

航空事故調査報告書付録

(JA8119に関する試験研究資料)

付 録

付録 1	後部圧力隔壁破壊の解析のための試験研究	3
付録 2	垂直尾翼破壊の解析のための試験研究	23
付録 3	APU防火壁付近の強度解析	47
付録 4	後部圧力隔壁からの与圧空気の流出の数値計算による検討	53
付録 5	DFDR記録のエラー修復作業	87
付録 6	DFDRに基づく事故機の飛行状況及び飛行経路について	95
付録 7	事故機の飛行シミュレーション試験	131
付録 8	プリレコーデッド・アナウンス及び警報音（客室高度・離陸）	157
付録 9	CVR記録の音響分析	165
付録10	低酸素症に係る行動変容の調査・試験	175
付録11	垂直尾翼の画像解析	191
付録12	目視点検による亀裂の発見について	207

付録 1 後部圧力隔壁破壊の解析 のための試験研究

事故機のBS2360後部圧力隔壁のL18接続部は、2.15.1.5に述べたように、ベイ2とベイ3は1列リベットで、またベイ1、ベイ4及びベイ5は2列リベットで結合されていた(付録1の付図-1参照)。電子顕微鏡による観察の結果、このL18接続部に沿った多数のリベット孔縁より疲労亀裂が発生しているのが認められた。

このような疲労亀裂が、いかなる条件の下で進展したかを究明し、また、このような多数の疲労亀裂(疲労亀裂群)を有するL18接続部の残留強度を評価・検討するため、解析と試験を実施した。

1 後部圧力隔壁の荷重解析

1.1 解析モデル

BS2360後部圧力隔壁の荷重解析は、有限要素法による構造解析プログラムNASTRANのSOL-24(静解析)を用いて実施した。

付録1の付図-2に後部胴体構造の解析モデル化した範囲を、また、付録1の付図-3に後部圧力隔壁の解析モデルの概要を示す。

L18接続部の破断状態について、次の4つの場合を想定して荷重を求めた。

- (1) 全部材非破断の場合(亀裂が全くない場合)
- (2) ベイ2のウェブが破断している場合
- (3) ベイ2とベイ3のウェブが破断している場合(ストラップはすべて健全)
- (4) すべてのウェブ(ベイ1~5)及びすべてのストラップ(第1~4)が破断している場合。ただし、L18接続部のスティフナは、事故機の破断の様相を模擬して、ベイ2とベイ3では上側ウェブに、ベイ1、ベイ4とベイ5では下側ウェブに取り付いているものとした。

1.2 荷重解析の結果

解析結果の一例として、全部材非破断の場合に単位客室差圧(1psi)によって、L18接続部の上側ウェブにかかる荷重(応力)の計算値を付録1の付図-4に示す。なお、後述の解析には、算出された荷重の最高値である1.74ksi/psiを、リベットNo.39~46にかかる応力として使用した。

事故機の場合には、付録1の付図-1に示したとおりベイ2とベイ3の部分に、大阪国際空港の事故による損傷修理の際、ダブラが付加されているが、このダブラを当てることによるL18接続部の応力の増分は、0.8~6.6パーセント程度であった。

L18接続部が全面破断した後の応力は、付録1の付図-4の要素20が最大となる。このことは、L18接続部が全面破断すると、コレクタ・リングと環状に結合しているウエブにまで破壊が進行していくことを示唆している。

2 L18接続部の疲労解析

2.1 解析モデル

事故機のL18接続部を模して付録1の付図-5に示すように、次の2つの形式のモデルについて解析した。

- (1) 形式A： 正規の2列リベット結合
- (2) 形式B： 事故機と同じ1列リベット結合

2.2 欠陥がない場合の疲労寿命の推定

L18接続部は、多数のリベットによる薄板の結合である。この多数のリベット孔に全く欠陥がなく、また、リベットも理想的に正しくかん合している場合の疲労寿命を推定する。

形式Bの1列リベットの場合は、荷重はすべてリベットの面圧荷重 T_b として伝えられる。しかし、形式Aの2列リベットの場合は、接続される上下ウエブの板厚が等しいときには、荷重の半分はリベットの面圧荷重 T_b で、残りの半分はリベット間の板の引張荷重(バイパス荷重) T_t で伝えられることとなる。なお、事故機の場合、上側ウエブの板厚0.032インチ、下側ウエブの板厚0.036インチと10パーセント程度異なるが、その差は無視することとする。

与圧装置の最大運用客室差圧設定値8.9psiが、与圧胴体に1飛行に1回負荷されるとして、付録1の付図-4に示す1.74ksi/psiの荷重が負荷された場合の荷重を、付録1の付表-1に示す。

付録1の付表-1の荷重から、SSF(Stress Severity Factor,*1)を用いてリベット孔縁に働く有効応力を求めると、形式Bの応力は形式Aの応力の約1.4倍となる。

この応力値から、S-N曲線(MIL-HDBK-5D)の資料を用いて両形式の疲労寿命を推定すると、形式Aでは10万回程度、形式Bでは2万回程度となる。

- (*1) Jarfall, L.E. "Optimum Design of Joints: The Stress Severity Factor Concept", The 5th ICAF Symp., 5/1967

2.3 欠陥を仮定した場合の疲労亀裂進展解析

事故機のL18接続部の1列リベット結合部で、比較的荷重が高いリベットNo.39～46に、付録1の付図-6に示すような2種類の初期欠陥を想定して、疲労亀裂進展の解析を行った。

リベットNo.41と44の孔縁には、事故機の破面観察結果(2.15.1.5の表-5)を参考として、米国軍用規格(MIL-A-83444)の推奨値と同程度の0.5ミリメートルと0.42ミリメートルとの貫通欠陥をそれぞれ想定した。また、種類1では他のリベット孔に米国軍用規格の推奨するコーナ欠陥を想定した。

疲労亀裂進展速度は、応力拡大係数Kと亀裂進展速度の関係を示す実験データを用いて、荷重1回毎の亀裂進展を逐次和算して求めた。この際、応力拡大係数Kは次の式により求めた。

$$K = \left(F_h \cdot \frac{T_t}{p \cdot t} + F_b \cdot \frac{T_b}{d \cdot t} \right) \sqrt{\pi a \cdot F}$$

ただし、

T_t : バイパス荷重・・・形式B(1列リベット)の場合は0

T_b : 面圧荷重・・・形式A(2列リベット)の場合は $T_b = T_t$

p : リベットのピッチ

t : 板厚

d : リベット孔径

F_h : 孔縁亀裂の引張荷重に対する影響係数

F_b : 孔縁亀裂の面圧荷重に対する影響係数

F : F_h , F_b 以外の影響係数(近接孔、亀裂相互干渉、板端部、コーナ亀裂等)

π : 円周率

a : リベット孔縁からの亀裂長さ

応力拡大係数と亀裂進展の関係を示す実験データとしては、事故機の材料2024-T42Cのものは入手できなかったため、2024-T3Cの実験データを用いた。

解析計算の結果として、客室差圧8.9psiが繰り返して負荷される場合のリベットNo.41の孔縁に仮定した初期貫通欠陥の亀裂進展状況を付録1の付図-7に示す。またリベットNo.44についても、ほぼ同様の結果が得られた。

付録1の付図-7から次のことが推定される。

- (1) 形式Bの1列リベット結合の場合には、事故機の状態にまで疲労亀裂が進展するのに要する負荷回数は、1万回強である。なお、客室差圧値を6.9psiに変更すると、前者の負荷回数は3万回程度となる。

- (2) 形式Aの2列リベット結合の場合には、疲労亀裂の進展期間は形式Bの1列リベット結合の場合に比べ、2倍程度である。
- (3) 初期コーナ欠陥の有無が、疲労亀裂進展に与える影響は少ない。
- (4) ダブラの有無が、疲労亀裂進展に与える影響は少ない。

3 L18接続部の残留強度評価のための試験

3.1 予備試験用供試体による試験

事故機の後部圧力隔壁のような、リベット孔縁に多数の疲労亀裂を有する薄板リベット結合構造の強度(残留強度)を評価するための、残留強度試験用供試体(付録1の3.2参照)を設計する資料を得ることを目的として、予備試験用供試体による試験を実施した。

予備試験用供試体は3種類で、その寸法加工法及び材料は付録1の付図-8に示す。

材料は、事故機と同じ2024-T42Cと、後述の残留強度試験用供試体に用いた2024-T3Cである(材料の入手困難なことから残留強度試験用供試体には2024-T3Cを使用した。)。その材料の特性値(試験値)を、事故機の材料の特性値(試験値)及び米国軍用規格の値とともに付録1の付表-2に示す。

疲労亀裂を模擬した切り欠きの作成に、放電加工(Electrical Discharge Machining)を採用した場合の良否を判定するため、付録1の付図-8に示すようにEDMにて3ミリメートルの切り欠きを作成した後、有効断面応力が耐力の10パーセントとなる荷重を繰り返し負荷して5ミリメートルの疲労亀裂を持つ供試体と、EDMの切り欠きのみ供試体の2形態を準備した。供試体は各種類ごとに6枚ずつ製作し、引張荷重試験によりその破断強度を測定した。その結果を付録1の付表-3に示す。付表-3に示した破壊じん性値 K_{Ic} の値は、その破断強度から米国材料試験協会(ASTM)の方法を用いて求めた値の平均値である。

付録1の付表-3の試験結果を見ると、付録1の付図-8に示された3種類の供試体の強度には、ほとんど差は認められない。すなわち、事故機の圧力隔壁のような疲労亀裂を有する薄板構造の残留強度を評価する際に、材料に2024-T3Cを用いること及び疲労亀裂のモデルを放電加工で作成することは、不都合なことではないと判断される。

3.2 残留強度試験用供試体による試験

疲労亀裂群を有する薄板リベット結合構造の残留構造を評価する方法として、有効断面全面降伏(耐力)の条件による方法と、破壊じん性値 K_{Ic} による方法のどちらが妥当であるかを判断するために試験を行った。

供試体は、付録1の付図-9に示すように平板に1列リベット孔を開けたもの及び2枚の板を2列のリベットで結合したものの2種類(各10枚)であり、リベット孔には付録1の付

図-10に示すような放電加工によるA、B、C、D、Eの5種類(各2枚)の人工欠陥が加工されている。

この供試体の引張試験によって得られた残留強度試験結果を、付録1の付表-4と付表-5に示す。表中の“破壊じん性値を用いた破断時の応力”は、この材料(2024-T3C)の破壊じん性値の実験値として得られた $Kc=354\text{kgf}/\text{mm}^{3/2}$ (付録1の付表-3参照)を用いて計算した破断応力である。

付録1の付表-4と付表-5を見ると、供試体の破断応力は、有効断面全面降伏の条件で計算した応力の1.00~1.23倍の近い値であるのに対し、破壊じん性値を用いた破断時の応力は、供試体の破断応力の1.4~2.5倍とかけ離れた値となっている。

以上の試験結果から、事故機の後部圧力隔壁の残留強度の推定には、有効断面全面降伏の条件から得られた値に1.0~1.2倍の幅を持たせて評価するのが妥当であると判断される。

4 事故機L18接続部の強度解析

事故機L18接続部の破断強度を検討するに当たり、疲労亀裂群を有するリベット結合のウェブの場合には、残留強度評価のための試験結果(付録1の3参照)により、有効断面全面降伏の条件を用い、これに1.0~1.2の係数を掛けて破断の判定を行うこととする。

疲労亀裂が存在しない部材の強度評価には、荷重の種類により材料の引張強さ及びせん断強さを用いた。これら材料の強度特性値(耐力、引張強さ、せん断強さ)は、材料の規格値(MIL-HDBK-5D)の99パーセント下限値と99パーセント上限値を用い、その幅で示している。

解析の結果を、以下順を追って述べる。

- (1) L18接続部の最も弱い部位は、リベットNo.31~56のベイ2の部分であり、破断推定圧力は6.9~9.4psiと計算された(付録1の付表-6参照)。この圧力値は、異常事態発生時の与圧胴体の推定客室差圧8.66psiと符合する。
ベイ2が破断した後の各部の破断順序を特定することは困難であるが、最も可能性が高いと考えられる破壊順序を以下に述べる。
- (2) ベイ2が破断すると、次はベイ3の疲労亀裂が集中している外舷側(第2ストラップ側)が弱く、破断はこの外舷側部分から始まりベイ3全体に達した。
- (3) ベイ2とベイ3のウェブが破断すると、第2ストラップも容易に破断する。
- (4) ベイ4とベイ1のウェブは2列リベット結合であるが、応力が高く疲労亀裂も発生している上側のリベットに沿って破断した。
- (5) 次いで、第3ストラップは引張破断し、その部分のL18スティフナは、ベイ3とベイ4の破断したリベット列の食い違いのためにせん断破断した。
その他の部分も破断し、L18接続部は全面破断するに至った。

付録1 付表-1 リベット結合部にかかる荷重

形 式	バイパス荷重 T_t (kgf)	面圧荷重 T_b (kgf)
A	84	84
B	0	168

付録1 付表-2 機械的性質：アルミ合金2024クラッド板

項 目	当該試験 *1		事故機ウェブ *2	MIL-HDBK-5D	
	2024-T3C	2024-T42C	2024-T42C	2024-T3C	2024-T42C
荷重方向	LT	LT	LT	LT/L	LT/L* 4
耐力 0.2% F_{ty} (kgf/mm ²)	30.5	28.7	27.4	* 3 27.4~30.5	* 3 23.9~27.0
				/	/
引張強さ F_{tu} (kgf/mm ²)	44.0	44.0	41.1	* 3 41.5~44.6	* 3 40.0~46.3
				/	/
伸び $e\%$	17.6	19.8	17.4	15以上	15以上
縦弾性係数 E (kgf/mm ²)	7320	7300	—	7380	7380

(* 1) 試験供試体3枚の平均値

(* 2) 2.15.1.5の表-2参照

(* 3) 99%上下限值

(* 4) LT：材料の圧延方向に直角 L：材料の圧延方向

付録1 付表-3 残留強度評価のための予備試験結果

種類	材 料	切欠先端	破 断 荷 重 (kgf)				破壊じん性値 の平均値 * 1 Kc (kgf / mm ^{3/2})
			* 1 平均値	最小値	最大値	標準偏差	
1	2024-T3C	疲労亀裂	7090	7020	7160	62	355 (353) * 2
2	2024-T3C	放電加工	7170	7010	7370	124	361 (354) * 2
3	2024-T42C	疲労亀裂	7210	7120	7250	47	365 (—) * 2

(* 1) 試験供試体 6 枚の平均値

(* 2) () の値は、破断時の有効断面応力が耐力を越えた場合の試験結果を除いた平均値

付録1 付表-4 1列リベット孔の残留強度試験結果

人工欠陥形式	人工欠陥長 a (mm)	(1) * 1 供試体の 破断応力 (kgf/mm ²)	(2) * 2 有効断面全面 降伏時の応力 (kgf/mm ²)	比 (1)/(2)	(3) * 3 破壊じん性値を 用いた破断時の 応力 (kgf/mm ²)	比 (3)/(1)
A	4	27.7	22.6	1.23	62.1	2.24
	2	29.0	23.5	1.23	70.8	2.44
B	4	23.4	20.8	1.13	47.2	2.02
	2	26.7	22.6	1.18	64.4	2.41
C	4	24.4	20.8	1.17	54.5	2.23
	2	27.0	22.6	1.19	66.2	2.45
D	4	20.4	18.9	1.08	43.4	2.13
	2	25.8	21.7	1.19	61.6	2.39
E	4	17.8	16.8	1.06	26.4	1.48
	2	19.6	18.4	1.07	27.8	1.42

(* 1) 試験供試体2枚の平均値

(* 2) 計算には付表-2の $F_{ty} = 30.5 \text{ kgf/mm}^2$ を用いる。

(* 3) 計算には付表-3の $K_c = 354 \text{ kgf/mm}^{3/2}$ を用いる。

付録1 付表-5 1列リベット結合の残留強度試験結果

人工欠陥形式	人工欠陥長 a (mm)	(1) * 1 供試体の 破断応力 (kgf/mm ²)	(2) * 2 有効断面全面 降伏時の応力 (kgf/mm ²)	比 (1)/(2)	(3) * 3 破壊じん性値を 用いた破断時の 応力 (kgf/mm ²)	比 (3)/(1)
A	4	25.2	22.6	1.12	55.3	2.19
B	4	22.0	20.8	1.06	43.2	1.96
C	4	22.6	20.8	1.09	48.8	2.16
D	4	18.9	18.9	1.00	38.9	2.06
E	4	17.5	16.8	1.04	38.9	2.22

(* 1) 試験供試体2枚の平均値

(* 2) 計算には付表-2の $F_{ty} = 30.5 \text{ kgf/mm}^2$ を用いる。

(* 3) 計算には付表-3の $K_c = 354 \text{ kgf/mm}^{3/2}$ を用いる。

付録 1 付表-6 後部圧力隔壁 L18 接続部部材の推定破断圧力

計 算 条 件	* 1 最も弱い部材	疲 労 亀 裂 の 有 無	推定破断圧力 (psi)
全部材非破断の場合 (疲労亀裂は事故機と同じ)	ベイ2	有	6.9~9.4
ベイ2が破断した場合	ベイ3の外舷側	有	6.7~9.0
ベイ2とベイ3が破断した場合	第2ストラップ	無	6.0~6.5
ベイ2、ベイ3及び第2ストラップ が破断した場合	ベイ4の外舷側	有	6.2~8.4
	ベイ1の内舷側	有	6.9~9.4
ベイ2、ベイ3、第2ストラップ ベイ4及びベイ1が破断した場合	第3ストラップ及び L18スティフナの 有効断面	無	5.6~5.8
	第1ストラップ及び L18スティフナの 有効断面	無	5.9~6.1

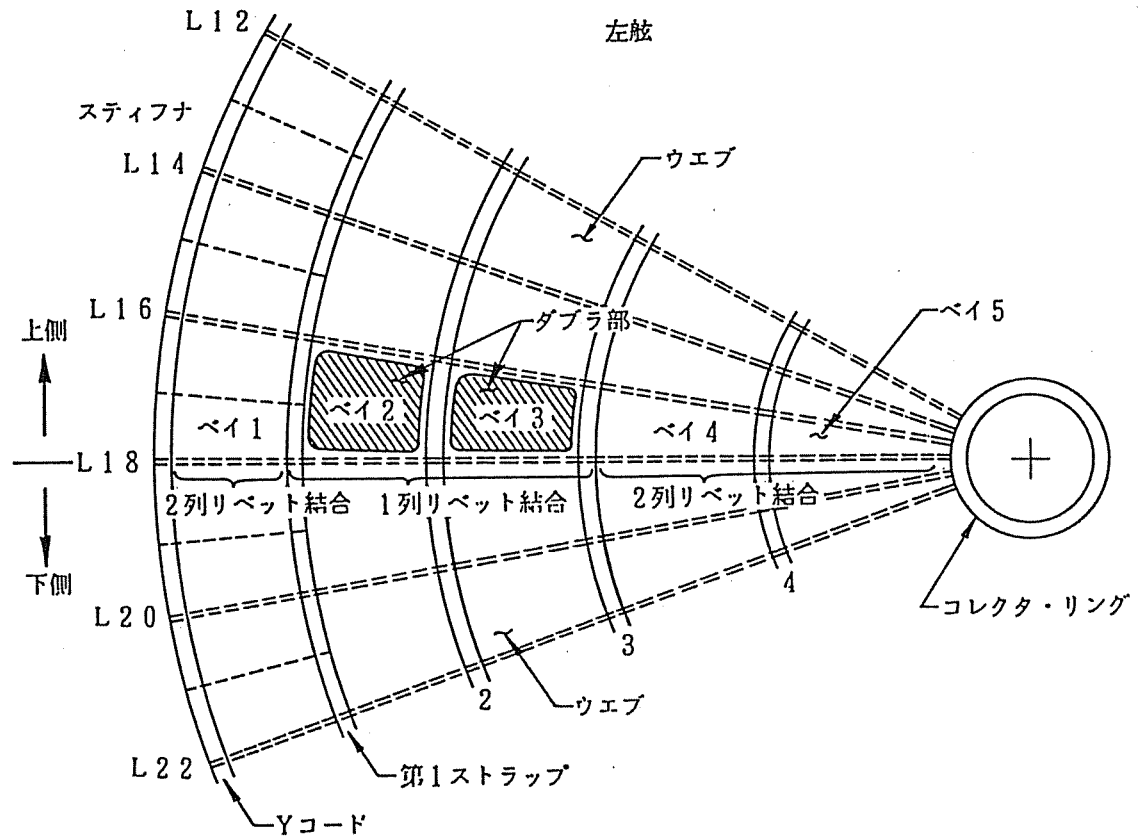
(* 1) 使用材料

ベイのウェブ : 2024-T42C

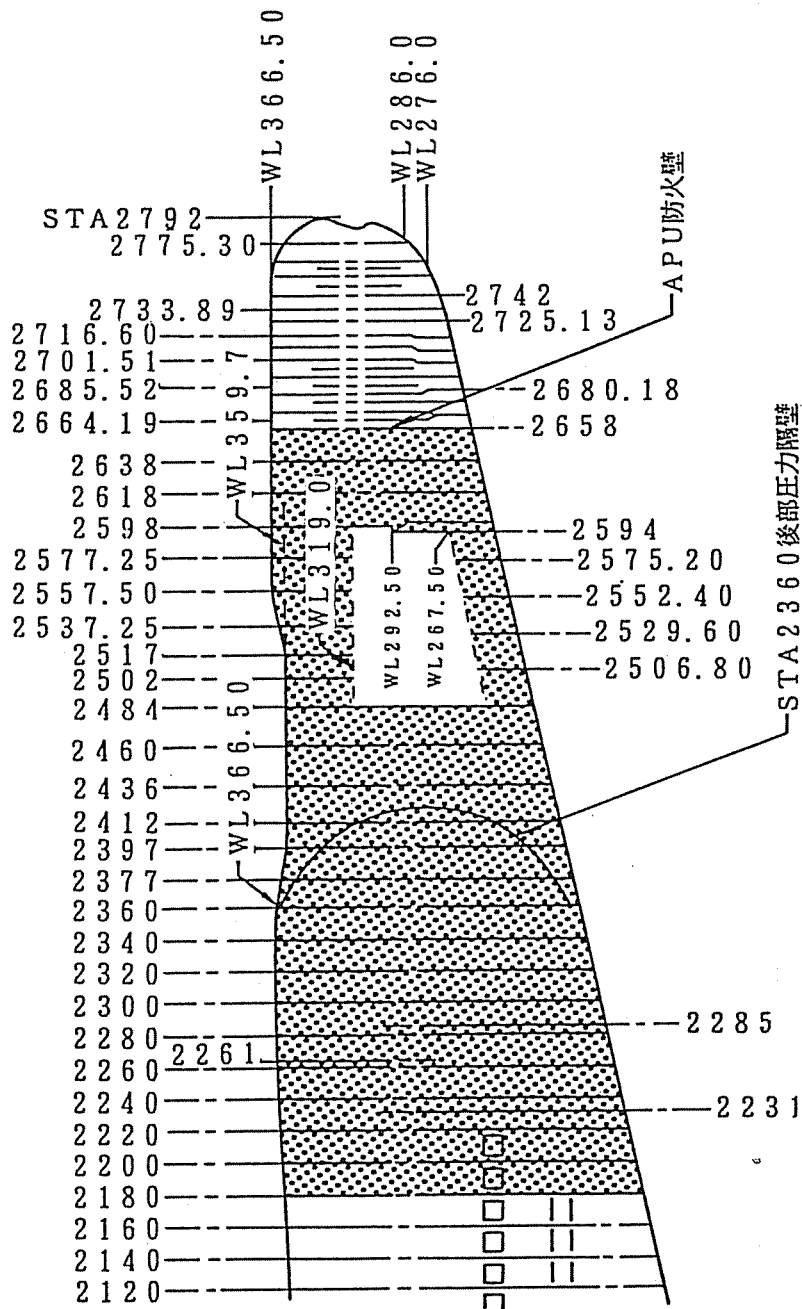
ストラップ : 2024-T3C

スティフナ : 2024-T42

付録 1 付図- 1 後部圧力隔壁 L18接続部

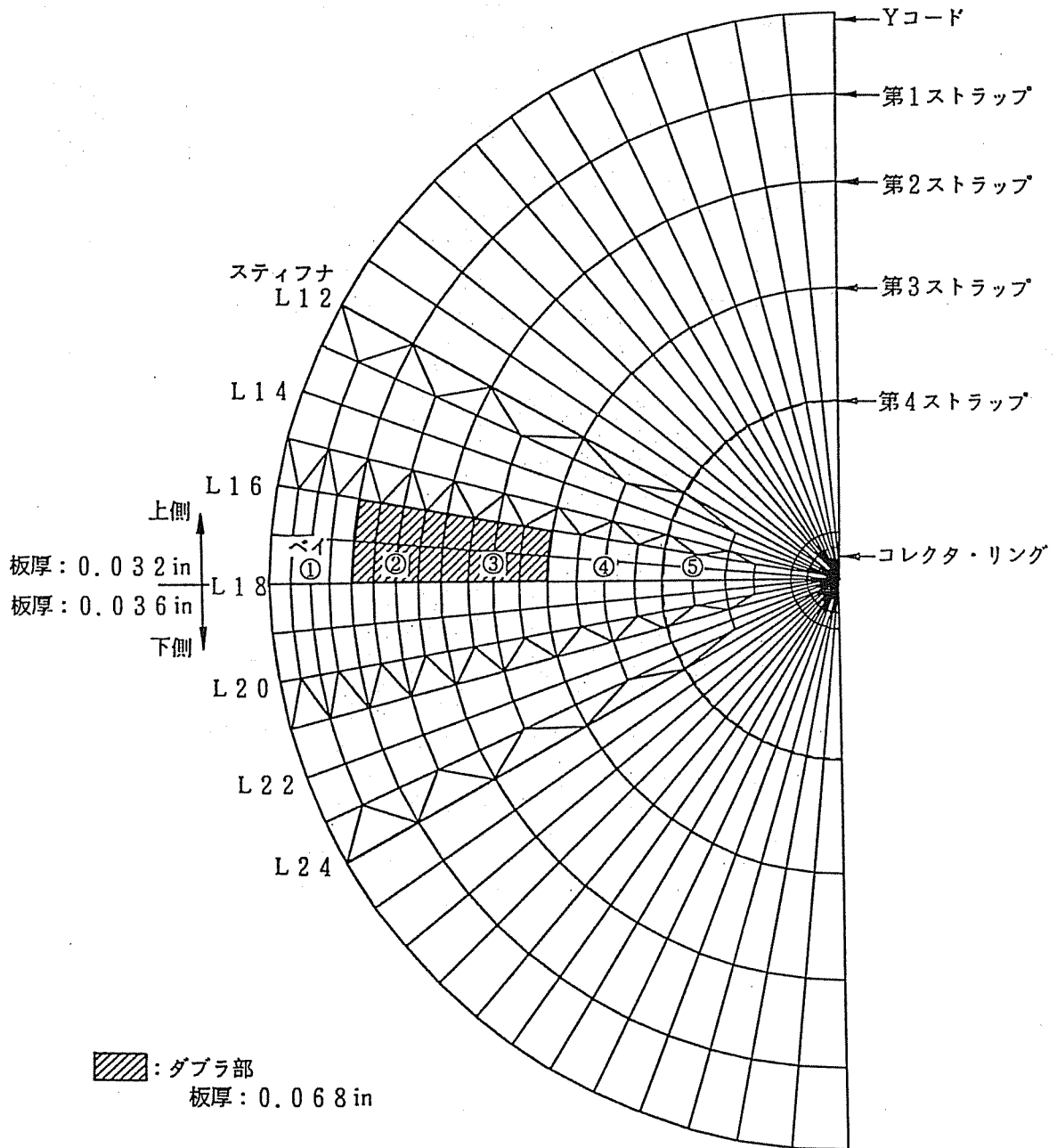


付録 1 付図 1-2 後部胴体構造の解析モデル化の範囲

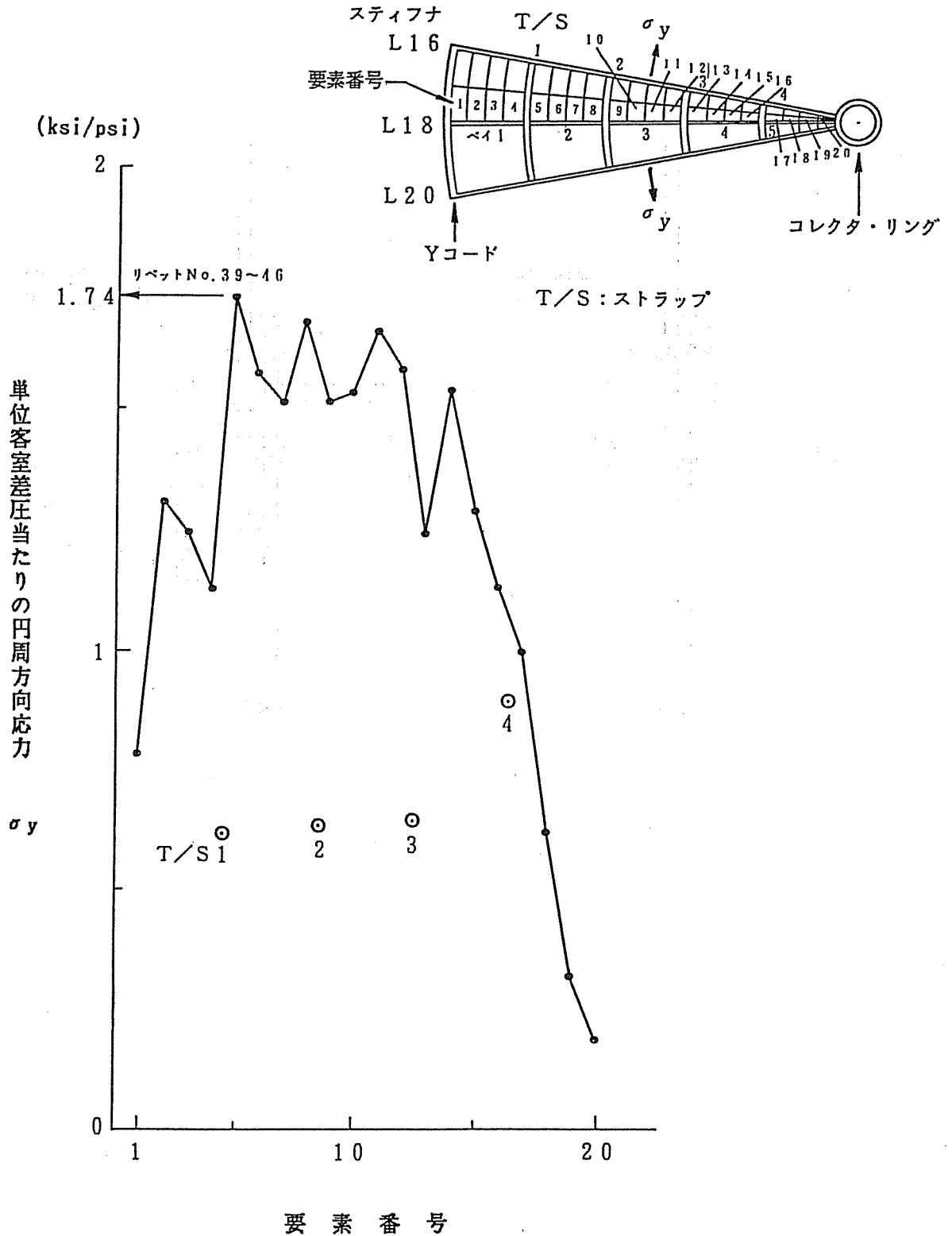


：モデル化の範囲
STA 2180 ~ 2658

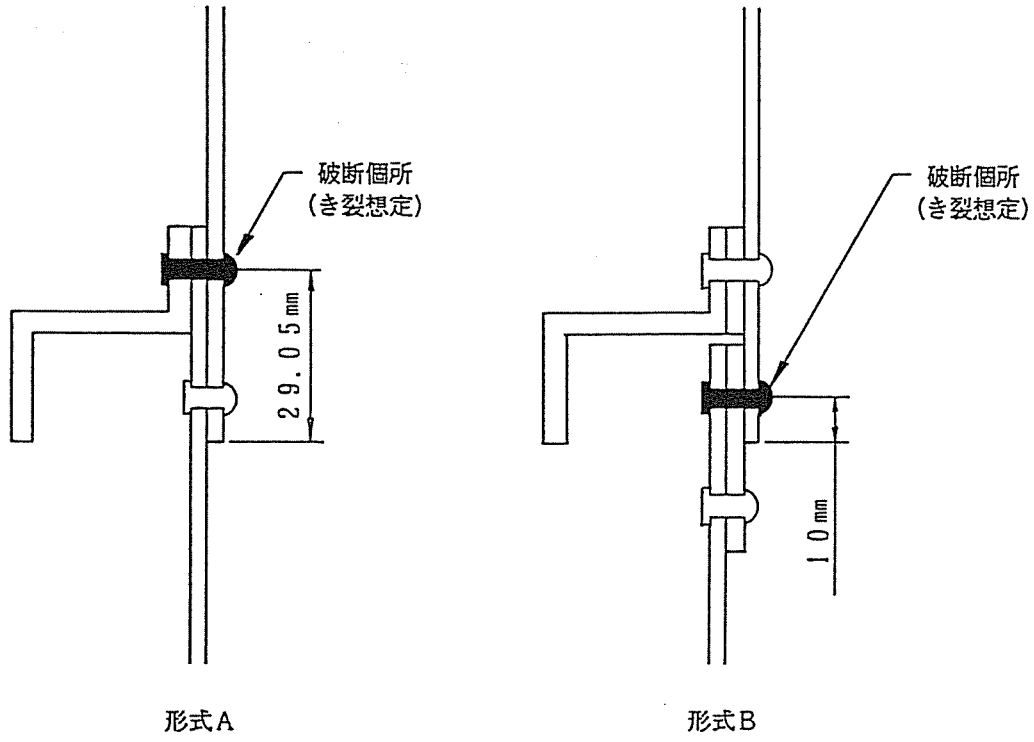
付録 1 付図- 3 後部圧力隔壁の解析モデル概要



付録 1 付図-4 L18接続部の上側ウェブにかかる応力：全部材非破断の場合
(亀裂が全くない場合)

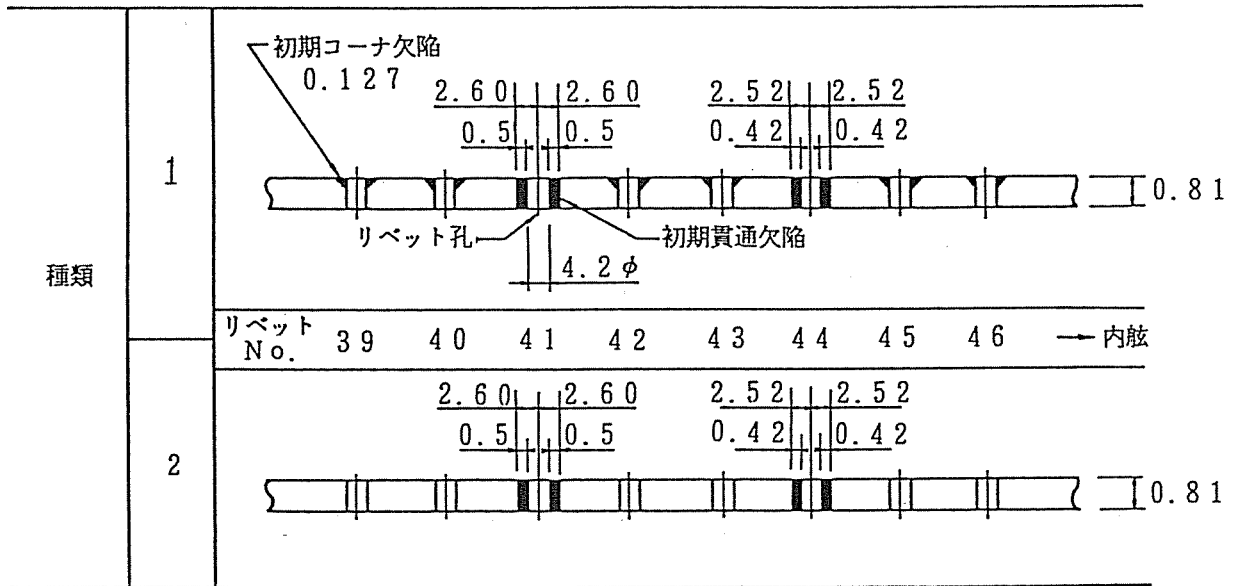


付録 1 付図- 5 疲労亀裂進展解析モデル

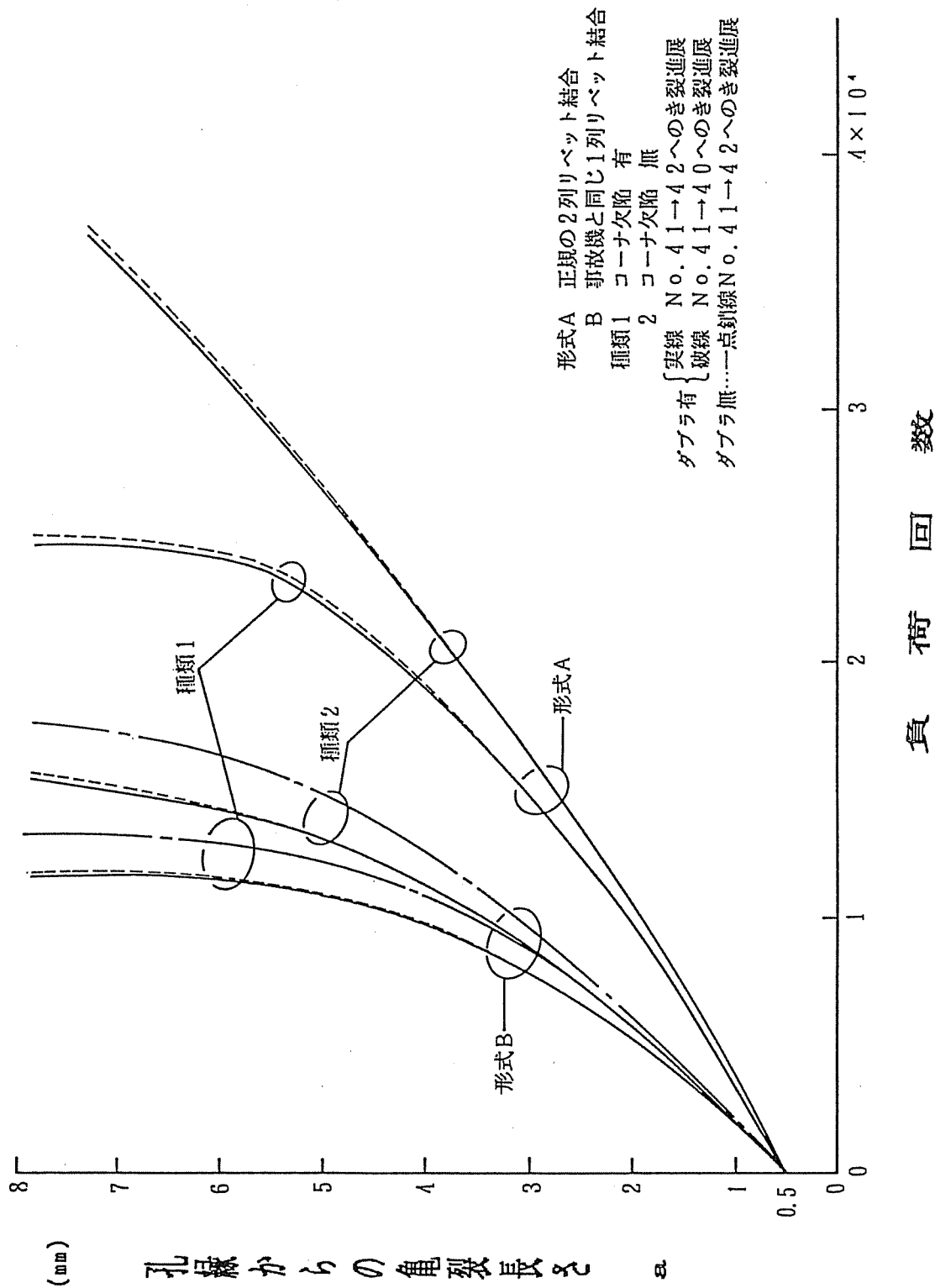


付録 1 付図- 6 想定した初期欠陥

(単位 : mm)

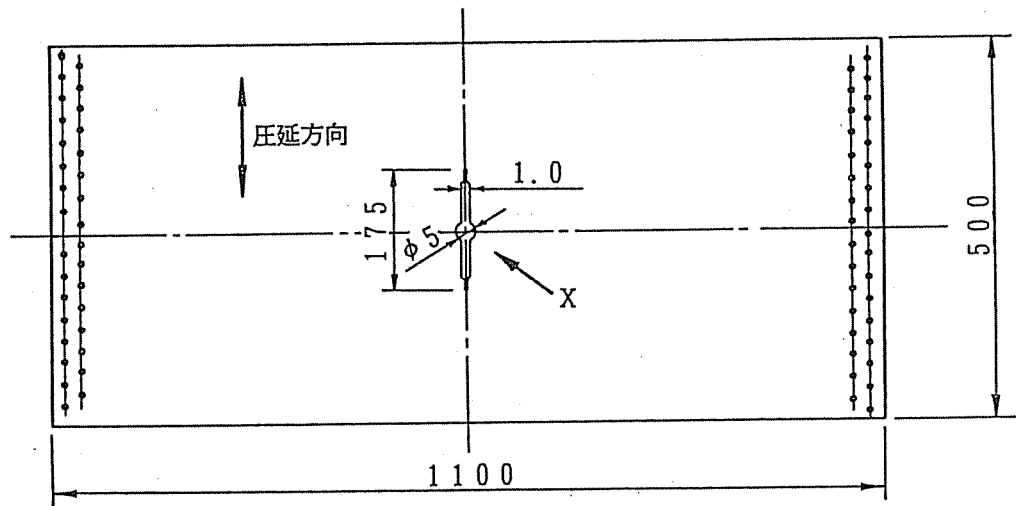


付録 1 付図一 7 疲労亀裂進展計算結果：リベット No.41



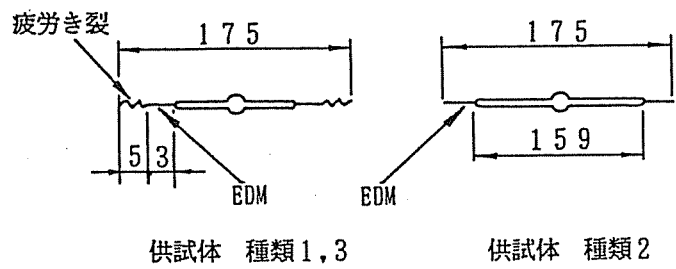
付録 1 付図－ 8 残留強度評価の予備試験用供試体

(単位：mm)



板厚：0.032 in

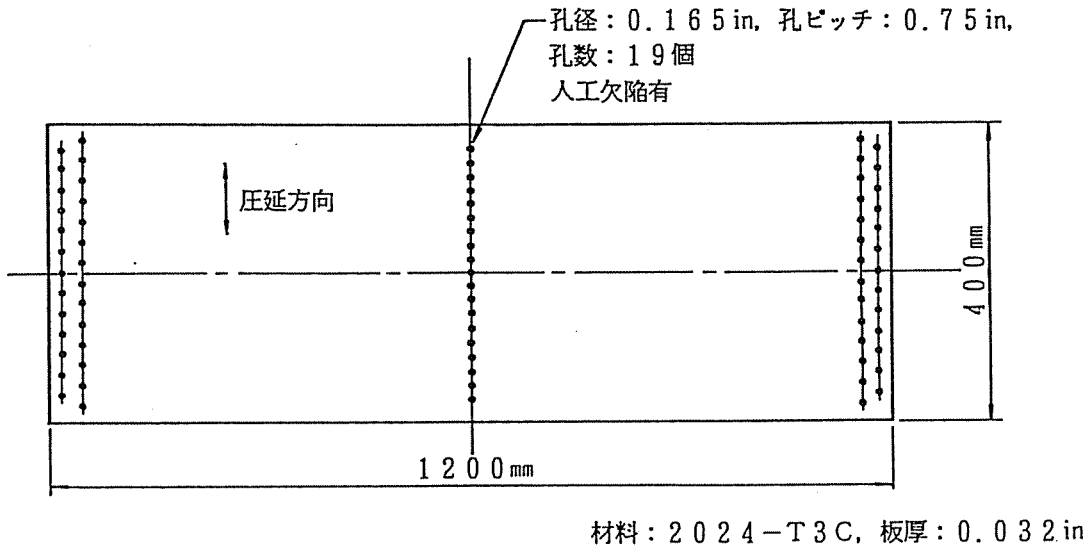
材料	切欠先端	
2024 -T3C	疲労き裂 EDM*	EDM*
	種類1	種類2
2024 -T42C	疲労き裂 EDM*	
	種類3	



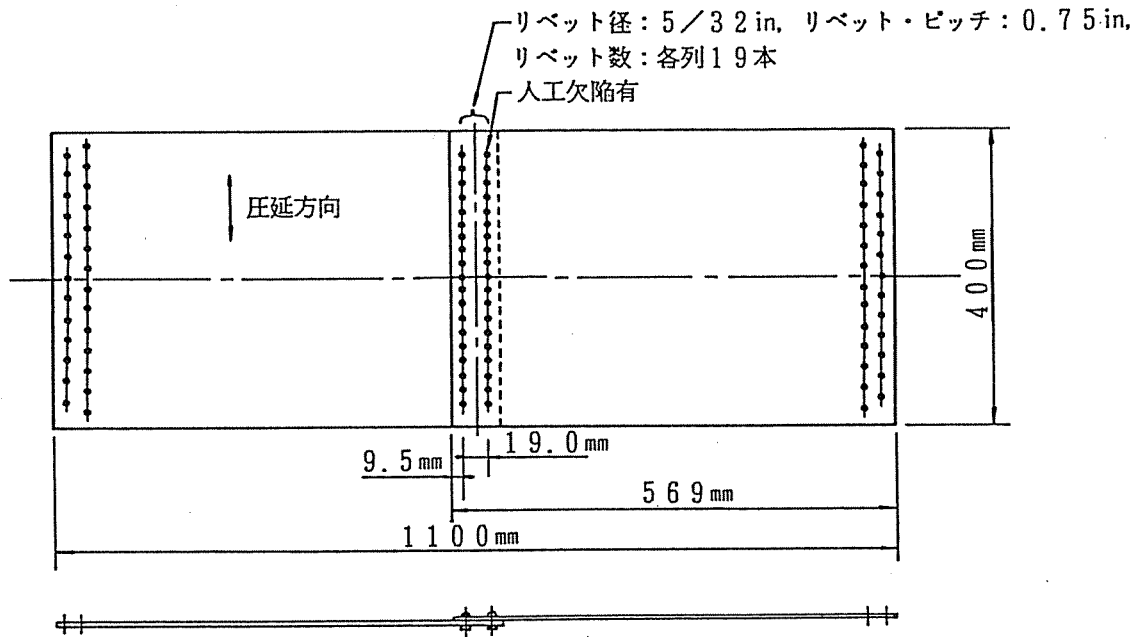
詳細X

* EDM(放電加工)

付録 1 付図- 9 残留強度試験用供試体

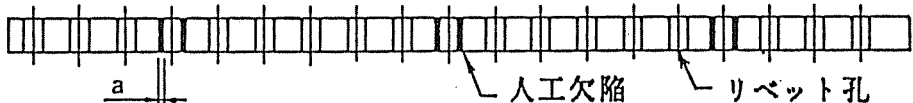
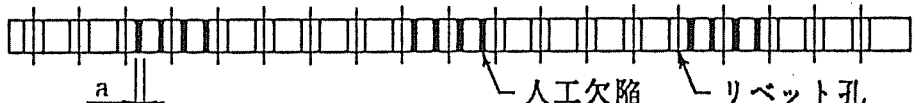
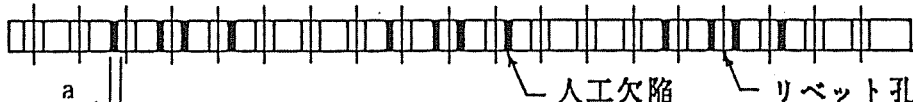
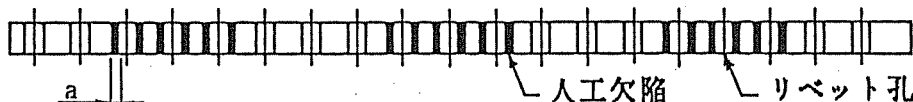
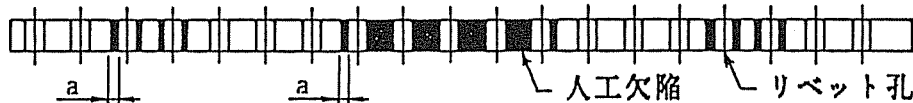


(1) 1列リベット孔



(2) 2列リベット結合

付録 1 付図-10 残留強度試験用供試体の人工欠陥設定位置

人工欠陥形式	人工欠陥 設定位置
A	
B	
C	
D	
E	

付録 2 垂直尾翼破壊の解析のための試験研究

垂直尾翼は、通常過度の内圧に対して強度を持つようには設計されていないが、本事故においては、後部圧力隔壁の破壊によって流出した客室与圧空気の一部が垂直尾翼内に流れ込み、これにより生じた過度の内圧がアフト・トルクボックス構造を破壊した可能性が高いと考えられる。

このため、垂直尾翼構造の内圧に対する破壊強度の計算を行うとともに、これを補完するための垂直尾翼部分構造内圧破壊試験及びファスナ破壊試験を実施して、垂直尾翼の内圧による破壊の可能性及び破壊順序の検討を行った。

1 垂直尾翼部分構造内圧破壊試験

1.1 供試体及び試験方法

異常事態発生の初期に脱落したと考えられる垂直尾翼のアフト・トルクボックスについて、破壊に関する基礎データと解析手法の妥当性の検討のための資料を得るために、垂直尾翼部分構造の供試体を製作して、圧縮空気による内圧破壊試験を実施した。

供試体は、事故機のアフト・トルクボックスを模した実物大の部分構造模型で、供試体 No.1 と呼称する翼端側(FS470～FS595)と、供試体 No.2 と呼称する翼根側(FS226～FS364)の2体を製作した(付録2の付図-1参照)。

