

写真1 散乱した後部ギャレー

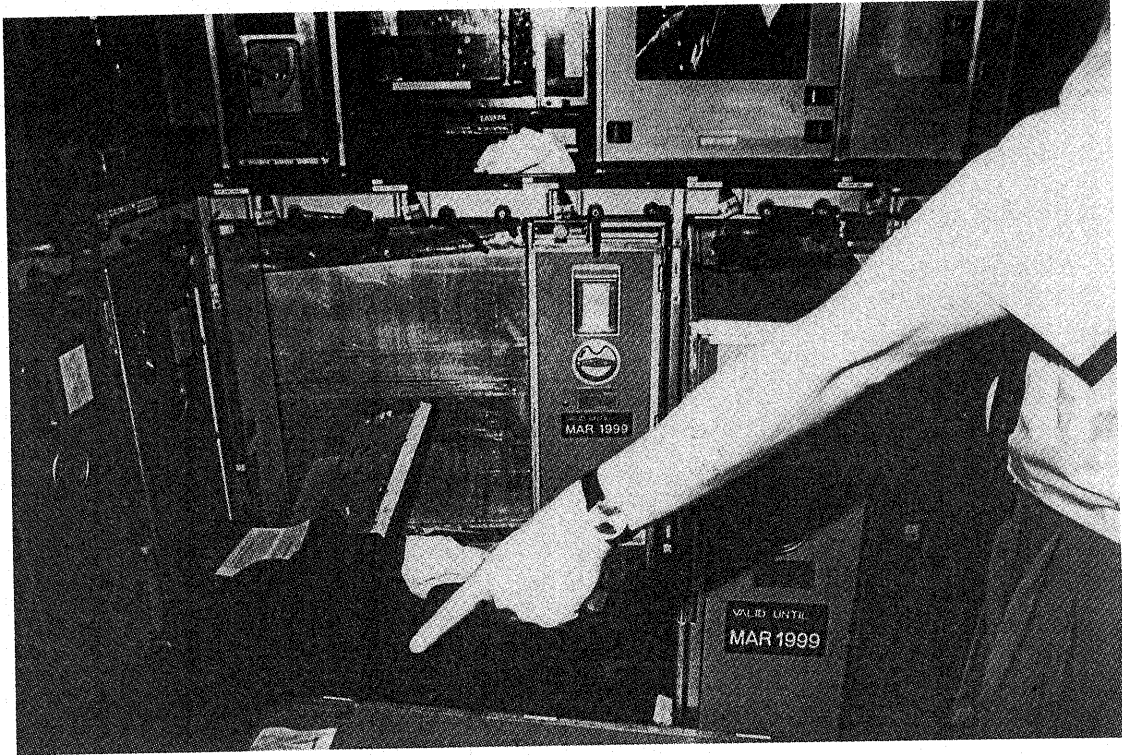


写真2 転倒したミール・カート  
(後部ギャレー)

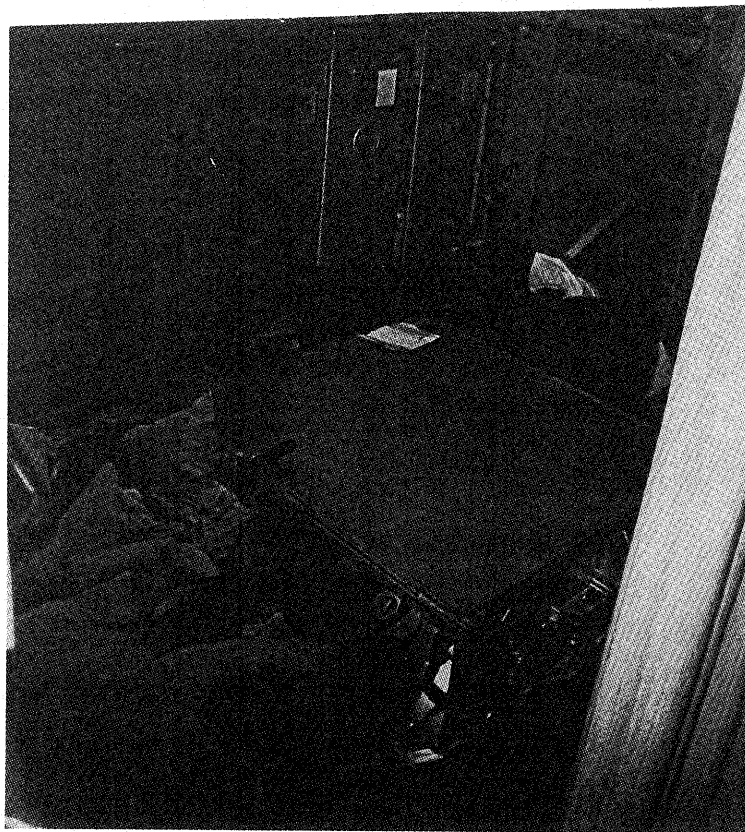


写真3 飛散した非常口カバー  
(L4ドア)

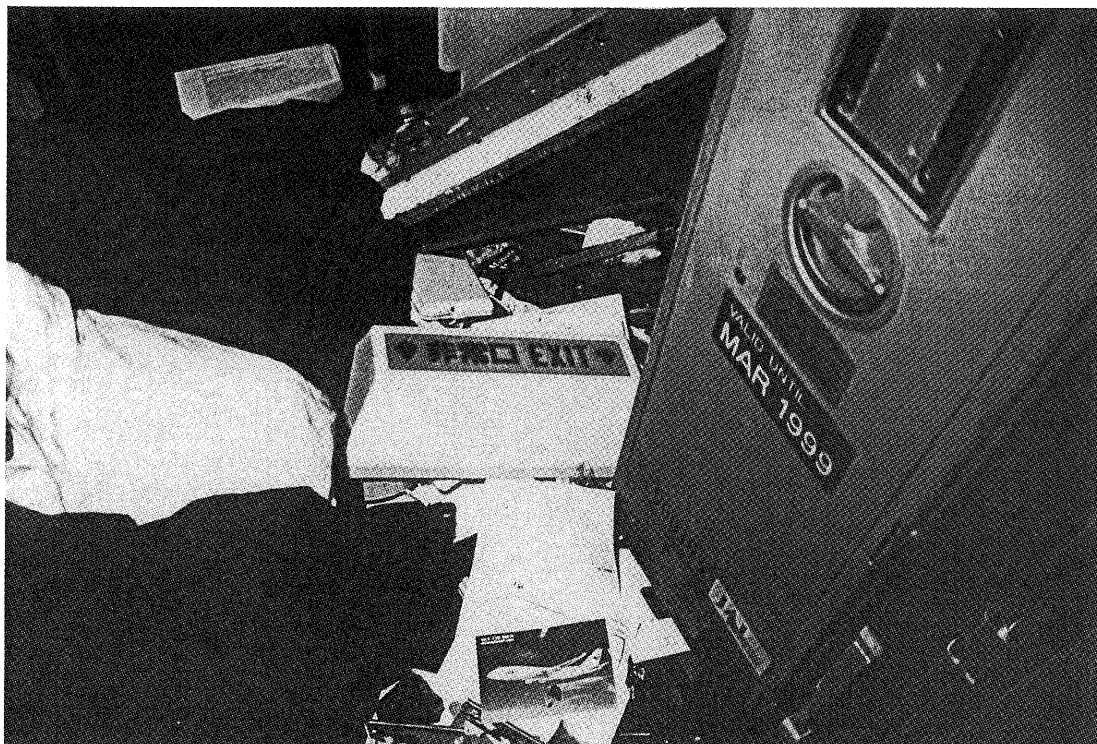
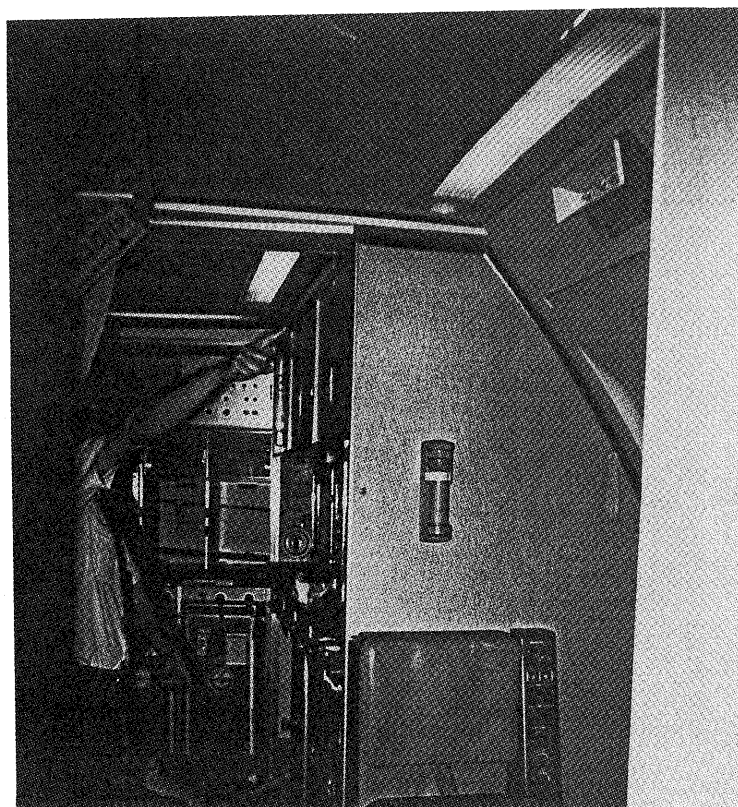


