

JL706 便事故調査報告書

日本航空株式会社マグダネルダグラス MD - 11 型 JA8580

三重県志摩半島上空

1997 年 6 月 8 日

日乗連 706 テクニカルサポートチーム

日本航空機長組合

2004. 7. 1

技術用語略語集

ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System 航空機と地上とを結ぶデータ通信
ADAS	Auxiliary Data Acquisition System 運航品質管理用データ収集装置
AFS	Automatic Flight System 自動操縦装置
AOM	Aircraft Operating Manual 航空機運用規程
CCP	Control Column Position 操縦桿位置 (ADAS に記録される操縦桿の角度)
CFDS	Centralized Fault Display System 集中故障表示装置
CG	Center of Gravity 重心位置
CVR	Cockpit Voice Recorder 操縦室音声記録装置
CWS	Control Wheel Sensor 操縦桿が関知する力のセンサー (当報告書では Pitch に関する値のみ扱う)
DFDR	Digital Flight Data Recorder 飛行記録装置
DME	Distance Measuring Equipment 距離測定装置 (地上の航空標識からの距離を測定する。1DME=1852m)
ECRM	Elevator Command Response Monitor 自動操縦による昇降舵の動きをモニターし、異常があれば AP を切る機能
ELEV	Elevator 昇降舵
FCC	Flight Control Computer 自動操縦コンピューター
IAS	Indicated Air Speed 指示対気速度 (速度計に表示される速度)
LSAS	Longitudinal Stability Augmentation System 縦安定増強装置
TAS	True Air Speed 真対気速度 (飛行機の性能計算に用いる速度)
V/S	Vertical Speed 上昇降下率
V _{mo}	Maximum Operating Speed 最大運用限界速度

目 次

事故の概要		
1.	事実情報	1
1.1.1	飛行経過	1
1.1.2	機長の口述による飛行の経過	3
1.1.3	先任客室乗務員の口述	5
1.1.4	法廷における客室乗務員の証言	6
1.1.5	西春日井郡東部消防組合消防本部の報告	6
1.2	人の死傷	7
1.3	航空機の損害	7
1.4	その他の損害	7
1.5	人員の情報	7
1.5.1	乗員の資格	7
1.5.2	乗務員の勤務に関する情報	7
1.6	航空機情報	7
1.6.1	W&Bに関する情報	7
1.6.2	MD - 11 型機の特性について	7
1.6.3	Autopilot (FCC) の特性	8
1.6.3.1	AUTOPILOT	8
1.6.3.2	LSAS	11
1.6.4	事故機の故障記録について	11
1.7	気象情報	11
1.8	航空保安施設	12
1.9	通信	12
1.10	飛行場情報	12
1.11	フライトレコーダー	12
1.12	残骸と衝突情報	12
1.13	医学および病理学情報	12
1.14	火災	13
1.15	生存状況	13
1.16	試験および調査	13
1.16.1	気象に関する調査	13
1.16.2	ADAS 記録による事故当時の大気の状態	14
1.16.3	オーバーライド操作による AP の解除	14
1.16.4	FCC の一時的機能障害と AP 解除 (CRM)	14
1.16.5	AP 使用時のモードの切り替え	15
1.16.6	飛行性能等に関する SIMULATOR による検証	15
1.16.7	SPOILER	17
1.17	組織および管理情報	18
1.17.1	客室本部施策	18

1.17.2	ベルト着用サイン点灯時の規定	—	—	—	—	—	—	—	—	18
1.18	追加情報	—	—	—	—	—	—	—	—	19
1.18.1	類似事例について（日本航空内の事例）	—	—	—	—	—	—	—	—	19
1.18.2	MD - 11 の操縦装置の特性	—	—	—	—	—	—	—	—	19
1.19	有益又は効果的な調査技術	—	—	—	—	—	—	—	—	20
2.	解析	—	—	—	—	—	—	—	—	21
2.1	気象解析	—	—	—	—	—	—	—	—	21
2.2	対気速度の急増	—	—	—	—	—	—	—	—	23
2.3	最初の機首上げ	—	—	—	—	—	—	—	—	24
2.4	AP の解除	—	—	—	—	—	—	—	—	25
2.5	機首の上下動	—	—	—	—	—	—	—	—	25
2.6	客室におけるシートベルト着用規定	—	—	—	—	—	—	—	—	26
2.7	救急体制	—	—	—	—	—	—	—	—	27
3.	結論	—	—	—	—	—	—	—	—	28

添付資料

添付 1 - 1	MD - 11 3 面図
添付 1 - 2	MD - 11 Cockpit
添付 2 - 1	DFDR（事故調査報告書より抜粋）
添付 2 - 2	DFDR（事故調査報告書より抜粋）
添付 2 - 3	DFDR（事故調査報告書より抜粋）
添付 2 - 4	ADAS（日乗連作成）
添付 2 - 5	ADAS（日乗連作成）
添付 3 - 1	エマグラム潮岬
添付 3 - 2	エマグラム浜松
添付 3 - 3	エマグラム館野
添付 3 - 4	エマグラム輪島
添付 3 - 5	大気断面図
添付 4	Stick Force Per G/Elevator Response
添付 5	オーバーライド操作による AP OFF までの時間と原因
添付 6	FCC の一時的機能障害
添付 7 - 1	FCC Diagram
添付 7 - 2	FCC BIT Logic
添付 7 - 3	Elevator PCU
添付 8	客室本部セールスターゲット

JL706 便事故調査報告書

日本航空株式会社マグダネルダグラス MD 11 型 JA8580

三重県志摩半島上空

1997 年 6 月 8 日

事故の概要

日本航空所属マグダネルダグラス MD-11 JA8580 は 1997 年 6 月 8 日、香港発名古屋行きの定期便 JL706 便として日本航空により運航された。香港出発に際して、運航に支障となる事象がないことが確認され、07:38UTC に香港啓徳空港を離陸し、飛行計画通り G581 を FL370 (37000ft) で名古屋へ向け飛行した。JL706 便は名古屋への進入着陸のための降下中の 10:48UTC、三重県志摩半島上空約 17000ft において急激かつ異常な姿勢変化を生じ、乗員 7 名乗客 5 名が負傷した。この急激かつ異常な姿勢変化は約 15 秒間続いたが、その後運航乗務員の操作により通常の降下姿勢を確立し、同日 11:14UTC 名古屋空港に着陸した。機体には飛行に支障となる損傷は生じなかったが、客室内後方ギャレーにおいて、天井の損壊及び客室サービス用備品に損傷が認められた。

1、事実情報

1.1.1 飛行経過

1997 年 6 月 8 日、JA8580 は 07:38UTC、JL706 便として香港啓徳空港を離陸し、G581 を FL370 で飛行した。当該機が串本 VORTAC (KEC) のおよそ 20NM 南西にさしかかる頃、東京コントロールより “Descend and Maintain FL290” との管制指示を受け、降下を開始した。当該機の乗員が降下に先立ち日本航空名古屋空港支店航務課から受け取った揺れに関する情報は、「南からのルートでは、22000～15000ft で風速の変化による軽い揺れ (Light Turbulence) がある」というものであった。

FL300 を通過時に、機長は ATC (管制機関) に対して “Approaching FL290 Request Further Descend” との要求を行ったが、ATC は “Maintain FL290” と答えたため、その指示に従い FL290 で水平飛行に移ると共に指示対気速度を 260kt まで減速した。

その後、ATC は “Descend and Maintain 9000ft, Cross XMC at 9000ft” との管制指示を行い、JL706 便はこれを了承して指示通りに降下を開始し、AOM の手順に従い指示対気速度を 350kt に設定した。

当該空域の気象状況は、潮岬上空のエマグラムによれば 11000ft 付近に逆転層が見られ、更に浜松と茨城県館野上空には 20000ft 付近に顕著な逆転層が見られた。

機長は揺れの約3分前である10:45UTC頃、FL250付近でFASTEN SEAT BELTのSign(ベルトサイン)をOnとした。ベルトサインがOnとなって以降事故発生までの間、全ての客室乗務員はギャレーや通路において作業を行っていた。また、負傷した全ての乗客は、シートベルトを締めていないか又は緩く締めていた。

DFDR/ADAS記録によれば、29000ftからの降下中に増加を続けた対気速度は、10:47:30頃、設定値である350ktに一旦落ち着き、Pitchは約-3度であった。10:47:58頃から一時的に機速はやや減少の傾向を見せ、10:48:07に対気速度343kt、Pitchは-4度となり、10:48:12には-4.6度となり、それに伴い対気速度は徐々に回復傾向を見せたが、10:48:13頃17800ftを通過する頃から急激な加速状態となった。10:48:15には351kt、10:48:24には368ktとなり、Vmoである365ktを超過した。Pitchは10:48:15から徐々に機首上げに変化して10:48:21から10:48:23まで一時的に-3度にとどまった後、10:48:23から急激にPitch Upを始め、同27秒に+7.4度となり最初のピークをむかえた。

Spoilerは10:48:20から展開を始め、同25秒にFull Openとなった。10:48:25には、Vertical Gは+1.3G、10:48:26には+2.2Gとなり、10:48:27には最大値である+2.78Gを記録した。

10:48:26には“AP2”が記録され、10:48:27には“OFF”が記録されていた。

10:48:26までIdleであったThrottle Leverは10:48:27には推力を増加する方向へ動いた。

10:48:15から同24秒にかけて、操縦桿にかかる力を検知するセンサー(CWS)は10lbs程度の機首上げ方向の力を感知しているが、同18秒には瞬時、最大21lbs程度を記録している。

操縦桿及び昇降舵の位置は10:48:24までは大きな変化を示していないが、10:48:23から同24秒にかけてAP2に制御される右内側(RIB=Right In Board) Elevatorは約2.5度機首下げ方向に、また右外側(ROB=Right Out Board)は同24秒に1.1度機首上げ方向に動き、左内側(LIB=Left In Board)および左外側(LOB=Left Out Board)の各Elevatorは10:48:24から同25秒にかけて約3.6度機首上げに動いた。操縦桿は定常降下中は約+1.8度を中心として動いていたが、10:48:25にそれまでの位置から約2.3度機首上げに動いた後、同26秒には機首下げ方向に動き、その後-5.8度から+3.4度の幅で主として機首下げ方向に10:48:41まで動いていた。

機体のPitchは、10:48:23から15秒間に5回の上下動を繰り返し、その間のPitchは0度から+9度にかけて、3秒周期でそれぞれ約8度の幅で上下動を繰り返しながら各周期における変動の中心を次第に機首上げ方向に移動させており、その間の垂直加速度(G)は、+2.78Gから-0.45Gの間で変化していたが10:48:39頃から収まる傾向を見せ、10:48:41には“AP1”がEngageされ、10:48:48頃には再度安定した降下姿勢を確立した。

Horizontal Stabilizerは10:48:20まで約0.7ANU(Aircraft Nose Up)であり、その後変動を繰り返しているが、10:48:48以降の安定した後の値は0.2~0.3ANUであった。

機体の揺れが収まった後、先任客室乗務員は操縦席に来て、「Aft Galleyで乗務員3人が倒れている。頭にこぶが出来ていたり出血している者もいる。問いかけに対してはうなるような状態である。乗客にも数人の負傷者がいるが、こちらは倒れていると言うようなことはない。医者をShip sideに要請してほしい。」と報告した。機長は状況を了解し、「後10分ほどで着陸になる」と伝え、「Galleyの中が混乱しているので、着陸準備の為に10分ほど

Holdingしてほしい」と要請され、機長はこれを了解した。ATC に対して名古屋 VORTAC (KCC) 上空で 10 分間の Holding を要求したが、ATC は Holding の代わりに Radar Vector により 10 分間誘導する事でどうかと返答し、当該機はそれを了解した。機長は副操縦士に指示して、日本航空名古屋空港支店に対して「機体の揺れにより数名の負傷者が発生したため、Ship side に医者を派遣してほしい」と伝えたが、「空港には現在医者が不在なので、救急車の手配ではどうか」との返答であったので「救急車を Ship side に要請してほしい」旨伝えた。当該機はレーダー誘導を受け VORDME-A 方式により名古屋空港滑走路 16 へ進入を行った。11:10UTC、滑走路に正対し 7DME に近づいた頃、気圧高度 1900FT で Autopilot を解除した際、“LSAS CHAN FAIL” と “YAW DAMP CHAN FAIL” が表示された。

11:14 名古屋空港に着陸し、11:16 に 4 番スポットにブロックインした。

当該機が 4 番スポットに到着した際、救急車は空港外の国際線ターミナル前に待機しており、機側に到着するまでに時間を要した。頭部に重傷を負った客室乗務員が搬出されたのはブロックイン後 49 分経った 12:05 であった。

1.1.2 機長の口述による飛行の経過

1997 年 6 月 8 日、JL705 便(NGO-HKG)および JL706 便(HKG-NGO)の運航に携わった。JL705 便の Show Up 時に名古屋空港支店航務課で受けた飛行前ブリーフィングでは、気象情報として「現在九州地方にある低気圧が、706 便到着時には中部地方に近づくため、天気は下り坂で夕方には南寄りの風が変わり、場合によっては降雨が始まるかもしれない」事、および「現在はターミナルエリアも航路上も大きな揺れの予報はないが、706 便到着時には低気圧の影響で、降下時にゆれる可能性もある」というものであった。

香港行きの JL705 便運航中は問題になるような揺れ等はなかった。

帰りの JL706 便は 07:38UTC 香港啓徳空港を離陸し、G581 を FL370 で飛行していたが、“DEMPA” に近づいた頃、串本 VORTAC (KEC) への直行を許可され、管制承認に従って KEC へ直行した。

10:15 頃、客室乗務員が通常業務として Arrival Information 確認のため Cockpit に来たので、「降下開始は日本時間の 19:40 (10:40UTC) 頃。降下中は揺れがあるかもしれないので、降下開始前に片付けを終えておくこと。ベルトサインがついたら、すぐに着席する事」を伝えた。

その後、降下に先だって 10:20 頃、ACARS により日本航空名古屋空港支店航務課より「NGO APO INFO AS OF 08JUN/19001, USING RWY16, VORDME - A APP, RWY COND/BA DRY, APP/DEP AREA SOUTH 22T-15T LT TURB DUE WIND VEL CHG, WEST 22T-18T CHPY OCNL LT TURB 24T N 33T-35T CHPY」との連絡を受けたため、10:25UTC 頃これを客室乗務員に伝え「Company からの情報では、揺れそうな時間は日本時間の 19 時 48 分頃になりそうなので、ベルトサインが点灯したらすぐに座るように」との指示を行った。揺れの予想時刻は、OWASE および SHIMA VICTOR の通過高度と時間を参考にした。

10:35UTC 頃、前任客室乗務員が報告に来たので上記と同じ内容を伝え、「Cabin の片付けはほとんど終わっている」旨の報告を受けた。

通常の降下開始地点よりやや早めに、KEC のおよそ 20NM 南西で “Descend and Maintain FL290” との管制指示を受けて降下を開始したが、通常予想される管制指示である河和 VORTAC

(XMC)を9000ftで通過するための通常の降下経路に近づいてきたため、FL300を通過時に、ATCに対して“Approaching FL290 Request Further Descend”との要求を行ったが、ATCは“Maintain FL290 For 10NM(または15NM)”と答えたのでその指示に従った。

この管制指示により通常よりも降下開始が遅れるため、その後の降下に使える距離と時間を出来るだけ長く確保するために、指示対気速度を260ktまで減速した。

XMCのおよそ60NM南西で、ATCより無線周波数の変更を指示されたため、周波数を変更し、再度降下の許可を求めたところ、ATCは“Descend and Maintain 9000ft, Cross XMC at 9000ft”との管制指示を行ったため、これを了承して指示通りに降下を開始した。

通常よりも降下開始が遅れているため、AOM 4 15 7のLate Descentの規定に従って指示対気速度を350ktに設定し、AutopilotをVertical Speed Modeとして、初期降下率を約5000fpmに設定して初期降下姿勢を確立したが、その後、設定速度に近づいたため、速度安定性の良いFlight Level Change Modeとした。降下開始時にVertical Speed Modeとしたのは、他のModeに比べてVertical Speed Modeのほうがより迅速にPitch姿勢が反応するためであり、その後の降下中にも3度ほどPitch姿勢をより積極的にControlする必要が生じ、その都度Flight Level Change ModeからVertical Speed Modeに変更することで、Pitchの微調整を行なった。

10:45頃FL250付近で、ベルト着用サインをOnとし、ベルト着用を促す機内アナウンスを行おうとしたが、客室乗務員がベルト着用のアナウンスを始めたため、特に重ねてアナウンスを行う事はしなかった。

降下の途中、機速が300ktを幾分上回った頃、一時的に減速の傾向を示したため、Autopilotを再びVertical Speed Modeとして降下率を増加させた後、Flight Level Change Modeとして降下を継続した。その頃Auto ThrottleをOffとしてIdleに固定した。

機速は一旦350ktに落ち着いたが、しばらくして一時的にやや減少の傾向を見せた後、急激な加速状態となった。機速が設定速度の350ktを超えても、急激な増加傾向は変わらないため、AutopilotをVertical Speed Modeとし、Pitch Wheelをすばやく降下率を減らす方向(機首上げ方向)に数回操作したが、この操作によりVertical Speed Indicatorに表示されるはずのSelected Vertical Speed BugとV/S-FPA Display Window内の設定された降下率を示す数値がいずれも表示されず、予期した機体の反応は現れなかった。次にSpoilerをまず1/3 Positionまで引いて減速を試みたが速度増加が続いたため、さらに2/3次いでFull Openの方へ引いた。

SpoilerがFull Openとなった頃、速度はVmo(365kt)に達して速度計の表示が赤く変わり、Over Speed Warningが作動した。機速がVmoに達したとほぼ同時に体に大きな衝撃を感じた。最初の衝撃は自動車で走行中に道路の窪みにさしかかった時のような突き上げるようなもので、その後は例えて言えばロデオで体が振りまわされているような状況であった。大きな揺れは数回繰り返したが、体にかかる大きなGとさまざまな警報音のため計器を確認することが出来ず、しばらくの間、何が起きているのか認識する事は出来なかった。

その後、操縦桿が自分の腹の方に動いてくるのを感じるのと同時に、機首が上がりつつある事とAutopilotがOffとなっていることが認識でき、機首下げ操作により機体を安定させ

ようと試みながら“ AUTO FLIGHT ”と呼称し、副操縦士に Autopilot を作動させるよう指示を行った。

機体姿勢を認識した際の機首下げ操作時、操縦桿にかかる反力は通常よりもかなり軽く、違和感があった。

一連の事象発生当時、速度の急増に対して Autopilot に逆らって操縦桿を引くことはなかったし、最初の衝撃を受けた頃、Throttle を動かしたこともなかった。

Spoiler を閉じた意図、時期については明確には覚えていない。

その後、インターフォンを通じて客室乗務員同士が「後ろのギャレーで人が倒れています」という内容の通話を行っているのをモニターした為、通話に割って入る形で「着席してベルトを締めていたのではなかったのか」という事をたずねると、返答がなかった。「とにかく後で状況を知らせるように」と伝えた。

しばらくして、前任客室乗務員が操縦室に来て、「Aft Galley で乗務員 3 人が倒れている。頭にこぶが出来ていたり出血している者もいる。問いかけに対してはうなるような状態である。乗客にも数人の負傷者がいるが、こちらは倒れているというようなことはない。医者を Ship side に要請してほしい。」と報告したため、状況を了解したことを伝え、「今から 10 分ほどで着陸になる」と伝えたところ、「Galley の中が混乱しているので、着陸準備の為に 10 分ほど Holding してほしい」との要請があったため、これを了解した。

ATC に対して名古屋 VORTAC (KCC) 上空で 10 分間の Holding を要求したが、ATC は Holding の代わりに Radar Vector により 10 分間誘導する事でどうかとの返答であったため、それでも良い旨を伝えた。