外板及びストリングは、いずれも実機と同じアルミ合金7075-T6材を用いた。

試験装置を付録2の付図-2に示す。供試体には作業用出入口を設けた耐圧治具を両端に装着し、フロント・スパーを上にして支持ビームにセットした。翼根側の耐圧治具はビームに固定したが、翼端側の耐圧治具は、変位を拘束しないように単に重量を支えるだけとした。

供試体の加圧は、コンプレッサにより貯気槽内の空気を100psiに加圧した後コンプレッサを停止させ、貯気槽と供試体の間に設けたニードル・バルブを手動で操作しながらゆっくりと昇圧した。

供試体内の圧力は、翼端側と翼根側の両耐圧治具に圧力センサーを設けて測定し、両者の差は無視できる程度であることを確認した。

いずれの供試体もストリングとリブ・コード取付部、外板、スパー・ウェブ、スパー・コード及びリブ・コードに合計100～150枚の歪ゲージを貼付して、各部位の歪みを測定した。その他、フロント・スパー・コードの回転及びリブ方向の変位の測定並びにビデオカメラによる供試体の内部及び外部の撮影も行った。

供試体及び試験装置のセットアップ状況を付録2の写真-1に示す。

1.2 試験結果

試験結果をまとめて付録2の付表-1に示す。

供試体No.1は、ストリングとリブ・コード取付部が4.75psiの差圧で、左側のほぼ全域にわたって破壊した。外板に生じたリベット孔を目張りして再度昇圧した結果、4.5psiの差圧で左側のフロント・スパー・コードが、FS480～FS540にわたって破壊した。

供試体No.2では、最初に5.5psiの差圧まで昇圧して、ストリングとリブ・コード取付部の破壊が生じないことを確認した。次に、ストリングとリブ・コード取付部のハイロック・ボルトを一部切断して昇圧した結果、4.75psi以下の差圧でストリングとリブ・コード取付部の破壊が周囲に広がった。同取付部の破壊が進行すると、これに隣接するリブのシヤ・タイと外板との結合リベットも頭部が引張破壊し、更にシヤ・タイとスパー・コード結合部のリベットにも、軸方向の引張力による頭部の破壊あるいは損傷が見られた。外板のリベット孔を目張りしながら昇圧した結果、ほとんどすべてのストリングとリブ・コード取付部及びリブのシヤ・タイと外板との結合リベットが破壊した後、8.6psiで空気漏れのため試験装置による昇圧が不可能となった。付録2の付図-3は、外板とスパー・コード結合リベット近傍の外板の両面に貼った歪ゲージによる測定結果の一例で、破壊の進行とともに外板の曲げモーメントが増加する様子が見られる。

2 ファスナ破壊試験

2.1 供試体及び試験方法

垂直尾翼の内圧に対する破壊強度計算に必要なファスナの強度データを得るために、ファスナ破壊試験を実施した。

試験に使用した供試体の形状及び数量、ファスナの種類等を付録2の付図-4に示す。供試体A、B及びCは、事故機垂直尾翼のストリングとリブ・コードの取付部、リブのシヤ・タイと外板の結合部及び外板とスパー・コード結合部をそれぞれ模したものである。

供試体への負荷方法を付録2の付図-5～付図-7に示す。供試体Aの最初の1体目は、付録2の付図-5の左側に示す方法で負荷したが、ストリングのR部で破壊したため、2体目以後は同付図の右側に示す方法で負荷した。供試体Bでは、供試体の下面にコンプレッション・パッドを貼り付け、トーナメントを介して上方に引張荷重を加えた。供試体Cは、リベット結合部のせん断破壊ではなくピール破壊を生じさせるように、付録2の付図-7に示す負荷棒の上方に自在接手を設けて負荷した。

供試体Cを除いては、歪ゲージによりファスナ近傍の歪みも測定した。また供試体Bでは

供試体中央の支持反力も測定した。

2.2 試験結果

試験結果をまとめて付録2の付表-2と付表-3に示す。いずれの表の荷重も総荷重で示してある。

供試体Aでは、先ずファスナ頭の一部に割れを生じ、続いてファスナ頭下の板(ストリング)に割れを生じ、続いてR部が割れた(付表-2の破壊形式の図参照)。なお、垂直尾翼部分構造内圧破壊試験においても、ストリングとリブ・コード取付部に供試体Aと同形式の破壊が見られた。

供試体Bでは、リベット頭部が軸方向の力で引張破壊した。

供試体Cでは、板に大きな曲げ変形を生じた後、リベット頭部が軸方向の力で引張破壊した。ただし、リベットから負荷点までの距離が50ミリメートルを超える供試体(C-501)では、リベット頭部の全面破壊より前に、板がリベット孔位置で曲げ破壊した。

3 ストリングとリブ・コード取付部の強度

3.1 桁間全体計算モデルを用いた線形解析

付録2の付図-8に示す有限要素解析モデル(以下「桁間全体計算モデル」と呼ぶ。)を用いて、ストリングとリブ・コード取付部の強度を計算した。本モデルは、フォワード・トルクボックス、アフト・トルクボックス及びトレーリング・エッジ部の両舷を棒要素、梁要素及び平板殻要素を用いてモデル化したもので、ストリングとリブ・コード取付部はばね要素により結合した。ばね定数は別途当該部の有限要素解析モデルを作製し、NASTRAN SOL-24(静解析)を用いて解析的に求めた。

負荷は、アフト・トルクボックスの全体に一樣の内圧が加わるものとした。拘束条件として、翼根部の全節点を固定した。以上の条件のもとに、NASTRAN SOL-24(静解析)を用いて計算した。

計算の結果得られたストリングとリブ・コード取付部の引張荷重を、ファスナ破壊試験(供試体A)から得られたファスナ許容値と比較して付録2の付図-9に示す。同図は、下記のことを示している。

- (1) FS520~FS570付近のストリングとリブ・コード取付部が、約4.8~5.4psiの差圧で破壊する。
- (2) FS400より下側のストリングとリブ・コード取付部は、約7psiの差圧でも破壊しない。

この計算結果は、付録2の1で述べた垂直尾翼部分構造内圧破壊試験において、供試体

No.1 (FS595～FS470)では、4.75psiの差圧でストリングとリブ・コード取付部が破壊し、供試体No.2 (FS364～FS226)では、5.5psiの差圧に対しても同取付部が破壊しなかったこととよく一致する。

以上の計算結果及び試験結果に加えて、垂直尾翼の左右の外板には約0.5psiの外部空気が作用することを考慮し、更に構造寸法の図面との相違、構造の遊び(ガタ)、解析及び試験の精度等も考慮に入れると、ストリングとリブ・コード取付部は内圧が約4psi上昇すれば破壊し得ると考えられる。

3.2 垂直尾翼内の圧力勾配の影響

胴体後部圧力隔壁の開口面積を1.2m²と仮定し、異常事態発生当時の飛行条件下で隔壁から流出した客室与圧空気により垂直尾翼内の各部の圧力が上昇する様子を解析により求めた。

圧力上昇中における各部の圧力分布の一例を付録2の付図-10に示す。翼端と翼根付近のアフト・トルクボックス内の圧力の差は7パーセント弱で無視できる程度であった。

3.3 ストリングとリブ・コード取付部の破壊の伝播

FS520～FS570付近の標定となるストリングとリブ・コード取付部が破断した後の隣接するストリングとリブ・コードの挙動を、桁間全体計算モデルを用いてNASTRAN SOL-24(静解析)により計算した。その結果、

- (1) 1箇所のストリングとリブ・コード取付部が破壊すると、隣接するストリングとリブ・コード取付部は荷重が大幅に増加して破壊し、この現象は、アフト・トルクボックス内で順次伝播、拡大する。
- (2) リブのシヤ・タイに隣接するストリングとリブ・コード取付部が破壊すると、シヤ・タイと外板の結合リベット(ファスナ破壊試験の供試体B)も荷重が大幅に増加して破壊する。

との計算結果を得た。これは、前述の垂直尾翼部分構造内圧破壊試験の結果ともよく一致する。

4 外板とスパー・コード取付部の強度

4.1 リブの座屈

ストリングとリブ・コード取付部が破壊し、リブのシヤ・タイと外板の結合リベットもすべて破壊した場合、5 psiの差圧によってリブに加わる前後方向の圧縮力は、FS520 におい

て座屈荷重の約8倍、FS295において約18倍となり、リブは容易に座屈するとの計算結果を得た。

4.2 外板とスパー・コード取付部計算モデルを用いたピール強度解析

ストリングとリブの結合がなくなり、リブが前後方向の圧縮力を受けて座屈すると、外板は外側に大きく膨らみ、外板とスパー・コード取付部に曲げモーメントを生じる。そこで、付録2の付図-11に示す外板とスパー・コード取付部計算モデルを作製し、NASTRAN SOL-66(幾何学的非線形解析)を用いて外板とスパー・コード取付部のピール強度を計算した。

本計算モデルは、アフト・トルクボックスの外板を部分的に取り出した2次元モデルで、すべて平板殻要素を用いた。外板とスパー・コード取付部を除く部材端末には部材連続条件を適用した。外板とスパー・コード取付部の回転変位と面外変位は拘束し、桁間方向の移動は自由とした(*1)。負荷は、アフト・トルクボックスに一樣内圧が加わるとした。

(*1) 解析の都合上、支持部の桁間方向に剛性の小さなばね($K=1.0\text{lbs/in}$)を仮定した。このばねによって生じる桁間方向の力は、差圧5psiのときFS295において約20 lbs/in、FS520において約10lbs/inで十分小さいため、結果に対する影響は無視できる。

外板とスパー・コード取付部の曲げモーメント及び支持点反力を計算し、両者から同取付部におけるピール荷重と等価モーメントアームの関係を求めた。結果を同取付部のピール許容値(ファスナ破壊試験の供試体C)と比較して付録2の付図-12に示す。すなわち、FS295~FS450付近の外板とスパー・コード取付部が、約2~4.5psiの差圧でピール破壊するとの計算結果を得た。

なお、外板のフロント・スパー・コード取付部とリヤ・スパー・コード取付部とを比較すると、内圧による荷重は同程度であるが、外部空気力(付録2の付図-13参照)及びフォワード・トルクボックスの剛性の影響等のために、フロント・スパー・コード取付部の方が先に破壊すると考えられる。

一方、垂直尾翼部分構造内圧破壊試験では、No.1及びNo.2のいずれの供試体も外板とスパー・コード取付部のピール破壊を生じなかったが、ストリングとリブ・コード取付部の破壊に続いてシヤ・タイと外板の結合リベット及びシヤ・タイとスパー・コード結合リベットの頭部も軸方向の力により引張破壊し、そこからピール破壊が生じる可能性をうかがわせた。

また、垂直尾翼部分構造内圧破壊試験に用いた供試体はフォワード・トルクボックスが無いこと、供試体両端の耐圧治具による影響が無視できないこと、試験装置の与圧能力が小さくて破壊伝播時の動的効果が実際と異なる等のため、ストリングとリブ・コード取付部が破壊した後の破壊の進行に関しては、事故機の破壊をよく模擬したとは言い難い。

5 その他の強度

5.1 垂直尾翼翼端部の強度

垂直尾翼の翼端カバーとリブ・コードを模擬したFEM計算モデルを作製し、NASTRAN SOL-24(静解析)を用いて翼端部の強度を計算した。その結果、翼端カバーの腰部は7.1~8.6psiの差圧で曲げ破壊するとの結果を得た。また、翼端カバーとリブ・コード取付部のファスナはこれより十分高い強度を有するとの結果を得た。

5.2 スパー・コードの強度

垂直尾翼部分構造内圧破壊試験において、供試体No.1 (FS470~FS595のアフト・トルクボックス相当)のフロント・スパー・コードが、ストリングとリブ・コード取付部の破壊後4.5psiの差圧で破壊した(付録2の1参照)。

そこで、供試体No.1の破壊モードを推定することにより、実機におけるスパー・コードの破壊の可能性を検討した。結果を以下に記す。

- (1) 供試体にはフォワード・トルクボックスが無いため、付録2の付図-14のケース1のように曲げモーメントが発生すると仮定した場合は、フロント・スパー・コードは破壊しないとの計算結果を得た。
- (2) 供試体の破壊したフロント・スパー・コードには、リブが座屈した際にシヤ・タイの端部が強打したと思われる打痕が残っていた。そこで、付録2の付図-14のケース2のように外板の引張力がリブ位置に集中し、スパー・コードの荷重が局部的に増加すると仮定した結果、スパー・コードは破壊するとの計算結果を得た。
- (3) (1)及び(2)より、供試体No.1は、フォワード・トルクボックスが無いためにスパー・コードに曲げが発生するとともに、過大なせん断荷重が負荷されて破壊したと考えられる。そこで、実機の構造に対しては、付録2の付図-14のケース3に示すように二つの荷重経路を想定して強度を計算し、ストリングとリブ・コード取付部の破壊後約4.5~7.5psiの差圧で、翼端近くのスパー・コードが破壊するとの結果を得た。

6 破壊順序の推定

以上の結果から、胴体後部圧力隔壁の破壊によって流出した客室与圧空気の一部が垂直尾翼内に流れ込み、内圧が約4psi上昇すると垂直尾翼は破壊し得ると考えられる。

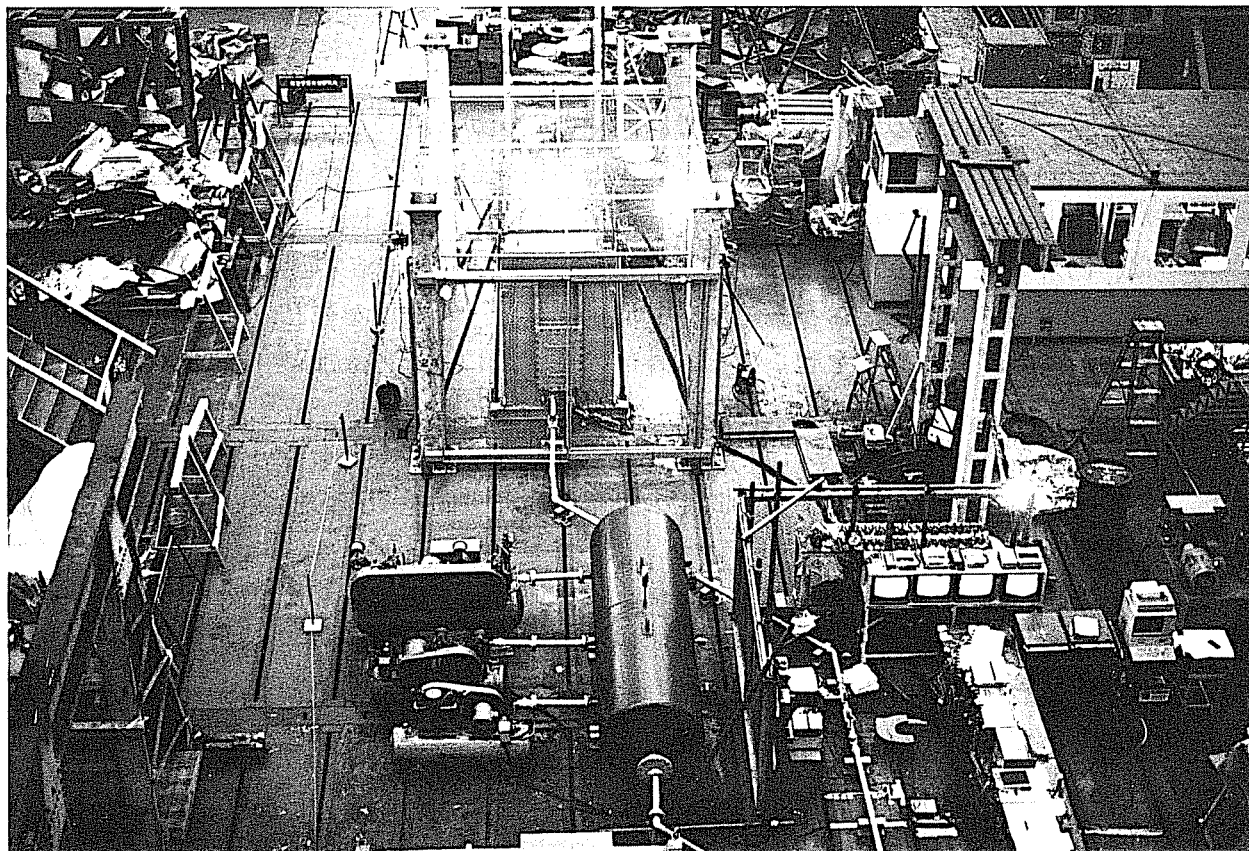
今回実施した垂直尾翼の強度計算がすべて静的な解析であり、また垂直尾翼の回収が部分的であるので、垂直尾翼の破壊順序の詳細を特定することは困難であるが、これまでの解析

及び試験結果、残骸の散乱状況(2.4.3)及び機体の損壊状況(2.4.2及び2.16.3)等を考慮して、最も可能性が高いと考えられる破壊順序を以下に述べる。

- (1) 後部圧力隔壁の破壊によって流出した客室与圧空気の一部が垂直尾翼内に流れ込み、その内圧が上昇する。
- (2) 内圧が約4psi上昇した時、アフト・トルクボックス最上部付近のストリングとリブ・コード取付部が破壊する。
- (3) 1箇所のストリングとリブ・コード取付部が破壊すると、隣接するストリングとリブ・コード取付部の破壊を誘発して、同種の破壊が周囲に広がるとともに、リブ・コード方向にあっては、リブのシャ・タイと外板の結合リベットにも破壊が広がる。
- (4) ストリングとリブ・コードの結合がなくなると、アフト・トルクボックスの外板は、内外の差圧を受けて枕状に膨らみリブは座屈する。結果として外板は更に膨らみ、外板とフロント・スパー・コード取付部にピール破壊を生じる。
- (5) 1箇所でピール破壊を起こすと、外部の空気流による力も加わり、外板は相当の範囲にわたってはく離する。
- (6) アフト・トルクボックスはその主要構造部材としての機能を失い、リヤ・スパーの倒壊とそれに支えられている方向舵の脱落並びに方向舵関連の操縦索系統及び系統油圧配管の損壊をもたらす。

上述の破壊順序のうちストリングとリブ・コード取付部が破壊した後に関しては、フロント・スパー・コードの破壊、ストリングの座屈、垂直尾翼翼端部カバーの破壊、リブとフロント・スパー結合部の部分的破壊等が発生し、あるいは、アフト・トルクボックスの著しい剛性低下に伴って垂直尾翼のフラッタが発生して、上記(4)以後の破壊の進行を助長した可能性も考えられる。

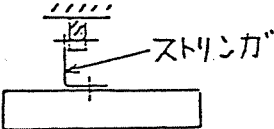
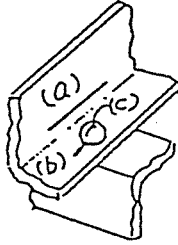
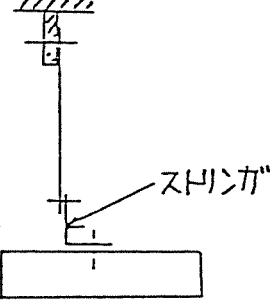
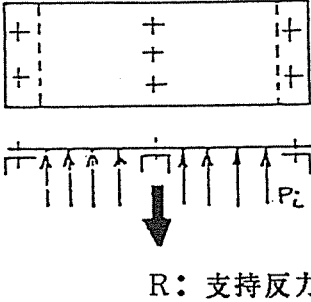
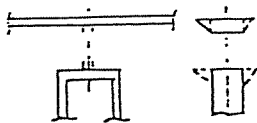
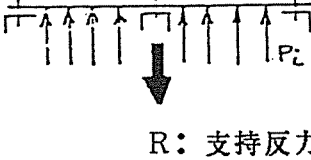
付録 2 写真- 1 試験供試体及び試験装置の配置状況



付録 2 付表-1 垂直尾翼部分構造内圧破壊試験結果

供試体 No.	試験 Step	最大負荷圧力 (psi)	試験状況	供試体の破壊状況	破壊箇所の処置
1	1	3.88	3.88psiで音発生(ボカン)のため、除荷	なし	—
	2	4.75	<ul style="list-style-type: none"> ・4.4psiで音発生(ボカン) ・4.55psiで音発生(ボーン) ・4.75psiで音発生(バーン)し、圧力が0psiまで低下した。 	<ul style="list-style-type: none"> ・FS495を除き、左側のストリングとリップ・コード取付部が破壊した。 ・同じく、左側の外板とシヤ・タイの結合リベットが抜けた。 	リベットの抜けによる外板の穴に対して可能な限りアルミテープで目張りを行った。
	3	4.5	<ul style="list-style-type: none"> ・0.8psiで音発生(ボーン) ・3.1、3.2psiで音発生(パン) ・3.8psiで音発生(ボーン) ・4.3psiで音発生(パン) ・4.5psiで音発生(バーン)し、急激に圧力が0psiまで低下した。 ・昇圧につれて、左側外板の変形(膨らみ)が顕著に現われた。 	<ul style="list-style-type: none"> ・FS495の左側のストリングとリップ・コード取付部が破壊した。 ・残っていた左側の外板とシヤ・タイの結合リベットがほぼ抜けた。 ・左側のフロント・スパー・コードがFS495～520を超えて破壊した。 	—
2	1	5.5	5.5psiまで負荷し、破壊が生じないことを確認した。	なし	—
	2	4.75	<ul style="list-style-type: none"> ・FS320でストリング#5～#10とリップ・コードとの結合ボルトを取外し、4.75psiまで負荷した。 ・3.7、4.1psiで音発生(パン) ・4.75psiで音発生(バーン)したため除荷した。 	<ul style="list-style-type: none"> ・FS295でストリング#8とリップ・コードとの結合ボルトの頭部が破壊した。 	—
	3	4.28	<ul style="list-style-type: none"> ・FS295でストリング#6～#9、FS345でストリング#5～#9とリップ・コードとの結合ボルトを取外した。 ・3.3psiで音発生(バーン) ・4.25psiで音発生(ボゴ) ・4.28psiで音発生(バーン)し、昇圧不可能となった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・右側ほぼ全域のストリングとリップ・コード取付部が破壊した。 ・同じく、右側の外板とシヤ・タイの結合リベットが8割方抜けた。 ・右側の外板にかなりの残留変形が生じた。 	リベットの抜けによる外板の穴に対して、可能な限りアルミテープと粘土で目張りを行った。
	4	2.12	<ul style="list-style-type: none"> ・残りすべてのストリングとリップ・コードとの結合ボルトを取外した。 ・1.3psiから立て続けに音が発生し2.12psi外板からのエアの漏れが増大し昇圧不可能となった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・右側で残っていた外板とシヤ・タイの結合リベットがほとんど抜けた。 ・左側の外板とシヤ・タイの結合リベットがFS270～320の間でかなり抜けた。 	同上
	5	4.36	<ul style="list-style-type: none"> ・1.3psiから立て続けに音が発生したが、最終破壊には至らなかった。 ・4.36psiで外板からのエアの漏れ量が増大し昇圧不可能となった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・残っていた外板とシヤ・タイの結合リベットの抜けが進行した。 	同上
	6	8.60	<ul style="list-style-type: none"> ・装置最大限の能力で負荷を実施したが、最終破壊には至らなかった。 ・3.0psiから立て続けに音が発生した。 ・外板からのエアの漏れ量が激しく8.6psiで昇圧不可能となった。 	<ul style="list-style-type: none"> ・外板とシヤ・タイの結合リベットがすべて抜けた。 ・リップが前後方向に座屈した。 ・スパー・コードと外板の結合リベットがリップ位置で破断した。 	—

付録 2 付表- 2 ファスナ破壊試験結果 (供試体A及びB)

No.	供試体及び負荷形態	破 壊 形 式		破 壊 荷 重	
				P_{total} (kgf)	R(kgf)
A-1			a, c	489	
-2			a, b, c	454	
-3			a, b, c	466	
-4			a	508	
-5			a, b, c	462	
B-1				1724	831
-2		リベット頭抜け		1700	826

$$P_{total} = \sum P_i$$

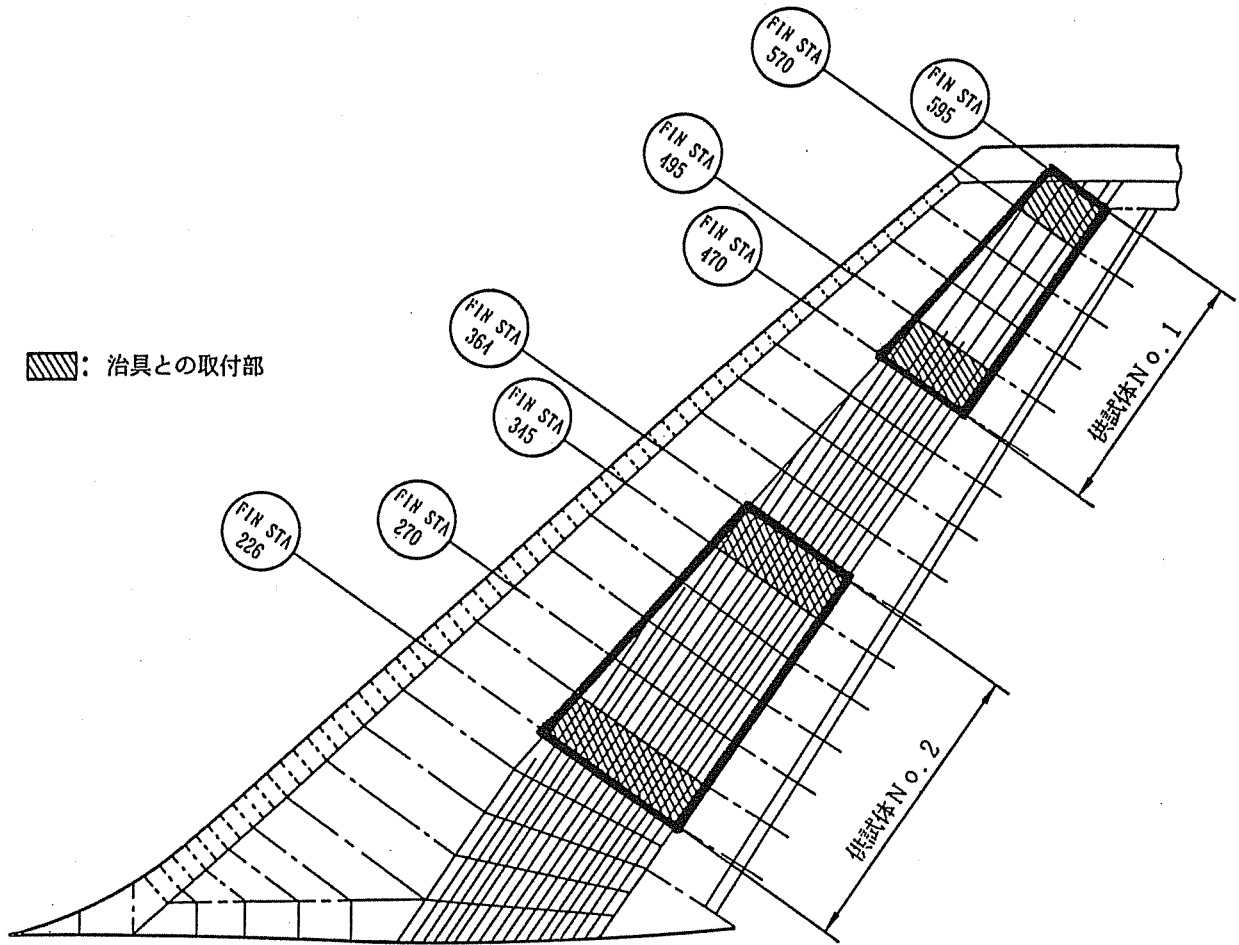
付録2 付表-3 ファスナ破壊試験結果 (供試体C)

供 試 体			試 験 結 果		
記 号	板厚 (mm)	板幅 (mm)	ℓ (mm)	P (kgf)	破断形式
C-101-1 -2	2.5	60.3	15.8	276	リベット頭抜け
		60.7	15.4	291	
C-201-1 -2		60.0	20.6	216	
		60.1	20.6	215	
C-301-1 -2		60.5	30.5	158	
		60.6	30.8	152	
C-401-1 -2		60.5	46.0	115	
		60.6	46.2	111	
C-501-1 -2 -3		60.2	62.8	77	
		60.0	75.5	66	リベット頭
	60.2	53.3	85	部分抜け	

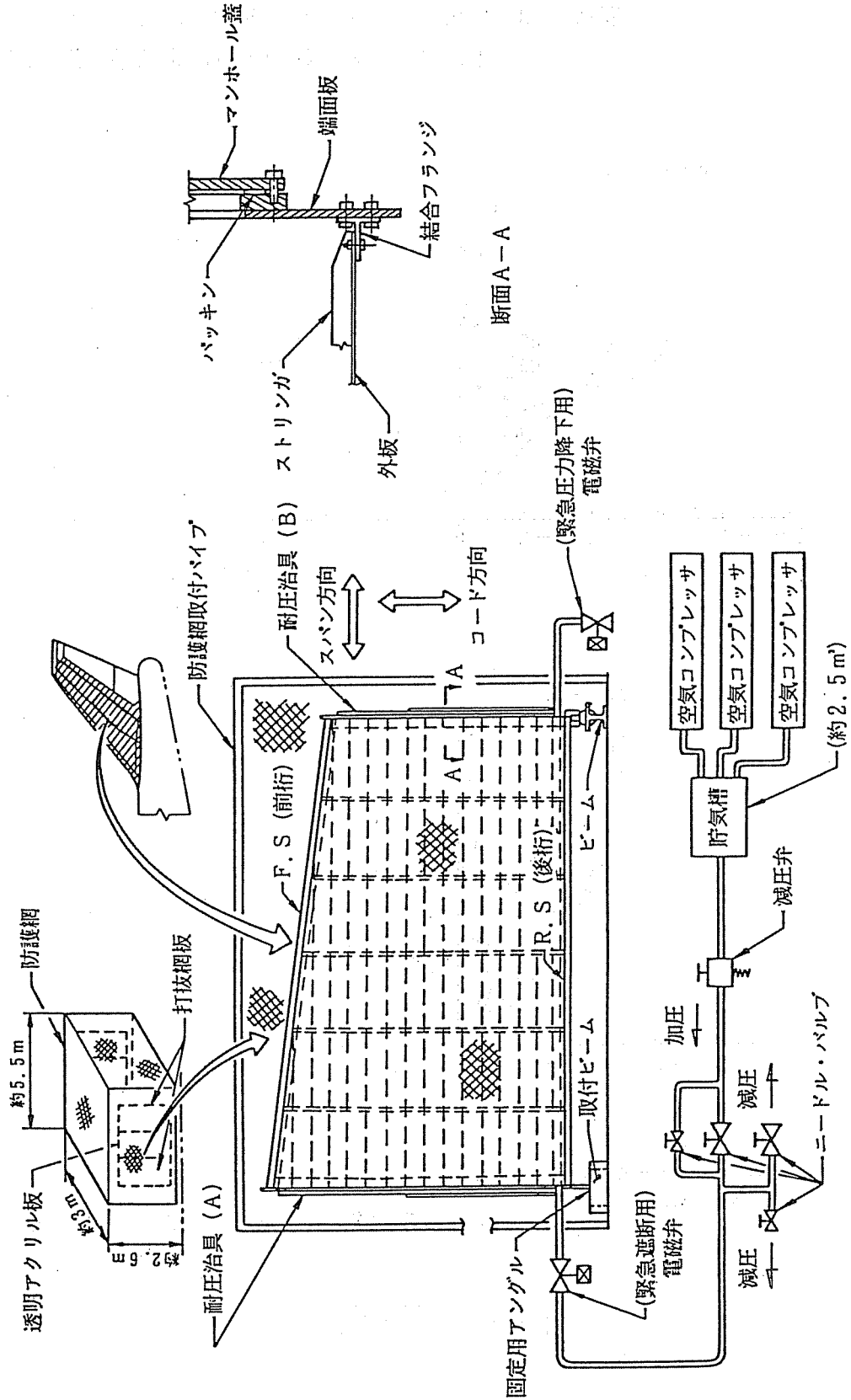
(注) ℓ 及び P は付録2の付図-7参照

ただし、 ℓ はセット時の寸法である。

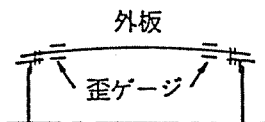
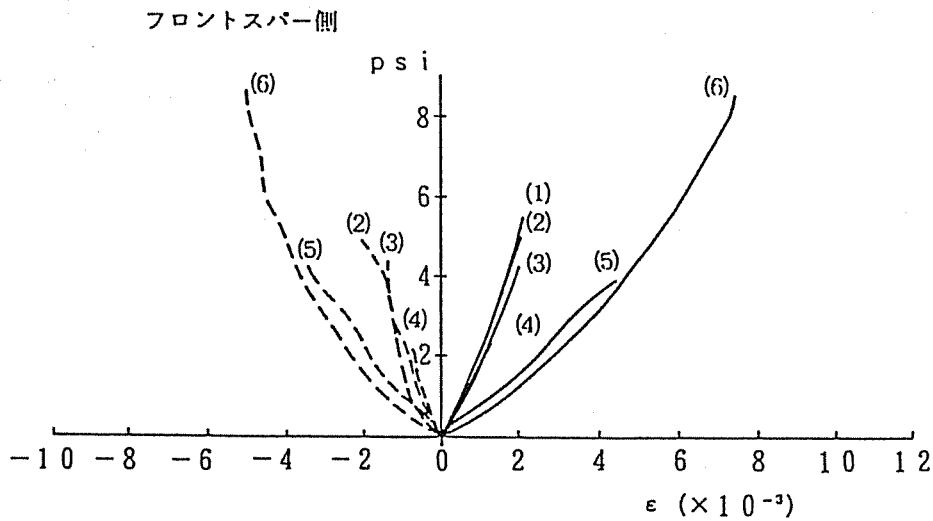
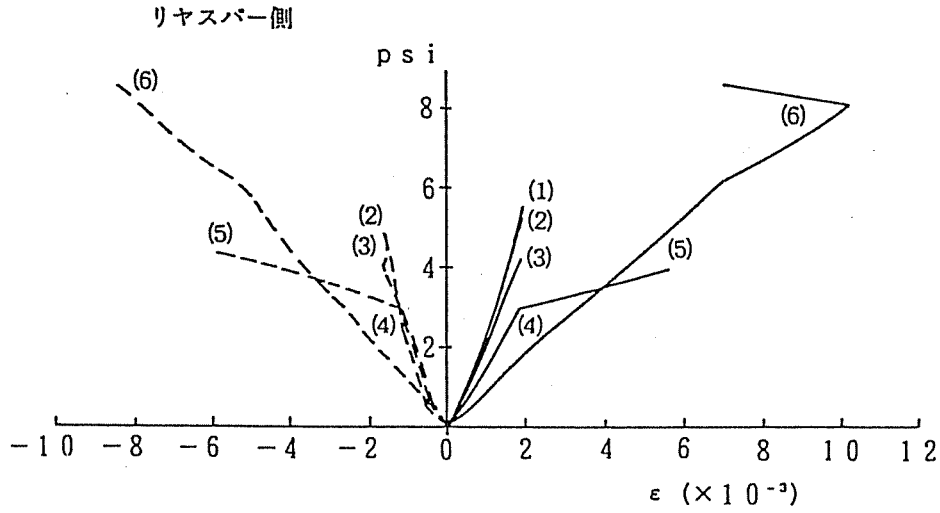
付録 2 付図- 1 試験供試体の部位



付録 2 付図-2 試験装置の概要



付録 2 付図- 3 外板とスパー・コード取付部のファスナ
近傍における外板の歪み測定結果の代表例



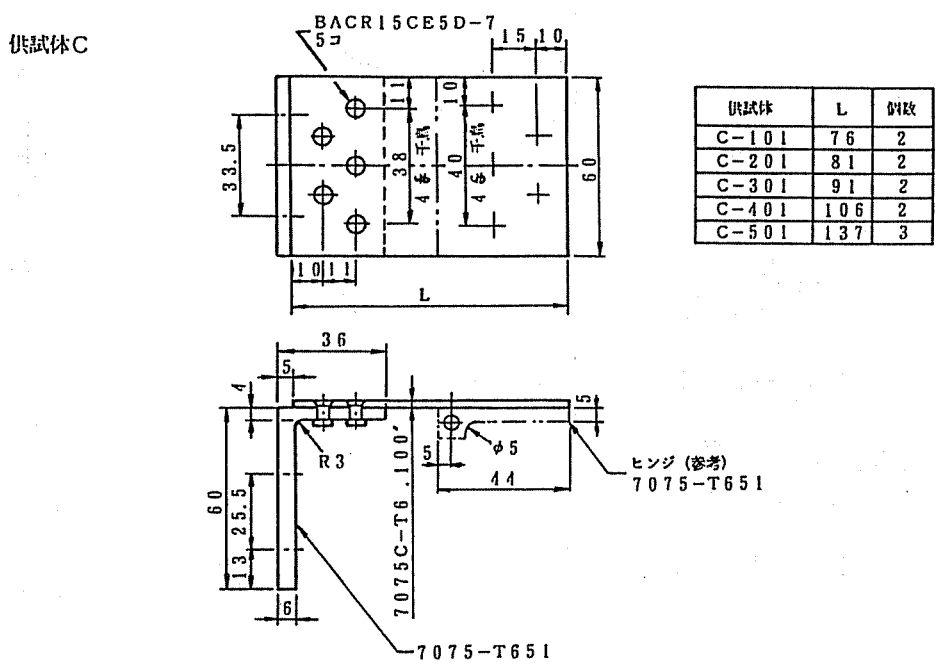
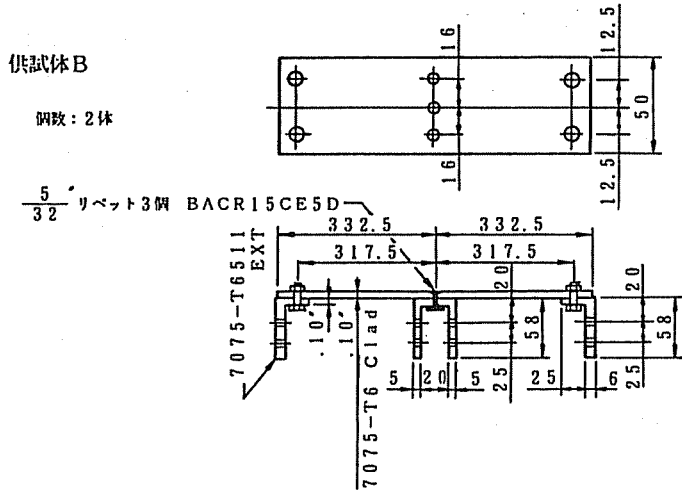
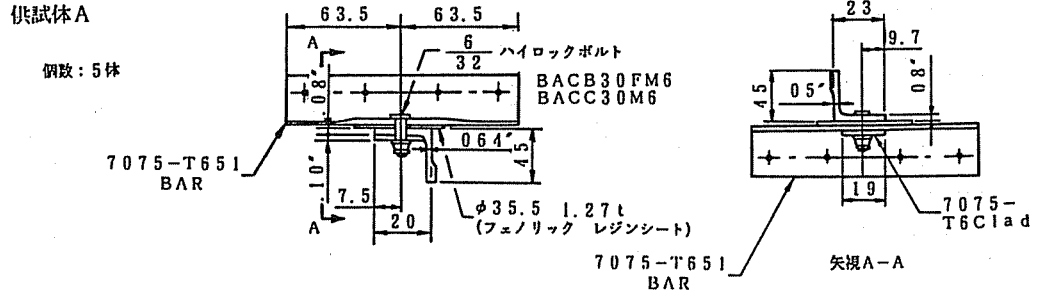
注1 ()は試験ステップ番号を表わす。

注2 実線は外板の内側、破線は外側の歪を表わす。

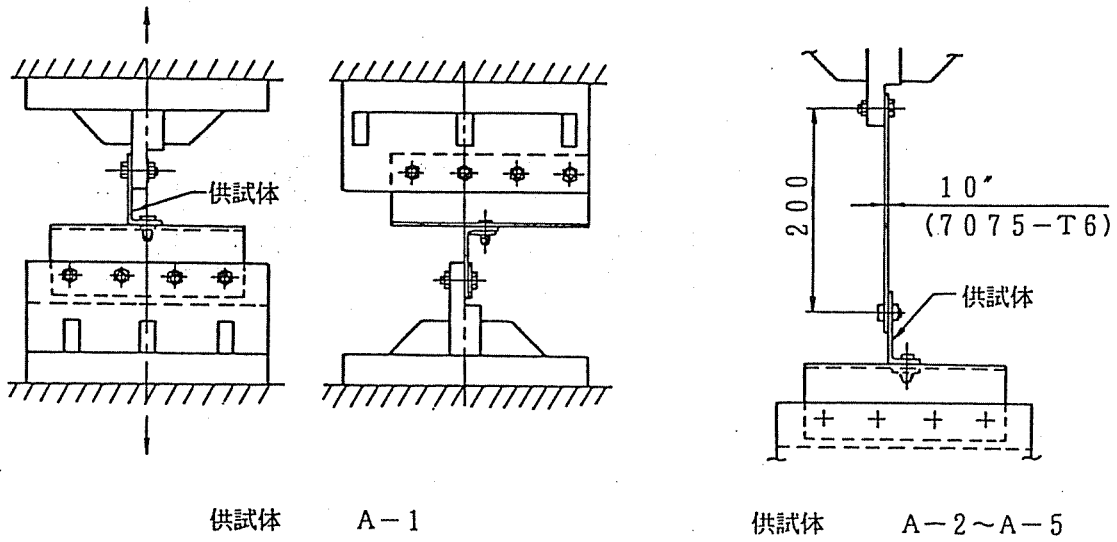
(垂直尾翼部分構造内圧破壊試験。
供試体No. 2, F. STA307.5)

付録 2 付図- 4 試験供試体の形状及び個数

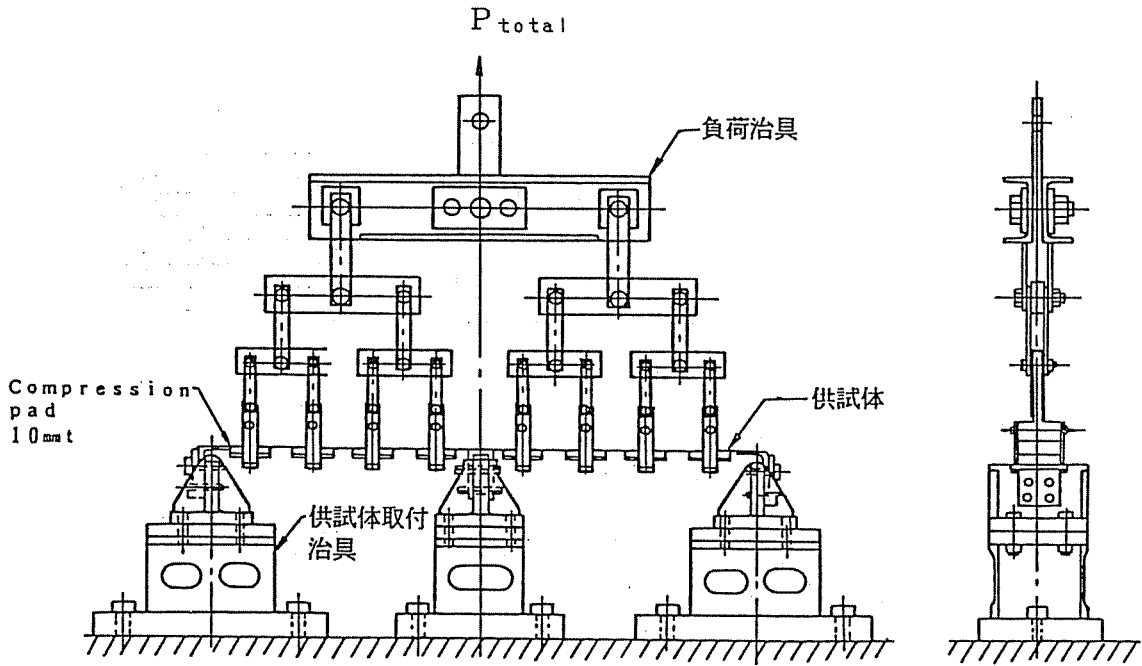
単位：ミリメートル（ただし、インチ記入のもの除く）



付録 2 付図- 5 試験供試体Aの負荷方法

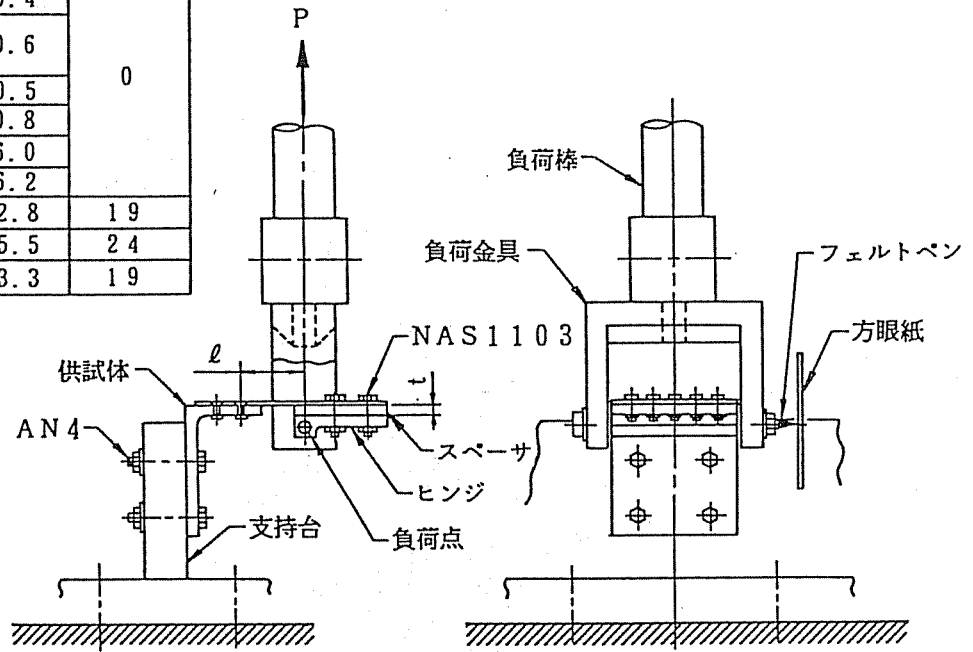


付録 2 付図- 6 試験供試体Bの負荷方法

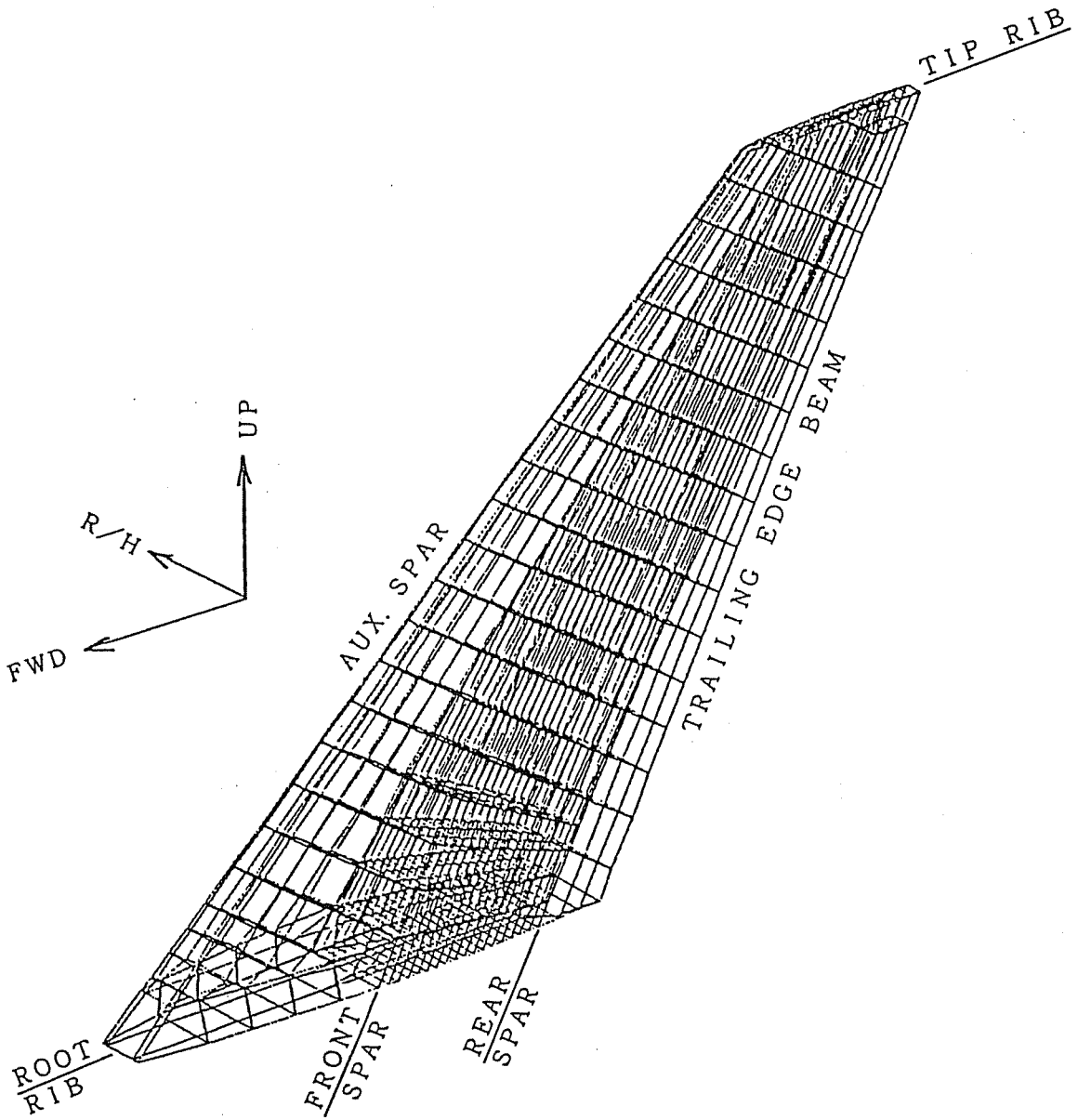


付録 2 付図- 7 試験供試体Cの負荷方法

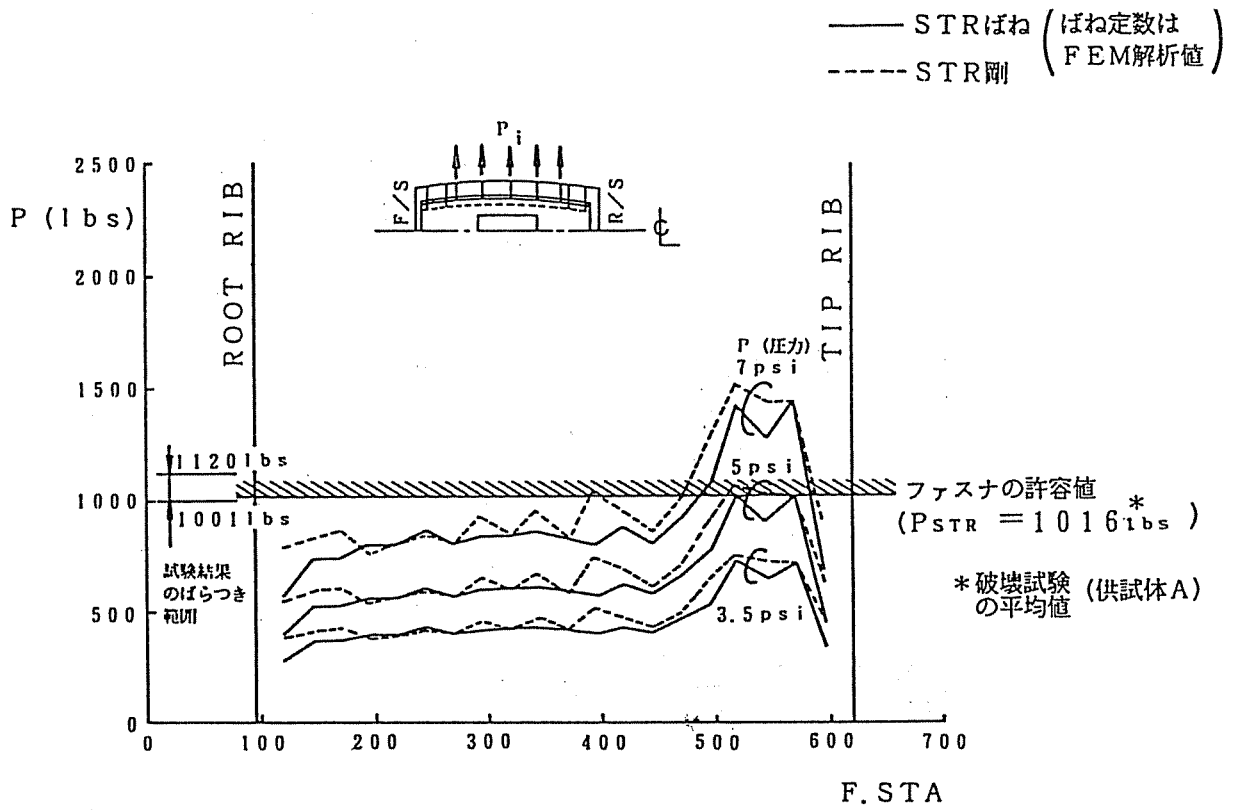
供試体	ℓ (mm)	t (mm)	
C-101	-1	15.8	
	-2	15.4	
C-201	-1	20.6	
	-2	20.6	
C-301	-1	30.5	
	-2	30.8	
C-401	-1	46.0	
	-2	46.2	
C-501	-1	62.8	19
	-2	75.5	24
	-3	53.3	19



