOTES NEUMATICOS/DINGHIES		CHALECOS/JACKETS	
NUMERO / CAPACIDAD / CUBIERTA AIRCRAFT COLOUR AND MARKING		COLOR / COLOUR	
OBSERVACIONES REMARKS			
PILOTO AL MANDO PILOT-IN-COMMAND			
PRESENTADO POR / FILL IN BY			
ESPACIO RESERVADO PARA REQUISITOS ADICIONALES SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS			

RECIBIDO 16 ABO 2013

Fig. 52 : Plan de vol



2.1.2. Début du vol (Phase I) Décollage et montée, Phase II : vol de croisière au niveau 310.

L'aéronef s'aligne pour décoller à environ 06:00:00 UTC, le pilote automatique est enclenché à neuf mille (9 000) pieds et le profil de montée est suivi à haute vitesse et sans restriction d'altitude (300 nœuds et Mach 0,74). L'aéronef met environ vingt-six (26) minutes pour atteindre le niveau 310 (06:26:00 UTC) ; selon les tableaux de performances, la durée normale est de vingt-et-une (21) minutes. Pendant le vol de croisière au niveau 310, plusieurs changements de trajectoire sont demandés à l'ATC afin d'éviter les mauvaises conditions météorologiques (selon les informations fournies lors de la transcription du CVR, à 06:33:32, le copilote demande une altération de cap à gauche afin de contourner des formations atmosphériques défavorables). L'aéronef se maintient à ce niveau pendant quatorze (14) minutes.

Note : le temps mis par l'aéronef depuis le décollage pour atteindre le niveau de vol 310 a été calculé à l'aide des données FDR.

2.1.3. Montée du niveau 310 au niveau 330 et début de la croisière (Phase III)

Ensuite, l'aéronef amorce une montée, passant du niveau de vol 310 au niveau 330 à 06:39:30 UTC, avec ses systèmes d'antigivrage allumés, alors que les tableaux de performances n'autorisent pas ce niveau. C'est ce que l'on appelle « plafond de propulsion ». En effet, la masse de l'aéronef et l'utilisation des éléments d'antigivrage induisent dans ce cas une pénalisation en terme de plafond d'altitude de trois mille pieds.

Ce niveau ne peut pas être atteint en raison de la masse de l'aéronef et de l'utilisation des éléments d'antigivrage qui limitent la puissance des moteurs. Il s'agit « du plafond de propulsion » défini dans les tableaux de performances du manuel de vol de l'aéronef (AFM).

À 06:42:00 UTC, lors de la montée, l'équipage de conduite passe du mode de pilotage automatique « Mach Hold » au mode « Vertical Speed » sans faire le moindre commentaire à ce sujet, soit a priori une vitesse ascensionnelle de près de cinq cents (500) pieds par minute, définie en mode manuel. Au moment d'atteindre le niveau de vol 320, à 06:42:30 UTC, le commandant de bord suggère de désactiver les systèmes d'antigivrage. Le copilote obéit et quelques secondes après, l'EPR démontre que les systèmes d'antigivrage ont bien été éteints afin d'augmenter cette valeur. Cependant, l'automanette passe de « EPR Limit (Climb) » à « Mach EPR Limited », signalé sur le bandeau d'annonce de modes FMA « Mach ATL ». Ainsi, le nombre de Mach à cet instant, soit 0,72, est inférieur à celui sélectionné, étant donné que l'automanette tente d'augmenter la vitesse au nombre de Mach souhaité, alors que la puissance choisie est au maximum. Par conséquent, l'aéronef ne peut pas maintenir le nombre de Mach sélectionné en montée. Il se trouve alors à une altitude de 32 200 pieds.



Lorsque l'altitude sélectionnée (FL330) est atteinte à 06:43:40 UTC, l'automanette reste sur « Mach ATL » pendant l'accélération à Mach 0,76 (nombre choisi par l'équipage). L'indicateur du calculateur de poussée (TRI) continue d'afficher « Max Climb ». L'aéronef accélère donc jusqu'au nombre de Mach souhaité, à savoir 0,76, et le système d'automanette revient au mode « Mach Hold ». On peut alors lire un EPR compris entre 2,0 et 2,05. À cet instant, l'équipage aux commandes a vraisemblablement sélectionné manuellement « Max Cruise » sur l'indicateur du calculateur de poussée (TRI), réduisant alors l'EPR (valide) jusqu'à des valeurs comprises entre 1,80 et 1,90 ; le système de protection contre le givre est désactivé.

2.1.4. Phase IV : perte de vitesse depuis le niveau 330

À 06:48:42, et pendant près de 30 secondes, l'indicateur d'EPR revient à 1,88 puis baisse à un niveau inférieur à la limite MCR (« Max Cruise »). Les systèmes d'antigivrage des deux moteurs et de la voilure (EAI et AAI) sont allumés. Ces systèmes ont probablement été activés pratiquement à cet instant. L'EPR commence alors à varier de façon sensible.

L'aéronef conserve ces valeurs à Mach 0,76 (268 nœuds IAS) jusqu'aux environs de 06:49:25 UTC, lorsque la vitesse commence à baisser. À 06:49:46 UTC, le mode d'automanette passe à « Mach ATL », ce qui signifie que le système ATS délivre la poussée maximale sélectionnée par l'équipage. Cette puissance est inférieure à celle requise pour le niveau de vol, induisant alors une perte de vitesse de l'aéronef. Parallèlement, le pilote automatique réglé sur « ALT Hold » maintient l'altitude tout en augmentant l'assiette longitudinale.



Aux environs de 06:49, comme on peut le voir sur la figure 25 page 52, en dessous de Mach 0,73, l'aéronef pénètre dans une zone critique appelée « second régime ». La seule manière d'en sortir est de descendre afin d'augmenter le niveau d'énergie.

L'aéronef continue à perdre de la vitesse jusque vers 06:52:00 UTC, lorsque l'équipage éteint les systèmes d'antigivrage. Le nombre de Mach baisse alors à 0,71 (250 nœuds IAS). La légère augmentation de l'EPR visible à cet instant laisse penser que l'équipage a modifié manuellement la poussée.

À 06:52:40, l'équipage suggère d'activer les systèmes d'antigivrage. Selon les données, ces systèmes ont bien été activés et le mode du calculateur de poussée (TRI) est passé de « Cruise » à « Climb ». Cette configuration sera conservée jusqu'à la fin du vol.

Entre 06:49:00 et 06:57:45, le compensateur de l'empennage horizontal se déplace d'1,1 à 3,8 unités à cabrer. Selon les données, l'incidence a augmenté de 2,5 à 7,5 degrés à cabrer.

Le bulletin des opérations aériennes numéro **MD-80-02-02A** émis par Boeing le 6 août 2002 décrit cet effet aérodynamique de perte de vitesse. **Aucun élément n'indique que l'équipage avait connaissance du contenu de ce bulletin.**

Pendant cette phase, l'équipage est occupé tandis qu'il reçoit le service repas en cabine et qu'il communique avec le centre de contrôle de Maquetia (MIQ). Il ne se rend donc pas compte du changement de mode ni de la perte de vitesse progressive de l'aéronef. Par conséquent, l'équipage de conduite a perdu, et ce depuis déjà un certain temps, toute conscience de l'environnement ou de la situation en ne remarquant pas véritablement les changements intervenus en termes d'assiette et de performances de l'aéronef à l'altitude de vol de ce dernier (changements de vitesse, de puissance et d'assiette de vol). L'équipage a voulu maintenir l'aéronef à une altitude de vol qui, selon les graphiques et les tables de performances, ne peut pas être conservée de façon appropriée, compte tenu de l'utilisation des systèmes d'antigivrage et de leurs effets sur les performances des moteurs.



2.1.5. Phase V : descente depuis le niveau 330 jusqu'au décrochage

À 06:57:10 UTC, le commandant de bord désactive le pilote automatique et demande à descendre jusqu'au niveau 310 ; 700 pieds avant d'atteindre ce niveau, l'alarme « Altitud Alert » retentit. On pense qu'à cet instant, le commandant de bord a tiré sur le manche afin de stabiliser l'aéronef au niveau choisi. Ce changement de niveau de vol est peut-être dû au buffeting préalable au décrochage, compte tenu du faible niveau de puissance de l'aéronef et de la présence de vents ascendants. L'incidence de l'aéronef est alors sur le point d'atteindre les 7,5 degrés à cabrer.

À 06:57:45 UTC, un son de vibration est émis au niveau du manche « Stick Shaker », ensuite un deuxième se déclenche, l'alarme de décrochage « Stall Warning ».

2.1.6. Phase VI : perte de contrôle de l'aéronef

Après le déclenchement de l'alarme de décrochage « Stall Warning », la position du compensateur « Trim » de l'empennage correspond bien à l'action exécutée depuis le poste de pilotage. Dans le même temps, on constate une perte de poussée des deux moteurs. L'EPR a chuté aux alentours d'une valeur de 1,2. Cette perte de poussée peut s'expliquer par le masquage du flux d'air entrant (dans les moteurs) liée à la voilure, et par les turbulences d'air dues à l'incidence élevée. Cette chute de l'EPR est enregistrée entre 06:57:46 et 06:59:54.



Les informations obtenues du CVR laissent penser que le commandant de bord s'est focalisé sur les indications des instruments des moteurs, alors que le copilote avait signalé avoir identifié le décrochage. Tandis que la descente se poursuit, l'action inappropriée, à savoir l'augmentation du compensateur de profondeur à cabrer, accentue les forces de traînée au point que l'aéronef devient irrécupérable compte tenu de l'altitude restante.

Pendant la descente, aucune annonce de situation d'urgence n'est transmise au contrôle aérien, ni aucune mention n'est faite de l'exécution des check-lists.

À cet instant, le commandant de bord n'a toujours pas conscience de la gravité de la situation. Seuls les niveaux de vol inférieurs sont exigés par radio au centre de contrôle Maquetia (MIQ).

L'EPR augmente jusqu'à 1,8, et ce 30 secondes avant l'impact.

Le mouvement de l'empennage horizontal pendant la descente est discontinu (activations intermittentes à durées variables). En outre, l'amplitude du mouvement est cohérente avec la vitesse du compensateur du premier moteur mais pas avec celle du second moteur, ou inversement. Par conséquent, des commandes manuelles sont à l'origine des augmentations d'assiette pendant la descente. Ce mouvement atteint douze (12) unités à cabrer, ce qui correspond à la butée du compensateur.

Le pilote automatique n'était pas enclenché.

Bien que les paramètres de la gouverne de profondeur et du manche extraits du FDR n'aient pas été valides, le mouvement immédiat de l'empennage à cabrer coïncide bien avec l'activation par inadvertance des interrupteurs du compensateur, tandis que l'équipage tire sur le manche pour relever le nez de l'aéronef. Compte tenu de ce qui précède, la réponse initiale est contraire aux procédures de récupération de décrochage définies dans les manuels opérationnels de l'aéronef.

Pendant la phase de descente, au moment de traverser le niveau de vol 250, la vitesse atteint cent cinquante (150) nœuds. Selon les actions manuelles enregistrées, le stabilisateur horizontal s'est déplacé pendant cette phase de façon progressive. À 06:59:50 UTC, l'équipage annonce qu'il a passé quatorze mille (14 000) pieds et que l'aéronef est incontrôlable.

Au fur et à mesure que l'aéronef poursuit sa descente et que le stabilisateur horizontal continue à se déplacer jusqu'à atteindre sa position maximale à cabrer, la traînée induite par l'aéronef s'amplifie, augmentant alors le taux de descente (phénomène semblable à ce que l'on appelle « Deep Stall » ou superdécrochage). Par la suite, tandis que l'aéronef continue à descendre, ce dernier atteint un point empêchant toute récupération étant donné l'altitude restante et l'assiette longitudinale affichée.

La bande s'arrête à 07:00:31 UTC. Le site de l'accident a permis de confirmer que l'impact de l'aéronef s'est produit avec une attitude à cabrer. Cet élément concorde avec les données extraites du FDR ainsi qu'avec les résultats de l'analyse réalisée sur les ampoules du panneau central d'alarmes, démontrant que les systèmes d'antivirage de l'aéronef étaient bien activés.

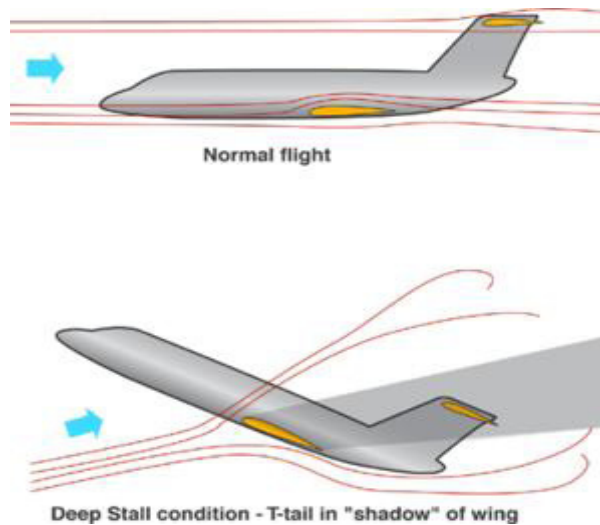


Fig. 53 : Schéma d'un superdécrochage



Un superdécrochage (ou « Deep Stall ») est un type de décrochage très dangereux affectant certains modèles d'aéronefs, notamment ceux présentant une « dérive en T », comme le MD-82. Sur ces modèles, l'onde turbulente de l'aile en décrochage en raison d'un angle d'incidence excessif « masque » l'empennage horizontal, ce qui le rend totalement inefficace. Les effets aérodynamiques permettant de contrôler et de modifier l'assiette longitudinale (à cabrer ou à piquer) sont alors neutralisés et l'aéronef devient irrécupérable.

L'analyse du site de l'accident confirme que l'impact de l'aéronef s'est produit avec une attitude à cabrer, c'est-à-dire le compensateur de profondeur en position maximale à cabrer. Les données extraites du FDR vont dans ce sens.

Antécédents à prendre en compte dans cette enquête

On peut prendre comme exemple l'accident d'un aéronef DC-8 de la compagnie **Airborne Express**, qui présente une certaine pertinence par rapport à ce cas. Dans cet accident, l'approche de décrochage de l'aéronef est induit de façon intentionnelle à une altitude moyenne (env. FL140 ou 14 000 pieds) lors d'un vol d'essai post-maintenance nocturne, tandis que le « Stick Shaker » n'est pas activé. Dès lors que l'équipage de vol se rend compte du décrochage, il tente de récupérer l'aéronef uniquement avec la puissance des moteurs. L'aéronef descend en décrochage pendant au moins soixante-dix (70) secondes jusqu'à son impact avec le sol. Un des aspects importants de cet accident est le fait que la manœuvre a été réalisée de nuit, ce qui complique le processus de récupération dans ces conditions (IMC). Lors de cet accident, le NTSB a conclu que la réalisation de ces manœuvres de nuit et sans visibilité de l'horizon naturel avait privé l'équipage d'un important repère visuel, qui aurait pu faciliter grandement le processus de récupération.

Autre exemple, en 1997, un aéronef **d'American Airlines**, durant une montée au-delà de ses capacités, commence à perdre de l'énergie, ce qui l'a mené à décrocher tout en s'efforçant de maintenir une altitude intermédiaire. En effet, l'équipage a déconnecté par inadvertance l'automanette et ne remarque à aucun moment la perte de vitesse. Cet événement se produit en près d'une (1) minute. Si l'équipage avait contrôlé la vitesse, il aurait pu identifier plus facilement cette baisse. Autre cas semblable, un aéronef de la compagnie **Pinnacle Airlines**, au niveau de vol 410, réalise une ascension au-delà de son plafond de propulsion. Il atteint cette altitude avec une configuration erronée et le pilote automatique activé en mode « vitesse verticale ». Ainsi, l'aéronef atteint l'altitude souhaitée sans disposer d'une puissance de réserve suffisante pour accélérer. Dans ce cas, l'équipage a bien identifié la perte de performance de l'aéronef mais a réagi trop tard pour empêcher le décrochage, entraînant la perte de contrôle de l'aéronef.



Deux exemples très importants méritent d'être mentionnés. Le premier concerne la compagnie **Scandinavian Airlines System (SAS)**. En 1998, un incident se produit sur un aéronef **MD-81** au niveau de vol 330. L'équipage identifie une baisse d'énergie. A la suite du buffeting et de l'activation du « Stick Shaker », il décèle un problème d'extinction (« Flame Out ») au niveau des moteurs. Il amorce alors une descente immédiate de l'aéronef. Pendant la récupération, l'EPR des moteurs revient à la normale et l'équipage peut maîtriser la situation et atterrir à l'aéroport de départ. Le second exemple implique la compagnie **Spirit Airlines**. En 2002, un aéronef MD-82 fait face à une perte de poussée au niveau des moteurs pendant la montée jusqu'au niveau de vol 330, avec une baisse des valeurs d'EPR, N1 et de vitesse. Par la suite, le « Stick Shaker » s'active. L'équipage décide au bon moment de descendre jusqu'à récupération de l'aéronef, puis parvient à atterrir sans autres complications majeures.

Il est important de noter qu'outre les essais de certification de décrochage et les essais en soufflerie, les événements décrits ci-dessus démontrent qu'il est possible de récupérer un aéronef MD-80 tous modèles confondus en décrochage dans des conditions de vol normales, dès lors que les procédures de récupération adéquates sont suivies (lesquelles sont décrites dans les manuels du constructeur).



2.2. FACTEURS HUMAINS

Le domaine « Facteurs humains » de l'enquête sur les accidents et incidents d'aviation met en évidence l'importance du rôle de l'être humain exposé à des éléments hors de son cadre naturel, tout en soulignant son adaptation à une série d'apprentissages afin d'accomplir ses fonctions de façon efficace.

Une étude du « comportement humain » est donc réalisée afin d'examiner les causes ou les facteurs contributifs d'accidents et d'incidents, en envisageant la possibilité, face aux contraintes, d'un risque d'exécution inadéquate de l'une des fonctions garantissant la sécurité du vol.

L'étude de cas met l'accent sur les actions de l'équipage de conduite. Le déroulement du vol est donc divisé en deux (2) étapes, en tenant compte de l'importance de l'exécution des procédures inadéquates qui, à chaque phase, ont contribué à l'accident : première étape : actions avant le décrochage ; seconde étape : actions après le décrochage.



ACTIONS AVANT LE DÉCROCHAGE

✓ Utilisation des systèmes d'antigivrage dans les conditions de performances définies

Les systèmes d'antigivrage du MD-80 sont commandés par des interrupteurs à deux positions (on / off) situés sur le panneau supérieur (« Overhead Panel ») ; il y en a un pour chaque moteur. Lorsque l'interrupteur est positionné vers le haut, le système d'antigivrage est activé ; lorsqu'il est positionné vers le bas, le système est désactivé. Un ensemble similaire de deux interrupteurs existe pour le système « Airfoil ». Concernant ce système, on pense que les variations d'EPR enregistrées par le FDR, faisant état d'au moins 8 configurations différentes suite à des changements au niveau du système d'antigivrage pendant une période de 9 minutes, sont liées à l'utilisation de l'interrupteur, plus précisément à la manipulation des interrupteurs du système d'antigivrage, entraînant des variations de puissance des moteurs lors de l'activation du système d'antigivrage « Airfoil », y compris sur un seul moteur.

Ces informations sont confirmées dans la transcription du CVR, qui fait mention d'une discussion à deux reprises concernant l'état du système d'antigivrage. À noter cependant qu'aucun des pilotes n'évoque une quelconque configuration de poussée ni d'EPR pendant le vol.

Dans cet accident, il est important de mettre en avant l'absence d'interprétation opportune de la baisse d'énergie de l'aéronef (la vitesse est passée de Mach 0,76 à Mach 0,60 en 10 minutes), des changements d'assiette longitudinale sur l'axe transversal de l'aéronef et des alarmes associées à plusieurs ajustements du compensateur (« Trim ») lorsque l'aéronef tente de maintenir l'altitude sélectionnée. On en déduit que le non-maintien d'un niveau de vol adéquat est dû au non-maintien d'un niveau approprié de conscience de la situation ou de l'environnement (c'est-à-dire percevoir, savoir ou comprendre à chaque instant ce qui se passe autour de l'individu). Dans ce cas, plusieurs éléments viennent corroborer cette insuffisance de conscience de la situation, à savoir :

- a) la perception du temps pendant lequel se produisent chacun des événements liés aux performances de l'aéronef : atteinte et maintien de l'altitude souhaitée, maintien de la vitesse, réaction de l'aéronef suite aux différents changements de réglages ou d'options des systèmes de pilotage automatique, automanette et obtention des valeurs de poussée des moteurs (EPR) ;
- b) une mauvaise perception des changements d'assiette de l'aéronef ;
- c) une perception et une réaction inappropriées face aux avertissements signalés par les dispositifs ou systèmes d'alerte de décrochage de l'aéronef ;
- d) l'absence de corrélation entre la masse et le centrage de l'aéronef et les performances de ce dernier aux altitudes sélectionnées ou prévues, aussi bien lors de la planification (avant le décollage) que pendant le vol.



ACTIONS APRÈS LE DÉCROCHAGE

Lors de cette étape, on peut constater l'incapacité à rétablir l'état d'énergie de l'aéronef suite à la perte de sustentation. Selon la transcription du CVR, le système de protection anti-décrochage était activé et signalait clairement à l'équipage qu'une procédure de récupération devait être lancée. En effet, la transcription indique que le copilote avait correctement identifié la situation de décrochage et qu'il en avait fait part au moins deux fois au commandant de bord. Les problèmes n'ont été identifiés qu'après lecture des indications des moteurs. Dès lors que l'équipage se rend compte du décrochage, il décide d'utiliser le contrôle de tangage pour maintenir le nez vers le haut. De plus, aucune mention n'est faite des check-lists.

À noter que l'entraînement des équipages de la compagnie West Caribbean en simulateur n'inclut pas l'identification de buffeting : vibrations ou secousses des ailes en décrochage), ni les procédures de récupération des aéronefs MD-80 en décrochage à haute altitude. Le rapport d'analyse 6712 émis le 6 décembre par le système ASRS (Aviation Safety Reporting System) du retour d'expérience de la NASA (National Aeronautics and Space Administration) (cf. Annexe 6) résume un grand nombre d'incidents liés aux décrochages des aéronefs MD-80. Il est donc essentiel de prévoir dans l'entraînement en simulateur l'identification et la récupération de décrochages à haute altitude.

Les trois tableaux suivants présentent les différents aspects à évaluer dans l'analyse des éléments découverts en fonction d'une série de compétences jugées pertinentes pour l'exécution optimale des tâches de l'équipage, à savoir : l'individu, les procédures et le contexte ou cadre général de la situation présentée. La première colonne détaille les aspects généraux permettant de dresser le « portrait psychologique » du commandant de bord au moment de l'accident. À noter que la plupart de ces aspects ont été déterminés à partir d'entretiens réalisés avec les proches, les amis et les collègues de travail, et d'une étude complète axée sur la formation et l'expérience en vol.



TABLEAU N° 6 « Facteurs humains associés au commandant de bord »

Utilisation des ressources adéquates pour la fonction de pilote aux commandes	Compétences évaluées	Éléments factuels de l'enquête	Facteurs psycho-émotionnels associés
Le commandant de bord lui-même	<ul style="list-style-type: none"> • Leadership • Gestion • Concept de soi : estime et image personnelles • Autocritique • Responsabilité • Assurance • Travail en équipe • Prise de décisions • Travail sous pression • Ambiance de travail positive • CRM (gestion des ressources de l'équipage) 	<p>6 mois sans salaire Perte de soutien de famille Situation professionnelle instable Rejet de la famille quant à la situation professionnelle Frustration professionnelle Refus de planifier le vol</p> <p>Retard du vol en raison du paiement du carburant</p> <p>Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) Absence de communications avec le copilote Leadership opéré de façon inadéquate</p> <p>Traits de caractère : Rigide / sévère Auto-discipliné Très grande maîtrise de soi Surprotecteur / dépendant Peu perspicace</p> <p>Antécédents Deuil non fait (perte du père) Non définition de priorités en cas d'extrême urgence</p>	<p>Dépression</p> <p>Stress</p> <p>Frustration</p> <p>Fatigue psychophysique</p> <p>Anxiété</p> <p>Sous-estime de soi</p>

Le tableau n° 6 décrit les facteurs ayant eu une incidence majeure sur le comportement du pilote au moment de l'accident. On peut voir que ce dernier présente un niveau de stress et d'anxiété très élevé dû aux difficultés financières rencontrées par la compagnie, d'où une instabilité professionnelle renforcée par un climat d'insécurité. À cet égard, il est important de mentionner que compte tenu de cette situation d'instabilité salariale, le pilote a dû créer une entreprise familiale (bar-restaurant) afin de percevoir des revenus. Il a alors vu ses heures de repos réduites, ainsi que ses chances de monter en grade en tant que pilote professionnel.

Les facteurs psycho-émotionnels décrits dans ce tableau montrent que le commandant de bord était perturbé au moment d'exécuter ses tâches.



TABLEAU N° 7 « Facteurs humains associés au commandant de bord »

Utilisation des ressources adéquates pour la fonction de pilote aux commandes	Compétences évaluées	Éléments factuels de l'enquête	Facteurs psycho-émotionnels associés
<p>Gestion des instruments et des procédures</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Connaissance des systèmes • Maîtrise des éléments d'automatisation • Lecture du panneau instrumental • Observation de l'environnement • Maîtrise des procédures anormales et d'urgence • CRM (gestion des ressources de l'équipage) • Utilisation des check-lists • Expérience sur l'aéronef en tant que commandant de bord 	<p>Exercice tardif de la profession de pilote :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Retard en termes d'expérience professionnelle - Anticipation et planification moindres des conséquences d'actes, source de risques plus importants <p>Faible niveau d'expertise technique :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Concernant le contrôle en simulateur, absence d'entraînement en décrochage à haute altitude - Exercice occasionnel sur certains aspects liés au décrochage en simulateur <p>Total de 422,19 heures en tant que commandant de bord d'un MD-82 :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Heures de vol insuffisantes pour un commandant de bord - Transfert négatif <p>Conduite de l'aéronef en dehors des limites et des paramètres définis dans le manuel d'utilisation du fabricant</p> <ul style="list-style-type: none"> • Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) : - Aucune mention d'exécution des actions de mémoire, des check-lists ni des procédures d'urgence <p>Absence de suivi psycho-émotionnel lors du renouvellement du certificat médical périodique :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Absence d'informations sur le trouble cognitif 	<p>Comportement inadéquat en cockpit</p> <ul style="list-style-type: none"> - Esprit intégratif avec capacités d'analyse et de synthèse limitées - Faible sensibilité à plusieurs stimuli conditionnés - Absence d'échanges avec le copilote - Expérience en vol insuffisante sur MD-82

L'analyse du tableau n° 7 met en avant le manque d'expérience du commandant de bord en matière d'utilisation des modes de pilotage automatique de l'aéronef. Selon les enregistrements du CVR, aucune mention n'est faite de la perte de vitesse, du buffeting (juste avant le décrochage), ni de la situation d'urgence. En effet, le tableau de performances n'a pas été contrôlé et les actions de mémoire de la check-list n'ont pas été exécutées pour tenter de récupérer l'aéronef en décrochage.



TABLEAU N° 8 « Facteurs humains associés au commandant de bord »

Utilisation des ressources adéquates pour la fonction de pilote aux commandes	Compétences évaluées	Éléments factuels de l'enquête	Facteurs psycho-émotionnels associés
Environnement	<ul style="list-style-type: none">• Conscience de la position• Conscience de la situation• Analyse des informations• Anticipation et planification	Perception des alarmes <ul style="list-style-type: none">- Mauvaise planification du vol :- Niveau de vol considéré hors des limites définies dans les tables de performances- Absence d'informations météorologiques à jour (conditions atmosphériques défavorables)• Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) :- Dissociation de la réalité- Ignorance des alarmes déclenchées	Niveau de vigilance moindre (faible attention et concentration pendant le vol) Mauvaise planification Incapacité à prendre des décisions adéquates face à une situation d'urgence

Le tableau n° 8 souligne l'anticipation et la planification inadéquates du vol, démontrées par l'absence d'informations météorologiques à jour dans le plan de vol. Ainsi, malgré des conditions atmosphériques défavorables avant et pendant l'accident, la trajectoire n'a pas été modifiée afin d'éviter des formations givrantes, et les systèmes d'antigivrage ont donc été utilisés en continu. Enfin, l'altitude choisie dans le plan de vol se trouvait hors des limites définies dans les tables de performances de l'aéronef, compte tenu de sa masse au décollage.



TABLEAU N° 9 « Facteurs humains associés au copilote »

Utilisation des ressources adéquates pour la fonction de pilote aux commandes	Compétences évaluées	Éléments factuels de l'enquête	Facteurs psycho-émotionnels associés
Le copilote lui-même	<ul style="list-style-type: none">• Concept de soi : estime et image personnelles• Responsabilité• Assurance• Travail en équipe• Prise de décisions• Travail sous pression• CRM (gestion des ressources de l'équipage)	<p>6 mois sans salaire Situation professionnelle instable Frustration professionnelle Ego diminué</p> <p>Retard du vol en raison du paiement du carburant</p> <p>Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) : Absence de communications avec le commandant de bord</p> <p>Traits de caractère : Soumis et discipliné Coopératif Respectueux de l'autorité Réservé Dépendant Méthodique Altruiste</p>	Dépression, stress, frustration, sous-estime de soi



TABLEAU N° 10 « Facteurs humains associés au copilote »

Utilisation des ressources adéquates pour la fonction de pilote aux commandes	Compétences évaluées	Éléments factuels de l'enquête	Facteurs psycho-émotionnels associés
Gestion des instruments et des procédures	<ul style="list-style-type: none"> • Connaissance du système • Maîtrise des éléments d'automatisation • Lecture du panneau instrumental • Observation de l'environnement • Maîtrise des procédures anormales et d'urgence • CRM (gestion des ressources de l'équipage) • Utilisation des check-lists • Expérience sur l'aéronef en tant que copilote 	<p>Licence de copilote sur l'aéronef octroyée depuis environ un (1) an :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Expérience limitée en termes d'anticipation et de planification des conséquences des actions <p>Total de 862,10 heures en tant que copilote à bord d'un MD-82/Let 410 :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Heures de vol suffisantes pour les fonctions de copilote mais insuffisantes pour prendre la situation en main <p>Conduite de l'aéronef en dehors des limites et des paramètres définis dans le manuel d'utilisation du fabricant</p> <p>Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Aucune mention d'exécution des actions de mémoire, des check-lists ni des procédures d'urgence 	<ul style="list-style-type: none"> - Comportement inadéquat en cockpit - Absence d'échanges avec le commandant de bord - Expérience en vol insuffisante sur MD-82
Environnement	<ul style="list-style-type: none"> • Conscience de la position • Conscience de la situation • Analyse des informations • Anticipation et planification 	<p>Mauvaise planification du vol :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Absence d'informations météorologiques à jour (conditions atmosphériques défavorables) <p>Absence de CRM (gestion des ressources de l'équipage) :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Dissociation de la réalité 	<p>Niveau de vigilance moindre (faible attention et concentration pendant le vol)</p> <p>Mauvaise planification Incapacité à prendre des décisions adéquates face à une situation d'urgence</p>



La formation en « CRM » (principe de gestion adéquate des ressources de l'équipage visant à instaurer un cadre sécuritaire), axée sur le développement d'un leadership efficace, d'une communication affirmée et d'un travail en équipe, revêt une grande importance. Ainsi, le tableau n° 9 présente les « facteurs humains associés au copilote », permettant de faire le lien entre tous les aspects qui ont joué un rôle majeur lors de l'accident en question.