副操縦士に指示して、日本航空名古屋空港支店に対して「機体の揺れにより数名の負傷者が発生したため、Ship side に医者を派遣してほしい」と伝えたが、「空港には現在医者が不在なので、救急車の手配ではどうか」との返答であったため「救急車を Ship side に要請してほしい」旨伝えた。

数分後、前任客室乗務員より「着陸の準備は出来たので、客室はいつでも Approach 出来る状態となった」旨の報告を受けたため、ATC に対して Approach 開始を要求した。その結果、着陸準備に余分の時間を費やすことはなかった。

VORDME-A 方式により名古屋空港滑走路 16 への進入を許可され、最終進入コースまでレーダーによる誘導を受けた。滑走路に正対し、7DME に近づいた頃、気圧高度 1900FT で Autopilot を Off とした際、“ LSAS CHAN FAIL ”と“ YAW DAMP CHAN FAIL ”が表示され、Master Caution Light が点灯したが、操縦感覚には違和感がない事と、負傷者のためには迅速な着陸が必要であったため、Warning Light を認識しただけで特別な故障対応操作を行うことなく、11:14UTC 名古屋空港に着陸し、11:16UTC に 4 番スポットにブロックインした。

1.1.3 前任客室乗務員の口述

香港出発に際して機長より受けた Briefing の内容は、次の通りであった。

HKG 離陸上昇中、沖縄付近そして名古屋空港への降下中に揺れる可能性がある。到着前の作業は早めに終わらせた方が良い。

ベルトサインが点灯したら、例外なく着席する事。「No Exception」と言った。

どうしても離席の必要がある時は、機長に確認する事。

状況によっては離席までしばらく待ってもらう場合もある。その時には機長の方から説明のアナウンスを行う。

10:15～20UTC 頃 Arrival Information を入手し、機長より降下中に揺れそうだとの情報があったので、全員に伝えた。10:35 頃に機長にサービス終了を報告し、その際、機長より「降下中揺れそうなので、早めに作業を終えるように」との指示があったので、全員にインターフォンで伝えた。

ベルトサインが On になったのは 10:48 頃で、揺れたのがどこの地点だったか分からないが、10:50 だった。ベルトサインが On となった時、客室乗務員は乗客のベルトの点検やラバトリーチェックがあり、すぐには着席できない。ベルト On になった時は Galley で後片付けをしていた。揺れた時も同じだ。その時に強い G を感じた。Galley 内のバーを押さえて体を保持した。飛行機自体の動きには気付かなかった。

そばにいた乗務員は、セールス業務中であった。前後に揺られていた。上に飛ばされた記憶はない。Mid Cabin では特段の異常はなかったが、後部 Galley に行くと物が散乱しており、Aft Galley 内に 3 人の乗務員が倒れていた。3 人とも顔面あるいは頭部から出血しており、こぶも出来ていた。うなるような声を出しているものや若干の反応があるものがあった。カートが 2 台横転していた。

11:00 頃機長に状況を報告して医者の手配を頼み、着陸まで時間がほしい旨を伝え、11:05 頃に着陸準備完了を機長に伝えた。

1.1.4 法廷における客室乗務員の証言

ベルトサインが点灯しても立ってられないほどの揺れでなければ作業を続ける。実際に作業を中断して着席するかどうかは、そのときの揺れの状況などから自分で判断する。機長の指示は命令だと受け止めているが、作業が必要なときは継続するし、そのような場合機長の許可をもらったことはない。

1.1.5 西春日井郡東部消防組合消防本部の報告

- ・ 日本時間 20:05 (11:05UTC)、名古屋空港国際線日本航空より、119 番通報
- ・ 11:12UTC、救急 2 号車国際線到着ロビーに到着、待機
- ・ 11:26UTC、救急 4 号車の増隊要請、病院に確認連絡
- ・ 11:34UTC、救急 4 号車現場到着
- ・ 11:45UTC、救助工作車要請。11:54UTC、現場到着
- ・ 11:54UTC、救助工作車救助開始。12:07UTC、救助終了
- ・ 11:56UTC、救急 2 号車現場出発。12:04UTC、病院到着
- ・ 12:05UTC、救急 4 号車現場出発。12:13UTC、病院到着

救助に際して、救急隊員は“命の順番”を主張したが、地上スタッフから旅客を優先させるよう言われたとの報告がある。

1.2 人の死傷

死傷	乗務員	旅客	その他
死亡	0	0	0
重傷	3	1	0
軽傷/なし	4/4	4/164	0

1.3 航空機の損害

後部ギャレー天井付近の客室内装に、軽度の損壊があった。また、客室装備品である Service Cart 2 基は、後部ギャレーの収納部から離脱し、1 基は変形大破し、他の 1 基には軽度の損壊があった。収納部から離脱した Service Cart の格納庫側の Stopper は、破損はなかったが横向き (Unlock) の状態であった。

1.4 その他の損害

なし

1.5 人員の情報

1.5.1 乗員の資格

運航乗務員は、必要な全ての資格を有していた。

1.5.2 乗務員の勤務に関する情報

当該便は同日の名古屋発香港行き JL705 便の折り返し便として同じ運航乗務員により運航されたが、JL705 便の客室乗務員 9 名は香港にて乗務を終了し、JL706 便は香港で Show Up した新たな客室乗務員 9 名に交代した。

運航乗務員は、事故 2 日前の 6 月 6 日の JL743/744 便にてマニラの往復乗務を行った。6 月 7 日は乗務予定がなく名古屋にて休養した。6 月 8 日は 22:50UTC (07:50JST) に宿泊ホテルを出発し、23:40UTC (08:40JST) に日本航空名古屋空港支店航務課に、JL705 便に乗務するために Show Up し、名古屋から香港の間を乗務した後、日帰り折り返しで JL706 便として香港より名古屋間を乗務した。

1.6 航空機情報

1.6.1 W&B に関する情報

JL706 便は、重量及び重心位置は運用限界内で運航され、運輸省事故調査委員会の調査によれば、事故当時の重量は 414500lbs、重心位置は 29.5%MAC であり、また当該機の FPAL (Flight Plan and Log) によれば事故当時の推定残燃料は約 54000lbs であった。

1.6.2 MD-11 型機の特長について

MD-11 は DC-10 から発展した機体で、大きな特徴は次の 2 点である。

DC-10 に比べて水平尾翼の面積を約 30%小さくして、重量および空気抵抗の減少を図った。

飛行中、燃料を水平尾翼内に移送することにより、重心位置を後方に保つ。これにより、機体の釣り合いを保つために尾翼で発生させる下向きの力を小さくする事が出来、その分だけ主翼の揚力が少なくすむため、誘導抗力を減少させることができた。

また、主翼端に Wing Let を装備し、主翼後縁を若干下方に折り曲げて Super Critical Wing 翼型に類似させる変更を行なっている。

上記の設計変更により、燃料消費を減少させることが可能になった一方、小さな尾翼と後方重心のために機体の縦安定性が減少し、特に高空・高速飛行時には、他機種に比べて機首の上下に関して操縦感覚が非常に軽く、他機種に比べて同じ操縦桿入力でも機体の反応が大きくなるという特性がある。ダグラス社によれば、添付-4 に示すとおり飛行中に操縦操作によって 1G を発生させる操縦桿入力値 (Stick Force per G) は、通常の巡航速度において MD-11 では約 44lbs、ボーイング 747 では約 64lbs であり、同じく運用限界速度 (Vmo) においては MD-11 では約 39lbs、ボーイング 747 では約 67lbs となっている。手動操縦時に縦の操舵力が軽く機体の反応が敏感になる欠点を、FCC (Flight Control Computer) の機能の一部である LSAS (Longitudinal Stability Augmentation System : 縦安定増強装置) という機能で補っている。つまり、MD-11 の FCC は自動操縦時には Autopilot として作動すると共に、手動操縦時にも操縦桿にかかる力が 2LBS 以下の時には LSAS 機能により Pitch 姿勢を維持する。また、MD-11 の就航以来、手動操縦時に急激な Pitch 変化を伴う事故が多発したため、1996 年に LSAS のソフトウェアを変更して 15000ft 以上の高度で常に働く Pitch Rate Damper 機能を追加装備し、Pitch Rate が過大になりにくくする改修を行なった。(添付 4 Fig2)

ダグラス社の情報として、MD-11 の操縦装置の反応時間は、操縦桿が動かされて実際に舵面が動くまでの“遅れ”が、約 0.2 秒とされている。これは米軍の規程(MIL-Spec)による操縦性 (Handling Quality) の Level-2 にあたるが、その意味するところは NASA の研究報告によれば“*increased pilot workload/mission degradation*”とされており、飛行状況によっては操縦に困難を伴う事があり得ると記述されている。

Spoiler は左右各翼に 5 枚ずつ計 10 枚の Panel で構成されるが、飛行中に Speed Brake として使用される場合は全ての Panel が最大 30 度まで展開する。

1.6.3 Autopilot(FCC)の特性

1.6.3.1 AUTOPILOT

作動

FCC は 2 系統装備されていて FCC-1 が Autopilot-1 を、FCC-2 が Autopilot-2 を作動させるが、Autopilot を作動させるための AUTOFLIGHT Switch は一つしかなく、最初に機体の電源を入れた時のタイミングによって FCC-1 または FCC-2 が Autopilot に対して Armed 状態となり、両方の FCC が正常であれば AUTOFLIGHT Switch を押した時に Armed 状態にあった FCC が Command 状態となって作動を開始する。Autopilot-1 が作動中に AUTOFLIGHT Switch を押すと FCC-2 が作動状態となって Autopilot-2 を Command し、その際、FCC-1 は Armed 状態となり、AUTOFLIGHT Switch を押すたびに Command FCC と Armed FCC は入れ替わる。

また、Elevator は左右各 2 枚、計 4 枚の Panel に分かれているが、Autopilot は FCC-1 が作動中は左内側 (LIB) Elevator 1 枚を制御し、FCC-2 が作動中は右内側 (RIB) Elevator 1 枚を制御して、他の 3 枚の Elevator はリンク機構により LIB または RIB に追従し、FCC から直接制御されることはない。

評価

MD-11 型機の Autopilot に関しては 2 通りの相反する評価がなされている。

一つは事故直後にダグラス社が主張したもので、Disengage した際に操縦桿に力が加わっていた場合、急激な姿勢変化が生じる恐れがあるというものである。

事故後に日本航空は「意図せず AP が Disconnect した際、Control Column に力がかけられていて機体が急激に反応した場合は、動きがおさまるまで、必要により Control Column への力を抜き、滑らかに機体の姿勢を安定させなければならない」と Autopilot に関する操作上の規定を変更したが、Autopilot に関して耐空性審査要領の自動操縦装置系統の検査の項には、「操縦性が回復することをオーバーパワー (オーバーライド) または適当な遅延時間後に緊急分離装置を手動操作することにより証明しなければならない。操縦者は 3 1 3 項で規定された過重または速度限界を越えることなく、かつ、回復中いかなる危険な運動を起こすことなく、手動操作を一杯に使うて通常の飛行姿勢に航空機を戻すことが出来なければならない」との規定がある。

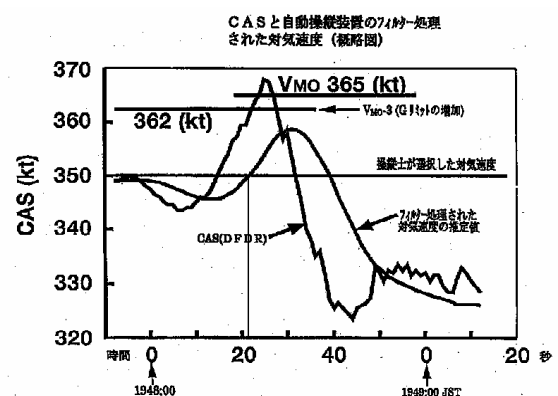
相反する評価としては、1999 年の Autopilot System 改善に関する NTSB 勧告に対して 2001 年 6 月の FAA の報告として、MD-11 を含む現用旅客機 30 機種以上を対象に航空機メーカーからの情報を基に調査を行なった結果、調査した機種において AP をオーバーライドした場合あるいはその直後に激しい姿勢変化が生じることはなかったというものである。

MD-11 型機についていくつかの事故調査を行った NTSB は、1999 年 5 月 25 日に Autopilot に関して Pitch 姿勢の急変 (Upsets) の発生を防ぐための設計変更勧告 (NTSB Recommendation A-99-41、42) を行ない、その後の FAA との交渉の中で「現在の MD-11 の Auto Pilot は “Not Acceptable” である」と結論付けている。

これに対し、ダグラス社と FAA は MD-11 型機の Autopilot は他の形式の機体と同等の特性を持っていると主張し、評価は分かれているが、ボーイング系の機体には「機体の急激な反応に際して、操縦桿から力を抜かなければならない」等の規定はない。

フィルター処理された対気速度の使用

MD-11 型機の Autopilot は、対気速度の変化に過敏に反応しないように、FCC が使用する対気速度の信号をフィルター処理することにより平滑化してある。このため対気速度の変化に対する Autopilot の反応には遅れが生じ、ダグラス社資料によれば、当該事故当時は右図に示すように指示対気速度とフィルター処理された速度の間には乖離が生じていたものと推定されている。



なお、FCC が使用する対気速度データはフィルター処理されたものであるということは乗員に知らされていなかったし、操縦席にはフィルター処理された対気速度または乖離の状況を表示する計器も存在しない。

FCC の速度制御能力

MD-11 型機は、Autopilot を使用して降下中は、Profile Mode および Flight Level Change Mode を用いている場合には機体に加わる垂直加速度を 0.07G 以内に抑え、Vertical Speed Mode では 0.2G に抑えるように Control しているため（G コントロール）、大きな姿勢変化や速度変化に対する反応は他の機種に比べて遅い。Autopilot が速度変化に対応して設定速度に戻す能力は、毎秒 1kt の風の変化率が限界とされている。（JL706 便が遭遇した風の変化率は毎秒 1.5kt ~ 2.8kt）

Overspeed Protection 機能

MD-11 型機の Autopilot は、一旦 Vmo を超過して Overspeed Protection が作動した場合、対気速度が Vmo まで低下すると、自動的に Vmo を維持する機能となっている。そのため、Auto throttle が自動的に Engage し、必要な推力が加えられる。

Autopilot の自動解除

MD-11 型機の AOM（航空機運用規程）には、Autopilot が自動的に解除する条件として

Vertical G が $1 \pm 0.6 \sim 1 \pm 1.4G$ を超過

Roll Rate が 10deg/sec を超過

Bank Angle が 60° を超過

Pilot の Override Control などにより各舵面の Position が Autopilot の Command によるものと差が出た

という 4 つの条件が記述されており、この機能は Command Response Monitor（CRM）と呼ばれている。

CRM 機能は、Elevator 系統が FCC からの操舵指示にしたがって正常に作動しているかどうかをモニターしており、何らかの理由により FCC の操舵指示と実際の Elevator の位置に 4 度以上の誤差が生じた際に作動を開始し、4 度以上の誤差が一定時間（変位量 × 時間 4 度・秒で最小 2/3 秒）以上継続すると FCC はシステム異常と判断し Autopilot を解除する機構となっている。

ダグラス社によれば、オーバーライドによっても CRM が作動する機能は、操縦桿に装備されている Autopilot Disengage Switch が操作できない場合の補助的解除手段（Safety Feature）として設計されているとされ、その際に必要な操縦桿入力は約 50lbs（約 22.5kg）とされている。

Autopilot はこれ以外にも Air Data Signal の異常や、Manual Stab Trim スイッチの操作などの条件によって、自動的に解除される機構となっている。

なお、法廷で日本航空運航技術部長は「Autopilot 使用中に操縦桿に 20lbs の力を加えても Autopilot は機体の Pitch を維持することが出来、操縦桿入力が 20lbs を超えると Pitch に変化が現れ始め、約 50lbs の入力に達すると CRM 機能が動作を開始する」とのダグラス社からの技術情報があることを証言し、そのことは Simulator により確認された。

Horizontal Stabilizer の制御

FCC は Horizontal Stabilizer の制御も行っており、作動中の FCC に制御される Elevator の角度が ± 1.35 度を超えた状態が 3 秒以上継続すると、Elevator の変位を減らす方向に Horizontal Stabilizer を動かすが、ADAS 記録による巡航中の RIB Elevator の中立点はその平均値からおよそ「+0.503 度」と推定され、10:47:59 から 10:48:08 までの 9 秒間および 10:48:17 から同 24 までの 7 秒間は RIB Elevator の変位が 1.35 度を超えた状態であったにもかかわらず Horizontal Stabilizer は動いていなかった。

1.6.3.2 LSAS

ダグラス社は、MD-11 の縦方向の安定性を補う目的で LSAS (縦安定増強装置) を装備した。LSAS には Pitch Attitude Hold・Pitch Attitude Limiting・Pitch Rate Damping・Automatic Pitch Trim・Speed Protection・Stall Protection 等の機能があるが、手動操縦時にのみ作動し、Pitch Attitude Hold および Automatic Pitch Trim 機能は操縦桿に掛かる力が 2lbs 以下の時に作働する。

各 FCC 内には LSAS が 2 Channel 装備され、手動操縦時には FCC-1 内の LSAS-1A は ROB、1B は LIB、FCC-2 内の LSAS 2A は LOB、2B は RIB の Elevator をそれぞれ同時に制御する。

就航後に Manual Control 時の Handling Quality を改善するための改修が施され、15000ft 以上における Manual Control 時において機体の Pitch Rate を感知して一定以上の変化率があった場合は Pitch Rate を緩和する方向に Elevator を動かし、機体に大きな G がかりにくくする Pitch Rate Damping の機能が 1996 年までに装備された。この機能により、手動操縦時におけるオーバーコントロールの可能性は著しく改善されたと評価されている。

LSAS は 5 度以内の作動範囲で Elevator を動かすが、その動きは操縦桿にフィードバックされない。

1.6.4 事故機の故障記録について

事故機の FCC には 10:48、“Elevator Command Response Monitor (E-CRM)” が作動したという故障表示が残されていた。

また、当該事故発生後の最終進入中、機長が Autopilot-1 を解除して手動操縦にした際、“LSAS CH FAIL” および “YAW DAMP CH FAIL” ALERT が表示されたと報告されているが、整備記録によると到着後、故障表示システムには 11:10UTC、FCC-1 FAULT REVIEW に “LSAS COMMON INV, CPU1B, CPU2, CPU3” の記録があったが、YAW DAMPER についての故障記録は残されていなかった。

1.7 気象情報

事故当日の中部地方の日没は 10:05UTC、月齢は 3 であった。当日の気象状況は、午前中に九州上空にあった低気圧が東進してきており、事故発生時には低気圧は紀伊半島に差し掛かっていた。

1997.6.8.12UTC のレーダーエコー合成図によれば、紀伊半島西部は降雨を伴わない雲に覆われていたが、事故発生地点近辺は薄いエコーの東端部であった。1997.6.8.12UTC のエマグラムによれば、潮岬上空 12000ft ~ 13000ft には逆転層を伴った不連続面があり、風向が 300° から 220° に、風速が 35kt から 10kt へと変化していた。同時刻の浜松上空のエマグラムによれば、20000ft 近辺に強い逆転層を伴った顕著な不連続面があり、同じ高度で外気温が -9 から -14 に急激に変化していた。また 18000ft 近辺から下層で風向風速の変化があった。浜松上空の逆転層の程度は、航空気象予報官によれば非常に稀といえるほど顕著であった。同時刻の館野上空のエマグラムによれば、24000ft 付近に逆転層を伴った不連続面があった。

また、同日 1200UTC の大気断面図には、中部地方上空 15000 ~ 20000ft に顕著なウインドシア領域が表示されていた。津地方気象台が 8 日 21 時 00 分に三重県南部に対し雷、強風、波浪、濃霧注意報を発表しており大気が不安定な気象条件であった。