写真4 非常口カバーがない状態  
(L4ドア)



## 別添一覧

- 別添 1 D F D R 及び A D A S 記録 (グラフ: 別添 1-1 ~ 1-3)
- 別添 2 ピッチ変動の数値解析概要
- 別添 3-1 機体に作用した風の変化
- 別添 3-2 C A S と自動操縦装置のフィルター処理された対気速度 (概略図)
- 別添 4 操縦室及び後部ギャレーにおける垂直加速度の推定値
- 別添 5 M D - 1 1 型機が飛行中に急激な姿勢変化を起こした主要な事故及びインシデントの例
- 別添 6 本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等
- 別添 7-1 日本航空 (株) の A O M 抜粋
- 別添 7-2 日本航空 (株) の A O M S U P P L E M E N T 抜粋
- 別添 8 日本航空 (株) のパイロット・フライト・トレーニング・ガイド抜粋
- 別添 9 M D - 1 1 フライト・オペレーションズ・セミナー資料抜粋
- 別添 10 A O L 1 1 - 1 3 1
- 別添 11-1 航空事故調査委員会が行った建議
- 別添 11-2 本事故後に運輸省航空局が講じた主要な措置
- 別添 11-3 本事故後に製造会社及び運航会社により講じられた主要な措置等
- 別添 11-4 アメリカ合衆国国家運輸安全委員会 (NTSB) の安全勧告
- 別添 12 F C O M 臨時改訂 2 - 7 6 7 / 2 - 7 8 4 / 2 - 8 2 6
- 別添 13 最大運用限界速度に関する関連文書の記述
- 別添 14 C W S - P I T C H と C C P の記録時間のずれ
- 別添 15 自動操縦装置のディスコネクトについての補足説明

(注) 別添 2 ~ 4 は、科学技術庁航空宇宙技術研究所の協力により実施した解析結果を、平易な表現で取りまとめたものである。

## DFDR及びADAS記録

別添で使用したパラメーターは、次のとおりである。

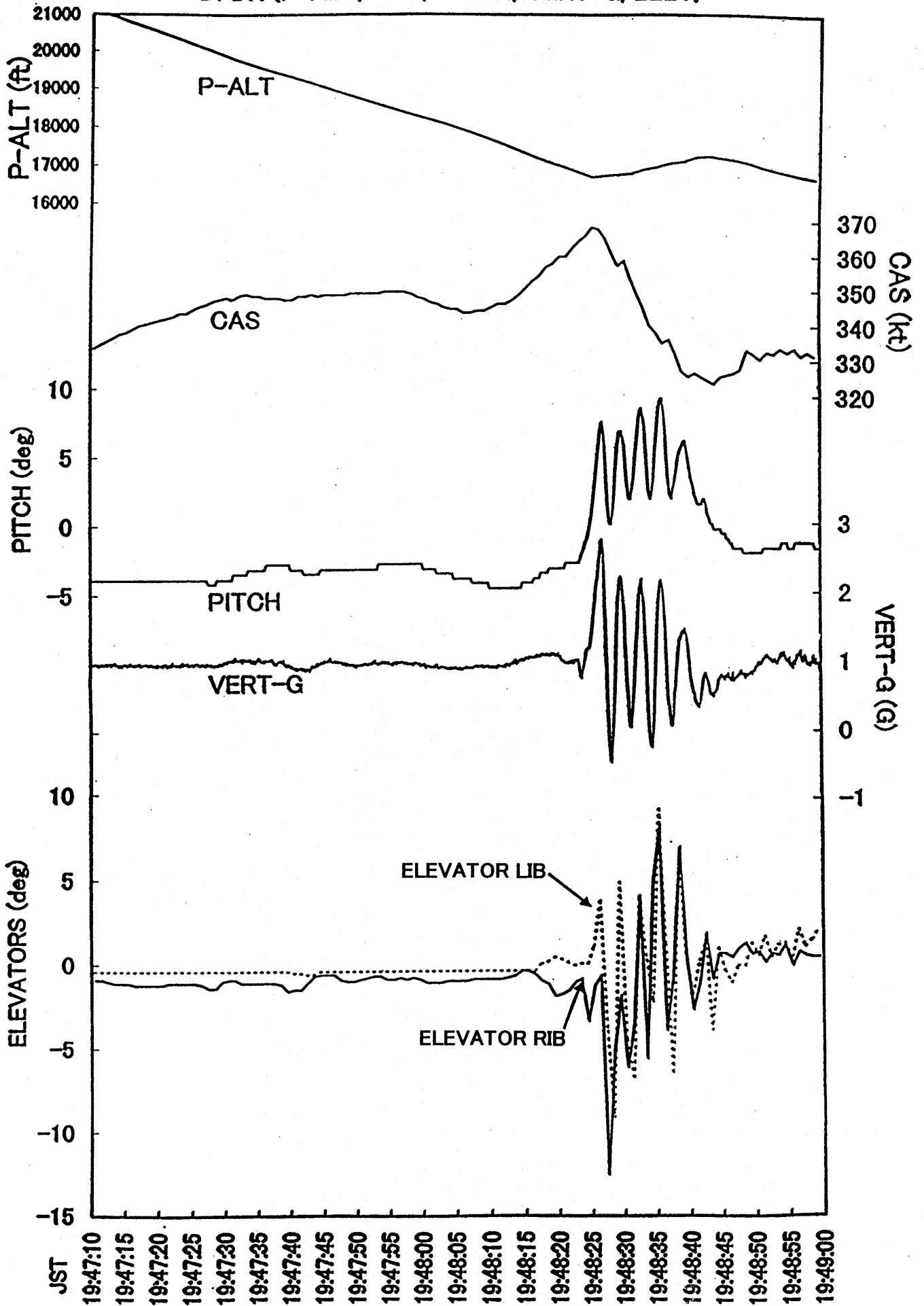
## (DFDR)