À partir de ces informations, il est possible de déduire les éléments suivants :

- 1) L'existence d'une bonne corrélation (autorité/soumission et maîtrise de soi/discipline) entre les profils ou traits de caractère des deux membres d'équipage aux commandes explique l'absence de communication appropriée et, au final, le non-échange d'informations concernant les actions de mémoire et les check-lists, l'exécution des actions sans dialogue ou l'absence de manifestation d'émotions dans des conditions de tension élevée (stress).
- 2) La différence d'âge (40 ans pour le commandant de bord et 21 ans pour le copilote), ajoutée au profil comportemental décrit au point ci-dessus, soulignent un fort gradient d'autorité et donc une absence de coopération.
- 3) Le manque d'expérience des deux pilotes (heures de vol sur l'aéronef et manque d'entraînement concernant la situation d'urgence spécifiée) explique la non-identification de la perte de puissance de l'aéronef et suggère l'adoption de mécanismes de défense liés à la dissociation de la réalité, aboutissant à un résultat négatif sur la prise de décision.



- 4) Une baisse du niveau de vigilance due à la fatigue liée au retard du vol, l'état d'incertitude et d'instabilité professionnelle de l'équipage et d'autres éléments de distraction en vol expliquent le conflit et la perte de conscience de la situation ou de l'environnement. Les membres d'équipage n'ont donc pas pu identifier de façon opportune et adéquate la situation anormale qui s'est aggravée pendant une certaine période ni une série d'événements qui auraient pu être décelés et gérés de façon appropriée avant d'engendrer une situation défavorable très critique et irréversible ayant conduit à l'accident mortel.
- 5) Cette analyse des facteurs humains permet également d'émettre les premières conclusions suivantes :
- a) Planification inadéquate et incomplète du vol liée à la non-prise en compte des effets de la masse et du centrage de l'avion sur les performances « prévues » pour l'altitude de vol sélectionnée ou établie.
 - b) Analyse partielle ou inappropriée des conditions météorologiques sur la trajectoire de vol sélectionnée.
 - c) Niveau de conscience de la situation des deux pilotes aux commandes insuffisant en raison de leur incapacité à percevoir de façon opportune et correcte ce qui se passait en termes de performances de l'aéronef, les empêchant de prendre les mesures correctives correspondantes.
 - d) Absence d'une communication efficace entre le commandant de bord et le copilote pendant le vol, mettant également en avant les éléments suivants :
 - Retour d'information inadéquat
 - Partage d'idées insuffisant
 - Manque d'assurance
 - Absence de réponses opportunes et adéquates
 - Probable focalisation du commandant de bord
 - Absence « d'enjeux » permettant d'obtenir des réponses appropriées et d'éviter toute focalisation
 - Processus d'identification de situations anormales, de problèmes ou d'urgences inadéquat
 - Processus de prise de décisions inadéquat



2.3. FACTEURS ORGANISATIONNELS

Au moment de l'accident, la compagnie rencontre des problèmes financiers affectant ses activités. Sur les trois aéronefs de type MD 80 qu'elle détient, il ne lui en reste qu'un, celui impliqué dans l'accident. En 2005, cette entreprise est sanctionnée deux fois par les autorités de l'Aviation Civile Colombienne (Aeronáutica Civil Colombiana) : l'une en raison d'une surcharge de 1 652 kg lors d'un vol en 2004, l'autre à la suite d'une inspection annuelle, mettant en cause les périodes de repos, de service et de vacances des équipages ainsi que l'absence de formation sur les aspects réglementaires, et la non-conformité de la documentation à bord des aéronefs.



3. CONCLUSIONS :

3.1. GENERALES :

- 3.1.1. L'aéronef était en état de navigabilité.
- 3.1.2. L'équipage était convenablement entraîné et avait toutes les aptitudes nécessaires pour effectuer le vol WCW708.
- 3.1.3. Le type de carburant était approprié et en quantité suffisante pour le vol.
- 3.1.4. L'aéronef a suivi la route du plan de vol avec quelques déviations minimales liées au mauvais temps sur la voie aérienne UA-553.
- 3.1.5. L'utilisation du système antigivrage a causé une diminution de la proportion de poussée des moteurs (EPR) qui, vu les conditions de performances liées à la configuration inappropriée du système d'automanette ATS en mode EPR Limit Cruise, a affecté le rapport d'état d'énergie de l'aéronef, en causant une diminution progressive de la vitesse de vol. En conséquence, l'aéronef a volé au second régime, ce qui signifie que la poussée nécessaire à l'aéronef pour maintenir sa vitesse était supérieure à celle qu'il produisait.
- 3.1.6. Les constatations démontrent que les indications de vitesse n'ont pas été correctement contrôlées, et, par conséquent, que la perte continue de vitesse n'a pas été identifiée, au moment où se produit la diminution de l'état d'énergie, entraînant l'aéronef dans une situation de vol au second régime avec une incidence élevée.
- 3.1.7. L'équipage a identifié qu'un niveau de dégradation des performances de l'aéronef avait été atteint, exigeant qu'il redescende jusqu'au niveau de vol 310. Alors que l'aéronef se trouvait vers le niveau de vol 317, les moteurs ont subi une baisse de puissance et en même temps le vibreur de manche s'est activé (Stick Shaker) une seconde avant l'alarme de décrochage.
- 3.1.8. Au moment où s'est activé l'avertisseur de décrochage (Stall Warning), le compensateur du stabilisateur horizontal a commencé à augmenter son calage de manière progressive jusqu'à atteindre la butée à cabrer.



- 3.1.9. Les moteurs étaient exploités à un régime élevé et délivraient encore de la puissance quelques secondes avant que l'aéronef ne heurte le sol.
- 3.1.10 Le 6 août 2002, le constructeur de l'aéronef a publié un bulletin d'information prévenant les exploitants des aéronefs de type MD80 que ce type d'aéronefs pouvait décélérer jusqu'au décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte, dans le cas où la poussée nécessaire pour maintenir le niveau de vol serait supérieure à la poussée disponible. Aucune information claire n'a été obtenue, concernant la diffusion ou l'information au sein de la compagnie West Caribbean relative aux procédures à appliquer dans des situations anormales ou des situations d'urgence en cas de perte de portance à haute altitude.
- 3.1.11 La NASA a publié en décembre 2005 un rapport dans lequel elle analyse plusieurs situations similaires à celles de cet accident, intervenues sur des aéronefs de la série MD-80, en recommandant des améliorations en termes d'entraînement des équipages sur les simulateurs de vol pour qu'ils soient sensibilisés aux conditions de décrochage à haute altitude.

3.2. SEQUENCE DES EVENEMENTS :

- 3.2.1 L'état de crise financière dans lequel se trouvait la compagnie West Caribbean a engendré un environnement défavorable aux opérations aériennes en créant une atmosphère dominée par l'incertitude et le stress.
- 3.2.2. Les limites établies dans les tables de performances n'ont été prises en compte ni dans la planification ni lors du suivi du vol, en particulier : la masse au décollage, le niveau de vol planifié, la masse de l'aéronef pendant le vol et le plafond de propulsion.
- 3.2.3. De même, il n'a pas été établi que l'équipage de conduite ait eu connaissance des limitations de l'aéronef en termes de performances dans des conditions données ; il est probable que l'équipage n'était pas informé des occurrences antérieures survenues à ce type d'aéronef ni du bulletin des opérations de vol (FOB) décrivant les modes de pilotage automatique du MD-80.



3.2.4. Aucune des actions nécessaires et adéquates n'a été réalisée pour récupérer de manière appropriée l'état d'énergie de l'aéronef, l'attention était focalisée sur les indications des instruments des moteurs, même quand le copilote a déclaré qu'il avait identifié le décrochage.

3.3. FACTEUR CAUSAL :

Les conditions aérodynamiques et de performances ont fait que l'aéronef a atteint un état critique qui a entraîné la situation de décrochage. Par la suite, la gestion des ressources de l'équipage (CRM) et les prises de décision au cours du déroulement de la crise n'ont pas été appropriées. Cette situation est le produit des facteurs suivants :

- a) Une conscience de l'environnement (ou conscience de la situation) insuffisante ou inadéquate qui n'a pas permis à l'équipage de conduite d'être pleinement conscient de la situation en termes de performances et de comportement de l'aéronef.
- b) Le manque de communication effective entre les membres de l'équipage de conduite qui, au cours du processus de prises de décision, a réduit les chances de choisir des alternatives appropriées et adaptées et d'établir les priorités correspondant aux actions mises en œuvre dans une situation critique ou d'urgence (situation de décrochage à haute altitude).

Force est de constater que la cause de l'accident est liée à l'absence d'actions pertinentes pour prévenir l'entrée de l'aéronef en situation de décrochage, et, quand la situation d'urgence est arrivée, et jusqu'à l'impact avec le sol, à une hiérarchisation inappropriée des priorités dans l'exécution des procédures.

Par la suite, les opérations sont menées hors des limites et des paramètres établis au manuel de performances du constructeur, conjointement à une planification inappropriée du vol les aspects météorologiques n'ayant pas été pris en compte, qui s'ajoute à une interprétation erronée et tardive de la chute de l'état d'énergie de l'aéronef par l'équipage. Ainsi, dans la classification, les constatations réalisées fait apparaître le « **Facteur Humain** » comme étant le facteur causal de cet accident.



4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE :

Conformément à l'Annexe 13 de l'OACI, chapitre 3 et chapitre 5, paragraphe 5.4.1, qui précise la nature strictement administrative des recommandations de l'enquête sur les accidents, et sans que les conclusions ne forment de présomption de fautes ou de responsabilités, il convient de prendre en compte des mesures de prévention pour éviter que les causes qui ont produit cet accident ne se reproduisent pas.

En ce sens, conformément à l'article 97 de la Loi sur l'aéronautique civile en vigueur qui stipule ce qui suit : « L'objet de l'enquête sur les accidents et les incidents d'aviation est de déterminer les causes et les facteurs qui ont contribué à l'événement, afin de mettre en œuvre les actions correctives empêchant qu'il se reproduise ; sans préjudice des responsabilités civiles, pénales et administratives pertinentes, le cas échéant, établies conformément à l'ordre juridique », la présente commission d'enquête sur les accidents et les incidents d'aviation recommande ce qui suit :

Aux autorités aéronautiques :

- 058/2005-AA1 : qu'elles exigent une formation **effective** de l'équipage de conduite concernant l'utilisation des tables de performances, centrée sur la connaissance des limitations appropriées lors de l'exploitation de l'aéronef, afin de ne pas dépasser les marges d'altitude établies dans les manuels d'exploitation, et éviter ainsi les situations de décrochage à haute altitude. Il est également recommandé de former les agents d'exploitation ainsi que l'ensemble du personnel engagé dans l'élaboration du plan de vol sur les aspects associés à la fonction spécifique de leur travail et sur les implications ou les effets qu'elle peut avoir sur les performances des aéronefs au cours des différentes phases du vol.



- 058/2005-AA2 : qu'elles exigent que soient intégrées, dans le cadre de l'entraînement des équipages de conduite, les opérations de récupération de décrochage à haute altitude. Ceci est d'autant plus justifié que les entraînements au simulateur incluent des décrochages à basse altitude dont l'aéronef se récupère en un temps beaucoup plus court, étant donné que l'aéronef peut augmenter plus rapidement son état d'énergie afin de maintenir son altitude ; en revanche, à haute altitude, le comportement de l'aéronef est différent et cela exige des manœuvres plus précises en termes de temps d'exécution.
- 058/2005-AA3 : il est recommandé que la situation financière des compagnies aériennes de transport public soit tenue à jour et évaluée, non seulement au cours du processus de certification mais sous forme de processus de contrôle permanent ou de surveillance continue, en vérifiant que les finances des compagnies leur permettent de réaliser les opérations autorisées et en engageant les procédures pertinentes en cas de détérioration des finances de ces compagnies, afin de garantir la sécurité de la prestation du service et le maintien de l'état de navigabilité.
- 058/2005-AA4 : dans les pays dans lesquels opèrent des compagnies aériennes certifiées pour l'exploitation d'aéronefs de la série MD-80, qu'elles exigent que soit incorporée au programme de maintien des compétences des équipages de conduite l'analyse des statistiques sur les accidents et les incidents liés à l'exploitation de ce type d'aéronef, en particulier les accidents impliquant la configuration des modes de pilotage automatique et de l'automanette. De même, il est recommandé de s'assurer que le contenu de la description des modes de pilotage automatique des aéronefs de la série MD-80 contenue dans le bulletin des opérations en vol (FOB) publié par Boeing soit inclus dans les manuels et les programmes d'entraînement correspondants.
- 058/2005-AA5 : dans les pays dans lesquels opèrent des exploitants aériens certifiés pour l'exploitation d'aéronefs de la série MD-80, que les autorités élèvent et optimisent les exigences des programmes d'entraînement des équipages de conduite aux situations de variations d'incidence à haute altitude ainsi qu'aux différentes configurations du Système automatique de puissance (ATS), des systèmes antigivrages, au contrôle de l'altitude et de la vitesse et à l'effet de ces dernières sur l'état d'énergie de l'aéronef.
- 058/2005-AA6 : qu'elles envisagent la mise en place d'un programme de gestion des ressources de l'équipage (CRM) dans le cadre des procédures à évaluer lors des entraînements sur simulateur et des entraînements en ligne, en l'intégrant aux « memory items » nécessaires en cas d'urgence. Pour cela, des séances de formation peuvent être mises en place, similaires à la situation de cet accident, présentant et exigeant des réactions de maintien ou de récupération d'état d'alerte ou une conscience de la situation appropriée permettant de vérifier la situation en cours et de prendre les décisions qui s'imposent.
- 058/2005-AA7 : qu'elles exigent des exploitants aériens et des centres de formation aéronautiques qu'ils renforcent la formation relative à la conscience de la situation, à la bonne estimation de la situation et à la communication effective, dans le cadre des thèmes prévus dans la gestion des ressources de l'équipage (CRM) afin d'opérer un changement définitif dans la culture opérationnelle des équipages de conduite, leur permettant de décider ouvertement et avec la maturité professionnelle requise, de mettre en place des mesures et des procédures spécifiques permettant d'améliorer l'échange d'idées (communication) entre eux, afin que les processus de prises de décision se déroulent de manière appropriée, sans que cela n'engendre aucune barrière ou conflit de compétences au cours du vol et pour que s'établissent des accords et des règles claires, précises et positives avant le décollage, pour la bonne planification et la bonne exécution des vols concernés.



Au constructeur de l'aéronef (Boeing) :

- 058/2005-ODF1 : qu'il étudie la possibilité de concevoir un nouvel algorithme ou de revoir (afin de les améliorer) les algorithmes existants sur les équipements ou systèmes qui déclenchent les alertes ou les avertissements, pour qu'ils laissent un temps suffisant aux équipages de conduite, pour leur permettre, en premier lieu : de percevoir au moment voulu les signaux sonores et/ou visuels les avertissant d'une situation anormale ou de danger ; et en second lieu : de réagir également dans les temps face à ces signaux ou avertissements après une rapide analyse et une prise de décision appropriée. Dans le cas qui nous intéresse, la présente commission d'enquête sur les accidents et les incidents d'aviation suggère qu'une alarme supplémentaire à la fois sonore et visuelle (par exemple : le voyant lumineux et sonore de l'avertisseur "Warning Performance", "Warning : Performance Conflict", etc.) d'une longueur suffisante puisse alerter l'équipage et éveiller sa conscience de la situation de manière plus appropriée, et lui permette de mettre en œuvre les actions correctives les plus adaptées afin d'éviter ce type d'accident. Il est ainsi recommandé que soit analysée la possibilité d'inclure un avertisseur audiovisuel supplémentaire correspondant à la situation décrite dans ce rapport et aux éléments qui ont causé l'accident.



Aux fabricants d'enregistreurs de donnée de vol (FDR) :

- 058/2005-OTR1 : qu'ils incluent ou ajoutent le paramètre relatif aux variations d'incidence au cours du vol, qui n'a pas été enregistré par l'équipement FDR de l'aéronef impliqué dans cet accident.
- 058/2005-OTR2 : qu'ils vérifient que les équipements actuels de FDR sont dotés de ce paramètre d'incidence qui, au moment où a été réalisée la simulation de vol, s'est révélé très utile pour tenter de déterminer avec plus d'exactitude les événements qui se sont réellement déroulés au cours de cette séquence qui a conduit à l'accident, objet de l'enquête qui est menée ici.



Col. Lorllys J. Ramos Acevedo
Directrice générale de la commission d'enquête sur les accidents d'aviation civile (JIAAC)

Cap. Eric Camacho
chargé de la Direction de l'enquête

T.M.A (Technicien de maintenance aéronautique)
Juan Puerta Hallak
Enquêteur

Cap. (AC) Hugo Palacios B.
Enquêteur

T.S.U (Technicien supérieur) Gray Armando Hung
Enquêteur

T.M.A Manuel Antonio Puerta
Enquêteur

G/B Félix García Zambrano
Ing. en aéronautique
Conseiller de la JIAAC

Cap. (AC) Eduardo Valderrama
Enquêteur



ANNEXES



Gobierno **Bolivariano**
de Venezuela

Ministerio del Poder Popular
Para **Transporte y Comunicaciones**



ANNEXE 1

Expediente JIAAC-9-058-2005



REPUBLICA DE COLOMBIA
DEPARTAMENTO ADMINISTRATIVO DE AERONAUTICA CIVIL

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD N° 12918

PROP.: MK DYNAMICS EXPL.: WEST CARIBBEAN

MATRICULA <u>HK-4374-X</u>	AERONAVE: Marca: <u>MC DONELL DOUGLAS</u> Modelo: <u>DC9-82</u> Serie: <u>49484</u>	CERTIFICADO VALIDO HASTA <u>21</u> <u>08</u> <u>2005</u> DIA MES AÑO
-------------------------------	---	--

El presente Certificado de Aeronavegabilidad, se expide de acuerdo con el Convenio de Aviación Civil Internacional de fecha 7 de diciembre de 1944, aprobado por la Ley 12 de 1947 y con las disposiciones del Manual de Reglamentos Aeronáuticos para la aeronave aquí identificada, la cual se considera aeronavegable mientras sea mantenida y operada tal como lo disponen los respectivos Manuales.

CATEGORIA Y UTILIZACION	P.B.M.O. Kgr.	CERT. DE TIPO O ESPECIFICACION	PUESTOS INCL. TRIPULACION	OPERACION AUTORIZADA
TRANSPORTE	68265KG	AGWE	158	IFR

FECHA DE EXPEDICION
21 07 2005
DIA MES AÑO

FECHA ULTIMO PESO Y BALANCE: OCT- 22- 2004

FRECUENCIAS DE RADIOCOMUNICACIONES	ESTAMPILLAS
HF () FREC: DE: A KHZ	
VHF () FREC: DE: A MHZ	
FECHAS DE VENCIMIENTO POR:	
INSPECCION TECNICA	SEGUROS
PERMISO DE OPERACION	CONTRATO DE EXPLOTACION

OBSERVACIONES: SE OTORGA ESTE CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PROVISIONAL EN
CONCORDANCIA CON LA VIGENCIA DEL CERTIFICADO MATRICULA

FECHA DE INSPECCION
21 07 2005
DIA MES AÑO

10.500 - F111 - 00 10P. HALL - 52504

Expediente JIAAC-9-058-2005



ANNEXE 2

Expediente JIAAC-9-058-2005



ANEXO F-19-1

CARTA DE ACUERDO

Esta Carta de Acuerdo se realiza el 21 de Diciembre de 2004, por y entre West Caribbean Airways (Operador Permitido/Comprador), con oficina principal en: Aeropuerto Olaya Herrera, Calle 2 No. 67-13, Hangar 72, Medellín Antioquia, Colombia, y MK Aviation, S.A. (Subarrendador/Vendedor), con oficina principal en: Edificio Vialarino, Piso 10, Calle 52 y Elvira Mendez, Ciudad de Panamá, República de Panamá.

CONSIDERANDO QUE

MK Aviation, S.A. ha acordado arrendar con opción de compra, y West Caribbean Airways ha acordado tomar en Subarrendamiento con opción de compra una (1) Aeronave modelo McDonnell Douglas MD-82, número de serie de fabricante 49484 bajo los siguientes términos y condiciones:

EQUIPO:	Una (1) Aeronave modelo MD-82, Número de Serie 49484, en configuración de Etapa III, equipado con motores JT8D-217A, Series Nos. 708800 y 717378, tal como se especifica en la Hoja anexa de Especificaciones del Registro de la Aeronave (la "Aeronave")
CONDICION DE LA AERONAVE AL ENVIO:	La Aeronave deberá ser entregada "en el estado en que se encuentre" y "donde se encuentre", con un chequeo BC reciente.
SUBARRENDADOR/VENDEDOR:	MK Aviation, S.A.
OPERADOR PERMITIDO/COMPRADOR:	West Caribbean Airways ("WCA").
FECHA DE ENTREGA:	En o aproximadamente en Enero de 2005.
LUGAR DE ENVIO:	Houston Hobby Airport, Houston, Texas
DURACION DEL SUBARRENDAMIENTO:	A) Duración: Treinta y seis (36) meses; B) Pagos mensuales, pagaderos mensualmente por anticipado durante la duración del contrato, a razón de US\$ 87.500 mensuales, primer pago efectivo en la fecha de entrega de la Aeronave. C) Depósito de Seguridad: - US\$ 252.500, pagaderos a la ejecución de esta Carta de Acuerdo, por transferencia a la cuenta del Subarrendador. D) Precio de Opción de Compra - US\$10.00, al finalizar el contrato de Subarrendamiento.
MANTENIMIENTO:	El Operador Permitido, a su propio costo y gasto, realizará todo el mantenimiento requerido para y por la Aeronave, de acuerdo con la Autoridad Aérea Colombiana, incluyendo también el mantenimiento del motor de la Aeronave y cualquiera y todos los otros componentes agregados e instalados a la Aeronave, durante toda la duración del Contrato de Subarrendamiento.
RESERVAS DE MANTENIMIENTO	Durante el Término del Contrato de Subarrendamiento, al Operador Permitido no se le exigirá pagar al Subarrendador ninguna Reserva de Mantenimiento de Revisión total de la Aeronave los Motores y otros componentes de aviación. Los pagos de Reservas de Mantenimiento en forma de compensación deberán ser pagados por el Operador Permitido al Subarrendador solamente

Expediente JIAAC-9-058-2005



Gobierno **Bolivariano**
de Venezuela

Ministerio del Poder Popular
Para **Transporte y Comunicaciones**



ANNEXE 3

Expediente JIAAC-9-058-2005



BEA

Flight Recorder Read-out Report

EVENT INFORMATION

Registration :
HK-4374X
Occurrence date :
16 August 2005
Location :
Near Machiques (Venezuela)
Aircraft type and model :
McDonnell Douglas MD-82
Operator :
West
Event :
Loss of control of the aircraft followed by collision with the ground.

RECORDERS

	FDR	CVR
Manufacturer / Type	Allied Signal UFDR (4100)	Fairchild A100A
Part number (P/N)	980-4100-DXU?	93-A100-83
Serial number (S/N)	8665	50703



Picture 1 : A100A CVR



Picture 2 : 4100 FDR

CVRFDR_HK-4374X_2005_hvn

A – CIRCUMSTANCES

On 16 August 2005, West flight number WCW708 took off at about 06:00 UTC (01:00 local time) from Panama City (Panama) to Fort-de-France (Martinique, French West Indies) with 152 French passengers and 8 Colombian crew members on board. Last radio contact between the crew and the Air Traffic Controller was at 07:02 UTC, while it was in the area of Machiques, in the western state of Zulia (Venezuela). The airplane impacted the ground, leaving no survivor.

B - CVR READ OUT

This type of CVR records the last 30 minutes of operation on a magnetic tape. Due to severe impact, the CVR was severely damaged and the protecting module was partly opened.

APPENDIX 3 : CVR TRANSCRIPT

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:52:15				trim motion
06:52:35				mechanical noise similar to door opening or closing
06:52:40	do we have ice?			¿tenemos hielo ?
06:52:42		no (*)		no (*)
06:52:58	(*)	(*)		
06:53:05		and for what, captain? ice on the surfaces?		¿ y eso por que capi ? ¿hielo en las superficies o que ?
06:53:07		do we put the airfoil or what?		¿ponemos el airfoil o que ?
06:53:10	(*) engine airfoil... okay?			(*)es engine airfoil... cierto ?
06:53:12		Okay		cierto click
06:53:16		Time		click
06:53:22				
06:53:24	(Maiquetia frequency)	(Maiquetia frequency)		Maiquetia frecuencia
06:53:39				click

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:53:42				click
06:53:43				click, similar to the one at 06:53:39
06:53:44	order (*) to the passengers			<i>mandalos (*) de los pasajeros</i>
06:54:00				trim motion
06:54:11	(*) put the (*) ON			(*) <i>pon el (*) en ON</i>
06:54:25		(*)		
06:54:33		Bravo Romeo Mike		
06:54:42	(*)	(*)		
06:54:52				beginning of static
06:55:17	(*)			
06:55:20		ah?		
06:55:23	what a lot of bad weather brother			<i>que mano de mal tiempo</i> <i>hermano</i>
06:55:25		Yeah		Si

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:55:27				beginning of louder static
06:55:31				end of louder static
06:55:35			ATC message from Boliviano 950	serie of clicks
06:55:38				trim motion
06:55:44				
06:55:48			ATC message to Boliviano 950	trim motion
06:56:32				two clicks
06:56:33				two clicks
06:56:37				two clicks
06:56:40				
06:56:41			[PA]: yes Alejo tell me [PA] dim the lights please so that people don't stand up okay?	[PA]: alo Alejo dígame [PA]: baja las luces por fa, para que la gente no se pare listo okay? si
	yes			
06:56:43		let's go to three one		¿vamos a tres uno ?

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
	do it	zero?		hágale
06:56:46		[ATC]: Maiquetia Whisky Charlie Whisky seven zero eight		<i>Maiquetia Whisky charlie Whisky siete cero ocho</i>
06:56:55			Whisky Charlie Whisky seven zero eight Maiquetia	<i>Whisky charlie Whisky siete cero ocho Maiquetia</i>
06:56:59		[ATC]: request descent to flight level three one zero		<i>[ATC]: solicita descenso a nivel de vuelo tres uno cero</i>
06:57:03			request descent to level three one zero?	<i>¿ requiere descenso a nivel tres uno cero ?</i>
06:57:06		[ATC]: affirmative		[ATC]: afirmativo
06:57:07			descend and maintain three one zero	<i>descienda y mantenga tres uno cero</i>
06:57:08		[ATC]: three one zero		[ATC]: tres uno cero
06:57:09				click
06:57:10				
06:57:12	(*)	(*)		

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:57:14	give me (*)			Dámele (*)
06:57:14				click
06:57:14				click
06:57:16	power up			power up
06:57:17				sound increasing followed by click
06:57:18		(*)		click
06:57:23	(*)	(*)		[SV]: tone + altitude
06:57:26	give me the speed brakes			dame los speed brakes
06:57:30				click
06:57:42		leave the power at (*) right?		dejo las potencias en (*) correcto ?
06:57:43				[SV]: tone + altitude
06:57:45				beginning of stick shaker
06:57:46				[SV]: tone + altitude
06:57:46				stall warning

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:57:48				two simultaneous stall warnings
06:57:50	okay			stall warning
06:57:51				C chord
06:57:54				[SV]: short tone + altitude
06:57:55				two clicks
06:57:55				[SV]: tone + altitude
06:57:56				stall warning until 06:58:34
06:57:57				es el stall capi
06:58:00		it's the stall captain		
06:58:01	ah			es el stall
06:58:02		it's the stall		bombas puestas
06:58:05		pumps ON		[SV]: tone + altitude
06:58:05				ON capi
06:58:07		ON captain		

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:58:09	tell him that we continue our descent			<i>digale que continuamos descenso</i>
06:58:10				[SV]: tone + altitude
06:58:13		[ATC]: continue descent to two niner zero West seven zero eight		<i>continua descenso para dos nueve cero West siete cero ocho</i>
06:58:19				trim motion
06:58:19	(*)	(*)		[SV]: altitude
06:58:24				several consecutive trim motions until 06:58:35
06:58:25				end of stall warning
06:58:34				[SV]: tone + altitude
06:58:37		stand by for the ALT		<i>pendiente de la ALT</i>
06:58:38				stall warning until the end
06:58:39				<i>Inicie la (*)</i>
06:58:40	(start (**))	(start (**))		

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:58:40			aircraft calling Maiquetia?	aeronave llamando a Maiquetia ?
06:58:43		[ATC]: West seven zero eight continue descent for two... four zero		West siete cero ocho continua el descenso para dos... cuatro cero
06:58:48				trim motion
06:58:50			descend to two four zero do you have any problem on board?	descenso para dos cuatro cero ¿ tienes algun problema abordo ?
06:58:53	Affirmative tell him we had two flame out on the two engines			afirmativo digale que tuvimos flame out en los dos motores
06:58:55		[ATC]: we have flame out on the two engines		tenemos flame out en los dos motores
06:58:58			confirm	confirme
06:59:00		[ATC]: we have flame out on the two engines		renemos flame out en los dos motores
06:59:04				trim motion
06:59:05			roger continue descent at pilot's discretion	recibido continue descenso a discreción del piloto

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:59:09		[ATC]: okay at discretion		okay a discreción
06:59:09			four zero	<i>cuatro cero</i>
06:59:09	tell him what's the MEA for this area			<i>digale que el MEA por esta area</i>
06:59:11		sir?		señor ?
06:59:12	the MEA for this area			<i>el MEA por esta area</i>
06:59:12		[ATC]: could you confirm me the MEA for this area?		<i>me confirmas el MEA por esta area ?</i>
06:59:17			confirm radial and distance from Punto Cabello if it's possible	<i>confirme radial y distancia de Puerto Cabello si le es posible</i>
06:59:24	negative			negativo
06:59:24		[ATC]: negative negative		[ATC]: negativo negativo
06:59:29			roger ... eh position with respect to Santa Barbara or the nav aids of Valera	<i>recibido ... eh posición respecto a Santa Barbara o la radio ayuda de Valera</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:59:37		[ATC]: negative		[ATC]: negativo
06:59:40			do you request continue descent lower than two four zero?	<i>usted requiere continuar el descenso a menor de dos cuatro cero ?</i>
06:59:44	we are with fourteen thousand feet			<i>estamos con catorce mil pies</i>
06:59:44		[ATC]: we are with one four thousand		<i>estamos con un cuatro mil</i>
06:59:46	and going down			Y bajando [with efforts]
06:59:50	uncontrollable the airplane			<i>incontrolable el avion</i>
06:59:51		[ATC]: the airplane is uncontrollable		<i>el avion esta incontrolable</i>
06:59:54			roger confirm people on board intention... and distance from any nav aid if it is possible	<i>recibido confirme personas a bordo intencion... y distancia de alguna radio ayuda si le es posible</i>
07:00:01		[ATC]: a hundred and fifty two... the airplane is uncontrollable		<i>ciento cincuenta y dos... el avion esta incontrolable</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
07:00:05				change in background noise
07:00:08			I understand a hundred and fifty two people on board	<i>entiendo ciento cincuenta y dos personas a bordo</i>
07:00:11		[ATC]: affirmative		<i>afirmativo</i>
07:00:22				[SV]: sink rate
07:00:22			confirm what level you are crossing at this time Whisky Charlie Whisky seven zero eight	<i>confirme que nivel esta cruzando a la hora Whisky charlie Whisky siete cero ocho</i>
07:00:23				[SV]: whoop whoop pull up
07:00:28				[SV]: Sink rate
07:00:29				[SV]: whoop whoop pull
07:00:31	end of recording			



Gobierno **Bolivariano**
de Venezuela

Ministerio del Poder Popular
Para **Transporte y Comunicaciones**



ANNEXE 4

Expediente JIAAC-9-058-2005



Picture 3 : general view



Picture 4 : ID plate



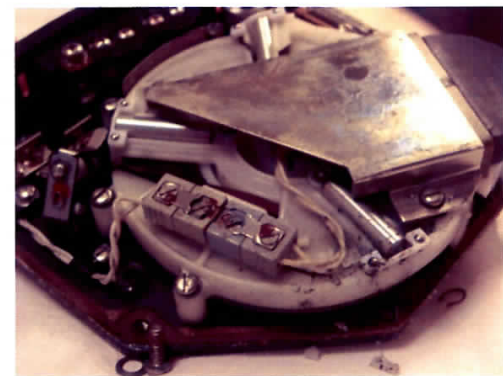
Picture 5 : damaged protected module



Picture 6 : magnetic tape and mecanism



Picture 7: tape partially cut



Picture 8: broken tape casing

The protected module was extracted and opened in order to access and retrieve the magnetic tape.