着陸時の気象状況は、11:00UTC(20:00JST)の METAR によれば次のとおりであった。

14015KT 9999 FEW030 SCT120 OVC150 21/16 Q1009 RMK1CU030 3AC120 8AS150 A2982

1.8 航空保安施設

事故に関連すると思われる機能障害は、報告されていない。

1.9 通信

事故に関連すると思われる機能障害は、報告されていない。

1.10 飛行場情報

VORDME-A APPROACH により、滑走路 16 を使用していた。飛行に支障となる NOTAM は認められなかった。

1.11 フライト・レコーダー

フライトレコーダーの記録は損傷なく残されていた。

補助的に ADAS の記録を使用した。ISFC12326 と 12327 の間のデータが CPU のオーバーロードのために 1 秒分欠落していた。

1.12 残骸と衝突情報

外部の物件との衝突および損壊の形跡は、発見されなかった。

1.13 医学及び病理学情報

負傷者に関する負傷時の情報

重傷者

- | | |
|-------------|---------------------------------------|
| (1) 乗客 A | 通路を歩行中であった。腰椎骨折、顔面打撲傷。 |
| (2) 客室乗務員 A | 後方のギャレーで、機内サービス用品等の片付け中。骨盤骨折、左手指開放骨折。 |

- (3) 客室乗務員 B 前方ギャレーへ機内販売売上げ表を持参し、後方ギャレーに戻った直後。腰椎骨折、右腕骨骨折、骨盤骨折。
- (4) 客室乗務員 C 後方ギャレーで作業中。脳挫傷、骨盤骨折。(1999年2月16日、死亡)

軽傷者

- (5) 乗客 B 化粧室内
- (6) 乗客 C 座席ベルトを緩めに締めて、休息中。
- (7) 乗客 D 座席ベルトを締めずに休息中。
- (8) 乗客 E 化粧室から自席へ帰り、着席しようとした時。
- (9) 客室乗務員 D 前方ギャレーで、機内販売帳票を整理中。
- (10) 客室乗務員 E 前方ギャレーで免税品の書類整理中。
- (11) 客室乗務員 F 前方ギャレーで作業中。
- (12) 客室乗務員 G 前方ギャレーで作業中。

1.14 火災

火災は発生しなかった。

1.15 生存状況

死者は発生しなかった。ICAOの基準により、事故による死亡者には含まれないが、重傷を負った客室乗務員Cは、事故発生より20ヵ月後に多臓器不全のため死亡した。

1.16 試験及び調査

1.16.1 気象に関する調査

飛行記録によれば、当該機は毎秒1.5kt~2.8ktに達する風の急変に遭遇している。同時刻頃に付近を飛行した便の報告によれば、乱気流があった。事故発生高度より下の高度では、雲や乱気流等の障害はなかった。

CATはWind Shearや気温傾度の大きなところで発生しやすい。次の表は、日本航空(株)発行の気象便覧による、CATの発生しやすい場所に関する記述である。

	気象庁予報図 (Oversea)	航空気象台 (国内悪天)	ICAO	米空軍
VWS (kt/1000ft)	6	10	6	10
HWS (kt/60NM)	不使用	20	20	33
風速 (kt)	不使用	190	110	不使用
気温傾度 (/120NM)	不使用	大きいところ	5	不使用

(日本航空気象便覧より抜粋)

逆転層と乱気流の関係を日本気象協会編集の『新しい航空気象』では「低高度での風のシヤーは気温の逆転層で起こる。逆転層付近では風向風速が急変するし、逆転層の境界面にそっ

て風のシアー帯ができるので、この境界層を飛行すれば、航空機は乱気流に遭遇するし、同時に風の急変のため対気速度が変り、揚力も変化する」と記述している。

1.16.2 ADAS 記録による事故当時の大気の状態

ADAS 記録によれば、事故発生時、当該空域の大気状態は 10:48:00 頃まではほぼ標準的な大気状態であったが、10:48:00 (18208ft) から 10:48:13 (17405ft) にかけて高度が変化しても外気温が変化しない“恒温層”に入り、10:48:13 から 10:48:24 (16709ft) には高度の低下と共に外気温も低下する“逆転層”の存在、10:48:24 から 10:48:44 (17200ft) には“乱流層”、10:48:44 から 10:48:50 (16982ft) には再び“逆転層”、10:48:50 から 10:49:00 (16607ft) には“恒温層”が存在し、それ以降は標準的な大気状態であった。

1.16.3 オーバーライド操作による AP の解除

MD-11 型機の Autopilot のオーバーライドによる解除が、通常の操縦時に不用意に発生するか否かについて、Simulator による検証を行ったが、Autopilot を解除するには無意識にかかる程度の力では不十分で、意識して両手で操縦桿を引く必要があり、それに要する力は約 50lbs であった。

また、オーバーライドにより Autopilot を解除した時に操縦桿が動く量は、350kt で降下中にゆっくり引いた場合は約 3.5cm (CCP で約 2.7 度に相当)、急激に引いた場合は約 17cm (CCP で約 13.4 度に相当) であった。

Autopilot をオーバーライドすることによって解除する場合は、Automatic Cut Off (ACO) と CRM それぞれの機能が働く可能性があることが判明した。

添付-5 に示すごとく、操縦桿に比較的急激に力を加えて 2 秒ないし 10 秒程度で解除した場合は G 制限を越えることによる解除となり、CFDS には“P ACO”の記録が残ったが、G の制限を越えないように比較的ゆっくりと 10 秒程度以上の時間をかけて操縦桿をオーバーライドして解除した場合は CRM 機能によって解除し、CFDS には“E - CRM”の記録が残った。

1.16.4 FCC の一時的機能障害と AP 解除 (CRM)

Autopilot 使用中に FCC の機能が一時的に障害を起こした場合の Simulator による検証を次のように行なった。

Autopilot-2 (FCC-2) を使用中に、Simulator に“RIB の LSAS Fail”を入力することにより RIB Elevator Hydro Shutoff Valve の故障を想定した場合、約 3 秒後に Autopilot が Disconnect し、CFDS の故障表示には“ELEV ACT-RIB”、“EL CMD RESPONSE”が表示された。これは JL706 便事故機の故障表示と同じものであった。

上記の機能障害が発生した場合、LSAS が Fail して 6 秒間は“LSAS Channel Fail”の Warning Light は点灯せず、CFDS に故障の記録も残らないが、LSAS Fail から約 6 秒後に Overhead Panel に“LSAS Channel Fail”の Warning Light が点灯し、同時に CFDS に故障記録も残された。

Autopilot 使用中に、Armed 状態にある FCC の LSAS 機能に故障が発生した場合、使用中の Autopilot を Disengage し Armed FCC が LSAS として Active になるまで一切の表示はなく、

Autopilot を Disengage した時に “LSAS Channel Fail” の故障表示が出て、CFDS には LSAS が故障した時間ではなく Warning Light が点灯した時間が表示された。

各 Elevator の Hydro Shutoff Valve への電源は、添付 7-2 に示すように、制御を担当しているそれぞれの FCC の中で Continuous BIT (自蔵診断機能) により以下のものに異常が検知された場合には Off となり、Hydro Shutoff Valve は不作動となるため、Elevator Power Control Unit(PCU)の Control Valve への油圧が遮断される。Control Valve への油圧が遮断されると FCC からの操舵指示に対して PCU が反応出来ない状態となり、FCC からの操舵信号と実際の Elevator の位置に乖離が生じるために CRM 機能が作動すると考えられる。

- Input Data
- CPU
- Memory
- D/A & A/D Converters
- ARINC
- AC/DC Power Supplies
- LVDT & Synchro
- Output Discrete
- Time Magnitude Monitor
- CWS

1.16.5 AP 使用時のモードの切り替え

Autopilot のモードの切り替えについて、実機により調査を行った。実機での検証の結果、Autopilot が Flight Level Change Mode で作動中、Autopilot の Pitch Wheel を如何に速く動かした場合でも、Autopilot は Vertical Speed Mode に切り替わることが確認された。

1.16.6 飛行性能等に関する SIMULATOR による検証

- 設定値は事故時の値に近似させるため、Wt.414.5Tlb、CG29.5%、ZFWt.359.1Tlb、ZFWtCG 27.5%、Fuel 55.4Tlb とした。
- FL220 から AP2 を使い、350kt Flight Level Change Mode で降下させながら FL170 で安定した降下中にそれぞれの条件を入れた。

定常降下中の Pitch

FCC が正常に作動している状態で 350kt における定常降下中の Pitch は - 2.5° であった。

Overspeed Protection 機能が作動した場合の変化

Over Speed Protection Mode になると Flight Level Change Mode から V/S Mode さらに Flight Level Change Mode に切り替わる Mode Reversion が起こることが確認された。また Over Speed の状態でも Over Speed Protection が働くまでの間は Flight Level Change Mode は変化しないが、Pitch Wheel により V/S Mode にすることは可能であった。

風の変化によるピッチアップへの影響

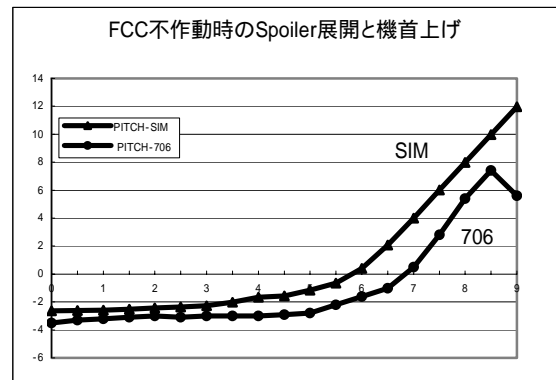
FL170 で Head Wind を 10 秒間に 30kt 増加させた場合、Pitch は - 2.5° から - 1.5° に変化した。

Horizontal Stabilizer によるピッチアップへの影響

350kt での定常降下中の Horizontal STAB は約 0.4ANU (Aircraft Nose Up) であったが、ADAS 記録による事故の最初の機首上げ直前の STAB の位置は 0.7ANU でほぼ一定であり、トリムが取りきれいでいなかった可能性があるため、Horizontal STAB を 0.7ANU として固定したうえで Autopilot を解除ボタンで解除したが、顕著な Pitch 変化はなかった。

Spoiler の展開によるピッチアップへの影響

Autopilot 作動中および手動操縦にて LSAS が正常に作動している状態の双方で、Spoiler を展開した場合の Pitch はいずれも -2.5° から $+2.5^{\circ}$ へ変化した。その際、Autopilot 使用中の場合は操縦桿が機首下げ方向へ約 1cm (CCP で約 1° に相当) 動いた。飛行中に一時的に FCC の Pitch Control 機能が停止した場合を想定して、Autopilot および LSAS を OFF として、JL706 便と同じ高度・速度・諸元で Pitch 変化を検証した。JL706 便と同様のタイミングで Spoiler を全開した結果、JL706 便と同様の機首上げ傾向を示した。



風の変化・Horizontal STABの変位・Spoiler展開を同時に発生させた場合の影響

LSAS が正常に作動中の手動操縦時において、STAB を事故機と同様に 0.7ANU にしたうえで向い風を 10 秒間で 30kt 増加させ、それに続いて Spoiler を Full に展開させた場合、Pitch は -2.5° から $+5.0^{\circ}$ へと変化した。その直後、RIB と LOB LSAS Fail Light が点灯し、続けて All LSAS Fail となり、急激に $+30.0^{\circ}$ 付近まで Pitch が上がった。

外気温 (OAT) の変化が指示対気速度 (IAS) に及ぼす影響

逆転層による温度の変化の影響を調査するために、FL170 で OAT を約 5 減少させる検証を行なった結果、真対気速度 (TAS) は一定のままで指示対気速度 (IAS) は 4~5kt 増加した。

Flight Level Change Mode で設定速度を超えた場合の Spoiler による減速効果

Flight Level Change Mode で 350kt にて降下中、向い風を 10 秒間で 30kt の割合で増加させながら、365kt になった時に、Spoiler を展開しなかった場合と Spoiler を展開させた場合で 350kt まで減速する時間を測定した結果、Spoiler を使用しなかった場合は約 20 秒を要し、Spoiler を Full に使用した場合は約 13 秒を要した。

この結果から、Flight Level Change Mode においても、設定速度を超えた場合の Spoiler の減速効果は十分あることが分かった。

Autopilot 使用中に、オーバーライドして操縦桿に力を加えた時の機体の反応

Autopilot 使用中に約 1 秒で 20lbs の機首上げ方向の力を操縦桿に加えそのまま維持した場合、Pitch 姿勢は変化せず、1 分以上経過しても Autopilot は解除しなかった。また、約 3 秒かけて 40lbs の力を加えた場合、一時的に Pitch が約 1° 機首上げに動いたが、その直後に元の Pitch に戻り、1 分以上力を維持しても Autopilot は解除しなかった。

Autopilot 使用中に、オーバーライド操作により AP を解除させた場合の機体の反応
Autopilot を Override して Disconnect した際に急激な姿勢変化を伴う事はなかった。

Autopilot をオーバーライド操作によって解除した場合の記録

Autopilot を使用して飛行中に操縦桿に力を加えて解除する実験を行ったが、力を加えて 2 秒以内に Autopilot が解除するような操縦操作は不可能であった。

力が 20lbs 以内では Autopilot が完全に姿勢を補正でき、入力操作は飛行に何の影響も及ぼさないため、20lbs を超える力が加わったあと Autopilot が解除するまでの時間と解除の理由を調査したところ、20 回の試行で、2 秒から 13 秒の間に解除した 14 例はすべて G の超過による ACO であり、14 秒以上を要した 6 例はすべて CRM であった。(添付 5)

Flight 中に操縦桿にかかる可能性のある力

Simulator により、通常操作中に操縦桿に掛かる力を検証した。その結果、身長 170cm の操縦者が操縦桿を持ったまま機長席から Pitch Wheel の操作を行うと、CWS に機首上げ方向に 4~8lbs の力が記録された。また、Spoiler を引いた時は Autopilot により操縦桿が一時的に機首下げ側に動くが、この時操縦桿を握り締めていると、機首上げ側に 10~12lbs の力が記録された。しかし、これにより Autopilot が Disconnect する事はなかった。

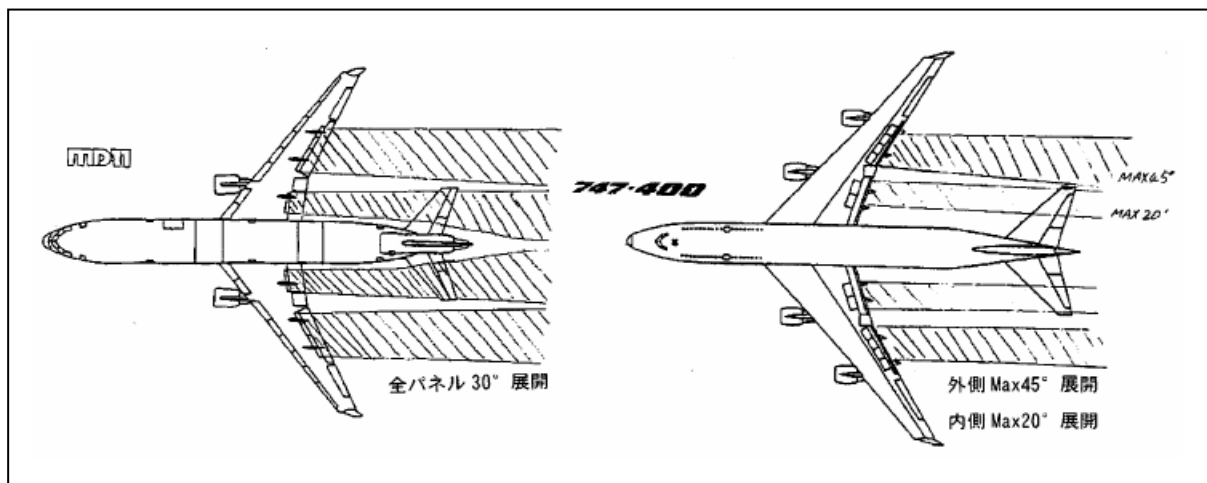
Autopilot をオーバーライドすることにより解除するために必要な力

Autopilot を Manual Override によって Disconnect させるために必要な力について、計測器を使って検証した結果、必要とされる力は約 50lbs (22.5kg) であり、左手だけで操縦桿に力を加えて Autopilot を Disconnect することは不可能ではないものの、意識の集中が必要であり、通常の操縦操作中に行う事は困難であった。

操縦操作で機首振動を起こす可能性

DFDR に記録されている 5 回の Pitch 変動を起こす実験を Simulator で行ったが、意識して両手で操縦桿を押し引きしても、LSAS の Pitch Rate Damping 機能による制動作用により Pitch の変動は 2 周期程度で停止した。

1.16.7 SPOILER



MD-11 型機の Spoiler は、Flight 中に Speed Brake として使用する際は全ての Panel が 30 度まで展開するが、この System は、ボーイング 747 型機などでは Speed Brake としての使用に際して胴体寄りの Panel の開度が制限されていることに比べると、平面図上は Inboard Spoiler の展開により惹起された乱流(Wake)が尾翼に空力的影響を及ぼす位置関係にある。

Spoiler 後流による水平尾翼への影響は通常は問題とされず、Simulator による検証でも影響を確認することは出来なかったが、垂直方向の渦を伴うような激しい気流の変化により迎角が大きく変化するような場合、主翼の洗流角が通常以上に変化し、乱流が尾翼に影響を及ぼす可能性が考えられる。

1.17 組織及び管理情報

1.17.1 客室本部施策

客室本部では効率的な増収策として機内販売の促進が行われており、添付-8 に示すように路線ごとに「セールターゲット」を決め、路線毎の売上目標額を具体的に表示して 100% 達成を目指すことを奨励し、先任客室乗務員の下に 10 数名の客室乗務員で編成されるグループ毎の売上成績を棒グラフで乗員室内に表示していた。

また、売上目標を 100% 達成したグループには賞品と賞金が与えられ、100% 達成したグループに所属していない乗員は昇格時に不利になるなどの状況があった。

1.17.2 ベルト着用サイン点灯時の規定

航空法

航空法第 73 条 機長の権限

機長は、当該航空機に乗り組んでその職務を行うものを指揮監督する

OM (Operations Manual)

9 3 2 座席ベルト・ショルダーハーネス

2 客室乗務員

- (1) 客室乗務員は、離着陸時およびベルト着用サイン点灯時には、所定の座席に着席し座席ベルトを着用する。
- (2) 航行中のベルト着用サイン点灯時にやむを得ず離席する必要がある場合は、PIC の許可を得て離席することが出来る。

9 3 3 座席ベルト等

1. PIC は以下の場合ベルト着用サインを点灯する。

- (1) 離着陸時
- (2) 乱気流中の飛行および乱気流が予測された場合
- (3) その他必要と認めた場合

2. (2)乱気流中の飛行等、航行中のベルト着用サイン点灯時には、機内アナウンスによりその徹底を図る。なお、航行中において長時間ベルト着用サインが点灯している場合、適切な間隔で繰り返し徹底を図る。

CAM (Cabin Attendant Manual)

第1部 GENERAL

第1章 安全・保安に関する業務

Operations Manual の規定を転載しており、同内容となっている。

機内サービス速報別冊 123 号 (1991, 12, 11 発行)

1991 年 12 月 11 日に国際客室乗員部、国内客室乗員部、機内サービス部が発行した機内サービス速報別冊 123 号は、「座席ベルトに関するオペレーションマニュアルが改訂されます」と題し、次のように紹介がなされていた。

- 1) ベルトサインが「着席して座席ベルトを締めていないと怪我をする程度に危険 揺れに対する WARNING」の意味で点灯されるようになります。
- 2) 乱気流中の飛行でベルトサインが点灯した時、客室乗務員は目視による直接の座席ベルト着用確認は行わず PA により徹底を図ります。