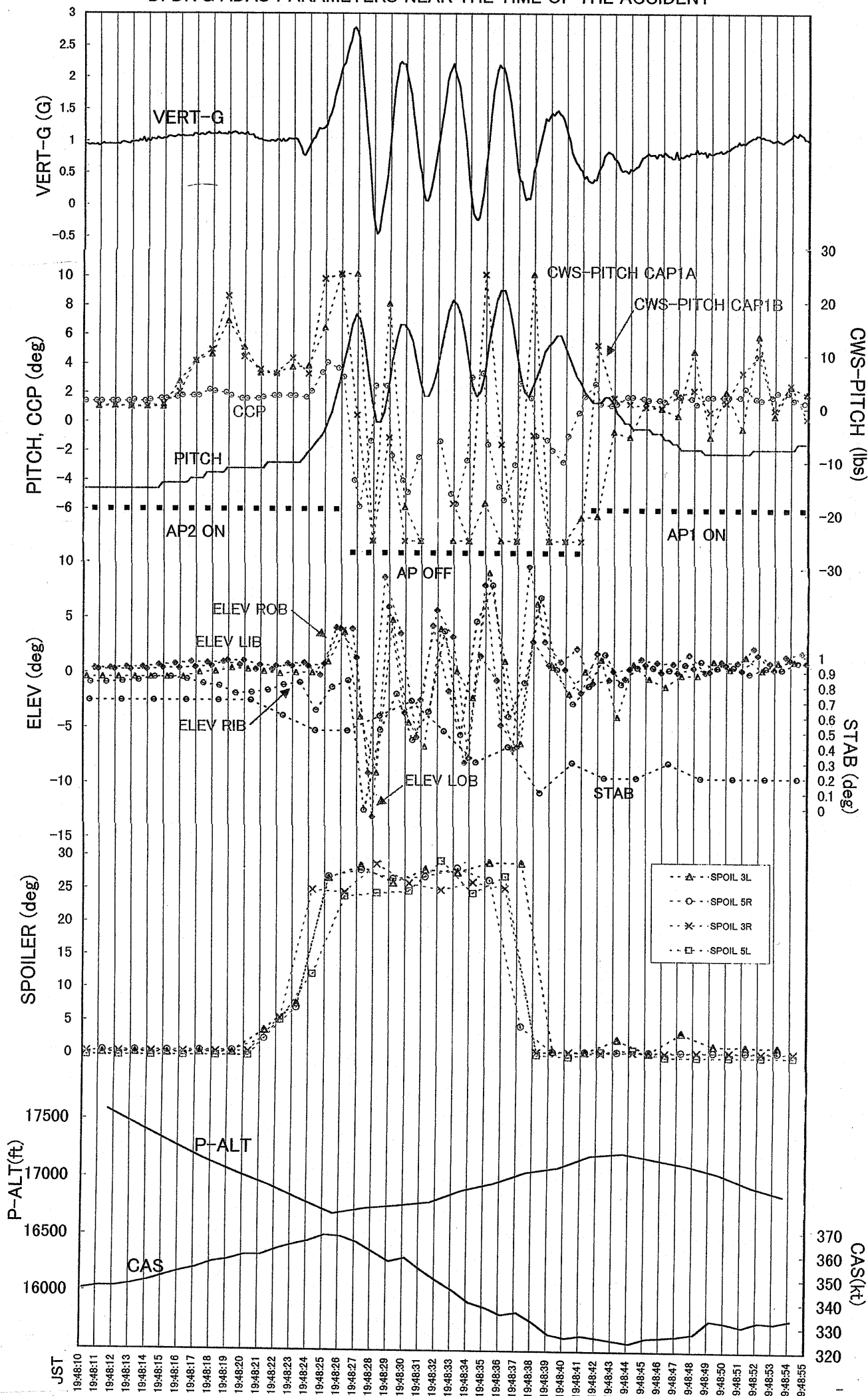
P-ALT	: Pressure Altitude
CAS	: Computed Air Speed
VERT-G	: Vertical Acceleration
MGHD	: Magnetic Heading
PITCH	: Pitch Attitude
AP	: Autopilot Status
ELEV	: Elevator Position
ELEV LIB	: Left Inboard Elevator Position
ELEV RIB	: Right Inboard Elevator Position
ELEV LOB	: Left Outboard Elevator Position
ELEV ROB	: Right Outboard Elevator Position
STAB	: Stabilizer Position
SPOILER	: Spoiler Position

## (ADAS)

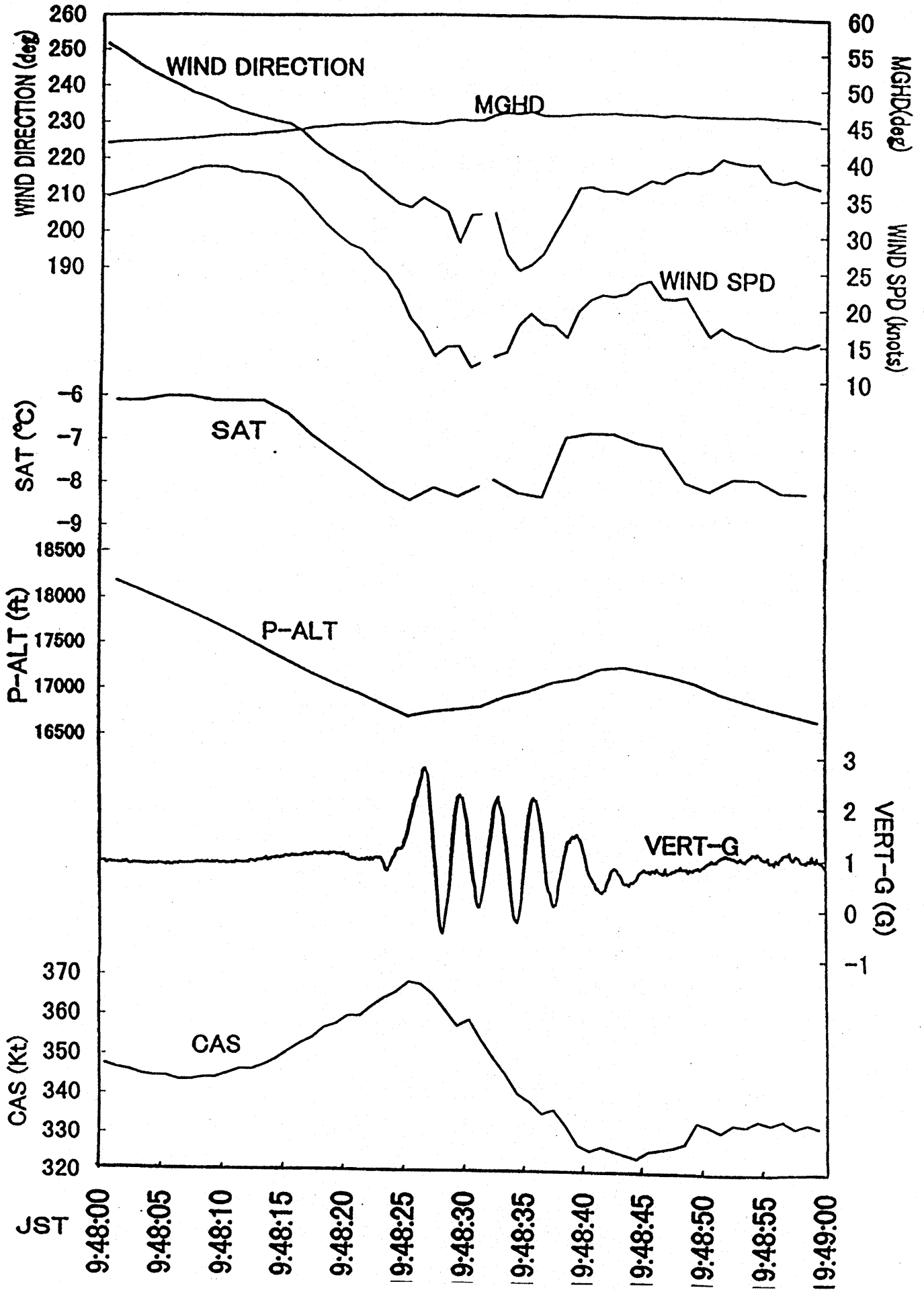
CWS-PITCH	: Control Column Force(Captain Side)
CCP	: Control Column Position
WIND DIR	: Wind Direction
WIND SPD	: Wind Speed
SAT	: Static Air Temperature
R-ALT	: Radio Altitude

DFDR (P-ALT, CAS, PITCH, VERT-G, ELEV)





### DFDR & ADAS (WIND, SAT) PARAMETERS





## ピッチ変動の数値解析概要

DFDR及びADASのデータ並びに機体の運動方程式を用い、ピッチ変動の繰り返しについて数値解析を試みた。

手順としては、コントロール・コラムの角度の変化からピッチ角の変化を推定するのが本来の応答のとおりとなる。しかしながら、コントロール・コラムの角度については、ADASのデータが1秒間に2回であるのに対して、ピッチ角については、DFDRに1秒間に4回データが記録されている。したがって、スタートのデータとしてピッチ角を使用し、応答を逆にたどってコントロール・コラムの角度を推定した方が、精度の高い数値解析が期待できるので、その方法によることとした。

数値解析の手法は、次の通りである。

- ① DFDRのデータの記録時刻に関しては、データが取得されてから記録されるまでの時間遅れ（製造者の資料に基づく。）の平均値をもって補正したものをを用いた。

ADASのデータに関しては、ADAS及びDFDRの垂直加速度のデータを比較することにより、DFDRデータとの秒時のずれを補正し、さらに、1秒内のデータ記録スロットの違いによるずれを補正した。

- ② 安定微係数は、訓練用シミュレーターに用いられたデータを主として使用した。
- ③ 機体は剛体とし、質量分布等の基礎データは、製造者から提供されたデータを使用した。また、重量及び重心位置は、事故当時と同じ条件とした。
- ④ 操縦桿の角度の変化と昇降舵角の変化の間の時間遅れ及びLSASの応答特性については、製造者から提供されたデータを使用した。
- ⑤ 事故当時、ロール角及び機首方位の変動が小さかったため、機体の運動は、ピッチ変化のみを考慮した。
- ⑥ 風については、データを分析した過程で、上下方向の風の影響は小さいと仮定し、別添3に示す水平面内の風のみを考慮した。
- ⑦ 昇降舵は、実機では4枚に分かれているが、本数値解析では、1枚として扱った。
- ⑧ スピード・ブレーキについては、データが2秒間に1回であるので、垂直加速度の変化や製造者の試験データを参考にして、展開のタイミングを推定した。
- ⑨ エンジン推力の変化も考慮した。