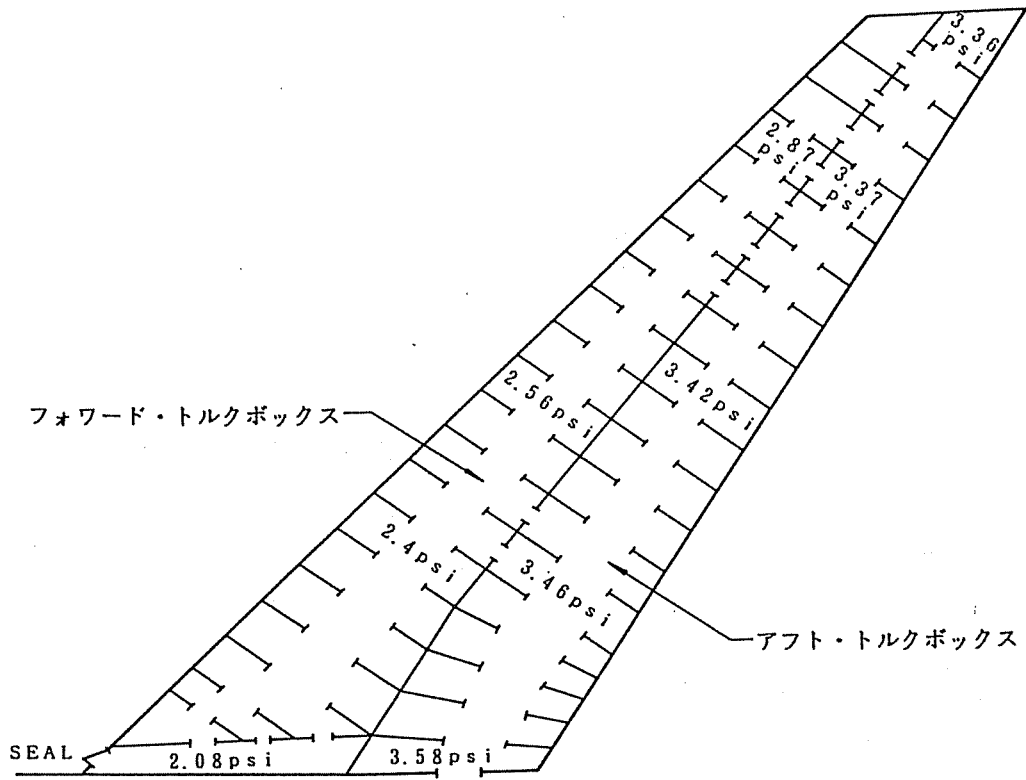
付録 2 付図- 8 桁間全体計算モデル



付録 2 付図- 9 ストリングとリブ・コード取付部の強度

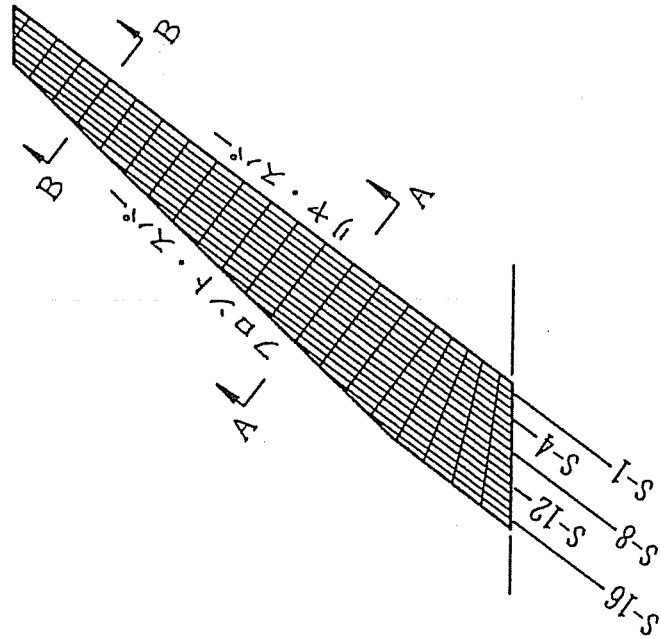
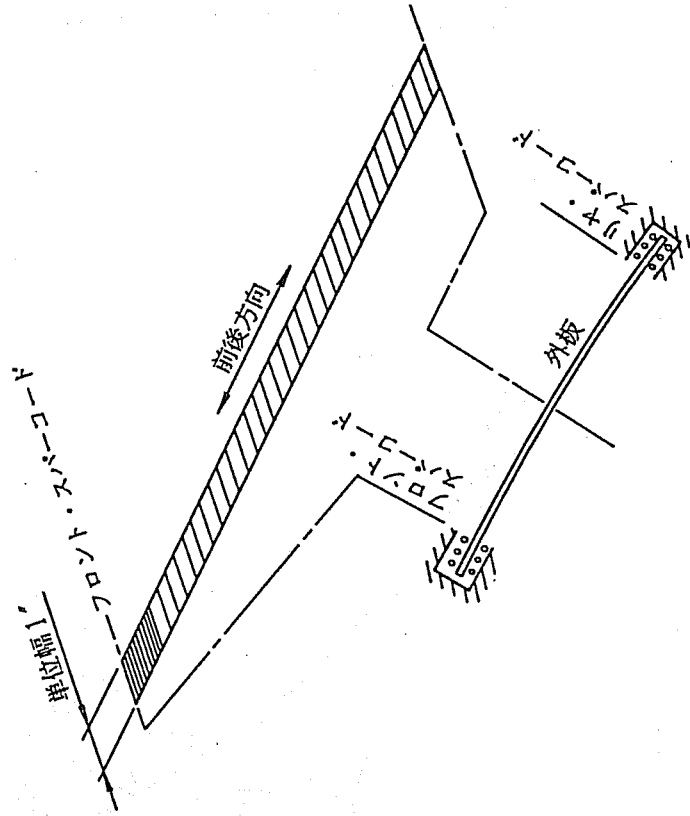


付録 2 付図-10 垂直尾翼内の圧力勾配



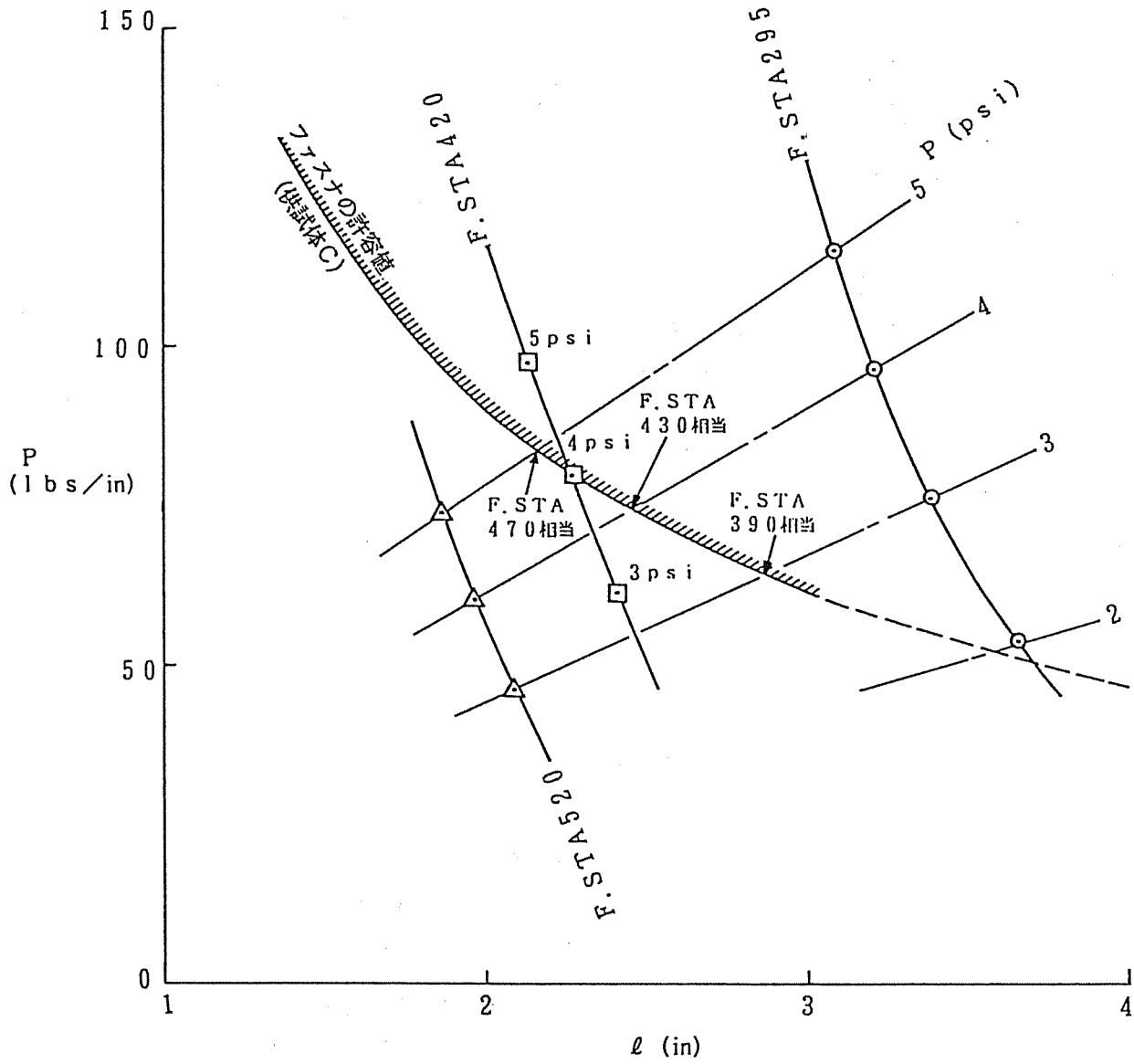
付録 2 付図-11 外板とスパー・コード取付部の計算モデル

(A-A, B-Bの2箇所に関する
2次元モデルである。)

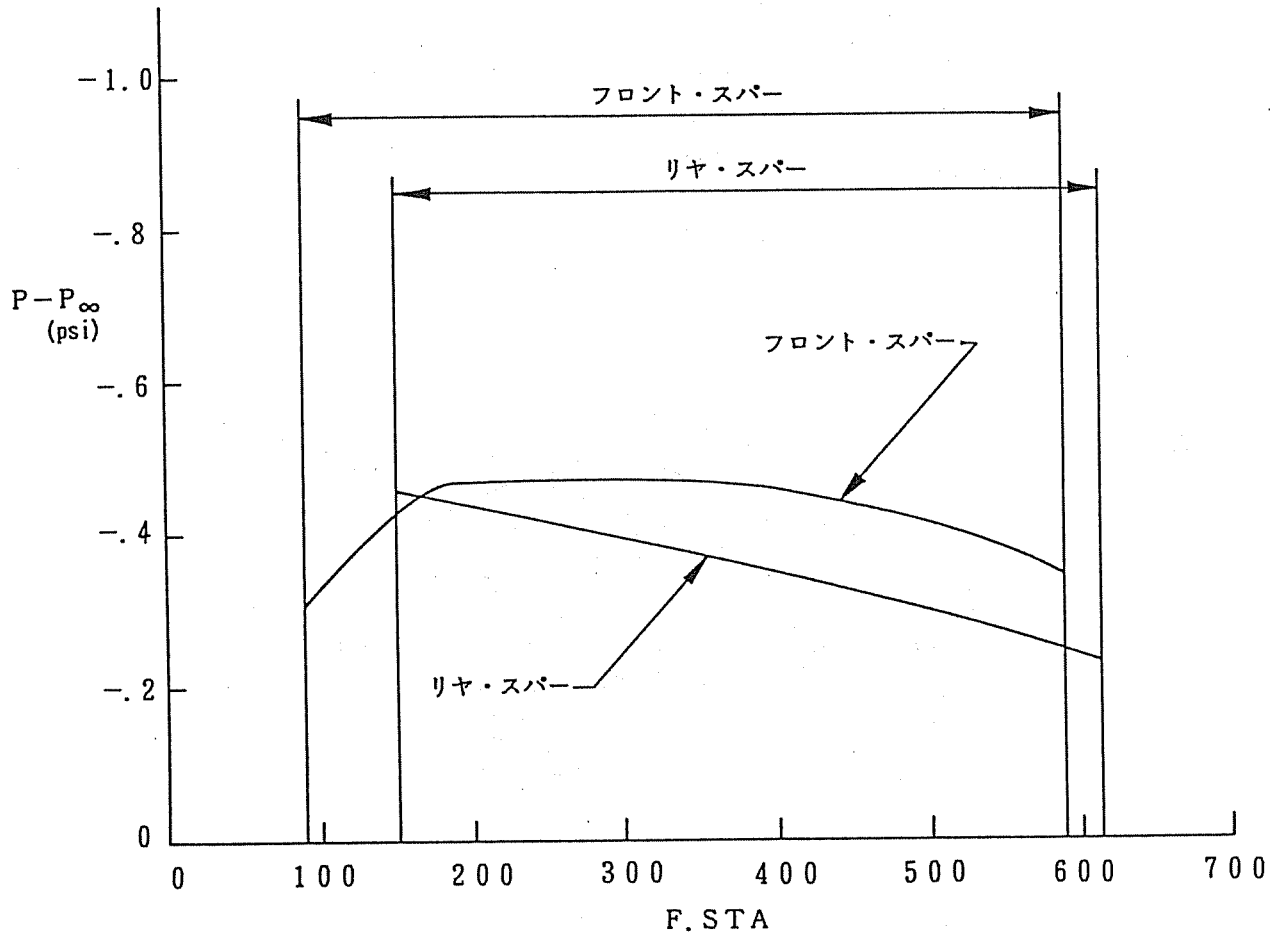


(注) 外板とスパー・コード取付部の回転変位及び面外変位は拘束し、桁間方向の移動は自由としている。

付録 2 付図-12 外板とフロント・スパー・コード取付部の強度

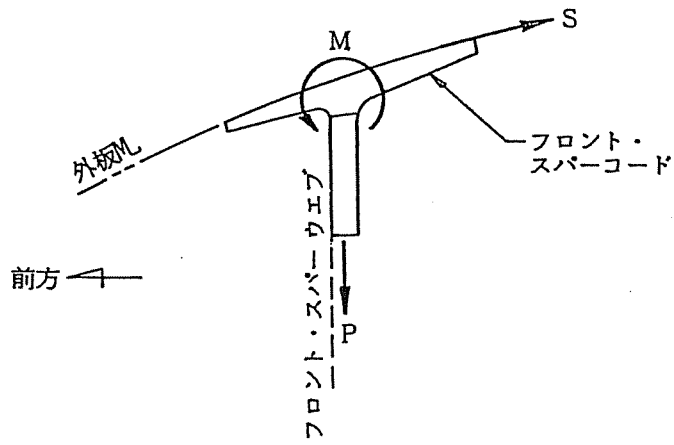


付録 2 付図-13 フロント・スパー及びリア・スパー位置での外部空気力

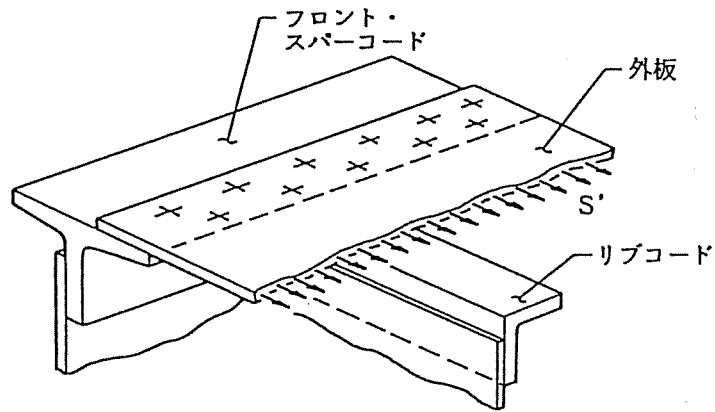


付録 2 付図-14 スパー・コードの破壊モード

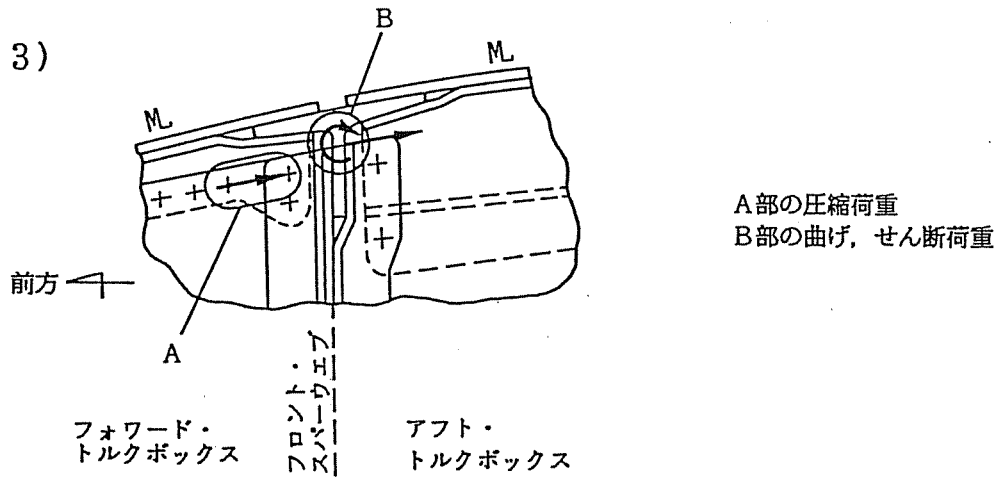
(ケース 1)



(ケース 2)



(ケース 3)



付録3 APU防火壁付近の強度解析

1 解析の目的

BS2658に位置するAPU防火壁に圧力がかかった場合の強度を計算し、異常事態が発生したときの破壊の順序を推定する資料を得ることを目的として強度解析を行った。構造の概要を付録3の付図-1に示す。

2 解析モデル

有限要素法計算プログラムNASTRAN SOL.66(非線形解析)を用いて解析を行った。解析モデルは、破壊の様相を配慮して、次の2種を作成した。

(1) 横ビーム解析モデル

横ビーム及びサポート・ストラットの強度を解析するためのモデルであり、その概要を付録3の付図-2に示す。拘束条件は、周辺固定、横ビームの端部は単純支持とした。

(2) 周囲枠材解析モデル

周囲枠材の強度を解析するためのモデルであり、拘束条件を周辺面外固定としたことが横ビーム解析モデルと異なる。

3 強度

前記モデルを用いて算出した荷重に対する各部材の強度計算結果を次に述べる。

なお、材料強度は、特記のない場合は、当該規格材料の99パーセント強度下限値(99パーセントは破壊しない推定値)と99パーセント上限値(99パーセントは破壊する推定値)を用い、その幅で示している。

3.1 全部材健全な場合の強度

3.1.1 横ビームの推定破壊圧力

横ビームは、付録3の付図-1に示す①～⑦の7本があり、②と④はサポート・ストラットの支持部材でもあって丈夫である。代表として①、②及び⑥の横ビームについて、座屈に対する推定破壊圧力の計算結果を付録3の付表-1に示す。

3.1.2 サポート・ストラットの強度

サポート・ストラットの強度として、取付けボルトのせん断強度、ラグ部引張強度及び管部引張強度の3者を計算した結果、その差は小さかったが、一応最低値と計算された取付けボルトのせん断強度(90パーセント強度下限値)は6.5psiの圧力となった。なお、この計算にはAPU本体の重量(1G)による荷重も配慮している。

3.2 ②及び④以外の横ビームが破損している場合の強度

横ビーム①及び⑥が破損すると、③、⑤及び⑦の横ビームも破損すると考えられることから、サポート・ストラットで支持されている②及び④の横ビームのみが残っている場合の強度を検討する。

3.2.1 横ビーム

横ビーム②及び④の曲げ強度は、付録3の付表-2のように計算され、両者はほぼ同時に破損するものと考えられる。

3.2.2 サポート・ストラット

3.1.2と同様の計算の結果、破壊圧力は6.3psiと計算された。

3.2.3 周囲枠材

周囲枠材下部(付録3の付図-2に示す標定位置)の圧縮荷重が標定となり、破壊圧力は枠材の補強材も荷重を受け持つとすると3.0~3.5psi、補強材が荷重を受け持たないとすると2.1~2.4psiと計算された。

3.3 周囲枠材下方が破損した場合のサポート・ストラットの強度

付録3の付図-2に示すA部の枠材が破損した場合のサポート・ストラットの破壊圧力は4.8psi、A及びB部の枠材が破損した場合は4.4psiと計算された。

4 解析結果

前述の計算で得られた各部材の破壊圧力の推定値をまとめて付録3の付表-3に示す。

5 破壊順序の推定

上記各部材の圧力に対する推定強度及び回収された機体の破壊状況を参考にすると、APU防火壁の前方からの圧力による破壊順序は、次のように推定される。

- (1) まず、②及び④を除く上部及び下部の横ビームが2.2～2.5psi程度の圧力で座屈を起こした。
- (2) 次に、周囲枠材下方の破壊(2.1～3.5psi程度の圧力)及びサポート・ストラットで支持された横ビームの座屈(3.1～3.9psi程度の圧力)と破壊がほぼ同時に生じ、空気は後方へ流出した。
- (3) 空気圧がAPU防火壁を突き破ったのは、3～4psi程度の圧力であったと推定される。
- (4) 防火壁及びその付近の複雑な破壊に伴って、サポート・ストラットも破断し、APU本体は尾部胴体後方の構造とともに脱落した。
- (5) APU防火壁にかかる圧力が4psi程度まで上昇するに要する時間は、0.1秒以下の短い時間であったと推定される(付録4参照)ことから、防火壁及びその付近の破壊は瞬時に衝撃的に生じたものと考えられるが、上述の計算はすべて静的な計算であることから、実際の破壊状況は更に複雑なものであったと推測される。

付録 3 付表－ 1 横ビーム推定破壊圧力
 (全部材健全の場合)
 単位psi

横ビームNo.	破壊圧力
①	2.2～2.5
②	5.4～5.9
⑥	2.2～2.5

付録 3 付表－ 2 横ビーム②及び④の推定破壊圧力
 (②及び④以外の横ビームは破損している場合)
 単位psi

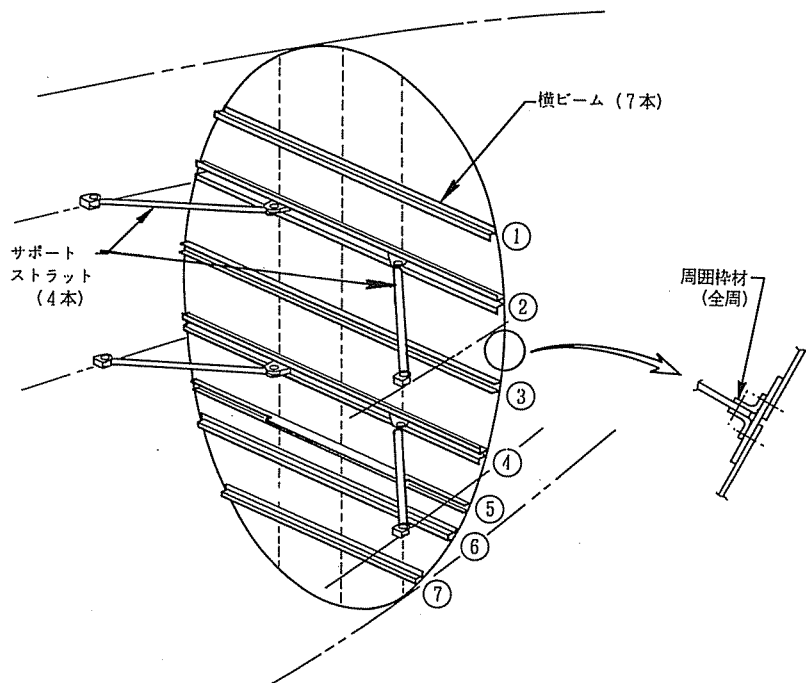
横ビームNo.	中央部	サポート・ストラット支持部
②		3.6～3.9
④	3.4, 3.7	3.1～3.4

付録 3 付表- 3 APU防火壁各部材推定破壊圧力

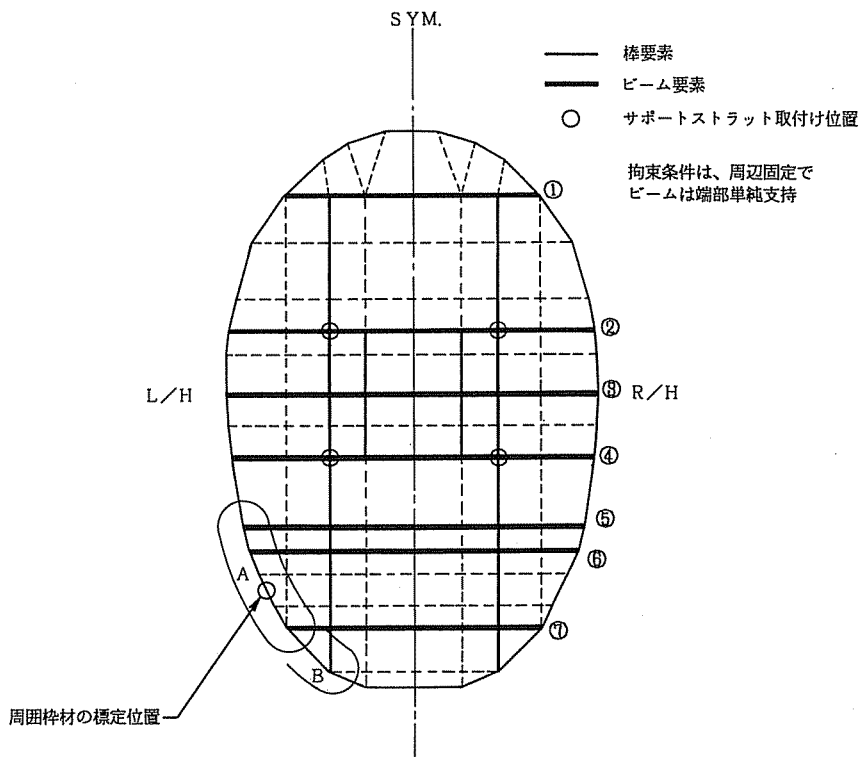
単位psi

部 材 計算モデル	全 部 材 健 全 の 場 合	②④以外の横 ビームは破損 している場合	②④以外の横ビ ーム及び周囲枠 材下部は破損し ている場合
横 ビ ー ム	2.2~2.5	3.1~3.9	
周 囲 枠 材		2.1~3.5	
サポート・ストラット	6.5	6.3	4.4~4.8

付録3 付図-1 APU防火壁構造概要



付録3 付図-2 横ビーム解析モデル概要



付録 4 後部圧力隔壁からの与圧空気の 流出の数値計算による検討

1 検討事項

後部圧力隔壁の一部が損壊、開口し、与圧室内の空気がそこを通過して尾部胴体内に流出した場合に起こる現象と下記事実の関係を検討する。

- (1) 客室内の霧の発生(口述による。)
- (2) 減圧警報 (CVR記録による。)
- (3) プリレコーデッド・アナウンスの開始と酸素マスクの落下 (CVR記録及び口述による。)
- (4) 垂直尾翼損壊とAPU防火壁損壊(残骸調査による。)

(1)項は、客室内の温度、(2)、(3)項は、客室及び客室床下の貨物室内の圧力、(4)項は、垂直尾翼及び APU防火壁に加わる内外圧力差に関係している。以下の検討では、後部圧力隔壁(以下「隔壁」という。)の損壊以後の機体内部における空気の移動及び機体外部への空気流出による圧力、温度などの変化状況を考察する。空気の移動、空気の状態変化に関しては理想化した形式での静的方法を用い、参考までに隔壁開口直後の衝撃波などによる荷重に対する検討も行った。

2 静的方法

2.1 概要、基礎式、解法

機内を幾つかの室に分割する。各室間の圧力差に伴う空気の移動によって各室の圧力、温度などが変化する。この状態変化を説明する微分方程式を数値的に解く。室の分割は、コックピット、客室、床下貨物室(以上与圧室)と垂直尾翼内部を2分割、隔壁後方の胴体内部を3分割(以上非与圧室)、計8分割した(付録4付図-1参照)。主翼及び水平尾翼内部は、これらの室とは分離されており、解析から除外できる。

各室内部では、気体(空気)の温度、圧力などは一様であり静止していると仮定する。また、気体は、理想気体であり状態変化は断熱的に行われるとする。

分割されたある一つの室について気体の流入、流出を考え、質量保存法則及びエネルギー保存法則を適用して室内の圧力、温度の時間的変化を表現する式を導いた。これらの過程、結果は、一括して付録4の付表-1に示した。この付表で縮流係数Cは、その周辺の形状、噴出気体の速度などの関数であるが、この値は、オリフィスの場合には0.6~0.7である。

霧の発生に関連して露点温度も求める必要があり、次のようにして求めた。

初期状態での客室内圧力、温度、相対湿度は与えられているので、この状態での水蒸気分圧は容易に求まる。隔壁損壊後、客室内圧力が低下するにつれて、この水蒸気分圧も室内圧力と同じ比率で低下すると考えられる。その各瞬間における水蒸気分圧を飽和蒸気圧とする温度を水蒸気飽和圧力～温度の関係グラフから内挿法で求め、これをその瞬間の露点温度とした。

付録4付表-1の各室の圧力変化、温度変化を表わす微分方程式をRKG(Runge-Kutta-Gill)法で数値的に解いた。

2.2 計算条件と基準状況及び基準値

計算を行うに当たり、必要な状況、数値などの条件を決定しなければならない。これは極めて多岐にわたる上、不明確なものも多い。重要な状況又は数値で、あいまいさの残るものについては、ある程度の範囲にわたって計算を行うこととする。そこで、ある基準状況、基準値を定め、一つの量を変化させる場合、他の量はすべて基準値に保ったままで行うこととした。特殊な場合については、2種以上の量を同時に変化させる組み合わせの計算も行う。基準状況、基準値の選定は、事故当時の場合を想定し、できる限り蓋然性の高いと思われるものを採用することとした。

2.2.1 基本的諸量と固定した計算条件

付録4の付図-1は、機体内部の8分割状況であり、付録4の付表-2には、8分割した各室の容積、上流側入口風路断面積(便宜上、本表に示すように室番号を付け、若い番号の室を上流側とした。計算では流れは圧力差に応じて逆流する場合もある。)、機外への開口面積、それが開口する場合の条件、各室から機外への漏れ部分の面積などを示す。

水平尾翼取付部は、上下ともボディ・シールがあるが、事故機から回収された残骸の状況から判断して上側スライディング・ブレード・シール(差圧27.59キロ・パスカル(4.00psi)で損壊、全損壊面積0.426平方メートル)は損壊せず、下側もほとんど損壊しなかったように見受けられるが、一部損壊した可能性もあると考えた。下側スライディング・ブレード・シールがすべて損壊した場合の開口面積は、0.932平方メートルであり、ここではその4割程度が損壊した場合も考えることにした。貨物室から機外へは2個のアウト・フロー・バルブがあるが、ここで検討した与圧室内圧が下がる場合には、このバルブは常時閉となる。コックピットからは客室側と貨物室側への2方向の連絡風路を考えた。客室側へは客室天井部を介して索などを通す穴があり、貨物室側へは電線

などが通っている。コックピットと客室側との間にあるドアは、コックピット側圧力が1.52キロ・パスカル(0.22psi)高くなると止め金具のシヤーピンが壊れるように設計されており、ドアは自由に開くようになる。そうすると風路断面積は、約1.21平方メートルの増加となる。異常事態発生当時、このようなことが起ったかどうかは、CVRの記録などから確認できないが、ここでは、ドアは閉じたままとして計算することにした。付録4の付表-3(a)は、本計算で固定した条件及び数値である。与圧室内相対湿度は、30パーセントと仮定した。警報発生条件は、当然のことながら警報用(圧力)検出器の取付け位置の室の圧力で働く。客室高度10,000フィート警報用検出器は、客室側圧力で作動すると考えた。客室高度14,000フィート警報用検出器は、貨物室内にある。

エア・コンディショニング・パックは3台あり、その吐出空気流量は高度によって異なるが、異常事態発生当時の高度におけるほぼ最大の吐出空気流量を採用した。また、この空気が客室とコックピットに送られるが、その配分は両室の容積に応じて按分した。ただし、コックピット側は、機器類からの発熱が多く、空調流量も多いから重みを2倍にして按分した。垂直尾翼周りは、翼面上の流れの影響で翼面上圧力は機体から離れたところの圧力と異なる。しかも翼面上でも場所によって違ってくる。ここでは、計算で求めたマッハ数0.7のときの翼面上圧力分布の値から、翼弦位置で前縁から1/4翼弦長、翼幅位置では中心部から0.9翼幅長付近の値を採用することにした。

機外への開口差圧条件は、その部分の内外差圧がある程度以上になると自動的に開くものと、損壊によって開くものがある。後述するように、プレッシャ・リリーフ・ドアの開閉、下側スライディング・ブレード・シールの損壊の有無は、状況変化の対象とした。

2.2.2 変化させる対象と基準状況、基準値

計算に際し変更させる条件及び範囲並びに採用した基準状況、基準値を付録4の付表-3(b)に示した。

第1～第5項目は、言わば、その後の検討の準備となる基礎的な検討のためのものである。プレッシャ・リリーフ・ドアは、異常事態発生当時開いたと推定されるが、このドアの働きを知るために開閉両状態の計算を行う。第3項の初期垂直尾翼損壊状況は、付録4付図-2の4種のモードを考えた。これは残骸調査などから推定したものである。強度面から考えて、第3又は第4モードが最も事実に近いと推定され、基準状況としては第3モードを選んだ。第4項目は、大きい室間の風路断面積であるが、これは、座席横の比較的小さい空調用通気孔の断面積の合計であり、精度の低い推定である。基準値として選んだ値は、窓側座席横に平均して幅1センチメートルの通気孔が全周にわたって開いている場合に相当する。第5項の縮流係数(付録4付表-1参照)は、厳密に

言えば、各室間風路断面積及び機外への開口部に対して、それぞれに適した値を採用しなければならないものであるが、一定の縮流係数を用いることにし、基準値は0.7とした。

第6～第9項目は、本検討の主要部分である。まず、隔壁開口面積については十分な変化範囲を考えた。容易に予想されるように、開口面積が小さいと与圧室内の減圧は緩やかであり、プレッシャ・リリーフ・ドアの効果により場合によっては垂直尾翼、APU防火壁は損壊しない場合も考えられる。開口面積の変化範囲は、隔壁残骸調査結果を参考にした。基準値は、付録4の付図-3に示すA₁部A₂部とも0.9R程度開口し、縮流係数として0.7を用いた場合を想定し1.8平方メートルとした。また、第7項に示すように、最初ある程度開口し、若干時間の後、更に大きく開口する場合も検討対象に加えた。ただ、この状況は、初期開口面積、時間間隔、最終開口面積など計算条件の組み合わせが一層複雑になるから最小限の組み合わせにとどめた。垂直尾翼の部分構造内圧破壊試験によれば、垂直尾翼損壊は、差圧32.76キロ・パスカル(4.75psi)で始まると考えられる(付録2参照)。しかし、部分構造内圧破壊試験の供試体は、事故機の垂直尾翼とは必ずしも同一ではないので、その影響を考慮して耐圧限界値としては試験結果の70～130パーセントの範囲の値を用いることにし、基準値は試験結果の値を採用した。APU防火壁については、強度解析(付録3参照)を基に27.59キロ・パスカル(4.00psi)を基準値とし、やはり70～130パーセントの範囲に変化させることにした。計算は、刻み時間0.001秒で行った。目的に応じ、実際の飛行時間で0.8～8.0秒間に相当する部分を計算した。

3 計算結果

3.1 基準状況、基準値の場合の結果

付録4の付図-4(a)、(b)、(c)、(d)、(e)に基準ケースの計算結果を示す。同図(a)は、与圧室の圧力変化を示し、縦軸は、各室の圧力を絶対圧で表している。隔壁損壊後、1.656秒でコックピット室内は、客室高度10,000フィートに相当する圧力まで減少して減圧警報開始となり、次に、2.538秒後には貨物室内が客室高度14,000フィートに相当する圧力値になり、酸素マスク落下、プリレコーデッド・アナウンスの開始となる。客室、コックピット、貨物室間の圧力差は、図に示されている程度であり、客室と貨物室間の差圧はほとんどなく、客室とコックピット間は1秒後で2.7キロ・パスカル(0.39psi)、2秒後で2.2キロ・パスカル(0.32psi)程度であり、先に述べたコックピット・ドアのシャープピンは、設計値どおりに作られておれば壊れ、ドアは開閉が自由となり、両室間の圧力は同一となるであろう。しかし、そうでなくても、コックピット圧力は、客室圧力の変化に十分追従している。客室内圧力がほぼ機外の圧力と等しくなるのは、6.8秒後である。

同図(b)は、客室、コックピット内の温度変化及び客室内露点温度の変化を示す。客室内温度は、断熱膨張により図のように急激に低下し、1.29秒後には露点温度と同じになる(相対湿度100%)。その後、更に客室内温度は下がるから、数度の過冷却を許しても、2秒後当たりでは霧の発生が予想される。これは、コックピットについても同様である。同図(a)、(b)から霧の発生は、室内圧力が70キロ・パスカル(客室高度10,000フィートに相当する圧力)程度のときに起こることが分かる。なお、7秒程度後、室内圧力が外界圧力と同程度になり、空気の膨張が止まるとともに空調用空気の流入、周囲からの熱の吸収により霧は消滅すると考えられる。

同図(c)は、垂直尾翼、APU防火壁を含む室の圧力変化を示す。縦軸は、外部圧力(静圧)との差圧を示す。垂直尾翼の耐圧限界線は、翼面上の圧力の影響(圧力係数で-0.21、圧力で-2.83キロ・パスカル(-0.41psi))を考慮してある。第3室圧力は、0.326秒後に垂直尾翼耐圧限界値に達するのに対し、第6室圧力は、0.051秒後にAPU防火壁耐圧限界値になり、APU防火壁の損壊開始の方が垂直尾翼損壊開始より早かったと考えられる。この時間の相違の原因は、二つあると言える。第一は、強度の差、つまり、図で言えば耐圧限界線の上下位置の差であり、第二は、各室の圧力上昇速度の差である。圧力上昇速度の差は、主として流入空気量の差から生じ、それは、その室への流入口断面積の差によるものである(付録4付表-2参照)。

同図(d)は、残り3室の圧力変化を示す。縦軸は、前図と同様、外界との差圧を示す。

同図(e)は、隔壁部を通過する空気流量を示し、初めの数秒間は100キログラム/秒より多い。一方、空調用空気の流入量は、コックピットと客室を合わせても4.8キログラム/秒であり、隔壁損壊直後では空調用空気が与圧室の圧力、温度の維持にほとんど役立たないことが分かる。

隔壁を通過する空気流量から客室内の平均風速を推定できる。客室断面積を19.6平方メートルとすると、風速はほぼ10メートル/秒となる。なお、事故機の場合には客室後方にトイレなど流れを妨げるものがあるから、風速は天井の上側で大きく、座席付近ではこの値よりかなり小さくなる。

次に、流量について考察する。与圧室の空気は、隔壁が損壊すると隔壁後部を通過して最終的には機外へ流出する。この際、主要箇所での流量を付録4の付表-4に示す。機外への開口部であるプレッシャ・リリーフ・ドア、第3室(垂直尾翼部)、第6室(APU防火壁部)からの機外流出量を比較すると、第6室からの流出量は全体の62パーセント程度であり、プレッシャ・リリーフ・ドアからは26パーセント余りあり、この二つの開口部からの流出量でほぼ全体の90パーセントに達する。したがって、与圧室減圧には、APU防火壁の損壊(及びプレッシャ・リリーフ・ドアの開動作)が主要な役割を果たし、垂直尾翼損壊の影響は少ない。

プレッシャ・リリーフ・ドアが飛行中開いた場合、外部空気力によってドアを閉めようとする力が働くから必ず全開するとは限らない。また、APU防火壁も損壊した場合、すべて

の部分が取り払われて全開口面積を示す状態になるとは限らない。ここでは、縮流係数を考えてはいるが、どちらも全開したとして処理している。したがって、本計算は、与圧室減圧について事故機の場合よりもやや早めの結果を与える可能性がある。

3.2 基礎的状況、数値変化の結果

本付録 2.2.2で述べた第1～第5の状況、数値変化の結果として起こる各現象発生までの時間の変化を付録4の付表-5に示す。各々の場合の圧力、温度変化の図は省略したが、付録4の付図-4と類似のものであり、各種の基礎的状況変化による各現象発生までの時間の変化は、-20～+30パーセント程度で大幅には変化しない。

3.3 隔壁開口面積の影響

付録4の付図-5(a)、(b)に、隔壁開口面積を変化させた場合の各現象発生までの時間の変化を示す。同図(a)から見られるように、隔壁開口面積1.2平方メートル以下の場合には、第3室内外差圧は垂直尾翼耐圧限界(32.76キロ・パスカル(4.75psi))に達しない。また、隔壁開口後、第6室の圧力上昇は速く、APU防火壁の方が垂直尾翼より先に耐圧限界(27.59キロ・パスカル(4.00psi))に達する。

与圧室圧力減少への影響は、同図(b)に示される。開口面積1.2～1.3平方メートルの間でグラフが滑らかでないのは、垂直尾翼損壊有無の関係で機外への開口面積の増加があるかないかの違いによるためである。隔壁開口面積が1.0平方メートルから2.4平方メートルに増えても、客室内が客室高度10,000フィートに相当する圧力に達する時間は、2.20秒から1.56秒へと30パーセント程度小さくなるにとどまるだけであり、同じことは、客室高度14,000フィートに相当する圧力に到達する時間についても言える。

同図には、客室内の相対湿度が100パーセントになる時間も示した。過冷却が数度あると考えると、実際に霧が発生するのはここで示した時間よりわずか(1秒以下)後である。

3.4 耐圧限界値変化と隔壁開口面積変化

付録4の付図-6(a)は、APU防火壁の耐圧限界値係数LF(APU)を1.0に保ったまま垂直尾翼耐圧限界値係数LF(VF)を0.7～1.3の範囲に変え、その各々の場合について、第3室・第6室内圧が耐圧限界に到達する時間を種々の隔壁開口面積に対して求めたものである。APU防火壁は、垂直尾翼より早く耐圧限界値に達するから、何らの影響も受けない。垂直尾翼耐圧限界値係数が小さいと、同じ隔壁開口面積に対し、より早く耐圧限界に達する

のは当然である。この係数を大きくすると垂直尾翼耐圧限界まで第3室圧力が上昇しない場合が生じ、係数 $LF(VF)$ を1.3にした場合は隔壁開口面積が2.4平方メートルまででは第3室内外差圧は垂直尾翼の耐圧限界に達しない。この状況を書き直したのが同図(b)であり、斜線部は、垂直尾翼、APU防火壁とも耐圧限界に達し、それらの損壊が予想される場合である。図の曲線の上の領域では垂直尾翼は損壊しない。曲線部に若干の幅があるのは、計算の刻み幅(隔壁開口面積0.1平方メートル刻み)のためである。両者が同一の耐圧限界値を持つ場合でも、本付録3.1で述べたように第6室(APU防火壁部)の圧力上昇は第3室(垂直尾翼部)のそれより早く、両方が同時に耐圧限界に達して損壊するようなことにはならない。

次に、垂直尾翼耐圧限界値係数を一定に保ち($LF(VF)=1.0$)、APU防火壁耐圧限界値係数を変化させた場合を付録4の付図-6(c)に示す。APU防火壁耐圧限界値係数を0.7~1.3、隔壁開口面積を1.0~2.4平方メートルと広い範囲に変えても耐圧限界値に達する時間は0.15~0.03秒程度の変化である。

また、第3室側で垂直尾翼耐圧限界値に達する時間は、若干影響を受けるが、これは、APU防火壁の損壊が一種の圧力上昇緩和の役割を果たしているからである。なお、耐圧限界を垂直尾翼の破壊の推定(3.1.2参照)及びAPU防火壁の破壊の推定(3.1.3参照)を基に垂直尾翼4.00psi、APU防火壁3.50psiに変化させた場合、耐圧限界値に到達する時間は、基準ケースに比べ0.01~0.03秒程度変化する。

3.5 隔壁開口面積が急変する場合

隔壁損壊後、早い時期に噴出流の影響で、より大きく開口したり、逆に、開口部に何か詰まって開口面積が小さくなる場合を考える。この場合、初期開口面積、最終開口面積、その間の時間間隔など不明確な数値が増え、その組み合わせは飛躍的に増大するから簡単な場合を参考までに示す。

付録4の付図-7(a)、(b)は、そのような場合の与圧室圧力の変化を示す。同図(a)は、隔壁が最初0.7平方メートル開口し、0.5秒後に1.8平方メートルまで面積が拡大した場合であり、同図(b)は逆に、初期開口面積1.8平方メートルが0.5秒後に0.7平方メートルに減少した場合である。

隔壁開口面積が急変する場合でも、基本的な諸現象の発生は、開口面積一定の場合と同様であり、各現象発生までの時間は、上記の場合、基準ケースに比べて50パーセント程度ずれるが、これらは、既に得られている種々の結果から類推可能であると考えられ、詳細な計算、検討は省略した。

3.6 与圧室の減圧に関する考察

垂直尾翼及びAPU防火壁とも損壊するという条件のもとで隔壁開口面積を小さくし、与圧室減圧が最も遅くなる場合を検討した。ただし、今までと同様、垂直尾翼、APU防火壁両方とも損壊し、プレッシャ・リリーフ・ドアは開き、ボディ・シールは損壊しないものとする。付録4の付図-8は、その計算結果であり、条件は、隔壁開口面積0.4平方メートル、垂直尾翼耐圧限界値係数0.7、APU防火壁耐圧限界値係数1.0である。同図から見られるように与圧室減圧は、今まで示されていたものと比べて遅く、客室高度10,000フィート、客室高度14,000フィートに相当する圧力に到達する時間は、それぞれ5.021、7.507秒である。また、客室内が相対湿度100パーセントになる時間は、3.97秒後であった。計算と実際との若干の差を考慮しても10秒以内に客室高度14,000フィートに相当する圧力に達したと考えられる。

4 隔壁開口直後の状況について

隔壁開口直後、与圧室空気が非与圧室側に流出し、その前面に衝撃波が発生する。しかし、隔壁後方の胴体断面積は、隔壁開口面積よりはるかに大きく、更に水平尾翼が胴体内を貫通しており、また、胴体のフレームなど流路障害物がたくさんあることから衝撃波が一次的に後方に進行し、そのままの強さでAPU防火壁に衝突するとは考えられない。この流れの状況をモデル化することは極めて困難であり、解析も不可能に近い。一方、垂直尾翼側については、点検孔部が流れに直面していないこと、垂直尾翼内部に多くのリブがあることなどから、衝撃波などの影響は小さいと考えられる。ここでは、第2室、第5室及び第6室の流路障害物をすべて無視した次の二つのケースを想定し、APU防火壁に加わる荷重を求めた。

- (1) 隔壁全体が瞬時に損壊し、発生した衝撃波のうち、第6室入口面積に相当する部分が全く減衰せずにAPU防火壁に衝突し、その反射衝撃波の背後に生ずる圧力によって加わる荷重
- (2) 隔壁開口部を出た噴流のうち、第6室入口面積に相当する部分が全く減衰せずにAPU防火壁まで流れ、そこでせき止められてその部分が噴流のよどみ点圧力になった場合の荷重、言い換えると、APU防火壁上、第6室入口面積に相当する部分に与圧室圧力がそのまま加わった場合の荷重