The tape itself was in good condition, except for local damages in the area of the capstan and some other local wrinkles. Around the capstan, the tape was almost cut entirely and was reinforced with splice before being read.

All the opening operations were recorded on a DV tape.

The tape was then wound on a new wheel and played back on a dedicated REVOX 4-track player. Speed adjustment of the read-out was made using the 115V / 400Hz electrical interference produced by the aircraft power supply. This interference is made visible by a spectrum analyzer.

A digital copy was made on a computer during the first read-out of the tape. The overall quality of the CVR is poor, with many static and strong background noises. The crew is using Spanish to communicate with each other and with ATC in Colombia and Venezuela.

The recording has a total duration of 32 minutes and 4 seconds, and the event is recorded.

The synchronization with FDR data was made based on the UTC time provided by the ATC transcript. This synchronization required to resample the audio file of the CVR in order to obtain a perfect match between ATC communications and the VHF keying parameter on the FDR.

The following significant events are recorded:

- ✓ The crew is discussing ice issues at 06:52:40 UTC and then decides to turn on engines' and airfoil's anti-ice.
- ✓ The plane is cruising at FL330; The crew requests to descend to FL310 at 06:56:59 UTC.
- ✓ Several trim motions are recorded throughout the 32 minutes of recording.
- ✓ An altitude warning starts at 06:57:23 and is followed 22 seconds later by a sound similar to stick shaker and then stall aural warning. Altitude and stall warnings sound continuously until the end of the recording.

D - FDR READ OUT

The FDR is an Allied Signal model 980-4100-DXU? (the last letter on the FDR label is missing due to damages) . The S/N is 8665. The FDR records 25 hours of flight parameters on a 8-track magnetic tape.

Due to severe impact, the FDR's casing was severely damaged but after opening the protected module was in good condition. The tape was extracted.



Picture 9 : ID plate



Picture 10 : FDR opening



Picture 11 : protected module



Picture 12 : mecanism and magnetic tape

The 8 tracks were retrieved from the tape using Sundstrand's UFDR Copy Recorder (P/N 981-6024-002, S/N 0344) . The event was found to be on the end of track 7. The synchronization is good except for approximately the last 5 minutes of the track. There are 2 big periods of time for which the synchronization is not present:

- Period 1: 38 seconds long between 06:57:50 and 06:58:27 UTC
- Period 2: approximately 64 seconds long between 06:59:30 and 07:00:33 UTC

The duration of period 1 has been validated by synchronization with CVR and ATC communications. The duration of period 2 has not been validated yet, as there is no ATC communication available after this period for synchronization.

In addition, between the two above periods, synchronization words were following the sequence:
 SyncWord1, SyncWord2, SyncWord1, SyncWord2, SyncWord1, SyncWord2,.....
 instead of:

SyncWord1, SyncWord2, SyncWord3, SyncWord4, SyncWord1, SyncWord2, Sync Word 3, SyncWord 4,...

But the data corresponding to subframes 3 and 4 did seem to be present. This was determined with the data plots that did show good continuity of data points and with the synchronization of VHF keying with the CVR and ATC communications.

The following data frame layout documents were used to decode the data:

- Canard Aerospace Corporation, report N° 31-3217-17 (Correlation, Expanded Parameters in MD-80) provided to the BEA by the NTSB. Continental Airlines who was the previous owner of the aircraft was using this document. According to this document, the FDAU was a Teledyne P/N 2222601-6 during the operation of the aircraft by Continental Airlines.
- Boeing document BUN: 80C601-624, 80C701-706 (MD-82 DFDR Parameter Reduction Data) and its appendices.
- Avionica DFDR Data Conversion for Douglas MD-80 with EA 3130-1369.

These documents were cross-checked.

Listed below are the parameters that are available on the FDR. Not all parameters seem to be valid. In particular parameters using synchro angles are unreliable even in terms of raw values (without any conversion equation applied to them). Four types of issues with synchro angle parameters have been identified:

- “One-sided” parameters: signed parameters only show positive or negative values. Data is clipped at zero (e.g. control column),
- “Noisy” parameters: data has much variation when it should be smooth (e.g. pitch attitude),
- “Jumpy” parameters: data has frequent offsets. It appears correct part of the time (e.g. EPR),
- “Completely wrong” parameters: data shows some activity, but magnitudes and/or shape of data is bad (e.g. spoilers).

In addition UTC time parameters (Hours and Minutes) could not be used because their values remain constant over time.

Only a fraction of the parameters can be deemed to be valid. Furthermore, some parameters (like Mach Number or pitch trim) seem to be valid for the accident flight, but not for previous flights.

Parameters that appear to be valid for the accident flight:

- A/P Engage
- A/P In Use
- Air/Ground
- Airspeed
- Altitude Coarse

- Altitude Fine
- Cabin Pressure Warn
- Engine Left Fire Warning
- Engine Right Fire Warning
- AutoPilot Modes
- HF 1 KEYING
- HF 2 KEYING
- Hyd Sys High Temp Left
- Hyd Sys High Temp Right
- Hyd Sys Low Pressure Left
- Hyd Sys Low Pressure Right
- Landing Gear Right Down and Locked
- Landing Gear Right Up and Locked
- Lateral Acceleration
- Left Flap Pos
- Longitudinal Acceleration
- Mach (but not valid for the previous flight, with an incoherent value of about 1.1 in cruise)
- Max Allow Airspeed
- Normal Acceleration
- Pitch Trim
- Radio Altitude Coarse
- Slat Disagree
- Slat Pos Left A
- Slat Pos Left B
- Slat Pos Right A
- Slat Pos Right B
- Slat Retract
- Stick Pusher
- Terrain Warning
- Thrust Rev Deployed Eng 1
- Thrust Rev Deployed Eng 2
- Thrust Rev Unlocked Eng 1
- Thrust Rev Unlocked Eng 2
- Total Air Temp
- VHF 1 Keying
- VHF 2 Keying
- VHF 3 Keying

Unreliable parameters:

- Aileron position Left (Synchro angle)
- Control Column Pos (Synchro angle)
- Control Wheel Pos (Synchro angle)

- Elevator Left (Synchro angle)
- Elevator Right (Synchro angle)
- EPR Left Eng (Synchro angle)
- EPR Right Eng (Synchro angle)
- Hours decimal (Constant value)
- Hours Units (Constant value)
- Magnetic Heading (Shows a value of 0 during cruise, when in fact the aircraft headed eastbound. The recorded value for take-off is 50°, while runway headings in Panama City are either 030° or 210°)
- Minutes Decimal (Constant value)
- Minutes Units (Constant value)
- Pitch Attitude (Synchro angle)
- Radio Altitude Fine
- Roll Attitude (Synchro angle)
- Rudder Pedal Pos (Synchro angle)
- Rudder Position (Synchro angle)
- Spoiler Left OBD (Synchro angle)
- Spoiler Right INBD (Synchro angle)

Unchecked parameters:

- Glideslope Dev1
- Glideslope Dev2
- Glideslope Warn
- Localizer Dev1
- Localizer Dev2
- Marker Beacon Middle
- Marker Beacon Outer

Note about Derived Static Air Temperature:

A parameter named "derived SAT" was added on the plots with parameters along the normal axis of the aircraft. This parameter is neither recorded nor mentioned in the decoding documents. It was computed from Mach (M) and Total Air Temperature (TAT) based on the Saint Venant formula:

$$\frac{TAT}{SAT} = 1 + 0.2M^2$$

E - CONCLUSION

Both recorders were opened and the raw data was read out. The following issues remain for the flight parameters:

- Unreliable data for a large number of parameters
- Data cannot be obtained for two desynchronized zones. These zones last 38 seconds for the first one and approximately 64 seconds for the second one.

APPENDIX 1 : LIST OF PLOTS

Plot 1	Valid Parameters plotted for the whole flight
Plot 2	FMA Modes and Submodes plotted for the whole flight
Plot 3	Discrete parameters plotted for the whole flight
Plot 4	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the whole flight
Plot 5	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the whole flight
Plot 6	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the whole flight
Plot 7	Valid Parameters plotted for the take-off phase
Plot 8	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the take-off phase
Plot 9	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the take-off phase
Plot 10	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the take-off phase
Plot 11	Valid Parameters plotted for the last 7 minutes
Plot 12	FMA Modes and Submodes plotted for the last 7 minutes
Plot 13	Discretes parameters plotted for the last 7 minutes
Plot 14	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the last 7 minutes
Plot 15	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the last 7 minutes
Plot 16	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the last 7 minutes

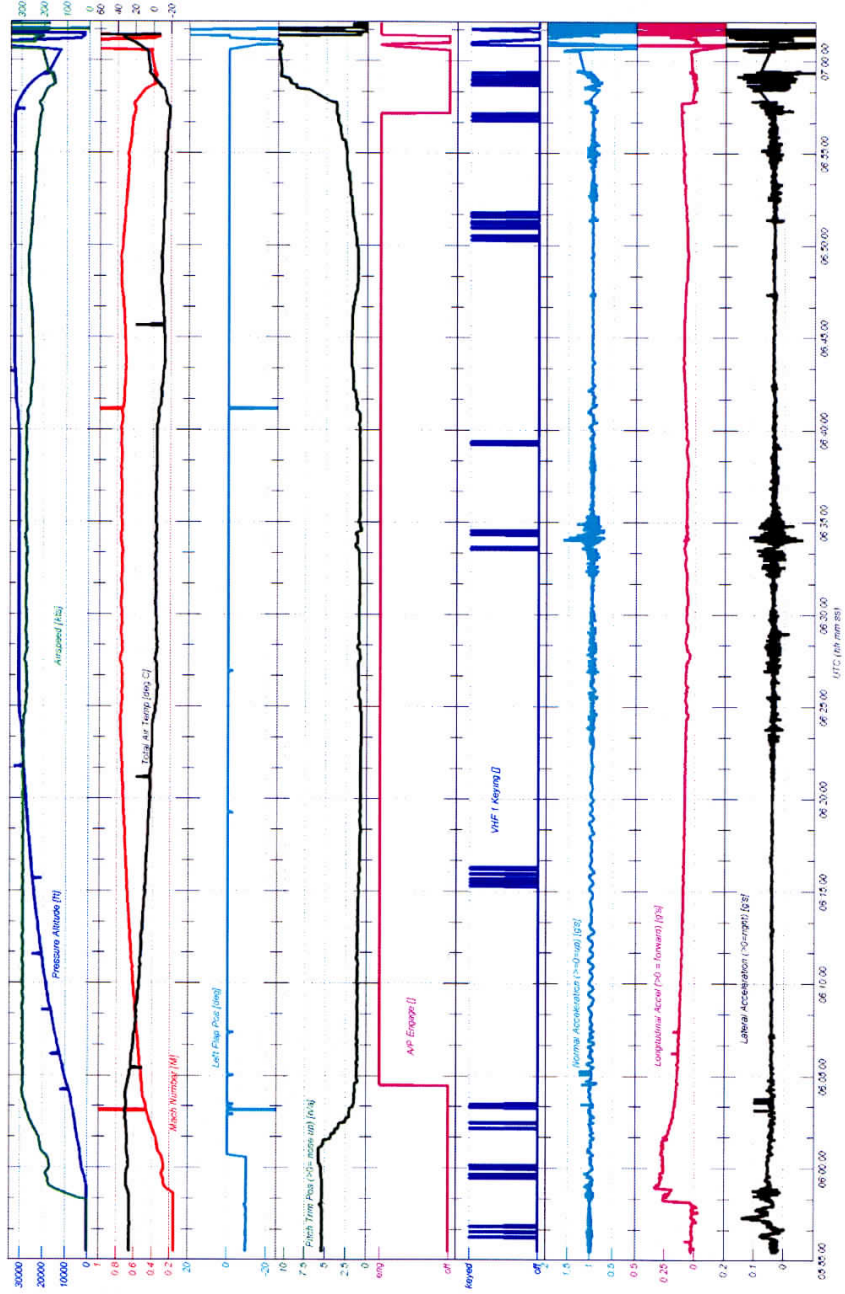
APPENDIX 2 : FDR PARAMETER PLOTS

Plot 1/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005



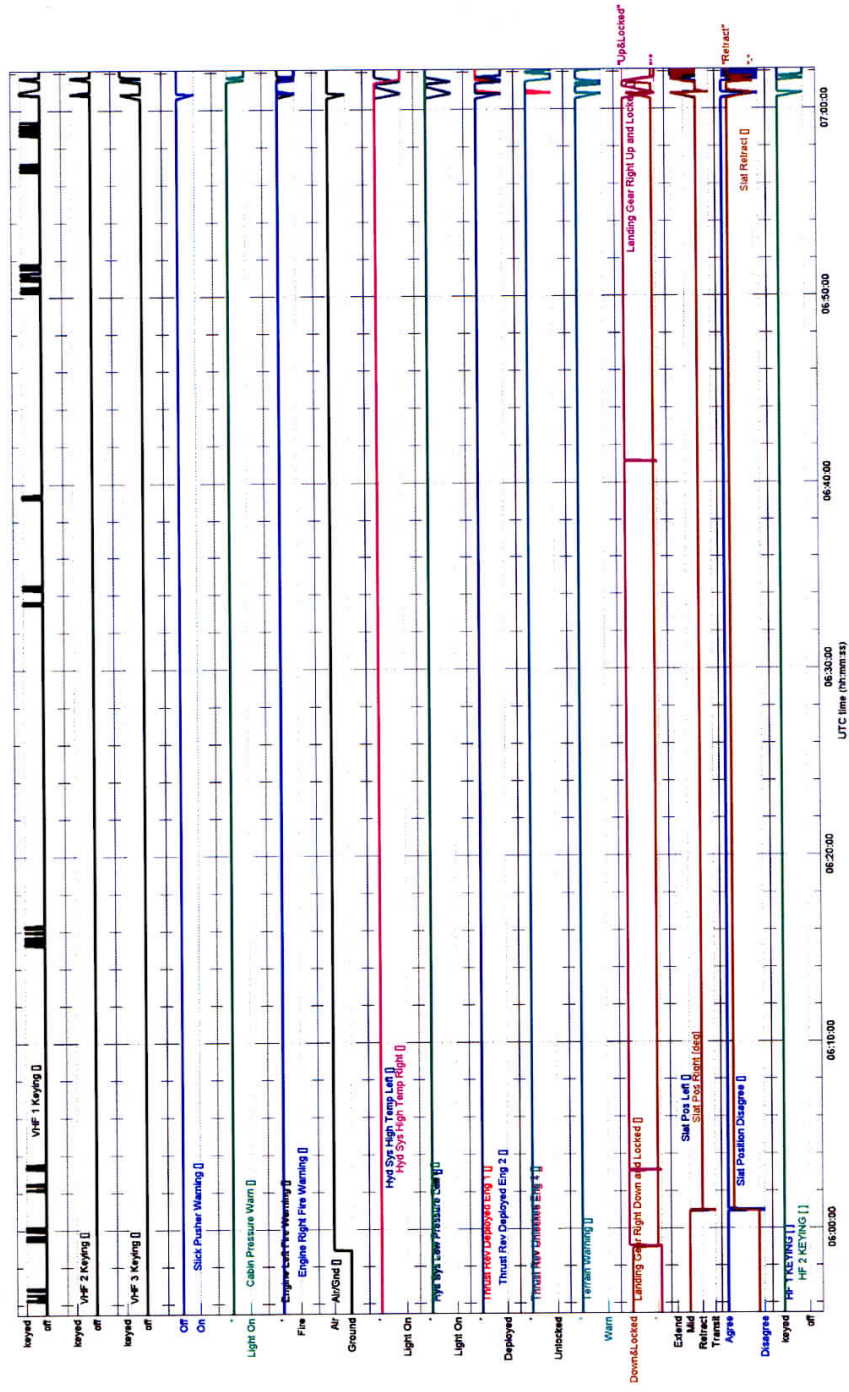
Preliminary Data - 08/09/2005

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

16/08/2005 - near Machiques

McDonnell Douglas MD-92 - West Caribbean



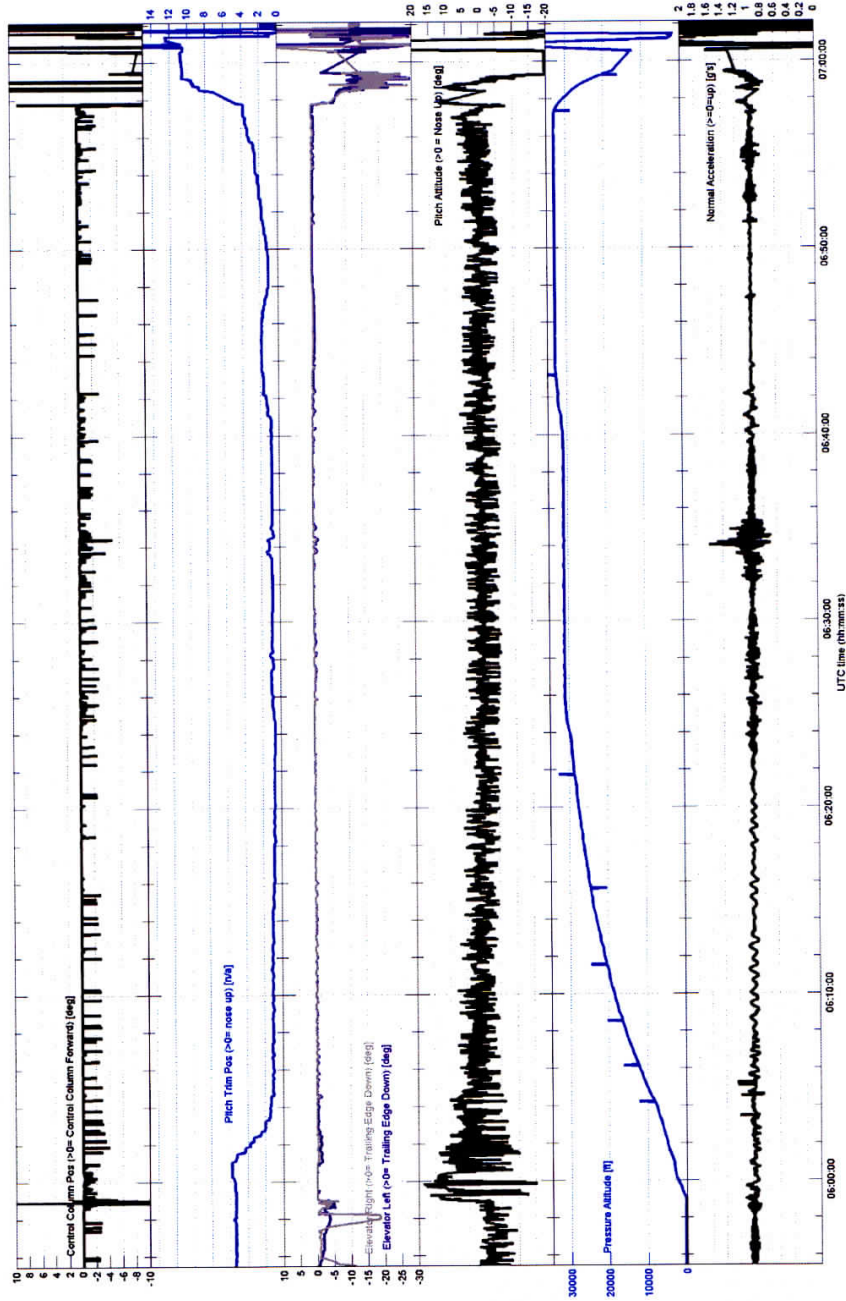
Preliminary Data - Discrete parameters

Bureau d'Enquetes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

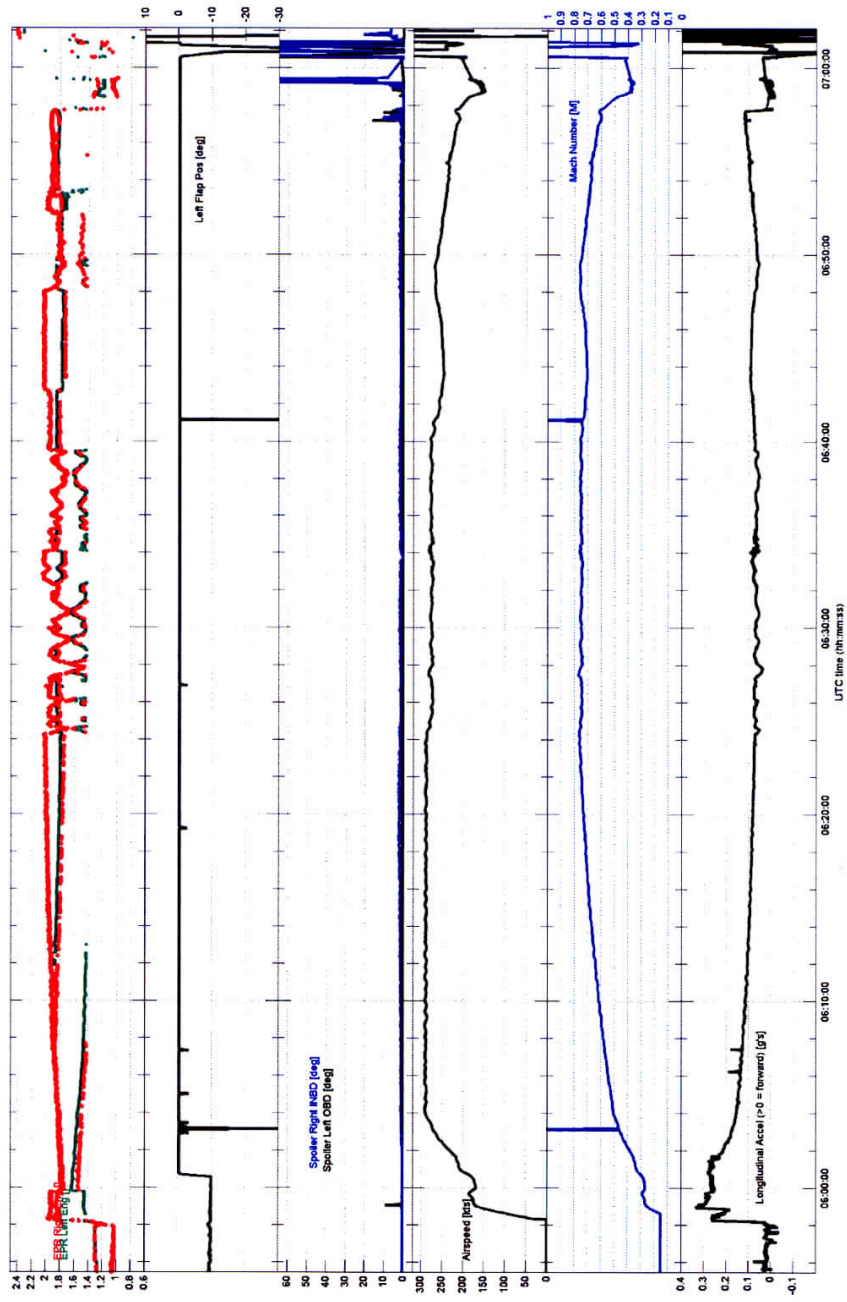
Preliminary Data - Normal Parameters

Plot 4/16

Plot 5/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



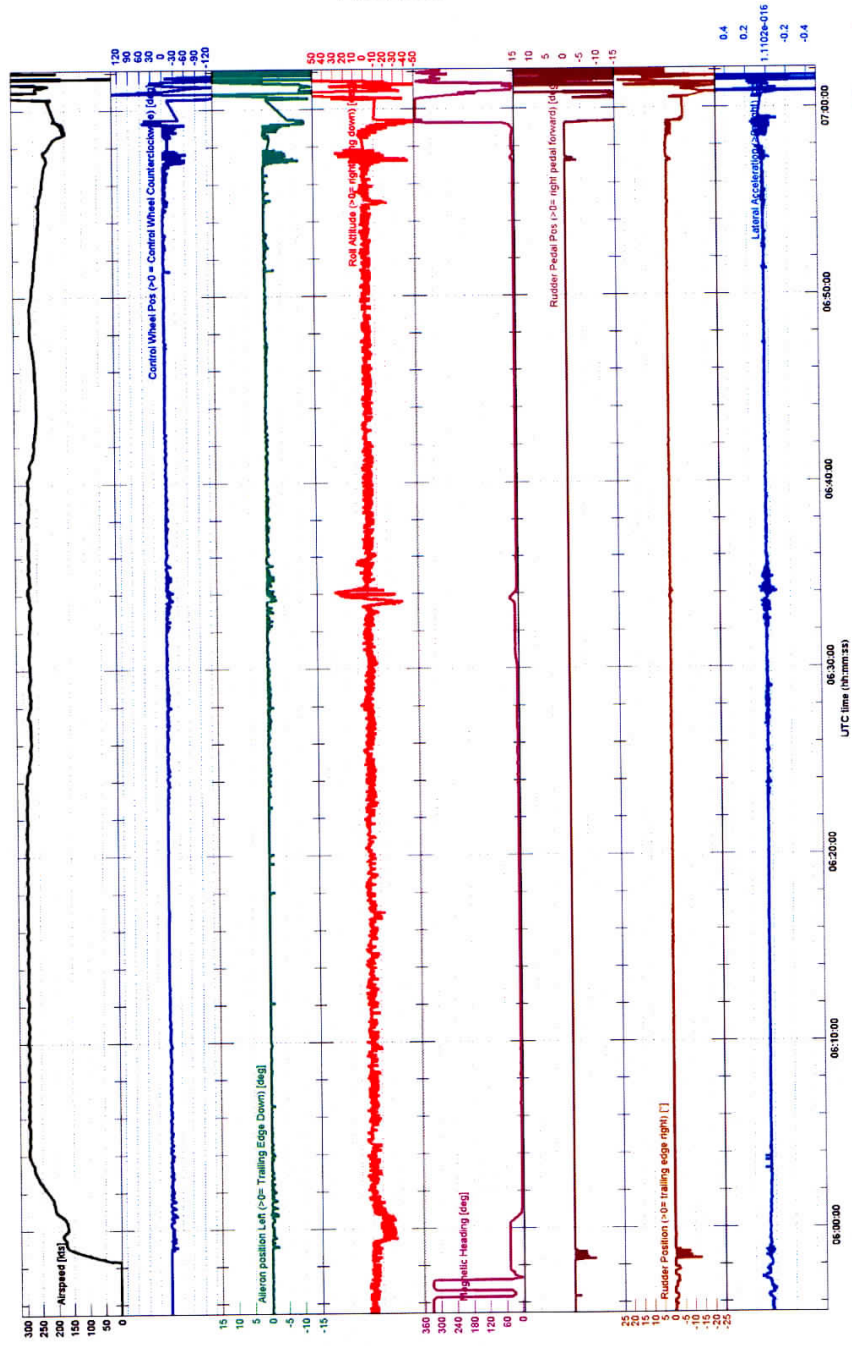
Preliminary Data - Longitudinal Parameters