以上の仮定を基に、機体の運動方程式を用いてコンピュータで数値計算を行い、19時47分55秒から1分間の機体の運動を数値解析した結果、すなわち初期値とし



て用いたピッチ角並びに推定値としての垂直加速度、CAS及び気圧高度と、DFDRのデータ（破線で結んである。）とを比較したものを図A2-1に示す。

数値解析の結果とDFDRのデータがよい一致を示したことから、上下方向の風の影響は小さいという仮定は、正しいと考えられる。

また、コントロール・コラムの角度の推定値とADASデータ（破線で結んである。）を比較したものを図A2-2に示す。コントロール・コラムの角度は、推定値とADASデータがほぼ一致しており、本数値解析の結果を逆にたどれば、事故当時、コントロール・コラムの動きに対応してピッチ変動が発生したものと推定される。

コントロール・コラムの動きは、次の理由から、機首上げ及び機首下げ方向の操縦士の操作によるものと推定される。

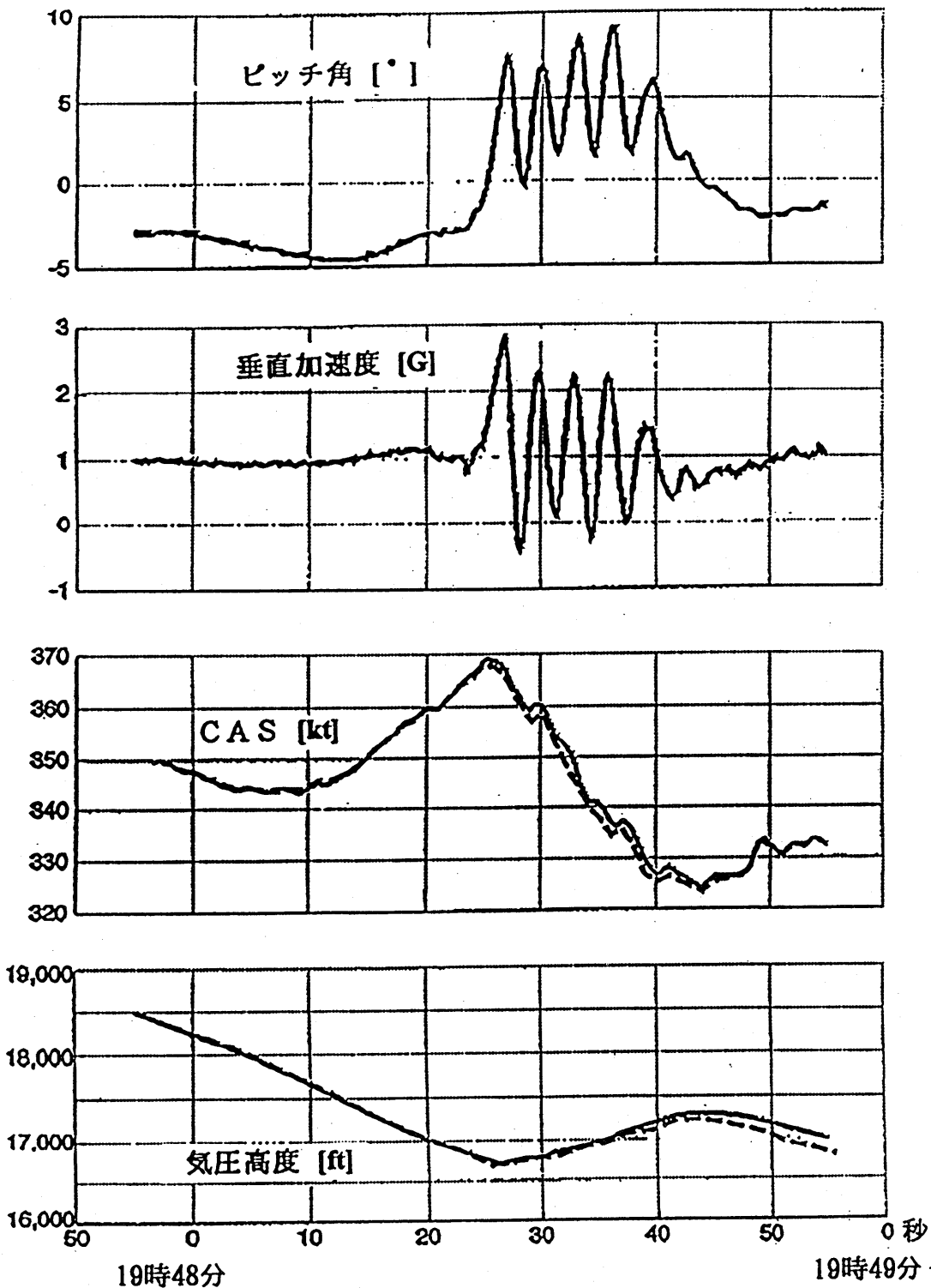
- ① ピッチ変動の繰り返しは、マニュアル操縦時に発生しており、LSASによるエレベータの動きは、コントロール・コラムにフィードバックされない。
- ② ADASの「CWS PITCH」（機長側）のデータは、コントロール・コラムに操舵力が加わっていることを示していた。

また、ピッチ変動の繰り返しには、機体の縦安定特性が関与していたものと推定される。

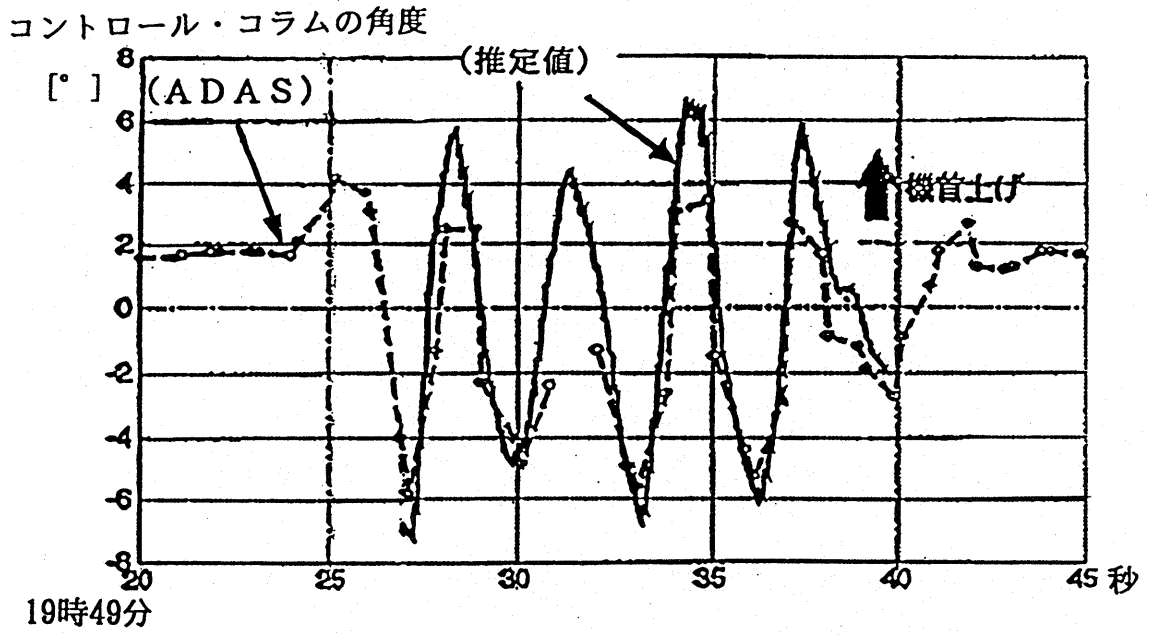
なお、ピッチ変動が繰り返された後、コントロール・コラムの角度変化が小さくなると、ピッチ変動も収束する傾向を示していることが分かる。

図A2-1 数値解析結果とADASデータの比較

実線： 数値解析の結果を示す。  
 破線： DFDRのデータを連結して示す。



図A2-2 コントロール・コラム角度の推定値とADASデータの比較  
 実線：数値解析の結果  
 白丸：ADASのデータ（破線で結んである。）



## 機体に作用した風の変化

DFDR及びADAS記録から、対地速度（ADASの方位別データ）、CAS、気圧高度、SAT及び姿勢角のデータを用いて、事故当時機体に作用した風（水平面内、機首方向）の変化を推定した。なお、ADASには1秒ごとの風向・風速のデータが記録されていたが、途中1秒間データが欠如している部分があったので、上記の推定によることとした。