上記の荷重について計算結果を付録4の付表-6に示した。これから分かるように隔壁開口直後に起こる過渡的現象によって加わるAPU防火壁上への荷重は、このような大きめな推定でもAPU防火壁耐圧限界より小さくAPU防火壁は損壊しないと考えられ、これ以上の

検討は行わないことにした。なお、衝撃波によって、APU防火壁が損壊したとしても、本付録3.1の基準ケースに比べ、APU防火壁損壊開始時間が0.033秒早くなるだけで他の各現象にはほとんど影響を与えない。

付録 4 付表- 1 基礎式

項目	式
質量保存	$\frac{d\rho}{dt} = \frac{G_{in} - G_{out}}{V}$
エネルギー保存 または	$\frac{dE}{dt} = E_{in} - E_{out} = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} (G_{in} T_{in} - G_{out} T_{out})$ $= \frac{R V}{\gamma - 1} (T \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{dT}{dt})$
状態方程式	$p = \rho R T$
各室について	
圧力変化	$\frac{dp_k}{dt} = \frac{\gamma R}{V_k} (\sum_{j=1}^N G_{in,j} T_{in,j} - T_k \sum_{j=1}^M G_{out,j})$
温度変化	$\frac{dT_k}{dt} = \frac{1}{\rho_k V_k} \{ \sum_{j=1}^N G_{in,j} (\gamma T_{in,j} - T_k) - (\gamma - 1) T_k \sum_{j=1}^M G_{out,j} \}$
状態方程式	$p_k = \rho_k R T_k$
ただし流量は	$G = A_{eff} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} p_A \rho_A \{ (p_A/p_B)^{2/\gamma} - (p_A/p_B)^{(\gamma+1)/\gamma} \}}$
P_B が臨界圧力 より低い場合	$G = A_{eff} \sqrt{\gamma p_A \rho_A \{ 2/(\gamma+1) \}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$
縮流係数	$C_c = A_{eff}/A$

付録 4 付表- 1 基礎式 (続き) 記号表

A	開口面積
A	有効開口面積
C	縮流係数
C	定圧比熱
C	定積比熱
E	内部エネルギー
G	流量
k	室番号 (1,2.....8)
M	ある室からの流出先の個数
N	ある室への流入源の個数
P	圧力
R	気体定数 (287.053 J/Kg.K)
t	時間
T	温度
V	室容積
γ	比熱比 (1.4)
ρ	密度

添字

A	上流
B	下流
in	流入、温度については流入気体総温度
out	流出

付録4 付表-2 各室諸元

室番号	名称	容積 (V m ³)	風路断面積 (A _T m ²)	機外開口面積 (A _{OUT} m ²)	機外開口面積の発生条件	機外漏れ面積 (A _{OL} m ²)
1	客室	1128.27	一定量の空調 空気流入	0		0
2	後部圧力隔壁 直下流部	35.97	可変	0.485	プレッシャ・リリーフ・ドア開	0.00529
3	垂直尾翼中央部	20.48	0.208	付録4 付図-2	垂直尾翼損壊	0
4	垂直尾翼前方部	11.47	0.152	0.0787	ドーサル・フィン損壊	0.00645
5	水平尾翼貫通部	20.25	2.398	0.387	下側ブレード・シール一部損壊	0.00361
6	A P U防火壁部	8.78	1.228	0.261+3.71	バッテリー・アクセス・ドア開 防火壁損壊	0.00207
7	床下貨物室	298.78	付録4 付表-3 (b)	0.232	機外との圧力差が一定値以上	0
8	コックピット	31.15	1室と0.05 7室と0.05	0		0

注1. 風路断面積は若い番号の室との間の値

注2. 2、5、6室の機外漏れ面積は合計面積を各室表面積に応じて按分

付録4 付表-3 計算条件 (a) 固定条件及び数値

条件名	内 容	数 値
基準圧	海面上圧力(P_{oo})	101.349 KN/m ² (14.696 psi)
飛行速度	マッハ数	0.7
初期状態	第1、第7、第8室圧力 第1、第7、第8室温度 第1、第7、第8室相対湿度 その他の室の圧力 その他の室の温度	98.997 KN/m ² (14.355 psi) 25 °C 30 % 39.282 KN/m ² (5.696 psi) -32 °C
警報発生 高度 10,000ft 14,000ft	(圧力検出) 客室内圧 酸素マスク落下、プリレコー デッド・アナウンス開始 貨物室内圧	$0.6876P_{oo} = 69.688 \text{ KN/m}^2$ $0.5873P_{oo} = 59.522 \text{ KN/m}^2$
空 調	流入空気全量 客室、コックピット流入量 流入空気総温度	4.808 Kg/s (212 lb/min × 3台) 4.556 Kg/s、0.252 Kg/s 25 °C
垂直尾翼流れ場	損壊部付近圧力係数	-0.21
機外への開口 差圧条件	*プレッシャ・リリーフ・ドア ドール・フィン *下側ブレード・シール バッテリー・アクセス・ドア アウト・フロー・バルブ	7.79 KN/m ² (1.13 psi) 13.79 KN/m ² (2.0 psi) 11.72 KN/m ² (1.7 psi) 27.59 KN/m ² (4.0 psi) 59.72 KN/m ² (8.659 psi)

* 開口しなかった場合も計算

付録4 付表-3 計算条件 (b) 変化範囲及び基準状況と基準値

項目番号	内 容	変化範囲	基準状況と基準値
1	プレッシャ・リリーフ・ドア開閉	開、閉	開
2	下側ブレード・シール一部損壊	有、無	無
3	初期垂直尾翼損壊状況	4種 付録4 付図-2	第3モード
4	貨物室～客室間風路断面積(m ²)	1.35、0.90 0.45	1.35
5	縮流係数(隔壁開口部を除く)	1.0、0.7、0.5	0.7
6	後部圧力隔壁開口面積(m ²)	1.0～2.4 0.1刻み	1.8
7	後部圧力隔壁 開口状況 -1 :初期開口面積 経過時間 最終開口面積 -2 :初期開口面積 経過時間 最終開口面積	0.7m ² 1.0秒、2.0秒 1.8m ² 1.8m ² 0.5秒 0.7m ²	不使用 不使用
8	垂直尾翼耐圧値(32.76KPa=4.75psi) にかける係数 LF(VF)	0.7～1.3 0.1刻み	1.0
9	APU 防火壁耐圧値(27.59KPa=4.00psi) にかける係数 LF(APU)	0.7～1.3 0.1刻み	1.0

付録4 付表-4 主要部分を通る空気流量(Kg/s)

時間 (秒)	現象	後部圧力隔壁 開口部	垂直尾翼入口	APU防火壁 部入口	プレッシャ・リリ ーフ・ドア	第6室から機外へ
0	初期状態	0	0	0	0	0
0.005	機外開口なし	416.6	10.2	22.3	0	0
0.05	プレッシャ・リリーフ・ ドア開状態	364.5	24.3	48.4	58.1	0
0.3	APU防火壁損壊後	244.6	22.1	155.4	66.7	154.8
0.5	垂直尾翼損壊後	237.5	27.2 ①	150.9	64.6 ②	150.4 ③
	①+②+③に対する百分比	-	11.2	-	26.7	62.1

付録4 付表-5 基礎的状況変化による各種現象発生(到達)時間の相違

(単位: 秒)

ケース番号	状 況	APU 防火壁耐圧限界	垂直尾翼耐圧限界	客室相対湿度 100 %	客室高度 10,000ft圧力	客室高度 14,000ft圧力
0	基準ケース	0.051	0.326	1.290	1.656	2.538
1	ブレッシャ・リリース・ドア閉	0.048	0.283	1.653	2.127	3.254
2	下側ブレード・シール一部損壊	0.055	0.371	1.162	1.490	2.292
	垂直尾翼損壊					
3-1	モード 1	0.051	0.326	1.316	1.694	2.603
3-2	モード 2	0.051	0.326	1.294	1.661	2.547
3-4	モード 4	0.051	0.326	1.288	1.653	2.533
	縮流係数					
4-1	1.0	0.048	0.359	1.028	1.316	2.005
4-2	0.5	0.057	0.395	1.694	2.178	3.353
	貨物室～客室					
5-1	0.9m ²	0.051	0.328	1.286	1.650	2.578
5-2	0.45m ²	0.051	0.331	1.256	1.614	2.795

付録 4 付表- 6 隔壁開口直後に APU防火壁に加わる荷重

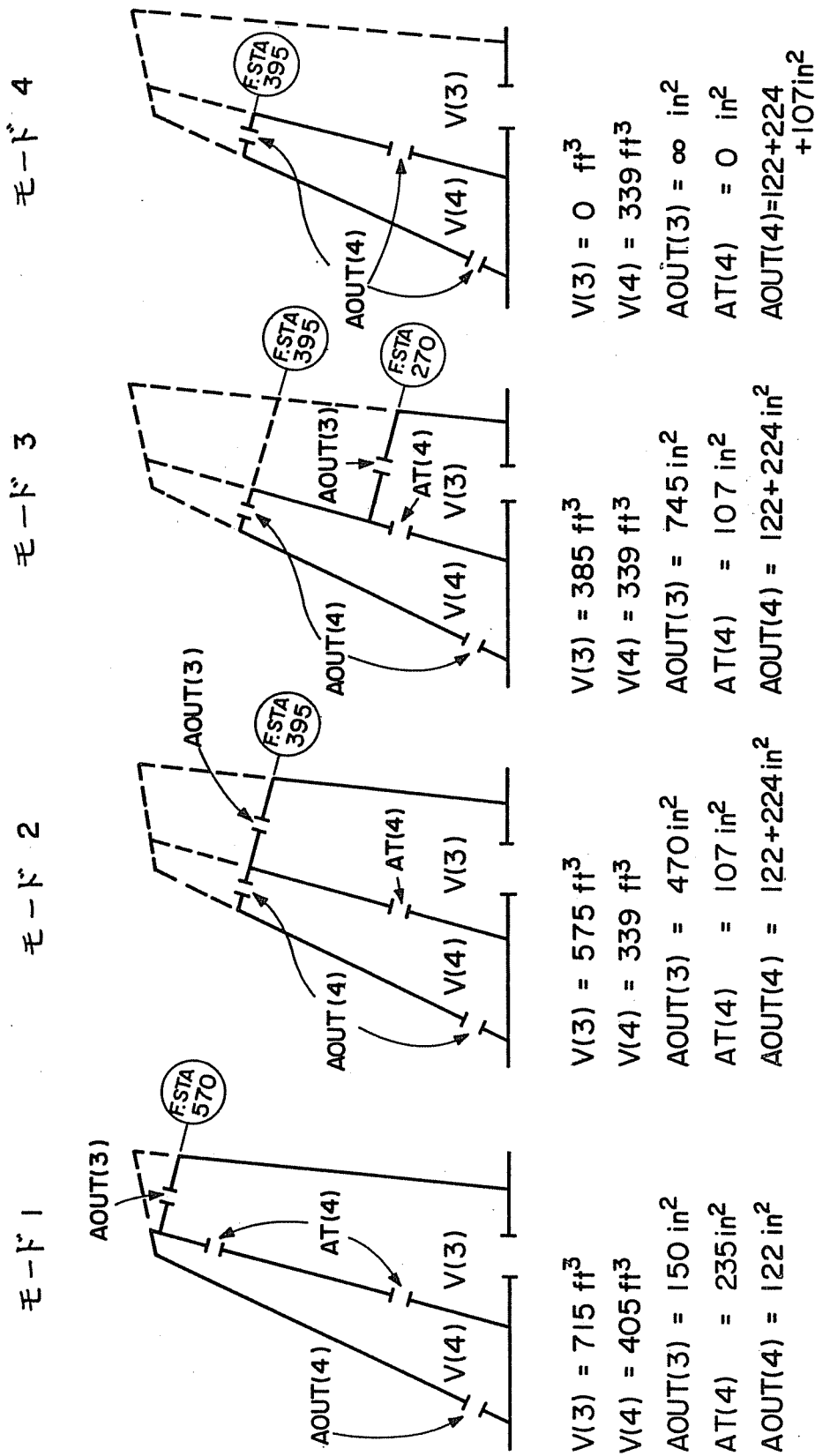
ケース 1 反射衝撃波による圧力上昇に伴う荷重

初期圧力比	2.52
衝撃波マッハ数	1.227
反射衝撃波背後と初めの圧力との比	2.454
APU防火壁に加わる荷重	70.1 KN
(APU防火壁に加わる平均差圧)	18.9 KPa (2.74psi)

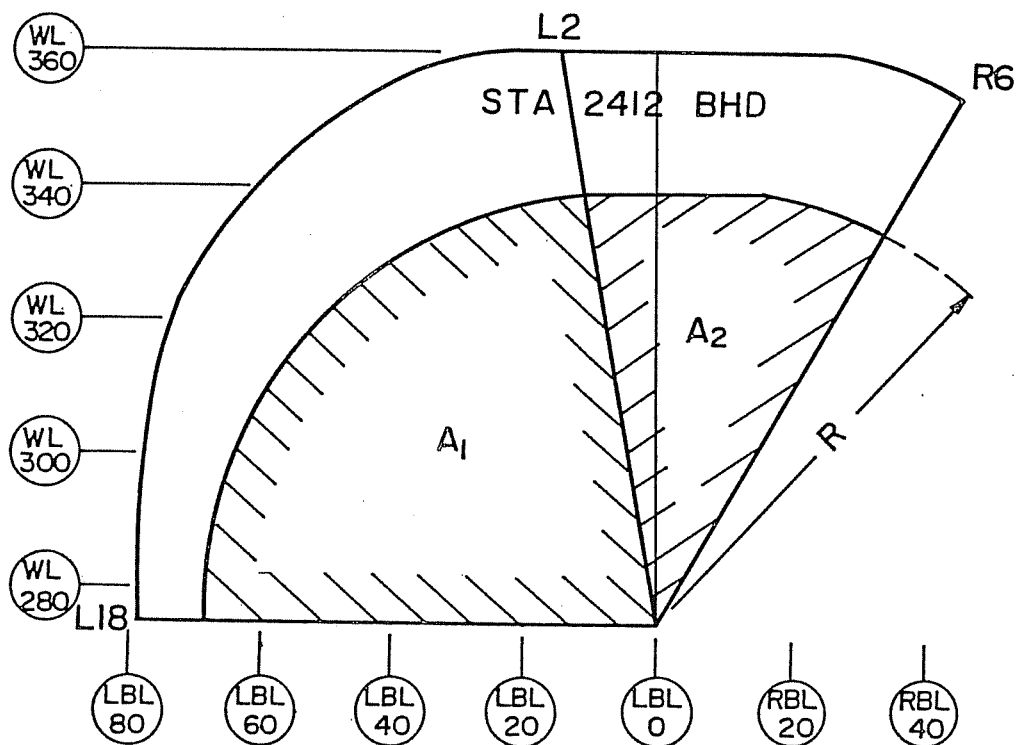
ケース 2 噴流のよどみ点圧力による荷重

よどみ点圧力 (与圧室圧力)	98.997 KN/m ²
APU防火壁に加わる荷重	73.3 KN
(APU防火壁に加わる平均差圧)	19.8 KPa (2.88psi)

付録 4 付図-2 垂直尾翼損壊モード



付録 4 付図-3 後部圧力隔壁開口部(斜線部)のBS2412への投影図

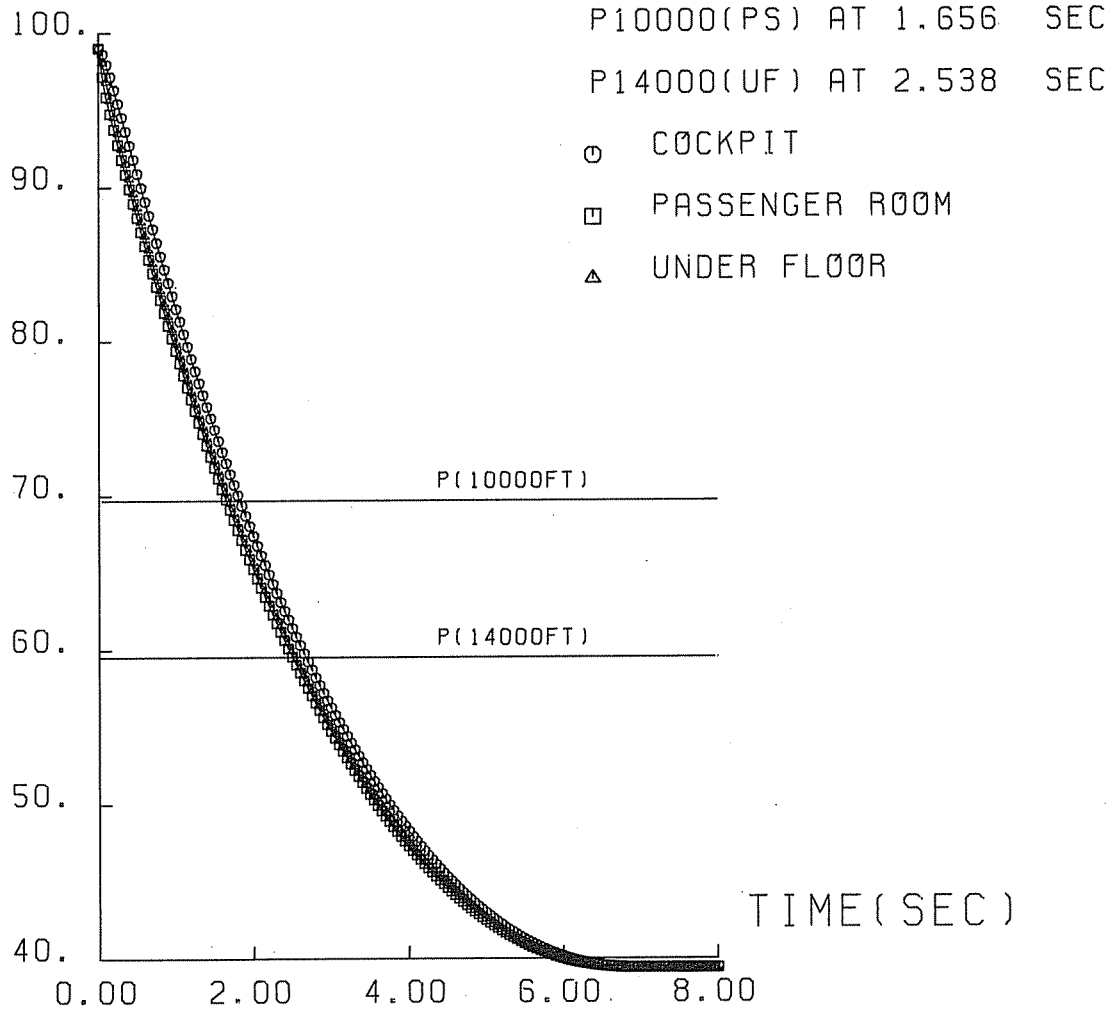


	A_1	A_2	$A_1 + A_2$
全開口面積 (中心からR開口)	(3200in ²) 2.1m ²	(1494in ²) 1.0m ²	(4694in ²) 3.0m ²
中心から 0.9R 開口した場合	1.7	0.8	2.5
" 0.8R "	1.3	0.6	1.9
" 0.7R "	1.0	0.5	1.5
" 0.6R "	0.7	0.3	1.1
" 0.5R "	0.5	0.2	0.8

付録 4 付図- 4 基準ケース

(a) 与圧室圧力変化

PRESSURE (KPA=KN/M**2)

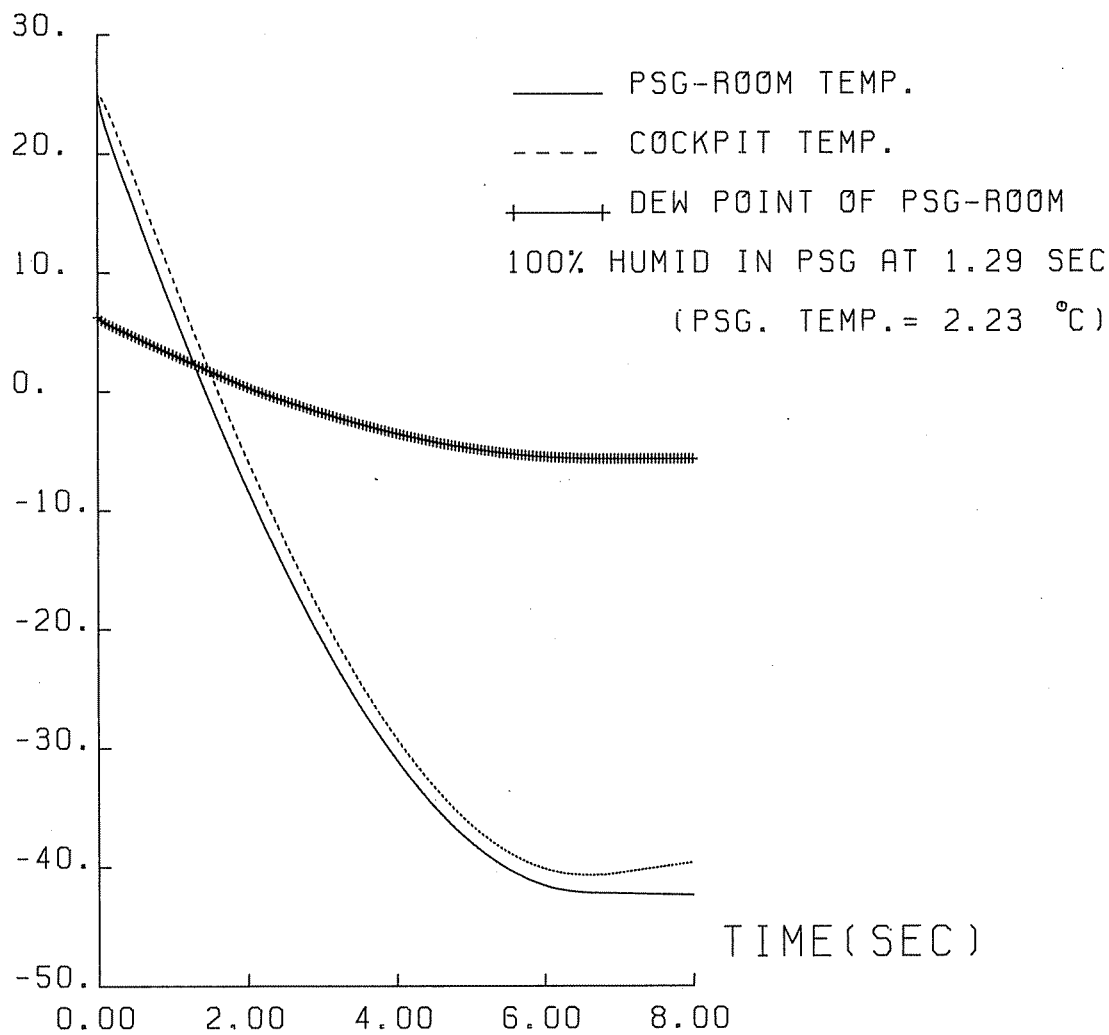


EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 1.80 M²
U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
VF BROKEN MODE: 3
LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
8-ROOM SIMULATION: PRESS. ROOMS

付録 4 付図- 4 基準ケース

(b) 客室、コックピット温度変化

TEMPERATURE (°C)

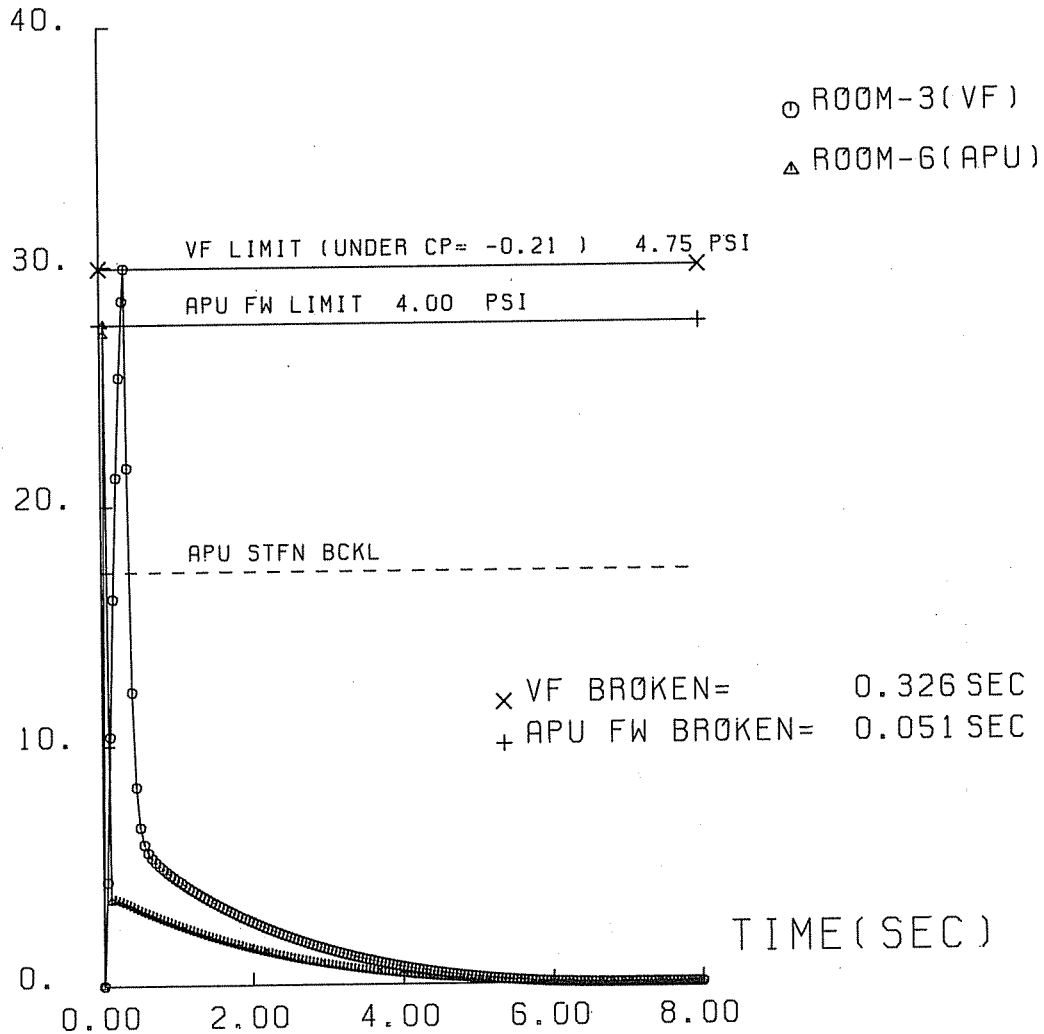


EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 1.80 M²
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: TEMP. OF R-1 & 8

付録 4 付図- 4 基準ケース

(c) 第 3室、第 6室圧力変化

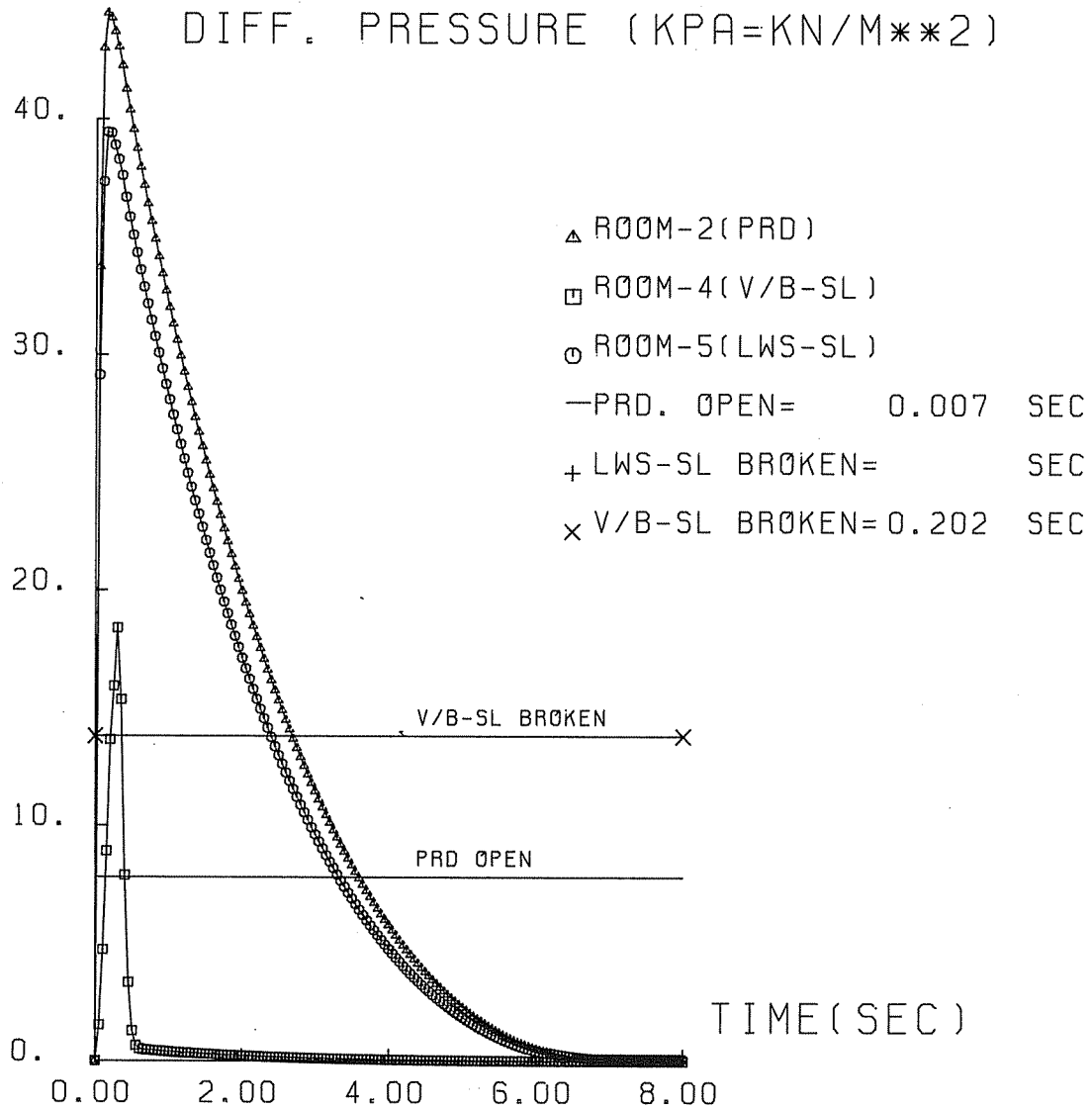
DIFF. PRESSURE (KPA=KN/M**2)



EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 1.80 M²
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: ROOMS 3 & 6

付録 4 付図- 4 基準ケース

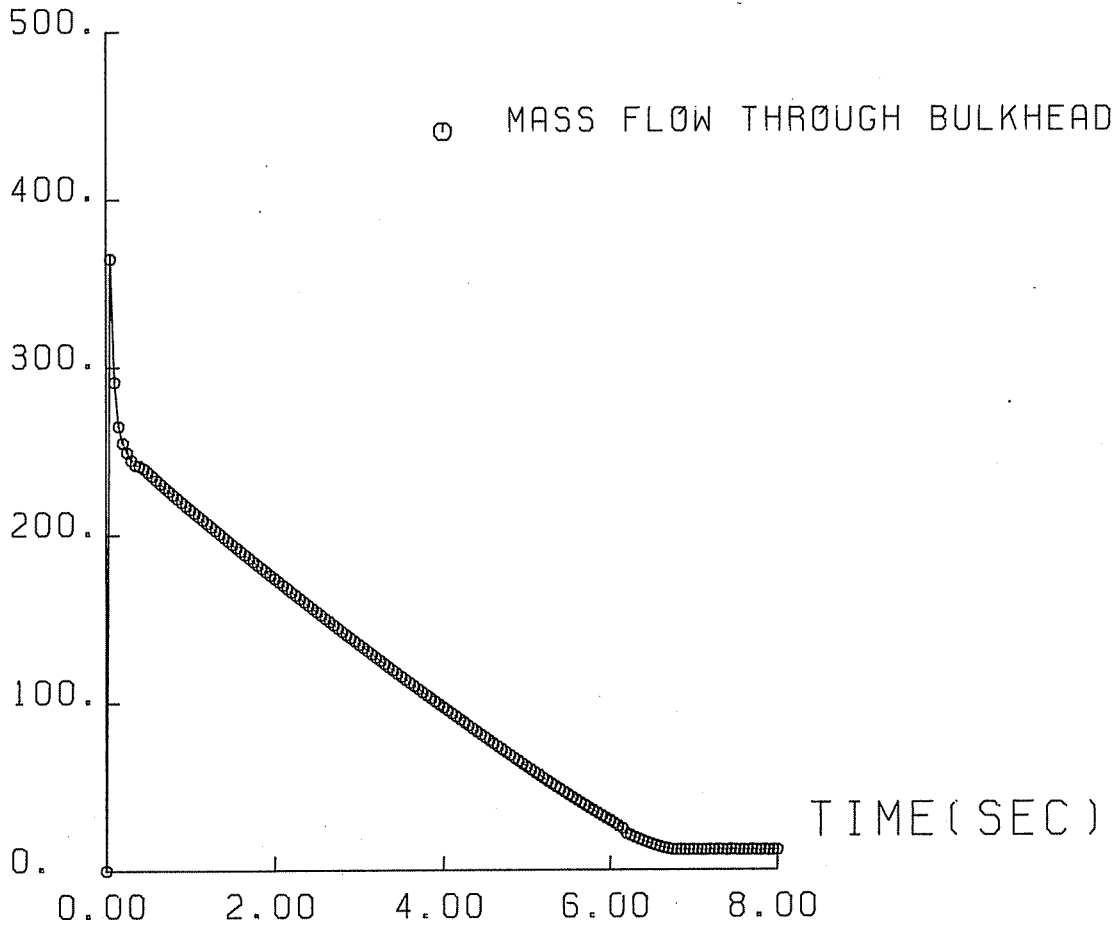
(d) 第 2室、第 4室、第 5室圧力変化



EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 1.80 M²
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: ROOMS 2, 4 & 5

付録 4 付図- 4 基準ケース
 (e) 隔壁通過流量

MASS FLOW(KG/SEC)



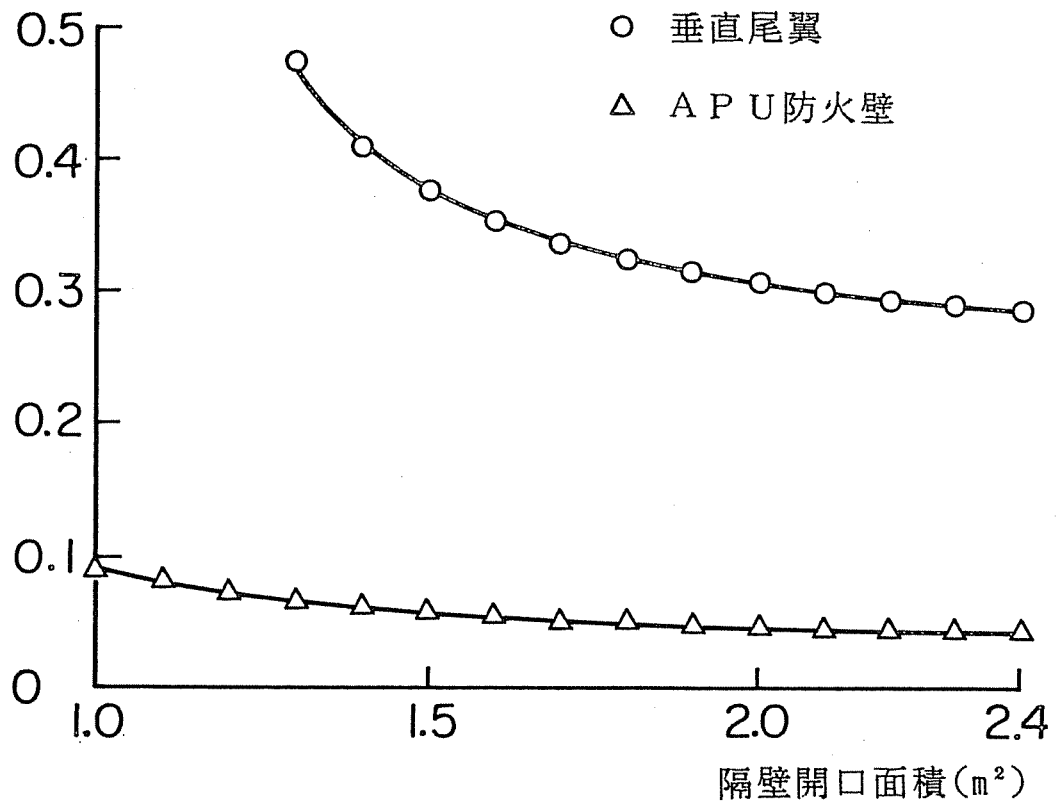
EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 1.80 M²
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: MASS FLOW THRU BH

付録 4 付図- 5 隔壁開口面積の影響

(a) 耐圧限界到達時間に対する影響

耐圧限界値到達時間

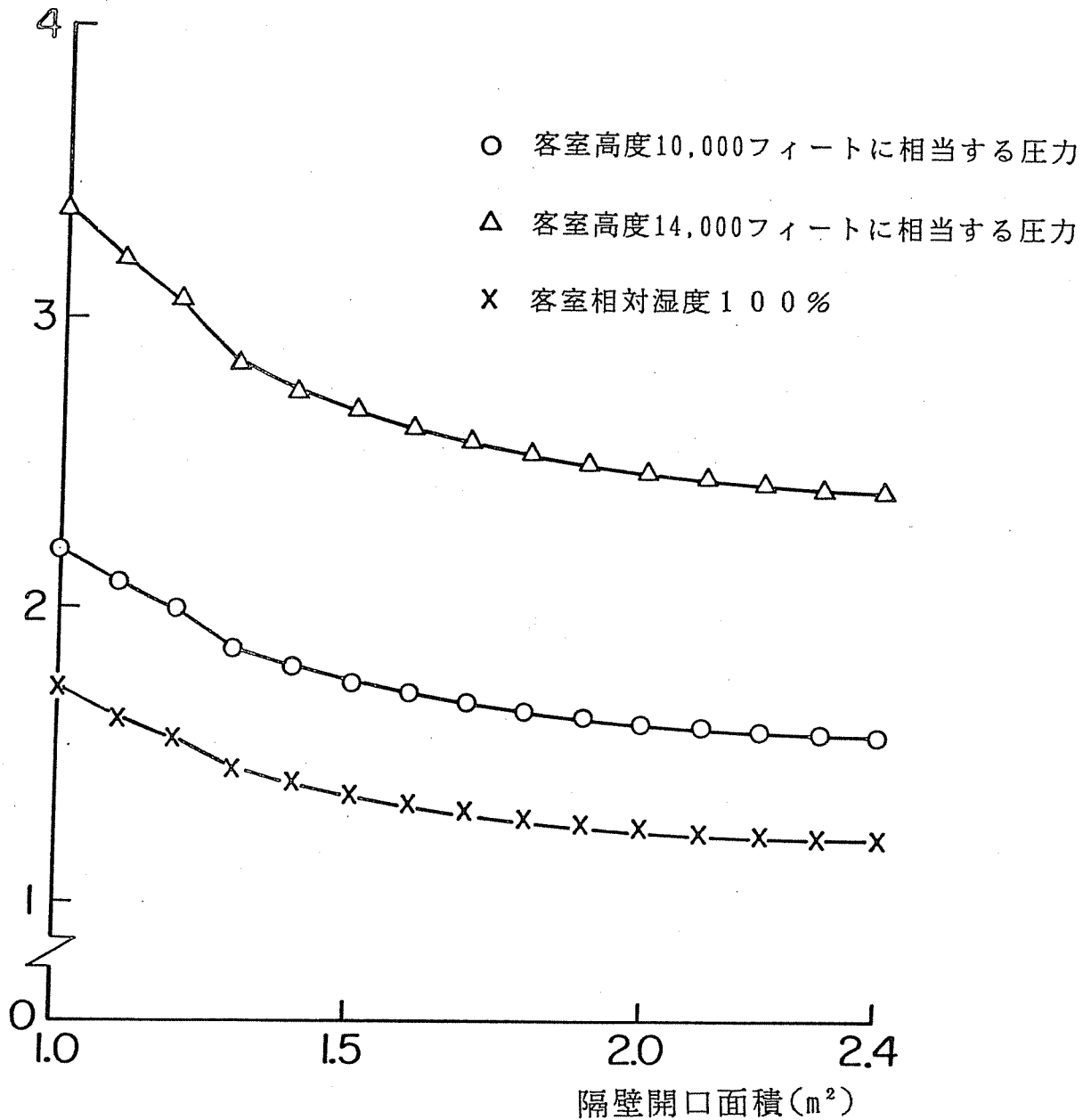
(秒)



付録 4 付図- 5 隔壁開口面積の影響

(b) 警報発生時間に対する影響

警報圧力到達時間
(秒)

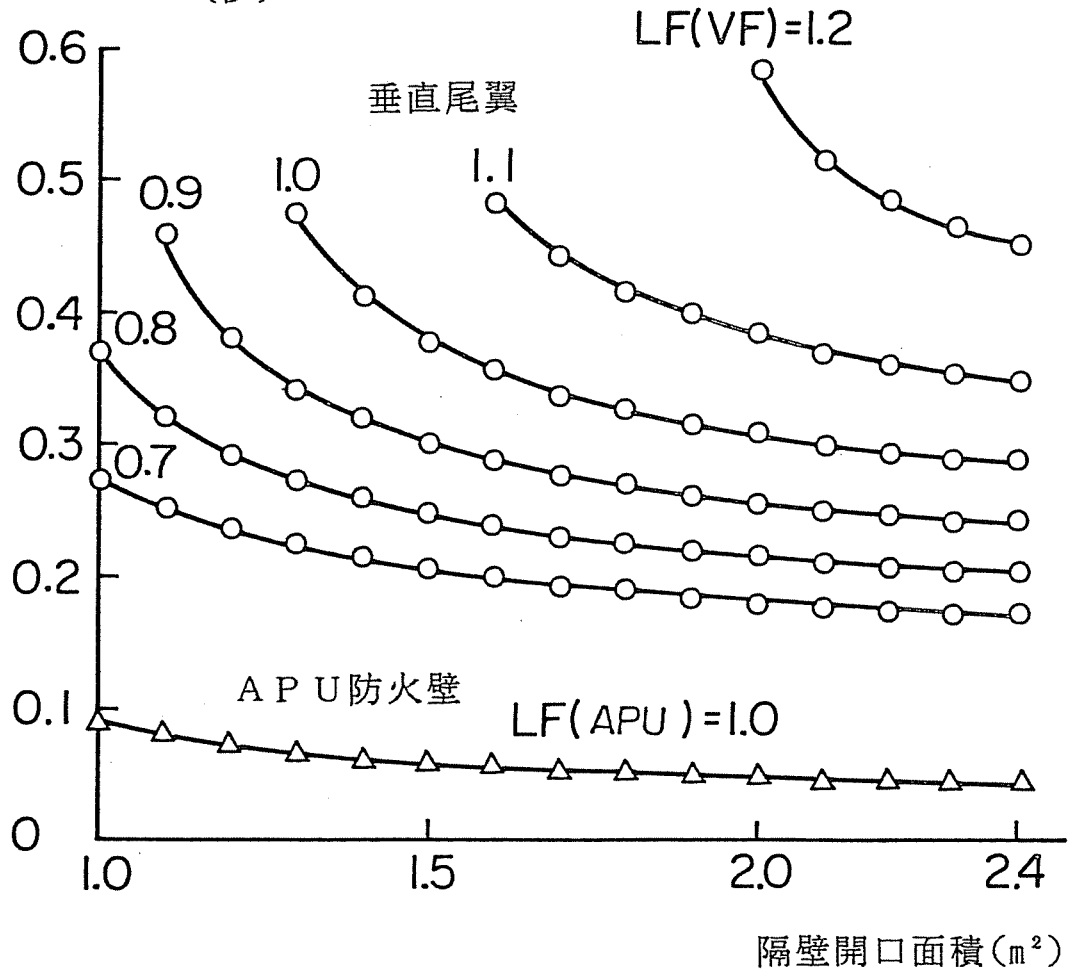


付録 4 付図-6 耐圧限界値係数と隔壁開口面積の変化

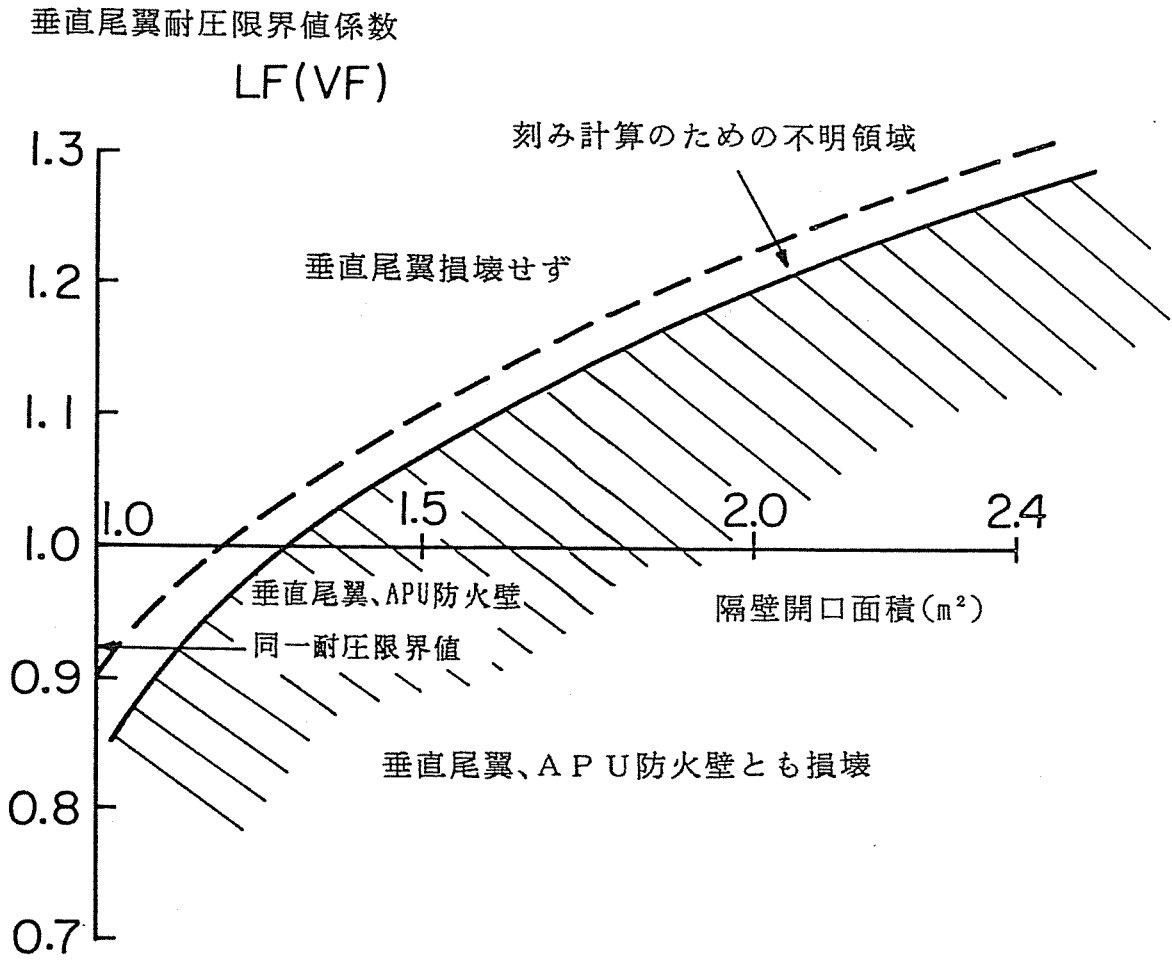
(a) 垂直尾翼耐圧限界値係数 $LF(VF)$ の変化 ($LF(APU)=1.0$)

耐圧限界値到達時間

(秒)



付録 4 付図- 6 耐圧限界値係数と隔壁開口面積の変化
 (b) 耐圧範囲 (LF (APU) = 1.0)

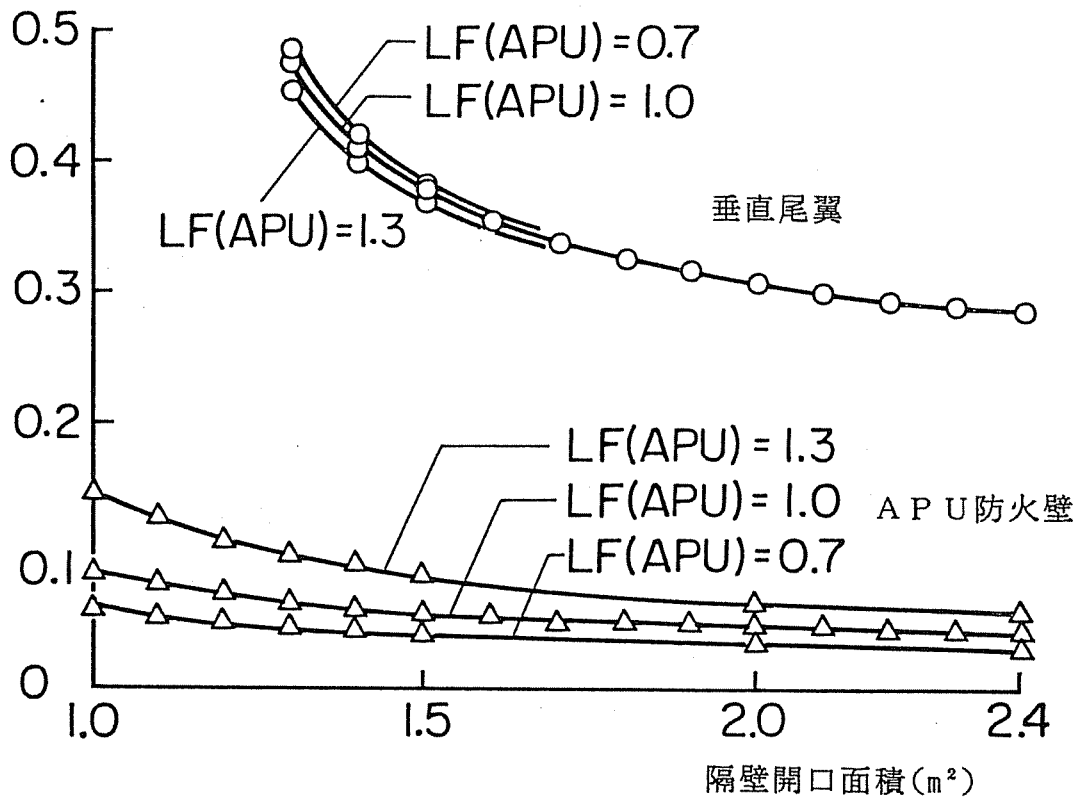


付録 4 付図- 6 耐圧限界値係数と隔壁開口面積の変化

(c) APU防火壁耐圧限界値係数 $LF(APU)$ の変化 ($LF(VF) = 1.0$)