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



Preliminary Data - Lateral Parameters

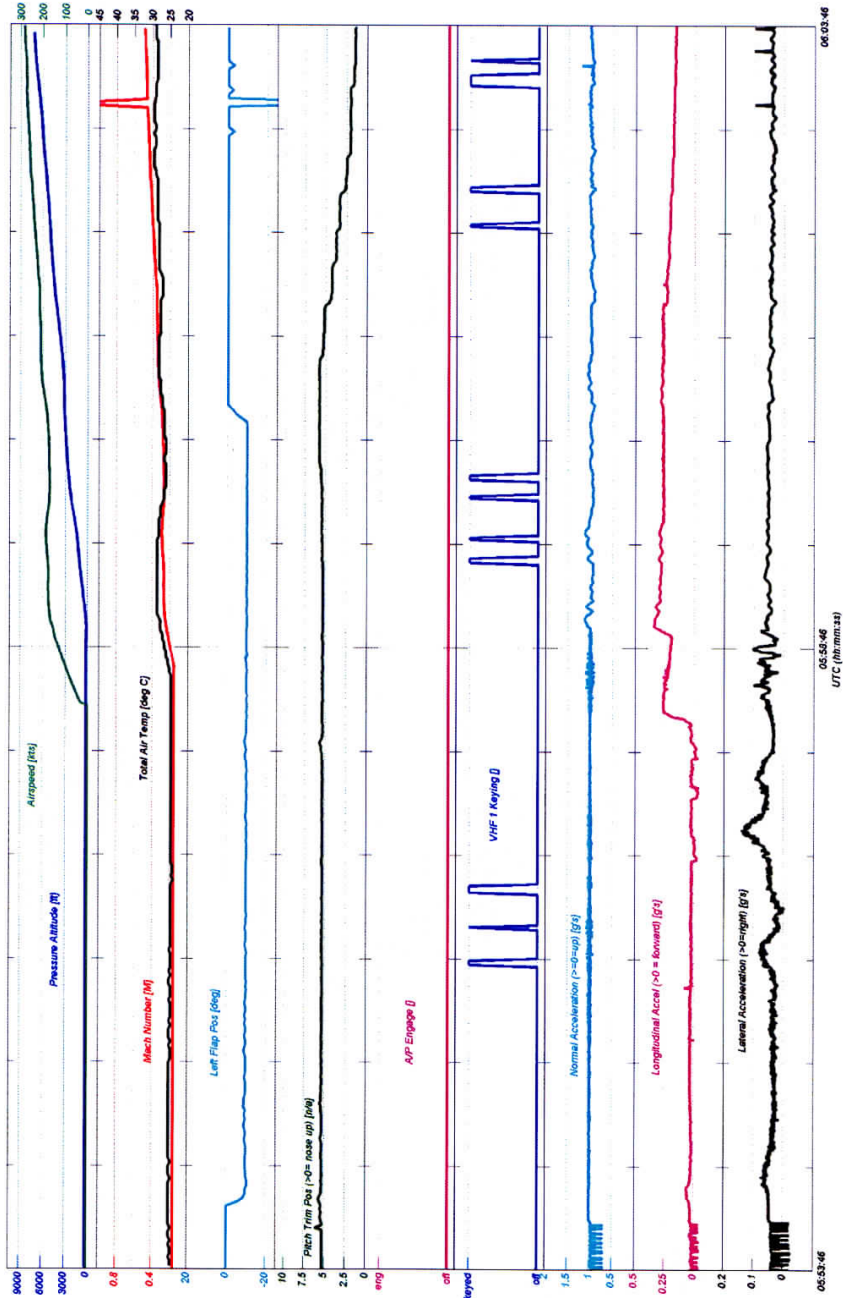
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005

Plot 7/16



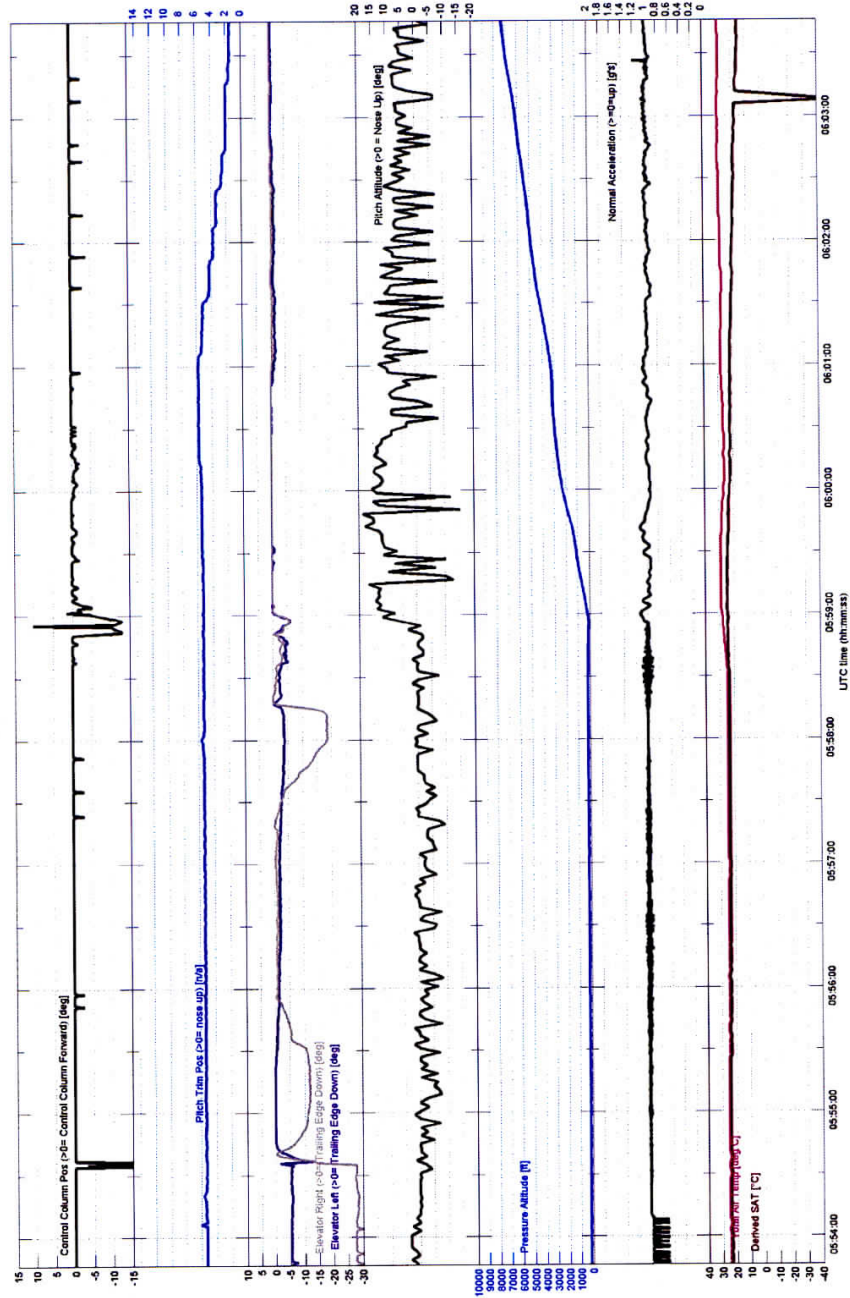
05:53:46
UTC (hr:mm:ss)

06:03:46
Preliminary Data - 08/09/2005

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Plot 8/16

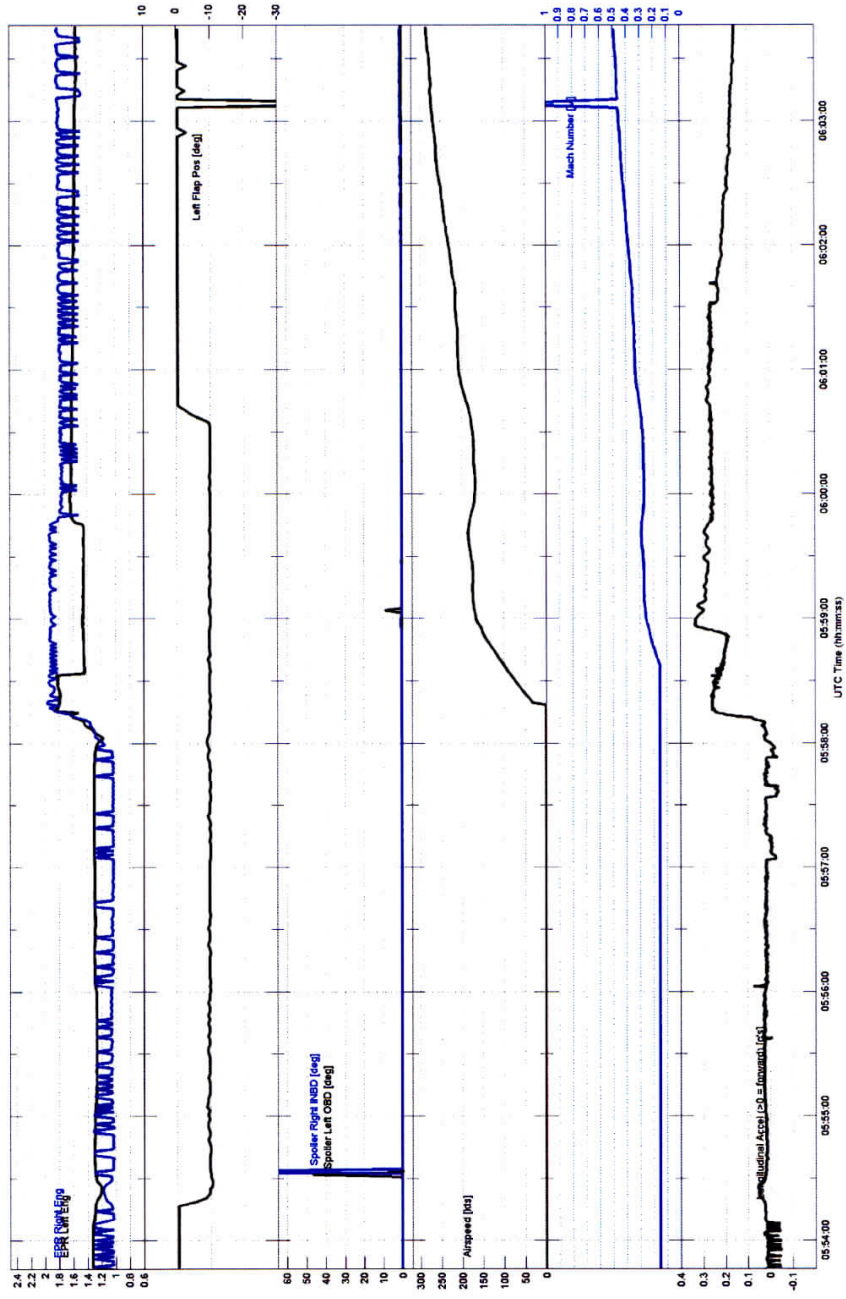
Preliminary Data - Normal Parameters - Zoom T/O

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



Plot 9/16

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

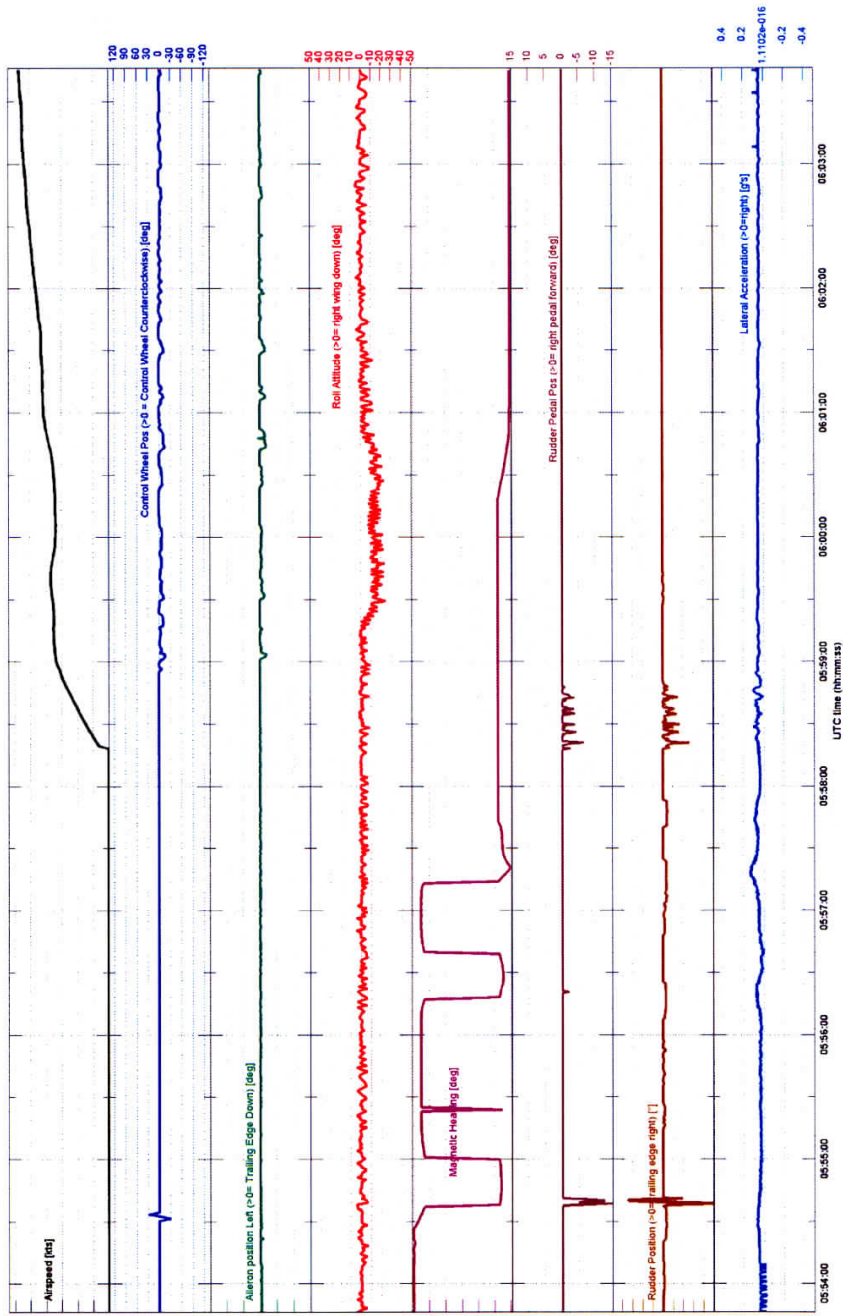
Preliminary Data - Longitudinal Parameters - Zoom T/O

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques

Plot 10/16



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

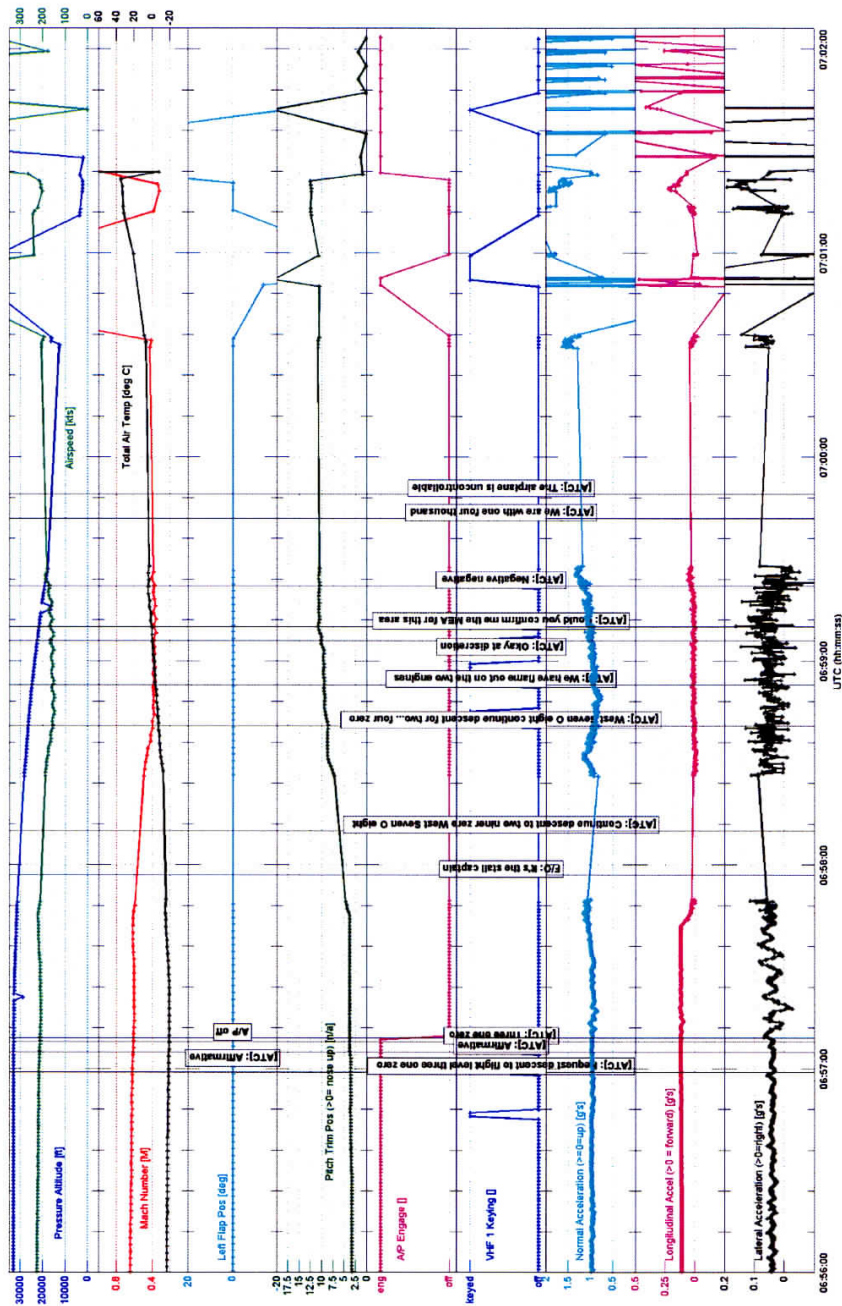
Preliminary Data - Lateral Parameters

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005

Plot 11/16



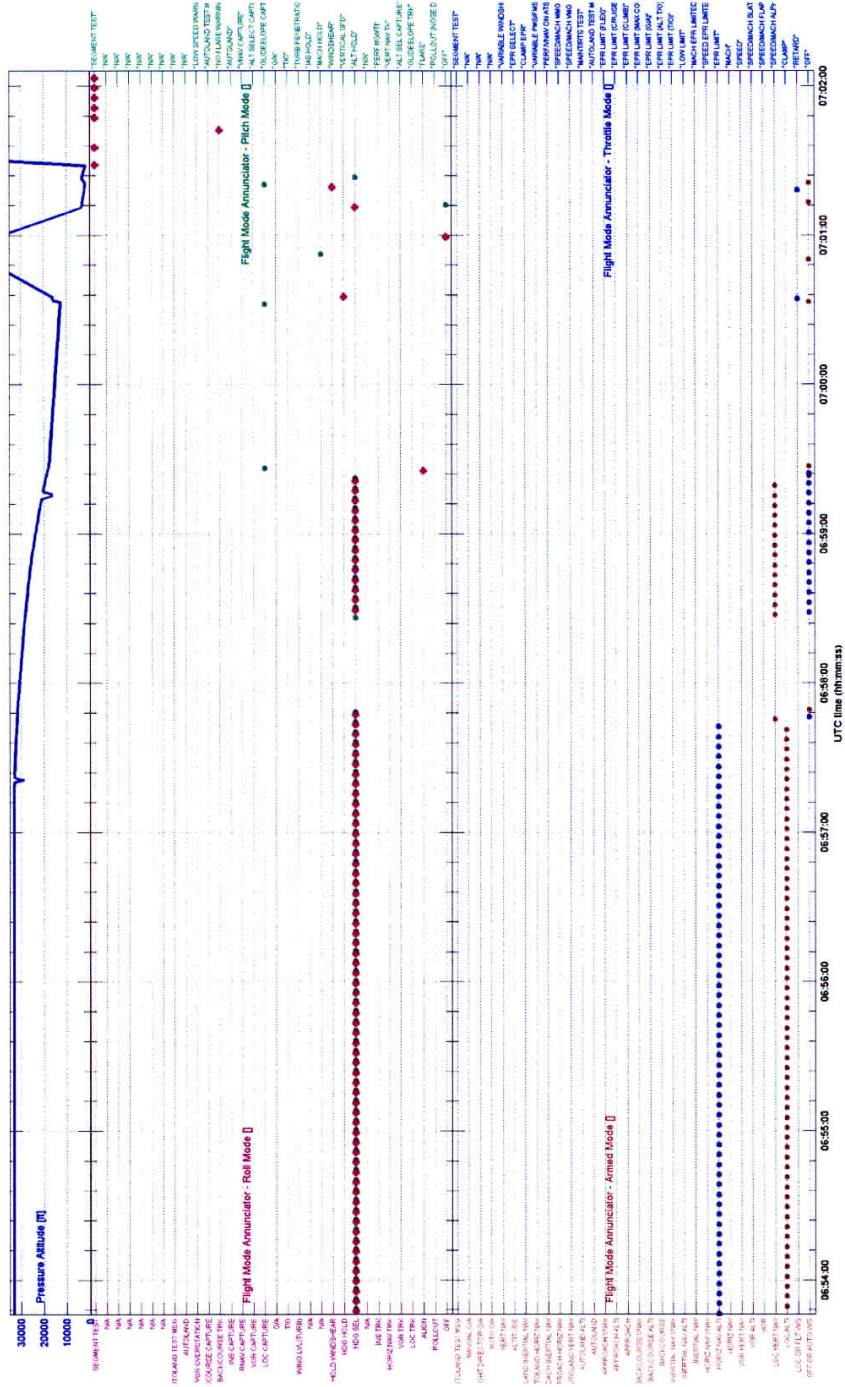
Preliminary Data - 08/09/2005

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - FMA modes and submodes

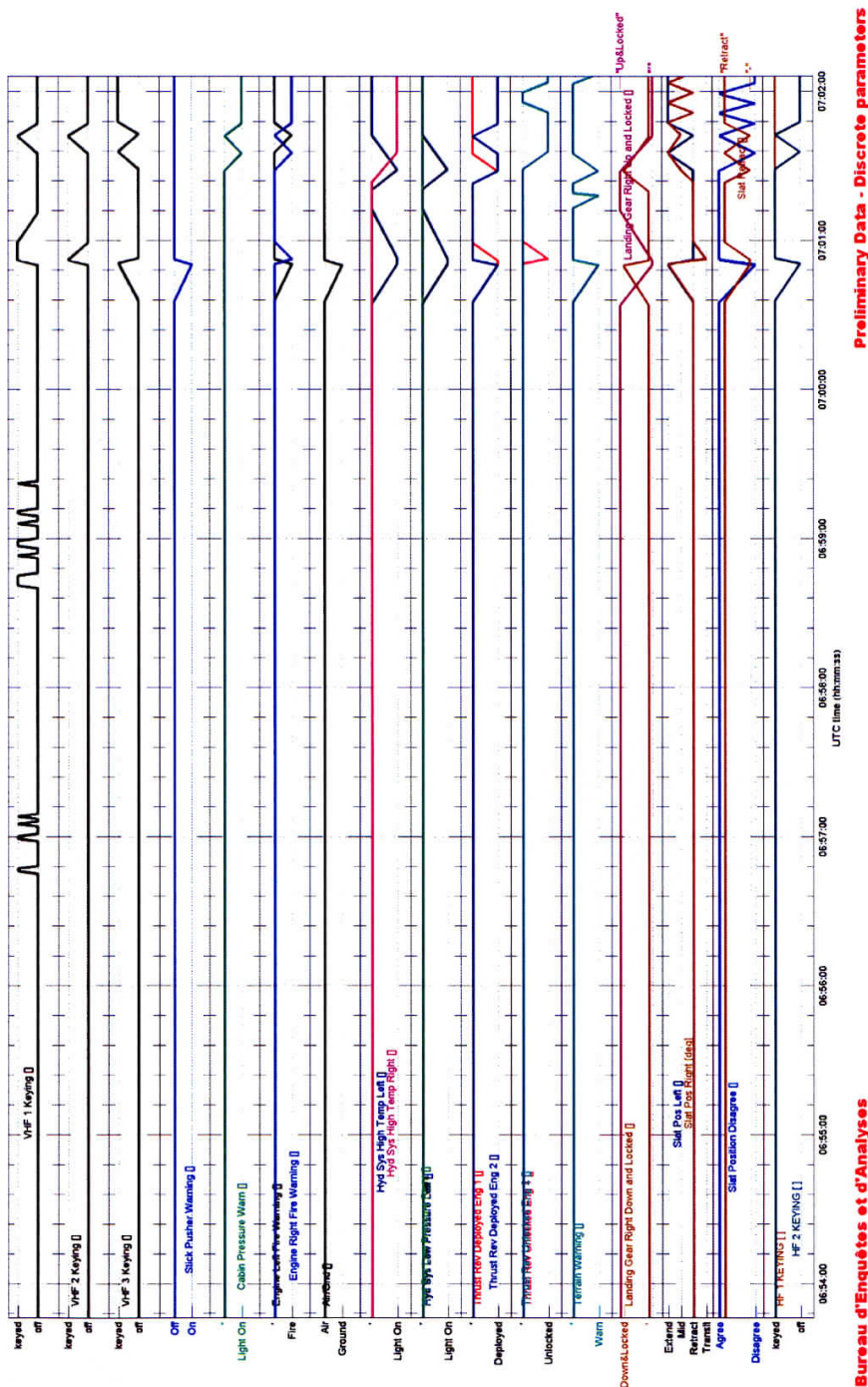
Plot 12/16

Plot 13/16

HK-4374X

16/08/2005 - near Machiques

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Preliminary Data - Discrete parameters

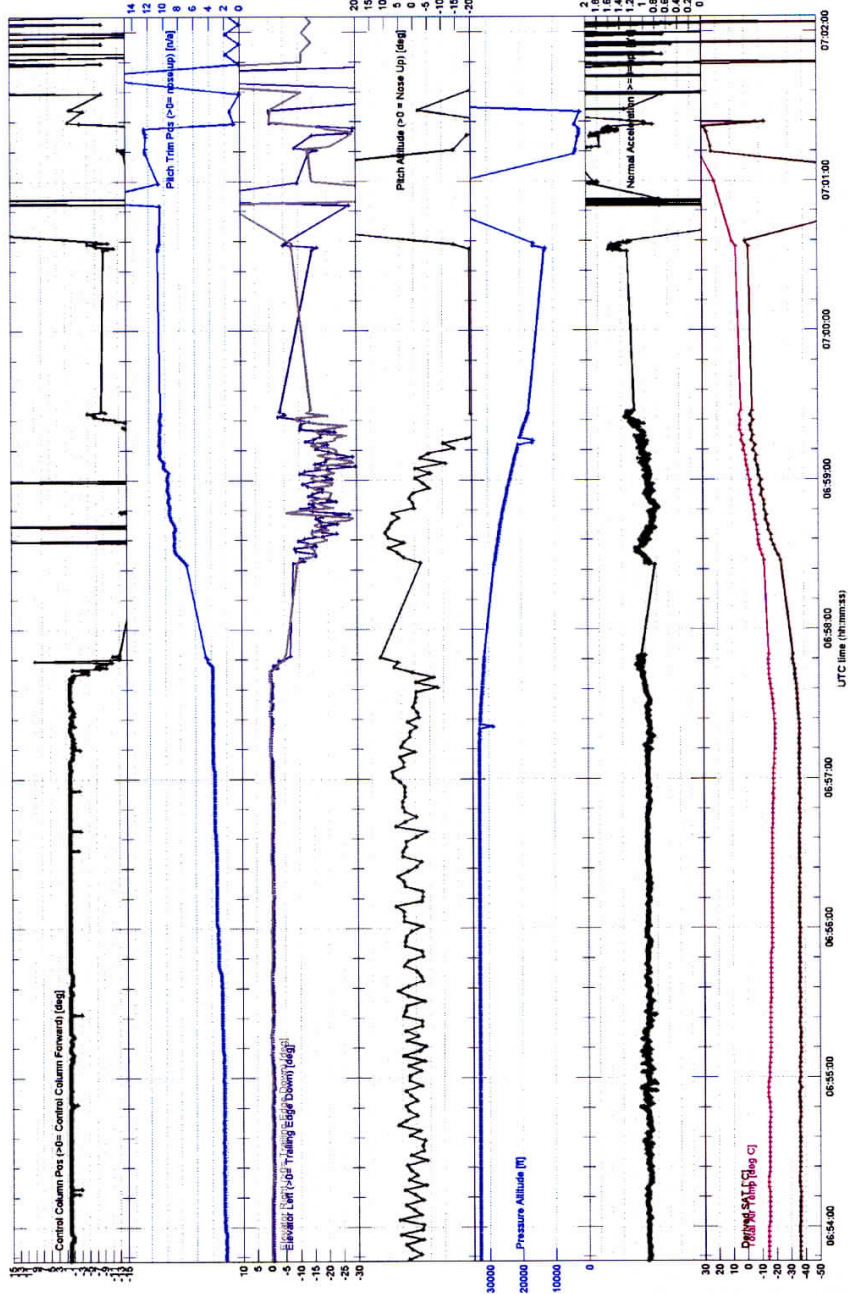
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Plot 14/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Preliminary Data - Normal Parameters - Zoom Disynch

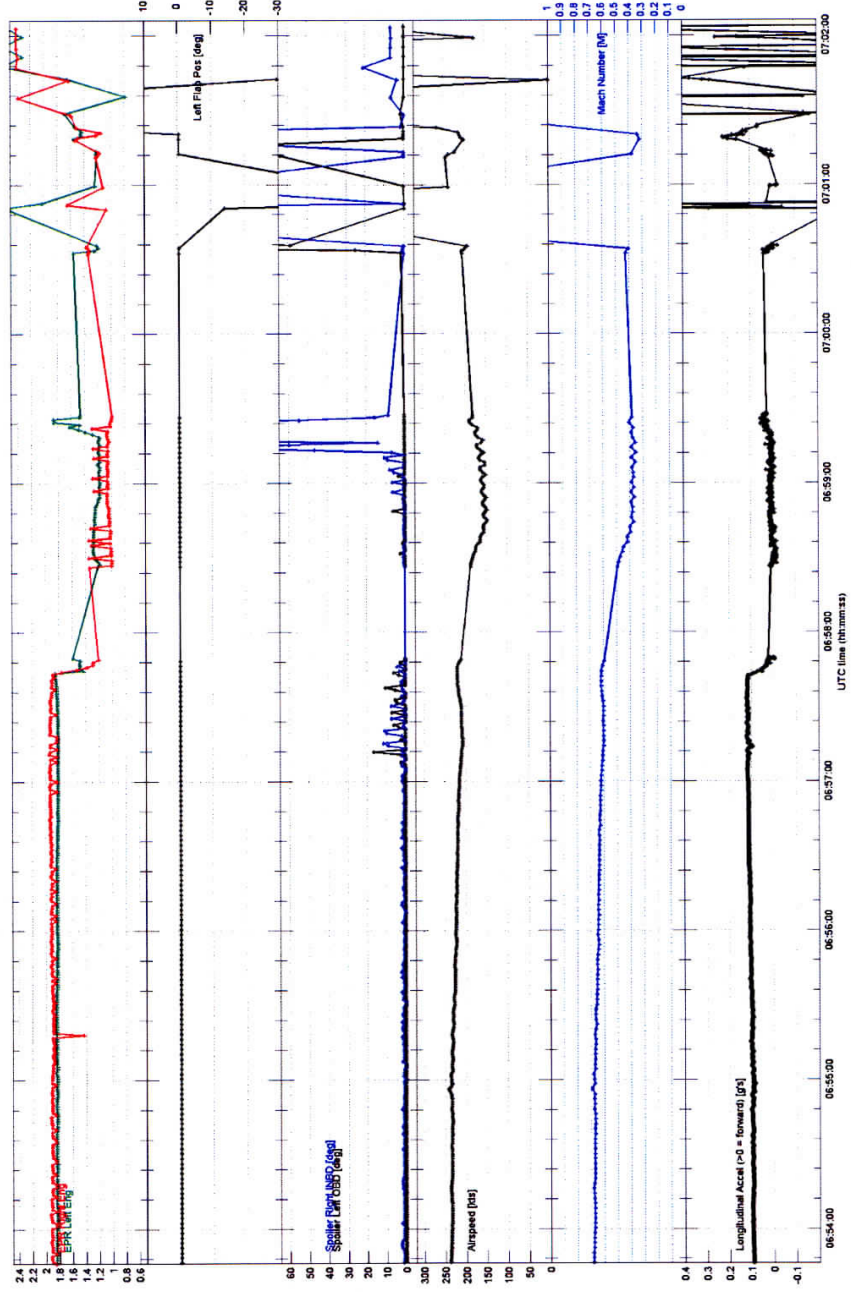
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Plot 15/16