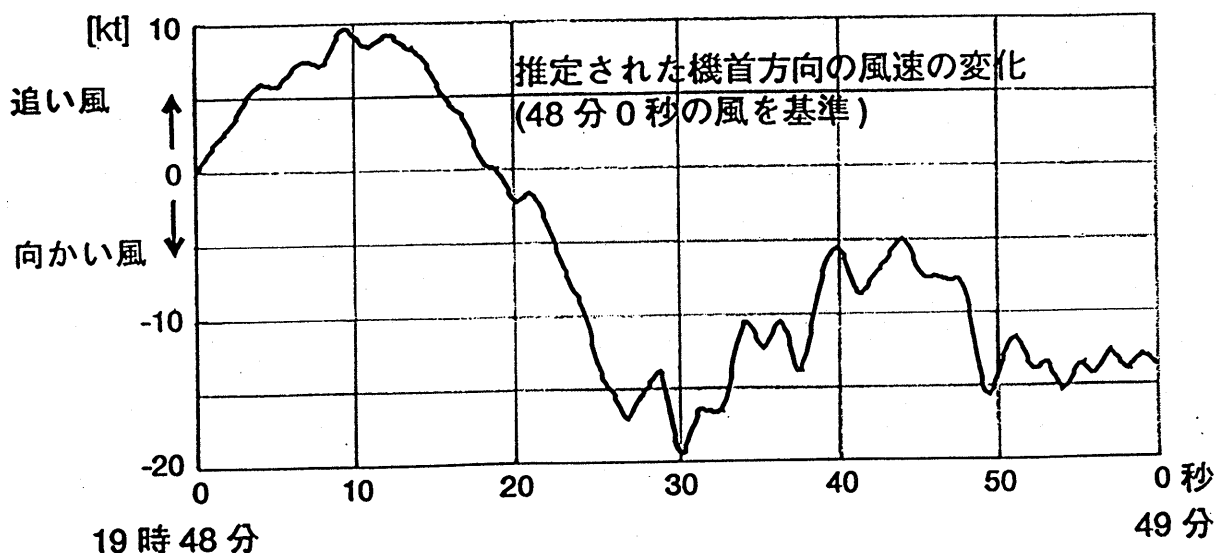
機体に作用した風速（ベクトル）は、対地速度（GS）と真対気速度（TAS）のベクトル差から求めた。ここで、TASは、CASの値に対してSAT及び高度補正を行い、横滑りは無視できるものと仮定して推定した。その際、機体の回転は3軸回りのすべてを考慮して、その影響を補正した。

また、GSとTASのなす角度を求め、その値を用いて風速の機首方向成分を計算した。

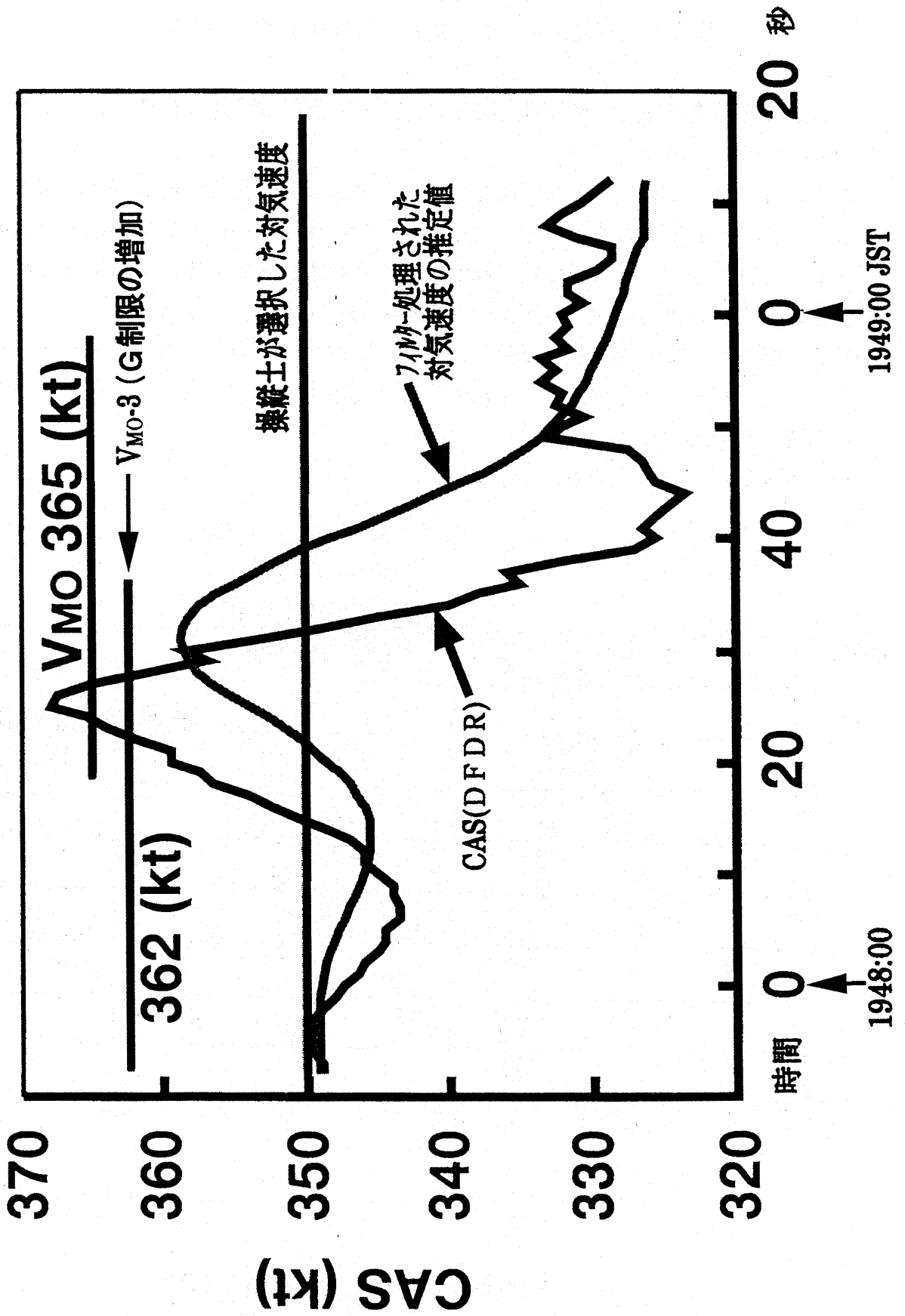
19時48分0秒の風速を基準として、機首方向の風速（水平面内）の変化を計算すると、下図のとおりとなった。

これによると、追い風が一旦増加した後に急激に減少しており、機体にとっては向かい風が急激に吹いてきたのと同じこととなる。その割合は、約1.7～2.8kt/sに達している。この急激な風速の変化により、対気速度が急激に増加したものと推定される。

なお、上下方向の風については、迎角のデータの精度が低いため、精度の高い推定が困難であった。しかし、別添2の数値解析の結果から、上下方向の風の影響は無視しても差し支えないものと考えられる。



CASと自動操縦装置のフイリター処理された対気速度 (概略図)