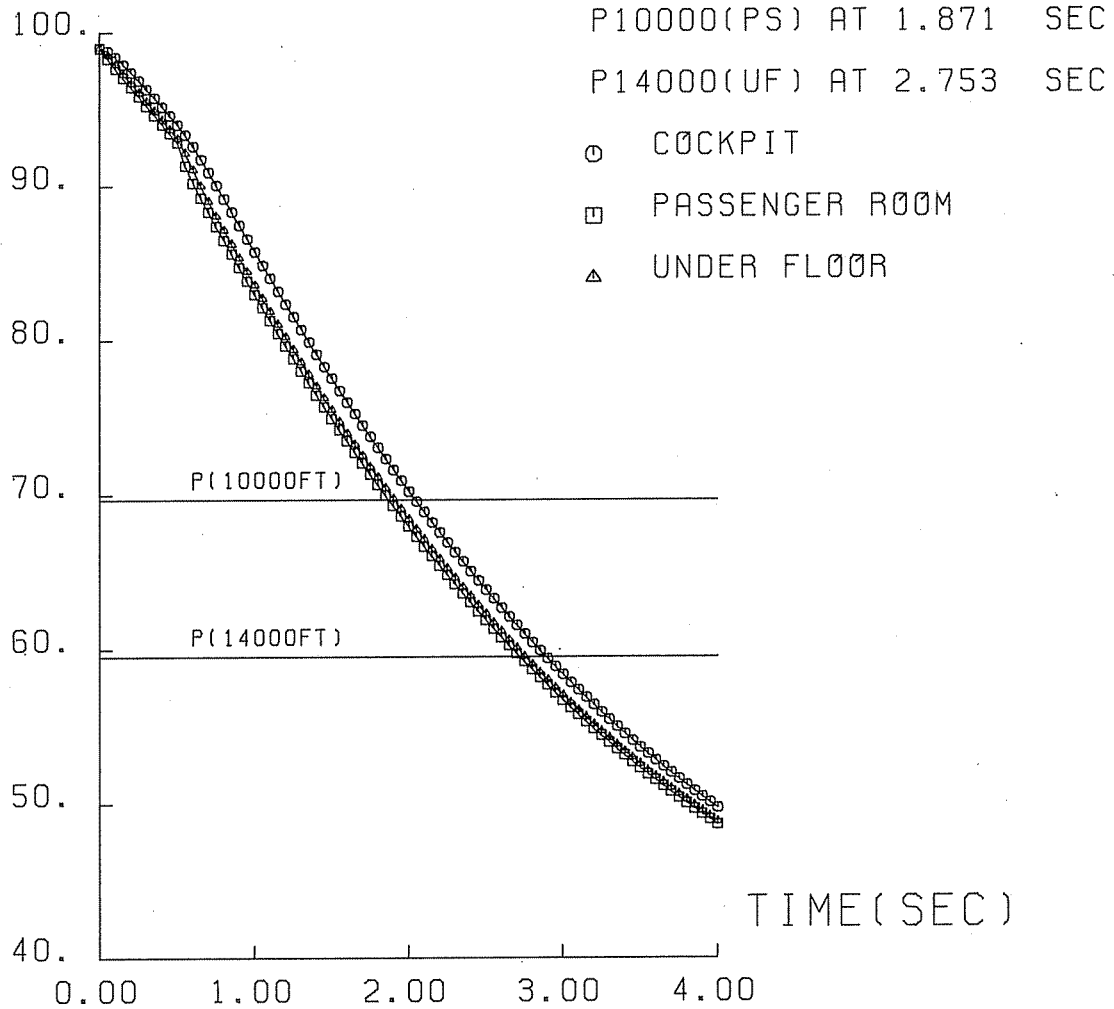
耐圧限界値到達時間

(秒)



付録 4 付図- 7 隔壁開口部拡大、縮小変化
 (a) 拡大の場合の与圧室圧力変化

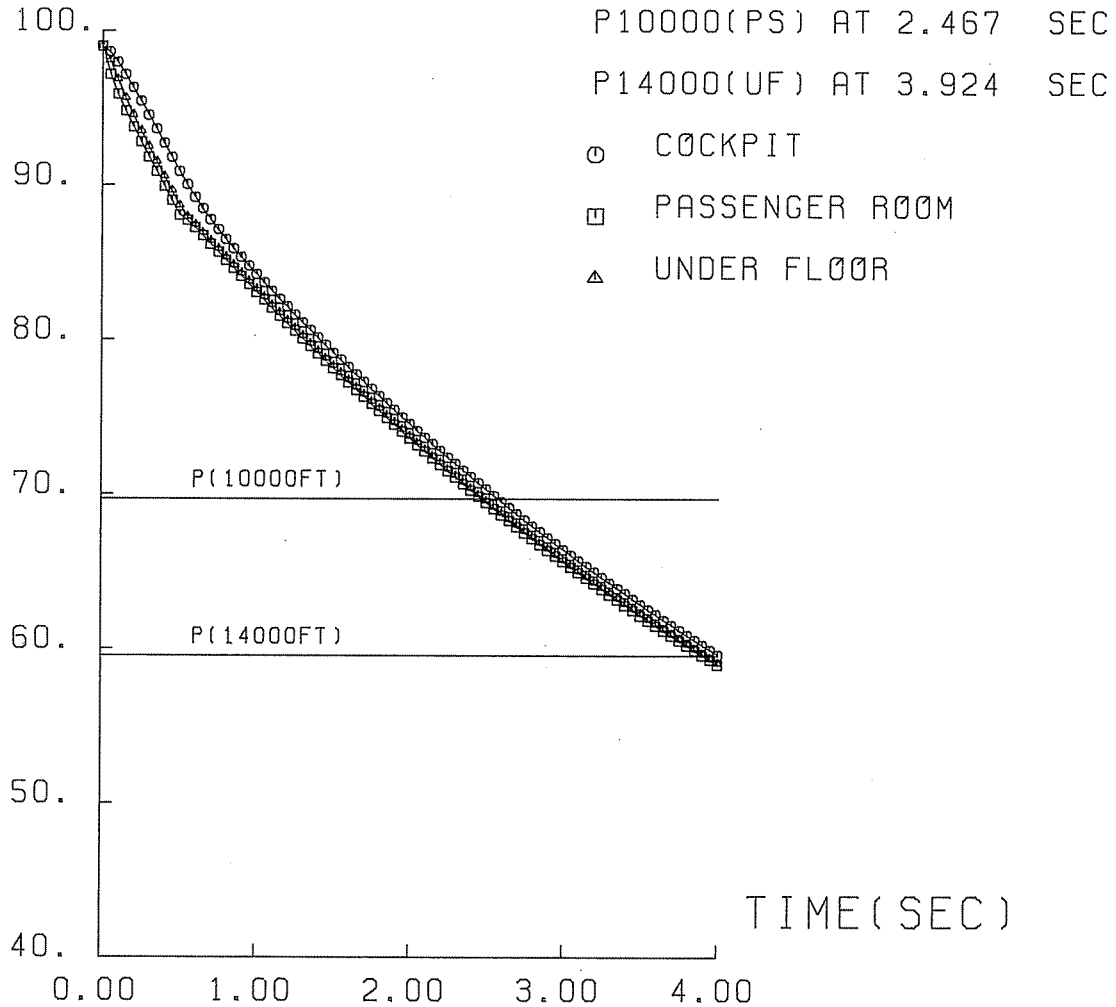
PRESSURE (KPA=KN/M**2)



BH(EFF.): INITIAL-END-TIME: 0.70, 1.80 M², 0.50SEC
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: PRESS. ROOMS

付録 4 付図- 7 隔壁開口部拡大、縮小変化
 (b) 縮小の場合の与圧室圧力変化

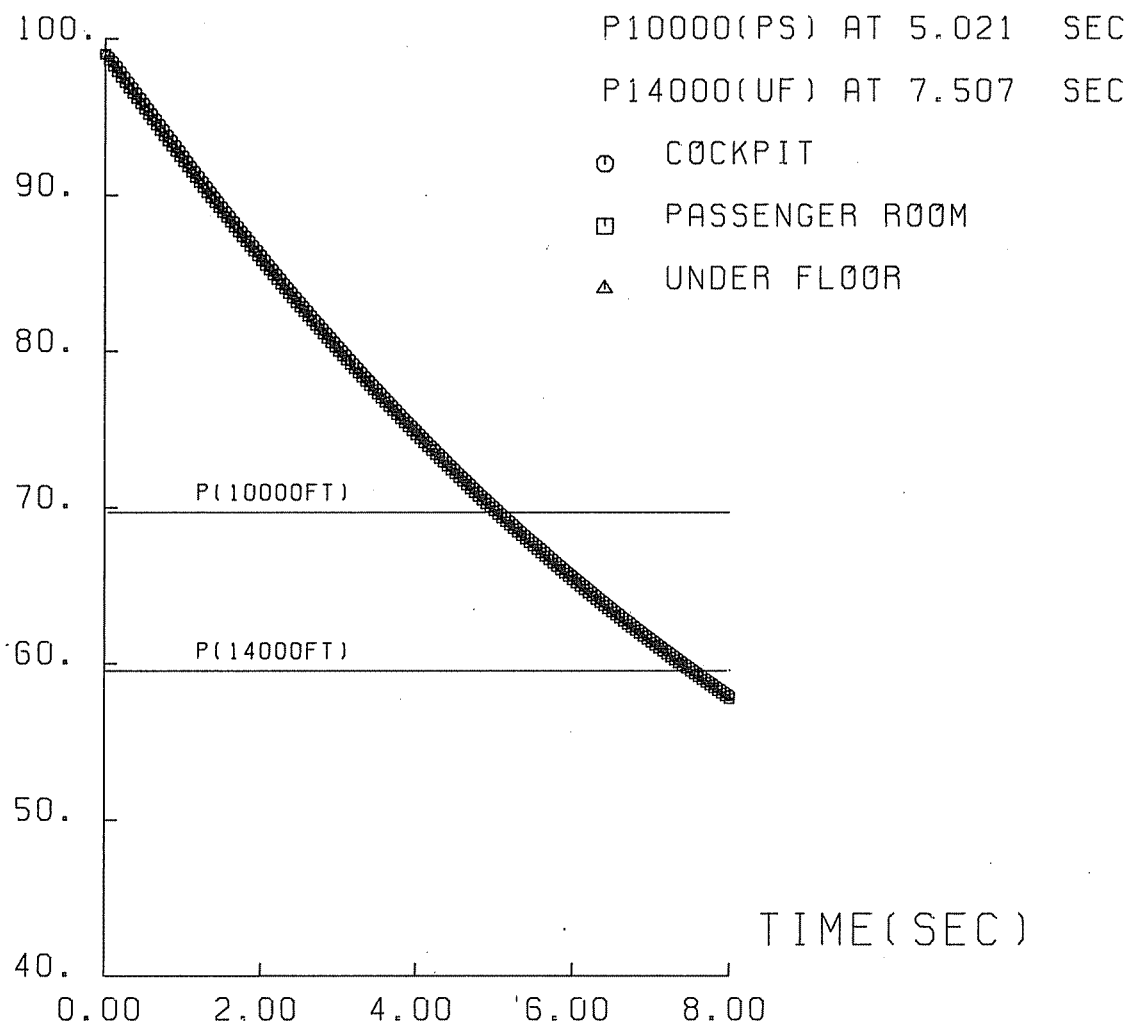
PRESSURE (KPA=KN/M**2)



BH(EFF.): INITIAL-END-TIME: 1.80, 0.70 M², 0.50SEC
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 32.76 KPA(4.75 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: PRESS. ROOMS

付録 4 付図- 8 ゆるやかな減圧時の与圧室圧力変化

PRESSURE (KPA=KN/M**2)



EFFECTIVE BH OPENNING AREA: 0.40 M²
 U.F.-PSG ROOM AREA: 1.35 M²
 AREA CONTRACTION FACTOR 0.70
 PRESSURE RELIEF DOOR: OPEN
 LOWER STABILIZER SEAL: NOT BROKEN
 VF BROKEN MODE: 3
 LIMIT DIFF. PRES. OF VF: 22.93 KPA(3.32 PSI)
 L. D. P. OF APU FW-BLKHD: 27.59 KPA(4.00 PSI)
 8-ROOM SIMULATION: PRESS. ROOMS

付録5 DFDR記録のエラー修復作業

1 DFDR記録の概要

DFDR記録は、パルス・コード・モジュレーション(PCM)によるデジタル記録方式であり、ハーバード・バイ・フェーズという信号形態である。信号の構成は、12ビット=1ワード、64ワード=1サブ・フレーム、4サブ・フレーム=1メイン・フレームとなっており、1秒間に1サブ・フレームの割合で記録される。各ワード・スロットには物理量が割り当てられているが、LSB(最小有意ビット)から2ビット分はVHFのキーイング等のディスクリート情報が割り当てられ、ワード・スロットの多重化が図られている。加速度信号のように早い変化を示す量は、1秒間に4～8点、ゆっくり変化する量は、2～4秒間に1点、通常は1秒間に1点記録され、すべての物理量は4秒間で一巡するようになっている。1/64秒ごとに異なる物理量をサンプルし、次々にデジタル化して記録されるので、同一サブ・フレームの中でも最初と最後のワード・スロットの量の間でサンプル時刻が63/64秒異なることになる。ただし、時刻(GMT)のみは、他の物理量と異なり、第3サブ・フレームの第37ワード・スロットの記録直後に時・分がサンプルされ、次のメイン・フレーム内の第1サブ・フレームの37番スロットに“分”、第3サブ・フレームの37番スロットに“時”が記録される。各サブ・フレームの第1ワード・スロットは、フレームの同期信号(Sync Word)であり、第何サブ・フレームかを判定するようになっている。PCM解読機は、この同期信号を見つけ、それに続く内容を割り当てに従って解読するが、途中で信号レベルの低下や歪みがあって解読できないとき、あるいはサブ・フレームの同期信号自身を発見できないときなど不具合があった場合にはエラー・マークを出すようになっている。

2 解読機によるエラー修復作業

2.11 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報で述べたように、DFDRテープには切断やしわがあり、その部分はもちろん、その他の部分でもDFDR記録には昭和61年3月28日公表した事実調査に関する報告書の案(以下「報告書の案」という。)に見られるように多数のエラー・マークがあり、使用した解読機特有の時間のスキップもあった。信号レベルの低下や信号の大きな歪みを含む部分では、再生器や解読機の個体差、テープ張力の差等によってエラー・マークの出方が微妙に異なると思われた。そこで、当該DFDR製造会社であるサンド・ストランド・データ・コントロール(SDC)社の協力を得、以下の方法でDFDRの再解読を試みた。

- (1) 事故機のDFDR再生ヘッドをそのまま使用し、SDC社のシリアル・テープ・コンバータ(STC)を使用しPCM記録をデジタル変換する。
- (2) SDC社の事故解析装置(Incident Analysis Equipment : IAE)によりDFDRのPCM記録を再生し、STCによってデジタル変換する。IAEでテープ張力を変えることができる。
- (3) IAEにコ・ベルト(Co-belt)方式というベルト・ドライブを付加し、スリップを減じ、張力を変えて再生し、STCによってデジタル変換する。

以上のうち、付録5の2の(1)の方法によるとき、最もエラー・マークが少なく、報告書の案に見られる多数のエラーや時間のスキップが消滅した。しかしながら、18時24分35秒ごろに連続3サブ・フレーム、18時40分34秒ごろに1サブ・フレーム及び18時55分12秒以後1分以上にわたって多数のフレームにエラー・マークが残った。

18時24分35秒ごろのDFDRは、異常事態発生の瞬間を記録した重要な部分である。また、18時55分12秒以後の記録は、山に激突する寸前の記録であり、また高度が低くレーダ記録による航跡も不明な部分であるため、可能な限りこれらの部分のデータを別の方法で修復し補てんすることにした。

3 計算機処理によるエラー修復作業

DFDRの再生段階の途中から比較的低レベルのPCM信号の波型をアナログのまま電圧変動で取り出して増幅し、離散値化に伴う信号の歪み(Aliasing)の少ないように、また、バイアスやドリフト等の低周波成分を遮断するようにバンドパス・フィルタを通した後、高速でサンプルしてデジタル化した。バイ・フェーズ型のPCM記録では信号の位相情報が重要なため、サンプル周波数は早いほど良いがデータ量が膨大になるため、幾つかのサンプル周波数を試した結果15.36KHzとした。このようにして得られたDFDR記録に等価なデジタル信号には、アナログ・フィルタで除き得なかった単なる雑音のみならず、異常事態発生に伴う衝撃やしわが原因と思われる大きな信号の歪みや極端なレベルの低下部位が見られた。その部分では、通常のビット同期法で解読できず、エラー・マーク発注の原因になったと思われる。この大きな歪みを除去するため、デジタル信号を位相変化の無い特殊な狭帯域バンドパス・フィルタで処理した後、典型的な矩形波PCM信号を作り出して“0”及び“1”の解読を行った。

エラーを生じた部分では、特に基本ビット繰返し周波数(マスタ・クロック)が基準から外れたごとく記録されているので、基本ビット・セルの3/4~3/2倍区間で符号の反転及びその極性を調べてビット・セルの判定を行い、失敗した場合は、更に1/2~3/4倍区間でビット同期を試みるようにプログラムしてコンピュータ処理を行った。結局、±50%のビット・セル変動を許容したことになる。その結果、信号レベルがある程度以上であればほとんど“0”及び“1”のシーケンスとして解読できたが、特に信号歪みの大きいところでは人間が介入して判読する必要があった。その“0”及び“1”のシーケンスを基に各フレームの同期信号(Sync Word)を見付け、各ワード・スロットの判別(12ビット=1ワード)を行い、物理量に変換した。フレーム同期信号が判読できないところでは、次のフレーム同期信号から過去にさかのぼるようにしてワード・スロットの判別を行った。また、幾つかのワード・スロットは、常に“0”あるいは“1”が入っており、そのパターンから前後のワード・スロットの判別が可能な場合もあった。このようにして多くのデータを修復することができた。

4 エラー修復結果の概要

信号レベルが特に低かったり、信号歪みの激しいところで人間が介入しても判読できず、データ修復をあきらめざるを得なかったが、多くの場合、前後のデータを内挿することにより推定することができた。特に、18時24分35秒ごろの3秒間のエラー修復において修復不能であった部分は、35秒目サブ・フレーム中の第41ワード・スロット(付録5の付図-2の△印)の外気温度(OAT)のみである。また、18時55分12秒ごろからの連続エラー部分では、航跡、機体姿勢等の運動解析に関連した諸量(ALT1、CAS1、TAS1、PCH、RLL、HDG、AOA、LNGG、LATG、VRTG、EPR1、EPR2、EPR3、EPR4、FLP、OAT1)のみを修復対象とした。なお、DFDRにある最後の記録は、18時56分27秒に相当する第4サブ・フレームの第59ワード・スロット(EPR1)までである。すなわち、18時56分27.59/64秒に当たる。その後は何も記録されておらず、約1.414秒相当後の部分から極めて鮮明なPCM信号が表れる。続いて、すぐに第1サブ・フレームの同期信号が表れ、その中の第37ワード・スロットの“分”表示に22分が印されている。その後続く鮮明な記録から、それは明らかに25飛行時間前の13時22分の記録であることが判明した。すなわち、何の記録も無い部分は、先行した消去ヘッドによって約25飛行時間前の古い記録が消去された部分であり、第59ワード・スロットが事故機の最後の記録と考えられる。

付録5の3で述べたような方法で修復したデータによって、付録5の2の解読結果のエラー部分を訂正した修正DFDR記録を別添5に示す。参考までに、最後の連続エラー部分の無修正データも合わせて別添5に示した。なお、データ修復時刻には、意図的に修復マークが付してある。

18時24分35秒ごろの最初に異常事態が起った付近のデータは、事故原因究明のため特別に

重要である。サンプルされたデータもワード・スロットによって時間差が有るため、重要な諸量についてサンプル時刻差を考慮し拡大図を付録5の付図-1に示した。

さらに、同じ時刻ごろの異常事態発生の種類あるいは順序を明らかにするため、異常事象とワード・スロットの関係を表すシーケンス図を付録5の付図-2に示した。横軸は、時刻に相当するワード・スロットであり、諸量に最初の異常事態発生の可能性がある区間を \longleftrightarrow 印で示した。この印の左端でサンプルされたデータは、正常、右端でサンプルされたデータは、既に異常であったと考えられる。したがって、異常事象は、この印の間で発生したと思われる。

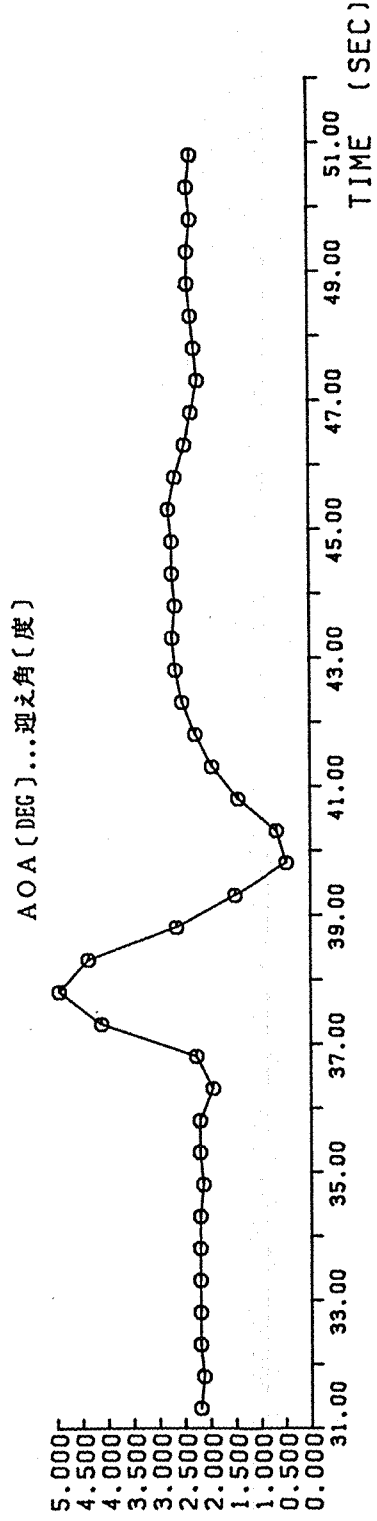
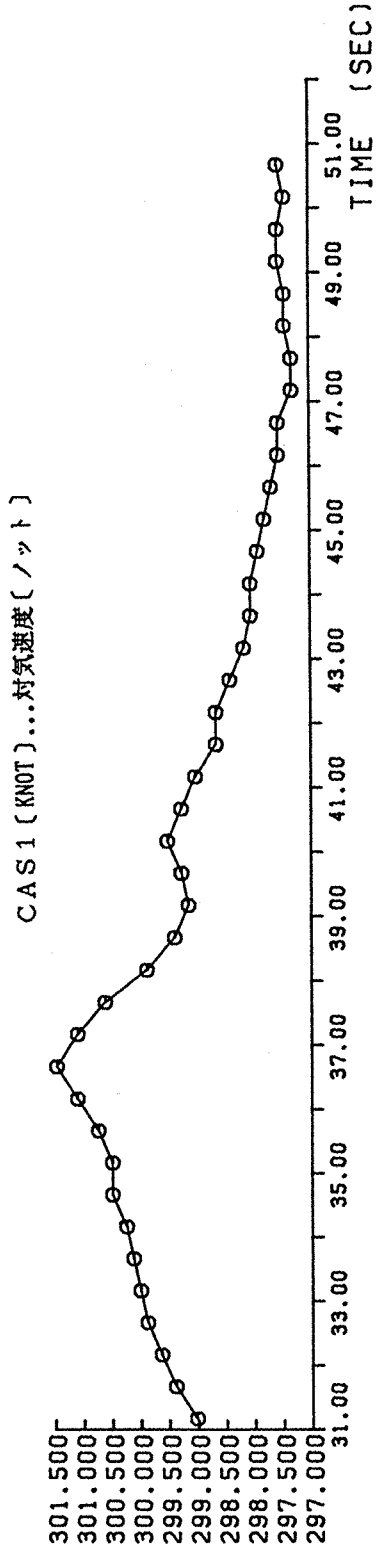
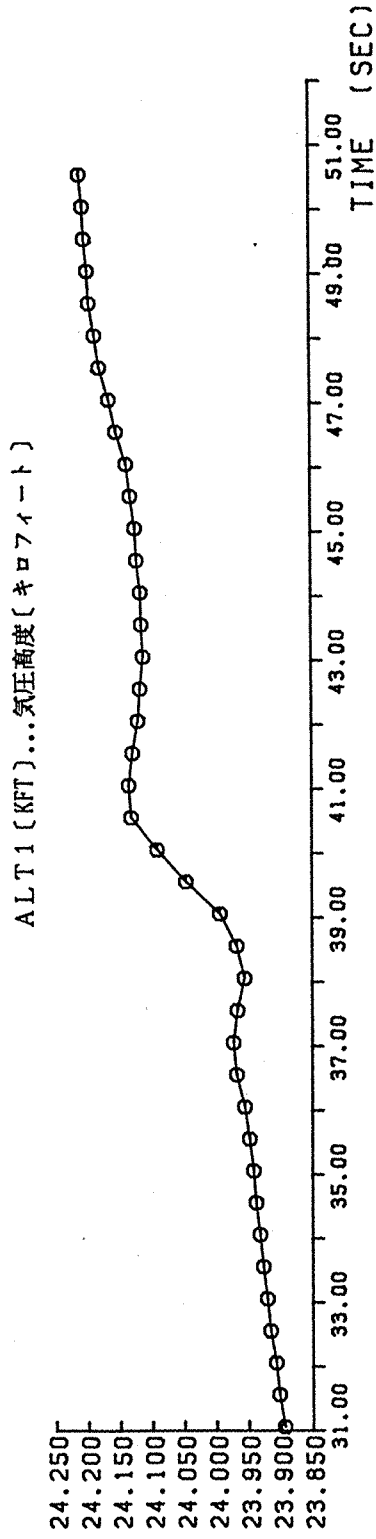
DFDRは、垂直尾翼取付部に近い胴体上部に置かれており、今回の事故の物理的衝撃を非常に受けやすかったと想像される。また、18時24分35秒ごろのDFDRテープには、しわや切断が無いことから、DFDR記録のPCM信号に見られる顕著な信号の歪みと異常事態発生時の物理的衝撃の間に強い因果関係があると思われる。そこで、PCM記録に顕著な信号歪みが見られたワード・スロットを2段階の陰影で示した。濃い方が歪みの大きいことを示す。

付録5の付図-1及び付図-2から、すべてのデータのうち、前後方向加速度(LNGG)に最も早く異常事態が記録されているのが分かる。このデータは、修復不能な第41ワード・スロットの後である(付録5の付図-2参照)のみならず、孤立した1点である(付録5の付図-1参照)ため、データの信頼性を吟味した。すなわち、このワード・スロットが1ビット前後にずれるとすると、一つ前のワード・スロットにある対気速度(CAS1)が約100~200ノットも異なったものになり、前後の諸量が矛盾に満ちた量となり納得できなくなる。したがって、記録された量としては間違いの無いものと思われ、また、今回の多数のエラー修復結果を参考にして見ると、加速度計が誤った計測をしたとも思い難い。

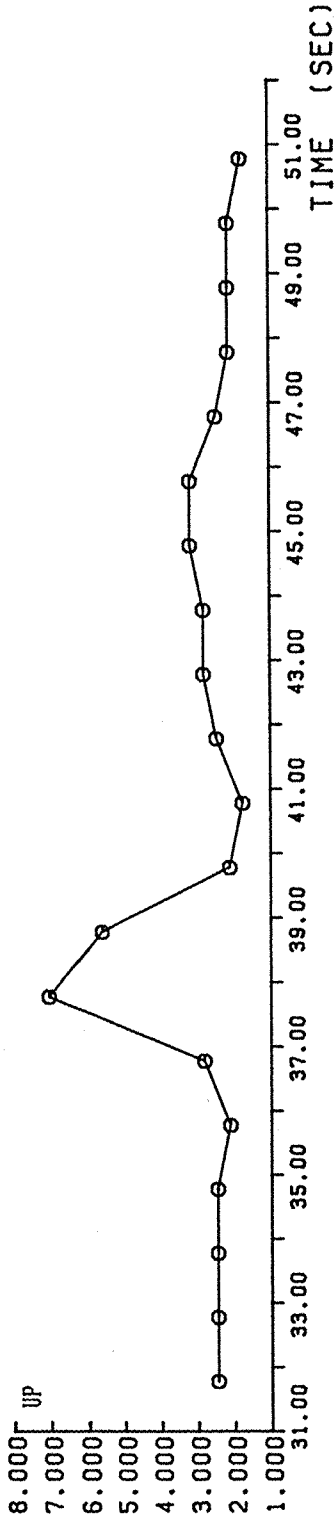
以上により、前後に大きな衝撃があった後に垂直方向に衝撃があったことがうかがえる。なお、この間、横方向にも多少のじょう乱が見られる。

付録 5 付図 - I D F D R 拡大図

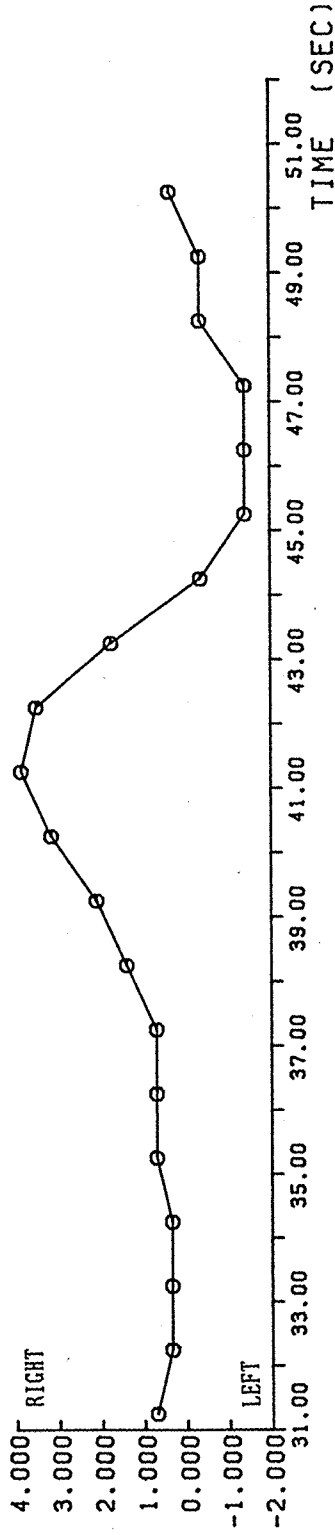
(18:24'31" ~ 51")



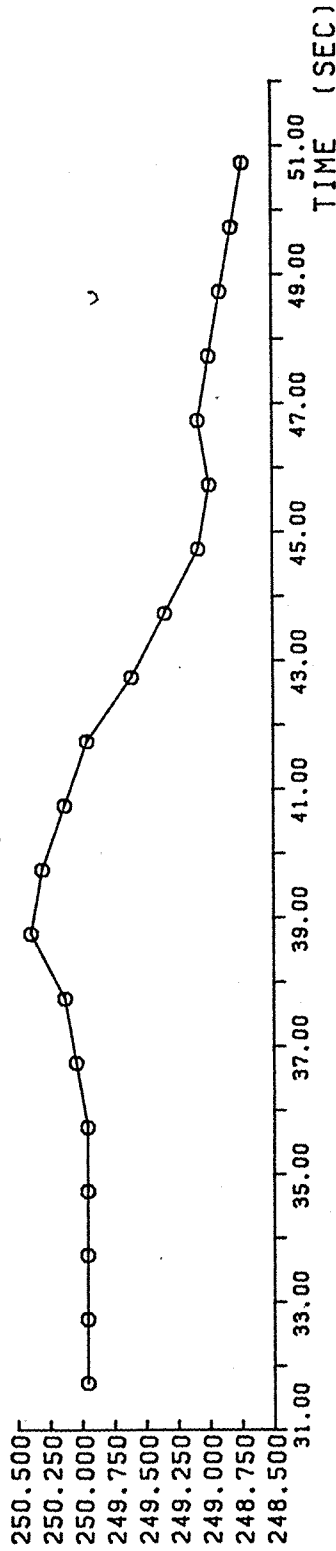
PCH1 [DEG] ... 縦揺れ角 [度]



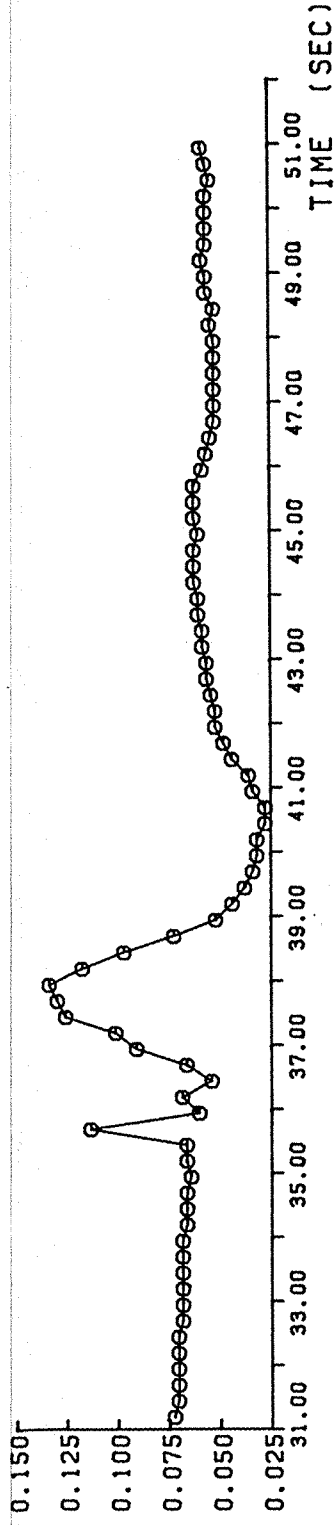
RLL1 [DEG] ... 横揺れ角 [度]



HDG [DEG] ... 機首方位 [度]



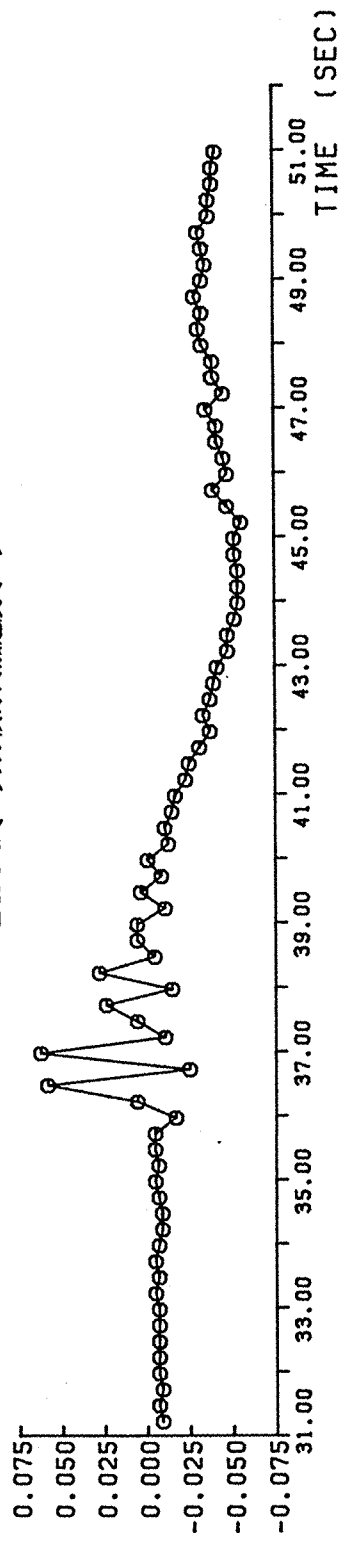
LNGG [G] ... 前後方向加速度 [G]



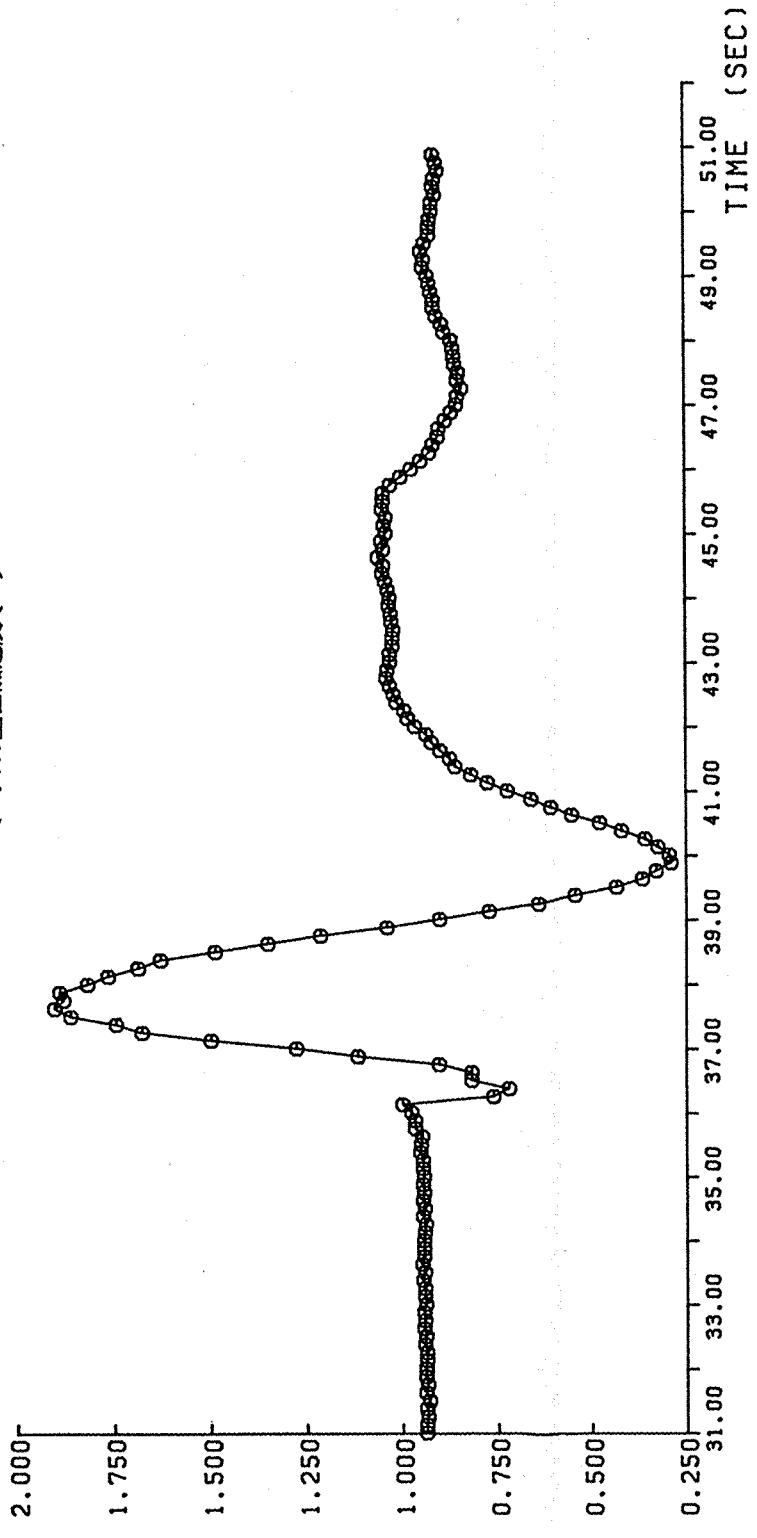
LATG [G] ... 横方向加速度 [G]



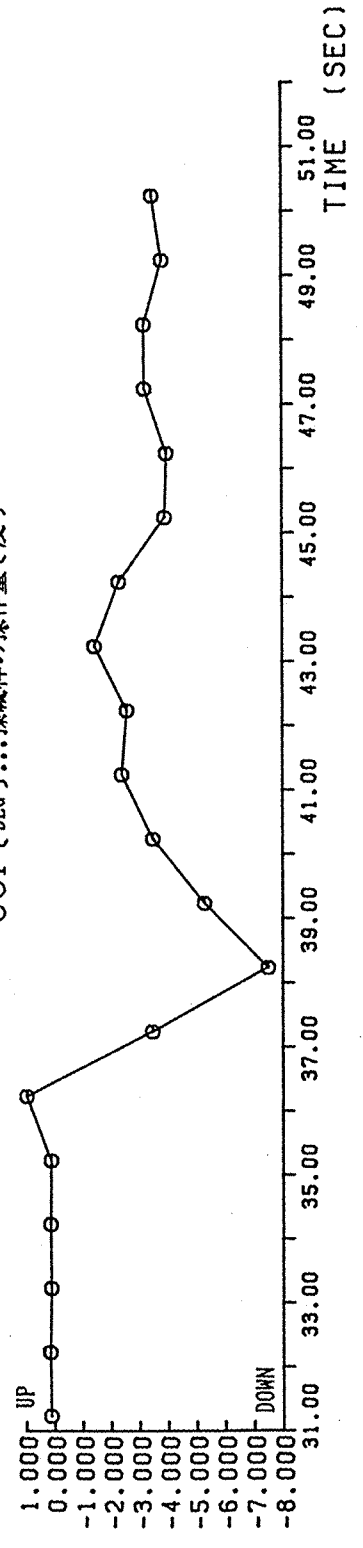
LATG[G]...横方向加速度[G]



VRTG[G]...垂直加速度[G]

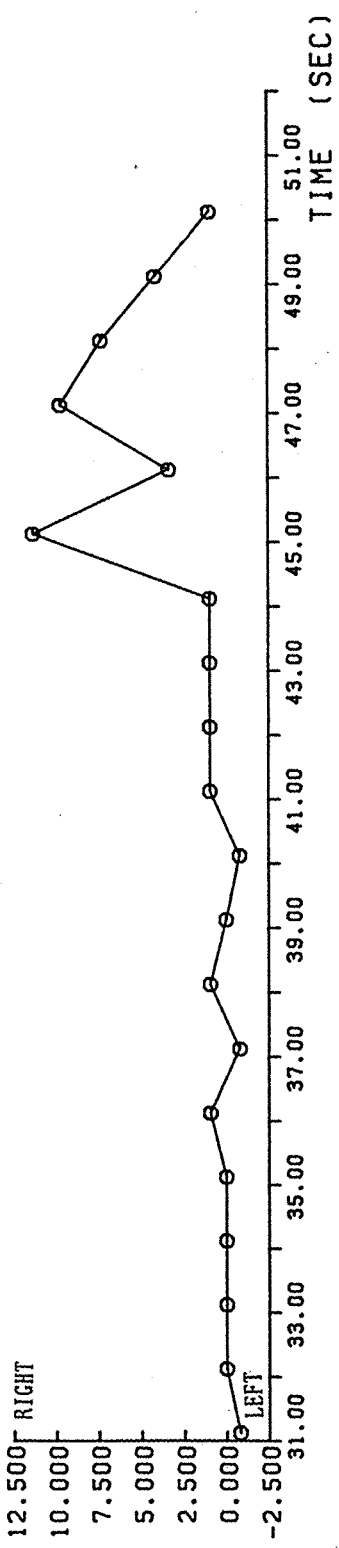


CCP [DEG]...操縦桿の操作量[度]

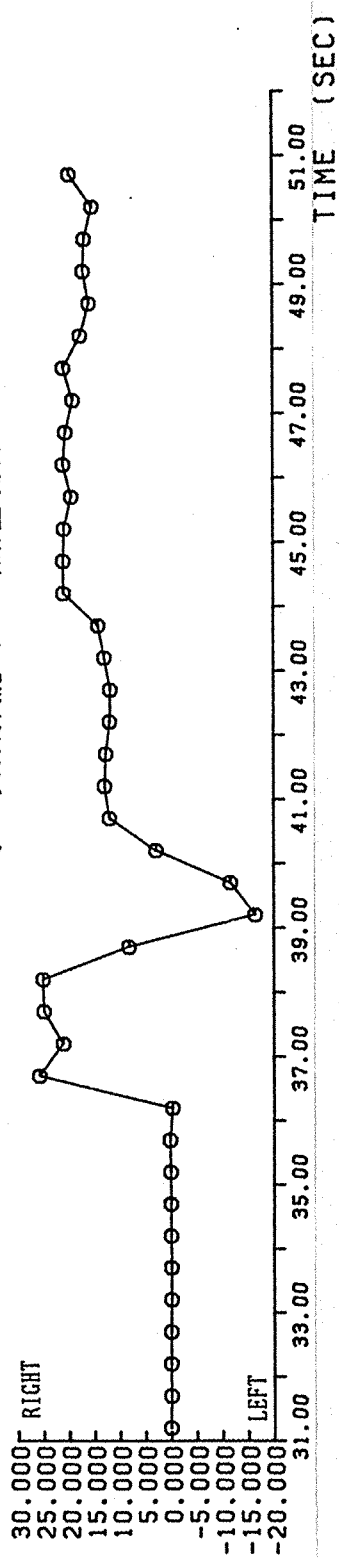


CWP [DEG]...操縦輪の操作量[度]

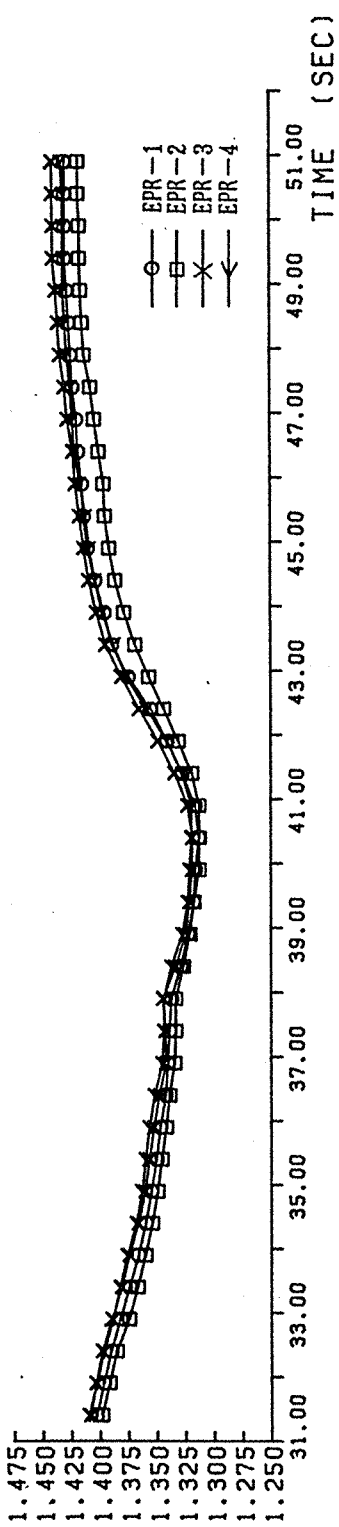
CWP (DEG) ... 操縦輪の操作量 (度)



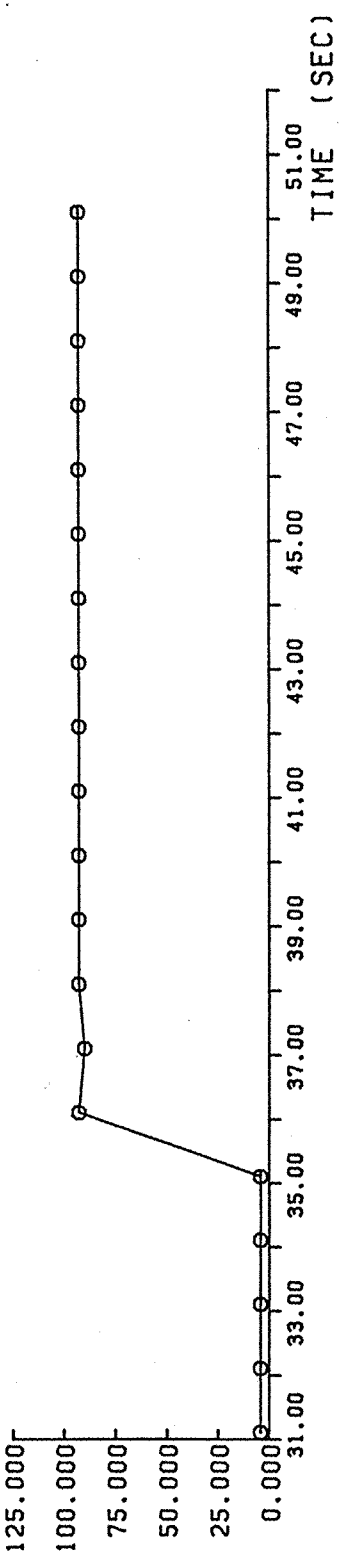
PED (DEG) ... 方向舵ペダルの操作量 (度)