HK-4374X

16/08/2005 - near Machiques

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Preliminary Data - Longitudinal Parameters - Zoom Disynch

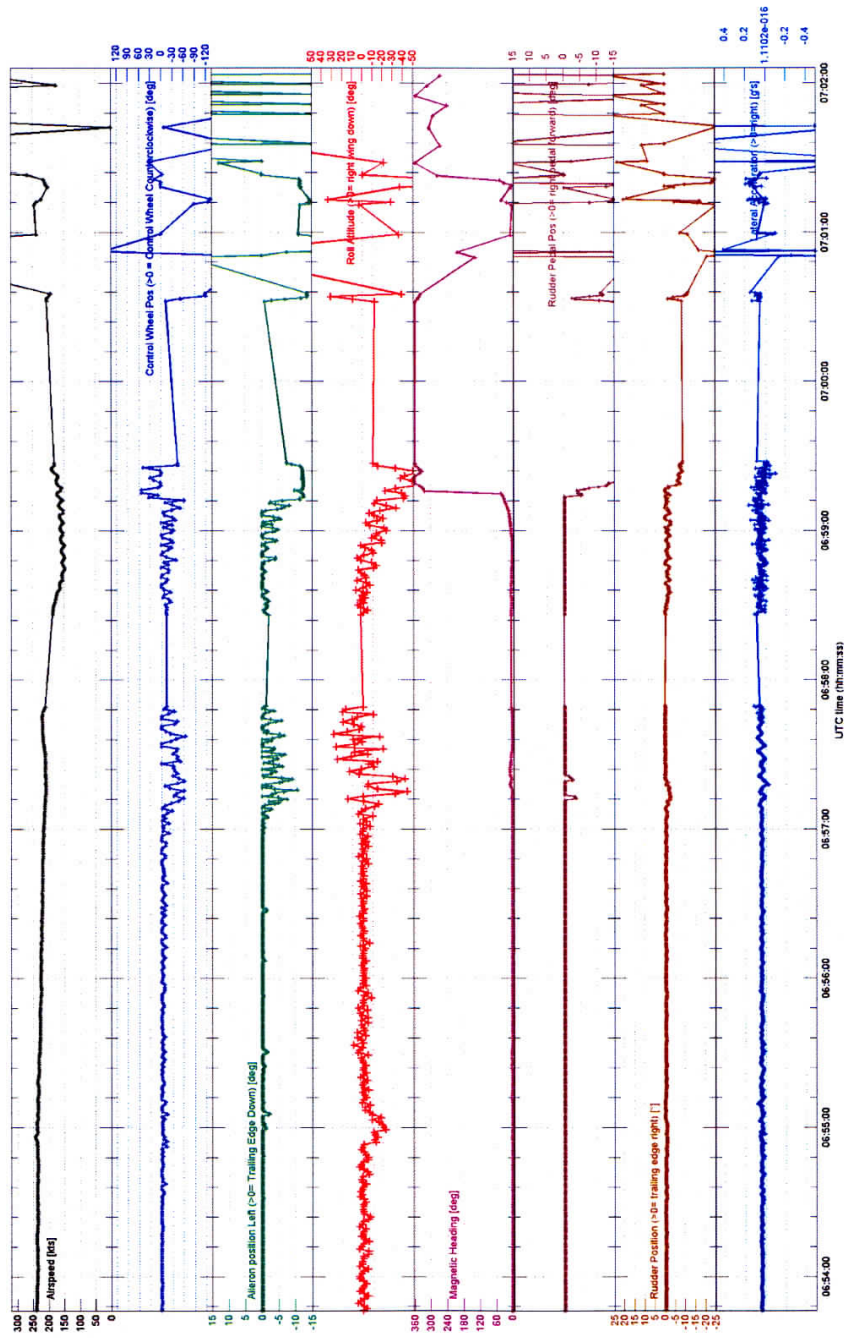
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Plot 16/16

HK-4374X

16/08/2005 - near Machiques

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Preliminary Data - Lateral Parameters

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses



ANNEXE 5

Expediente JIAAC-9-058-2005



FOLIO N° 000090

INVESTIGACION DEL CASO WEST CARIBEAN

CUESTIONARIO DE PREGUNTAS AERONAVE MATRICULA HK-4374X

1. Durante el tiempo que realizó sus funciones como despachador de vuelo para West Caribbean; ¿Cómo considera que fue la operación de West en el aeropuerto de Tocumen?

Resp. Eramos dos despachadores con intervalo de turnos. Era una aerolínea normal en que a veces se atrasaba el vuelo, la tripulación eran personas detallistas. Se les daba su explicación. El capitán Ospina era mas estricto. Las operaciones eran diurnas y otras nocturnas.

2. Como se realizaba el plan de vuelo?

Resp. Era enviado por packs de formularios en que estaba el combustible, reporte por punto recibido de Medellín, era transcrito aquí en Panamá. El plan de vuelo operacional venia desglosado, la ruta combustible, nivel de vuelo, era remitido por via Internet antes del vuelo o con base al anterior y se llenaba el formulario en base a lo recibido de West Caribbean. En otras ocasiones a bordo de la aeronave el capitán traía la información.

3. Existía un plan de vuelo operacional? 3.1, ¿Este plan de vuelo era realizado manualmente o automatizado?

Resp. Preestablecido que era enviado por la base de Medellín (la información era transcrita textualmente por el despachador en Panamá. Era manualmente realizado enviado por la base de Medellín.

4. ¿Dónde se originaba el plan de vuelo operacional? (Si existía).

Resp. En Medellín.

5. Se guardaba en archivo alguna copia del plan de vuelo operacional? (Donde y quien?).

Resp. Se guardaba en archivo aquí en Panamá el manifiesto de peso y balance, plan de vuelo OACI, información de rutas y puntos de chequeo enviada por West Caribbean y adicionalmente se le entregaba copia en una carpeta al comandante de la aeronave.

6. ¿La noche del 15 de agosto de 2005, durante el proceso de despacho, recuerda alguna solicitud especial de la tripulación, relacionada con el plan de vuelo?



Resp. El vuelo arribo a Panama el día 16 de Agosto a las 05:19 UTC. No hubo ninguna solicitud. Los tripulantes normalmente en cuanto a la altitud de vuelo utilizaban nivel 33,000 o 35,000 pies., pero lo normal era 33,000 pies. (información adicional en relación al factor humano) Yo volé con el Cap. Ospina y Muñoz unas dos veces, y por lo que observé eran muy responsables, formales en su forma de ser, Muñoz era un poco mas jovial y dinámico en su trato y conversación.

7. ¿Recuerda haber realizado un Briefing con la tripulación sobre el cargado de la aeronave, distribución, condiciones meteorológicas, peso y balance?

Resp. Siempre se hacía breafing que podía ser en la sala de espera o cabina. Ese día especial no recuerdo donde fue, el capitán Ospina lo hacía casi siempre en la cabina esperando solo el abordaje. Se le entregaba la carpeta meteorológica, el revisaba el contenido de toda la carpeta. Se guardaba archivo de los Metar, pero no de la gráfica meteorológica. Los gráficos meteorológicos mostrados había formación de nubes pero nada que lo afectara en el trayecto, ni bancos que pudieran afectar, en tal caso el capitán estando en tierra, si encontraba algo fuera de lo normal dentro de la ruta el solicitaba a Medellín una nueva ruta para el vuelo, luego se pasaba al plan de vuelo a ATC para su aprobación.

8. ¿Entrego usted a la tripulación información, material impreso relacionado con las condiciones meteorológicas en ruta?

Resp. Sí según lo explicado en la pregunta anterior.

9. ¿Recuerda que aerovía sería utilizada para la realización del vuelo?

Resp. Fue la UA553 directo a PBL a la UA552 directo a Maiquetia a la UA551 y directo FOF.(era la ruta generalmente utilizada). El retorno era UA551PBL, UA553 TUM.

10. Una ruta SUR fue utilizada por la tripulación para la realización del vuelo. ¿Era la elección de esta ruta sistemática? En caso de ser positiva la respuesta.

10.1 ¿Cuáles fueron los criterios de la compañía para la elección de la ruta?

10.2 ¿Había posibilidad de tomar otra ruta?

Resp. Era, sistemática el uso de esta ruta. (ruta, descrita en la respuesta anterior). El tomar otra ruta era a criterio del comandante y mediante la aprobación de Medellín.

11. ¿Puede recordar como fue la carga de la aeronave?

Resp. La carga fue distribuida de acuerdo al formato de instrucciones de cargado. La cantidad de equipaje fue distribuida en los compartimientos 3 y 4.

12. De acuerdo al manifiesto de peso y balance, habían a bordo 147 piezas de equipaje distribuidos en los compartimientos C y D, ¿Era esta la cantidad real de piezas? 12.1. ¿Fue posible acomodar esa cantidad de piezas en esos dos compartimientos?



FOLIO N° 000039

Resp. La cantidad de equipaje fue distribuida en los compartimientos arriba descritos.

13. ¿Existía alguna otra carga adicional como; repuestos, cauchos o algún otro componente de la aeronave previsto para resolver fallas imprevistas?

Resp. No tengo conocimiento de que estuviera eso a bordo, a veces el mecánico lo manifestaba, pero en este caso no hubo reporte.

14. En el plan de vuelo OACI entregado en la oficina de la autoridad aeronáutica civil en el aeropuerto de Tocumen, existía una enmienda respecto al nivel final. ¿Esta enmienda a que se debió? (Nivel de vuelo FL 350).

Resp. Al efectuar el plan por error de escritura marqué 25,000 pero lo real era 35,000 como lo expresa el plan de vuelo, solamente se corrigió y se le informó al personal de comunicaciones.

15. Si existía un plan de vuelo operacional. ¿Cuál era el nivel final, de acuerdo al plan de vuelo?

Resp. Desconocía el nivel final ya que no se elaboró aquí en Panamá.

16. ¿Desea agregar algún dato, información, comentario adicional referente al despacho del WCW708 la noche del 15 de Agosto?

Resp. Solo que los documentos todos fueron llenados de acuerdo al entrenamiento de West Caribbean. Fue José Luis Barbosa quien nos impartió el entrenamiento aquí en Panamá. Se corrige que el vuelo fue el 16 de agosto como lo exprese en respuesta anterior.

Fin del cuestionario

FOLIO N° 000088





ANNEXE 6

Expediente JIAAC-9-058-2005

Search Request No. 6712

***MD80 Series Aircraft Stall
Incidents***

December 6, 2005



Aviation Safety Reporting System
365 Moffet Park Dr. Suite 200 Sunnyvale California 94089



IHS: 262-7

MEMORANDUM FOR: Recipients of Aviation Safety Reporting System Data

SUBJECT: Data Derived from ASRS Reports

The attached material is furnished pursuant to a request for data from the NASA Aviation Safety Reporting System (ASRS). Recipients of this material are reminded of the following points, which must be considered when evaluating these data.

ASRS reports are submitted voluntarily. The existence in the ASRS database of reports concerning a specific topic cannot, therefore, be used to infer the prevalence of that problem within the National Airspace System.

Reports submitted to ASRS may be amplified by further contact with the individual who submitted them, but the information provided by the reporter is not investigated further. Such information represents the reporting of a specific individual who is describing their experience and perception of a safety related event.

After preliminary processing, all ASRS reports are de-identified. Following de-identification, there is no way to identify the individual who submitted a report. All ASRS report processing systems are designed to protect identifying information submitted by reports, such as, names, company affiliations, and specific times of incident occurrence. There is, therefore, no way to verify information submitted in an ASRS report after it has been de- identified.

The National Aeronautics and Space Administration and its ASRS contractor, Booz Allen Hamilton, specifically disclaim any responsibility for any interpretation which may be made by others of any material or data furnished by NASA in response to queries of the ASRS database and related materials.



Linda J. Connell, Director
Aviation Safety Reporting System

CAVEAT REGARDING STATISTICAL USE OF ASRS INFORMATION

Certain caveats apply to the use of ASRS statistical data. All ASRS reports are voluntarily submitted, and thus cannot be considered a measured random sample of the full population of like events. For example, we receive several thousand altitude deviation reports each year. This number may comprise over half of all the altitude deviations that occur, or it may be just a small fraction of total occurrences.

Moreover, not all pilots, controllers, air carriers, or other participants in the aviation system, are equally aware of the ASRS or equally willing to report to us. Thus, the data reflect reporting biases. These biases, which are not fully known or measurable, may influence ASRS statistics. A safety problem such as near midair collisions (NMACs) may appear to be more highly concentrated in area "A" than area "B" simply because the airmen who operate in area "A" are more supportive of the ASRS program and more inclined to report to us should an NMAC occur.

One thing that can be known from ASRS statistics is that they represent the lower measure of the true number of such events that are occurring. For example, if ASRS receives 881 reports of track deviations in 1999 (this number is purely hypothetical), then it can be known with some certainty that at least 881 such events have occurred in 1999. Because of these statistical limitations, we believe that the real power of ASRS lies in the report narratives. Here pilots, controllers, and others, tell us about aviation safety incidents and situations in detail. They explain what happened, and more importantly, why it happened. The values of these narrative reports lie in their qualitative nature. Using report narratives effectively requires an extra measure of study, but the knowledge derived is well worth the added effort.

Report Synopses

ACN: 639472 (1 of 22)

Synopsis

MD80 PMS FAILURE TO MAINTAIN PLANNED CRUISE SPD ALLOWS MACH TO FALL TO PT 67 FROM PT 76 WHEN AT FL370 10 NM S OF SAV.

ACN: 631494 (2 of 22)

Synopsis

FLT CREW OF MD80 EXPERIENCE SPD AND ALT FLUCTUATIONS DURING ENCOUNTER WITH MOUNTAIN WAVE OVER NORTHERN NEW MEXICO.

ACN: 620415 (3 of 22)

Synopsis

A LOW SPD WARNING DURING INITIAL CLB LEADS AN MD82 PLT TO BELIEVE HIS ACFT IS HEAVIER THAN WT DOCUMENTS BASED ON APPROVED AVERAGES FOR THE FLT INDICATE.

ACN: 598383 (4 of 22)

Synopsis

MD80 ON CLBOUT EXPERIENCED ATC TURN TO AVOID OTHER ACFT BECAUSE OF SLOW CLB IN ZDC AIRSPACE.

ACN: 592623 (5 of 22)

Synopsis

MD88 FLT CREW ATTEMPTS TO CLB TO A HIGHER ALT FOR WX AVOIDANCE AND EXCEEDS THE ACFT'S PERFORMANCE ENVELOPE.

ACN: 589618 (6 of 22)

Synopsis

A LOSS OF AIRSPD CREATES A PARTIAL LOSS OF ACFT CTL AND SUBSEQUENT LOSS OF ALT DURING AN INFLT ENCOUNTER WITH WX ENRTE AT FL330 NEAR FMN, NM.

ACN: 550697 (7 of 22)

Synopsis

FLC ENTERS HOLDING PATTERN AND ACFT ENTERS STALL BUFFET.

ACN: 474052 (8 of 22)

Synopsis

MD80 CREW HAD NMAC ON DSCNT INTO RDU.

ACN: 473899 (9 of 22)

Synopsis

ACR CREW ALLOWS AIRSPD TO GET TOO LOW DURING CLB.

ACN: 472679 (10 of 22)

Synopsis

MD80 CREW FLIES TO NEAR STALL WHILE DEPENDING ON AUTOFLT.

ACN: 472646 (11 of 22)

Synopsis

HOLDING AT HIGH ALT, AN ACR CREW FINDS THEMSELVES TOO SLOW. THEY USE EMER AUTH TO DSND WHILE INCREASING SPD.

ACN: 463941 (12 of 22)

Synopsis

MD80 CREW HAD ALTDEV.

ACN: 462010 (13 of 22)

Synopsis

MD82 CREW HAD AIRFRAME VIBRATION, AURAL STALL WARNING ACTIVATION, AND MACH INDICATION FLUCTUATION.

ACN: 435673 (14 of 22)

Synopsis

MD88 CREW EXPERIENCES PRESTALL BUFFET AT FL350.

ACN: 432256 (15 of 22)

Synopsis

AN ACR MD80 FLC FIND THAT THEIR PERFORMANCE DATA FOR THE OPTIMUM CRUISE ALT WAS IN ERROR BECAUSE THEY WERE HEAVIER THAN THE WT AND BAL TOTALS INDICATED. EMER DECLARED.

ACN: 430595 (16 of 22)

Synopsis

FO OF AN MD88 LOST CTL OF ACFT DURING HIGH ALT LEVELOFF DUE TO LACK OF AIRSPD CAUSING LTSS WITH ANOTHER ACFT.

ACN: 419737 (17 of 22)

Synopsis

FLC OF AN MD83 EXCEEDED THE ACFT PERFORMANCE LIMITATIONS AS A RESULT OF INSUFFICIENT AIRSPD AT A HIGH CRUISE ALT CAUSED BY A SLOWER CLB SPD FOR A HIGHER RATE OF CLB TO ASSIGNED ALT. THE ACFT REACTED BY STALL BUFFETING BEFORE REGAINING SUFFICIENT AIRSPD IN AN EMER DSCNT. IN ADDITION, THE ACFT'S WT AND BAL EXCEEDED CTR OF GRAVITY FORWARD LIMIT.

ACN: 418260 (18 of 22)

Synopsis

A CLBING S80 IS UNABLE TO MAINTAIN ITS ASSIGNED ALT WITH ANTI-ICE SYS ON. AN ALT EXCURSION OCCURS WHEN THE ACFT IS FELT TO BE IN AN INITIAL BUFFET.

ACN: 412144 (19 of 22)

Synopsis

AFTER ENTERING A CLB AT NORMAL CRUISE MACH, MD80 FLT CREW ENCOUNTERED WX AT FL340 WITH STRONG UPDRAFTS AND MODERATE RAIN AND CHOP. RAPID LOSS OF AIRSPD ENSUED AND CLB WAS TERMINATED AFTER FULL PWR FAILED TO TERMINATE STICK SHAKER AND BUFFET. FLT CREW DSNDED TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 403716 (20 of 22)

Synopsis

FLC OF A SUPER MD80 DECLARED AN EMER AND DSNDED WHEN THEIR ACFT COULD NOT MAINTAIN A SAFE FLYING SPD AT ASSIGNED CRUISE ALT DUE TO THE ACFT GROSS WT.

ACN: 364937 (21 of 22)

Synopsis

MD88 ACFT IN CLB INCREASED PITCH AFTER ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF DUE TO INCREASED PWR AND VNAV MODE. CLB RATE VERY HIGH AND ALT CAPTURE WAS ANNUNCIATED ON MODE PANEL AT 31000 FT FOR A 35000 FT LEVELOFF. AIRSPD BLED OFF, AUTOTHROTTLES DIDN'T CORRECT NOR DID PITCH ATTITUDE. FLC HAD TO DISCONNECT AUTO SYS AND PUSH OVER TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 281568 (22 of 22)

Synopsis

PARTIAL PWR LOSS ON BOTH ENGS.

Report Narratives

ACN: 639472

Time / Day

Date : 200412
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Navaid : SAV.VORTAC
State Reference : GA
Altitude.MSL.Single Value : 37000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZJX.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Cruise : Level

Component : 1

Aircraft Component : Autothrottle/Speed Control

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 639472

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Non Adherence.Other
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Air Speed Ind/

Mach

Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1

Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2

Resolatory Action.Aircraft : Equipment Problem Dissipated

Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation

Resolatory Action.Other

Consequence.Other : Company Review

Consequence.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Company

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Problem Areas : Maintenance Human Performance

Situations

Narrative

PMS FAILURE IN CRUISE RESULTING IN LARGE LOSS OF AIRSPD. WE WERE USING PMS IN THE OPTIMUM CRUISE MODE AT FL370, WHICH RESULTED IN A CRUISE MACH OF APPROX .76. AFTER 1 1/2 HRS, THE PMS QUICKLY AND SMOOTHLY BEGAN REDUCING SPD. WE CAUGHT IT AT .67 (APPROX 220 KIAS). THE PMS THEN DEFAULTED BACK TO .79 MACH AS AN OPTIMUM. STATUS CHK INDICATED NO FAULTS. AFTER ANOTHER +/-30 MINS, IT SETTLED BACK DOWN TO .76 OPTIMUM. ALL PREDEP INTO WAS CORRECTLY ENTERED AND THE PMS WAS OPERATED CORRECTLY. WE WERE MAKING NO ENTRIES WHEN THE EVENT OCCURRED. THERE WAS NO ALTDEV. BASED ON RECENT EVENTS REGARDING HIGH ALT STALLS, THIS COULD BE A CONTRIBUTING FACTOR. THE PMS WAS WRITTEN UP IN THE LOG UPON ARR AT LGA.

Synopsis

MD80 PMS FAILURE TO MAINTAIN PLANNED CRUISE SPD ALLOWS MACH TO FALL TO PT 67 FROM PT 76 WHEN AT FL370 10 NM S OF SAV.

ACN: 631494

Time / Day

Date : 200409
Day : Mon
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : CIM.VORTAC
State Reference : NM
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Weather Elements : Turbulence
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 210
Experience.Flight Time.Total : 10200
Experience.Flight Time.Type : 2000
ASRS Report : 631494

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter.Other
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1

Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor

Narrative

WE ENCOUNTERED MODERATE TO SEVERE MOUNTAIN WAVE. WINDS ALOFT WERE OUT OF THE SW AROUND 80 KTS. AUTOTHROTTLES WERE DISENGAGED AND AGGRESSIVE ACTION WAS TAKEN TO CTL AIRSPD AND ALT. APPROX ACFT WT WAS 130000 LBS, BELOW THE MAX WT OF 140000 LBS FOR THE ALT (MACH BUFFER). AIRSPD EXCURSIONS STARTED FROM A STEADY .766 MACH TO .74 AND THEN TO .78 MACH AND THEN THE NEXT EXCURSION WENT UP TO .80 MACH (WITH THROTTLES REDUCED) DOWN TO .71 MACH (THROTTLES MAX THRUST). HIGH SPD MACH **BUFFET** WAS FELT, BUT NEVER LOW SPD **BUFFET**. BOTH THE CAPT AND I WERE READY TO START AN EMER DSCNT BUT THE AIRSPD WAS STARTING TO INCREASE ONCE AGAIN AND SLOWLY STABILIZED. ALT EXCURSIONS WERE UP TO +/-150 FT OVER AND BELOW ASSIGNED ALT. NO PRIOR ACFT/ATC RPTS WERE GIVEN. WE DID RPT THE ENCOUNTER WITH ATC.

Synopsis

FLT CREW OF MD80 EXPERIENCE SPD AND ALT FLUCTUATIONS DURING ENCOUNTER WITH MOUNTAIN WAVE OVER NORTHERN NEW MEXICO.

ACN: 620415

Time / Day

Date : 200406
Day : Sun
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Airport : ZZZ.Airport
State Reference : US
Altitude.AGL.Single Value : 500

Aircraft : 1

Controlling Facilities.Tower : ZZZ.Tower
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Initial
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 620415

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Events

Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Low Spd
Warning
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Resolatory Action.Other
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Company
Problem Areas : FAA

Narrative

ON INITIAL CLBOUT 'SPD LOW' (10 PERCENT LESS THAN ALPHA SPD)
ANNUNCIATED AT V2 PLUS 20 KTS. AFTER CLEAN UP 'ALPHA SPD' WAS
ANNUNCIATED A '0 RET/MIN MAN.' I HAD TO SET THE SPD BUG AT 248 KTS OR
SEVEN KTS ABOVE OUR PAPER PLAN TO GET IT TO EXTINGUISH. WE HAD

CORRESPONDING SIX OR EIGHT KTS HIGHER THAN PLANNED ALPHA ANNUNCIATION AT EACH FLAP SPD WHEN USING OUR PAPER SPDS ON LNDG. AT CRUISE FL330 THE THROTTLES STAYED AT CRUISE LIMIT 1.96 EPR, ONLY GIVING US .74 MACH WITH A TAS OF 439 KTS. SAT WAS MINUS 41 DEGS C. IT WASN'T UNTIL WE BURNED OUR WT DOWN THE THROTTLES CAME OFF THE PEGS. THIS ACFT WAS IN EXCESS OF THE PLANNED WT BY THOUSANDS OF POUNDS. IF ACR COMPANY AND THE FAA CONTINUE TO USE FALSE AND MISLEADING WTS AS 'AVERAGES' THERE WILL BE A FUTURE LOSS OF AIRFRAME AND LIFE ON A MISLOADED MAXIMUM GROSS WT TKOF WITH A SUBSEQUENT SYSTEM FAILURE. THE FAA IN AC 120-27C AND ORDER N8300.112, AND N8400.40 HAVE FOUND IN THEIR OWN TESTS, USING REAL TIME EMPIRICAL DATA THAT THE FORMER AVERAGES THAT WERE USED WERE MORE THAN 30 POUNDS BELOW NORMAL. WHAT DID THEY DO ABOUT IT? THE FAA AND THE AIRLINES INCREASED EFFECTIVE AVERAGES USING ONLY HALF OF THEIR OWN FINDINGS! IF PEOPLE ARE FATTER AND LUGGAGE IS LARGER THEN IT BEHOOVES US ALL IN THE NAME OF SAFETY TO USE THE REAL NUMBERS. I PROPOSE THAT THE FLT DEPARTMENT SEND A WRITTEN MESSAGE TO ALL MD82 CAPTS AND FOS TO DOCUMENT EVERY 'SPD LOW' AND 'ALPHA' WARNING WITH DETAILS SUCH AS NOT EXTENDING SLATS EARLY FOR EXAMPLE: (IE 250 KTS AS IS SEEN ON THE LINE) UNTIL THE SPD BUG/ALPHA IS DETERMINED BY THE AOA AND DFGS COMPUTERS. TECHNIQUES ON USING THE SPD BUG TO PROMPT AN ALPHA ANNUNCIATION SHOULD BE ILLUSTRATED. THE WING KNOWS HOW MUCH LIFT IS REQUIRED THROUGH AOA, WE AS PLTS DESERVE THE SAME DATA. ONLY THEN SHOULD THE REMAINING BUGS AND V SPDS BE SET USING INTERPOLATION FROM THE SPD REFERENCE CARDS. WITH SUMMER HERE AND AIRPLANES FULL OF OVERWEIGHT PAX WITH HEAVY LUGGAGE IT IS MY BET THAT THERE WILL BE A SIGNIFICANT NUMBER OF RPTS. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: THERE WAS NO BAGGAGE COUNT ON ARR SO LOADING ERROR COULD NOT BE DETERMINED. FEEDBACK FROM THE COMPANY INDICATED THAT THEY WERE CONCERNED, BUT THE PROCS WERE APPROVED AND IN COMPLIANCE WITH THE LATEST FAA DIRECTIVES SO NO CHANGES WERE BEING CONTEMPLATED.

Synopsis

A LOW SPD WARNING DURING INITIAL CLB LEADS AN MD82 PLT TO BELIEVE HIS ACFT IS HEAVIER THAN WT DOCUMENTS BASED ON APPROVED AVERAGES FOR THE FLT INDICATE.