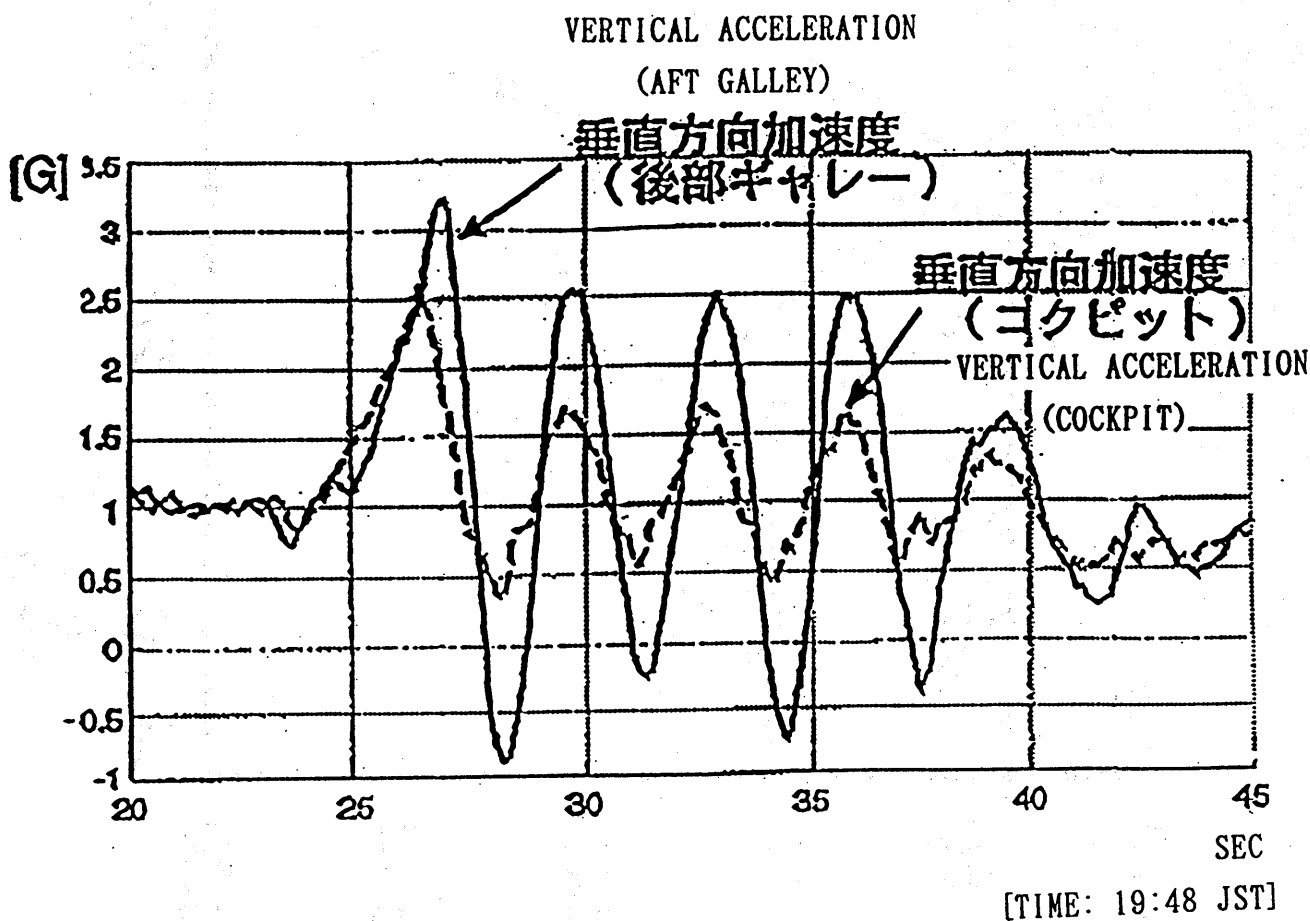
操縦室及び後部ギャレーにおける垂直加速度の推定値

D F D R記録等を基に、事故発生時刻付近における操縦室及び後部ギャレーでの垂直加速度の値を推定した。

推定の方法は、D F D R記録の加速度のデータから機体重心位置（29.5%MACと仮定）における加速度の値を計算し、重心回りの角加速度の値並びに操縦室及び後部ギャレーと機体重心との間の距離（機軸に平行な距離）の値を用いて、機体の角運動の変化及び位置の相違に伴う加速度の変化量を補正することによった。

計算に当たり、機体は剛体と仮定し、また、事故当時の方位角及びロール角の変動が小さかったため、姿勢角はピッチ角のみを考慮することとし、ピッチ角のデータから角加速度を推定した。

推定結果は、次のグラフのとおりである。



ESTIMATED VERTICAL ACCELERATION  
(COCKPIT/AFT GALLEY)

## MD-11 型機が飛行中に急激な姿勢変化を起こした主要な事故及びインシデントの例

## 1 事例 1

[発生日時] 1992年12月7日

[発生場所] 清水VORTACの東北東約35nmの上空

[航空会社] 中華航空

[事故概要] 巡航中、乱気流に遭遇し、自動操縦装置がディスコネクトし、機体の動揺を制御するのが困難な状況に陥った。

[死傷者] なし

[機体損傷] エレベーター損傷

[参考事項] シート・ベルト・サイン： 事前にオン

## 2 事例 2

[発生日時] 1993年4月6日

[発生場所] 米国アラスカ州シェミヤ南約950nmの上空

[航空会社] 中国東方航空

[事故概要] 巡航中不意にスラットが展開し、操縦士の回復操作にもかかわらず、ピッチ角が激しく変動した。

[死傷者] 死者2名、重傷者60名、軽傷者96名

[機体損傷] なし

[参考事項] シート・ベルト・サイン： オフ

## 3 事例 3

[発生日時] 1996年7月13日

[発生場所] 米国ロードアイランド州、ウェスタリー上空

[航空会社] アメリカン航空

[事故概要] 降下中、操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトしたため、急激な機首上げが発生した。

[死傷者] 重傷者1名（化粧室内）、軽傷者3名

[機体損傷] なし



本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等

標記については、以下のとおりである。

1 マクドネル・ダグラス社

本事故発生前の1993年から1996年にかけて発生した、本事故との類似性が認められる事故及びインシデント対し、マクドネル・ダグラス社は、AOL (All Operators Letter) の発行、FCOM (Flight Crew Operating Manual) の改訂、運航者とのミーティングの開催、LSASにピッチ・レート・ダンパー (PRD) 機能を付加する等の対策を図っている。

以下は、マクドネル・ダグラス社 (現ボーイング社) の主要な対応である。

平成5年9月24日 AOL 11-086 発行

中華航空機及び中国東方航空機の2件の乱気流によるピッチ変動の紹介と注意喚起を行った。

平成5年11月29日 FCOM臨時改訂2-550を発行

FCOMの臨時改訂(2-550)を行うとともに、上記AOLで紹介した手順を設定した。

また、自動操縦装置の作動状況をモニターする手順を追加するとともに、下記の「Caution」を追加した。

- (1) 操縦力により自動操縦装置をオーバーライドしてはならない。オーバー・コントロールにならないように注意する。
- (2) 高々度では高度と後方重心位置によりピッチ操舵力が軽い。
- (3) 自動操縦装置がOFF時には、機体の姿勢を制御するための操舵入力を最少にし、LSASにより機体姿勢を維持する。

平成6年3月1日 FCOMの改訂

中華航空機の事故及び中国東方航空機の事故に対して、1994年3月1日付けでFCOMを改訂し、「Volume II Supplemental Procedure "Severe Turbulence and/or Heavy Rain Ingestion"」の項目において、「CAUTION」として以下に示す内容の注意を喚起した。

なお、下記(1)にある「オーバー・パワー」は、「オーバ

ー・ライド」と同義と考えられ、日本航空（株）のAOMでは、オーバー・ライド」に置き換えられている。

- (1) 自動操縦装置使用中はコントロール・フォースによってそれをオーバー・パワーしないこと。その場合、自動操縦装置が切れオーバー・コントロールとなる。
- (2) 高々度でのピッチ・コントロールはかなり軽くなる。
- (3) マニュアル操縦の際は操舵の入力を最少にし、L S A Sにより姿勢を維持させること。

平成6年6月15日 「MD-11 HIGH ALTITUDE HANDLING QUALITIES MEETING」  
開催（開催地：ロングビーチ）

MD-11の高々度での飛行特性に起因する事例が発生したことを受け、運航者を集めて本ミーティングを実施し、以下の操縦方法を推奨した。

- (1) 高々度での機体の擾乱に対しては、自動操縦装置を使用して回復を図ること
- (2) 自動操縦装置を入れたままで、マニュアルによる操舵力を加えてはならないこと
- (3) やむを得ずマニュアル操縦を行う場合には、少ない操舵量でゆっくり・滑らかにすること
- (4) 座学だけでなく、シミュレータによる訓練を実施すること

平成6年7月1日 AOL 11-086Aを発行  
AOL 11-086を改訂し、自動操縦装置のディスコネクトに関する内容を具体的に記述した。

平成7年5月17日 MD-11フライト・オペレーションズ・セミナー開催  
（開催地：コスタメサ）

MD-11の高々度での操縦性及びアップセットからの回復訓練を含むMD-11の高々度操縦特性に関する知識の普及を図った。（別添9参照）

なお、MD-11フライト・オペレーションズ・セミナーは、平成5年10月26日及び平成8年10月23日にも、コスタメサで開催されている。

平成8年1月18日 サービス・ブレティンNo.11-22-16で、ハネウェル社SB4059001-22-SW17に従って、FCCのソフトウェアをアップデートすることを指示した。