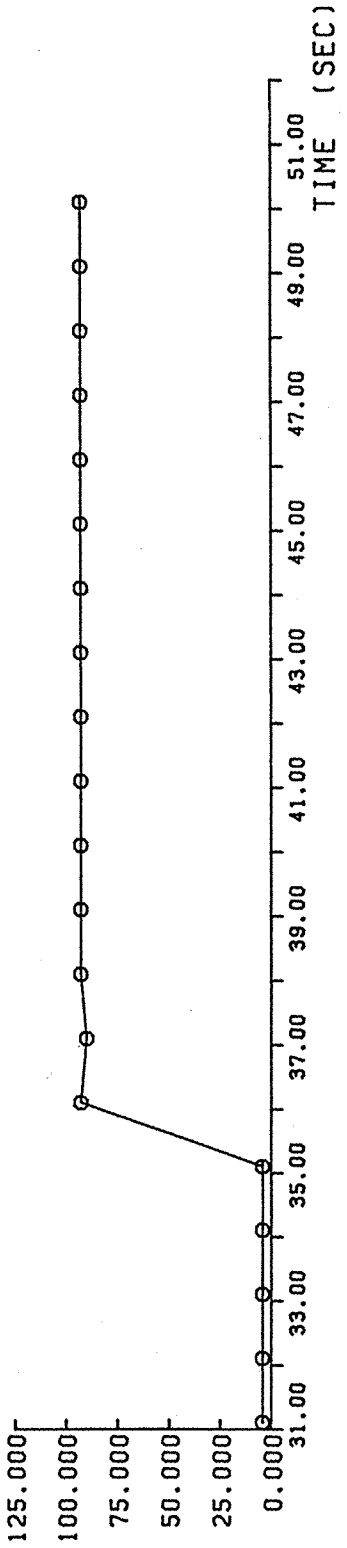
EPR... エンジンの出力



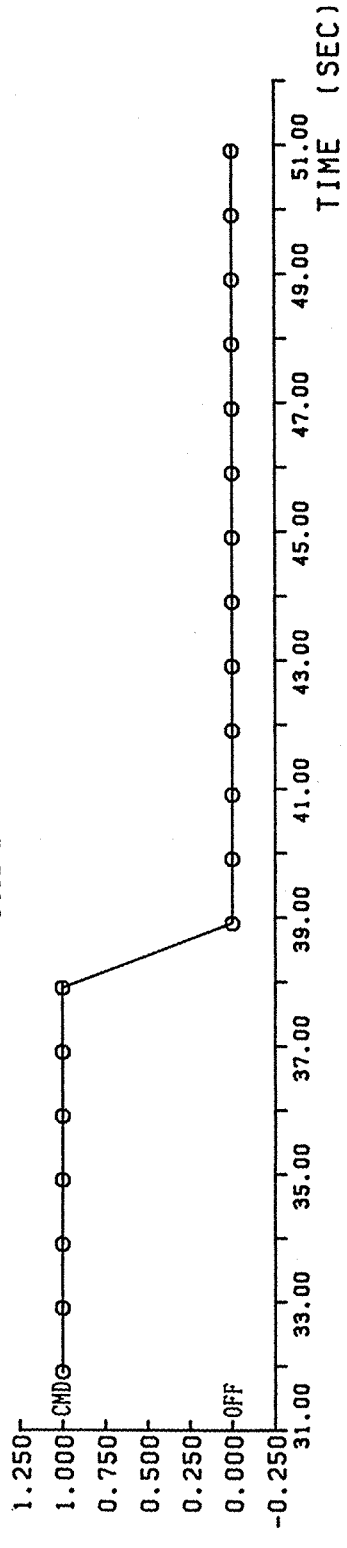
HSTB (UNIT) ... 縦のトリム装置の変位量 (ユニット)



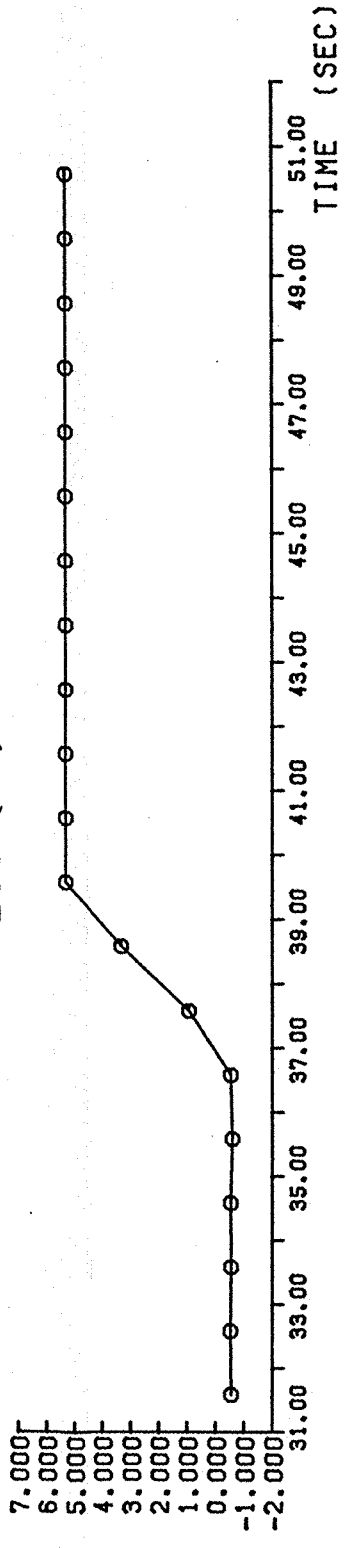
HSTB (UNIT)... 概のトリム装置の変位量 (ユニット)



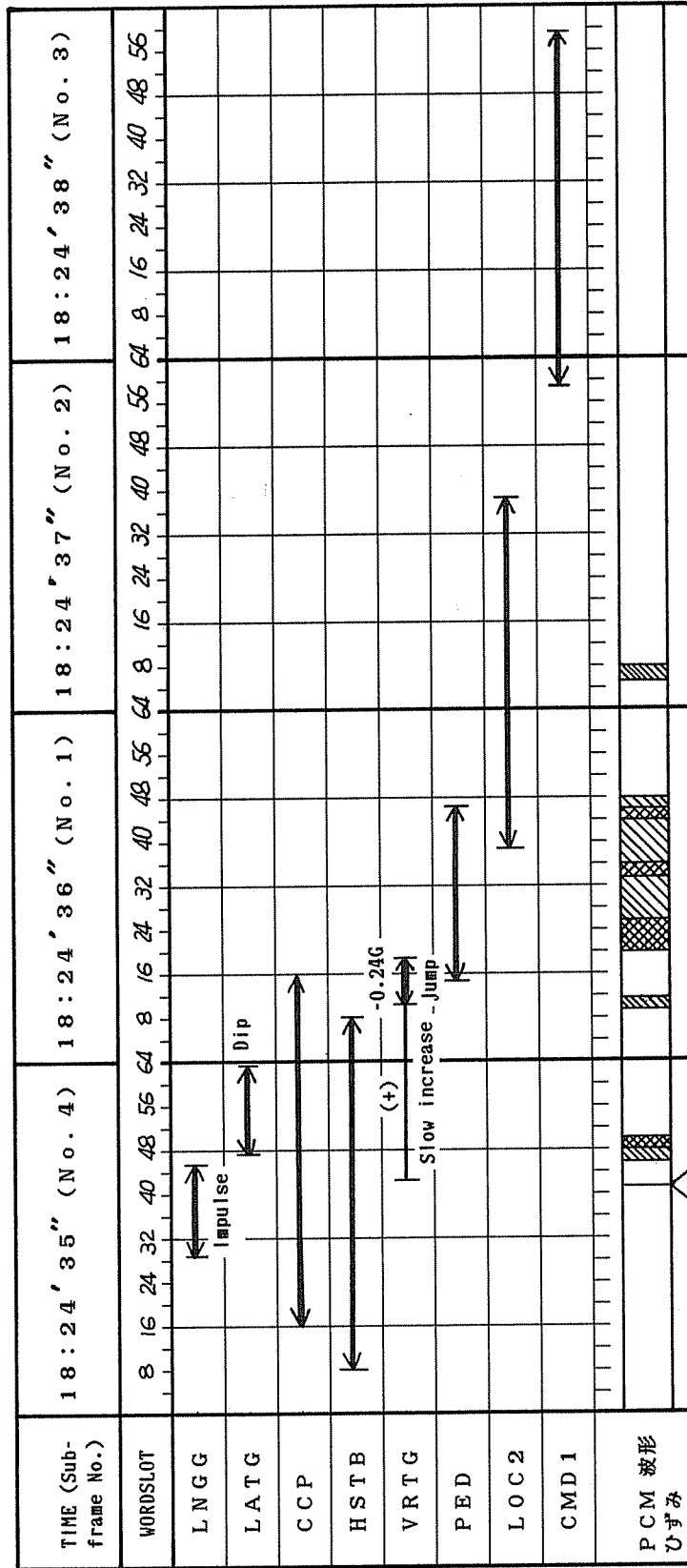
CMD 1



LOC 2 (DOT)



付録 5 付図-2 異常事象発生のシーケンス図



付録 6 DFDRに基づく事故機の飛行状況 及び飛行経路について

1 異常事態発生前後の状況

1.1 事象の前後関係と破壊のシナリオ

異常事態発生の前後を含むDFDRの拡大図及び各チャンネルごとの事象をまとめたシーケンス図(付録5の付図-2)を参照し、事象の前後関係をまとめる。

1.1.1 前後方向加速度 LNGG (4 サンプル/秒)

18時24分35.70秒において、その前後に比べて約0.047Gの突出が³記録されている。機体重量約520キロ・ポンドを用いれば、約24キロ・ポンド(約11トン)の前向き外力が³作用したことになる。

BS2658における胴体断面積を5,800平方インチとすれば、約4.2psiの圧力差がBS2658以後の胴体部分を分離させ、前向き外力を発生させたと考えられる。

上記突出の直前のLNGGの記録は、機体の釣合い姿勢と矛盾のない定常値にほぼ一致している。したがって、上記の突出に代表されるLNGGのインパルス総量は、矩形インパルスを仮定した場合、対応する速度増分が最大値 $0.047 \times 9.8 \times (16/64) \times 2 = 0.23 \text{ m/s} = 0.5 \text{ ノット}$ を超えないようなものである。常識的に三角形インパルスを仮定すれば、その半分0.25ノット程度である。この程度のインパルスの存在は、他のチャンネル、例えば真対気速度から積極的に裏付けることはできない。

36.20秒以後の数秒間にわたってLNGGは大きな変化を示すが、その主要部分は異常な外力自身ではなく、それらによって引き起された機体運動によるものと考えられる。破壊部分からの噴流の反力あるいは形状変化による抗力の増加(以後、この異常外力の水平成分をLongitudinal Force, LNGF、と略記)をLNGGの記録から直接的に分離することはできない(付録6の1.2.6参照)。

1.1.2 横方向加速度 LATG (4 サンプル/秒)

前記LNGGの突出に引き続き、24分35.73秒から35.98秒の間にLATGに最初の有意な変化が見られる。LNGG突出直後のLATGのこの変動は、尾部の破壊が³35.73秒の以前で生じたことを裏付けるものと推定される。

24分35.98秒以後数秒間にわたってLATGに最大全振幅0.08Gを超す振動が見られ

る。Aliasing(離散値化に伴う信号の歪み)のため正確には読み取れないが、その振動数は、1ヘルツないし2ヘルツであり、胴体横曲げ振動モードに対応するものと見られる。数秒後には完全に減衰していることから考えて、異常外力の横向き成分によって励振された自由振動と考えられる。

1.1.3 縦のトリム装置の変位量 HSTB (1サンプル/秒)

18時24分35.13秒までHSTB位置は、正常なトリム位置 -1.2° であった。次の記録時刻36.13秒及びそれ以降では、HSTBセンサの最大値である89.8ユニットが記録されている。

事故機が異常事態発生後30分以上にわたってともかく飛行を続け得たこと、及び残骸中のスクリュ・ジャッキの長さから判断して、HSTBは、異常事態発生後もほぼ最初のトリム位置に保持されていたと推定される。したがって、記録値89.8ユニットは、実際のHSTB位置を表わすものではなく、35.13秒と36.13秒との間でHSTBセンサあるいは信号線が破損したことを示唆している。

1.1.4 DFDRのエラー

DFDR記録のうち、18時24分35.64秒のワード・スロット(外気温度OAT1)に修復不可能なエラーがあった(付録5の4参照)。BS2658の破壊によって、垂直尾翼取付部に近い胴体上部に搭載されていたDFDRが強い衝撃を受けたためにエラーが発生することは十分に有り得ることと考えられる。

なお、付録5の付図-2に見られるように、35.73秒前後において複数個のワード・スロットに修復可能なエラーが発生したことも同様な現象と考えられる。

1.1.5 操縦桿の操作量 CCP (1サンプル/秒) 及びオートパイロットAチャンネル CMD1 (1サンプル/秒)

CCPは、18時24分35.25秒までは正常なトリム位置、すなわち、ほぼ 0° 付近にあった。35.25秒から有意な引き舵が生じ(第1のジャーク)、36.25秒には約 0.8° が記録され(第2のジャーク)、以後急激な押し舵に変化して38.25秒には最前方位位置約 7.4° に達した後、戻り始める(第3のジャーク)。最終的にトリム位置には復元せず、約 4° 近くで不規則に変動する。

オートパイロットAチャンネルは、18時24分37.92秒まではCMDモードにあり、38.92秒以後はOFFである。

異常事態発生後のCCP位置は、全体として法外に大きく押されており、異常事態発生後比較的短秒時にCCPと昇降舵PCPとの間に対応関係が失われた可能性が強い(付録6の1.2参照)。操縦索の切断を前提とすると異常事態発生後の昇降舵の動きをCCPの記録から特定することが困難となる。PCP油圧の低下、操縦索の切断、オートパイロット・モードの選択及び信号線の切断等可能な条件の組み合わせについて生じ得る昇降舵位置について付録6の付表-1にまとめた。

これから分かるように、異常事態発生後の昇降舵は、

(a) CCP記録から換算し得る位置(*1)にあるか、あるいは

(b) ほぼ中立位置にあるか、若しくは

(c) オートパイロットの制御則に従って動いていた、

と考えられる。

昇降舵位置について、DFDR記録からは上記以上の情報は得られない。

(*1) 昇降舵角 $=2.1 \times \text{CCP}$ である。

1.1.6 垂直加速度 VRTG (8 サンプル/秒)

18時24分35.66秒までは、ほぼ定常飛行状態を表わすVRTGが記録されている。以後36.16秒までわずかに増加し、36.28秒には約 -0.24G だけ跳躍した結果、じょう乱が励振されている。ほぼこの時刻に垂直尾翼の破壊が生じたことを示唆している。

LNGGの18時24分35.70秒における突出の場合と異なり、VRTGには噴流反力の垂直成分(以下、この異常外力の垂直成分を Vertical Force, VRTF、と略記)のみならず、それらによって励起された機体運動による空気力が含まれているため、DFDR記録から直接VRTFを抽出することはできない(付録6の1.2.6 参照)。

1.1.7 方向舵ペダルの操作量 PED (2 サンプル/秒)

18時24分36.22秒まで正常な中立位置、 0° にあったPEDは、36.72秒までの間に右 25° 以上に急変した。この時刻は、LATGに振動が励起された時刻とほぼ一致している。PEDは、その後右約 20° ～左約 15° に急変しているが、そのように大きなPED入力に対して方位角やバンク角は正当な応答を示していない。このことから、方向舵は、PED記録から予想されるような制御力を発生しなかったと推定される。CCPの場合と同様に、PEDと方向舵PCPとの間に対応関係が36.22秒と36.72秒の間に失われたと考えるのが妥当である。

1.1.8 No.2 VHF航法受信機 LOC2 (1サンプル/秒)

18時23分49秒ごろから24分36.59秒までの間、VORコース偏位信号、約-1ドット(左)ないし-0.6ドットが記録されている。24分37.59秒からはほぼ一定の速さで正の偏位側に変化し始め、24分39秒以後は5.32ドットに飽和した値が記録されている。

VORアンテナは垂直尾翼上端部に取り付けられており、また、同軸ケーブルは垂直尾翼フロントスパーの後側を通して胴体内に導かれているから、24分36.59秒までの信号が正常な(valid)コース偏位信号であるとすれば、その時刻までに垂直尾翼上端部及びトルクボックスには決定的な破壊が生じていなかったと考えられる。

さらに、24分37.59秒以後のコース偏位信号の急変がVOR周波数の変更等人為的なものでないとするならば、上述の決定的な破壊は24分37.59秒ごろに生じたものと考えられる。

1.1.9 DFDRのエラー

付録5の付図-2に見られるように、24分36.31秒ないし36.75秒の多くのスロットに修復可能なエラーが発生した。前記1.1.4と同じく、これらの時刻に垂直尾翼取付部に近い胴体上部に強い衝撃が加えられたことを示唆している。

1.1.10 尾部の破壊の順序

尾部の破壊は、少なくとも下記の二段階に分けて考えるのが妥当と思われる。

(a) 18時24分35.64秒ごろにBS2658が内圧によって破壊し、前後方向のみならず横方向にもじょう乱を与え、HSTB信号線を引きちぎった。CCPの最初のジャークも同時期に生じている(付録6の1.1.1~1.1.5)。

(b) 18時24分36.16秒ないし36.28秒ごろに垂直尾翼の破壊が始まり、続いて方向舵は機能しなくなった。CCPの第2のジャークも同時期に生じている。

さらに、36.59秒ごろにVORの受信機能が失われた(付録6の1.1.5~1.1.9)。

1.2 運動の数値解析

1.2.1 目的

DFDRのデータの間大きな矛盾がないか否かを確認し、同時に異常事態発生後に噴流や外形変化によって生じた外力(LNGF,VRTF)を推定することにより破壊のシナリオを裏付ける。

1.2.2 手法

数値解析には、“カルマン・フィルタ及びスモータ”の手法を用いた。

異常事態発生を含む60秒間(18時24分20秒から25分20秒まで)の事故機の縦の運動に注目し、記録されたCCP、EPRから昇降舵角、推力を求め、気圧高度(ALT)、真対気速度(TAS)、迎え角(AOA)、縦揺れ角(PCH)、前後方向加速度(LNGG)、垂直加速度(VRTG)の応答を計算する。計算された応答がDFDRに記録された応答と最もよく一致するように異常外力LNGF、VRTFの大きさを推定する。

なお、フィルタ・スモータ解析の準備として、24分20秒から35秒までのデータを用いた異常事態発生前のトリム計算及び20秒から52秒までのデータを用いて異常外力が発生しなかったとした場合の計算を行った。

1.2.3 解析に用いた仮定

- (a) 縦の運動と横・方向の運動との連成を無視した。当該時間内においてバンク角、方位角、横方向加速度の変動幅は、それぞれ 6° 、 2° 、 $0.15G$ を超えていないから、この仮定は妥当である。
- (b) 縦の運動は、仮想的なトリム状態の回りに線形化した方程式で扱った。当該時間内において、気圧高度、真対気速度、迎え角、姿勢角の最大変動幅は、それぞれ500フィート、7ノット、 5° 、 6° 程度であるためこの仮定も妥当である。
- (c) 尾部破壊前/後における機体重量、重心位置、慣性能率及びセンサ取付位置は、付録6の付図-1に示すとおりである。なお、尾部の破壊による欠損部分は、同図中に斜線で示した。この欠損条件の妥当性については、2項に述べる。
- (d) 安定操縦微係数は、ボーイング社のデータを用いた。
- (e) 異常外力LNGF、VRTFの着力点は、付録6の付図-1に記した。ただし、LNGFのうちBS2658に関すると思われる部分は、重心回りにモーメントを作らないと仮定した。
- (f) 胴体の弾性モードの連成は、省略した。
- (g) エンジン推力は、異常事態発生後もDFDRに記録されたEPRに対応して正しく発生すると仮定した。
- (h) 風の影響は、無視した。定常風が存在しても本解析の結果は影響を受けない。

1.2.4 異常事態発生以前のトリム条件

異常事態発生前15秒間のデータを用い、高度24,000フィートにおける水平定常飛行のトリム条件を下記のように推定した。

ALT=24,000ft TAS=437.6kt

AOA=PCH=1.75°

CCP=-0.4° EPR=1.14

LNGG=0.028G VRTG=1.00G

これらは、24分20秒から35秒までDFDRに記録された運動が、このトリム条件の回りの微小変動として生じたと考えるとき、データ相互間の矛盾が最も小さくなるように推定されたものである。

このトリム条件の回りの変動分を計算した結果をDFDRデータと比較して付録6の付図-2に示す。図中くしの歯状データの先端がDFDR記録を示し、くしの歯の付け根がトリム条件を表わす。計算値は、連続した曲線で表わしてある。

前記トリム条件と照らして見ると、AOA記録に対し約1.6°のバイアス修正が必要なが分かる。以下では、すべてこのバイアスを除去した上で計算を行い、元のバイアスを加えて表示してある。

付録6の付図-2でAOA、VRTGの計算値には記録よりも激しい変動が見られるが、これは、実際の昇降舵角にはCCP記録に見られるほどは波打ちがなかったためと考えられる。

上記のような許容し得る誤差を除いて、DFDR各チャネル間には大きな矛盾は認められない。付録6の付図-2から見て、事故機の異常事態発生時にはわずかに上昇(540フィート/分)、加速(0.6ノット)中であり、水平飛行への移行のため推力が減少させられつつあったことが分かる。

1.2.5 異常外力が無いと仮定した場合

異常事態発生後に特別な外力が発生せず、また、CCP、EPRに記録されたとおりの昇降舵角、推力が発生していたと仮定したときの運動を付録6の付図-3に示す。

明らかに18時24分36秒以後に気圧高度、真対気速度、迎え角、ピッチ角の計算値と記録値との間に不一致が生じ始める。特に過大な頭下げ、急加速、急降下に表わされるように、CCPの記録は、現実の昇降舵角よりもはるかに大きく押し側にずれていることが分かる。

LNGGの計算値は、35.70秒の突出を再現することはできず、また、36.70秒から記録値との明らかな不一致が生じ始める。

VRTGの計算値は、36.16秒までは記録値とよく一致するが、36.28秒からは明らか

な不一致が生じ始める。

これらの事実から、異常外力の発生時刻が³1.1.9で述べられたようなものであることが明らかにされた。

1.2.6 LNGF、VRTFの推定

前述のとおり、18時24分35.64秒ごろに前向きに、また、36.16秒ないし36.28秒ごろに下向きに、それぞれ異常な外力が作用したことが確からしく考えられる。

この推論を確かめるためには、異常外力LNGF、VRTFの時間履歴が推定できることが望ましい。加速度計は、機体に作用した外力の総和を計測するから、LNGF、VRTF自身と、それによって引き起された機体運動による空気力の加わったものがDFDRに記録されている。LNGF、VRTFの最も確からしい値を推定するために行ったフィルタ・スムーザ処理の結果を付録6の付図-4(a)、(b)に示す。

VRTFの前後方向の着力点位置は、昇降舵のそれに近いから、VRTFと昇降舵とは力学的にはほぼ同じ効果を有する(VTRF下向き9キロ・ポンドは、昇降舵角引約1°とほぼ等価)。したがって、VRTFを正しく推定するためには、昇降舵の舵角を正しく知ることが必要である。残念ながら付録6の1.1.5で述べたように異常事態発生後の昇降舵舵角は必ずしも特定できていない。

付録6の付図-4(a)中のVRTFは、昇降舵が最初のジャーク発生時刻(24分35.25秒)以後、その回りにフローティング状態となったとして機体運動をできるだけ忠実に再現するように推定されたものである。昇降舵に関するこの仮定は、異常事態発生直後に油圧低下の状態(付録6の付表-1中⑦のケース)へ移行したとしたものである。VRTFの下向き(図では正の向き)のピークは、36.6秒付近にあり、その大きさは約75キロ・ポンド(約34トン)である。このピークは、一様には減少せず、段落を残しながら約2秒間接続する。なお、最初のピークの直前に上向きの小さなピークがある。

上記では、異常事態発生と同時に昇降舵がフローティング状態になったと仮定したが、少なくとも異常事態発生直後のある短い期間油圧も低下せず、オートパイロット機能も正常である時期があったとすれば、そのときのVRTFの大きさは、付録6の付図-4(a)中のものからオートパイロットによる昇降舵の寄与分を差し引かなければならない。オートパイロットは、姿勢制御機能によってその応答速度の範囲内でVRTFの効果を抑制するように操舵したはずだから、真のVRTFは、付録6の付図-4(a)中のものよりも大きいものとなる。その意味で付録6の付図-4(a)は、VRTFの推定値の最小限界を与える。

付録6の付図-4(b)は、油圧が比較的長秒時残っていたことを前提とし、CCPの24分38.25秒の第3のジャークが操縦士によるオートパイロットのデイスエンゲージに

よるものと仮定した場合のVRTFの推定値を示すものである。付録6の付表-1についていえば、ケース①から③に移行し、次に⑦となったと仮定したことになる。ディスエンゲージ後の昇降舵の戻り速さは、第3のジャークまでの立ち上りの速さと同じと仮定した。付録6の付図-4(a)よりも長秒時間昇降舵の効果を仮定することになるから、VRTFのインパルスの総量はずっと大きく推定される。この意味で付録6の付図-4(b)は、VRTFの推定値の最大限界を与えている。これらの理由によってVRTFの下向き最大値は、約160キロ・ポンド(約73トン)であって、最初の噴出よりもずっと後24分38秒ごろに生じたことになる。しかし、この場合にも、36.6秒ごろに最初の下向きピークが見られることは、付録6の付図-4(a)の場合と同様である。また、それ以前の小さな上向きピークも見られる。垂直尾翼を破壊させた内外圧力差と破壊部の垂直方向の投影面積とから判断して、ピーク値約160キロ・ポンド(約73トン)は大き過ぎると考えられる。したがって、付録6の付図-4(b)を求めるための仮定、すなわち油圧が比較的長秒時残っていたという仮定は、棄却されるべきである。

LNGFと推力との間にも、VRTFと昇降舵角との間と同じように、力学的にその効果を弁別し難いという関係がある。ただし、異常事態発生後もEPR記録を介して推力が正しく求められるので、LNGGの中からフィルタ・スモージ処理によってLNGFのみを抽出することは可能である。

LNGF推定値の特徴は、35.73秒における突出、それに引き続く小さな不規則な変動、37.5秒ごろを中心とする前向き力の増加及び42秒以降での後向き力である。最後の後向き力を外形変化による抵抗の増加によるものと見れば、有害抵抗面積の増加分は約36平方フィート、抵抗係数にして約0.007の増加に相当する。

なお、異常事態発生後における計算値と記録値の間の不一致の最大は、気圧高度、真対気速度、迎え角、姿勢角、前後方向加速度、垂直加速度について、それぞれ概略75フィート、1.5ノット、0.3°、0.5°、0.008G、0.1G程度である。衝撃による各センサ・バイアスの増加を想定すれば、矛盾の程度は妥当な範囲内にあると考えられる。ただし、異常事態発生直後数秒間の不一致は、エア・データ・センサ系のノイズか若しくは弾性モードを省略したモデル誤差によるものと考えられる。

1.2.7 数値解析結果を考慮した破壊のシナリオのまとめ

1.1.10に述べたシナリオは、数値解析結果を見ても変更する必要はないと考えられる。やはり破壊は、BS2658の破壊と垂直尾翼の破壊という二段階に別れて進行したと推定される。ただし、VRTFのピーク後半に対応する時刻(37.5秒ごろ)にLNGFにおいて再び前方向きの外力が増加している部分があることから考えて、垂直尾翼の破壊は前半では上方に、また後半では後縁部/方向舵方向に噴流の生ずるようなものであったと推定される。

2 尾翼欠損による安定性／操縦性の変化

本項では、胴体尾部及び垂直尾翼の一部欠損によって生ずる安定性・操縦性の変化について述べる。尾部／尾翼の欠損は、(1)空力形状の変化に伴う安定性の低下、(2)舵面の損失、操縦索の切断、油圧の低下による操縦性の劣化をもたらす。重量・重心の変化の影響は、上記に比べて小さい。

まず飛行状況を見るために、付録6の付図-5には異常事態発生直後(18時24分)から地面激突の寸前(18時56分半)までの経過をマッハ数・高度の面上にプロットしてある。このようなプロットをしたのは、安定性・操縦性などの機体特性が主として高度とマッハ数の支配を受けるからである。

2.1 尾部／尾翼の破壊後の形状

残骸調査及びDFDR記録の解析結果から、胴体尾部はBS2658から後方が異常事態発生直後に分離したことがほぼ明らかである。これに反し垂直尾翼が破壊後にどのような形状になったかは必ずしも明らかでない。残骸調査の結果を参考にして付録6の付図-6に示すような欠損形状VT05、VT03を仮定した。便宜上破壊前の形状をVT10、垂直尾翼全損の形状をVT00とする。30分を超える飛行を持続した事実を照らしてVT00は有り得ない形状と判断し解析は行わなかった。

以下に述べるように、事故機の運動は、VT05の欠損形状を仮定した数学モデルによって最もよく記述できる。(*1)

2.2 欠損形状に対応した機体特性の推定

VT10に関しては、ボーイング社の資料によって機体特性を表わす非線形な数学モデルが得られている。VT05、VT03に関しては、数値計算(*1)によってVT10からの機体特性の変化分を推定し、それぞれ非線形の数学モデルを決定した。さらに、その非線形モデルからそれぞれの線形モデルを推定した。

(*1) 与えられた欠損形状について機体特性を推定するには、USAF STABILITY AND CONTROL DATCOMを用いた。したがって、仮定した形状と推定された機体特性との対応関係は、この解析手法に含まれる仮定や誤差の範囲内でのものである。

2.3 縦の安定性

VT05について、幾つかの代表的飛行諸元における縦の固有モードの特性値を付録6の付

表-2(a)にまとめて示す。尾部の一部欠損による直接の影響は、抵抗の増大に伴ってフゴイドの無次元減衰係数が多少増加する程度である。脚下げ及び定常降下角の増加は、いずれもフゴイド減衰を増加させる。

付録6の付図-5(a)から以下のことが分かる。異常事態発生後(24分半)から脚下げ(39分過ぎ)及びEPRの明白な減少(42分過ぎ)までの間、平均的に見て減速と緩やかな降下の過程が見られる。この減速降下は、垂直尾翼の破壊に伴い空気抵抗が増大し、また頭上げモーメントが生じた結果と考えられる。昇降舵がフローティング状態にあると迎え角静安定が減少し、これらの外乱によってトリムの変化が生じやすい。この間、高度は全振幅3,000フィート、対気速度は全振幅60ノットを超える大きな振動が持続している。これは、油圧低下のため縦の姿勢保持機能が失われたため、開ループとしてのフゴイド・モードが顕在化したものである。もちろんEPRを介して推力が加減されているから、自由振動としてのフゴイド運動そのものが見えているわけではない。

脚出しとEPRの明白な減少の結果、42分過ぎからは対気速度約225ノット、降下率毎分3,000フィート程度できれいな定常降下に入っている。付録6の付表-2(a)に見られるようにフゴイド・モードの減衰が増加していることもあるが、推力の増減がたまたまフゴイドの抑制に適切なものであったためと考えられる。

降下率を減少させるためにEPRが加えられ(48分ごろ)、また、フラップ下げが開始され(50分ごろ)てから再びフゴイド・モードが刺激され、ついに安定化されることなく地面に激突している。ただし、この時期にはロールや横滑りが大きく、横・方向の運動との相互干渉が無視できないから、縦の運動のみを分離して考えるのは適切ではない(付録6の3参照)。

2.4 縦の操縦性

異常事態発生後の全飛行時間にわたってパイロットを最も悩ませたものは、ダッチロールとともにフゴイド・モードが励起されたことであつたと考えられる。よく知られているように、フゴイド・モードの抑制には姿勢制御による姿勢保持が基本的条件である。異常事態発生後のかなり早い時期から油圧低下によって昇降舵がフローティング状態にあり、また、HSTBは、ジャッキ・スクリュによっては固定のままであつたと考えられるが、そのような状態では正常な姿勢制御は行われ得ない。

昇降舵に代わる縦の制御要素としてEPR(推力)制御及びオルタネート・エクステンションによるフラップ操作がある。フゴイド周期が長いとはいっても、オルタネート・システムによるフラップの駆動速度は極端に遅く、その抑制には効果がない。

スラスト・レバー入力に対するEPRの応答も決して早いものではない。付録6の付図-7には、ボーイング社の資料に基づくEPRのステップ応答特性(H=38kft、M=0.8)を示した。二次の線形モデルで記述したとき、この応答の非減衰自然振動数は、 $\omega_E=0.11\text{rad/s}$

($2\pi/\omega_E=57$ 秒)程度である。パイロットの手動操作で実現可能な制御則を用いてフィードバック系を形成したときの安定性を調べるために付録6の付図-8を用意した。ただし、横・方向の運動に無用の励振を与えないように内側スラスト・レバー(#2、#3)のみを用いるものとした。

推力増加によって若干の頭上げモーメントが生ずる点に注目し、スラスト・レバーで姿勢制御を行おうとする場合を想定し、ピッチ角変化をフィードバックした場合の根軌跡の一例を付録6の付図-8(a)に示す。極めて高いゲインで逆位相のフィードバックを加えた場合にわずかに減衰を強め得るが実質的には効果がない。また、ゲイン如何によっては不安定化のおそれがある。推力は、基本的に姿勢制御要素ではないからこの結果は当然である。

しかし、推力を用いてフゴイド・モードの抑制を行うことは原理的に可能である。パイロットが作ることのできる簡単な制御則の例として、付録6の付図-8(b)、(c)にはそれぞれ高度変化、対気速度変化を内側スラスト・レバーにフィードバックした場合の根軌跡の例を示す。いずれの場合もフゴイド・モードの減衰を強めることは可能である。ただし、高度変化のみのフィードバックでは逆位相のゲインが必要であり、かつ、原点の極が不安定化するため一定高度の維持が困難となる。対気速度のフィードバックは、パイロットがオートスロットルの機能を代行するものである。

このように、オートパイロットの損失のために顕在化したフゴイド・モードをスラスト・レバーの操作によって安定化することは原理的に可能である。ただし、このことは、決してパイロットにとってそのタスクが容易であることを意味するものではない。

2.5 横・方向の安定性

縦の運動と異なり、横・方向の安定性は、垂直尾翼の一部欠損により決定的な影響を受ける。付録6の付表-2(b)には、異常事態発生時の飛行諸元における横・方向の運動の固有モード特性値を欠損前(VT10)と欠損後(VT05)の形状について比較してある。欠損後には垂直尾翼面積の減少によって方向安定及び偏揺れ減衰が低下し、その結果、ダッチロール・モードの非減衰自然振動数は大幅に減少(周期は大幅に増大)し、無次元減衰係数は正から負に(安定から不安定に)変化する。スパイラル・モードは逆に安定化し、ロール時定数は多少減少する。

異常事態発生後の全飛行時間にわたって最も顕著に記録されているダッチロール・モード(*1)を用いて尾翼欠損形状の仮定の正しさを検定するために付録6の付図-9を示した。付録6の付図-9には、異常事態発生後の代表的な二つの飛行諸元についてVT10、VT05、VT03の各線形モデルから求めたダッチロール周期と無次元減衰係数とをDFDRから読み取ったものと比較してある。DFDR記録から無次元減衰係数を読み取るには、後述のリミット・サイクルの振幅を用いた。同図から、破壊後の垂直尾翼形状としてVT05を仮定

するのが最も妥当であることが理解されるであろう。

(*1) 原型機のダッチロールに比べて偏揺れ運動の成分が少なく、ロール成分の卓越したモードである。

付録6の付図-5(b)には、VT05の線形モデルから求めたダッチロール無次元減衰係数 ζ_a 一定の線及びDFDRから読んだロール角の片振幅を高度・マッハ数面上に記入してある。付録6の付図-5(a)と比較して事故機のたどった経路を見ると、尾翼の一部欠損時には既にダッチロール不安定の領域にあり、以後、減速に伴ってますます不安定の強い領域に入り込んでいる。

線形解析によれば、無次元減衰係数が負であれば時間の経過とともに振幅が限りなく増大していくことになるが、実際には一種のリミット・サイクルが存在し、有限振幅のダッチロールが持続する。実際、DFDR記録において、横揺れ角や横方向加速度にダッチロールが顕著に表れているときには縦揺れ角、前後方向加速度、垂直加速度にはちょうどその倍の振動数(半分の周期)の小振動が重畳しているのが見られる。これは、大振幅のダッチロールによる横揺れ角、横揺れ角速度、横滑り角、偏揺れ角速度等の非線形項が縦運動に対する加振力となってこれを励振していることを意味する。逆にこのように励振された縦運動は、やはり非線形項を介してダッチロール・モードの固有値を変化させ、見かけの減衰が零となったときに定常リミット・サイクルが生じている。付録6の付図-5(b)には、横・方向の運動の二次項までを考慮した解析によるリミット・サイクルの片振幅を記入してある。DFDRに記録されているダッチロールの記録が有限振幅を超えないことを定性的に説明している。

2.6 横・方向の操縦性

横・方向の操縦に本来用いられる方向舵と補助翼・スポイラ系のうち、方向舵は、異常事態発生と同時に飛散したと考えられる。したがって、ヨーダンパの機能も瞬時に失われており、何らかの外乱が入ればダッチロールが励振される状態となっていた。

補助翼は、DFDR記録の機体応答から判断して、異常事態発生後約1分以上機能していたように考えられる。それ以後は、昇降舵同様に油圧低下のために全く機能していない。パイロットは最後までダッチロールを抑制するため、横揺れ角をCWPにフィードバックしているように見える。補助翼系が正常であれば、この操舵がダッチロール・モードを抑制し得たであろうことを確かめるために、付録6の付図-10(b)には、横揺れ角をCWPにフィードバックした場合の根軌跡をVT05について示す。なお、付録6の付図-10(a)には、比較のためVT10の場合を示してある。この機体は、本来補助翼・スポイラによる偏揺れモーメントが小さいため、垂直尾翼破壊前にはダッチロール成分は補助翼入力に対する応答の中にわずかしこ含まれていない。したがって、補助翼系によるダッチロールの抑制は余り有効でないが、もちろん不安定化することもない。これに対し、垂直尾翼破壊後は、方向安定の減少

のため補助翼入力に対する応答の中にダッチロール成分が大きくなり、この効果を利用してダッチロール抑制効果が増大する。このことを前提としてDFDR記録を見ると、パイロットのCWP操作は適正であるにもかかわらずダッチロールが抑制できていない事実は、補助翼系がある時期以後に完全に無効となっていたことを物語っていると考えられる。

だれでも思い付く方法として、左右エンジン推力の差を用いてダッチロールを抑制することができるか否かを知るために付録6の付図-11(a)、(b)を示した。パイロットが作り得る簡単な制御則として、左右内側エンジンの不平衡、 $\Delta \delta_{T1} = [\delta_{T\#3} - \delta_{T\#2}] / 2$ に対してヨーダンパと同様に偏揺れ角速度をフィードバックした場合(a)、及び事故機の場合にパイロットにとって最大のモーション・キューとなったであろう横揺れ角をフィードバックした場合(b)、を仮定した。また、エンジンEPRの応答速度としては、付録6の付図-7よりも速い値すなわち $\omega_E = 0.30 \text{ rad/s}$ を仮定した。根軌跡を見て分かるように、偏揺れ角速度をフィードバックした場合はかなり高いゲインでダッチロールが辛うじて安定化されるが、代償としてスパイラル・モードが発散し、いわゆるPIOを起す。また、横揺れ角をフィードバックした場合にはダッチロールは安定化されない。これらの例から分かるように、エンジン推力の左右不平衡を用いたダッチロールの抑制は、実質的に不可能である。

2.7 横・方向の安定性に対するフラップの影響

垂直尾翼の一部が欠損すると、全機の方安定のうち尾翼寄与分が減り、相対的に主翼・胴体部分の寄与が大部分を占めることになる。主翼の方安定への寄与は、釣合い迎え角及びフラップ設定角によって大幅に変化する。釣合い迎え角もフラップ設定角に依存するから、結局尾翼欠損時の方安定は、フラップ角の大きさによって極めて敏感かつ複雑に変化する。付録6の付表-3には、高度10キロ・フィート以下でのダッチロール特性を高度・対気速度及びフラップ角に対応して示してある。

付録6の付表-3を見ればダッチロール特性のよい状態を連ねる通り道は極めて狭く、例えば高度10キロ・フィート、速度280ノットから海面高度174ノットまで減速・降下するとき、フラップ角の設定を極めて精密にプログラムしない限り、ダッチロール不安定の領域に簡単に入り込んでしまうことが理解できる。

2.8 まとめ

- (a) 尾翼の破壊後の形状は、VT05によって代表できる。
- (b) 油圧低下後には縦揺れ姿勢の制御は、ほとんど不可能である。
- (c) 原理的には、フゴイド・モードの推力の増減によって抑制することはできる。
- (d) 尾翼破壊後には、クリーン形態ではダッチロール特性は不安定となる。フラッ

ブ設定角は、ダッチロール特性に微妙な影響を与える。

(e) 推力の左右不平衡によってダッチロールを抑制することは、実質的に不可能である。

3 DFDRによる推定飛行経路

3.1 目的

事故機は、各地のレーダによって追跡されたが、18時48分過ぎから山岳方面に差し加かるとともに高度が低下し、山影やマルチパスの影響によってレーダ・エコーが低下あるいは乱れ、航跡測定精度が著しく低下した。特に墜落直前の飛行経路は、全く不明である。このように不明確な飛行経路を確定するため、エラーを修復したDFDR記録を基に飛行経路推定を行った。DFDRによる推定飛行経路の地面に対する絶対座標を確定し、風の強さ及び方向を推定するため、レーダ航跡の確かな部分と照合できるように、飛行経路推定時間は、18時46分13秒から可能な限り最後に近い18時56分27.25秒までとした。なお、18時40分30秒ごろから18時44分にかけて(大月市上空)の旋回についてもレーダ航跡を補正する目的で、DFDRによる飛行経路推定を行い、レーダ航跡の参考資料とした。

3.2 方法

機体姿勢(RLL, PCH, HDGとして既知)、機体の回転速度ベクトル(P, Q, R:未知)、加速度(LNGG, LATG, VRTGとして既知)及び機体の速度ベクトル(U, V, W:未知)などの慣性状態量が常に満たすべき運動学的関係がある。その関係と測定された真対気速度(TAS)及び気圧高度(ALT)との間でいわゆるカルマン・フィルターを構成した。そして運動学的関係と測定速度・高度の間に矛盾のないように慣性速度ベクトル(U, V, W)や常に存在する加速度計のドリフト(ゆっくり変動するバイアス)を推定し、更に、その速度ベクトルを積分することによって飛行経路を推定した。このようにして得られた飛行経路とレーダ航跡をレーダ精度が比較的良い区間で照合し、また、墜落地点をも参照して風の強さ及び方向を推定した。

3.3 仮定

DFDRデータは、付録5の1に記述されているように、それぞれの物理量によってサンプル時刻及びサンプル周波数が異なるので、簡単のため、3次のSpline関数によってデータの補完を行い、互いに同期した8 Hzの離散信号に構成し直した。機体の回転角速度ベクトル(P, Q, R)は、DFDRに記録されていないので、機体の姿勢角(RLL, PCH, HDG)の時間変

化率を変換して回転角速度ベクトルのデータを生成した。磁北偏差は、 $6^{\circ}30'W$ として計算した。迎え角(AOA)は、フラップが下されたとき及び地面付近での精度が不確かなのでカルマン・フィルターにおける補正(Update)のためのデータとして使用しなかった。

3.4 結果の要約

5～20ノットのいろいろな方向からの一定風速を仮定して、上記のごとく推定計算された飛行経路と18時46分13秒から18時48分過ぎまでの比較的確かなレーダ航跡及び墜落地点とを照合した結果、北西(308°)の風9.5ノットの場合が非常によい一致を示した。もちろん、場所により風向風速は異なるのが普通であるが、時々刻々のレーダ航跡がなければそれを推定することができない。今回のように両端の対地座標のみが与えられた場合は、全体として等価な一定風向風速を仮定するのが妥当と思われる。

DFDRデータに基づいたこの推定飛行経路を付録6の付図-12に示す。この図から18時55分ごろ、扇平山に近づいた後急激な右旋回を始め、三国山の北側で東西約3.4キロメートル、南北約2.5キロメートルの楕円を描くように墜落したと思われる。

4 墜落直前の飛行状況の推定

何故高度を失ったかも含め、墜落に至る経過を明らかにし、墜落現場付近の痕跡や残骸散乱状況の把握に資するため、DFDRデータを基にして墜落直前の飛行状況を推定する。

18時54分40秒ごろ、三国山のほぼ南でフラップ角約8ユニットとなり、左右の効きのアンバランスによると思われる右バンクが急激に増大し、右旋回を始めた。フラップは下り続け、18時55分過ぎには三国山の西に至り右バンク $30^{\circ}\sim 40^{\circ}$ に傾き、次第に右旋回を強めた。18時55分40秒ごろから、左側エンジンのEPRが右側のそれよりわずかに大きくなり、以後墜落に至るまで常に左側EPRの方が大きい。

フラップ角は、51分ごろから墜落まで止まることなく常に移動状態で、左右の効果に不釣り合いが生じやすい状態が続いた。18時55分42秒にはフラップ角25ユニットになり、すぐにフラップを上げ始めたが、更に右バンクが $50^{\circ}\sim 60^{\circ}$ に増えた。そして、3項の推定によれば、一時的に 10° 近い右横すべりを伴いつつ機首が急に下り始めた。

18時55分57秒ごろ、縦揺れ角は頭下げ約 15° を超え、更に機首が下り続けたためか、急激にパワーが加えられ、EPRは1.15のレベルから1.50のレベルまで上った。このときの高度は、まだ10,000フィートくらいであった。機首を下げ、数十度の右バンク状態で左右非対称の大推力が加えられた。右バンクを 80° 以上に増加しながら急降下に入り、急増速に伴う揚力増(昇降舵が効かずトリム変化不能なため)と右バンクの効果が重なって右急旋回に入ったものと推定される。18時56分7秒には機首下げ約 36° に達し、降下率は平均15,000フィー

ト/分、一時的には18,000フィート/分以上に達し、昇降計目盛りの3倍以上という急降下であった。

対気速度(CAS)の増大に伴う揚力の増加は、大きな垂直Gを生じたにもかかわらず、大きなバンクのため、ほとんど急旋回を生じるだけで降下を止めることができず高度を急激に失ったものと推定される。18時56分17秒ごろ、高度5,485フィートほどで右バンクは40°ほどまで回復し、CASは340ノット以上である。CVRの記録によれば、このころにGPWSの警報が鳴っていた。そのため、このときエンジン出力を最大近くまで上げたものと推定される。以前より右バンクが少ない(40°ほど)ことも手伝って、急旋回しながらもようやく降下が止まり、それに伴い垂直加速度約3Gが5～6秒間も続いた。

18時56分23.4秒ごろ、前後Gの加速度計に後向き約0.14Gの衝撃が記録され、それを期にいまだかつてないほど急激に右バンクが増え始めるとともに、ようやく上向いた機首が再び急激に下向き始め、このとき以後右側第3、第4エンジンのEPRが異常な速さで低下、特に第4エンジンはとどまることなく出力零を示すEPR=0.5まで下った。ただし、左側1、2番エンジンのEPRは正常であり、第3エンジンはEPR=0.86ぐらいに踏みとどまった。このこと及びCVR記録のこの時刻ごろの接触音とを総合すれば、このときに第4エンジンを中心とした右主翼の一部が通称一本から松付近の木々を切断し、第4エンジンが機体から脱落し、散乱したと思われる。DFDR記録では、ALT=4,783フィート、CAS=337ノット、RLL=38°、PCH=9.8°、HDG=295°であった。現場の木の切断角度約30°に対し、主翼上反角6°を考慮すればほぼ符合する。圧力高度は、地理高度と約100メートルずれているが、一般に地面付近で飛行する場合、気圧高度計は地面効果のため、正しい高度より低めに出るのが普通である。

一本から松を過ぎてから機体は急に右偏揺れ角速度(Yaw Rate)が発生したため(付録6の3の解析による。)、右バンク70°ほどになったにもかかわらず横方向加速度は+0.5Gに達し、わずかに上昇気味であった。進行方向は西から北へ向かって次第に変化するが、約3秒後の18時56分26.5秒ごろから、その変化率が急に緩やかになり、進行方向の右側を向いていた機首が急に左側を向き始めたと推定される。機首は、15°を超えて下向き始め、横揺れ角も右100°を超えて増大する。この頃の前後方向加速度計の記録によれば、後向きに大きな力を受け始めたと推定され、一本から松からの飛行距離(ほぼ500メートルと推算)及びCVRの第2の接触音を考慮すると、このときがいわゆるU字溝の始まりである可能性が強いと考えられる。このときから約0.5秒の間に飛行方位角は、約300°～304°ほどになると推算され、U字溝の方位にほぼ適合する。進行方向から見た右翼前縁の水平からの傾き角は、ほぼ90°から60°ほどに変化すると推算され、U字溝付近の樹木の切断角度ともおおむね符合する。

また、同じ18時56分26.5秒ごろついに左側第1、第2エンジンのEPRが一本から松との接触における第4エンジンと全く同様に異常な低下を示し始め、続いて第3エンジンのそれ

も低下する。このとき、大きな後向き加速度や横方向加速度あるいは衝撃等に見られる大きな外力と大推力のため局所的に大きな力が働き第1、2、3のエンジンが外れ、500～700メートル先まで飛んだものと考えられるが確証はない。18時56分27秒に至り、後向き加速度が0.26Gに達するとともに、横方向加速度が+0.5Gから-0.5Gに反転する。これは機体右側から左側へ向けて200トン以上の力を受けたことになり、このとき右翼端でU字溝を深くえぐったのではないかと考えられる。このようなU字溝における一連の経過の中で強烈な衝撃を受けたため破壊が進んで強度不足になっていた残存垂直尾翼が脱落、続いて水平尾翼が脱落し、それぞれの発見場所まで飛散したと思われる。

U字溝を過ぎたときには、4つのエンジンも垂直・水平尾翼もない状態だったと想像される。3項の飛行経路解析によればU字溝から墜落現場へ向って約40～50メートル行った地点(18時56分27.25秒)までDFDRデータによる飛行経路解析が可能であった。最後に記録されている対気速度は、CAS=263.7ノット、機体の姿勢はPCH=-42.2°、RLL=131.5°、HDG=277.1°であり、機首を大きく下げ、ほとんど裏返しになった所まで記録されている。この後、主翼と胴体だけの機体がどのようにして墜落地点に至ったかはデータがなく推測し難い。

参考までに、墜落直前の地形と事故機の姿勢及び飛行経路の模型の写真を付録6の写真1～4に示す。

付録6 付表-1 異常事態発生後の昇降舵角

ケース	PCP油圧	CCP-PCP間の操縦索	オートパイロット		昇降舵	
			モード	信号線	入力源	舵角
①	正常	正常	CMD	正常	AP/CCPで動く	CCP記録から換算可能
②				切断		
③				—		
④	正常	切断	CMD	正常	APで動く	CCP記録から換算不可能
⑤				切断		
⑥				—		
⑦	低下	正常/切断	CMD/OFF	正常/切断	*1) ヒンジ・モーメント0となるように動く	迎え角により定まるフローティング位置

* 1) 油圧低下後、APあるいはCCPからある程度の入力信号があり、PCPのハイドロ・ロックが解除されると仮定した。

付録6 付表-2 (a) 縦の固有モードの特性値

	VT10	VT05		
高マッハ数	24 kft 0.7	24 kft 0.7	10 kft 0.43	7.5kft 0.36
較正対気速度	300 kt	300 kt	220 kt	210 kt
重心位置	22.77%	20.15%	20.15%	20.15%
脚位	上げ	上げ	下げ	下げ
釣合降下角	0°	0°	-6.7°	0°
フゴイド: ω_{ph} ($\frac{rad}{S}$)	0.0526	0.0526	0.0780	0.0954
ζ_{ph}	0.090	0.11	0.31	0.24
T_{ph} (s)	119	119	81	66
短周期: ω_{sp} ($\frac{rad}{S}$)	1.61	1.61	1.46	1.33
ζ_{sp}	0.50	0.50	0.57	0.59