ACN: 598383

Time / Day

Date : 200310
Day : Fri
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : CSN.VORTAC
State Reference : VA
Altitude.MSL.Bound Lower : 34700
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude
Flight Phase.Climbout : Vacating Altitude
Route In Use.Enroute.Airway : J48.Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Make Model Name : Commercial Fixed Wing
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute.Airway : J48.Airway

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 130
Experience.Flight Time.Total : 12000
Experience.Flight Time.Type : 3700
ASRS Report : 598383

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP

Experience.Flight Time.Last 90 Days : 200
Experience.Flight Time.Total : 10000
Experience.Flight Time.Type : 4000
ASRS Report : 599004

Person : 3

Person : 4

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Airborne Less Severe
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.ControllerA : 4
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Controller : Separated Traffic
Resolatory Action.Other
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance
Problem Areas : Aircraft

Narrative

WE WERE CLRED TO CLB TO FL350, WHICH WAS THE HIGHEST THE AIRPLANE COULD CRUISE AT OUR GROSS WT. AS WE REACHED FL347, THE ACFT CLB RATE REDUCED MOMENTARILY, PERHAPS DUE TO THE ATMOSPHERIC CONDITIONS (TEMP), AND WAS STARTING TO SLOWLY CLB UP TO FL350. AT THAT TIME, THE CTLR TOLD US THAT OUR XPONDER SHOWED US 300 FT BELOW FL350, AND URGENTLY ORDERED US TO TURN 60 DEGS L OF COURSE. HE THEN TOLD ANOTHER FLT TO TURN 40 DES L OF THEIR COURSE. SHORTLY THEREAFTER, WE WERE CLRED DIRECT TO CSN, AND WE HAD ATTAINED FL350 IN THAT SHORT TIME. THE CTLR ADMONISHED US TO RPT ANY LEVELOFF IN THE FUTURE. WE DID NOT ANSWER THAT ADMONISHMENT, BUT ANOTHER PLT ON THE FREQ RESPONDED WITH A SARCASTIC 'OOOH!', WHICH PROBABLY INCENSED THE CTLR. ALTHOUGH OUR ACFT WAS STRUGGLING TO REACH FL350, WE NEVER ACTUALLY LEVELED OFF AT FL347, AS WE CONTINUED A GRADUAL CLB UP TO FL350. THE 60 DEG L TURN DID INHIBIT OUR CLB CAPABILITY DURING THE TURN. THIS ENTIRE EVENT SURPRISED ME, AS ACFT DO SOMETIMES HAVE LOWER VERT CLB RATES AT HIGHER GROSS WTS, BUT WE NEVER LEVELED OFF AND IT WAS NOT US THAT RESPONDED SARCASTICALLY TO THE CTLR. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 599004: MD88'S OPERATED NEAR THEIR MAX PERFORMANCE CEILING FREQUENTLY EXPERIENCE RAPID CLB RATES AND THEN REDUCED CLB RATES WHICH DIP UNDER 500 FPM FOR MANY SECONDS BEFORE RECOVERING. USE OF VERT SPD CAN HELP TO MAINTAIN A 500 FPM CLB RATE, BUT ELIMINATES STALL PROTECTION FOUND IN VNAV MODE. THUS, USE OF VERT SPD REQUIRES VIGILANCE ON THE PART OF CREW MEMBERS WHO USE THIS TECHNIQUE OPERATING NEAR ACFT PERFORMANCE ENVELOPES. ADVISING ATC THAT THE CLB RATE MAY ALTERNATIVELY FALL BELOW 500 FPM FOR A SHORT PERIOD BEFORE CLB RATE RECOVERY, MIGHT HELP AS AN ALTERNATIVE. WITHOUT TCASII DISPLAY OF THE OTHER ACFT AND WITH NO TFC ADVISORY FROM ATL WE HAD

NO IDEA OF ANY POTENTIAL CONFLICT AND FLOWED WITH THE IDIOSYNCRATIC MD88 VNAV. AS PNF WORKING COMS WITH ATC I SHOULD PERHAPS BE MORE SPECIFIC ABOUT WHAT THE AIRPLANE IS DOING AND SEE HOW I CAN HELP ATC. ATC ASKED WHAT OUR ALT WAS FOR A REASON AND PERHAPS I APPEARED SOMEWHAT GLIB WHEN QUERIED ABOUT ALT.

Synopsis

MD80 ON CLBOUT EXPERIENCED ATC TURN TO AVOID OTHER ACFT BECAUSE OF SLOW CLB IN ZDC AIRSPACE.

ACN: 592623

Time / Day

Date : 200309
Day : Mon
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : SPA.VORTAC
State Reference : NC
Altitude.MSL.Single Value : 35000

Environment

Flight Conditions : IMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 72
Experience.Flight Time.Total : 8000
Experience.Flight Time.Type : 4923
ASRS Report : 592623

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Inflight Encounter : Turbulence
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : AIRSPEED
MACH INDICATOR

Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Resolatory Action.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

DURING CLBOUT OF RICHMOND, REQUESTED CLB FROM PLANNED CRUISING ALT OF FL310 TO FL350 TO AVOID WX. ZDC APPROVED THE CLB WITH A STATED RESTR TO LEVEL AT FL350 FOR CONFLICTING TFC. THE CLB WAS STARTED AT MACH .76, SLOWING TO APPROX MACH .64 AT FL350. FMS GENERATED MAX ALT WAS FL364. AT FL350, THE ACFT WOULD NOT ACCELERATE TO CRUISE MACH OF .76. THE FLT ENTERED LIGHT TURB WHICH RESULTED IN ADDITIONAL AIRSPD DECAY. I REQUESTED IMMEDIATE DSCNT CLRNC TWICE AND IT WAS DENIED DUE TO TFC. I DECLARED AN EMER AND THE CAPT DSNDND THE ACFT TO FL310. CONTRIBUTING FACTORS: 1) HIGHLY QUALIFIED CAPT WHOSE JUDGEMENT AND FLYING SKILLS WERE EXEMPLARY WHICH MADE ME LESS LIKELY TO QUESTION HIS ZOOM MANEUVER. 2) LAST LEG OF A LONG 4 DAY TRIP WHICH MAY HAVE RESULTED IN DECREASED SITUATIONAL AWARENESS. 3) WHAT MUST HAVE BEEN A WARMER THAN STANDARD DAY BECAUSE TYPICALLY THE ACFT, AT THAT GROSS WT, ACCELERATES JUST FINE. 4) PERHAPS LACK OF EXPERIENCE WITH THE ANSWER TO THE QUESTION: 'HOW SLOW IS TOO SLOW?' 5) DESIRE TO PLEASE BOTH PAX AND ATC BY GETTING TO FL350 QUICKLY.

Synopsis

MD88 FLT CREW ATTEMPTS TO CLB TO A HIGHER ALT FOR WX AVOIDANCE AND EXCEEDS THE ACFT'S PERFORMANCE ENVELOPE.

ACN: 589618

Time / Day

Date : 200308
Day : Fri
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.ATC Facility : ZLC.ARTCC
State Reference : UT
Altitude.MSL.Bound Lower : 29000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : Mixed
Weather Elements : Thunderstorm
Weather Elements : Windshear
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZLC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Component : 1

Aircraft Component : Throttle/Power Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
ASRS Report : 589618

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter : Weather

Anomaly.Non Adherence : Company Policies
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Aircraft : Equipment Problem Dissipated
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem
Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THE CAPT AND I DEPARTED FOR DFW. ABOUT 1 HR INTO THE FLT, WHILE IN AND OUT OF CLOUDS AND DEVIATING AROUND WX, A LOUD RUMBLING SOUND STARTED UP, SEEMINGLY OUT OF NOWHERE. WE HAD JUST RECENTLY RETURNED TO VFR CONDITIONS AND WERE WAITING FOR THE TAIL DEICE TO CYCLE BEFORE TURNING OFF THE DEICING AND ANTI-ICING FOR THE AIRFRAME AND ENGS. THE RUMBLING SOUND SEEMED TO START AT THE BACK OF THE PLANE AND MOVE FORWARD, ENVELOPING THE PLANE LIKE A GIANT WAVE BREAKING OVER A SMALL BOAT. AS THE SOUND REACHED THE COCKPIT, THE AIRPLANE BEGAN TO **BUFFET**, LIGHTLY AT FIRST, THEN STRONGER. AT FIRST THE CAPT AND I THOUGHT WE HAD A STRUCTURAL PROB, BUT THEN WE NOTICED THE AIRPLANE WAS STRUGGLING TO MAINTAIN ALT. I DISENGAGED THE AUTOPLT AND AUTOTHROTTLES AND LOWERED THE NOSE WHILE THE CAPT DECLARED AN EMER WITH ATC AND ASKED FOR THE CLOSEST SUITABLE ARPT. IT WAS NOT UNTIL WE WERE IN THE DSCNT THAT I REALIZED WE MAY HAD NEARLY APCHED A **STALL** SIT. DURING THE DSCNT FROM FL330 TO FL290, THE AIRPLANE WENT THROUGH A SERIES OF **BUFFETS** FROM LIGHT TO STRONGER WITH BREAKS IN BTWN, EACH BREAK LEADING ME TO BELIEVE THE PROB WAS SOLVED. AT ABOUT FL300, THE CAPT ASKED TO TAKE CTL OF THE PLANE. I RELINQUISHED CTL AND HE REQUESTED TO LEVEL OFF AT FL290. AFTER LEVELOFF, THE CAPT RETURNED CTL OF THE AIRPLANE TO ME AND AFTER CHKING THE TRIM, I RE-ENGAGED THE AUTOTHROTTLES AND AUTOPLT. THE AIRPLANE FLEW NORMALLY. AT THE TIME OF THE EVENT, THE AIRPLANE WT INDICATED APPROX 129000 LBS AND PERFORMANCE MODE ENGAGED. I HAD INITIALLY TRIMMED THE AIRPLANE UPON REACHING FL330 AT .77 MACH. ALL WAS NORMAL. AT THE TIME PRIOR TO THE EVENT, WE WERE INVOLVED IN WX AVOIDANCE. HOWEVER, I DO NOT BELIEVE WE WERE SO FIXATED ON THE WX THAT WE MISSED ANY LARGE CLUES THAT SET THE STAGE FOR THIS EVENT. WHATEVER CAUSED THE AIRPLANE TO LOSE AIRSPD, SUCH AS MOUNTAIN WAVE OR A SEVERE DOWNDRAFT, CAME ON IN AN INSIDIOUS MANNER. NEITHER THE CAPT NOR I BECAME AWARE OF ANY TRIM OR THROTTLE MOVEMENT THAT WOULD HAVE DIRECTED OUR ATTN TO THE AIRSPD INDICATOR. AS AN EX-ACR Y PLT, I HAD TO PERFORM ALL TYPES OF **STALLS** AT THE BEGINNING OF EVERY RECURRENT SIMULATOR TRAINING SESSION. WHAT I

EXPERIENCED IN THE AIRPLANE WAS NOTHING LIKE THE STALL TRAINING EXPERIENCES I HAD IN THE SIMULATOR. I BELIEVE THAT IS THE REASON I DID NOT IMMEDIATELY REACT AS IF THIS WAS A STALL RECOVERY SIT.

Synopsis

A LOSS OF AIRSPD CREATES A PARTIAL LOSS OF ACFT CTL AND SUBSEQUENT LOSS OF ALT DURING AN INFLT ENCOUNTER WITH WX ENRTE AT FL330 NEAR FMN, NM.

ACN: 550697

Time / Day

Date : 200206
Day : Thu
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Intersection : PHILS
State Reference : TX
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZFW.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Holding

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 550697

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 550698

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Resolatory Action.Flight Crew : Returned To Assigned Altitude
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

AFTER PASSING TQA VOR, GIVEN INSTRUCTIONS TO RETURN TO PHILS INTXN AND HOLD DUE TO WX. PROGRAMMED FMS TO ENTER HOLDING, AND SLOWED ACFT TO 253 KTS (20 KTS ABOVE CLEAN MINIMUM MANEUVERING). ACFT ARRIVED AT THE FIX REQUIRING A R 260 DEG TURN TO PARALLEL THE OUTBOUND COURSE. A 30 KT OVERSHOOTING XWIND WAS PRESENT AT ENTRY POINT. ACFT ENTERED PROPER R TURN IN APPROX 20 DEG ANGLE OF BANK. ONCE ESTABLISHED IN THE TURN I LOOKED DOWN INTO MY KIT BAG FOR APPROX 3-4 SECONDS. AURAL 'ALT ALERT' SOUNDED. I LOOKED UP TO SEE THE ACFT DSNDRG THROUGH 32800 FT IN A R 38-40 DEG ANGLE OF BANK TURN. THE AFT BEGAN TO **BUFFET** AND THE AUTOPLT DISCONNECTED. AS THIS WAS ALL OCCURRING, I IMMEDIATELY LEVELED THE WINGS AND ADDED PWR. **BUFFET** CEASED AS SOON AS THE WINGS WERE LEVELED. DSCNT WAS STOPPED AT 32200 FT AND THEN CLBED BACK TO 33000 LBS. ATC WAS IMMEDIATELY NOTIFIED OF OUR ALT LOSS. THE ACFT WAS NOT OVERWT FOR NORMAL OPS AT 133000 LBS. GROSS WT WAS 139000 LBS, SPD AT ENTRY WAS 253 KTS, AIR WAS SMOOTH, OUTSIDE AIR TEMP WAS 10 DEGS ABOVE STANDARD. THE PERFORMANCE MANUAL RECOMMENDED HOLDING SPD FOR THIS WT AND ALT IS 239 KTS. PMS RECOMMENDED HOLDING SPD WAS EVEN LESS. WE CHOSE TO USE CLEAN MINIMUM MANEUVERING SPD PLUS 20 KTS -- OR 253 KTS. SLOW SPD **BUFFET** FOR A 1.3 G (40 DEG ANGLE OF BANK) MANEUVER PUBLISHED AS 242 KTS. AS FAR AS I CAN FIGURE, THE FMS, IN AN ATTEMPT TO REMAIN IN ITS COMPUTED ENTRY TURN PROFILE, OVERBANKED THE ACFT TO NEAR 40 DEGS WITH THE OUTSIDE AIR TEMP AT 10 DEGS ABOVE STANDARD. THIS MUST HAVE SLOWED THE ACFT JUST ENOUGH TO REACH SLOW SPD **BUFFET**. I'M SURE THE SOFTWARE ENGINEERS WILL SAY THE FMS CAN'T DO THIS, BUT IT DID. I HAVE SEEN THIS EXACT SAME PHENOMENON ON THE B757 ENTERING HOLDING IN LNAV. I TAKE FULL RESPONSIBILITY FOR THIS EVENT AND HAVE LEARNED A FEW LESSONS. ALTHOUGH WITHIN THE OPERATING ENVELOPE, I WON'T USE THE FMS FOR ENTRY TURNS INTO HOLDING. I WILL USE HDG SELECT TO LIMIT MY BANK ANGLE. LOOKING AWAY IN THE TURN, EVEN FOR A SHORT PERIOD, WAS A MISTAKE. I RECALLED LATER IN THE FLT I SHOULD NOT HAVE USED NAV TO HOLD IN THIS NON-EFIS ACFT. BOTH HSI'S WERE IN THE RAD MODE. IT IS MY UNDERSTANDING THAT THIS LIMITATION IS A SITUATIONAL AWARENESS ISSUE. BEING A NON EFIS ACFT SHOULD HAVE HAD NO IMPACT ON THE FMS COMMANDING A 38-40 DEG ANGLE OF BANK, BUT MAYBE I AM MISTAKEN. THE OMISSION OF THE LIMITATION WAS NOT INTENTIONAL.

Synopsis

FLC ENTERS HOLDING PATTERN AND ACFT ENTERS **STALL BUFFET**.

ACN: 474052

Time / Day

Date : 200005
Day : Sat
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : BNA.VORTAC
State Reference : TN
Altitude.MSL.Bound Lower : 33000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33300

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZME.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute.Airway : NS.Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities.ARTCC : ZOB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : Commercial Fixed Wing
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 474052

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 474051

Person : 3

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Attendant : On Duty
Qualification.Flight Attendant : Currently Qualified

Person : 4

Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 5

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Airborne Critical
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Non Adherence : Required Legal Separation
Independent Detector.Aircraft Equipment : TCAS
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Took Evasive Action
Consequence.Other : Company Review
Miss Distance.Horizontal : 18000
Miss Distance.Vertical : 300

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance

Narrative

TCASII RA AT FL330. DURING CRUISE AT FL330, WE RECEIVED A TCASII RA FOR CONVERGING CO-ALT TFC AT 11 O'CLOCK POS. TCASII SOUNDED 'TFC, TFC' AND THEN ATC DIRECTED A 30 DEG R TURN. TCASII THEN COMMANDED A 2000 FPM CLB. MAX CRUISE ALT WITH 1.3 'G' BUFFET WAS FL330 SO WE WERE UNABLE TO ESCAPE VERTLY. WE ENTERED A CLBING R TURN TO INCREASE LATERAL SEPARATION AS OUR ONLY OPTION. OTHER AIRPLANE RESPONDED WITH A TCASII RA TO DSND. ESTIMATE MISS DISTANCE 3 MI. OUR ALTDEV WAS 300 FT HIGH. NO PAX OR CABIN CREW RPTED ANY PROBS OR INJURIES. INCIDENT MAY HAVE CAUSED IN PART WITH A SUDDEN RERTE FROM BNA J42 BKW TO BNA DIRECT IIU. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 474051: IMC IN HIGH LEVEL CLOUDS. JUST PRIOR TO PASSING BNA VOR, WE RECEIVED A RERTE DUE TO FLOW CTL, WHICH REQUIRED A R TURN AT BNA TO IIU INSTEAD OF PROCEEDING ON J42. AFTER MAKING THE TURN, WE IMMEDIATELY WERE ALERTED 'TFC, TFC.' THEN ATC GAVE US A 30 DEG TURN R. WE THEN WERE ALERTED 'CLB, CLB.' WE TRIED TO CLB, BUT WERE AT THE BUFFET LIMIT DUE TO WT AND ONLY MANAGED 300 FT, BUT INCREASED THE TURN TO ASSURE LATERAL SEPARATION. THE OTHER ACFT ALSO WAS GIVEN A 30 DEG TURN BY ATC AND RPTED AN RA REQUIRING A DSCNT. PAX ON OUR FLT DID NOT SEEM TO NOTICE THE MANEUVER THOUGH FLT ATTENDANTS DID NOTICE. TOTAL ALTDEV WAS 300 FT HIGH.

Synopsis

MD80 CREW HAD NMAC ON DSCNT INTO RDU.

ACN: 473899

Time / Day

Date : 200005
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Airport : PHX.Airport
State Reference : AZ
Altitude.MSL.Bound Lower : 27000
Altitude.MSL.Bound Upper : 28000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Vacating Altitude

Component : 1

Aircraft Component : Autoflight System

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 473899

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

I WAS THE PNF. DURING CLBOUT AT AROUND FL270-FL280, I HEARD THE TRIM OPERATING FASTER THAN IT SHOULD AND NOTICED THAT THE AIRSPD HAD DECREASED TO APPROX 10 KIAS ABOVE THE CLEAN MINIMUM MANUAL BUG (THE AUTOPLT WAS ENGAGED AND WAS IN THE VERT SPD MODE). I SAID THAT THE AIRSPD WAS GETTING LOW AND SIMULTANEOUSLY WITH THE CAPT DISENGAGED THE AUTOPLT AND LOWERED THE NOSE WHILE TELLING ZAB THAT WE NEEDED TO STOP THE CLB AND PERHAPS DSND TO INVESTIGATE A PROB. ZAB SAID OK AND TO ADVISE THEM AS NEEDED. THE CAPT CONTINUED TO FLY THE PLANE AND HAD DISENGAGED THE AUTOTHROTTLES AND ADVANCED THE PWR. WE DSND Slightly UNTIL THE AIRSPD HAD BEEN REGAINED THEN CONTINUED OUR CLB AND THE REMAINDER OF THE FLT UNEVENTFULLY. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: RPTR INDICATED THAT THE PF WAS A MGMNT PLT WITH VERY LITTLE FLT TIME IN RECENT MONTHS. HE SAID THAT VERT SPD WAS THE MODE IN USE AND THAT THIS IS UNUSUAL TO USE IT AT THE ALT RPTD UNDER NORMAL PROCS. THE AUTOFLT SYS WAS TRYING TO MAINTAIN THE REQUESTED VERT SPD AND COULD NOT WITHOUT SACRIFICING AIRSPD. THE RPTR FAULTS HIMSELF FOR NOT CATCHING THE REDUCING AIRSPD SOONER. THE COMPANY INVOLVED HAS REVIEWED THIS RPT AND IS CONSIDERING MAKING A CHANGE IN THE FLYING PROFICIENCY REQUIREMENTS FOR THEIR PERSONNEL WHO DO NOT ROUTINELY OPERATE ON A SCHEDULED BASIS.

Synopsis

ACR CREW ALLOWS AIRSPD TO GET TOO LOW DURING CLB.

ACN: 472679

Time / Day

Date : 200005
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Airport : PHX.Airport
State Reference : AZ
Altitude.MSL.Bound Lower : 28000
Altitude.MSL.Bound Upper : 29500

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Component : 1

Aircraft Component : MCP

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 472679

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe
Anomaly.Non Adherence : Company Policies
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Other Anomaly
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : A/S
INDICATOR
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

AFTER INTERMEDIATE LEVELOFF ON CLBOUT FROM PHX, RECEIVED CLRNC TO FL330. USED VERT SPD TO START CLB, THEN USED EPR LIMIT FOR THRUST SETTING. I BELIEVED I PUSHED IAS, BUT APPARENTLY DID NOT VERIFY THE FLT MGMNT ANNUNCIATOR. FROM THAT POINT ON, WAS DISTR AND DID NOT NOTICE AIRSPD DECAY SLOWLY FROM APPROX 300 KTS TO 210 KTS. BOTH FO AND I SUDDENLY NOTICED IT WAS GETTING QUIET, AND BOTH NOTICED LOW AIRSPD. SO I DISCONNECTED AUTOPLT, LEVELED OFF AT FL295, AND FO CALLED ATC TO REQUEST FL280. THEN DISCONNECTED AUTOTHROTTLES AND ADVANCED THRUST LEVERS, BUT DID NOT EXCEED EGT OR RPM LIMITS. FO NOTICED EPR'S WERE HIGHER THAN BUGS, SO I CALLED FOR MAX CONTINUOUS THRUST. AFTER ATC CLRED US FOR 280 KTS, I SLOWLY LOWERED THE NOSE AND ACCELERATED WHILE DRIFTING DOWN TO FL280. ONCE NORMAL AIRSPD ESTABLISHED, CONTINUED CLB TO FL330. DURING THE RECOVERY, NOTICED THAT ENG PWR LOWER ON R SIDE FOR SAME THRUST LEVER POS, SO TURNED ON ENG ANTI-ICE ONE AT A TIME DUE TO SUSPECTED PROBE ICING. THE ENG IMMEDIATELY RESPONDED BACK TO NORMAL INDICATIONS AND THRUST LEVERS WERE AGAIN ALIGNED NORMALLY. THERE ARE A COUPLE OF ITEMS TO BE NOTED: 1) THE TRAINING WE RECEIVE FOR THIS TYPE OF SIT IS PRETTY GOOD AND HELPED IN THIS CASE. 2) HOWEVER, UNLIKE TRAINING, DID NOT HEAR (OR NOTICE) THE CONSTANT AUTOPILOT TRIM HORN THAT LEADS UP TO THE EVENT. 3) WE SHOULD EMPHASIZE 'SLOW CTL MOVEMENT' AND EVEN THOUGH I EXERCISED THIS, I GOT THE SPD LOW FLT MODE ANNUNCIATOR ALERT AND A MOMENTARY BUFFET DURING THE RECOVERY.

Synopsis

MD80 CREW FLIES TO NEAR STALL WHILE DEPENDING ON AUTOFLT.

ACN: 472646

Time / Day

Date : 200005
Day : Mon
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

State Reference : VA
Altitude.MSL.Bound Lower : 32800
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Holding

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 210
Experience.Flight Time.Total : 4000
Experience.Flight Time.Type : 900
ASRS Report : 472646

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Other Anomaly.Other

Independent Detector.ATC Equipment : Conflict Alert
Independent Detector.Aircraft Equipment : TCAS
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : **STALL**
WARNING
Independent Detector.Other.ControllerA : 1
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Other

Assessments

Problem Areas : Company
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

DEPARTED MYR HEADED FOR LGA. WE WERE GIVEN HOLDING INSTRUCTIONS PRIOR TO FAK AND BEGAN TO SLOW THE ACFT. WE CHKED HOLDING SPDS FOR OUR INDICATED WT IN THE BOOK AND ALSO WITH THE INFLT COMPUTER. SET HOLDING SPD (PLUS A LITTLE). AS WE TURNED INTO THE HOLD, THE PWR WAS SLOWLY BLEEDING OFF , SO PWR WAS ADDED, AND BANK ANGLE DECREASED FROM 15-10 DEGS. ACFT WAS STILL SLOWING WITH AN ADDITIONAL APPLICATION OF PWR. ALL OTHER PARAMETERS BEING NORMAL. WE FELT A SLIGHT BURBLE AND IMMEDIATELY NOSED DOWN SLIGHTLY TO INCREASE SPD, DSND (FL330 TO FL328). WE WERE TRYING TO GET LOWER FROM ATC WHICH WAS UNAVAILABLE. THE ACFT WAS STILL ON THE EDGE OF A **STALL** AND WE INSISTED LOWER. THE CTLR ASKED IF WE WERE EXERCISING 'EMER AUTH.' OUR RESPONSE WAS 'YES.' WE RECEIVED FL310 AND A TURN TO 180 DEGS. ACFT FLT CHARACTERISTICS RETURNED TO NORMAL. WE FIGURE THAT OUR ACTUAL BAGGAGE (GOLF CLUBS FROM MTR) AND PAX WTS WERE GIVEN TO US AND CALCULATED IN ERROR, CAUSING OUR ACFT TO BE HEAVIER THAN INDICATED.

Synopsis

HOLDING AT HIGH ALT, AN ACR CREW FINDS THEMSELVES TOO SLOW. THEY USE EMER AUTH TO DSND WHILE INCREASING SPD.

ACN: 463941

Time / Day

Date : 200002
Day : Fri
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Navaid : DQN.VORTAC
State Reference : OH
Altitude.MSL.Bound Lower : 32000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : IMC
Weather Elements : Ice
Weather Elements : Thunderstorm
Weather Elements : Turbulence
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZID.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 157
Experience.Flight Time.Total : 4247
Experience.Flight Time.Type : 1408
ASRS Report : 463941

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.ControllerA : 3
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.None Taken : Anomaly Accepted

Assessments

Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THOUGH FILED AT FL280, A CLB HAD BEEN ACCOMPLISHED TO FL350, PER ZID'S RECOMMENDATION, TO PENETRATE A SQUALL LINE AHEAD. WITH LIGHT-MODERATE TURB, WE PENETRATED THE TSTM SQUALL LINE (THAT REACHED BEYOND FL410) AND CAME UPON CLR AIR ON THE BACK (N) SIDE. SIMULTANEOUSLY, CTR ISSUED A CLRNC TO FL330 FOR TFC. THE DSCNT WAS UNEVENTFUL. AT FL330, THE CAPT (PF) BEGAN TO BRIEF THE PLANNED APCH AT OUR DEST (DTW). AS THE BRIEF BEGAN, I NOTICED OUR IAS OF 240 KIAS, AND THOUGHT THIS TO BE SLIGHTLY UNUSUAL, BUT TOOK NO ACTION. THE PF CHKED THE AUTOMATION TO BE 'ON' AND CHKED THE ENGAGED THROTTLES FORWARD. CONTINUING WITH THE BRIEF, I BEGAN TO REALIZE THAT THE AIRSPD WAS INSIDIOUSLY FALLING AND WAS NOW AT 230 KIAS. THOUGH ALL ENG INSTS/PARAMETERS WERE INDICATING NORMAL, I COMMENTED THAT SOMETHING WAS NOT RIGHT. AT THIS POINT THE PF DISCONNECTED THE AUTOMATION, PUSHED THE THROTTLES UP TO MAX CRUISE EPR LIMIT, BUT WAS NOT ABLE TO MAINTAIN CURRENT AIRSPD. AT 220 KIAS, THE ACFT BEGAN TO BUFFET AND THE CAPT INSTRUCTED TO REQUEST A LOWER ALT FROM ATC. UNFORTUNATELY, THE CTLR WAS RELAYING A LENGTHY FLT CONDITION RPT TO ANOTHER ACFT AND WE WERE UNABLE TO GET IN A TIMELY REQUEST. THE ONLY WAY TO MAINTAIN AN AIRSPD OF 225 KIAS, AT THIS POINT, WAS TO DSND AT LEAST 600 FPM. AT THE FIRST OPPORTUNITY, THE REQUEST TO DSND TO FL310 WAS SUCCESSFULLY XMITTED AND CLRNC WAS ISSUED TO MAINTAIN FL310. THE CLRNC CAME JUST AS WE PASSED THROUGH FL320. NO SIGN OF TFC OR CONFLICT WAS NOTED ON THE TCASII OR WITH THE CTLR. WITH THE ONLY EXPLANATION POSSIBLE, I IMMEDIATELY INITIATED ENG AND AIRFOIL ANTI-ICE SYS, BELIEVING THAT OUR PROB WAS CLR ICE ON THE ACFT. WITHIN 90 SECONDS, AT FL310, THE ACFT BEGAN TO ACCELERATE AND OPERATE NORMALLY. WE RETAINED THE ANTI-ICE SYS ON FOR AN ADDITIONAL 5 MINS, AND THEN SECURED THEM. IN THE CLR AIR, ABOVE AN OVCST DECK, THE REMAINDER OF THE CRUISE PHASE OF FLT WAS UNEVENTFUL. IT IS MY OPINION THAT A SIGNIFICANT AMOUNT OF CLR ICE WAS ACCUMULATED ON THE CRITICAL SURFACES OF OUR ACFT DURING THE BRIEF PERIOD THAT WE TRANSITED THROUGH THE SQUALL LINE. SINCE THE CLRNC TO DSND TO FL330 CAME SO SOON AFTER OUR PENETRATION, A LOWER AOA (ANGLE OF ATTACK) WAS POSSIBLE, AND THEREFORE NO APPARENT PROB EXISTED. HOWEVER, WHILE LEVEL AT FL330, WITH THE AUTOPLT/AUTOTHROTTLES ENGAGED, THE ACFT

ATTEMPTED TO HOLD AIRSPD AND ALT, BUT WAS LOSING THE BATTLE AT AN EVER SO SLOWLY RATE. IT WAS NOT UNTIL THE ANTI-ICE SYS TOOK AFFECT AND A LOWER ALT WAS RECEIVED THAT CONDITIONS RETURNED TO NORMAL. LESSON LEARNED: IN ANTICIPATION OF A NECESSARY PENETRATION OF A SQUALL LINE, EVEN WHEN THE DEPTH (THICKNESS) APPEARS NOMINAL AND THE ALT ADEQUATE (BOTH FOR TURB AND ICING), APPLY ALL ANTI-ICE SYS IN ADVANCE. WE HAD TAKEN CARE OF THE ENGS, BUT HAD NOT CONSIDERED THE ACFT'S CRITICAL SURFACES VULNERABLE UNDER THE EXISTING CONDITIONS.

Synopsis

MD88 CREW HAD ALTDEV.