ベルトサインが「WARNING」の意味で点灯されることから、乗務員はベルトサインが点灯した時、ギャレーの危険物の収納やラバトリーに並んでいるお客様の着席案内など、最小限の安全措置を講じて着席することを原則とします。しかし、巡航中にあらかじめ揺れまでの余裕時間が連絡された時や、着陸時はコース上に揺れが予想されることが連絡されない限りは、これまでどおり目視により直接お客様の座席ベルト着用を確認します。

1.18 追加情報

1.18.1 類似事例について (日本航空内の事例)

1994 年 5 月、事故当該機である MD-11 JA8580 が JL724 便として成田空港を離陸後、LSAS CH FAIL (LOB & RIB) Alert が表示され、Autopilot-1 を Engage した時、Alert は消えた。整備処置として FCC-2 および機長側 RCWS Sensor を交換して OK となっている。

1998 年 3 月 8 日、事故当該機である JA8580 が JL724 便として巡航中、Autopilot SW を押したところ、Autopilot が自動的に外れて機首上げが発生した。故障表示システムには、FCC-2 で“E - CRM”が作動した記録が残されていたが整備処置で故障は発見できず、トラブルシューティングのため FCC-2 が交換された。

1998 年 3 月 18 日、事故当該機である JA8580 が JL708 便として Autopilot-1 を使用して飛行中、Autopilot SW を押したところ、Autopilot が Disconnect して機首上げが発生した。FCC-2 の故障記録には“E - CRM”が残されていたが整備処置で故障は発見できなかった。トラブルシューティングのため、再度 FCC-2 が交換された。

日本航空によれば、2001 年度に飛行中の異常により取り下ろされた MD-11 型機の FCC は 31 件あり、そのうち原因が特定できたものは 2 件のみであった。

1.18.2 MD 11 の操縦装置の特性

飛行機の操縦システムに関する反応時間の遅れと操縦性について、アメリカ NASA の研究者から情報の提供を受けた。

NASA の研究者 Ralph A Harrah 氏は、次のように述べている。

パイロットによる操縦入力と実際の舵の動きとの間の Time-Delay は、APC(Aircraft - Pilot Coupling、PIO とほぼ同じ意味で、パイロットの意に反して発生する機体の周期的振動運動)の主たる原因となる。最近の飛行機の Time-Delay はほぼ 0.1 ~ 0.15 秒であるが、このわずかな効きの遅れは姿勢の急変からのとっさの回復操作の際に、一時的な操縦不能の状況を引き起こす。APC(PIO)に陥ったパイロットは、それが乱気流又はオーバーコントロールによって引き起こされたと感じる。Time-Delay が 0.2 秒を超えると、パイロットは操縦系統が壊れたかのような印象を受ける。實際上この障害は、パイロットが操縦系統の性能を超えた操作を行った場合に生じる。このような大きな操作は、機体が地上や他の航空機との衝突回避を行う時に起りやすい。パイロットにとって“操縦装置が故障した”かのような印象は、油圧装置の故障や機能が低下した状態で、かなり大きな操作を行う必要がある際に、さらに悪化する。APC は最新型の機体にも数多く経験されている。これらの機種は過去の教訓を生かし、十分なシミュレーションテストや飛行テストを行って調整されたにもかかわらず発生しており、APC と認定されれば修正する事が可能であった。

1988 年 12 月に 7 名の FAA のテストパイロットと 5 名の Flight Test Engineer により、APC の飛行試験が行われた。事前の学習とシミュレーター訓練の後に、操縦特性を変化させる事の出来る実機で飛行試験が行われたが、そのうち数回は危うく墜落する状況に陥った。危険な状況に陥った際には、セーフティーパイロットが操縦を交代し、操縦特性を正常な状態に戻す事により危機から回復することができた。

Time Delay は 0.15 秒以内であるべきで、0.2 秒では潜在的に危険なものと言える。

事故の統計において、APC の問題が解明されていないために、事故原因の 50% もの部分パイロットエラーとされているし、同様に 30% にのぼる“原因不明”とされた事故の中にも APC に関連するものがあると考えられる。APC を見極めるためにはデータレートを早くすることが必要で、一旦 APC と判定されれば解決法はある。一方、APC と判定できずにパイロットミスとされれば、真の原因は隠されたままとなってしまう。

Handling Quality	Time Delay	操縦性能
Level 1	0.10sec	十分な操縦性能
Level 2	0.20sec	操縦特性低下
Level 3	0.25sec	パイロットは十分に対応できない

事故調査委員会による JL706 便事故調査報告書によれば、ダグラス社からの情報として MD-11 の Time Delay は約 0.2 秒とされているが、これは Handling Quality としては Level 2 に相当する。PIO は航空機の姿勢をパイロットが制御しようとした際に発生するが、航空機の操縦系統にパイロットが組み込まれていること (Closed loop dynamics)、つまりパイロットが機体の姿勢を判定することができ、修正操作を行なおうとすることが条件となる。

1.19 有益又は効果的な調査技術 なし

2、解析

2.1 気象解析

(1) 概要

機体は降下中、10:48:25 直後に上昇に転じるまではほぼ毎分 3000ft で降下を続けていたが、10:48:26 から 10:48:43 の間は上昇率の変化を伴いながらも約 500ft ほど上昇を行ない、10:48:44 以降は再び定常な降下を行っていた。10:47:55 を過ぎた頃から外気温・風向・風速に顕著な変化があったが、外気温の変化がこの空域の特徴を最も良く表わしており、層厚およそ 1500ft の空域で高度の変化に伴って正常層・恒温層・逆転層・乱流層・逆転層・恒温層・正常層と、顕著な変化を見せていた。

10:47:57 までに通過した大気を 10:48:59 以降に通過した大気と比較するために、それぞれの大気が平均海面まで断熱降下した場合の温度を比較すると、前者は約 30.4、後者は約 25.4 となり、両気団の間には大きな気温差が存在したことがわかる。

(2) 10:47:57 秒までの状態（正常層）

降下中、10:47:57 頃までは大気の状態はほぼ定常な状態であり、気温の変化は 1000ft あたり約 2 の標準的気温減率に従った変化を示していた。

(3) 10:47:57 以降の大気状態

10:47:57 (18352ft): 風向・風速の変化開始

風向が反時計回りに変化を始め、その後の 30 秒間に約 60 度変化していた。風速は増加を始め、8 秒間に 5kt 増加した。

10:48:00 (18298ft): 恒温層 (13 秒間)

それまで標準減率を示していた外気温の変化が止まり、10:48:13 頃まで恒温層に入った。恒温層の厚さは約 900ft 程度と推定される。

10:48:10 (17617ft): ここから約 5 秒間、風速が 37kt で一定になる。

10:48:13 (17405ft): 逆転層 (11 秒間)

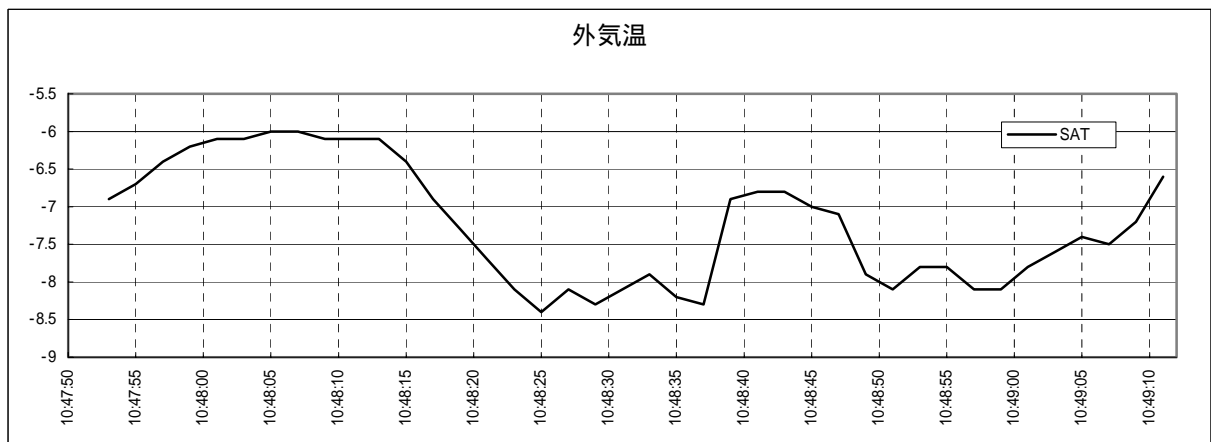
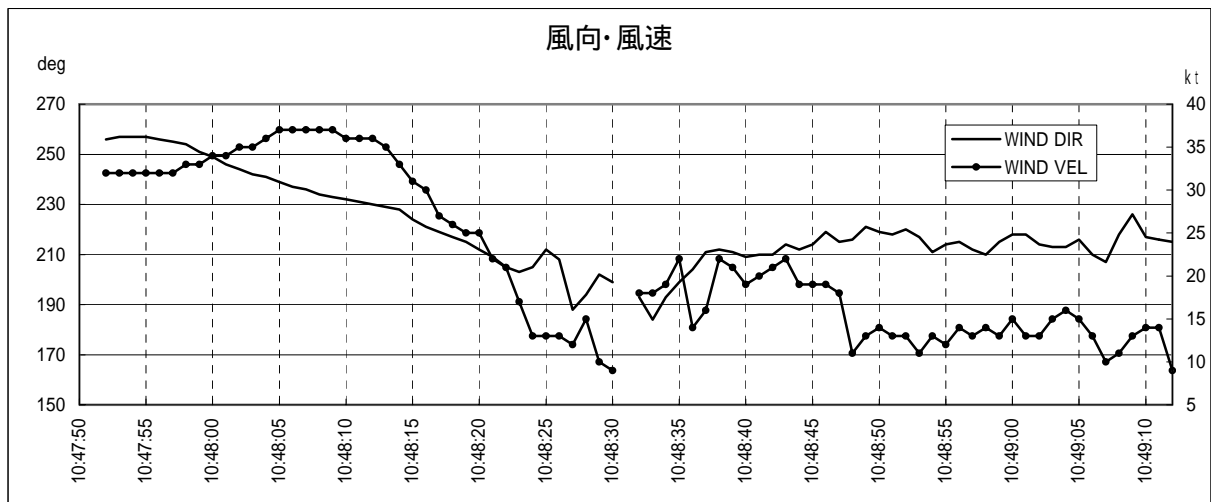
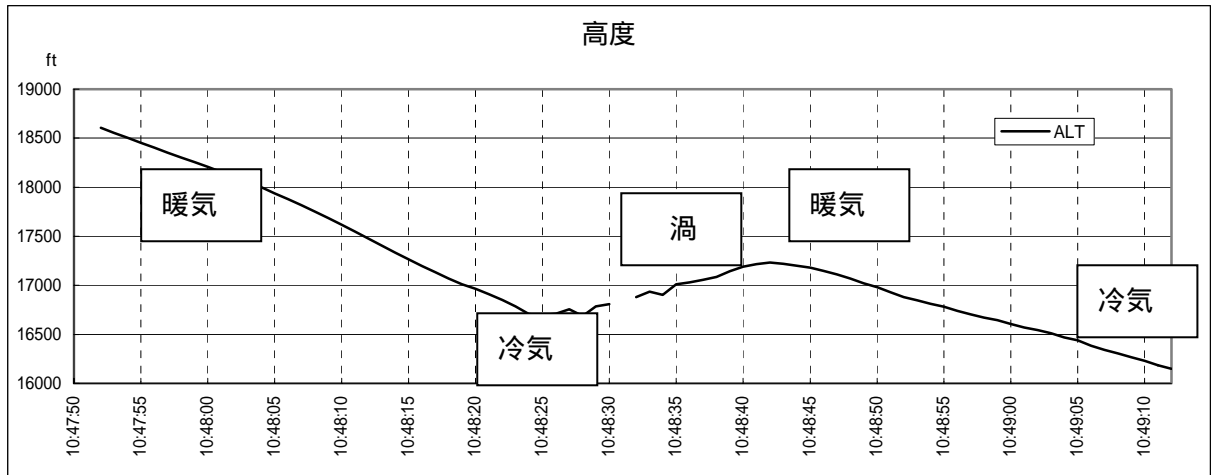
気温減率が逆転して高度低下と共に気温が低下する“逆転層”に入る。その層は 10:48:24 頃まで続き、約 700ft の厚さにわたり記録された。

10:48:24 (16709ft): 乱流層 (20 秒間)

機体の定常降下が止まり、上昇を始める。気温の逆転・風速の減少・風向の変化の状態が急変し、約 18 秒にわたり不規則な変化が続く。

10:48:37 (17057ft): 外気温が 1 秒間に 1.4 上昇し、その間の高度変化からすれば 1000ft の上昇で 25 の気温上昇に相当する変化率となっており、標準大気であれば 0.1 の気温低下となるはずであるので、暖気と寒気の混合による垂直方向の渦が形成されていたと推定される。また、風向・風速も大きな変化を示していた。風向はこの後安定化していた。

10:48:38 (17085ft): ここからおよそ 7 秒間は機体が再上昇したピークであり、高度は約 50ft 程しか変化していないが、外気温は一時的に約 1.5 上昇しており、その直後の 10:48:47 に 17111ft を通過すると逆に 1 秒間に 0.8 低下していることから、17100ft 付近から上の気層に顕著な暖



正常層	高温位	恒温層	逆転層	不安定層	逆転層	恒温層	正常層	低温位
-----	-----	-----	-----	------	-----	-----	-----	-----

気が流入していたことが分かる。

10:48:42 (17233ft): 約 17200ft 付近にて高度の上昇が止まり、風向・風速の不規則な変化は一旦落ち着く兆しを見せるが、ここは再上昇のピーク地点であり、上層の暖気層と下層の冷気層との境目であったと推定される。

10:48:44 (17200ft): 逆転層 (6 秒間)

外気温は再び低下した後変化が小さくなり、10:48:59 まで一時的に恒温層に入ったが、10:48:59 以降はほぼ定常な大気状態に戻った。

これは、西から紀伊半島に近づきつつあった低気圧の影響で、近畿・中部地方の冷気の上九州・中国地方からの暖気が滑昇し、志摩半島上空の航路上では 18200ft から 16600ft 付近に、非常に顕著な温度差を伴う不連続面を形成した事を現している。

2.2 対気速度の急増

JL706 便の降下経路と大気状態を比較検討した結果、次のような状況が存在したものと推定される。

- (1) 降下中、10:48:00 頃までは多少の風向風速の変動はあったものの、ほぼ安定した大気状態であった。
- (2) 10:48:00 頃から恒温層にさしかかると共に、風向が変化したために向い風成分も変化し、FCC に負荷がかかり始めた。
- (3) 10:48:10 頃からの逆転層内では、外気温の急低下のために指示対気速度 (IAS) が増加し、さらに風速が急減したことから追い風成分が急減し、これらの作用で指示対気速度が急速に増加した。FCC はこれらの大気状態の急変に適合できず、一時的に正常な作動を行なわなくなっていた。
- (4) 10:48:24 頃には乱流域にさしかかり、垂直方向の渦による大きな G が機体に加わると同時に迎角にも不規則で急激な変化を及ぼしたことから、主翼の洗流角が変化して Spoiler により発生した乱流の航跡をも変化させた。
- (5) 機体は乱流域の中で空力的な影響を受けると共に、FCC の正常な作動が阻害されて姿勢の安定を失い、5 回の機首振動を繰り返したが、10:48:40 頃に乱流域から逆転層に変化したころには気流の乱れもやや穏やかとなり、Spoiler も閉じられたために姿勢変化が収束をはじめ、乗員は機体姿勢を認識することが出来た。
- (6) 10:48:45 以降、大気の状態は逆転層から恒温層、正常層と数秒間隔で変化し、機体姿勢は次第に落ち着いていった。その様子は、当該時刻の Pitch 変化が振幅を減少させながら定常降下へと移行していった記録に現れている。

10:48:25 頃に V_{mo} を超過したのは、19 時 48 分 10 秒 (高度約 17700ft) には追い風成分 9kt であったが、19 時 48 分 25 秒 (高度約 16750ft) では向かい風成分が 15kt となったため、これは 25kt/1000ft もの VWS が機体に作用したことになる。

MD-11 型機の Autopilot は毎秒 1kt を超える風速変化があると、Autopilot が使用するフィルター処理された速度と実際の対気速度との間に乖離が生じるとされているが、事故発生当

時の向い風成分の変化量は 1.7~2.8kt/sec に達しており、10:48:21 頃には対気速度は 360kt 程度になっていたにも関わらず、フィルター処理された速度は設定速度である 350kt 程度を感知していたため、速度の増加に対応できなかったものと推定される。

2.3 最初の機首上げ

事故機の飛行経路上の空域には 10:48:00 から 10:48:13 までは恒温層、10:48:13 から 10:48:24 までは逆転層、10:48:24 から 10:48:45 までは不安定層が存在し、それに対応して 10:47:57 から 10:48:23 にかけては風向・風速がほぼ一定の割合で変化し、10:48:23 から 10:48:36 までは風向・風速が不規則に変化していた。このような不安定な大気の状態は垂直方向のかなり顕著な渦が存在した可能性が考えられ、気温・風向・風速・迎角・対気速度・G 制限などの要素が FCC の計算能力を上回るほどの変化となったことにより、FCC の演算機能が対応出来ない状態となったため一時的に機能が阻害された。(添付 6)

FCC の一時的な機能障害は以下の事実から推定できる。

Flight Level Change Mode では、G コントロール機能が機体に加わる垂直加速度を 0.07G 以内に保つが、ADAS 記録によれば 10:48:15 過ぎから 10:48:20 過ぎにかけての約 5 秒間、0.07G の範囲を超える G 変化が見られる。

また Autopilot が解除する直前の 10:48:23.5 頃には、約 2 秒間にわたり G が減少して 0.77G となっているが、この G の減少を補正するためには機首を上げて G を増加させる動きが必要であったにもかかわらず、Elevator の機首上げ側への動きは見られないばかりか、G の減少を助長する方向である機首下げ側へ大きく動いていること。10:48:15 頃に対気速度が急増した際に、機長は Autopilot の Pitch Wheel を数回操作して機首上げを試みたが、Autopilot は反応しなかったこと。Autopilot は Overspeed Protection Mode になると、Pitch Wheel に反応しなくなるが、Pitch Wheel が操作されたと推定される 10:48:15 から 10:48:20 にかけては、ダグラス社の情報によると FCC が感知するフィルタードエアスピードは Overspeed Protection が作動を開始する V_{mo} 3kt つまり 362kt には達していなかったため、この現象は Over Speed Protection Mode による影響ではなく、FCC が Pitch Wheel からの信号を感知出来ない状態であった事を示唆している。

事故機の Horizontal Stabilizer の動きを ADAS 記録により調査したところ、10:47:59 から 10:48:08 の 9 秒間および 10:48:17 から同 24 の 7 秒間は、作動中の FCC により駆動される RIB Elevator の舵角が中立点 ± 1.35 度を越えた状態が 3 秒を超えて継続していること。

以上の事から FCC が一時的に機能を阻害されたことは明白であり、Simulator において FCC の機能を停止させた状態で Flight Spoiler を展開した場合、事故機と酷似した機首上げ傾向が再現できたことから、10:48:23.5 に始まる最初の機首上げは、一時的に FCC の機能が阻害されたため、Horizontal Stabilizer の若干の機首上げ方向へのずれ、および急激な向い風成分の増加と Spoiler の展開による機首上げ傾向を Autopilot が修正することが出来なかったことにより発生したものと推定される。