ハネウェル社の当該SBは、LSASにピッチ・レート・ダンパーの機能を付加すること等を含んでいる。

平成8年10月1日 AOL 11-131を発行（別添10参照）

1996年7月13日に発生したアメリカン航空機事故の概要を紹介するとともに、操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトした場合の影響等に関してFCOMを改訂し、次の2点について注意を喚起する予定であることを運航者に知らせた。

(1) 自動操縦装置をディスコネクトする時の注意

操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトしてはならない。

(2) 自動操縦装置の設定高度捕捉時の注意

## 2 日本航空株式会社

マクドネル・ダグラス社のMD-11型機に対する対策に関する日本航空株式会社の対応は、以下のとおりである。

平成5年8月 日本航空（株）におけるMD-11初期要員訓練開始

平成6年4月1日 AOM (Aircraft Operating Manual) の改訂

マクドネル・ダグラス社発行のFCOM改訂版（平成6年3月1日付け）の内容を反映させるため、日本航空のAOMを改訂

（平成6年4月1日 日本航空（株）のMD-11就航）

平成6年6月15日 マクドネル・ダグラス社が開催した「MD-11 HIGH ALTITUDE HANDLING QUALITIES MEETING」に出席

（平成5年10月26日、平成7年5月17日及び平成8年10月23日にマクドネル・ダグラス社がコスタメサで開催したMD-11フライト・オペレーションズ・セミナーにも出席）

平成6年7月1日 AOMの改訂

上記のMD-11ミーティングの結果に基づき、AOMを改訂（激しいタービュランス中の飛行に関連して、自動操縦装置が自動的にディスエンゲージする条件及び高空でのマニュアル操縦に関する注意点を追加した。）

平成7年7月1日 操縦士の訓練教材を改訂

PILOT FLIGHT TRAINING GUIDEの「1-8 CRUISE」の「1.

GENERAL (9) シビア・タービュランスに遭遇した時」の項目に、「NOTE 4 High Altitudeでの Manual Controlの注意点」及び「NOTE 5 Autopilotを Overrideしてはいけない理由」を追加改訂した。

なお、この改訂は、前記ミーティングを受けて日本航空（株）が独自に行ったものである。（「別添 8 PILOT FLIGHT TRAINING GUIDE (1-8-(4)ページ) 参照）

平成7年7月

シミュレーターの改修

マクドネル・ダグラス社のデータに基づき、シミュレーターを改修した。（高々度の飛行特性を正確に反映させるため）

平成7年10月

MD-11セミナーの結果に基づくシミュレーター訓練開始

平成7年10月から、MD-11機長/副操縦士機種移行訓練及び機長/副操縦士定期訓練（年1回）において、高高度飛行特性に関するシミュレーター訓練を開始した。訓練内容は、高高度ウィンドシアに遭遇した場合を想定して急激な異常姿勢にし、回復させるための自動操縦装置の使用法、手動操縦の注意点等である。

なお、1996年3月までに、全FCCのソフトウェアを改修した。

平成8年12月

AOL 11-131（平成8年10月1日発行）入手  
アメリカン航空機の事故の紹介とFCOMを改訂する予定であることについてのマクドネル・ダグラス社からの通知。

日本航空（株）では、既にAOMや訓練に反映させる等の処置をとっていたとして、この時点では改めて社内通知はしていない。

日本航空 (株) の AOM (AIRCRAFT OPERATING MANUAL) 抜粋  
 [ 4 - 2 - ( 1 4 ) ページ ( 3 / 2 8 / 9 6 ) ]

4-2-7 SEVERE TURBULENCE 中の飛行

NOTE

Turbulence Area では、可能な限り FMS Optimum Altitude を飛行する。  
 Buffet Margin および経済性が増す。Buffet Margin を改善するため、必要  
 であれば、Descend する。

Turbulence Penetration Speed .....290 TO 305 KIAS OR 0.80 TO 0.82 MACH,  
 WHICHEVER IS LOWER

NOTE

高度 10,000 ft 未満では、250 KIAS または、CLIMB SPEED のいずれか  
 速い方でよい。

ENG IGN OVRD Switch .....OVRD ON

ENG IGN OVRD Switch を Push し、OVRD ON Light が点灯することを確認する。

Auto Throttles .....OFF

いずれかの ATS Disconnect Switch を Push し、PFD の ATS OFF 表示を確認する。

NOTE

Excessive Airspeed Variation を修正するか、または、Redline Limit を越  
 えることを避けるために必要な場合のみ、Throttle を Adjust する。

Air Speed の変化に追従する操作は行ってはならない。

Autopilot .....MONITOR

Turbulence においては、Autopilot を使用する。Autopilot の作動状況を注意深く Monitor  
 し、機が所望の Attitude を維持できない場合にのみ Autopilot を Disconnect できるよう  
 準備しておく。

Autopilot が Disconnect した場合には Smooth に Control を Takeover し Pitch Attitude  
 を安定させる。Attitude Indicator を Primary Pitch Reference として飛行し、高度がある  
 程度犠牲となるのはやむをえない。Flight Director Pitch Bar は無視する。Manually に Trim  
 をとってはならない。

Recovery 後、可能であれば Autopilot を Reengage する。もし FCP Altitude の Capture  
 Zone 外で Autopilot を Engage した場合、新たな高度が自動的に Command され、Smooth  
 にその高度を Capture する。

CAUTION

- (1) Control Force によって Autopilot を Override しようとしてはならない。この場合、過大な Control Input により Autopilot が Disengage し Recovery の過程で Overcontrol となる。  
Overcontrol とならないよう細心の注意が成されなければならない。
- (2) 高高度における Pitch の Control Force は高度による影響、および Aft. CG により、低高度でのそれと比較し、かなり軽い。
- (3) Autopilot が Off の時には、Attitude を Control するための Input を Minimum とし、可能な限り Control Column への Input を抜き LSAS により Attitude を維持させる。

----- (以下 略) -----

(参考) マクドネル・ダグラス社の FCOM (FLIGHT CREW OPERATING MANUAL) における上記「CAUTION」の対応部分 (JAN/10/94)

CAUTION

Do not attempt to overpower the autopilot with control forces. This can cause the autopilot to disengage with too much control input, which could result in over control during recovery. Every attempt should be made not to over control.

Longitudinal control forces at high altitude will be lighter than those which the pilot experiences at low altitude due to attitude effects and aft CG.

When the autopilot is off, use minimum control inputs to fly attitude and allow the LSAS to maintain attitude by relaxing pressure on the control column whenever possible.

日本航空(株)のAOM SUPPLEMENT抜粋  
 [S-2-3-4 (1) ページ (7/1/94)]

**S2-3-4 SEVERE TURBULENCE 中の飛行**

1. 一般

Severe Turbulence 中の飛行の基本として

- 1) Turbulence Penetration Speed を Observe する。
- 2) ENG IGN OVERRIDE Switch を OVRD On とする。
- 3) Auto Throttle System を Off とする。
- 4) Autopilot の作動を Monitor する。
- 5) Bleed Demand を増加し Engine の Surge Margin を増やす。

となっている。以下に Autopilot が自動的に Disengage する条件、および Turbulence 中、万一 Autopilot が Disengage した場合の High Altitude での Manual Control の注意点の 2 点について補足説明する。

2. Autopilot が自動的に Disengage する条件

FCC は以下の条件となると Autopilot を Disengage する。

- (1) Vertical "G" が  $1 \pm 0.6 \sim 1 \pm 1.4$  を超過。(その時の Pitch Rate による)
- (2) Roll Rate が 10 deg/sec を超過。
- (3) Bank Angle が  $60^\circ$  を超過。
- (4) 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。

その結果 Turbulence の強さによっては Autopilot が Disengage する可能性がある。

3. High Altitude での Manual Control の注意点

一般に、高高度での安定性の減少により Manual Control は難しいが、Pitch の Control Force は高度による影響、および Air CG により低高度でのそれと比較し、かなり軽くなっており、Overcontrol となりやすい。従って Attitude を Control するための Input を Minimum とし、可能な限り Control Column への Input を緩め LSAS により Attitude を維持させると良い。

結論として、もし Severe Turbulence に遭遇したら以下の点を考慮する。

- (1) 可能な限り Autopilot は Engage のままとし、Override しない。
- (2) もし Autopilot が Disengage したら所望の Attitude に Set し Control Input を抜く。
- (3) 速やかに Autopilot を Re-engage する。
- (4) 可能であれば、高度を下げる。



日本航空（株）のパイロット・フライト・トレーニング・ガイド抜粋

[1-8-(3) ページ (NOV) 01 96]