ACN: 462010

Time / Day

Date : 200001
Day : Sun
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Navaid : ATL.VORTAC
State Reference : GA
Altitude.MSL.Single Value : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute : On Vectors

Component : 1

Aircraft Component : Turbine Engine

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 110
Experience.Flight Time.Total : 9500
Experience.Flight Time.Type : 100
ASRS Report : 462010

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine

Person : 3

Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.None Taken : Anomaly Accepted
Consequence.FAA : Assigned Or Threatened Penalties
Consequence.FAA : Investigated
Consequence.Other : Company Review
Consequence.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THE FOLLOWING DETAILS AN INCIDENT ON JAN/XA/00, WHILE ENRTE FROM FORT MEYERS, FL, TO DETROIT, MI. AT THE TIME OF THE INCIDENT, THE ACFT HAD BEEN OPERATING AT FL350 FOR APPROX 10-15 MINS AND WAS APPROX 100 MI N OF ATLANTA, GA, ON AN ATC ASSIGNED VECTOR TO VOLUNTEER VOR (KNOXVILLE, TN). THE SIC WAS THE PF, WITH THE ACFT ON AUTOPLT AND AUTOTHROTTLE. TIME OF THE INCIDENT WAS NOT NOTED. ACFT WT WAS APPROX 136000 LBS. WHILE IN LEVEL FLT AT FL350, WE BECAME AWARE OF A HIGH FREQ VIBRATION, WHICH WAS FIRST THOUGHT TO BE CAUSED BY TURB. THE VIBRATION WAS UNUSUAL, IN THAT IT WAS RAPID 'STACCATO' IN NATURE AND SEEMED TO GROW IN MAGNITUDE AT A REGULAR RATE. THE ONLY TIME I HAD FELT A SIMILAR VIBRATION WAS DURING A MACH BUFFET DEMONSTRATION IN A B737 SIMULATOR. I FELT THAT THE VIBRATION MIGHT HAVE BEEN CAUSED BY MACH BUFFET, CTL FLUTTER, OR A STRUCTURAL PROB. THE VIBRATION WAS INCREASING IN SEVERITY AND I TOLD THE SIC TO REDUCE SPD. THE SIC DISCONNECTED THE AUTOTHROTTLES AND MADE A PWR REDUCTION WHICH HAD NO EFFECT. THE VIBRATION CONTINUED TO GET WORSE AND I ORDERED A SECOND PWR REDUCTION. AT SOME TIME DURING THIS SCENARIO, THE SIC DISCONNECTED THE AUTOPLT AND HAND FLEW THE ACFT. HE LATER STATED THAT WHEN HE DISCONNECTED THE AUTOPLT, THE ACFT WAS 'IN TRIM' AND STILL MAINTAINING ALT. A SHORT TIME LATER, THE STALL WARNING ACTUATED. THE SIC ADVANCED THE PWR LEVERS AND I BACKED HIM UP TO FIREWALL PWR. THE STALL WARNING PERSISTED. I TOLD THE SIC TO LOWER THE NOSE AND WE STARTED A DSCNT. AT APPROX FL340 THE STALL WARNING CEASED, BUT WHEN THE SIC ATTEMPTED TO LEVEL THE ACFT, THE STALL WARNING SOUNDED AGAIN. WE CONTINUED THE DSCNT AND THE STALL WARNING TERMINATED. I ADVISED ATC THAT WE HAD LEFT FL350 AS A RESULT OF A STALL WARNING AND REQUESTED FL310. THE COCKPIT WAS VERY NOISY AND I WAS UNABLE TO HEAR THE CTRLR'S READBACK. I MADE THE ADVISORY/REQUEST AGAIN AND WAS ISSUED FL310. WE CONTINUED THE DSCNT TO FL310 WITHOUT FURTHER INCIDENT OR QUERY FROM ATC. AT NO TIME WERE THERE ANY OTHER INDICATIONS THAT THE ACFT WAS IN A STALL OR APCH TO STALL SIT, OTHER THAN THE ACTUATION OF THE STALL WARNING SYS. THE SIC STATED THAT THE

ACFT RESPONDED NORMALLY TO BOTH PITCH AND ROLL COMMANDS AT ALL TIMES DURING THE INCIDENT. HOWEVER, AT FL310, WE OBSERVED RAPID CHANGES IN MACH NUMBER WITH NO CHANGES IN PWR OR INDICATED AIRSPD. AT ONE TIME, THE MACH CHANGED FROM .754 TO .770 IN LESS THAN 4 SECONDS. IN ANOTHER EXCURSION, THE MACH WAS SEEN TO MOVE FROM .754 TO .776 IN ABOUT 10 SECONDS. BASED ON THE SIC'S DESCRIPTION OF CTL RESPONSE, THE ACFT'S STABILITY AND IN-TRIM CONDITION AT THE TIME OF THE **STALL** WARNING EVENT, AND THE NOTED MALFUNCTIONS OF THE MACH SPD INDICATING SYS, WE BELIEVED THE **STALL** WARNING TO BE A FALSE INDICATION. AFTER REVIEWING THE QRH, CHAPTER 13 (AIRSPD/MACH INDICATIONS UNRELIABLE), I DETERMINED THAT WE COULD SAFELY CONTINUE THE FLT TO THE DEST USING INDICATED AIRSPD ONLY. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: CREW WAS FLYING AN MD82 ACFT. A NEW PLT, WITH APPROX 100 HRS IN TYPE, DESCRIBED MACH **BUFFET**. THIS CAME ON SO INTENSELY THAT HE WAS UNSURE WHAT IT WAS. PWR REDUCTION DID NOT SEEM TO HELP. THE MD82 HAS AN AURAL '**STALL**' VOICE WARNING SYS. THIS IS WHAT ACTIVATED ALONG WITH A **STALL** WARNING ANNUNCIATOR LIGHT. AT NO TIME WAS THE **STICK SHAKER** SYS ACTIVATED. THEY ENCOUNTERED A SECONDARY **STALL** WARNING AFTER DSNDING ONLY 1000 FT. MAINT CHKED THE ENTIRE AIRFRAME FOR POSSIBLE SOURCES OF VIBRATION, AND NOTHING WAS FOUND. BOTH MACH METERS VARIED IN UNISON. THE MACH, AIR DATA SYS WERE CHKED IN DETAIL, AND NOTHING WAS FOUND.

Synopsis

MD82 CREW HAD AIRFRAME VIBRATION, AURAL **STALL** WARNING ACTIVATION, AND MACH INDICATION FLUCTUATION.

ACN: 435673

Time / Day

Date : 199904
Day : Fri
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Navaid : ROD.VORTAC
State Reference : OH
Altitude.MSL.Bound Lower : 33000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZID.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Cruise : Enroute Altitude Change

Component : 1

Aircraft Component : FMS/FMC

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 180
Experience.Flight Time.Total : 9500
Experience.Flight Time.Type : 3500
ASRS Report : 435673

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument

Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 100
Experience.Flight Time.Total : 7500
Experience.Flight Time.Type : 700
ASRS Report : 435498

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance
Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

WE WERE LEVEL AT FL310 HDG 225 DEGS TALKING TO ZID. CTR CLRED US TO CLB TO FL350, TO BE THERE IN 4 MINS OR LESS. FMS CRUISE PAGE INDICATED FL350 WAS A GOOD CRUISE ALT. WE TRADED SPD FOR ALT TO MAKE THE ALT CLRNC, WITH THE TIME RESTR. REACHING FL350 OUR SPD WAS APPROX 240 KTS. WE STARTED EXPERIENCING SLIGHT AIRFRAME **BUFFETING** AND ASSUMED AT FIRST THAT IT WAS JUST CLR AIR TURB. THEN THE AIRSPD BEGAN TO DECREASE AND WOULD NOT RECOVER WITH FULL PWR SET. THE FO WAS FLYING THE ACFT. HE DISCONNECTED THE AUTOPLT AND BEGAN A DSCNT AT MY COMMAND AS WE REALIZED THIS WAS APCH TO A **STALL BUFFET**. I ASKED CTR FOR CLRNC TO FL330, BUT ATC SAID TO MAINTAIN FL350. I TOLD HIM WE WERE UNABLE AND HAD TO DSND. ATC ASSIGNED US FL330 AND A L TURN TO 180 DEGS.

Synopsis

MD88 CREW EXPERIENCES PRE**STALL BUFFET** AT FL350.

ACN: 432256

Time / Day

Date : 199902
Day : Sat
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : TXK.VORTAC
State Reference : AR
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Environment

Weather Elements : Thunderstorm
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZFW.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute : Direct

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 432256

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 432255

Person : 3

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Other Personnel.Other

Person : 4

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Ground Less Severe
Anomaly.Non Adherence : FAR
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued Advisory
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Company

Narrative

WHILE CLBING TO OUR CLRED ALT OF FL330 FROM FL290, ATC REQUESTED WE EXPEDITE OUR CLB. THE REQUIRED CLB RATE WAS 1000 FPM. WE LEVELED OFF AT 240 KIAS, MACH .690. WHILE LEVEL, THE AIRSPD STARTED TO DECREASE DESPITE MAX CONTINUOUS THRUST BEING SELECTED ON THE THRUST RATING INDICATOR. WE IMMEDIATELY REQUESTED A DSCNT BACK TO FL290, BUT WAS DENIED BY ATC DUE TO CONFLICTING TFC. AS THE AIRSPD CONTINUED TO DECREASE, WE ENCOUNTERED MODERATE TURB, AND ONCE AGAIN ASKED FOR AN IMMEDIATE DSCNT AND WAS DENIED CLRNC AGAIN. AT 1-2 KTS BELOW 230 KIAS, A SLIGHT BUFFET DEVELOPED. WE DECLARED AN EMER AND DSNDDED BACK TO FL290 WITH A 20 DEG HDG CHANGE PROVIDED BY ATC. SUBSEQUENT CHK OF THE PERFORMANCE MANUAL REVEALED THE OPTIMUM CRUISE ALT FOR A 135000 LB ACFT AT .76 MACH CRUISE TO BE A LITTLE ABOVE FL330, CONCURRING WITH THE PMS, INITIAL BUFFET BOUNDARY TO BE 212 KIAS, AND ENG HOLDING SPD TO BE 241 KIAS. WT AUDIT UPON LNDG SHOWED AN OVERAGE OF 31 BAGS THAN THAT ACCOUNTING FOR ON THE CLOSEOUT.

Synopsis

AN ACR MD80 FLC FIND THAT THEIR PERFORMANCE DATA FOR THE OPTIMUM CRUISE ALT WAS IN ERROR BECAUSE THEY WERE HEAVIER THAN THE WT AND BAL TOTALS INDICATED. EMER DECLARED.

ACN: 430595

Time / Day

Date : 199903
Day : Thu
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : ATL.VORTAC
State Reference : GA
Altitude.MSL.Bound Lower : 34100
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Navigation In Use.Other.VORTAC
Route In Use.Enroute.Airway : J43.Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC
Make Model Name : Any Unknown or Unlisted Aircraft Manufacturer
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute.Airway : J43.Airway

Component : 1

Aircraft Component : Autothrottle/Speed Control

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : CFI
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 132
Experience.Flight Time.Total : 4900
Experience.Flight Time.Type : 380
ASRS Report : 430595

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Flight Engineer
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 200
Experience.Flight Time.Total : 15000
Experience.Flight Time.Type : 11000
ASRS Report : 430596

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Person : 4

Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Conflict : Airborne Less Severe
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Aircraft **STALL**
Warning **BUFFETT**
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 2
Resolatory Action.Controller : Issued Advisory
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew
Consequence.Other
Miss Distance.Horizontal : 20000
Miss Distance.Vertical : 1100

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

FLT FROM ORLANDO TO MILWAUKEE. ACFT WAS LEVEL AT FL310 OVER ATLANTA. AS FO, I WAS PF. THE FLT PLAN LISTED FL350 AS A FINAL ALT. THE FMS SHOWED THAT FL363 WAS ACTUALLY AVAILABLE SO THE CAPT HAD PUT IN A REQUEST FOR FL350, WHICH WAS DENIED BY CTR. APPROX 5-10 MINS PRIOR TO CLB TO FL350, THE AUTOTHROTTLES AUTOMATICALLY DISENGAGED, PROBABLY BECAUSE OF .18 DISPARITY IN EPR READOUTS (OTHER INDICATIONS RELATIVELY MATCHED, IE, FF, N1, N2). I BUMPED UP PWR ON R ENG CLOSER TO L EPR READING AND RE-ENGAGED AUTOTHROTTLES. THE CAPT DECIDED TO CALL OUR MAINT CTL OVER

COCKPIT AIRPLANE TO LET THEM KNOW OF DISPARITY AND WHAT HAD HAPPENED. WHILE HE WAS ON THE PHONE, CTR SAID FL350 WAS AVAILABLE IF WE COULD BE THERE WITHIN 2 MINS BECAUSE OF TFC. I ACCEPTED THE CLRNC AND BEGAN CLB TO FL350 IN THE VERT SPD MODE (2000 FPM CLB). THE CAPT WAS AWARE WE WERE GOING TO FL350 WHILE HE WAS STILL TALKING TO OUR MAINT. AS ACFT CLBED THROUGH APPROX FL330 THE AUTOTHROTTLES DISENGAGED A SECOND TIME. I MANUALLY BROUGHT PWR ON R SIDE (WHICH WAS LESS THAN L SIDE AGAIN). UP TO MATCH L EPR TO MAX CLB SETTING. I WAS AWARE OF THE AIRSPD DECAY AS WE APCHED FL350. BECAUSE THE PLANE WAS NOT ACCELERATING, I INITIATED A SHALLOW DSCNT (200 FPM DOWN). THE PLANE BEGAN TO **BUFFET**, I IMMEDIATELY DISENGAGED THE AUTOPLT AND CALLED ALOUD THE CAPT'S NAME. I HAD ALREADY STATED A DSCNT WHILE HE EMPHASIZED 'PUT THE NOSE DOWN,' WHEN HE WAS SURPRISED TO SEE HOW SLOW WE WERE (APPROX 210 KTS). THE **BUFFET** CEASED BUT WE WERE DSNDING. I WAS CONCERNED ABOUT THE TFC, AND IN FACT SAW THE TFC BELOW US AND TO OUR L PASS BY. CTR INQUIRED IF WE HAD SEEN THE TFC. THE CAPT ACKNOWLEDGED WITH 'AFFIRMATIVE' AND STATED WE NEEDED TO DSND TO FL310 BECAUSE OUR SPD WAS SLOW (OR SOMETHING TO THAT EFFECT). CTR DID CLR US TO FL310 AND THEN CAME BACK GIVING US A PHONE NUMBER TO CALL AFTER LNDG IN MILWAUKEE. REMAINDER OF FLT UNEVENTFUL. PHONE CALL TO ZTL REVEALED WE WERE 1100 FT ABOVE AND 3.2 MI E OF TFC. CONTRIBUTING FACTORS: CAPT'S ATTN DISTR WHILE TALKING TO OUR MAINT CTL CONCERNING EPR DISPARITY DURING OUR CLB. EXPEDITIOUS CLB TO FL350 AND GOING INTO VERT SPD MODE TO REACH FL350 WITHIN 2 MINS, THUS EXCEEDING CLB LIMITATION OF ACFT BASED ON OUR WT. MY LACK OF KNOWLEDGE OF WHEN TO EXPECT SLOW SPD **BUFFET**. MY CONCERN TO REACH FL350 TO AVOID CONFLICT.

Synopsis

FO OF AN MD88 LOST CTL OF ACFT DURING HIGH ALT LEVELOFF DUE TO LACK OF AIRSPD CAUSING LTSS WITH ANOTHER ACFT.

ACN: 419737

Time / Day

Date : 199811
Day : Thu
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : OTK
State Reference : GA
Altitude.MSL.Bound Lower : 33000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZJX
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-83
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise.Other
Route In Use.Enroute.Airway : J-89

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 119
Experience.Flight Time.Total : 10842
Experience.Flight Time.Type : 4071
ASRS Report : 419737

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : FAR
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.None Taken : Insufficient Time
Resolatory Action.None Taken : Unable

Assessments

Narrative

DURING A NORMAL AND REGULAR FLT FROM ATL, GA, TO CANCUN, MEXICO, ON NOV/XA/98, FLYING ON AN MD-83 OF A CHARTER ACR, WE WERE CLBING TO OUR FINAL CLRED ALT OF FL330 WHEN WE RECEIVED A REQUEST FROM ATC TO REACH FL330 IN 2 MINS OR LESS. AT THAT POINT WE WERE ABOUT FL295 WITH A RATE OF CLB OF 1300 FPM TO 1500 FPM. THE SPD WE USE FOR NORMAL CLB IS 290 KTS TO APPROX FL270 AND .72 MACH FROM THERE TO WHATEVER THE CRUISE ALT WILL BE. SO WE HAD .72 MACH AT THE TIME WE RECEIVED THE REQUEST AND I INCREASED THE RATE OF CLB REDUCING THE MACH NUMBER TO MACH .70, ACQUIRING A GOOD RATE TO COMPLY WITH ATC REQUEST. WE REACHED FL330 WITH MACH .70 AND STARTED TO EXPERIENCE LIGHT AND OCCASIONAL MODERATE TURB AT THAT ALT AFFECTING CONSIDERABLY THE PERFORMANCE OF THE ACFT. FEW MINS LATER, WE WERE CLRED TO FLY DIRECT TO AN INTXN AHEAD ON THE RTE. THE TURN WORSENERED THE CONDITION, MAKING IT IMPOSSIBLE TO HOLD THE AIRSPD, AND WE STARTED TO DROP DOWN FAST. AT THAT POINT WE MADE SEVERAL AND DESPERATE ATTEMPTS WITH ATC TO DSND TO A LOWER ALT, BUT UNFORTUNATELY THERE WAS TFC AFFECTING OUR DSCNT. I SAW HOW THE AIRSPD WAS DROPPING LOW AND AT THE FIRST CHANCE I ADVISED ATC THAT WE WERE UNABLE TO HOLD THE ALT AND WE WERE LEAVING FL330 TO FL280. JUST BEFORE WE STARTED THE DSCNT, THE ACFT CAME INTO ONE APCH TO **STALL** AND OTHER CAME ON FEW SECONDS LATER. AT THAT TIME WE WERE ALREADY DSNDING AND AIRSPD BEGAN TO RECUPERATE. WE HAD CTL OF THE AIRPLANE ALL THE TIME, BUT I THINK THAT IF WE WOULD HAVE STAYED MORE TIME AT THAT ALT A VERY BAD SIT WOULD HAVE HAPPENED. NOW I UNDERSTAND THAT I MADE A GREAT MISTAKE ACCEPTING A REQUEST THAT HAS TO BE ANSWERED IMMEDIATELY, CONSIDERING THAT WE HAVE TO CHK ON THE BEST RATE OF CLB SPD, TURB RPTS, AND MANY OTHER FACTORS INVOLVING THE SECURITY OF THE FLT THAT MAY TAKE MORE THAN 2 MINS TO CHK ON. ALSO, THE COM WITH ATC COULD HAVE BEEN MORE CLR AND PRECISE OF WHAT WAS GOING ON IN ADDITION TO THE TURB. I AM TRULY VERY CONCERNED OF WHAT HAPPENED TO ME THAT DAY AND I LEARNED THAT NO MATTER HOW PROFESSIONAL YOU ARE OR HOW EXPERIENCED YOU ARE, QUICK DECISIONS ARE NEVER EASY TO MAKE.

Synopsis

FLC OF AN MD83 EXCEEDED THE ACFT PERFORMANCE LIMITATIONS AS A RESULT OF INSUFFICIENT AIRSPD AT A HIGH CRUISE ALT CAUSED BY A SLOWER CLB SPD FOR A HIGHER RATE OF CLB TO ASSIGNED ALT. THE ACFT REACTED BY **STALL** **BUFFETING** BEFORE REGAINING SUFFICIENT AIRSPD IN AN EMER DSCNT. IN ADDITION, THE ACFT'S WT AND BAL EXCEEDED CTR OF GRAVITY FORWARD LIMIT.

ACN: 418260

Time / Day

Date : 199810
Day : Mon
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : JNC
State Reference : CO
Altitude.MSL.Bound Lower : 34000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : IMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDV
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude
Flight Phase.Descent.Other
Flight Phase.Other
Route In Use.Enroute.Airway : ZDV

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 418260

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
ASRS Report : 418259

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Crossing Restriction Not Met
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Inflight Encounter.Other
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment

Assessments

Narrative

THE EVENT STARTED WHEN WE ENCOUNTERED LIGHT TURB AT FL310. I WAS THE PF. OUR WT, 123000 LBS, ALLOWED A CLB TO FL350 SO WE ASKED FOR AND RECEIVED CLRNC TO CLB TO FL350. WE WERE IN CLOUDS AND THE ANTI-ICE SYS WERE ON. CLB PERFORMANCE SEEMED POOR AND I ALLOWED THE AIRSPD TO SLOW TO .64 MACH WHICH WAS ABOVE THE MINIMUM INDICATED ON THE PMS. AS WE APCHED FL350 I FELT A PRONOUNCED **BUFFETING** WHICH FELT LIKE A LOW SPD WING **BUFFET** AND THE WING DIPPED SEVERAL TIMES AS IF IT WERE NEAR **STALL**. THERE WERE NO OTHER INDICATIONS OF A NEAR **STALL** CONDITION, IE, SPD LOW, ETC. I IMMEDIATELY ASKED THE FO TO REQUEST LOWER AND STARTED DSNDING. WE RECEIVED CLRNC TO FL310 AS WE APCHED FL340. THE CTLR DID NOT COMMENT ON OUR ALT. GIVEN THE CIRCUMSTANCES I WOULD HAVE DECLARED AN EMER IF WE HAD NOT RECEIVED CLRNC FOR LOWER AT FIRST CONTACT WITH CTR. ALL INDICATIONS I HAD SAID THE ACFT WAS CAPABLE OF FL350 AT THAT WT AND AIRSPD. I DID NOT DO ANY ABRUPT MANEUVERING DURING THE EVENT BUT SOME PAX COMMENTED ON THE **BUFFETING**. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 418259: THERE WAS NO INDICATION OF ICING OR ANY OTHER CLUE WHY THE PLANE WOULD NOT HOLD FL350.

Synopsis

A CLBING S80 IS UNABLE TO MAINTAIN ITS ASSIGNED ALT WITH ANTI-ICE SYS ON. AN ALT EXCURSION OCCURS WHEN THE ACFT IS FELT TO BE IN AN INITIAL **BUFFET**.

ACN: 412144

Time / Day

Date : 199808
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : FSD
State Reference : SD
Altitude.MSL.Bound Lower : 31000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : Mixed
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZMP
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise.Other

Component : 1

Aircraft Component : Weather Radar

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
ASRS Report : 412144

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Other Anomaly

Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.Other

Assessments

Narrative

A LINE OF WX EXTENDED FROM SYDNEY, NE, TO DULUTH, MN, WITH A HOLE ALONG A LINE FROM FSD TO DPR WHICH OTHER ACFT WERE GETTING THROUGH WITHOUT COMPLAINTS. ANOTHER ACFT AT FL350 JUST PASSED THROUGH AHEAD OF US AND RPTED A SMOOTH RIDE. WE REQUESTED AND RECEIVED A BLOCK FL330 TO FL350. WE ENTERED THE HOLE AT FL340. THE WX WAS CLOSING IN QUICKLY. UPON ENTERING THE WX AT NORMAL CRUISE MACH, WE ENCOUNTERED A STRONG UPDRAFT WITH MODERATE RAIN AND CHOP. ACFT STARTED TO CLB WITH A RAPID LOSS OF AIRSPD DOWN TO STICKSHAKER WITHOUT A CHANGE IN PITCH ATTITUDE. AUTOPLT/AUTOTHROTTLE WERE DISCONNECTED AND FULL PWR WAS APPLIED. STICKSHAKER WAS ACCOMPANIED WITH **BUFFET**. CLB WAS STOPPED AT FL350 AND A LOWER ALT WAS REQUESTED. WE WERE THEN CLRED ANY ALT. WE DSNDDED TO FL310 TO REGAIN AIRSPD. ENTIRE EVENT LASTED APPROX 90 SECONDS. SEATBELT SIGN WAS ON. FLT ATTENDANT AND PAX WERE SEATED. NO INJURIES OR ACFT DAMAGE.

Synopsis

AFTER ENTERING A CLB AT NORMAL CRUISE MACH, MD80 FLT CREW ENCOUNTERED WX AT FL340 WITH STRONG UPDRAFTS AND MODERATE RAIN AND CHOP. RAPID LOSS OF AIRSPD ENSUED AND CLB WAS TERMINATED AFTER FULL PWR FAILED TO TERMINATE **STICK SHAKER** AND **BUFFET**. FLT CREW DSNDDED TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 403716

Time / Day

Date : 199805
Day : Tue
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : DRK
State Reference : AZ
Altitude.MSL.Bound Lower : 28000
Altitude.MSL.Bound Upper : 29000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude
Flight Phase.Cruise.Other
Flight Phase.Descent.Other

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 403716

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
ASRS Report : 403715

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Crossing Restriction Not Met
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Other Anomaly.Other

Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolutory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolutory Action.Other

Assessments

Narrative

ZAB 134.32. COPLT FLYING. RECEIVED CLB CLRNC TO CROSS 35 MI E OF DRAKE, AT FL290, TO MAKE CLB RESTR. AS WE WERE APCHING FL290, SLOWED AIRPLANE TO 230 KIAS. WE ENCOUNTERED AN INITIAL LOW SPD **BUFFET**. (OUR GROSS WT AT THE TIME WAS APPROX 142000 LBS.) WE REQUESTED AN IMMEDIATE DSCNT. ATC SAID UNABLE. WE DECLARED AN EMER AND DSNDDED TO FL280. ACCELERATED TO CRUISE MACH AND RETURNED BACK TO FL290. WE CANCELED THE EMER AND THE REMAINDER OF FLT WAS UNEVENTFUL.

Synopsis

FLC OF A SUPER MD80 DECLARED AN EMER AND DSNDDED WHEN THEIR ACFT COULD NOT MAINTAIN A SAFE FLYING SPD AT ASSIGNED CRUISE ALT DUE TO THE ACFT GROSS WT.

ACN: 364937

Time / Day

Date : 199703
Day : Mon
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : CTR
State Reference : MA
Altitude.MSL.Bound Lower : 31000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZBW
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : CFI
Qualification.Pilot : Flight Engineer
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 135
Experience.Flight Time.Total : 12500
Experience.Flight Time.Type : 3950
ASRS Report : 364937

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 150
Experience.Flight Time.Total : 13000
Experience.Flight Time.Type : 5000
ASRS Report : 364942

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Assessments

Situations

Narrative

CLBING IN VERT AND HORIZ NAV MODES OF AUTOPLT (NORMAL OP) ON SCHEDULED FLT IN MD88 FROM BOS TO ATL. UPON LEAVING CLOUD DECK, ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF AT FL290. ADDITIONAL THRUST FROM THIS ACTION (APPARENTLY) CAUSED ACCELERATION TO MACH .78, ABOUT .02 ABOVE NORMAL CLB MACH. ACFT CLB RATE INCREASED TO 5000-6000 FPM AND VNAV CAPTURE APPEARED ON 'FLT MODE ANNUNCIATOR PANEL,' INDICATING AUTOPLT CAPTURE OF FL350. THIS OCCURRED AT FL310. MACH WAS APPROX .76 AT THIS POINT (APPROX 260 KIAS) AND DECREASING, HOWEVER, AUTOPLT DID NOT PITCH OVER TO MAINTAIN CLB SPD -- IT CONTINUED ON A CAPTURE PROFILE THAT WAS APPARENTLY BASED ON THE CLB RATE AT CAPTURE INITIATION. THE AIRSPD BLED OFF WITH FULL CLB PWR APPLIED UNTIL THE AUTOPLT WAS DISCONNECTED AT 214 KIAS ABOVE FL340. A DSCNT OF NEARLY 1000 FT WAS REQUIRED TO GAIN ENOUGH AIRSPD FOR THE ACFT TO ACCELERATE TO NORMAL CLB SPD OF APPROX 260 KIAS AT THIS ALT. LIGHT PRESTALL BUFFET WAS EXPERIENCED. I HAVE NO DOUBT THE ACFT WOULD HAVE STALLED AT NEARLY FL350 IF THE AUTOPLT HAD NOT BEEN DISCONNECTED. 'WHAT REALLY CAUSED THE PROB, AND WHAT CAN BE DONE TO PREVENT A REOCCURRENCE, OR CORRECT THE SIT?' THIS IS THE SAME PROB THAT CAUSED THE A330 FLT TEST ACCIDENT AT TOULOUSE. GIVEN DIFFERENT CIRCUMSTANCES AND DISTRACTIONS IT COULD HAVE CAUSED SERIOUS INJURY OR AN ACCIDENT. PLTS ARE TERRIBLE MONITORS OF SYS THAT WORK WELL FOR 99.99% OF THE TIME, ESPECIALLY, SYS THAT REDUCE WORKLOAD SO THAT 2 PLTS CAN DO THE JOB. IF WE CAN'T TRUST AUTOPLTS TO WORK CORRECTLY OR TELL US WHEN THEY ARE MALFUNCTIONING, WE CANNOT OPERATE WELL IN HIGH WORKLOAD SITS. CERTIFICATION STANDARDS SHOULD BE CHANGED TO REQUIRE SAFE OP IN ALL POSSIBLE SITS AND NOT RELY ON PLT INTERVENTION TO INSURE SAFETY. SITS BEYOND NORMAL CTL OF THE AUTOPLT OR CONFLICTS BTWN DIFFERENT INPUT DEVICES (EG, PITCH WHEEL AND ALT SET WINDOW) SHOULD CAUSE ERROR MESSAGES AND INACTION UNTIL THE CONFLICT IS RESOLVED, OR DISCONNECTION OF THE AUTOPLT AND HIGH LEVEL DISCONNECT WARNINGS. WE MUST BE ABLE TO TRUST AUTOMATION!! AUTOMATION CERTIFICATION STANDARDS MUST BE IMPROVED.

Synopsis

MD88 ACFT IN CLB INCREASED PITCH AFTER ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF DUE TO INCREASED PWR AND VNAV MODE. CLB RATE VERY HIGH AND ALT CAPTURE WAS ANNUNCIATED ON MODE PANEL AT 31000 FT FOR A 35000 FT LEVELOFF. AIRSPD BLED OFF, AUTOTHROTTLES DIDN'T CORRECT NOR DID PITCH

ATTITUDE. FLC HAD TO DISCONNECT AUTO SYS AND PUSH OVER TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 281568

Time / Day

Date : 199408
Day : Sun
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.ATC Facility : GTK
State Reference : FO
Altitude.MSL.Bound Lower : 32000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZMA
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-83
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise.Other
Flight Phase.Other
Route In Use.Enroute : Atlantic
Route In Use.Enroute : Other Oceanic

Component : 1

Aircraft Component : Turbine Engine

Component : 2

Aircraft Component : Intake Ice System

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 185
Experience.Flight Time.Total : 16737
Experience.Flight Time.Type : 3156
ASRS Report : 281568

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Non Radar
Qualification.Controller : Non Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Unspecified
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Assessments

Narrative

BOTH ENGS LOST PWR TO APPROX 1-2-1.3 EPR-IAS BLED TO APPROX 220 KTS. MACH .610 (FROM .760). AN IMMEDIATE ATTEMPT WAS MADE TO CONTACT ZMA FOR A LOWER ALT (290). UNABLE TO CONTACT ATC IMMEDIATELY DUE TO FREQ CONGESTION. DSNDED ANYWAY TO FL320 BECAUSE OF IMPENDING **STALL BUFFET**. AT FL320 CONTACT WAS ESTABLISHED WITH MIAMI ATC ADVISING THEM OF THE SIT. BY FL320, PWR WAS RESTORED (AFTER USE OF ENG ANTI-ICE) AND CLB BACK TO FL330 WAS ACCOMPLISHED, WE WERE IN THE CLR AT THE TIME OF THE PWR LOSS. APPROX 15-20 MINS EARLIER ENG ANTI-ICE HAD BEEN USED DUE TO TROPICAL TSTM ACTIVITY AND VISIBLE MOISTURE AS CIRRUS CLOUDS, AND AS PER MD83 PROCS. FUEL HEAT WAS ALSO APPLIED, HOWEVER, THERE WAS NO ANNUNCIATOR PANEL WARNING INDICATING A NEED FOR FUEL HEAT. IT WAS NOTED THERE WAS AN APPROX 15 DEG FUEL TEMP DISPARITY BTWN THE L (PLUS 12 DEG CENTIGRADE) ENG AND THE R (MINUS 30 DEG CENTIGRADE) ENG. THE FLT PROCEEDED ON TO SJU WITHOUT FURTHER INCIDENT. JET FUEL CTRLRS? ENG ICE IN CLR AIR? BERMUDA TRIANGLE? CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: EVEN AFTER 3 MONTHS PASSAGE OF TIME. THE RPTR DOES NOT KNOW WHAT THE PROB WAS. IT MIGHT HAVE BEEN THE PERFORMANCE MGMNT SYS BEING IN THE 'PERFORMANCE MODE' AND THEN PARTIALLY FAILING, OR THE BERMUDA TRIANGLE. TURNING ON THE ENG ANTI-ICE BROUGHT THE ENGS BACK TO PWR.