2.4 AP の解除

AOM の記述によれば、MD-11 型機の AUTOPILOT は次の条件で、自動的に解除される。

Vertical G が $1 \pm 0.6 \sim 1 \pm 1.4G$ を超過。

Roll Rate が 10deg/sec を超過。

Bank Angle が 60° を超過。

Pilot の Override Control 等により各舵面の Position が Autopilot の Command によるものと差が出た。

以上の条件のうち、 と は当該飛行において発生していないので除外できる。

の条件によれば、機体にかかる G が 1.6G を超えると Autopilot の解除が発生するが、10:48:25 と 10:48:26 の間で 1.6G を超えており、飛行記録と Autopilot が外れる条件が一致する。従って当該機の Autopilot は、過大な G が原因で解除された可能性も考えられるが、その場合には CFDS に Autopilot 解除の理由として“PACO”という記録が残ることになるが JL706 便の CFDS には“E-CRM”が記録されていたので、G の超過による解除ではなかった。

で記述されている解除条件は E-CRM 機能と呼ばれるもので、Autopilot の作動をモニターし、故障発生時に Autopilot を解除する機能である。Elevator が FCC からの操舵指示と 4 度以上異なる位置に一定時間（変位量×時間 4 度・秒で最小 2/3 秒）以上変位した際に Autopilot を解除する機能であるため、Autopilot 使用中に操縦桿を強い力でオーバーライドすると FCC の指示から強制的に Elevator を乖離させることになり、故障記録に“CRM”という表示が残ると推定される。しかし JL706 便の機長はオーバーライド操作を行っていないと証言していることや、JL706 便の飛行記録のように有意な力が加わって後 2 ないし 3 秒で Autopilot が解除する場合は、CRM ではなく G 制限を越えることによる PACO となることから、JL706 便の Autopilot 解除原因はオーバーライド操作による CRM の作動ではなかった。

JL706 便において事故発生当時 FCC-2 が正常に機能していなかったことから、FCC 内の Continuous BIT 機能が Input Data、CPU、Memory、D/A & A/D Converters、ARINC、AC/DC Power Supplies、LVDT & Synchro、Output Discrete、Time Magnitude Monitor、CWS 等の状態のいずれかに異常を感知し、Elevator 作動装置（PCU）内の Hydro Supply Solenoid Shutoff Valve を閉じたために PCU 内の Control Valve が油圧による作動を停止して Elevator Actuator が FCC の指示に追従できなくなり、FCC からの操舵信号と Elevator の実際の角度との間に一定以上の差が発生して CRM 機能により Autopilot が解除したものと推定される。（添付 7 1）

2.5 機首の上下動

MD-11 に使用されている Super-Critical 翼型は、飛行状態の変化による風圧中心の移動が比較的大きいという特徴があり、Spoiler の展開や速度増加による衝撃波の発生、あるいは急激な迎え角の変化による翼上面の気流の剥離等により、風圧中心の移動によるピッチモーメントの変化も大きい。

MD-11 型機の Inboard Spoiler は主翼付け根付近に位置しており、更に開く角度も Outboard と同じく 30 度まで全開する機構であるため、気流の状態や飛行姿勢によっては Spoiler 後流が水平尾翼に影響を与えると考えられ、このような乱流に Elevator がさらされた場合は

Elevator の効果が著しく減少するため、機体の制御が困難になる可能性がある。

JL706 便の 5 回の機首振動を PIO (Pilot Induced Oscillation) と理解する意見があるが、PIO は操縦桿操作による機体の反応を Pilot が認知してその修正を行う際に発生するとされている。つまり Pilot が操縦系統の Loop の中であって機体姿勢を認知し、その変化を打ち消す操舵を行う際に修正量が大きすぎる時に発生する。

JL706 便の場合、日没後で地上付近は雲に覆われており、大きな G 変化を受けたこともあって機長は外部の目標や計器を確認することが出来ず、機体姿勢を認識出来なかったため修正操作を行なうことは不可能であり、PIO とはなり得ない。

一方、LSAS の Pitch Rate Damper は手動操縦時は常に操縦系統の Loop 内であって文字どおり Pitch Rate を感知して G を緩和するが、Autopilot が解除した直後からの Pitch 変化と Elevator の動きを詳細に見ると、Pitch Rate が機首下げ方向に極大になっている 10:48:27 ~ 28 秒、同 30 ~ 31 秒、同 34 秒頃、同 37 秒頃の直後に機首上げ方向に駆動され、同じく Pitch Rate が機首上げ方向に極大となっている 10:48:29、同 32 秒、同 35 秒の直後に機首下げ方向に駆動されていることを見れば、この時の Elevator の動きは Pitch Rate Damper の機能によるものであることが強く推定される。

つまり、急激なピッチアップの途中で AP-2 が OFF となり、その時点で手動操縦時に働く LSAS が作動を開始し、Pitch Rate Damper が急激な Pitch 変化を検知して Pitch Rate を制御すべく Elevator を操作した。

本来であれば Pitch Rate Damper の機能により機首振動は抑制されるはずであるが、Pitch の変動中は水平尾翼全体が Spoiler の後流 (乱流) の中に入りし、乱流内では Elevator は空力的な効果を現さなかった。Pitch が上がって水平尾翼全体が乱流の下方に抜けると、定常流の中に入って Elevator 効果が回復して機首が下がり始め、再び水平尾翼が乱流の中に入って空力的な効果が失われたことで、Spoiler 等による機首上げモーメントの影響、あるいは水平尾翼が乱流の上に出たために、Pitch Rate Damper 機能によって機首上げ方向に取られていた Elevator の効果により再び機首上げに至ったものと推定される。

10:48:38 から 41 秒にかけての 5 回目の Pitch 変化の様子が明らかに前 4 回の Pitch 変化とは異なっていることから、4 回の機首振動の後、10:48:37 以降 Spoiler が閉じられたためそれに起因する乱流と機首上げモーメントが消滅し、水平尾翼に空力的な効果が回復して機体は操縦性を取り戻したことが推定できる。

2.6 客室におけるシートベルト着用規定

航行中のベルトサイン点灯時には客室乗務員は即座に着席し、機内アナウンスでベルト着用の徹底を図るという規定は、客室乗務員にも運航乗務員と同じ内容の規定が定められていた。しかしながら、客室本部が現場乗員への説明のために発行した機内サービス速報別冊 123 号では、「最小限の安全措置を講じて着席することを原則とします。しかし、巡航中にあらかじめ揺れまでの余裕時間が連絡された時や、着陸時はコース上に揺れが予想されることが連絡されない限りは、これまでどおり目視により直接お客様の座席ベルト着用を確認します」との説明がなされており、ベルトサインが点灯した後も機長が離席を許可したかのような例

をあげて説明されているため、誤解を招きやすい表現となっていた。

また、事前に揺れの予告があったうえでベルトサインが点灯された場合と、飛行中に突然ベルトサインが点灯した場合との区別が明確ではなかった。

客室本部で増収策として行なわれていた機内販売は、路線毎に売上目標額が設定され、売上成績が客室乗務員のグループ毎に販売額と目標達成率のグラフで表示され、成績上位グループには報奨金が支給され上位グループに所属している者から上位職への昇格が行なわれるなどの実態があり、客室乗務員にとって「機内販売」がもっとも重要と感じる風潮が醸成されていた。

また、乗客からサービス等に関するクレームが寄せられた場合、たとえベルトサイン点灯によって十分なサービスが出来なかったというような状況であっても、書面や上司との面接による詳細説明が求められるなど、客室乗務員が精神的負担を感じるような対応がなされていた。

客室乗務員に対するこのような上司や組織の対応は、客室乗務員が機長の安全指示に従うよりも無理を承知で機内販売やサービスを行なうという行動を取らせる要因であったことが推定される。

2.7 救急体制等

当該航空機から“機側”に救急車の手配を依頼されたにもかかわらず、救急車は飛行場外で待機していた点は、負傷者の搬送時間に影響を与えたと考えられる。

頭部に重傷を負った乗務員の搬出に49分を要した点は、その後の医療活動に影響を与えたと考えられる。

3、結論

3.1 負傷者の発生

JL706 便が降下中、機体の揺れに遭遇して負傷者が発生したのは、予想された揺れに対して機長が行なった安全指示が守られず、座席ベルトを適切に着用していなかったことが原因と推定される。

特に客室乗務員の全てが座席ベルトを着用せず、通常の業務を継続していたことは、客室本部内においてグループ毎の機内販売成績が報奨金や個人の人事考課に影響する施策が行なわれていたことや、ベルトサイン点灯中に客室乗務員が機長の指示どおりに着席した事によりサービスが行なえなかったような場合でも、乗客が望むようなサービスが行なわれなかったというような苦情があれば、客室本部内ではそのことに対して客室乗務員に書面や事情聴取により詳細報告を求めるなど、負担を感じるような対処を行っていたことにより、客室乗務員が機長の安全指示に従うよりも機内販売や乗客の希望に添ったサービスを重視するという、機長の指示や規定を軽視する風潮が醸成されていたことが背景にあると推定される。

社内の最高規程である Operations Manual には、飛行中のベルトサイン点灯時は直ちに所定の座席に着席し、座席ベルトを着用することが規定されており、その内容は客室乗務員用のマニュアルにも記載されていた。一方、客室本部が現場乗員への説明のために配布した情報誌には、ベルトサイン点灯時に「ギャレーの危険物の収納やサービス中のカートの収納など、最小限の安全措置を講じた上で着席する」との記載もあり、予告された揺れに対して予告時間までに準備を整え、ベルトサイン点灯と同時に直ちに着席することを明確に求める表現にはなっていなかった。そのため、予告無しベルトサインの点灯と予告済みのベルトサイン点灯が混同され、ベルトサイン点灯が“予告”された場合、客室乗務員は当然機長の安全指示に従って着席し、ベルトを着用するという運航本部内での統一した認識を、客室本部内では理解・整理されていなかった可能性も考えられる。

3.2 機体の動揺

降下中の速度増加に続く異常な姿勢変化は、以下の原因が複合的に作用したものと推定される。

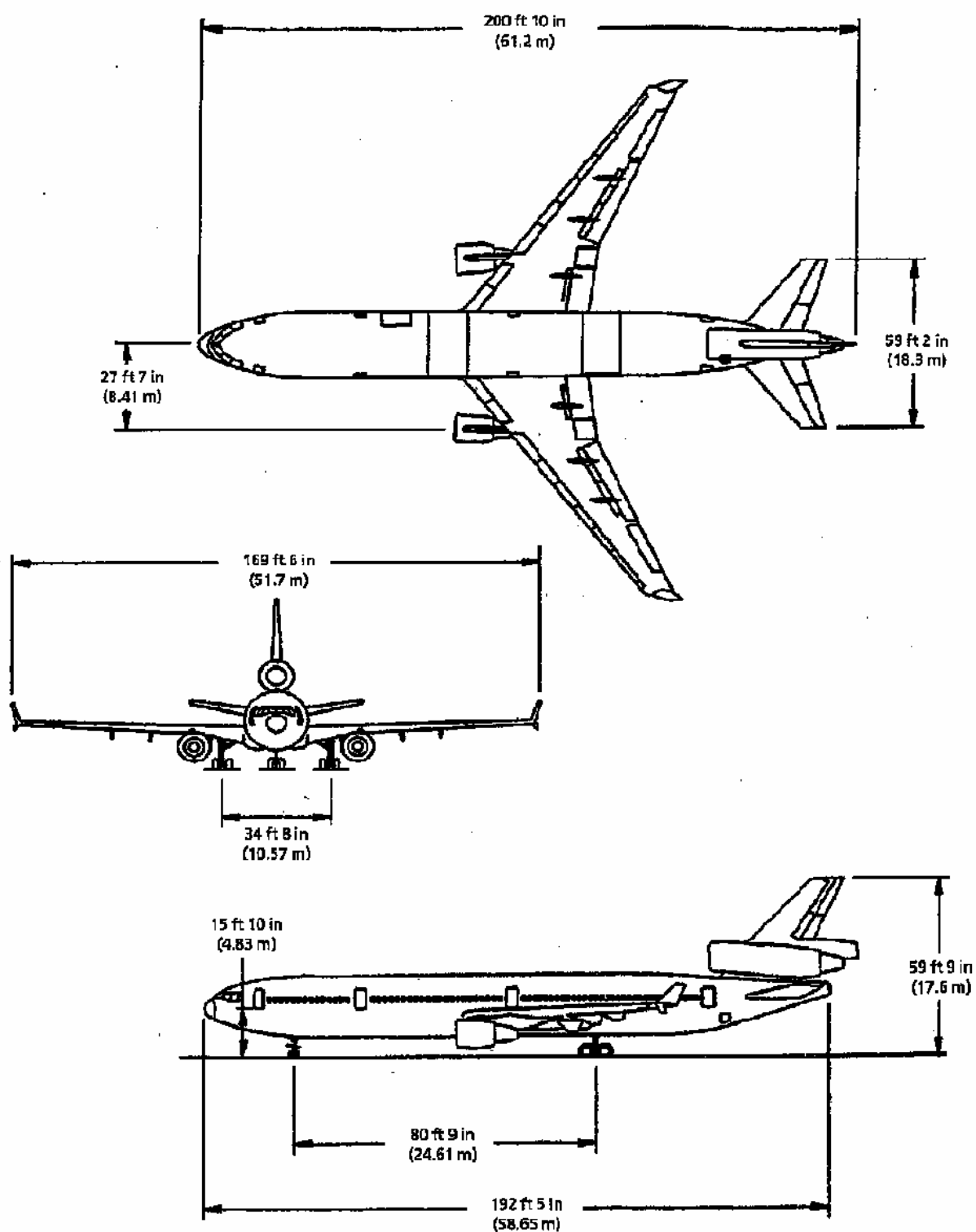
- 1) 350kt で定常降下中は機体の Pitch は -3° で安定していたが、10:47:58 頃から気流の変化により対気速度が減少したため、Autopilot は Pitch を約 -4.5° に下げることによって設定速度を維持しようとした。この機首下げにより対気速度は 10:48:07 頃に減少が止まり、その後、増加し始めた。速度の回復に合わせて Autopilot は元の Pitch である -3° に戻そうと徐々に機首を上げているが、その途中の 10:48:13 頃から追い風成分が急減したため対気速度は急増した。
- 2) この対気速度の急増に対して、Autopilot が機首角度を制御することによって機速の増加を抑えることができなかったのは、以下の理由により Autopilot が対気速度の増加に適切に対処できなかったことによる。
 - ・ MD-11 の G-Control 機能により迅速に機首上げを行なう事が出来なかったこと。

- ・ Autopilot が速度のデータとしてフィルター処理された対気速度を使用する機構となっていたため、実際の対気速度が設定速度を超えて急増しても、フィルター処理された速度は実際の速度よりもかなり低い値となっており、Autopilot による適切な機首上げが出来なかったこと。
 - ・ 逆転層に伴い、気温、風向、風速など大気の状態が複雑に変化したため、FCC が間欠的に機能を阻害されて Autopilot が正常に作動出来ない状態にあったこと。
- 3) 速度が急増した時、Autopilot が Pitch Wheel の操作に反応しなかったのは、逆転層にともなう大気の状態により、FCC に一時的な機能障害が発生したことによる。
 - 4) 10:48:23.5 から始まる最初の機首上げが発生したのは、Horizontal Stabilizer がやや機首上げ方向に変位した位置にあったこと、Spoiler の展開、および対気速度増加等により発生した機首上げモーメントを、10:48:00 頃からの大気状態の変化によって FCC が機能障害を起こしていたために Autopilot は機首上げを抑制することができなかった事による。
 - 5) Autopilot が解除したのは、FCC が一時的に機能障害を来したことで、Elevator PCU をコントロールする油圧が遮断されて Elevator が正常に作動出来ない状態となり、FCC からの操舵信号と Elevator の角度に一定以上の差が生じたため、E-CRM 機能が作動したことによる。
 - 6) 最初の機首上げに続いて 5 回の機首振動が発生したことは、操縦桿を保持しようとした機長の上体が機体の動きによって揺り動かされ、結果的に操縦桿を一定の位置に保持できなかったことや、Autopilot が解除して手動操縦となった際に LSAS の Pitch Rate Damper 機能が G の増加を抑える方向に Elevator を動かしたこと、および Spoiler により惹起された乱流に尾翼が出入りして Elevator の効果が著しく変化し、乱流内では Elevator が Pitch 変化を制御できなかった事による。
 - 7) 10:48:40 頃から機体姿勢が安定したのは、Spoiler を閉じたことにより Spoiler 後流が消滅して Elevator 効果が復元し操縦性が回復したこと、および不安定層から脱して徐々に気流が安定したために乗員が機体姿勢を認識できたことによる。

添付資料

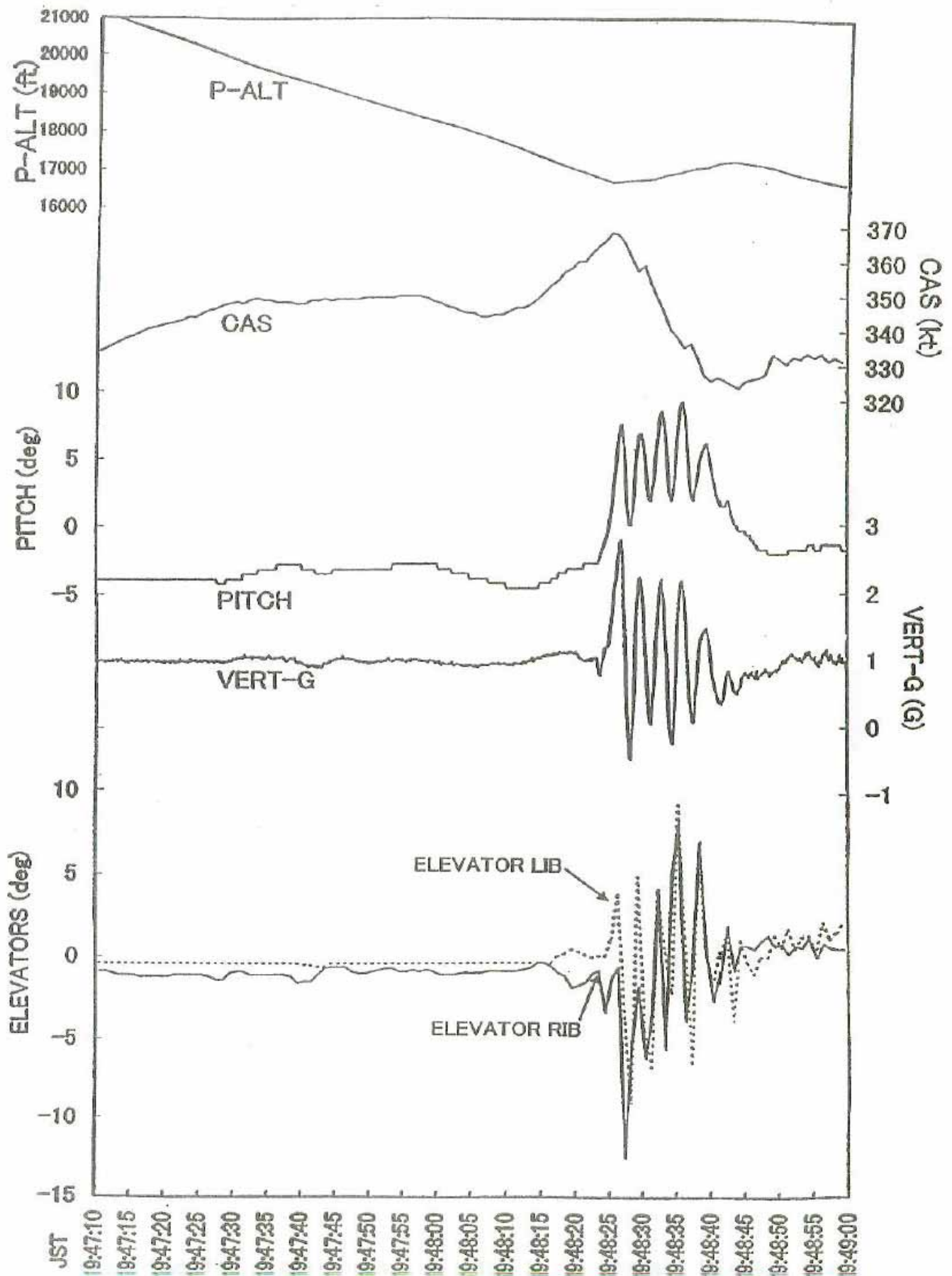
添付 1	MD 11 3 面図
添付 2 1	DFDR (事故調査報告書より抜粋)
添付 2 2	DFDR (事故調査報告書より抜粋)
添付 2 3	ADAS (日乗連作成)
添付 2 4	ADAS (日乗連作成)
添付 3 1	エマグラム潮岬
添付 3 2	エマグラム浜松
添付 3 3	エマグラム館野
添付 3 4	エマグラム輪島
添付 3 5	大気断面図
添付 4	Stick Force Per G / Elevator Responce
添付 5	オーバーライド操作による AP OFF までの時間と原因
添付 6	FCC の一時的機能障害
添付 7 1	FCC Diagram
添付 7 2	FCC BIT Logic
添付 7 3	Elevator PCU
添付 8	客室本部セールスターゲット