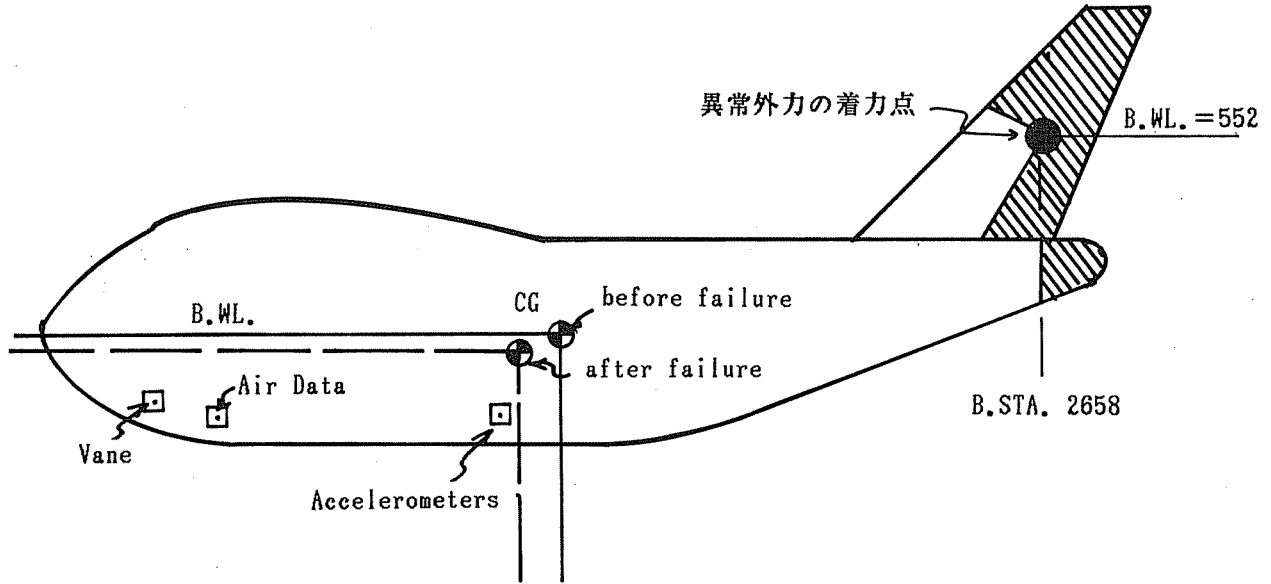
付録6 付表-2(b) 横・方向の固有モードの特性値

	VT10	VT05
高 マ 較 重 脚 フ ツ ハ 度 数 度 置 置 角	24 kft 0.7 300 kt 22.77% 上げ 0°	24 kft 0.7 300 kt 20.15% 上げ 0°
スパイラル: T_s (s)	96	14.3
ロール: T_R (s)	1.01	0.80
ダッチロール: ω_d ($\frac{\text{rad}}{\text{s}}$) ζ_d T_d (s)	1.16 0.085 5.4	0.463 -0.012 13.6

付録6 付表-3 H=10,000ft以下におけるダッチロール特性

CAS (KT)	174			200			240			280	
	DN			DN			DN			UP	DN
FLAPS (I/O)	10	20	30	10	20	30	10	20	30	0	10
M	.320			.361			.435			.506	
ω_d ($\frac{\text{rad}}{\text{s}}$)	.461	.435	.440	.479	.399	.371	.450	.508	.271	.197	.474
ζ_d	-.061	-.063	-.034	-.022	-.038	-.021	-.036	.052	-.080	-.387	.030
T_d (s)	13.6	14.4	14.3	13.1	15.7	16.9	14.0	12.4	23.2	31.9	13.3
M				.331			.396			.463	
ω_d ($\frac{\text{rad}}{\text{s}}$)	/			.483	.400	.367	.460	.514	.272	.195	.482
ζ_d	/			.006	-.007	.007	-.063	.075	-.052	-.372	-.004
T_d (s)	/			13.0	15.7	17.1	13.7	12.2	23.1	32.2	13.0
M	.260			.303			.363			.425	
ω_d ($\frac{\text{rad}}{\text{s}}$)	.468	.447	.454	.487	.403	.366	/			.518	.275
ζ_d	-.024	-.018	.012	.026	.018	.031	/			.094	-.022
T_d (s)	13.4	14.1	13.8	12.9	15.6	17.2	/			12.1	22.8

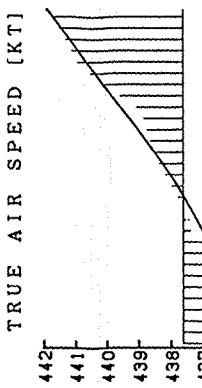
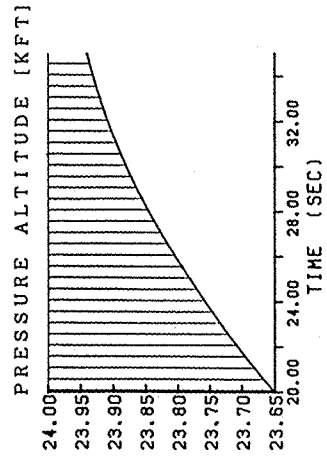
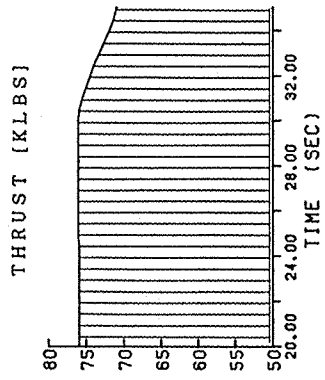
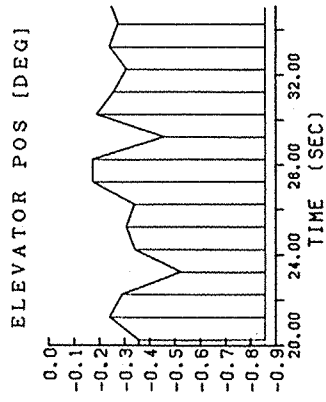
付録6 付図-1, 計算に用いた諸元



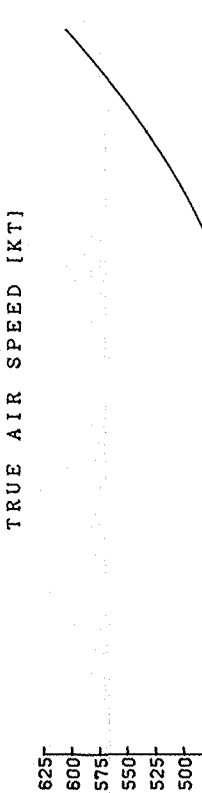
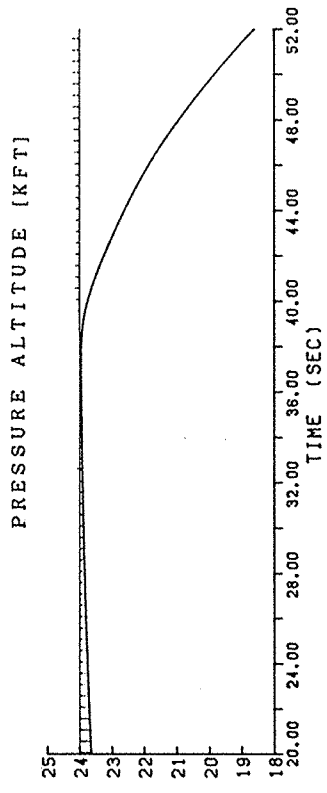
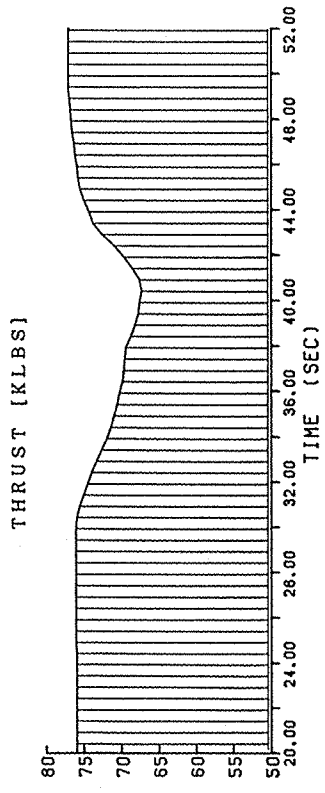
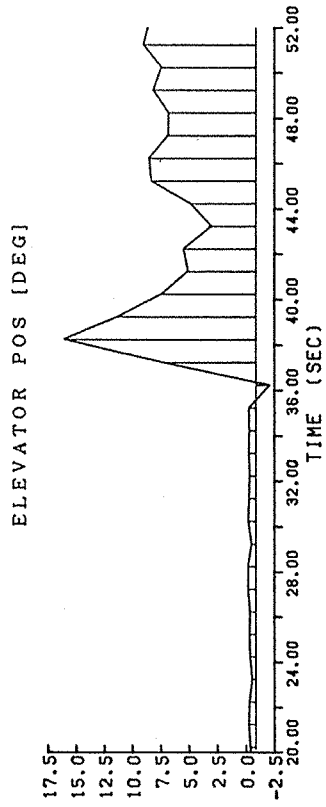
	B. STA.	B. BL.	B. WL.
CG before failure	1332.6	0.0	197.9
after failure	1324.0	0.0	196.2
Accelerometers	1315.0	3.0R	175.0
α -Vane	310.0		189.0
Air Data Sensors	422.0		180.0

	Before Failure	After Failure
CG % MAC	22.8	20.2
MASS (LBS)	519×10^3	516×10^3
I_x (LBS- IN^2)	69×10^9	69×10^9
I_y (LBS- IN^2)	126×10^9	120×10^9
I_z (LBS- IN^2)	191×10^9	185×10^9
I_{xz} (LBS- IN^2)	-4.1×10^9	-2.9×10^9

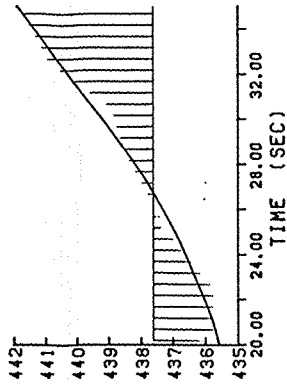
付録6 付図—2 異常発生前のトリム状態



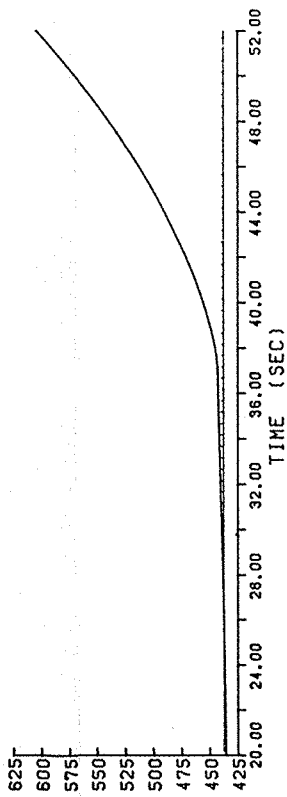
付録6 付図—3 異常外力がないとした場合の計算



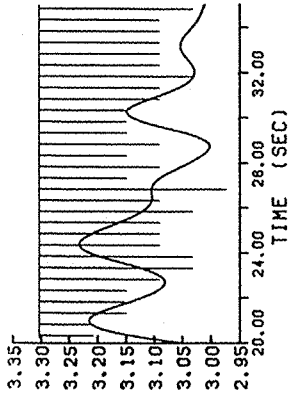
TRUE AIR SPEED [KT]



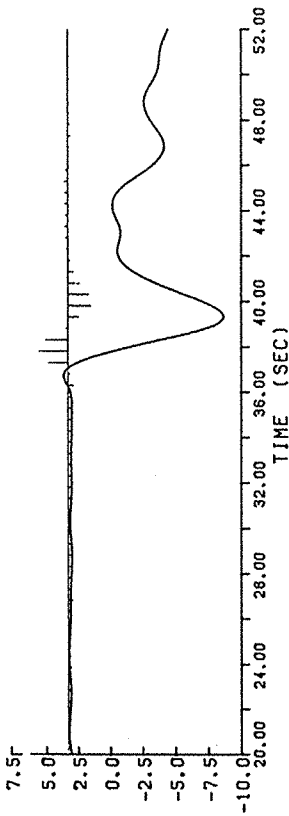
TRUE AIR SPEED [KT]



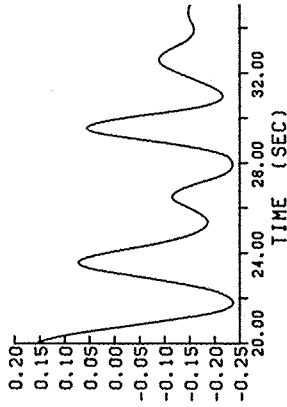
VANE ALPHA [DEG]



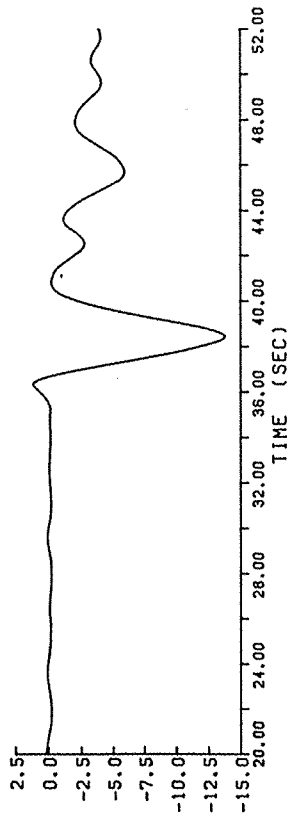
VANE ALPHA [DEG]



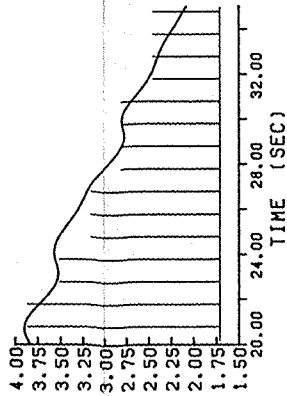
PITCH RATE [DEG/S]



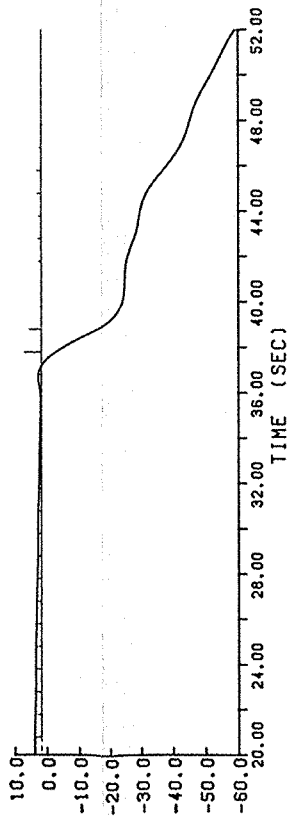
PITCH RATE [DEG/S]



PITCH ATTITUDE [DEG]



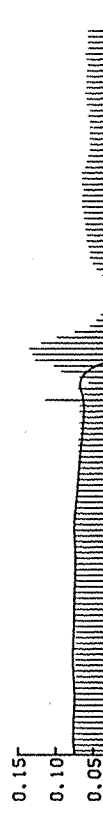
PITCH ATTITUDE [DEG]



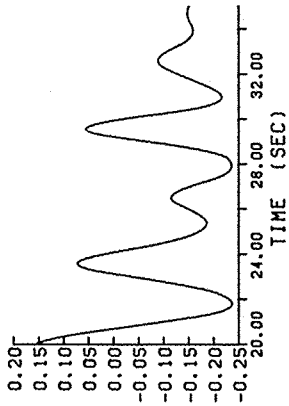
LONGITUDINAL ACCELERATION [G]



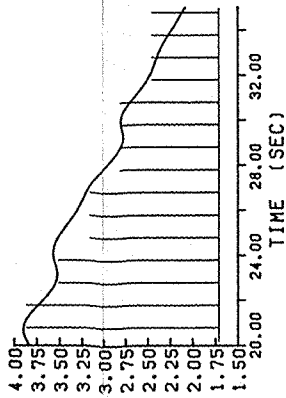
LONGITUDINAL ACCELERATION [G]



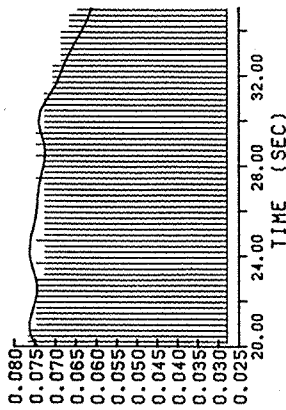
PITCH RATE [DEG/S]



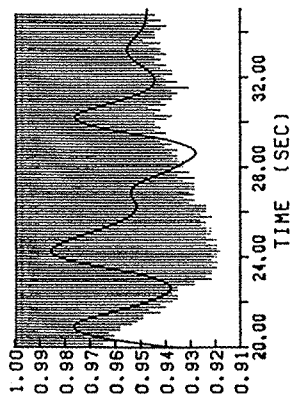
PITCH ATTITUDE [DEG]



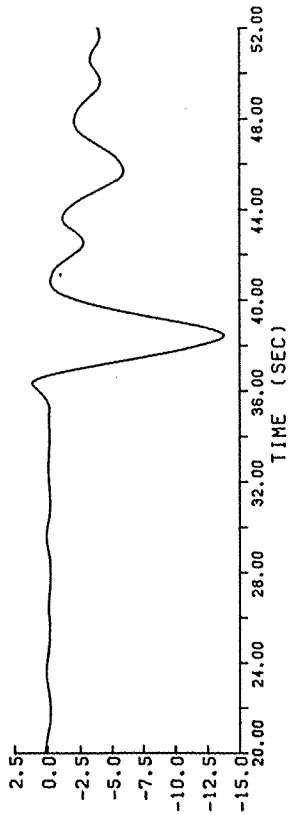
LONGITUDINAL ACCELERATION [G]



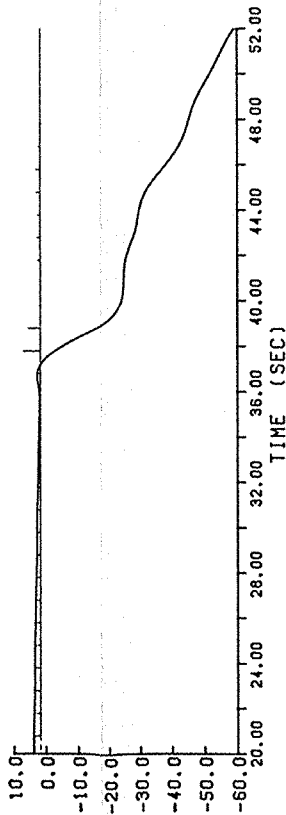
VERTICAL ACCELERATION [G]



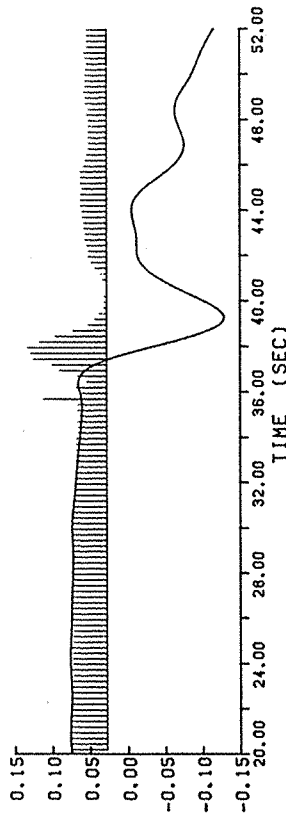
PITCH RATE [DEG/S]



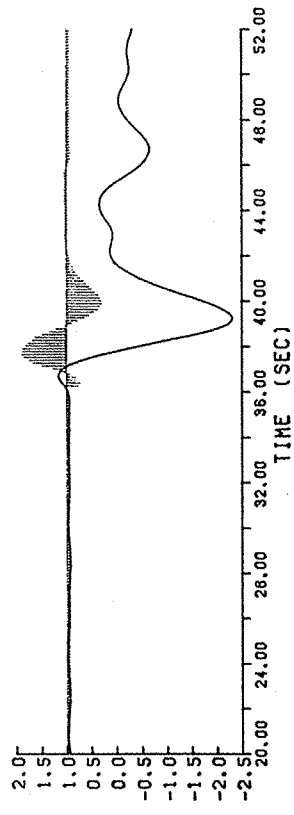
PITCH ATTITUDE [DEG]



LONGITUDINAL ACCELERATION [G]

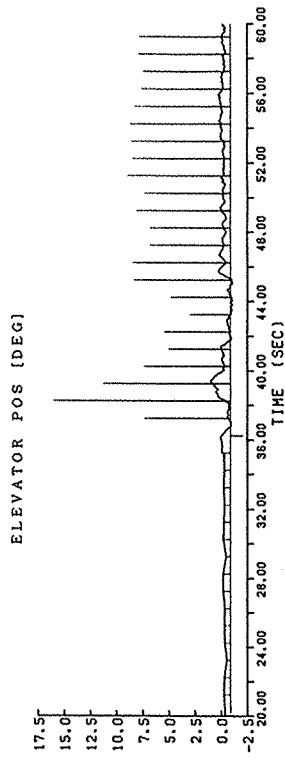


VERTICAL ACCELERATION [G]

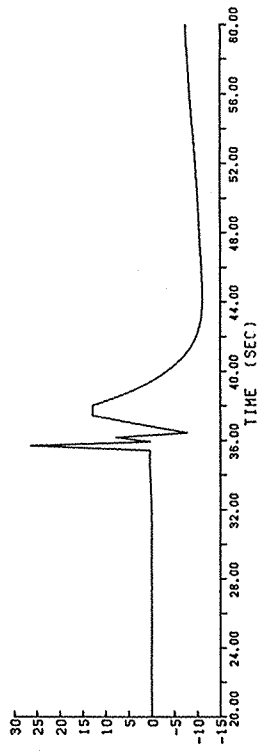


付録6 付図-4 異常外力の推定

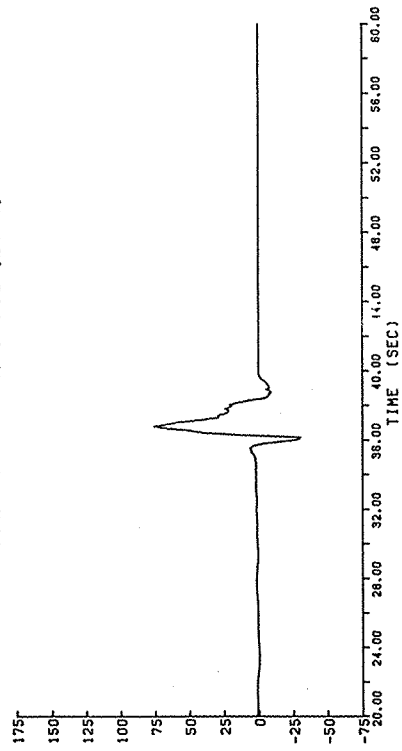
(a) 昇降舵の動きを最小に仮定した場合



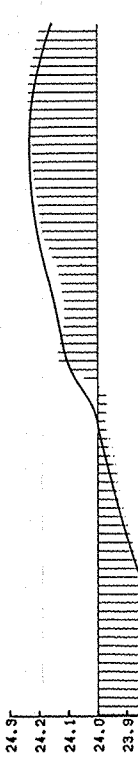
REACTIVE LONG. FORCE [KLBS]



REACTIVE VERT. FORCE [KLBS]

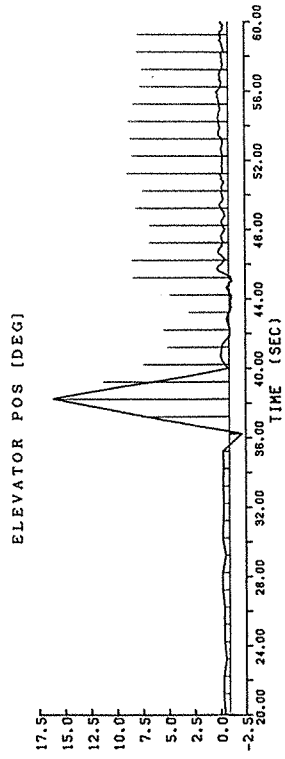


PRESSURE ALTITUDE [KFT]

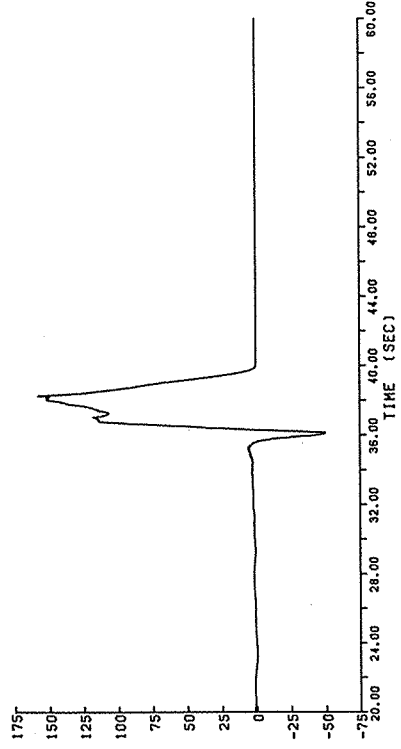


付録6 付図-4 異常外力の推定

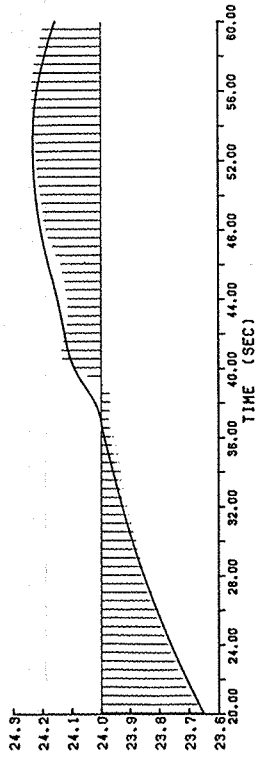
(b) 昇降舵の動きを最大に仮定した場合
(昇降舵角及び異常外力VPTF以外は(a)と同じ)



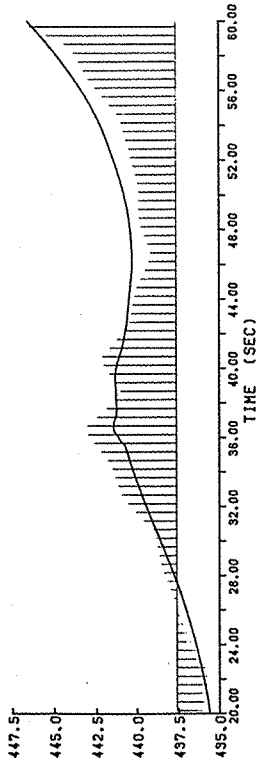
REACTIVE VERT. FORCE [KLBS]



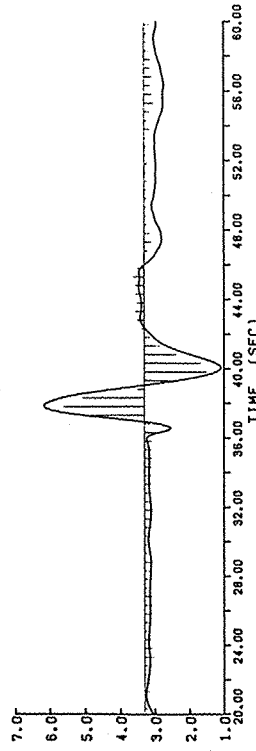
PRESSURE ALTITUDE [KFT]



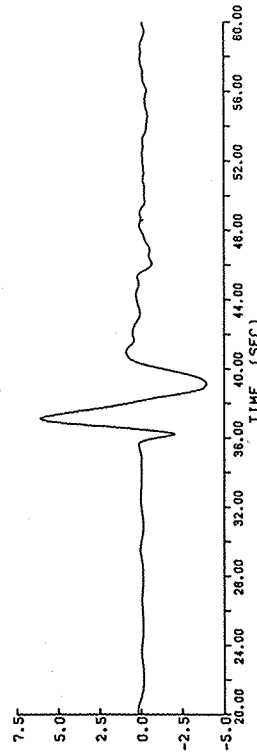
TRUE AIR SPEED [KT]



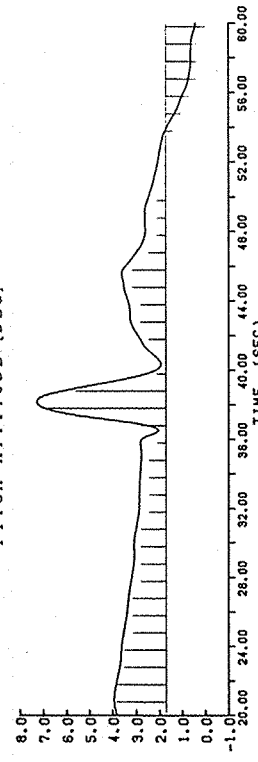
VANE ALPHA [DEG]



PITCH RATE [DEG/S]

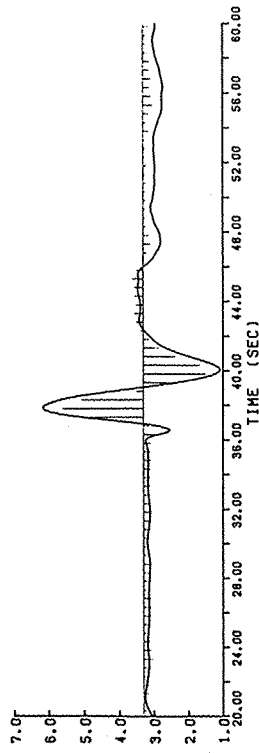


PITCH ATTITUDE [DEG]

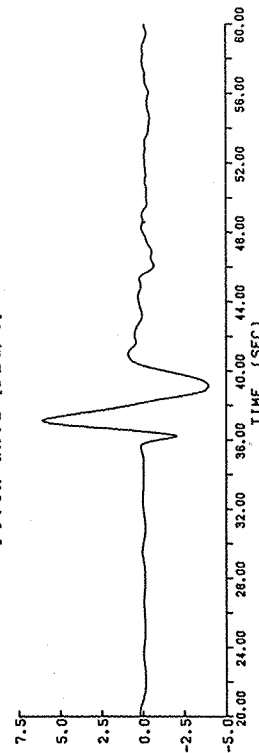


LONGITUDINAL ACCELERATION [G]

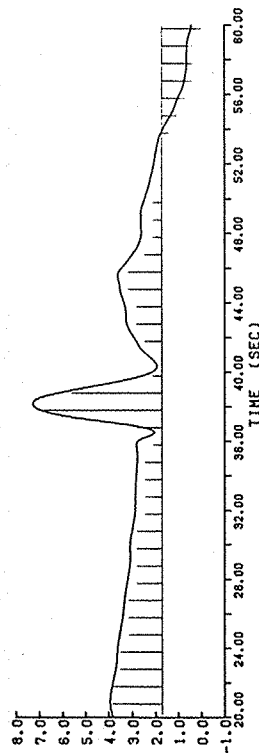
VANE ALPHA [DEG]



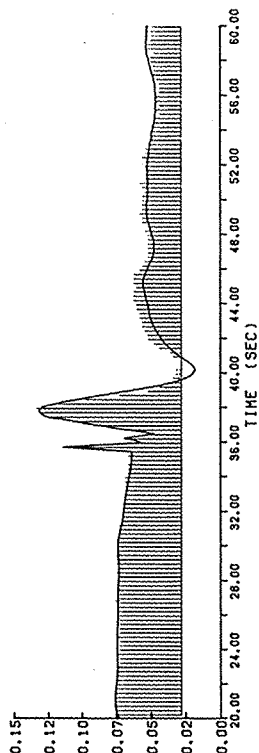
PITCH RATE [DEG/S]



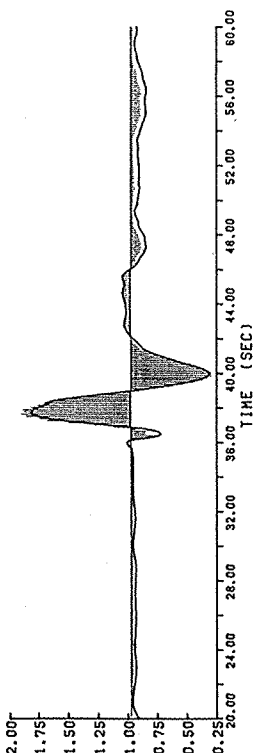
PITCH ATTITUDE [DEG]



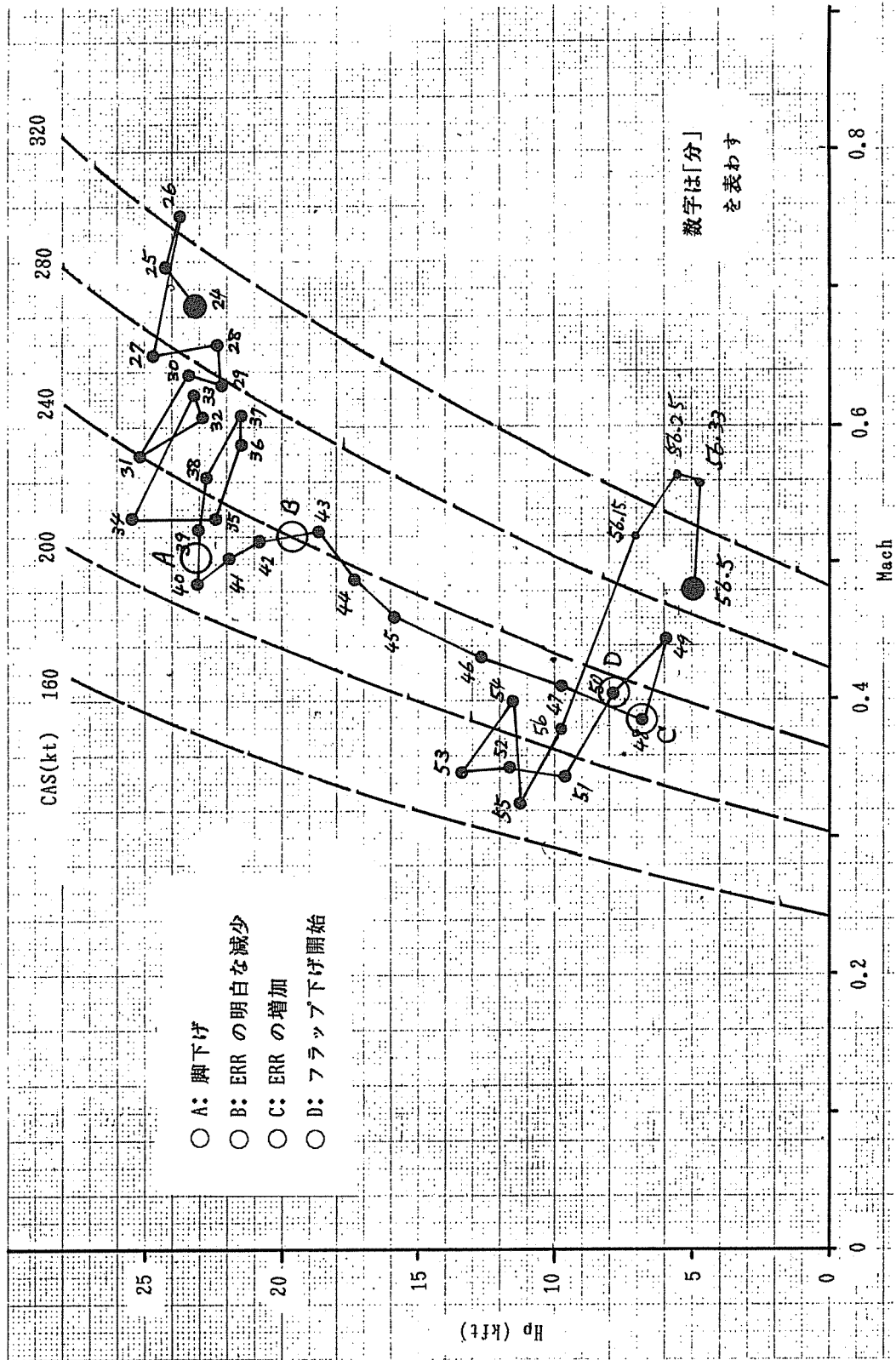
LONGITUDINAL ACCELERATION [G]



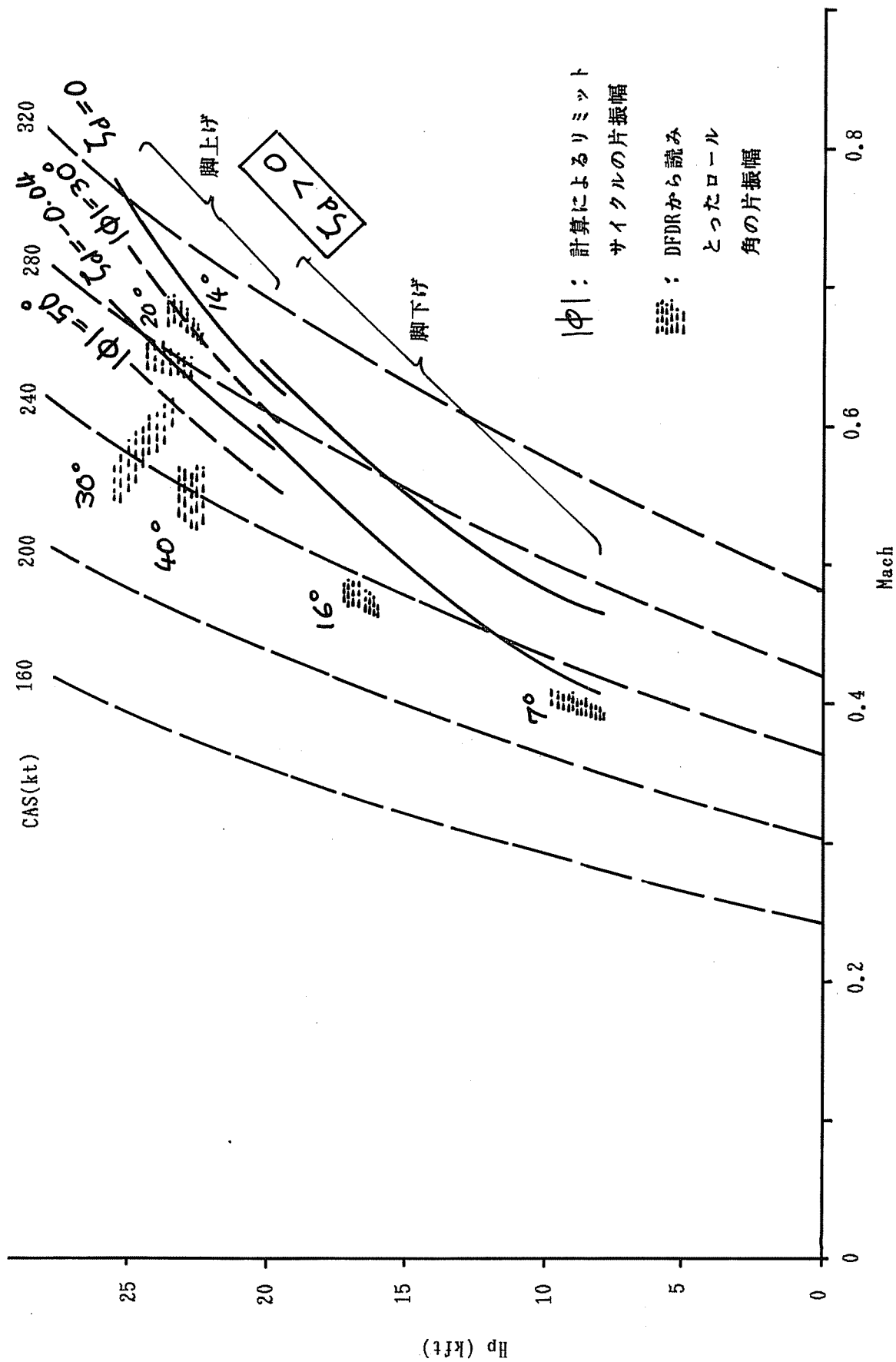
VERTICAL ACCELERATION [G]



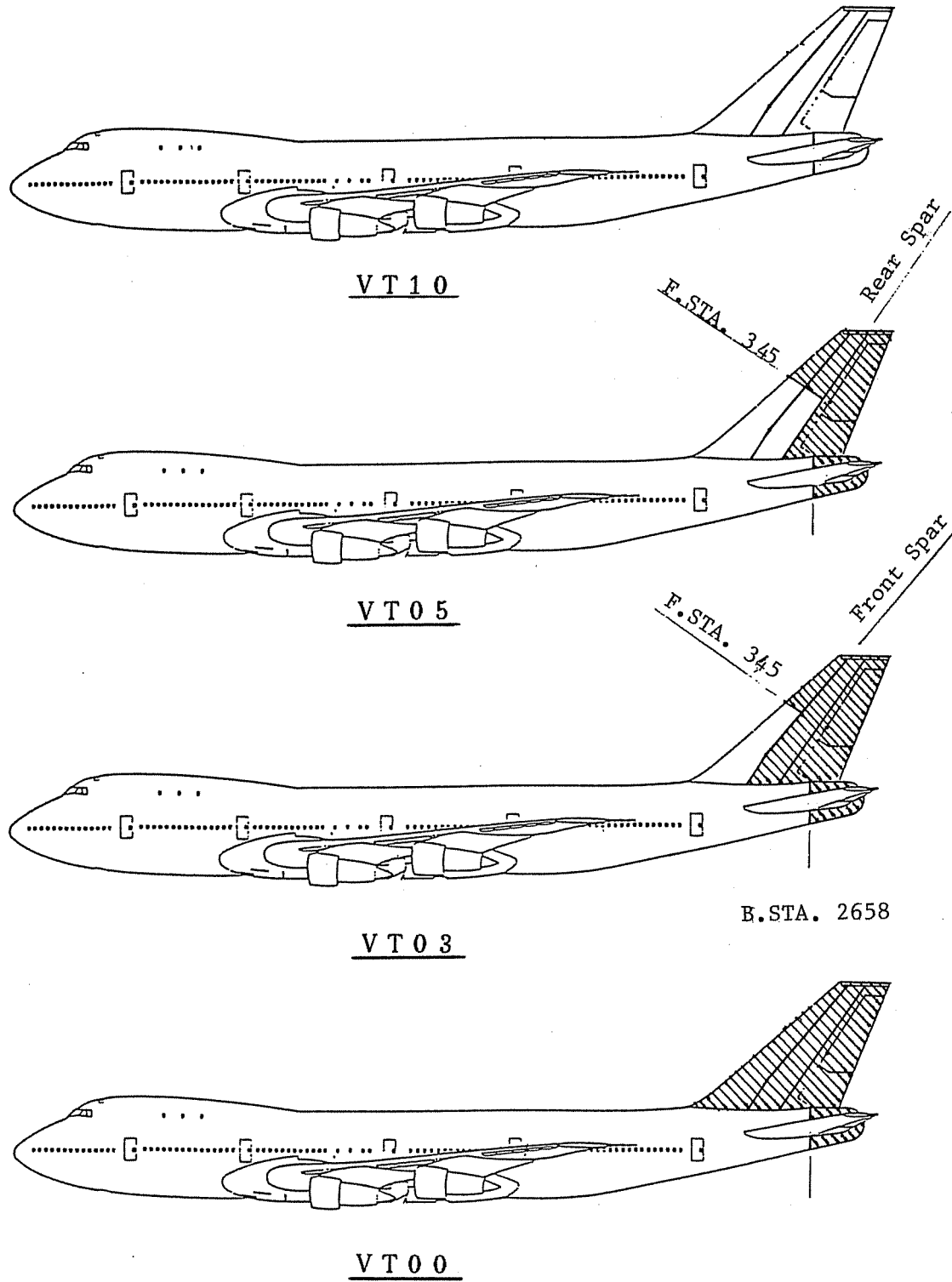
付録6 付図-5 (a) 事故機の飛行経路



付録6 付図-5 (b) ダッチロールの特性



付録6 付図-6 尾部/垂直尾翼欠損形状



付録6 付図-7 スラスト・レバーのステップ入力に対するEPRの応答
(H=38kft,M=0.8)

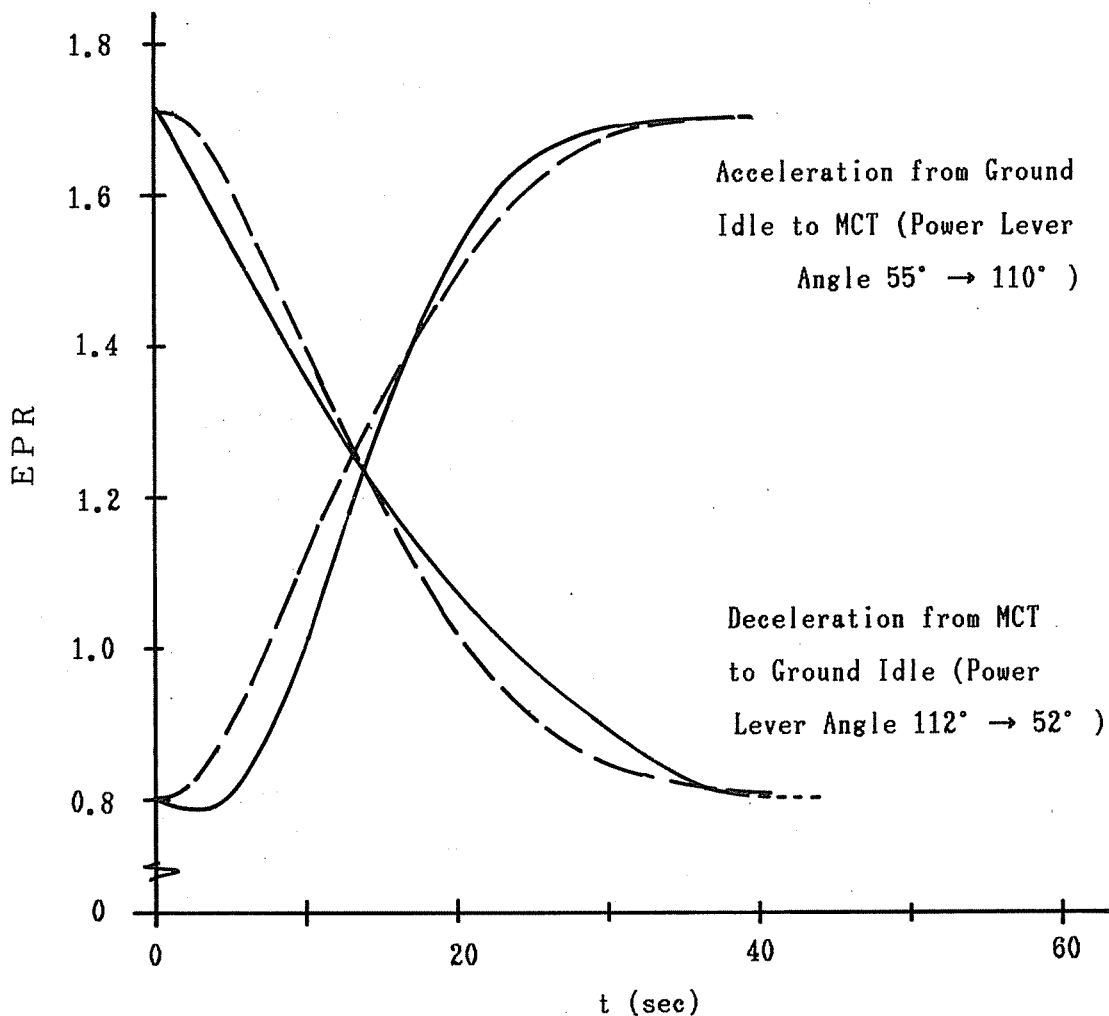
実線 : D6-34131による実験データ

破線 : EPRの数学モデル

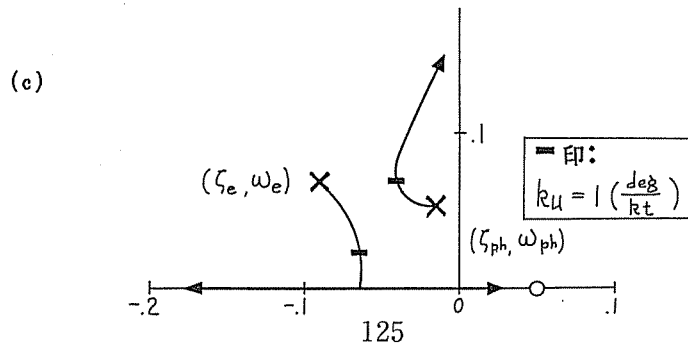
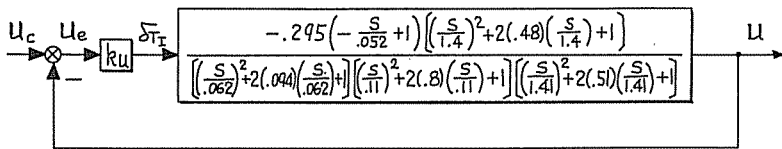
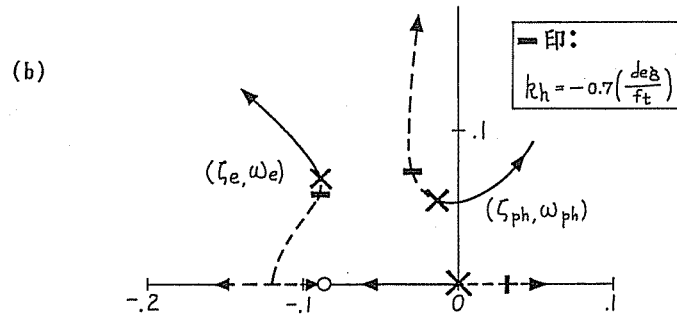
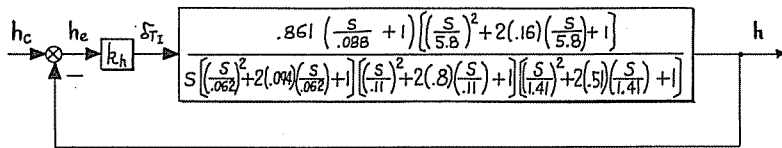
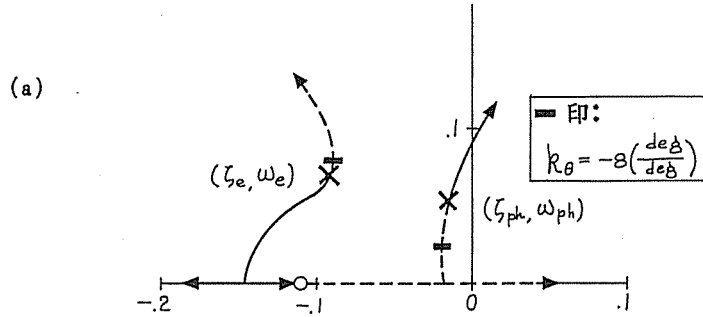
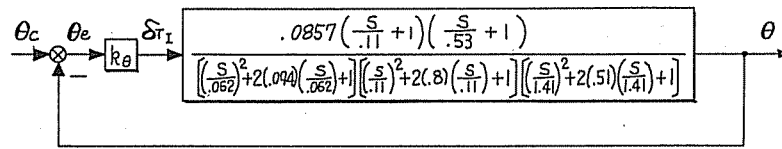
$$\begin{pmatrix} \dot{e}_{PR} \\ \dot{d}_{PR} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_E^2 & -2\zeta_E\omega_E \end{pmatrix} \begin{pmatrix} e_{PR} \\ d_{PR} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_E^2 \end{pmatrix} \delta_{TL}$$

$$\omega_E = 0.11 \text{ (rad/s)}$$

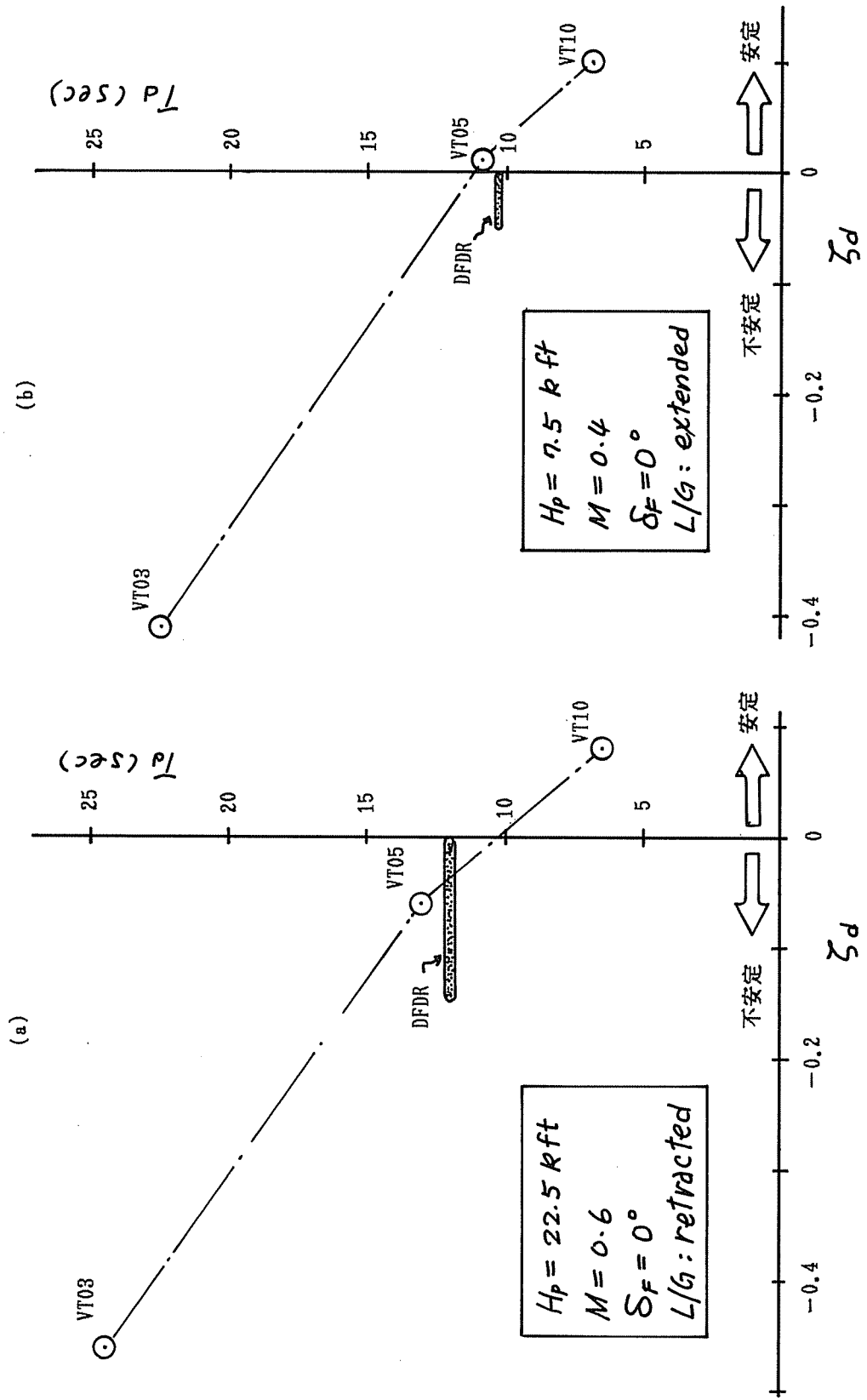
$$\zeta_E = 0.8$$



付録6 付図-8 縦の運動の根軌跡 ($H=22.5\text{kft}, M=0.6$)