Synopsis

PARTIAL PWR LOSS ON BOTH ENGS.



Gobierno **Bolivariano**
de Venezuela

Ministerio del Poder Popular
Para **Transporte y Comunicaciones**



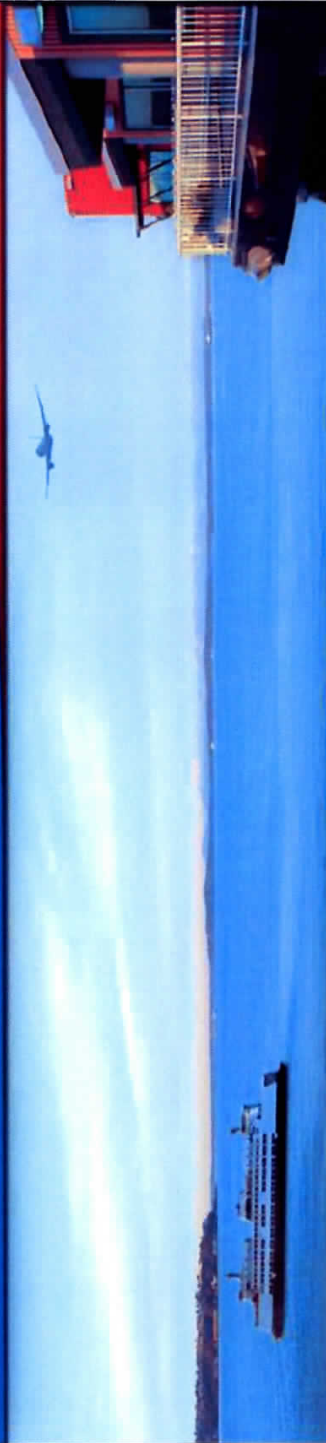
ANNEXE 7

Expediente JIAAC-9-058-2005



High-Altitude Stalls

MD80 HISTORY AND EVENTS



Capt. John Spencer
Chief Pilot - Flight Operations Safety
Long Beach Division
Boeing Commercial Airplanes

Boeing is a trademark of Boeing Management Company
Copyright © 2006, The Boeing Company. All rights reserved.

High-Altitude Stalls

History


- Several MD-80 operators have reported incidents of aircraft experiencing a large, slow decrease in airspeed for unknown reasons during cruise at high altitude
- Some incidents have led to aircraft stall
- Autopilot and Autothrottle in use
- Everything “seemed to be normal” prior to the event



High-Altitude Stalls

History

- Engine stalls (also known as engine compressor stalls, engine surges) typically associated with these events
- Engine stalls have sometimes occurred prior to the airframe stall, and sometimes after the airframe stall
- Crews suspected engine “flameout” but engine was still running in a rolled-back condition due to continuous engine stall
- Interruption of inlet airflow causes compressor airfoils to stall and disrupt flow through engine



High-Altitude Stalls

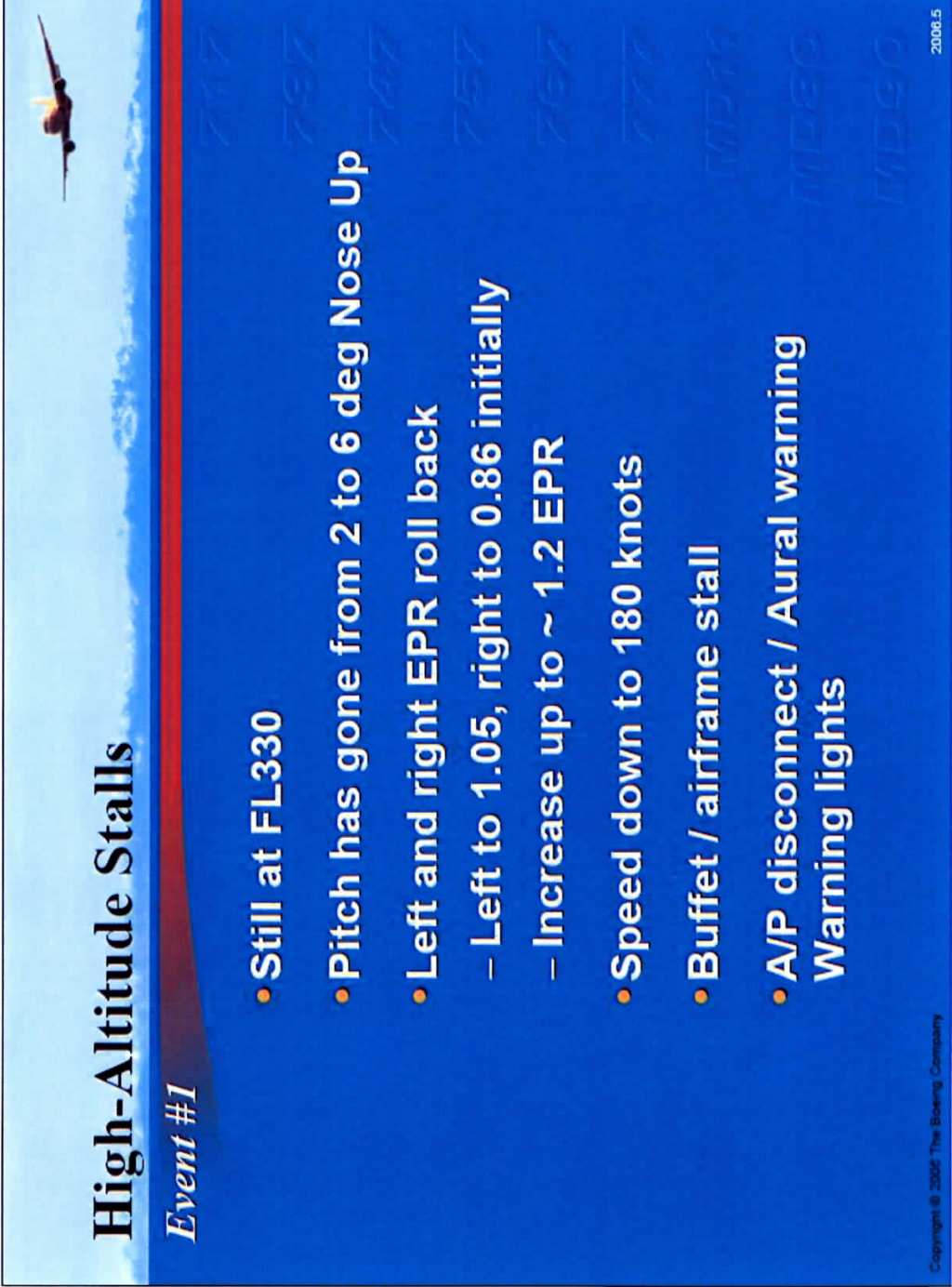
Event #1

- MD-82/219 in level cruise at FL330
 - Autothrottle and Autopilot engaged
 - Gross weight 137,000 pounds at TOC
 - Airspeed 270 knots, Mach .76
- At cruise for 15 minutes
- Both engine EPR begin to fluctuate between 1.6 to 2.0 within a one minute period
- Speed begins to drop
- Left and right EPR up to 2.0
- Speed decays to 210 knots

High-Altitude Stalls

Event #1

- Still at FL330
- Pitch has gone from 2 to 6 deg Nose Up
- Left and right EPR roll back
 - Left to 1.05, right to 0.86 initially
 - Increase up to ~ 1.2 EPR
- Speed down to 180 knots
- Buffet / airframe stall
- A/P disconnect / Aural warning
Warning lights





High-Altitude Stalls

Event #1

- Right engine EGT up to 600° C
- Captain shuts down right engine
- APU started
- Ignition to override
- Right engine restart attempts
 - 1st restart failed
 - 2nd restart attempt successful
- Now at 17,000 ft, ~5.5 minutes elapsed since engine rollbacks
- Flight diverts to alternate

High-Altitude Stalls

Event #2

- MD-81/217A at FL330 cruise
 - Gross weight 133,000 lb at TOC
 - Speed 267 knots, Mach .76
 - ISA+17°C, convective weather
 - PMS cruise
 - Autothrottle and Autopilot engaged
- Initially at cruise for 20 minutes
- Light icing observed, entered clouds
- Switched engine and airfoil ice protection on



High-Altitude Stalls

Event #2

- Speed decays to Mach .70 over five minutes
 - Seven stabilizer trims (aurals)
- RH engine stalls, LH engine advanced to maintain speed/alt
 - Autothrottle remained on for 35 sec
- RH engine stall continues
- Crew initiates diversion and descent
- LH engine stalls at start of descent, 65 sec after start of RH stall
- Both engine stalls continue

High-Altitude Stalls



Event #2

- Speed decays to Mach .68, 245 knots
- Pitch increases from 1.5° to 3°
- Altitude decreases to FL300
- Both engines recover in descent through FL300, several seconds apart
 - RH engine stall ~ 2.5 min duration
 - LH engine stall ~1.5 min duration
- Both engines respond normally thereafter
- Crew continues diversion, lands at alternate



High-Altitude Stalls

Event #3

- MD-82/217A cruise at FL310 initially then step climb to FL330 cruise
 - Gross weight 142,000 lb at FL330 TOC
 - Airspeed ~270 knots, M .76
 - Convective weather, thunderstorms, ISA+14°C
 - Night operation over sparsely-populated area
 - Autothrottle and Autopilot engaged
 - Not a PMS cruise

High-Altitude Stalls

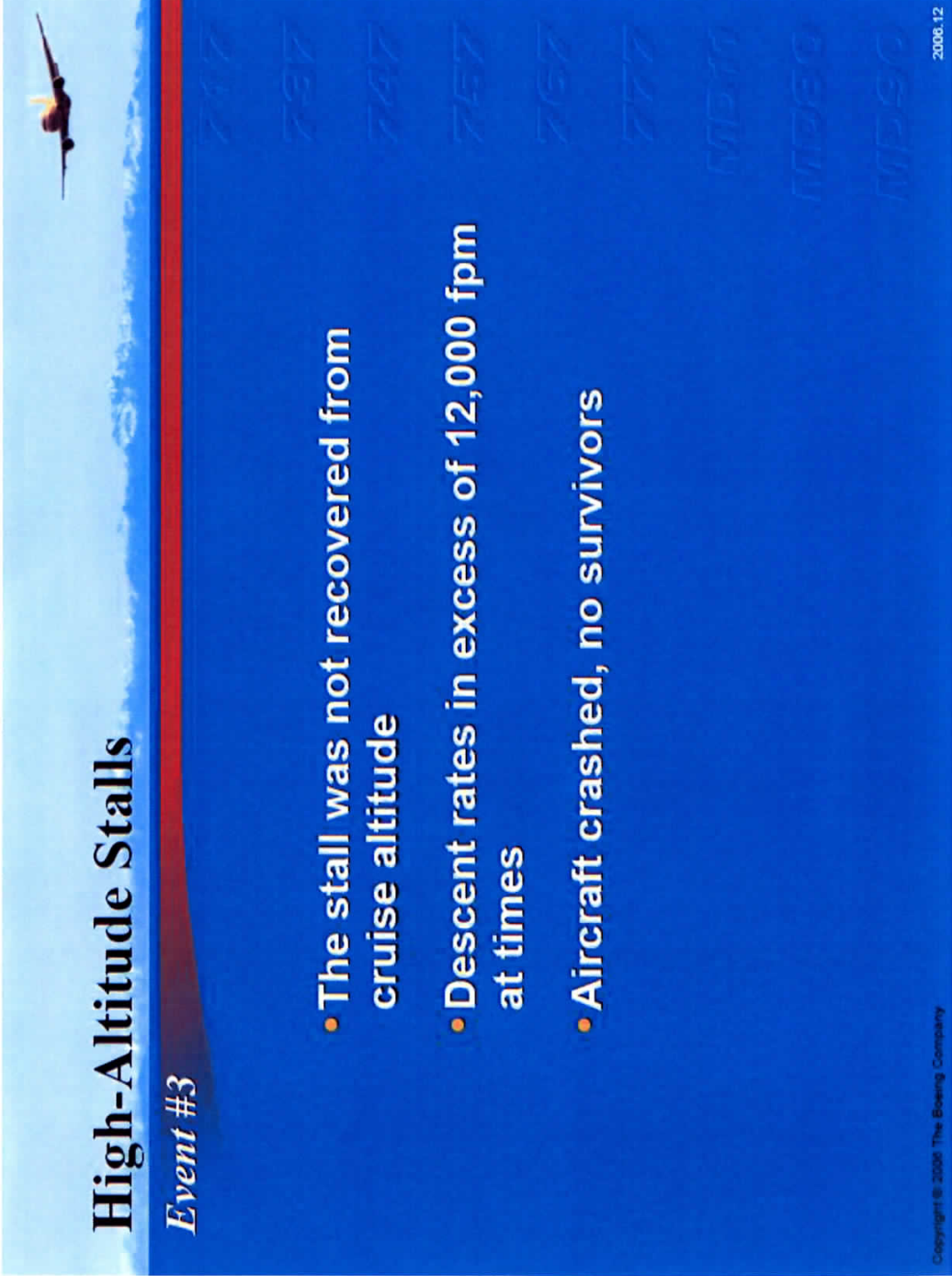
Event #3

- Airspeed decayed to 250 kts during step climb (MCL limit), EAI switched off
- At FL330, accelerate slowly to 265 kts, M 0.76 with 5 min. at CL
- Engine and airfoil ice protection systems ON once FL330 cruise speed established
- Airspeed remained at ~265 kts for 3 min then decayed to 210 kts over next 9 min
- Aircraft stalled, airspeed decay to 150 kts
 - Approximately 1/2 hour since first reaching FL310

High-Altitude Stalls

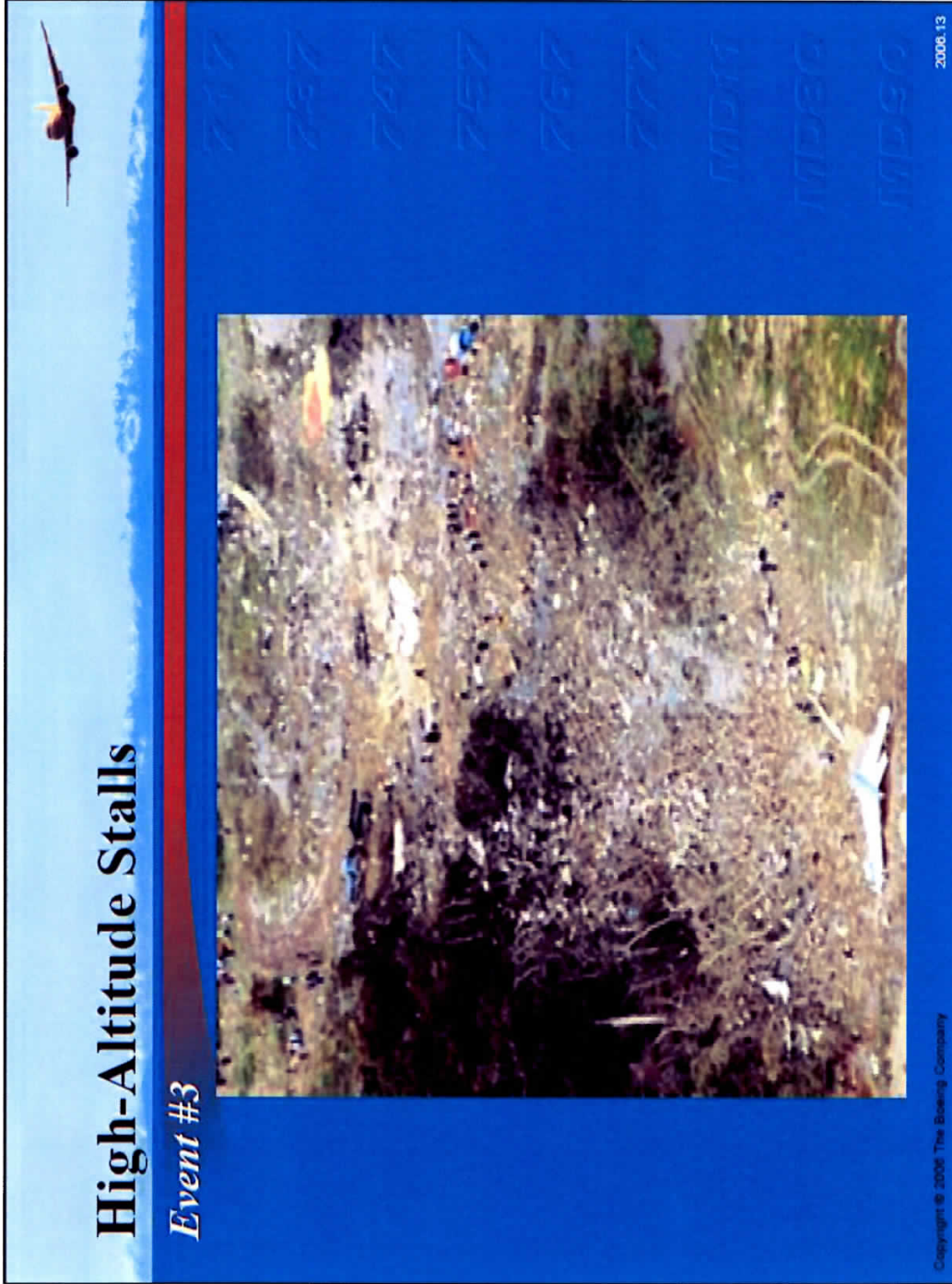
Event #3

- The stall was not recovered from cruise altitude
- Descent rates in excess of 12,000 fpm at times
- Aircraft crashed, no survivors



High-Altitude Stalls

Event #3





High-Altitude Stalls

Events

- These events are some examples of multiple engine problems
- There have been additional events with operators reporting only one engine rollback
- Many of these events were in climb
- Crew awareness is critical to safe operation of the aircraft
- Boeing issues FOB MD80-02-02A detailing MD80 Autopilot Modes

High-Altitude Stalls

FOB



Boeing Long Beach

August 6, 2002
ATA: 22-00; Autopilot
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-80-02-02A, "Autopilot Mode Change - Pilot Decision." Please destroy Bulletin MD-80-02-02 and replace it with MD-80-02-02A.

Boeing LEO 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 altitude, while level at cruise altitude. Over a period of some five or more minutes, the autopilot decayed to the selected altitude, then to the selected speed, then to the selected thrust. The autopilot was annunciated. During the entire period of autopilot 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/autopilot system operates in two basic modes: Speed on Thrust (SOT) and Pitch on Thrust (POT). Vertical speed is controlled by the selected altitude commands are used to control 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 auto throttles 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 traps out. The thrust available may be insufficient to maintain the selected airspeed even at the thrust limit.

Flight Operations, Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, MC: 0041 0005
Long Beach, CA 90801-0001, Email: fob@boeing.com (562) 293-2269 Fax: (562) 293-2471



Flight Operations Bulletin MD-80-02-02A
Page 2 of 2

All MD-80 Operators
Description of the MD-80 Autopilot Modes

However, the autopilot will command the elevator to maintain the commanded vertical speed, which requires higher pitch attitudes as the True Airspeed drops. This situation may occur if the autopilot is in Speed on Thrust mode and the pilot does not intervene. For 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 stall warning. If the autopilot is in Altitude Hold mode and the pilot does not intervene, the autopilot 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: D041-0255, Long Beach, California 90801-0001, USA, fax: (562) 293-3471.

David K. Dief
Chief Pilot, Flight Technical Services
Long Beach Flight Operations

FLUANT-MS-01
01/01/02 (02/08/03)

Flight Operations, Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, MC: 0041 0005
Long Beach, CA 90801-0001, Email: fob@boeing.com (562) 293-2269 Fax: (562) 293-2471





High-Altitude Stalls

FOB

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.

High-Altitude Stalls

FOB

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.

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.



High-Altitude Stalls

Problem

EVENT WEATHER COMMONALITIES

- Visible moisture
- Warm moist air aloft, typical of thunderstorms, tropical storms, typhoons and high water content
- ISA+10°C or more
- No airframe icing
- No significant radar returns
- Typical conditions for mixed-phase icing, predominantly ice crystals

High-Altitude Stalls

Problem

EVENT AIRCRAFT COMMONALITIES

- Aircraft weight at or near the limits for Cruise Altitude Capability
- EPR at or near MCR Limit
- Slow airspeed decay, AOA increase
- Flight conditions change requiring use of ice protection
- Possible turbulence encountered to further reduce stall margin
- Possible ice crystal or other moisture ingestion reducing engine stall margin





High-Altitude Stalls

Analysis

Multiple problems here:

- Not being cognizant of atmospheric conditions
 - Hot day
 - Potential requirement for engine and airfoil ice protection use
 - Both reduce altitude capability
- Flight crew's failure to recognize the slow decay of airspeed that leads to a stall
- High AOA caused by slowing and pitching up can lead to disruption of engine inlet airflow

High-Altitude Stalls



Conclusions

AWARENESS

- Watch for sudden weather changes that might require the use of ice protection
- JT8D ice protection EPR debits are large
 - EAI: 2,000 ft altitude penalty
 - EAI+AAI: 3,000 ft altitude penalty

WARNING SIGNS

- EPR at or near MCR limit
- FMA “MACH ATL” (non-PMS/FMS cruise) or PMS/FMS “Select CL” message
- Frequent stabilizer trims (aurals)
- Difficulty holding airspeed at altitude
- Difficulty holding altitude at target airspeed

High-Altitude Stalls

Suggestions – Encountering icing in mid-segment

- Likely need to descend to a lower altitude
- Temporarily push CL limit on TRP to provide larger EPR margin
 - CL may not be adequate to hold or recover target airspeed
- Consult performance charts to confirm altitude/weight capability

Note:

FMS/PMS derived CRZ MAX ALT does NOT consider use of ice protection

REMAIN VIGILANT

High-Altitude Stalls

Additional Solution





ANNEXE 8

Expediente JIAAC-9-058-2005

Julio Enrique Consuegra Restrepo

De: hermando rojas [hermanrojas62@yahoo.com]
Enviado el: Sábado, 20 de Agosto de 2005 10:42 p.m.
Para: Julio Enrique Consuegra Restrepo
Asunto: informe

Capitán.

Los días 14 y 15 de Agosto del 2005 vole el avión HK 4374 de la compañía West.

El día Domingo se realizo la ruta RNG-SPP-BOG-RNG, y como era normal el avión fué revisado en forma completa por el señor Gilberto Mendez.

El día Lunes la ruta fue RNG-PTY-SPP-SJO-SPP-RNG, y al igual que el dia anterior se realizó de nuevo la inspeccion técnica por parte del mismo funcionario, encontrando que la aeronave tanto en su parte técnica como de seguridad, cumplia con los requisitos para su operacion.

El día lunes durante toda la ruta el avión operó en forma normal todos sus sistemas, inclusive el sistema de antihielo a los motores, el cual fue operado varias veces, al igual que el radar, pues ese dia el tiempo en ruta fue bastante malo. Cabe anotar que gracias a este, se pudieron efectuar las desviaciones necesarias para evitar el mismo, como quedo registrado en las grabaciones con control BOG.

Adicional a lo anterior es mi deber dar fe del control que se ejerció durante los ultimos meses por parte de su oficina a la compañía, tanto en la parte técnica como operativa, y en algunos casos usted mismo efectuando dicho control en vuelo.

CT. Hernando Rojas

Start your day with Yahoo! - make it your home page <http://www.yahoo.com/r/hs>

1000000

Julio Enrique Consuegra Restrepo

De: Carlos Gómez Herrera [carlosgomezherrera@yahoo.com]

confioto

Enviado el: Lunes, 22 de Agosto de 2005 07:58 a.m.

Para: Julio Enrique Consuegra Restrepo

Asunto: INFORMACION HK4374X

OPERACIÓN AVION WEST HK4374X

El día Lunes 15 de Agosto de 2005 fui asignado para cumplir con las asignaciones de vuelos RNG-ADZ-PTY-RNG, estuve presente en el aeropuerto una hora antes esperando la llegada de la aeronave de matrícula HK4374X. A su llegada lo primero que hice fue bajar a la plataforma y hacerle un chequeo visual al avión encontrando todo normal, luego subí a la cabina en donde me encontré con el Capitán Hernando Rojas quien me comento que el avión estaba dentro de los parámetros normales de operación y que las condiciones meteorológicas no eran muy buenas, al llegar a la cabina lo primero que observe fue el libro de vuelo el cual no tenia ningún reporte y el DMI (Carry Over) solo tenia un reporte pendiente el cual estaba relacionado con la operación de la escalera ventral.

Las condiciones meteorológicas en toda el área de operación eran un poco adversas desde nuestra salida del aeropuerto José Maria Córdoba hacia la Isla de San Andrés, por lo cual durante la mayor parte de cada vuelo desarrollado se debió utilizar la protección contra hielo (Engine anti-ice / Air-foil) teniendo un comportamiento normal en su operación y se solicito las desviaciones requeridas como puede ser confirmado por el control radar de Bogotá y Panamá.

Durante los chequeos de parámetros e indicaciones de los demás sistemas durante el vuelo eran normales, no se hizo el *Data Recording* de los motores porque ya habían sido hecho por la tripulación anterior. En cada tránsito bajaba a la plataforma para hacerle el chequeo visual al avión observando todo normal.

A nuestra llegada al aeropuerto de Rionegro el Señor Inspector de Mantenimiento de la Aerocivil Colombiana subió a la aeronave, observe que estaba haciendo su trabajo acompañado de personal de mantenimiento de WEST para confirmar la aeronavegabilidad del avión.

Espero que sea útil esta información y me pongo a su entera disposición si es necesaria.

Correo Yahoo!

Espacio para todos tus mensajes, antivirus y antispam ¡gratis!

Regístrate va - <http://correo.espanol.yahoo.com/>

Julio Enrique Consuegra Restrepo

De: JUAN RAMIRO MALDONADO SANIN [jrms@epm.net.co]

Enviado el: Lunes, 22 de Agosto de 2005 10:54 a.m.

Para: Julio Enrique Consuegra Restrepo

Asunto: OPERACION HK 4374 LUNES 15 DE AGOSTO.

El lunes 15 de agosto del año 2005 me correspondio la asignacion de vuelo en el HK 4374 de WEST , efectuando las rutas RNG - ADZ - PTY - RNG . En el momento de recibir la aeronave a la tripulacion que venia volando ,CAP HERNANDO ROJAS Y CAP FELIPE ECHEVERRY se le preguntaron las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave junto a el tecnico de mantenimiento de turno , los cuales nos respondieron que todo se encontraba operando normal y en cuanto a anotaciones por Libro de vuelo y DMI ,solamente estaba diferido un reporte en la escalera ventral.Se efectuo su prevuelo externo e interno verificando condiciones aeronavegables en toda la aeronave.

En cuanto se inicio la operacion todos los parametros fueron normales en los rodajes , encendidos , taxeos , despegues , ascensos , cruceros , y todo lo referente a el vuelo y operacion en tierra de el HK 4374 , se realizaron los transitos correspondientes , efectuando tanqueos y verificando condiciones externas de la aeronave por uso y operacion. Anotando a estos vuelos que debido a condiciones meteorologicas adversas que se observaron en el radar meteorologico se utilizaron los sistemas de proteccion contra el hielo de el avion los cuales trabajaron en sus parametros e indicaciones normales de acuerdo a el fabricante.

La asignacion de vuelo se termino en el aeropuerto JOSE MARIA CORDOBA de RIO NEGRO. Donde nos recibio el Sr INSPECTOR de la AERONAUTICA CIVIL y la tripulacion entrante CAP OMAR OSPINA , CAP DAVID MUÑOZ , sus AUXILIARES y EL PERSONAL DE MANTENIMIENTO , los cuales fueron enterados y verificaron las condiciones normales de la aeronave y su diferido en el DMI antes mencionado .

ATENTAMENTE.

CAP. JUAN RAMIRO MALDONADO SANIN.
PTT 2080

Julio Enrique Consuegra Restrepo

De: Felipe Echeverri [felipecheverri@hotmail.com]
Enviado el: Lunes, 22 de Agosto de 2005 08:09 a.m.
Para: Julio Enrique Consuegra Restrepo
Asunto: Informe de vuelo hk 4374

Capitan Consuegra, Cordial saludo:

En atencion a lo solicitado, de la manera mas cordial me permito informarle que el día 15 de agosto del 2005, efectue como copiloto el vuelo Medellin - Panama - San Andres - Costa Rica - San Andres - Medellin, en el avion MD 82 con matricula HK 4374 de la aerolinea West, comandado por el Capitan Hernando Rojas.

El avion fue operado en condiciones normales segun lo establecido en nuestro SOP, dicha aeronave no presento problemas en ninguna de sus fases de vuelo, el tiempo este día fue muy malo y nos toco solicitar autorizacion para desviaciones (que pueden ser confirmadas con los controladores de vuelo de Bogota) y operar los sistemas de anti - ice del avion, Dichos sistemas al igual que el radar operaron en forma normal y sin ningun problema.

En conclusion la aeronave se encontraba en condiciones optimas para volar ya fuera con buen o mal tiempo.

Gracias por la atencion prestada y cualquier informacion adicional con gusto brindare,

Atentamente,

Andres Felipe Echeverri B.
Copiloto MD 82

MSN Amor