諸元および性能

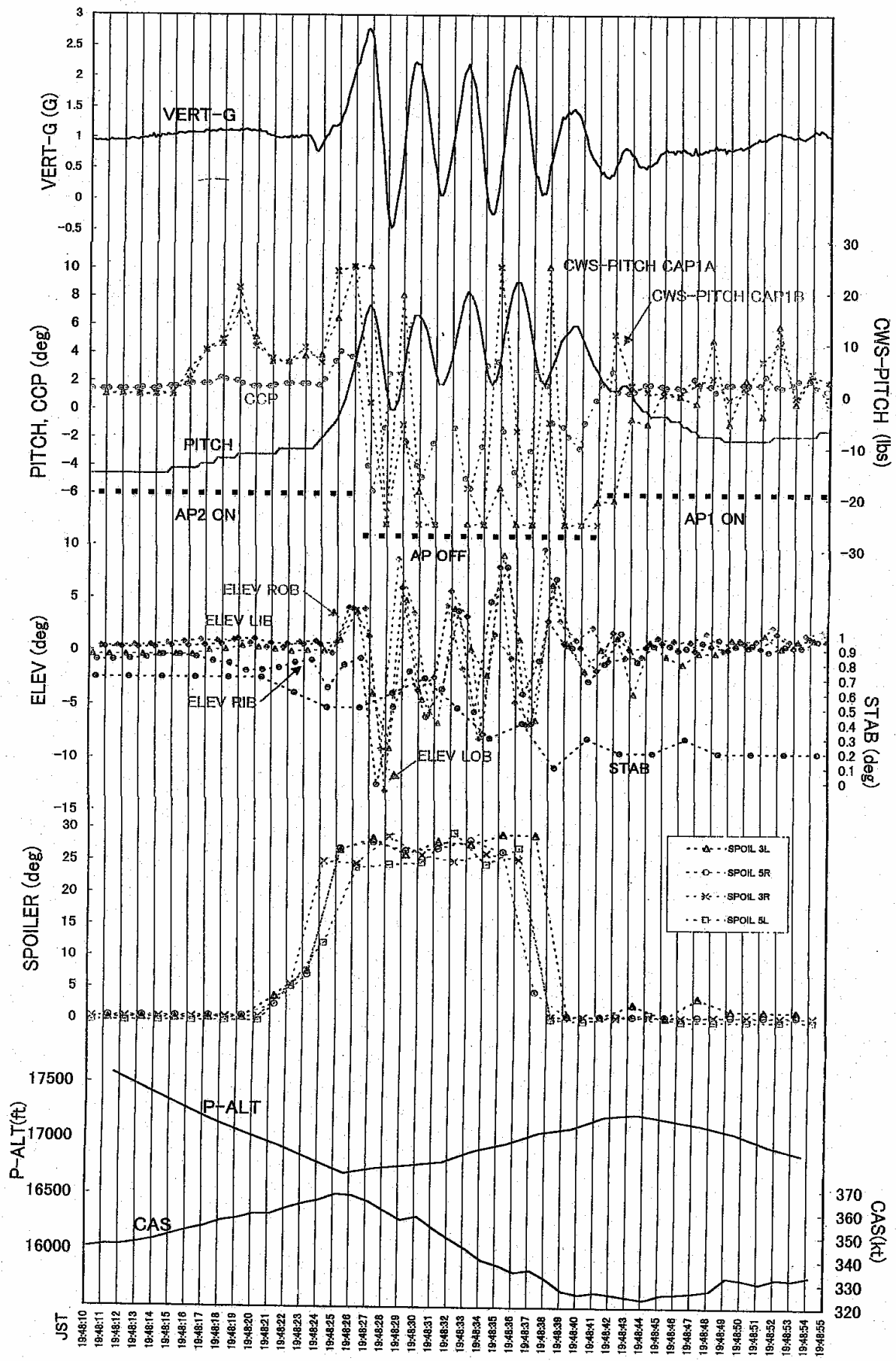


MD-11 の Dimension

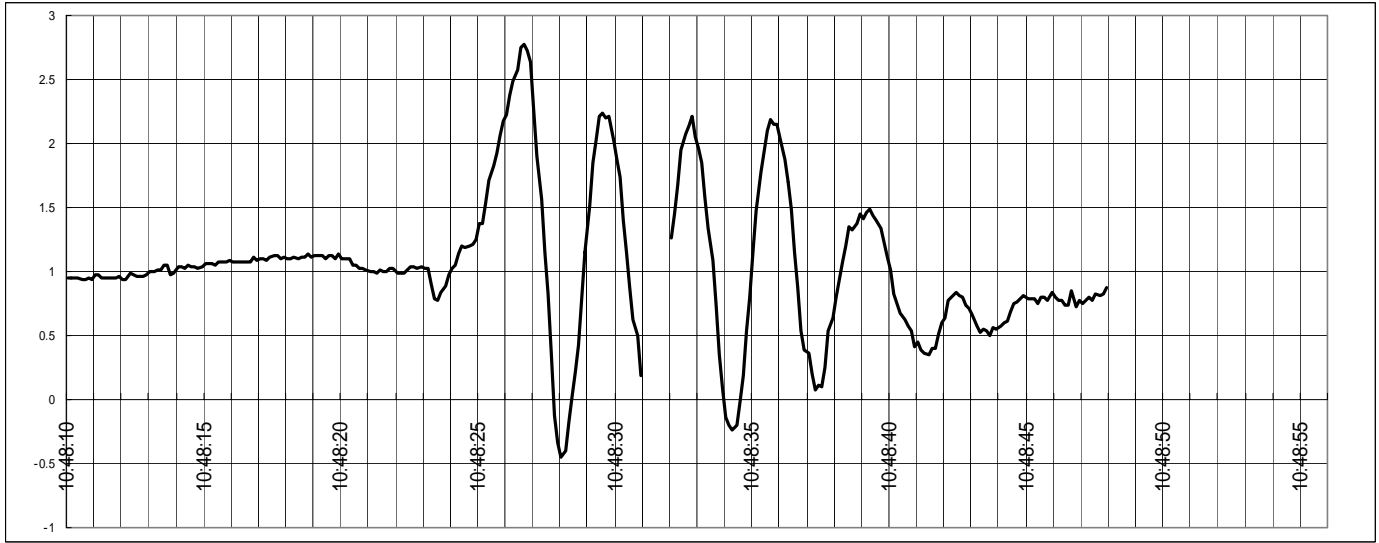
DFDR Records (事故調査委員会報告書より抜粋)



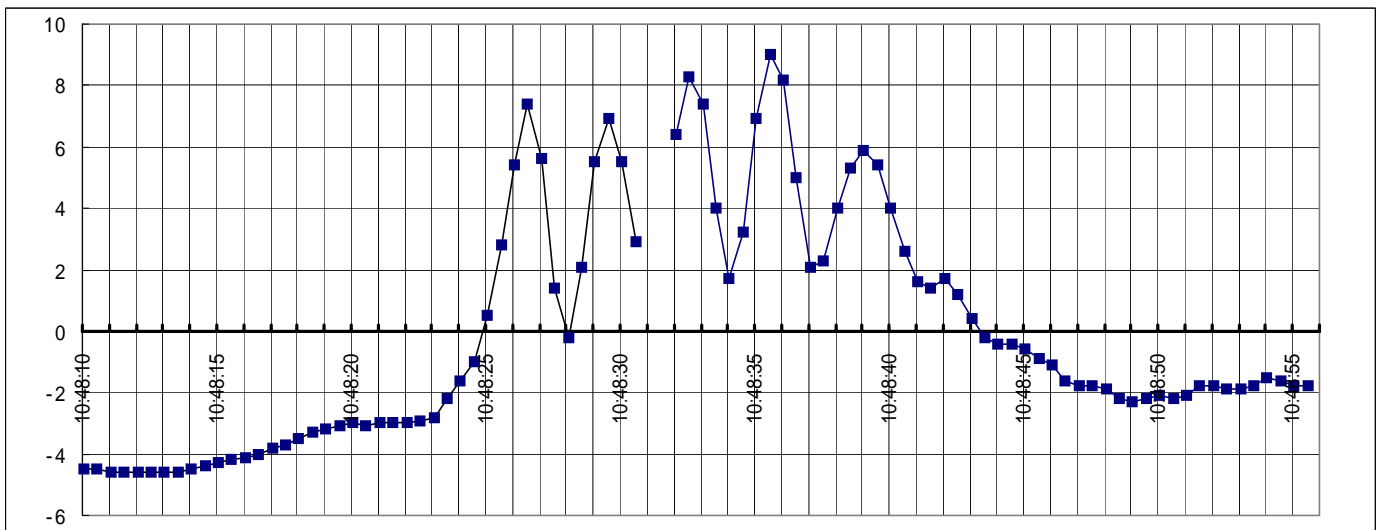
DFDR & ADAS Records (事故調査委員会報告書より抜粋)