(9) 激しい Turbulence に遭遇した時

以下に Recommend Procedure を記する

ENG IGN OVIED Switch ..... ON

ATS ..... OFF

TURBULENCE PENETRATION SPEED ..... OBSERVE

ENG.WING AND TAIL ANTI-ICE ..... ON

ECON Switch (Upper Air Con PNL) ..... OFF

NOTE 1

TURBULENCE PENETRATION SPEED

At or Above 10,000ft	290-305kt or Mach.80-.82
Below 10,000ft	Greater of 250kt or O/RET.FLAP/ SLAT 使用時には Vmin+10kt

NOTE 2

ECON Sw を Off にすると、Bleed Air が High Bleed に切り替わり（Anti-Ice が ON であれば既に High Bleed になっている）、Recirculation Fan が止まり Air Con Pack が Full Operation となる。（通常は Air Con sys Auto では Recirculation Fan が回って PACK の使用を減じている）その結果 Eng の Compressor Bleed Air が増え Eng Stall Margin が増加する。

ECON Sw Off 時は EAD に、その旨表示される。

NOTE 3

Turbulence の強さによっては Autopilot が Disengage する可能性がある。

FCC は以下の条件となると Autopilot を Disengage する。

- (1) Vertical "G" が  $1 \pm 0.6 \sim 1 \pm 1.4$  を超過。（その時の Pitch Rate による）
- (2) Roll Rate が 10deg/sec を超過。
- (3) Bank Angle が  $60^\circ$  を超過。
- (4) 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。

NOTE 4

High Altitude での Manual Control の注意点

一般に、高高度での安定性の減少により Manual Control は難しいが、Pitch の Control Force は高度による影響、および Aft CG により低高度でのそれと比較し、かなり軽くなっており、Over Control となりやすい。従って Attitude を Control するための Input を Minimum とし、可能な限り Control Column への Input を緩め LSAS により Attitude を維持させると良い。

結論として、もし Severe Turbulence に遭遇したら以下の点を考慮する。

- (1) 可能な限り Autopilot は Engage のままとし、Override しない。
- (2) もし Autopilot が Disengage したら所望の Attitude に Set し Control Input を抜く。
- (3) 速やかに Autopilot を Re-engage する。
- (4) 可能であれば高度を下げる。

NOTE 5

Autopilot を Override してはいけない理由

Elevator の場合、通常 Autopilot は Left Inboard Elevator のみ (A/P 1 の場合) を Control し、他の 3 枚は Followup Cable を介して作動する。しかし Autopilot を Override するとその 3 枚は Followup Cable によらず Manual Control によって動き、Autopilot の Command と違う Input をした場合、機は Command に従わないため、Autopilot によって Control されている舵面は更に大きく Deflect することとなる。ここで上記 Note 3 の条件により Autopilot が Disengage すると、その舵面も急に Manual Control に追従するため結果として機体に大きな G をかけることとなる。

MD-11 フライト・オペレーションズ・セミナー資料抜粋  
(1995年5月17日 マクドネル・ダグラス社がコスタメサで開催)

*MD-11 High Altitude Stability Enhancement*  
***Recovery From High Altitude Upset***

**DAC Procedures**

**1. If Autopilot Remains Engaged**

- Monitor for Satisfactory Recovery
- If Recovery Not Satisfactory

**Disengage the Autopilot and Return to a Satisfactory Attitude**

**Reengage the Autopilot If Possible**

**Note: NEVER Override the Autopilot**

68996-01-01  
TAM 6

MC DONNELL DOUGLAS  
Douglas Aircraft Company

*MD-11 High Altitude Stability Enhancement*  
***Recovery From High Altitude Upset (Continued)***

**2. If Autopilot Disengages**

- Return to a Satisfactory Attitude
- Reengage the Autopilot If Possible

**3. Adjust Airspeed and/or Altitude as Necessary**

68996-01-01  
TAM 6

MC DONNELL DOUGLAS  
Douglas Aircraft Company

AOL 11-131



McDonnell Douglas Corporation (MDC) hereby certifies that the information disclosed herein and represented by marking this document as being for the information of operators to MDC. MDC assumes no responsibility to reproduce such information for other use.

October 1, 1996  
 FO-AOL-11-131

To: All MD-11 Operators

Subject: PITCH-UP FOLLOWING AUTOPILOT DISENGAGEMENT

Applicable to: All MD-11 Aircraft

ATA Chapter No.: 22-11, Pitch Control & 22-10, Autopilot

Reason: To inform operators of an MD-11 pitch-up event after the autopilot was disengaged during descent, and to advise of a forthcoming change in the MD-11 Flight Crew Operating Manual, systems description.

While descending rapidly through Flight Level 250, the First Officer, as the pilot flying (PF), thought that the Autopilot was not responding to nose-up pitch commands from the Vertical Speed (V/S) control wheel. The autopilot was disconnected, and the aircraft pitched up abruptly causing injury to flight attendants and passengers.

The Digital Flight Data Recorder (DFDR) data and operational tests revealed that the autopilot and its autotrim functions, the Longitudinal Stability Augmentation System (LSAS), and the Flight Control Computers (FCC) all functioned normally.

Analysis of the DFDR data showed that with the autopilot engaged in the Level Change mode, the aircraft was descending from FL 350 to FL 240 at Mach 0.84 with speed brakes deployed. The first officer became concerned about capturing the selected altitude because of the high descent rate, and commanded a level-off using the Vertical Speed mode. After repeated attempts to level off appeared to be unsuccessful, the speed brakes were retracted and the autopilot was disengaged. Immediately following the autopilot disengagement, the aircraft pitched up abruptly with a load factor increase of 2.3 g.

Further analysis of DFDR data showed that prior to moving the V/S wheel, the aircraft had begun to level off, because the load factor increased by about 0.2 g, which is the autopilot target to

Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company  
 3855 Lakewood Boulevard, M/C: 94-26, Long Beach, California 90846-0311  
 Telephone: (310) 593-1249/Facsimile: (310) 593-3471

ensure a comfortable altitude intercept. Whenever the V/S wheel is moved, the Autopilot will cancel the capture mode, and will not re-engage in capture until the V/S wheel has come to rest for 2 seconds. The data showed that the autopilot was toggling between Vertical Speed mode and Altitude Capture mode due to repeated adjustments of the V/S wheel. The Altitude Capture mode was never engaged for more than one second, and repeated adjustments of the V/S wheel made the capture of the target altitude not possible.

The V/S intervention feature is intended to allow the pilot to intentionally fly through an armed altitude. For example, this would enable a glide slope capture from above. With autopilot 2 engaged, the autopilot commands only the right inboard (RIB) elevator for pitch control. The other three elevator surfaces are then "back-driven" through the follow-up cable system. In this incident the DFDR data showed that prior to disengaging the autopilot, all back driven elevator surfaces had followed the autopilot driven surface, indicating normal autopilot operation. The data also showed, however, that while the autopilot was still engaged, the back-driven elevators began to move away from the RIB elevator in the aircraft nose up (ANU) direction, indicating considerable pull force on the control column. If a pull force is applied when disengaging the autopilot, then all the autopilot-driven elevator surfaces will move rapidly in the pull force direction.

A computer simulation reproduced the pitch-up event described above, verifying the response of the elevators. The simulation substantiated that the response of the elevators during autopilot disengagement was the only factor in the pitch-up. There had been speculation that retraction of the speed brakes might have contributed to the pitch-up; Douglas' research indicates that this was not the case. In fact, retracting the speed brakes under these conditions will cause an aircraft nose down pitching moment. Both the DFDR and the simulation showed that the pitch-up was the direct result of disengaging the autopilot while exerting an ANU force on the control column.

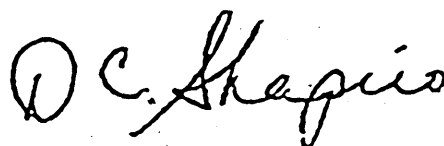
The MD-11 Flight Crew Operating Manual (FCOM) cautions pilots not to exert force on the control column when disengaging the

All MD-11 Operators  
Pitch-up Following Autopilot Disengagement

FO-AOL-11-131  
Page 3 of 3

autopilot. Douglas will revise the FCOM to better explain the Capture Mode of the autopilot in the Systems Description, and to emphasize the impact of disengaging with force on the control column.

Should additional information be required, please submit your questions to Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company, 3855 Lakewood Boulevard, Mail Code: 94-26, Long Beach, California 90846-0001, fax: (310) 593-3471.



D. C. Shapiro  
Director  
Flight Operations

SRL/TJM:csl

Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company  
3855 Lakewood Boulevard, M/C: 94-26, Long Beach, California 90846-0001  
Telephone: (310) 593-1249/Facsimile: (310) 593-3471