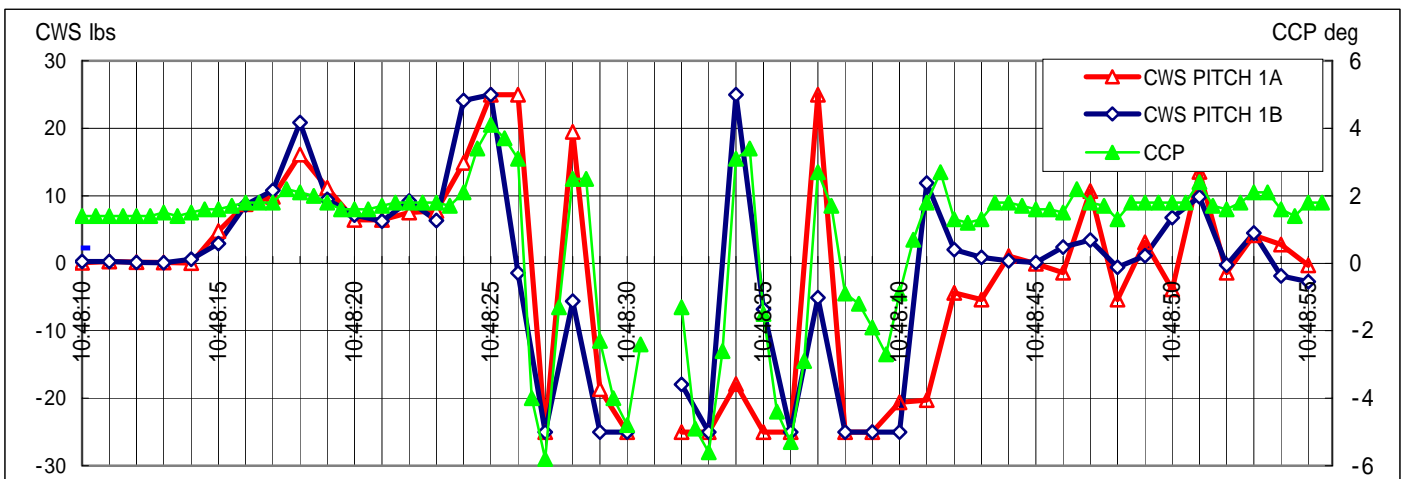
Vertical G



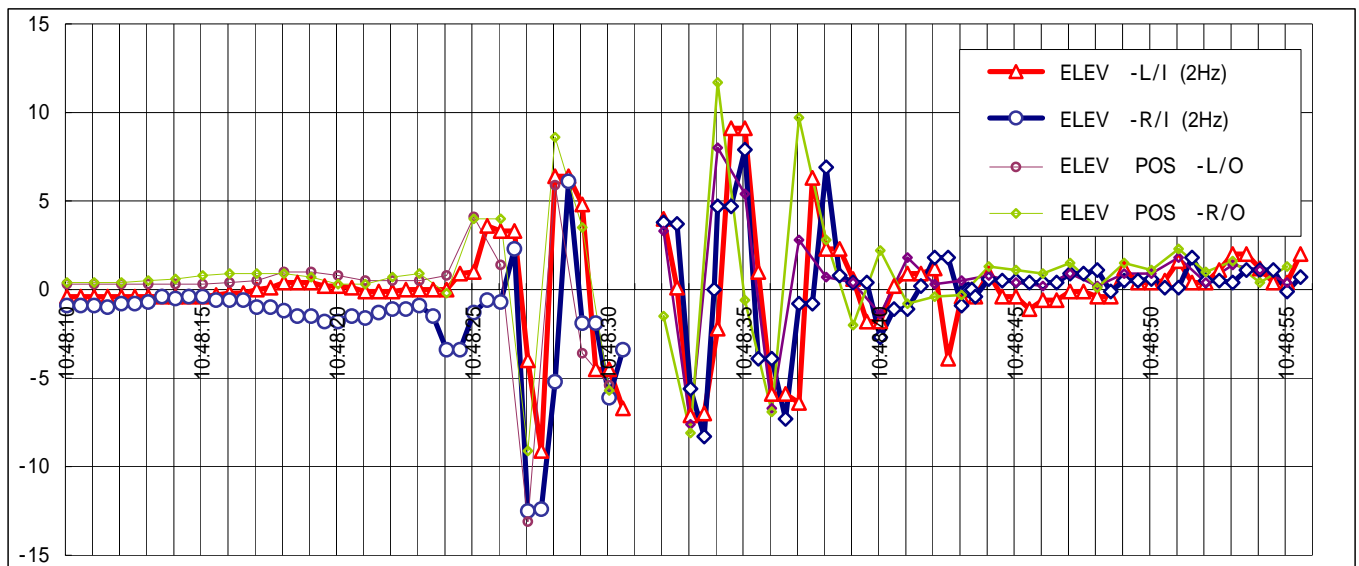
Pitch



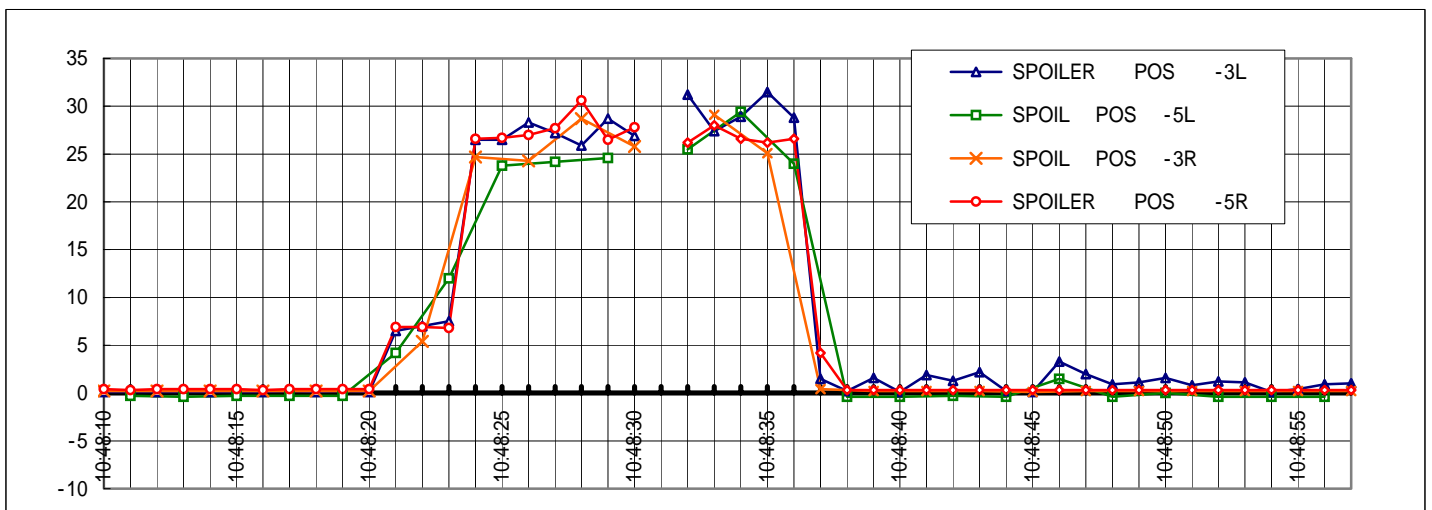
CWS P, CCP



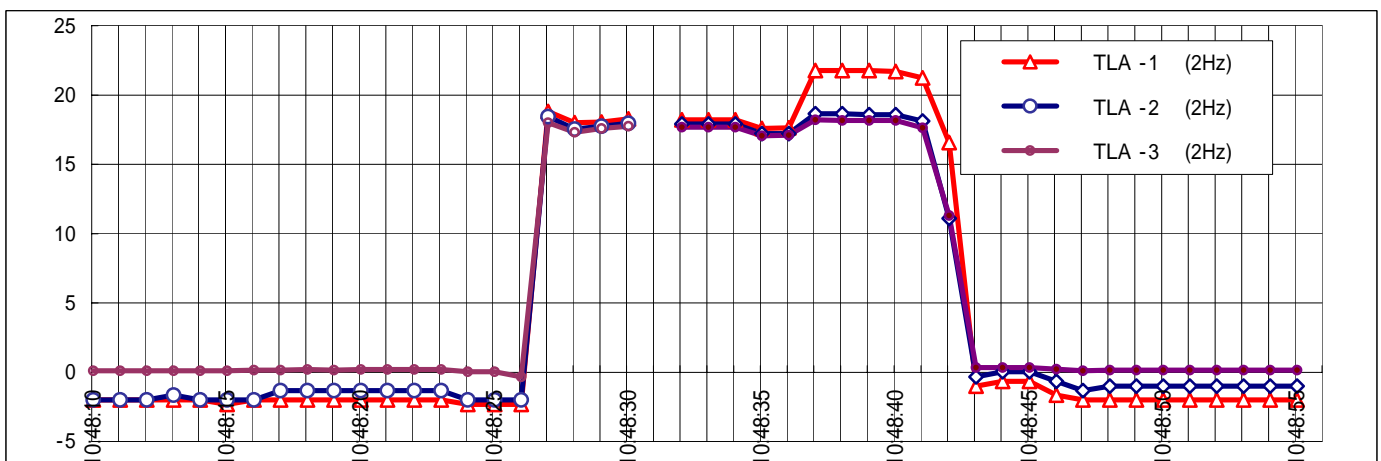
Elevator



Spoiler



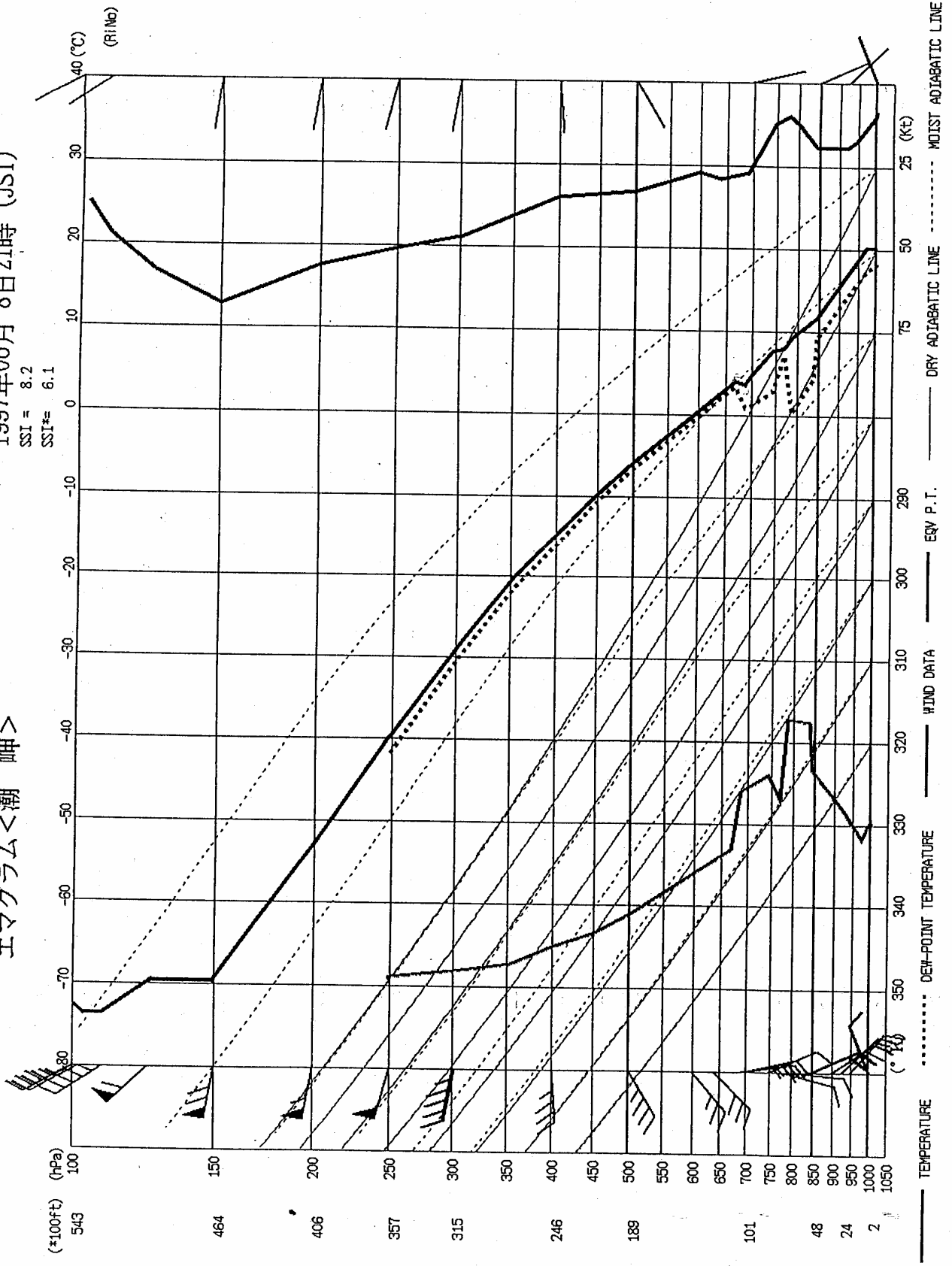
Throttle Lever Angle



1997年06月 8日21時 (JST)

SSI = 8.2
SSI* = 6.1

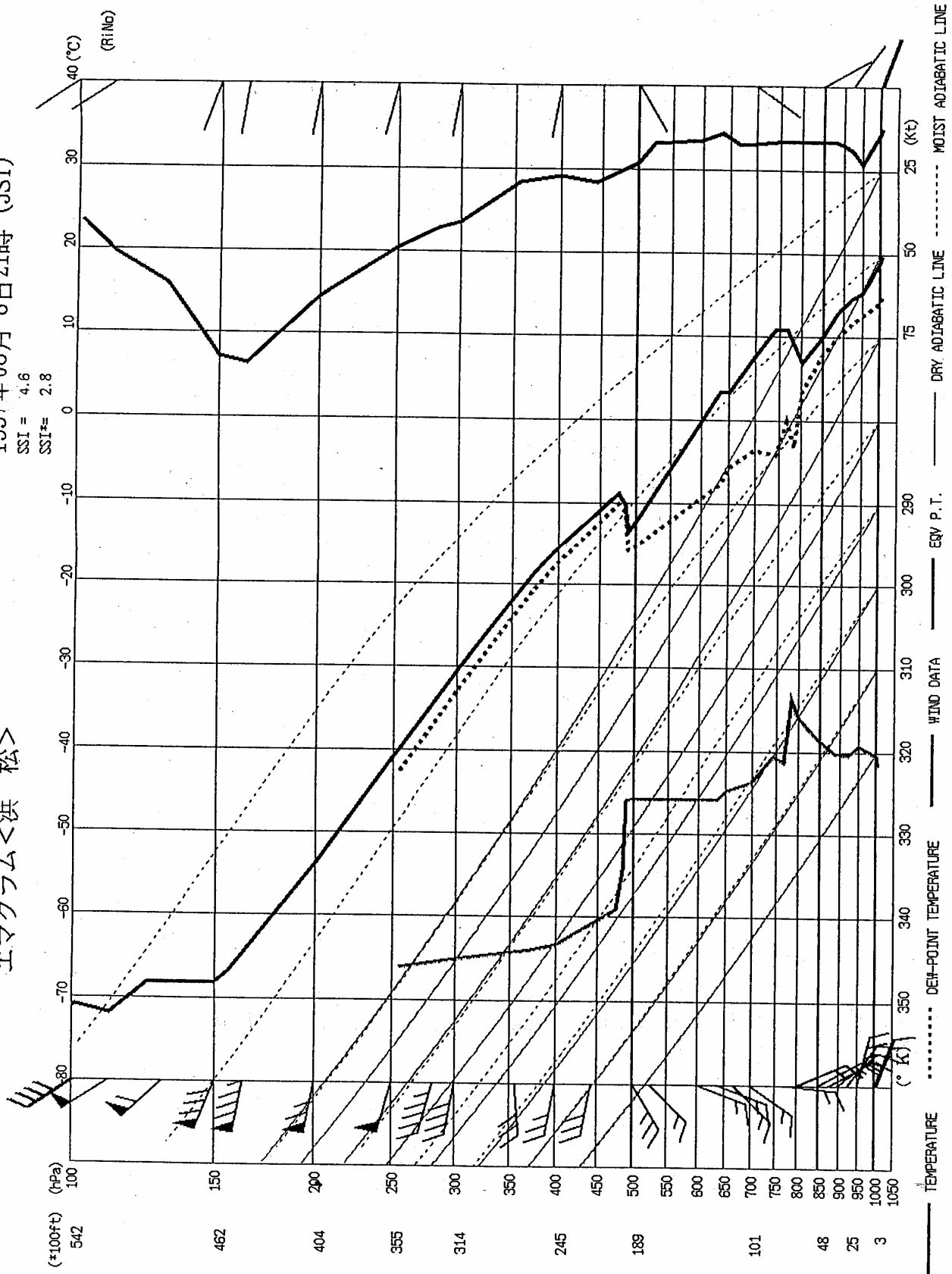
エマグラム<朝 岬>



1997年06月 8日21時 (JST)

SSI = 4.6
SSI# = 2.8

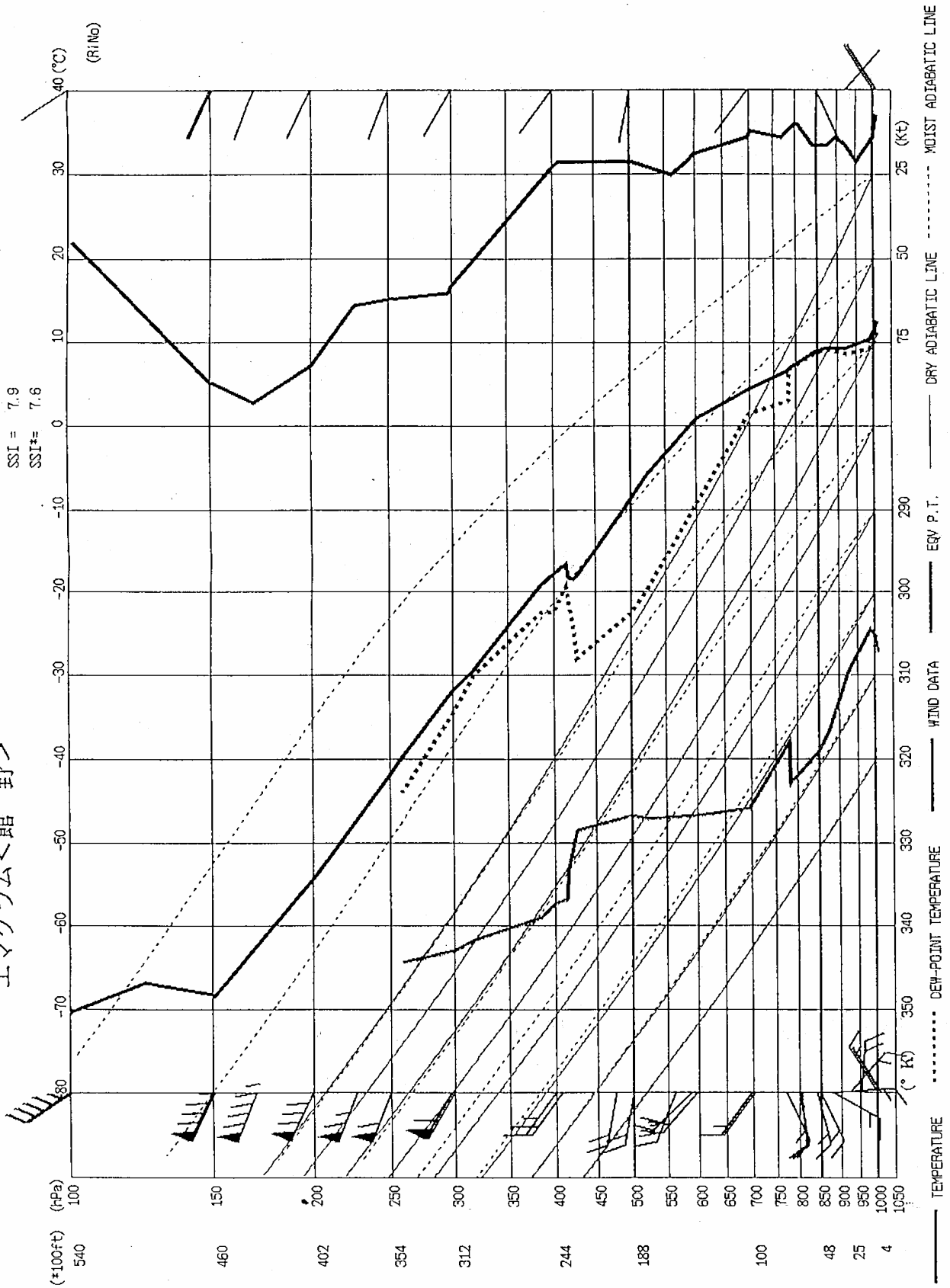
エマグラム<浜松>



1997年06月08日21時 (JST)

SSI = 7.9
SSI* = 7.6

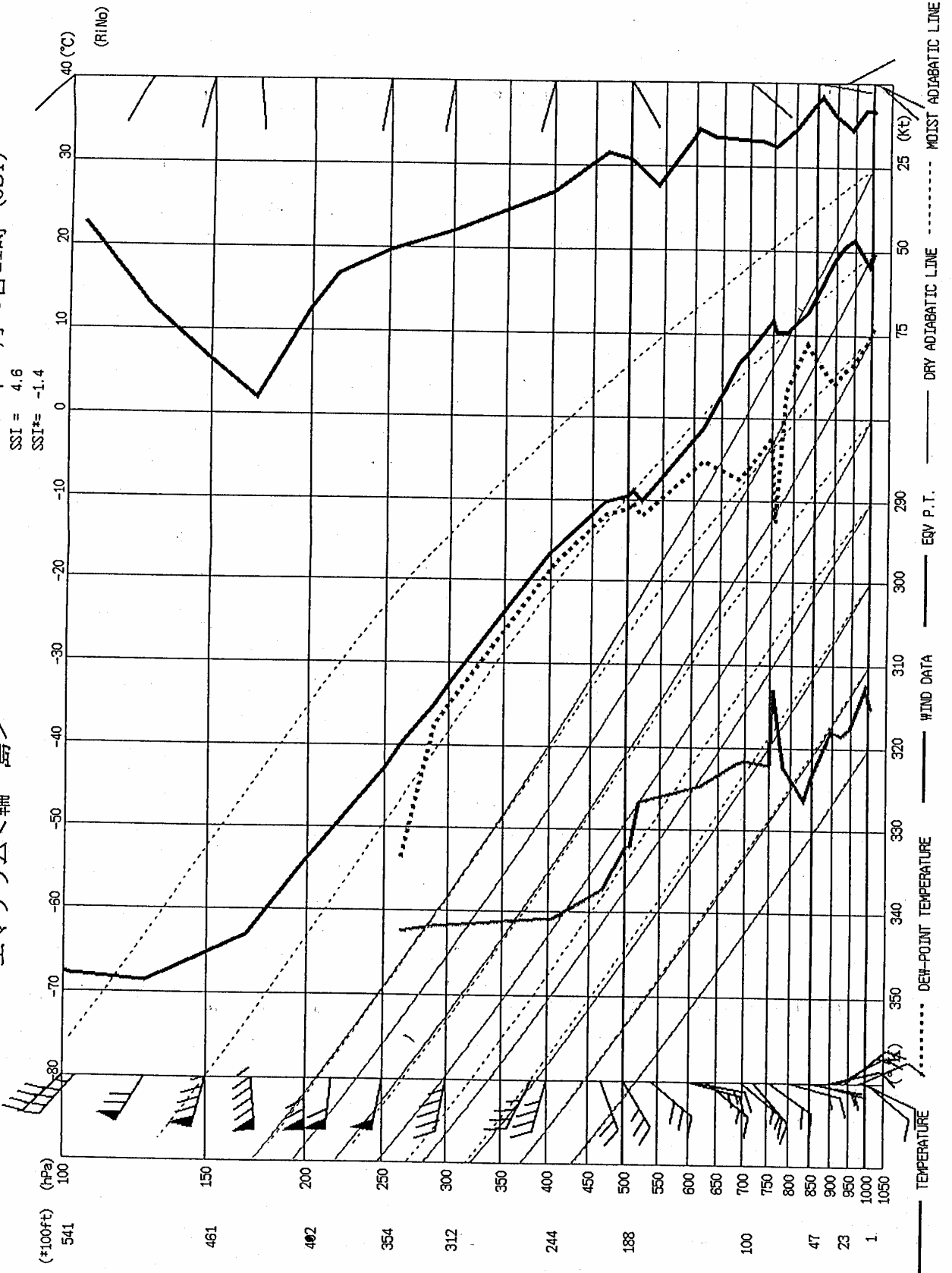
エマグラム<館野>



1997年06月 8日21時 (JST)

SSI = 4.6
SSI# = -1.4

エマグラム<輪 島>



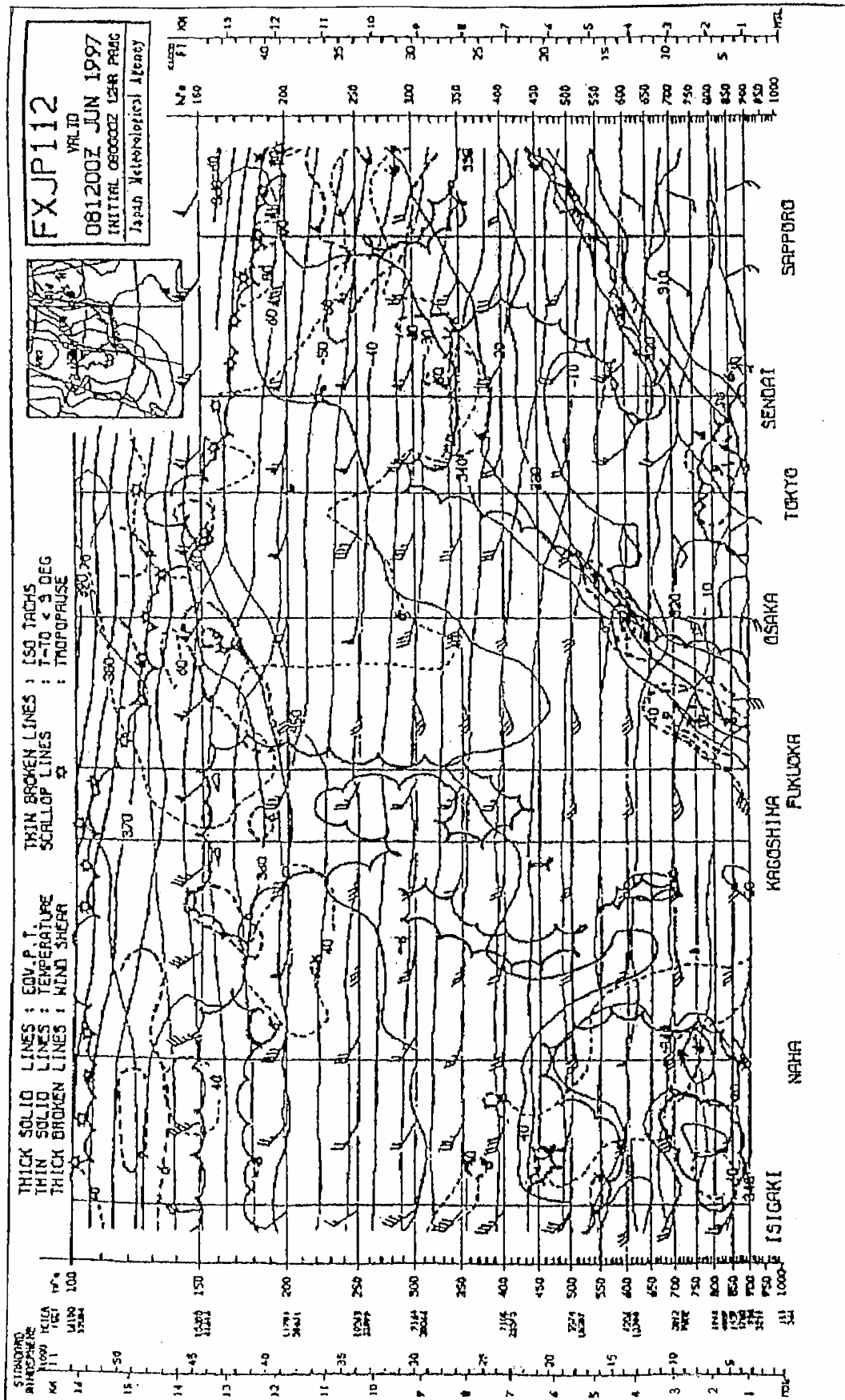


Fig.1 Pitch 軸の操縦安定特性比較の一例

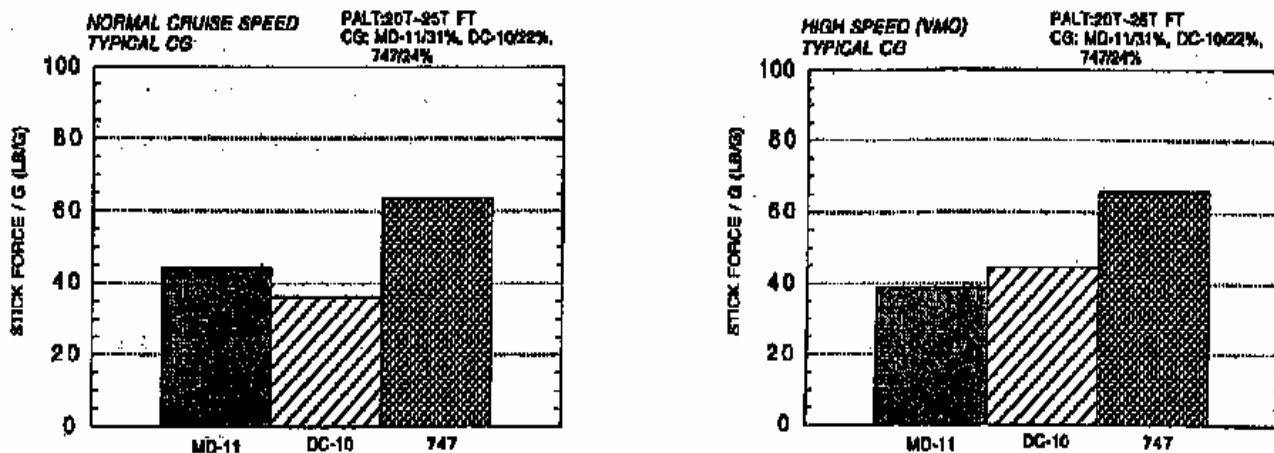
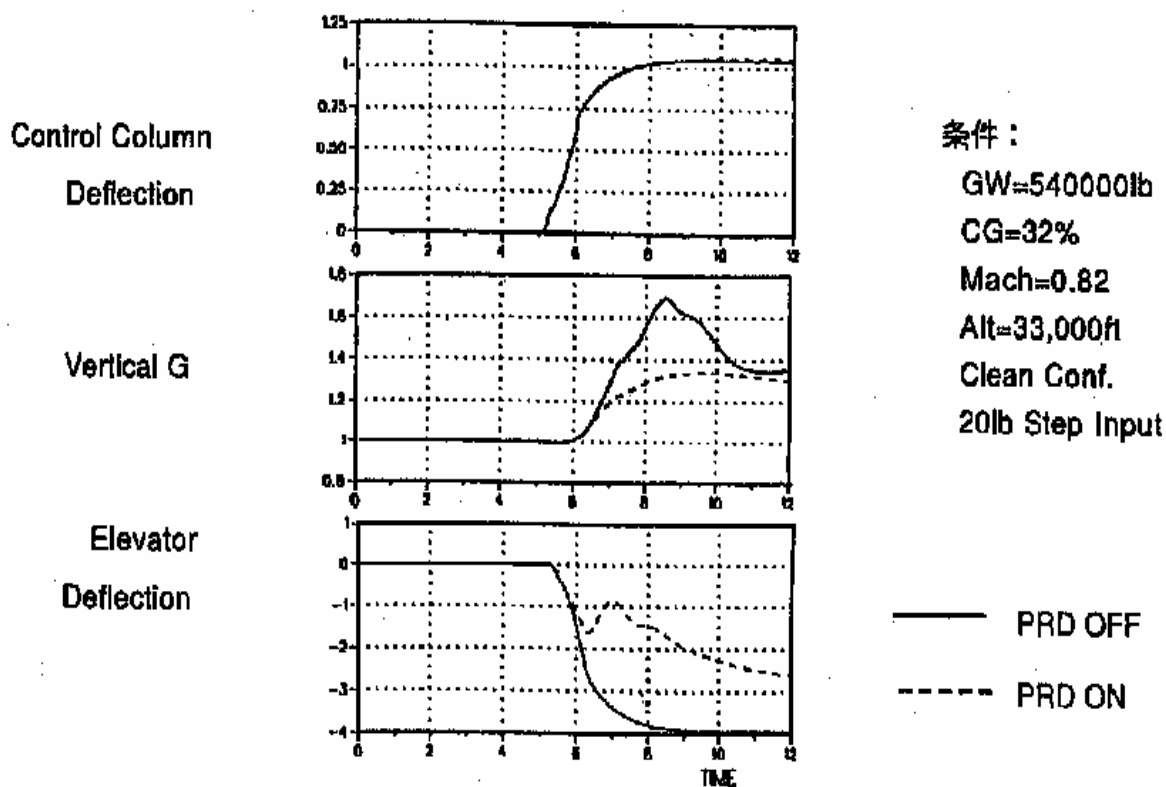
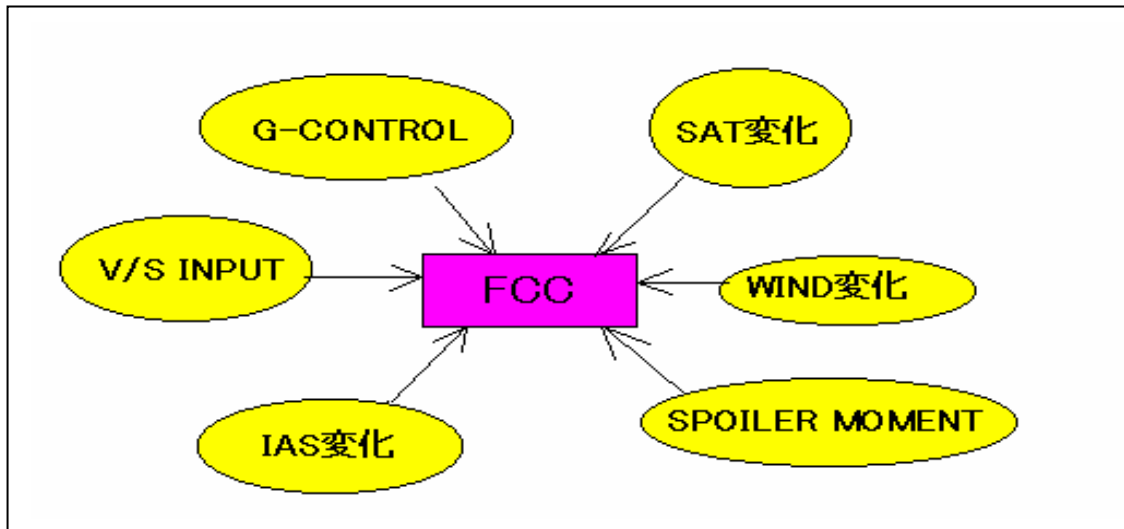


Fig.2 Response to 20lb Stick Force Input

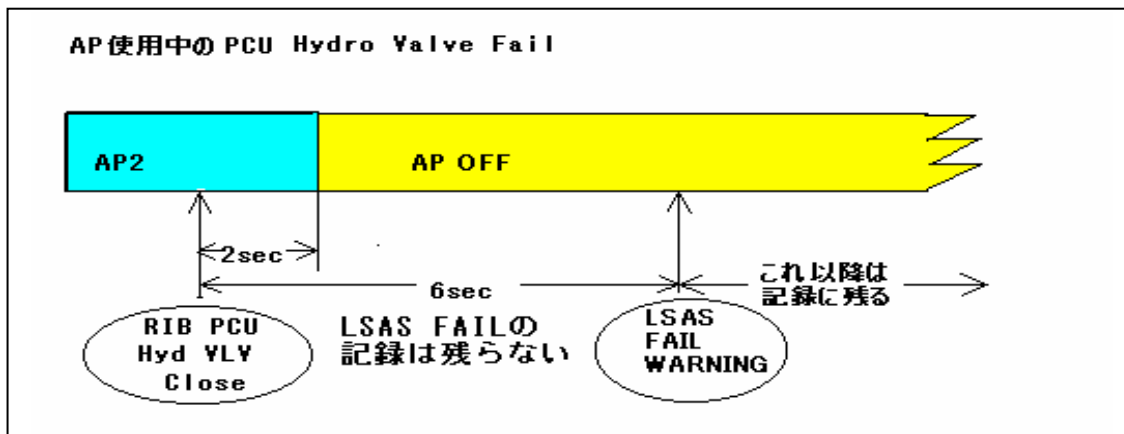


オーバーライド操作による AP OFF までの時間と原因

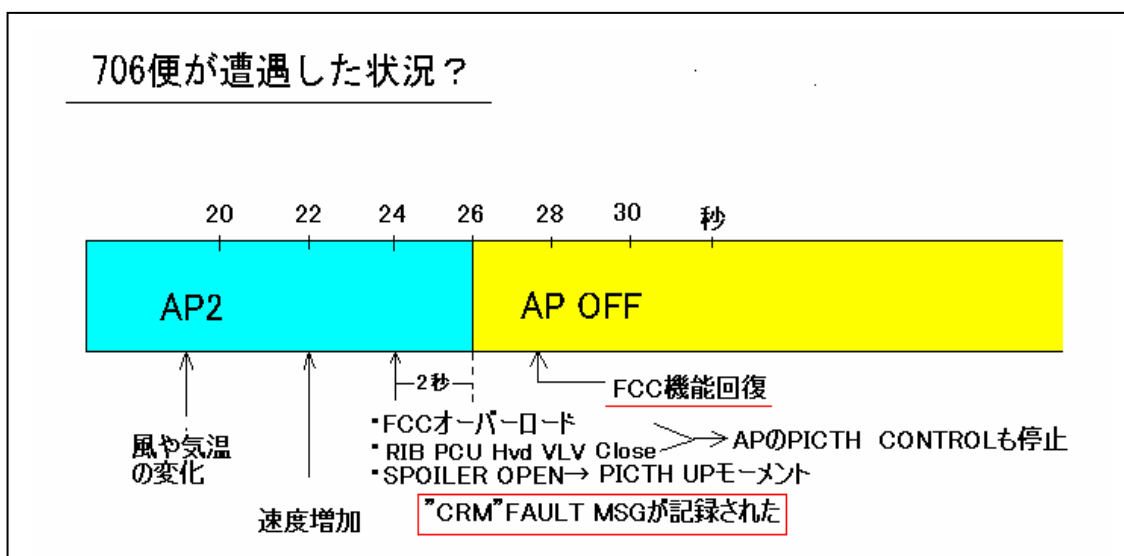
PACO (G)	AP OFF までの時間 (秒)	CRM
	0	
	1	
	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	

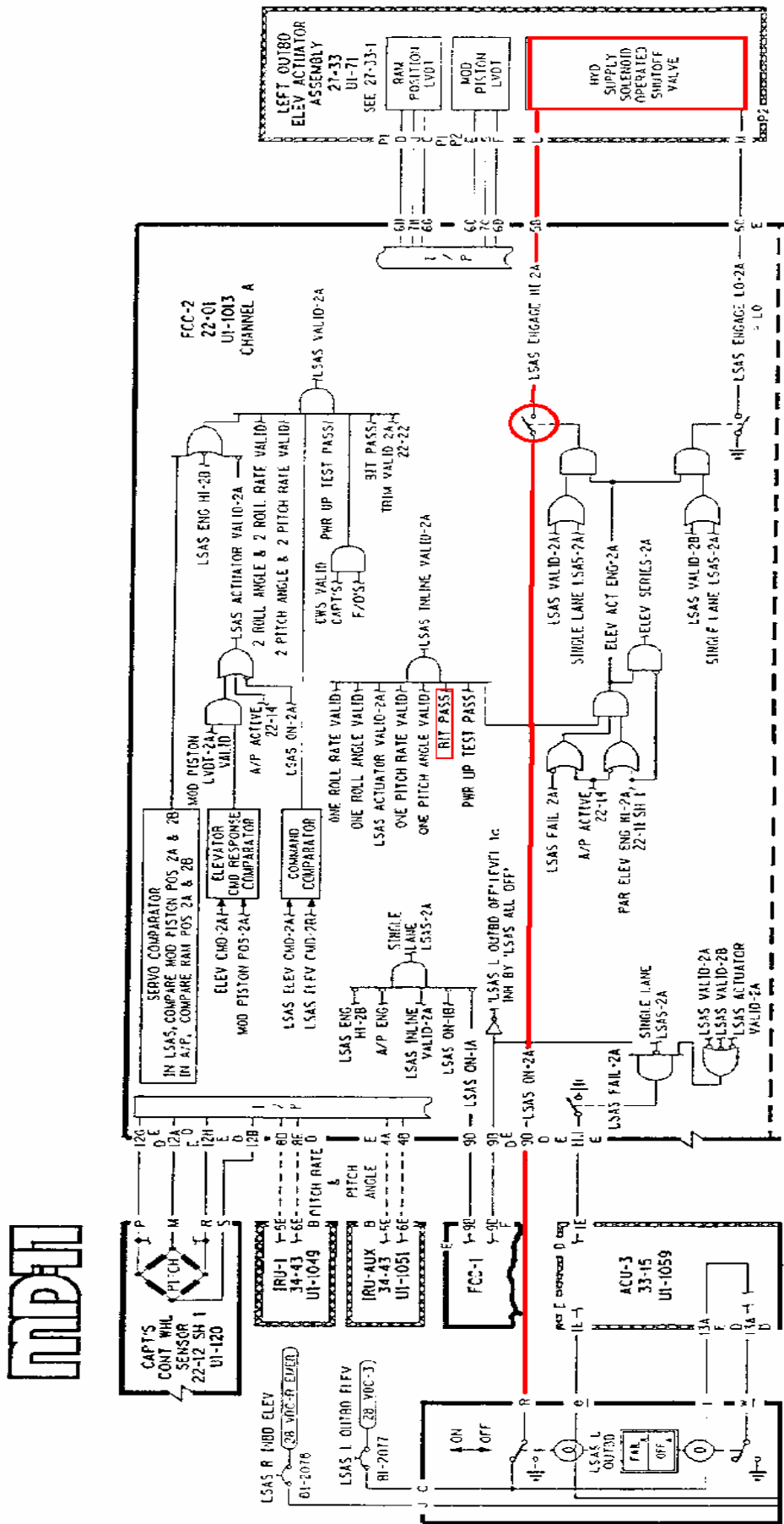


JL706 便は非常に複雑な気流の変化を受けた



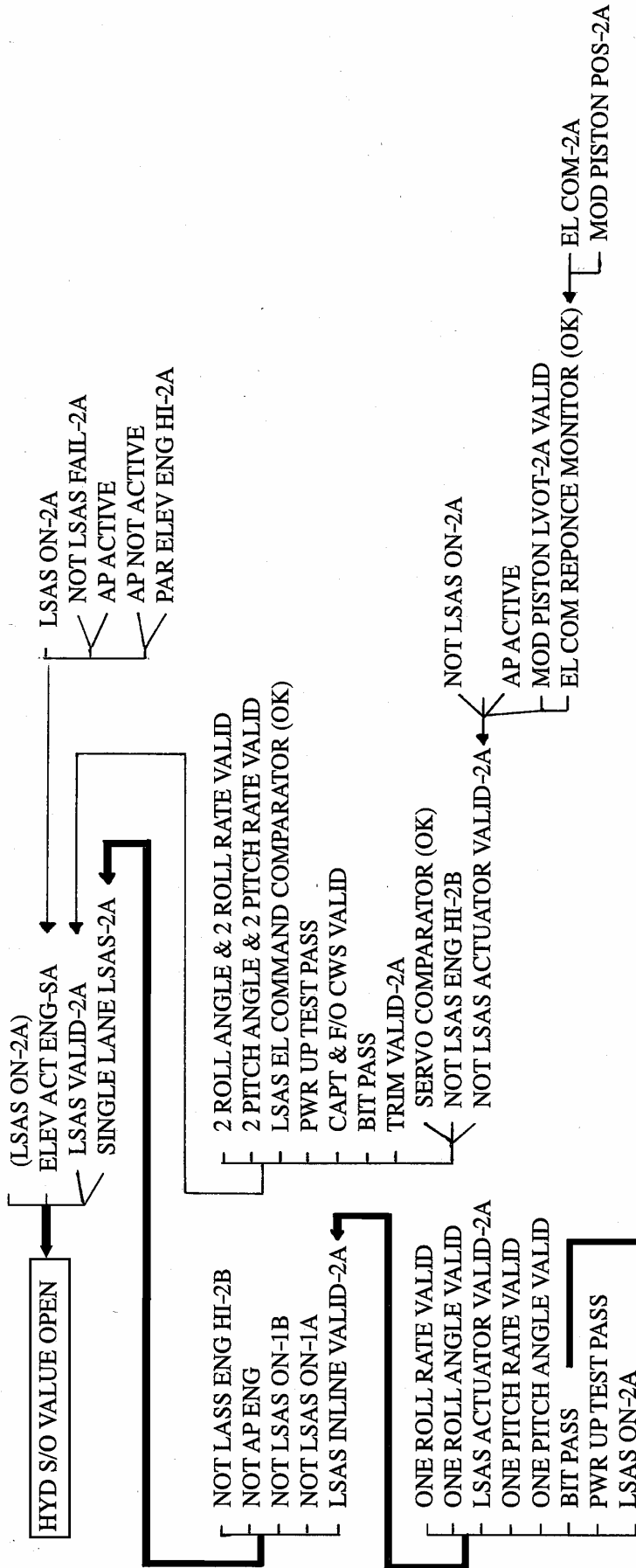
FCC に異常が起きると PCU の Hydro Valve が Close し
約 2 秒後に Autopilot は CRM 機能により解除する





注) この図はLOB Elevatorのものであるが、他のElevatorも同じSystemとなっている

LSAS ENGAGE/DISENGAGE



- INPUT DATA, CPU, MEMORY
- D/A & A/D CONVERTERS
- ARINC
- AC/DC PWR SUPPLIES
- LVDT & SYNCHRO
- OUTPUT DISCRETES
- TIME MAGNITUDE PONITOR
- CWS

FCC内のBIT機能は、このBOXの中の要素を常にMonitorしており、異常が発生するとElevator PCUのHydro Shutoff Valveへの電源を遮断する。そのため、PCUをControlする油圧が断たれ、ElevatorはFCCの指示通りに作動しなくなる。

2003年度 セールターゲット目標額(1区間/1人)

HNL線	往路	復路	中国線	往路	復路
NRTHNL	10,000	32,000	NRTPEK	9,000	14,000
KIXHNL	8,000	31,000	KIXPEK	13,000	22,000
米州線	往路	復路	NGOPEK	6,000	8,000
NRTLAX	15,000	43,000	NRTPVG	11,000	17,000
KIXLAX	14,000	41,000	KIXPVG	10,000	-
NRTLAS	23,000	-	NRTDLC	13,000	20,000
NRTORD	22,000	47,000	KIXDLC	11,000	17,000
JFKGRU	8,000	6,000	NGOTSN	6,000	11,000
NRTJFK			NRTTAO	14,000	23,000
006/005	21,000	41,000	NGOPVG	8,000	14,000
048/047	11,000	23,000	NRTXMN	9,000	17,000
NRTSFO	14,000	33,000	長距離アジア線	往路	復路
NRTYVR	18,000	37,000	NRTSIN		
YVRMEX	11,000	22,000	719/710	17,000	26,000
欧州線	往路	復路	711/712	8,000	29,000
NRTC DG	19,000	42,000	KIXSIN	23,000	27,000
KIXCDG	20,000	46,000	NRTKUL	20,000	24,000
NRTLHR	15,000	31,000	NRTBKK	14,000	22,000
KIXLHR	16,000	33,000	NGOBKK	20,000	15,000
NRTZRH	28,000	55,000	KIXDPS	15,000	-
NRTMXP	27,000	48,000	CGKKIX	-	19,000
NRTAMS	24,000	42,000	NRTDPS	13,000	18,000
NRTFRA	21,000	36,000	NRTCGK	22,000	22,000
NRTSVO	25,000	25,000	KIXSGN	16,000	16,000
SVOFCO	5,000	33,000	NRTSGN	21,000	21,000
NRTFCO	25,000	51,000	NRTHAN	12,000	15,000
オセアニア線	往路	復路	NRTDEL	17,000	20,000
NRTBNE	11,000	37,000	近距離アジア線	往路	復路
KIXBNE	10,000	-	NRTHKG	6,000	11,000
SYDKIX	-	39,000	KIXHKG	7,000	14,000
NRTSYD	10,000	32,000	FUKHKG	3,000	6,000
その他路線	往路	復路	NRTMNL		
その他	14,000	14,000	741/742	13,000	18,000
			745/746	6,000	13,000
			NGOMNL	15,000	18,000
			国内線		
			全路線	2,200	-