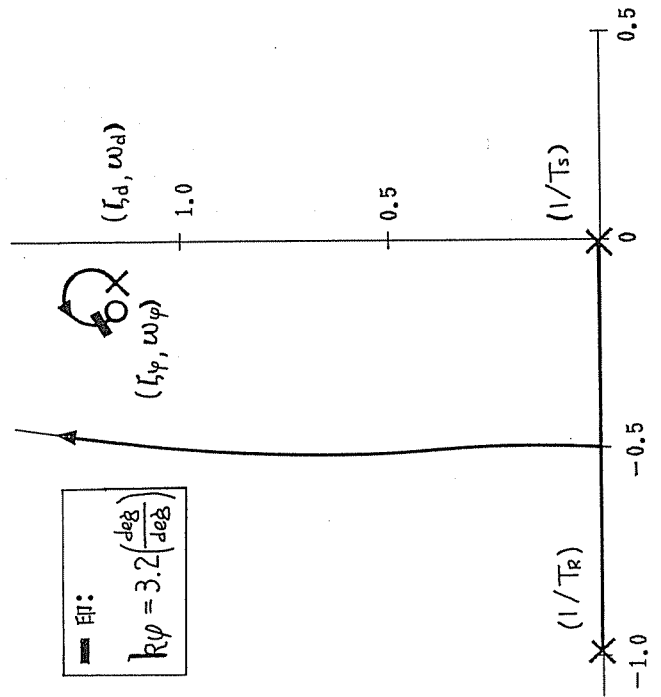
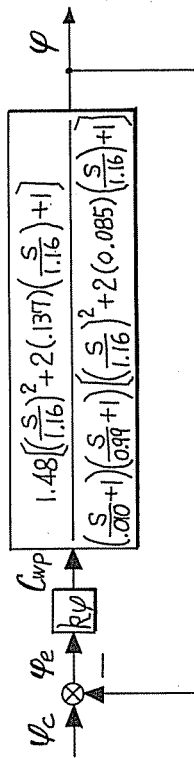


付録6 付図-9 仮定した垂直尾翼の欠損形状の検定

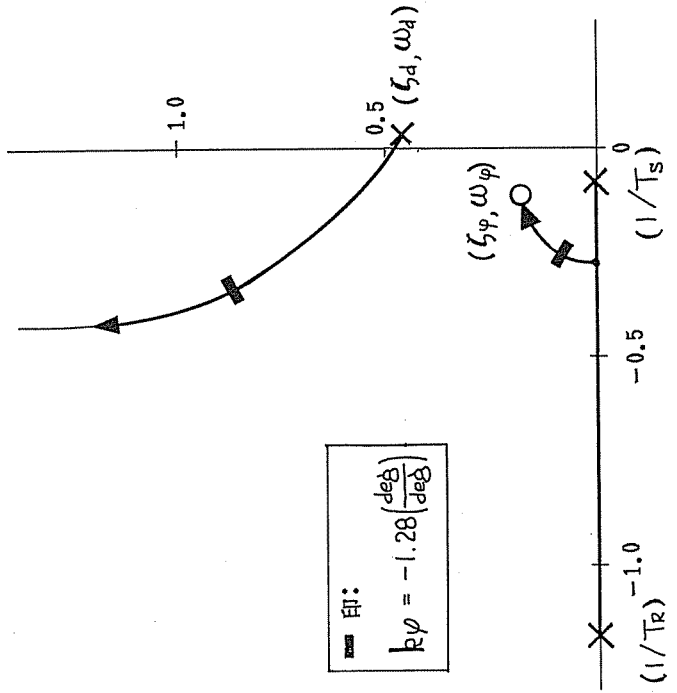
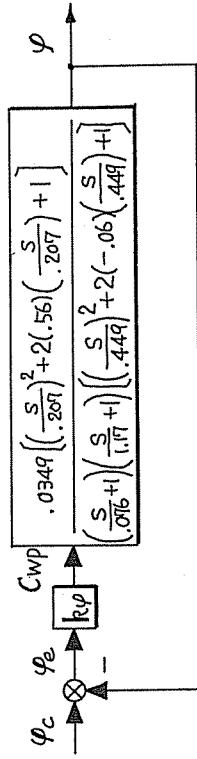


付録6 付図-10 補助翼・スポイラによるダッチロールの制御

(a) VT10

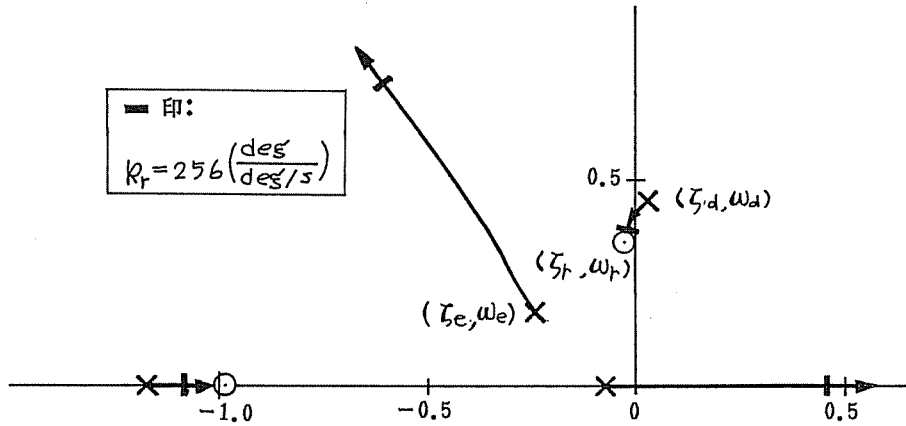
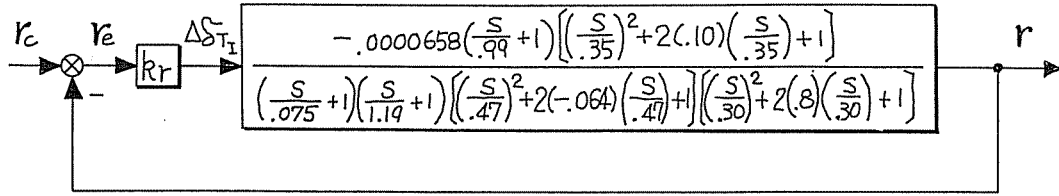


(b) VT05

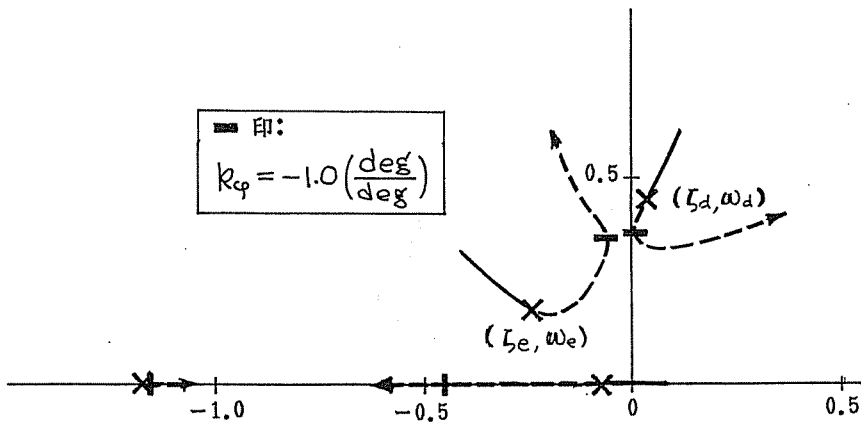
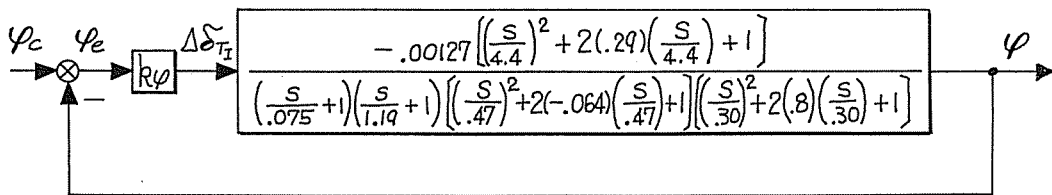


付録6 付図-11 左右内側エンジン推力不平衡を用いたダッチロールの制御

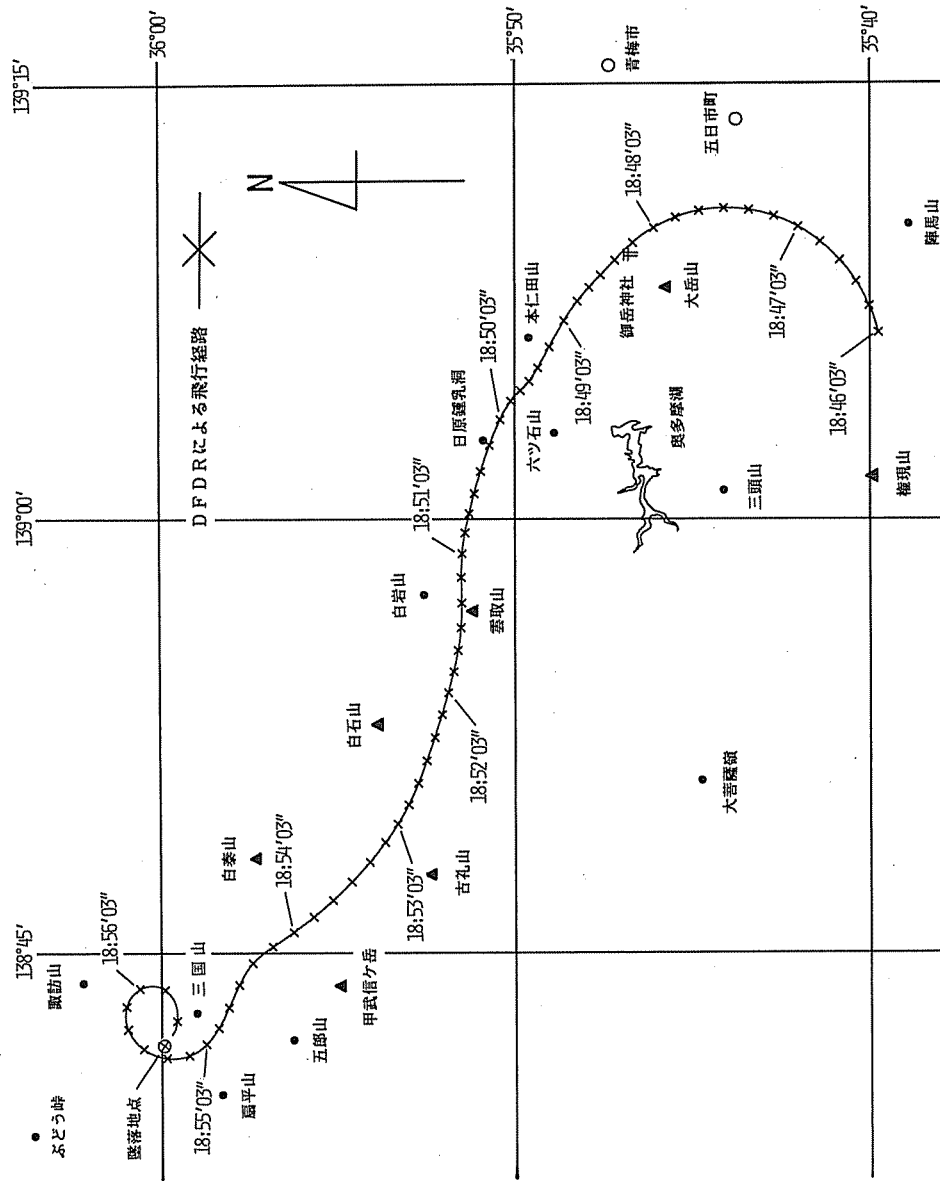
(a)



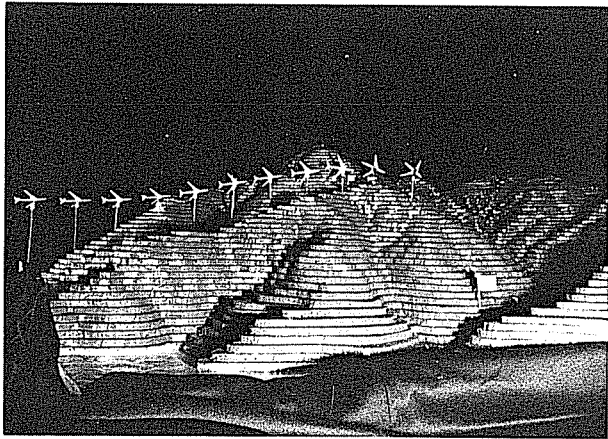
(b)



付録6 付図-12 DFDRによる飛行経路



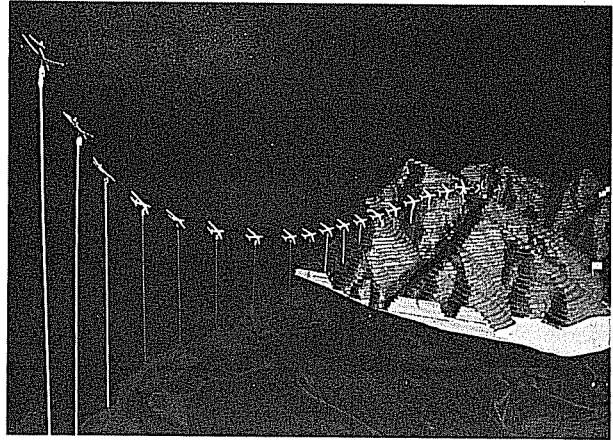
付録6 写真-1 北側から見た一本から松
U字溝付近の航跡



付録6 写真-2 一本から松の東側上から
U字溝墜落現場を望む



付録6 写真-3 北東から見た航跡



付録6 写真-4 墜落現場付近上方から
U字溝を望む



付録 7 事故機の飛行シミュレーション試験

1 試験の目的と前提

異常事態発生後の事故機の安定性・操縦性の劣化については付録 6 の 2 に述べた。ここでは機体特性にパイロットの特性を結びつけた飛行性の立場から異常事態発生後の飛行状況を検討するために行った飛行シミュレーション試験の結果を述べる。

この試験では：

- (I) 付録 6 の 2 に述べたように安定性・操縦性の劣化した事故機が生還する可能性——生還可能性(Possible Survivability)——を有していたか否か、細別して(IA)クルーが異常事態に対処する最善の操縦手法をあらかじめ知らされていなかった場合、及び(IB)最善の操縦手法をあらかじめ知らされていた場合；
- (II) 事故機において生還可能性が無いかあるいはそれが極めて乏しいとして、最低限、どの操縦系統が正常であれば生還可能性が高められたであろうか；
- (III) 各種操縦系統の不作動の事実を操舵応答を介してパイロットはどのように検知するか；

を明らかにすることを目的とした。

事故機のような異常な状況下における人間・機械系の振舞いのすべてを検討するという立場を取るとすれば、「生還可能性」には極めて多様な要素が作用する。この要素の中には、異常事態に対するパイロットあるいはクルーの全体験的な判断や行動の態様などが含まれるが、それらは、個々のパイロットあるいはクルーによって大きく相違すると考えられる。この意味で事故後に行うシミュレーション試験には実機と飛行シミュレータとのハードウェアの相違以外に本質的な限界が存在することはいうまでもない。

それにもかかわらず、上に挙げた諸目的を達成するために本試験計画においては次の考慮を払った。すなわち、パイロットの異常事態に対する反応の仕方のように、高度に人間的な特質部分を可能な限り消去し、規範に従って十分に訓練されたパイロット機能を想定した上で、安定性・操縦性の劣化した機体をできるだけ安全に滑走路、あるいは悪くても海面上に降ろすという単純な操縦上の課題に焦点を絞った。具体的には、クルー・コオーディネーションや客室への配慮、あるいは地上との通信等は一切考慮の対象から外し、また、酸素不足の影響も無視した。

この付録に述べるシミュレーション試験の主要部は訓練用シミュレータを用いて(付録 7 の 2 参照)行われたものである。訓練用地上シミュレータは正常な形態での飛行状況を忠実に模擬しようとするものであって、事故機のような異常な故障形態については運動感覚(motion cue)が必ずしも十分に模擬されないおそれがある。この観点から、特にパイロット

トの異常検知機能を調べる目的、すなわち上記目的(III)に対しては大振幅の運動においても運動感覚を比較的忠実に模擬することが可能なイン・フライト・シミュレータ(可変安定応答実験機VSRA)を用いた飛行実験を行い、地上の飛行シミュレータ試験の結果を補強した。この結果は付録7の6にまとめて述べる。

2 試験機材

試験は、全日本空輸株式会社の事故機と同型式の訓練用シミュレータを使用して行ったが、試験の目的に対応するように下記の改修を行った。

2.1 故障状態の設定

正常な状態から任意の時刻に付録7の付表-1に示す4種の故障状態の任意の組み合わせに設定を変更できるようにした。ただし、CCP、CWP、PED等の操縦感覚は、正常のままである。故障した舵面は、すべて中立位置に固定され、フローティング状態は、模擬されない。これらは、実験目的に対して根本的な悪影響を与えるものではない。

2.2 尾部/尾翼欠損状態の模擬

尾部/尾翼の欠損状態を設定するときには、付録6の2に述べた手法で欠損形態VT05に対して推定された非線形数学モデルを用意し、正常な数学モデルから切り替わるようにした。

シミュレータによる欠損状況模擬の信ぴょう性を確かめるために、付録7の付表-2には、代表的な二つの飛行諸元におけるキイ・パラメタをDFDR記録とシミュレータ記録とから求めて比較してある。シミュレータにおいてダッチロール周期が多少長い³が、実験目的に対して本質的な支障はないと考えられる。

本シミュレータ試験では、簡単のために機体重量500キロ・ポンド、重心位置20%MACに固定した。

2.3 エンジン動特性

全日空のシミュレータは、搭載エンジンはCF6であってN1制御である。事故機は、JT9D-7AであってEPR制御であるから特性に多少の相違がある。しかし、スラスト・レバーから見た推力の応答には問題になる相違はない。

2.4 警報音・警報灯

付録7の付表-1の各種の故障状態に対して通常作動するはずのFailure Annunciationは、すべて無効化した。事故機に生じた異常状態は、まさに異常なものであり、すべての不作動、破壊状態に応じて機能する警報音・警報灯から逆に異常状態を正しく認識することはできなかつたと考えられる。したがって、操縦上の問題に焦点を絞るためには、むしろすべての警報を無視する方がよいと考えたからである。

3 試験計画

3.1 故障形態

付録7の表-1に示した故障状態の組み合わせによって、付録7の付表-3のような5種類の故障形態②、③、④、④'、⑤を仮定した。基本形態①は、他の形態との比較の基準として設定したもので、オートスロットル、オートパイロットがoffとなっている以外は正常の形態である。また、故障形態②は、①の状態からヨーダンパを「オフ」としたものである。

付録6の1に述べたように、事故機は、異常発生後1分~1.5分以内に故障形態⑤になったものと推定される。故障形態③、④、④'は、故障の程度と生還可能性との関係を調べるために想定したもので、異常発生後の1分~1.5分位の間事故機が形態④にあったと思われる点を除けば、いずれも事故機の状態を直接表わすものではない。ある操縦系統の故障を油圧低下を前提として考える場合、残っている操縦系統の油圧も何らかの影響を受けると考えるのが妥当である。しかし、実機の油圧系統の冗長度を忠実に追求することは困難なため、本試験では残っている操縦系統はすべて正常(full boost)状態にあるものとした。生還可能性を保証するための最低限必要な操縦系統の形態を見出すという目的(II)に対してはこの仮定は許容されると考えられる。

3.2 試験クルー

本試験を実施するため、付録7の付表-4に示すようなA~Eの5クルーを編成した。いずれも機長及び副操縦士は、教官クラスのパイロットである。クルーA~Dの機長は、すべて別人である。これらのクルーは、1日1ラウンドずつ、2日間計2ラウンドの試験を、また、クルーEは、1ラウンドの試験をそれぞれ行った。クルーEの機長はA~Dのクルーのうち一人の機長である。クルーE以外のクルーに対しては、それ以前の試験の体験を相互に伝達しないようにあらかじめ依頼した。

事故機の飛行は文字通り異常状態の連続であり、したがって、通常のクルー・コーディネイ

ネーション、クルー・デューティにかかわることは無意味である。それ故、副操縦士あるいは航空機関士の操作を要するときにはすべてキャプテン・オーダによるものとし、また、Speed等のlimitationや規定上の手順も無視して構わないこととした。

3.3 試験の内容

1に述べた試験目的(IA)、(IB)、(II)、(III)を短時間に行うため、付録7の付表-4のような試験の組み合わせを考えた。(IA)は付録7の付表-4中の故障形態⑤において、また、試験(II)は、故障形態③、④、④'において、それぞれ実施した。試験(III)は(IA)、(II)の初期に並行して行った。さらに、試験(IB)はクルーEによって集中的に実施した。

3.4 試験の課題

故障形態⑤を用いた試験目的(IA)、(III)のための試験のシナリオを付録7の付表-5に示す。故障形態③、④、④'を用いた試験(II)、(III)のためのシナリオも同様である。

プリフライト・ブリーフィングにおいて、あらかじめクルーに対してシミュレータには何らかの故障状態を模擬した改修が施されていることを告げた。この意味で各クルーは事故機のクルーと異なり、そのフライトである種の異常が必ず生じることを知っていたことになる。

付録7の付表-5のシナリオでは、操舵応答の異常を検知した後に、課題1A、1B、2A、2Bを課しているが、これによってある時間実質的に上空にとどまることになっている。予期しない異常状態に遭遇したパイロットが、姿勢制御や方位・昇降率の変更・設定等を試みるという反応を示すのは当然のことと考えられるから、これらの課題は、事故機のクルーの状況を模擬したものとも考えられる。

付録7の付表-5中に記載されている課題IA、IB；2A、2B；3；4のそれぞれについて、各課題終了後に機長の評価点を求めた。この評価点は、課題に対する達成度と、それに要したワークロードとの二面に分けたもので、基本形態①を評価の基準とし、達成度については課題達成不可能を、また、ワークロードについては余力が零という場合をそれぞれ極限として5段階に分割したものである(付録7の付図-4参照)。

このように、各課題ごとの達成度とワークロードとに関する評価点とは別に、ポストフライト・ブリーフィングにおいて機長から故障形態ごとの総合評価点を求めた。この総合評価点は、その故障形態がどの程度の飛行性を保有しているかについてのパイロットの評価を求めるものであり、事故機と同型式の正常状態を100点とし、事故形態⑤に加えて更にエンジンがすべて停止し、すべてのオルタネイト・システムが不作動となった場合を0点としたときの主観的スケールによるものである>(*1)

- (*1) 正常状態は、クーパー・ハーパー・レイティングでは1であり、この評価法では100点である。クーパー・ハーパー・レイティング10がこの評価法の0点に対応する。被試験クルーは、クーパー・ハーパー・レイティングに余り習熟していないと考えられるため、このような評価方法を用いた。

試験目的(ⅠB)については、前記の各試験を終わった後、各クルーの結果を整理し、安定性・操縦性の検討を加えた結果、付録7の付図-1及び付録7の付表-6に示すような最適の操作手順を設定し、それに基づいてクルーEが故障形態⑤の試験のみを繰り返した。この最適操作は、使用し得る制御要素がオルタネイト・システムによるフラップの出し入れ及び脚下げ操作並びにエンジン推力、それもダッチロール・モードを刺激しないように内側エンジンのみの操作しかないという認識に立って行う一種の緊急降下を実現するものである。

3.5 風

シミュレータ試験では、例えば、故障形態⑤のようにダッチロール・モードが不安定性を持っていても、あらゆる操舵入力が数学的に零であるときには、そのモードがすぐには励振されない。そこで、試験中には、常に弱いタービュランス(シミュレータ用の1から10までの段階のうちのレベル2)を付加した。また、羽田Runway 33Rへの着陸を行うときには、定常横風、060°、10ノットを加えた。

4 試験の結果と検討

4.1 異常の検知 [試験目的(Ⅲ)]

付録7の付図-2には、クルーA～Dによる各操縦系統ごとに異常を検知するまでの所要時間をまとめて示す。学習効果を見るため、各クルーについて第1日目と第2日目とに分けてある。所要時間は、最初に疑念を抱いてから結論を出すまでの時間と見てよい。所要時間の計測は、機長の音声記録の再生に基づいているため、多少の遅れや記録漏れがあるかもしれない。

付録7の付図-2から以下のことが判る。各機長とも、まずピッチ系の不具合(ピッチ姿勢修正不可能、エレベータあるいはHSTB操作に対する応答の異和感)を検知し、次にロール系の異常(ダッチロール抑制不可能、エルロン操舵の応答不良)を検知している。ロール系がピッチ系より異常検知が遅れるのは、シミュレータの運動が完全なトリム状態から出発するためにダッチロールが発散してある振幅に達するのに少し時間がかかることと関係があると考えられる。事故機の場合には、補助翼・スポイラ系が不作動となるのに1分ないし1.5分かかっていると考えられるから、上記の事情は更に誇張されたかも知れない。事故機のクルーが異常事態を正しく認識するのに時間を要したとしても、それほど不思議ではないと思わ

れる。ヨー系の不具合については、やはりダッチロールの発生によってヨー・ダンパ不作動の形で検知するのが早く、ラダーそのものの操舵応答の異常を認識するには、かなりの時間を要している。平均して第2日目の検知所要時間は、第1日目のそれよりも若干短縮されている。結論として、「このシミュレータ試験では、必ず何か異常が生じます。」という予告情報が与えられているとき、操舵応答を基にしてエレベータ系統では30秒以内に、エルロン系統では1.5分以内に、また、ラダー系統では遅くとも4分以内にそれぞれの異常が検知されている。

4.2 故障形態⑤における生還可能性 [試験目的(IA)及び(IB)]

付録7の付図-3(a)、(b)には、試験目的(IA)のためのシミュレーション試験における典型的な時間履歴を示してある。いずれの場合も機長は、課題2Aによる旋回を試みた後に滑走路への着陸を断念し、海面への緊急着水を決心している。その時間履歴を見ると、ダッチロール・モード及びフゴイド・モードの発生過程は、事故機のそれを極めてよく表わしている。

付録7の付図-4の各図は、機長から得られた各故障形態に対する各課題ごと及び総合的な評価点をまとめたものである。故障形態⑤について見れば、ほとんどすべての場合に機長は最大限の努力を払っても姿勢の保持、方位の変更、降下率の設定、あるいは着水という各課題を達成できなかつたと考えていることが判る。付録7の付図-3(a)、(b)の時間履歴を見れば、方位の変更、降下率の設定には一応成功しているように見えるが、全機長が羽田への帰投を早めにあきらめていることから判断すれば、滑走路への進入・着陸に必要な精度での方位・降下率の設定が不可能であるという判定を下したものと考えられる。

各機長は各試験ごとに異常検知の確認後、試験担当者から故障形態についての説明を受けている(付録7の付表-5参照)にもかかわらず、かなり長時間にわたってコントロール・コラム、コントロール・ホイールを操作している。これは、必ずしも人力による操縦機能が残っている(すなわちManual Reversionがある。)という錯覚に基づくものとは考えられない。

付録7の付図-3(a)、(b)に代表的に見られるように、接水直前におけるスラスト・レバーの操作に対するパイロットのゲインは極めて高い。このように高いゲインで制御しているにもかかわらず(あるいは、ゲインが高すぎるために)フゴイド・モードは十分に抑制されていない。これは4本のスラスト・レバーのすべてを平等に使おうとしたことに原因があると考えられるが、フゴイドが抑制されていないため接水直前には対気速度片振幅20ノット、ピッチ姿勢角片振幅5°程度の振動を残している。これが各機長に「安全に緊急着水する。」という課題からかけ離れた評価点「課題達成不可能」を与えさせた原因と考えられる。

本シミュレータ試験では、電波高度計高度30フィートで演算をfreezeさせて接水状態を模

擬した。付録7の付図-5(a)には、故障形態⑤について接水時の対気速度と沈下率とを示してある。また、図中には、接水時のピッチ角及びロール角を()に記入してある。最適操作学習前のデータを見ると、接水時の対気速度が大きく(200ノット以上)、また、沈下率もばらつきが大きい。これは接水がフゴイド運動の最低高度の点あるいは手前で生じるからである。接水時のピッチ姿勢角が頭下げ傾向を示すのは、地面効果による頭下げモーメントに釣合うだけの頭上げモーメントを作ることができないことが根本的原因ではあるが、フゴイド運動の最低点あるいはその手前で接水することとも関係がある。

付録7の付図-3(c)は、クルーEによる最適操作手順学習後(試験目的(IB))の典型的なシミュレーション結果を示すものである。前述のとおり、クルーEの機長は、付録7の付図-3(b)の試験のときの機長と同一である。したがって、(b)と(c)との差は、最適操作の学習効果を明らかに示すものと考えてよい。付録7の付図-1及び付録7の付表-6で定めた最適操作の特徴は、以下のようなものである。

- (a) 形態変化後、直ちに全エンジンをフライト・アイドルに絞る。
- (b) この結果、対気速度は、ほぼ一定のまま降下を始める。
- (c) 必要ならば、内側エンジンのみを用いて大略の方位を定める。
- (d) 内側エンジンのみを用いてフゴイドを抑制する。
- (e) この間、ダッチロールが発達するがエンジンの差動操作が無効なこと、及びダッチロールにはリミット・サイクルが存在することを認識し、なるべく左右エンジンの出力に差が生じないようにすることによりこれを励振しないことに努める。
- (f) フゴイド減衰を強めるためウイング・ギアのみ下げる。
- (g) 遅くとも高度1,000フィートまでに着水形態を作り上げるように早めにオルタネイト・システムによるフラップ操作を行う。
- (h) 低高度ではダッチロールの減衰を強め、かつ、減衰のための頭上げモーメントを作るために外側フラップ10ユニット、内側フラップ20ユニット~25ユニットが最適である。
- (i) これらの操作は、コントロール・コラム、コントロール・ホイールと全く独立であるから、クルーは、スラスト・レバー及びフラップ・スイッチの操作のみに全力を注ぐ。

このような最適操作を学習した後のシミュレーション結果は、付録7の付図-3(c)のとおりであって、付録7の付図-3(a)、(b)と比べてダッチロールが余り励振されないままであり、特に低高度ではフゴイトがかなり抑制されている。

接水時の条件を付録7の付図-5(a)で見れば、学習前と比較して対気速度は200ノット以下、沈下率は500フィート/分以下に収まっている。また、ピッチ姿勢は、接水姿勢としては全体に頭下げに過ぎるけれども、ばらつきは学習前と比べて小さくなっている。これらの改善点は、接水時のフラップ角が最適に選ばれていること、及びパイロットが上空でダッチロールの抑制など無用の努力を払うことなく、最終段階でのフゴイドの抑制に最大限の努力を集中した結果と考えられる。

結論として以下が分かった。

学習前には、着水時の対気速度は200ノット以上で、沈下率及びピッチ姿勢角のばらつきも大きい。しかし、「与えられた尾翼欠損形状によって定まる安定性・操縦性についての十分な解析に基づいて、パイロットが最適な着水形態と最適な操作を知りつしている。」という条件下では、電波高度計30フィートにおいて対気速度200ノット以下、沈下速度500フィート/分以下、ピッチ姿勢角0°付近、ロール角2°～3°以下の着水条件が設定できる。

もちろん、これらの着水条件で実際に着水した場合、胴体や主翼の構造破壊がどの程度であり、乗員・乗客の安全性がどの程度に保たれ得るかという点については、本シミュレーション試験の範囲外の問題である。

4.3 破壊形態の相違による生還可能性の変化 [試験目的(II)]

付録7の付図-4には、各クルーごとに故障形態③、④、④'の評価点が示されている。また、付録7の付図-5(b)には、各クルー、各故障形態ごとに着地/着水時の条件を比較してある。

4.3.1 故障形態③

付録7の付図-5(b)から判るように、故障形態③では、例外なく羽田 Runway 33Rへの着陸が試みられている。定常横風10ノットを加えたが、着地時の対気速度150ノット、沈下率は500フィート/分まで下がっている。このように有利な傾向は、パイロットの評価点にも表われており、ワークロード、課題達成度とともに他の故障形態よりも良い。しかし、方向安定の不足とラダー欠損により、進入時に滑走路に対する精密なアラインメントが極めて困難となっているため、基本形態に比べて悪い評価点が与えられている。実際、Runway 33Rへの着陸において、多くの機長がGo aroundを試みた。

結論として、横風の強さや突風成分の効果を考慮しなければならないのはもちろんであるが、補助翼系及び昇降舵系の操縦機能の双方が残っていれば、垂直尾翼の一部及び方向舵が失われていても羽田滑走路への帰投が可能であった。

4.3.2 故障形態④

羽田 Runway 33Rに着陸した一例を除き、すべて着陸をあきらめ着水が選択されている。着陸/着水時の条件は、対気速度が200ノットを超えるものが多く、昇降舵不動作時におけるピッチ制御の難しさを物語っている。ただし、あるクルーは、内外側のス

スポイラを使い分けることによりピッチ制御を行い、故障形態④に比較的良い評価点を与えた。羽田滑走路に着陸を試みた一例でも接地時の降下率がかなり大きく、やはりピッチ制御の欠如が根本的な障害であることを示している。この点は、先に述べた故障形態⑤と同様であるが、補助翼系によってロール制御が可能となった分だけ推力によるフゴイド抑制に神経を集中することができ、接地時の沈下率を500フィート/分以下に抑えることができたと考えられる。

結論としてシミュレータ試験においては、補助翼・スポイラ系統の機能だけが残っていれば、200ノットを多少上回る対気速度での着水が可能であった。ただし接水時のピッチ姿勢角のばらつきは大きい。

4.3.3 故障形態④

昇降舵系統のみが機能しているとした故障形態④では、やはりすべての場合に機長は滑走路への着陸を断念し、着水を試みている。接水時の対気速度は200ノット以下、沈下率も低く抑えられ、また、ピッチ姿勢角も比較的望ましい値にままとまっている。

付録7の付図-5(a)、(b)に示されるような接水時の条件だけに注目すれば、故障形態④では、それがパイロットにとって初めての体験であっても、最適操作学習後の故障形態⑤と同程度の沈下率、対気速度で着水できている。接水時のピッチ姿勢角を考慮すれば、ピッチ制御の重要さが明らかに示されている。

結論として、昇降舵機能だけでも残っていれば、本シミュレーション試験では、200ノット以下の対気速度、300フィート/分以下の沈下率、3°以上のピッチ姿勢での着水が可能であった。

5 シミュレーション試験のまとめ

事故機と同じ故障形態であると推定される⑤で、クルーが初めて異常状態を体験するという前提の下で、

- (1) 着陸は、不可能であったと考えられる。
- (2) 着水海面を全く指定しなくても接水時の対気速度を200ノット以下に下げることが不可能と考えられる。沈下率も大きくばらつくため、生還可能性はほとんど期待できない。

6 イン・フライト・シミュレータによる試験

6.1 機材

試験に用いた機材は、ビーチクラフトB65を原形機とする航空宇宙技術研究所の可変安定応答実験機(VSRA)である。VSRAにおいては、操縦系統に組み込まれた機上計算機にあらかじめ模擬しようとする機体(モデル機と呼ぶ。)の特性を設定しておくことにより、安定・操縦特性を任意に変更することができる。さらに、右席の評価パイロットが模擬操縦装置に加えた任意の操舵入力に対するモデル機の応答がVSRAによって模擬される。

計算機には、複数個の線形モデルを設定することができ、後席からの操作により一つのモデルから他のモデルへ順次切り換えることが可能である。また、非対称推力や横突風などを模擬した擾乱を後席から人為的に加えることができる。

6.2 モデル機

高度24,000フィート、マッハ数0.7付近における事故機の形態を以下のように設定し、各モデル機を定義した。

形態②：付録7の付表-3の形態①にオートパイロットの姿勢安定機能を追加したもの

形態⑥及び③：付録7の付表-3の形態④及び⑤においてダッチロール減衰係数を $\zeta_a = -0.02$ に修正したもの

形態④：上記形態③において $\zeta_a = 0.0$ としたもの

形態②は、異常発生前の正常な状態、⑥は異常発生後ダッチロールがわずかに不安定となったがエルロン・スポイラ系統がまだ機能していた状態、③はエルロン・スポイラ系統が機能しなくなった状態、④はリミット・サイクルによりほぼ中立安定となった状態をそれぞれ表わすものである。

6.3 試験の内容と結果

評価パイロットは、航空宇宙技術研究所の研究パイロットである。後席から予告なしに形態を②、⑥、③、④のように変化させ、評価パイロットによる故障の検知状況を調べた。付録7の付図-6に代表的な試験例を示す。

付録7の付図-6中には省略したが、もちろんスロットル操作が行われている。しかし、フゴイド・モードは完全には抑制されず、高度もあるいは降下率一定に保持されていない。

付録7の付図-6の例では、パイロットはピッチ系及びヨー系の操縦系統の異常を㊸から㊹への形態変化後それぞれ10秒及び40秒ごろに検知している。またロール系でも㊹から㊺への形態変化後約30秒ごろにとにかく異常を認識している。しかし付図中に見られるように、 $t=2.1$ 分ごろ及び $t=3.3$ 分ごろにPEDとCWPとにそれぞれ大きな探り舵が加えられており、操縦系統に異常を感じつつもそれを完全に断定できずにいることを示している。付録7の付図-6は後席から横揺れ運動に模擬じょう乱を加えた例であるが、疑似じょう乱を加えない場合には評価パイロットは異常をもっと早く断定している。

付録7の付図-6中、 $t=1$ 分及び $t=1.5$ 分ごろのパイロットのCWP操作はロール角に対して逆位相であり、不安定なダッチロール・モードが閉ループとして安定化されている様子が見られる(付録6の付図-10(b)参照)。この逆位相修正操舵は、形態が㊸、㊹に変化しパイロットがかなりの確からしさをもって異常を検知した後でも継続されている。このように実は無効な操舵をパイロットが行うのは地上シミュレータ試験でもときに認められたが、イン・フライト・シミュレータではその傾向が極めて顕著である。このように、パイロットが振舞う理由が自らの下した異常検知の判断に対する疑念に基づくのか否かは明らかではないが、付録7の付図-6のデータは事故機においてCWPが最終段階まで正当な向きに操舵され続けていたことをある程度再現したものと考えられる。

6.4 イン・フライト・シミュレータ試験のまとめ

- (1) 各操縦系統について、異常発生後にパイロットがそれを検知するための所要時間は、地上シミュレータの場合よりも多少短縮される。
- (2) モデル機を介して非対称推力や横突風を模擬したじょう乱を加えると、特にエルロン・スポイラ系統の異常検知機能が妨げられる。

付録7 付表-1 シミュレータによる故障状態の設定

Line No.	故障状態	内容
01	Yaw Damper off	Upper/Lower Yaw Damper 不作動
02	Aileron off	すべての Aileron および Spoiler 不作動 すべての Speed Brake 不作動
03	Elevator & Stabilizer off	すべての Elevator 不作動 Horizontal Stabilizer 不作動
04	Vertical Fin & Rudder off	空力特性 VT05 すべての Rudder/Yaw Damper 不作動

付録7 付表-2 シミュレータによる数学モデルの検定

	Hp = 22,500ft, $\delta_F = 0^\circ$ M=0.6, L/G : retracted		Hp = 7,500ft, $\delta_F = 0^\circ$ M=0.4, L/G : extended	
	DFDR*	Simulator	DFDR*	Simulator
フゴイド周期 T _{ph} (s)	84	80	74	76
ダッチロール周期 T _d (s)	12.0	13.8	10.0	12.3
$ \phi/\beta $ $\angle(\phi/\beta)$	3.03 56°	4.43 71°	4.0 76°	4.64 64°
$ p/r $ $\angle(p/r)$	7.17 -91°	7.45 -102°	5.0 -95°	7.59 -94°

* DFDRデータの β 、 p 、 r は付録6の3のフィルタリングにより求めた。

付録7 付表-3 仮定した故障の形態

形 態	①	②	③	④	④'	⑤
Auto Throttle	off					
Auto Pilot	off					
Yaw Damper	on	off				
Vert.Stab & Rudder	normal		lost			
Horiz.Stab.& Elev.	normal			inoper.	normal	inoper.
Aileron & Spoiler	normal				inoper.	
Flap	normal hyd. source				alternate	
Landing Gear	normal hyd. source				alternate	

付録7 付表-4 試験の組合せ

crew	実験番号	試験を行った故障形態			
		⑤	③	④	④'
A	1	⑤	③	④	
	2	⑤	③ r	④	
B	1	⑤ (0)	③ r (40)	④ d (30)	④' d (25)
	2	⑤ d (0)		④ d (50)	④' d (20)
C	1	⑤ d (0)	③ r (60)	④ d (15)	④' d (30)
	2	⑤ d (10)	③ r (65)	④ d (35)	④' d (40)
D	1	⑤ d (5)	③ r (50)	④ d (10)	④' d (30)
	2	⑤ d (20)	④ r, d (35)	③ r (50)	④' d (25)
E	1	⑤ d × 5回			

(注1) ()内は総合評点を示す。

(注2) rは TIA/RWY 33Rへの着陸、dはditching、無印は断念

付録7 付表-5 シミュレーション試験のシナリオ

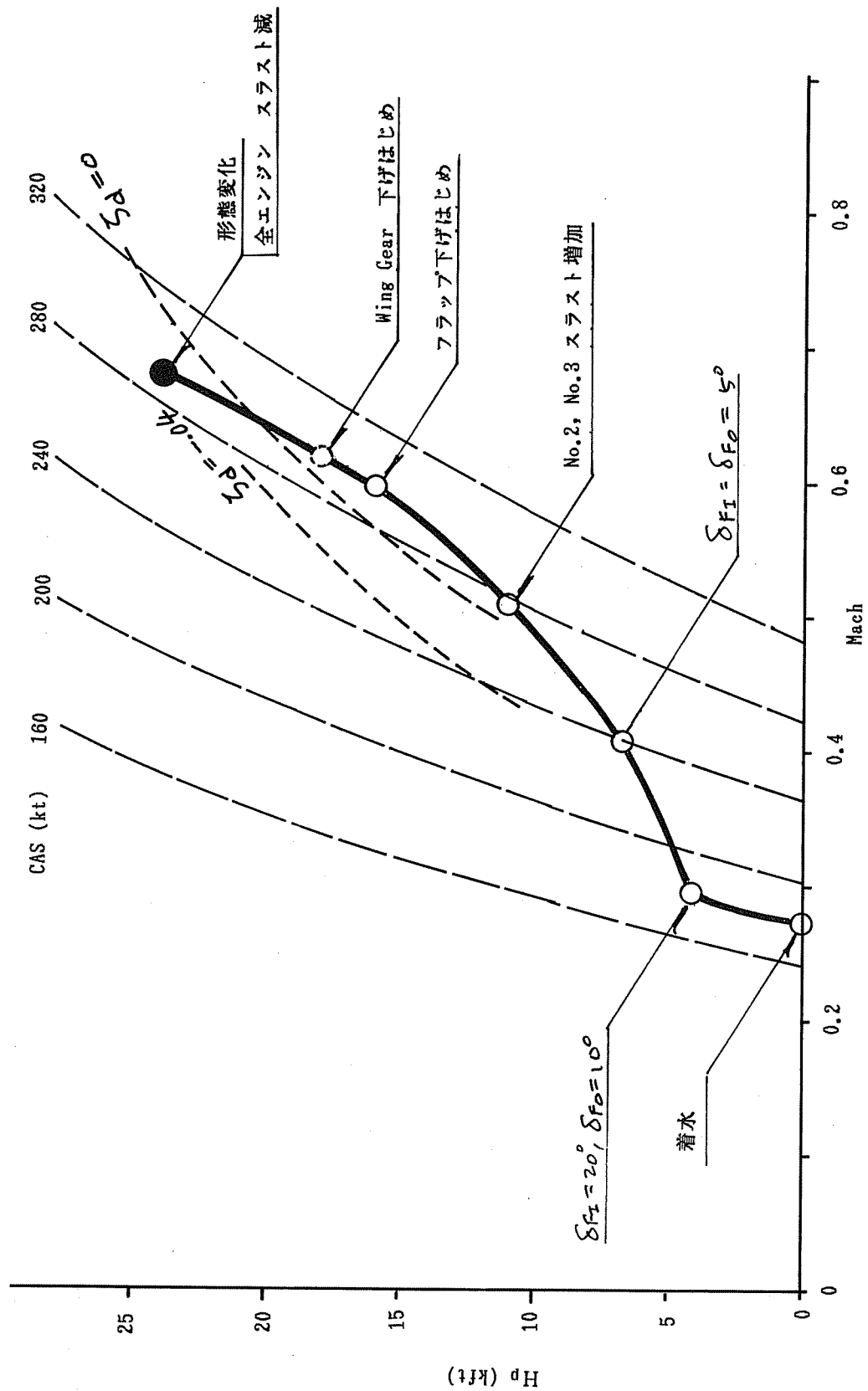
故障形態	キャプテンに対する要求/質問	試験担当者の記録
①	<ul style="list-style-type: none"> ・水平飛行を続けて下さい。 Hp = 24kft, M = 0.68, HDG = 040 Pos. = 相模湾, Turbulence Level = 2 ・何か異常を感じたら言って下さい。 	
形態変化▷	<p style="text-align: center;">異常発生</p> <ul style="list-style-type: none"> → この状態で飛行が続行できますか？ → 課題1A: ロールを安定させて下さい。 → 課題1B: ピッチを安定させて下さい。 → 課題2A: HDGを090に変更して下さい。 → 課題2B: 着陸のため降下して下さい。 → [課題3: 羽田RWY 33に着陸して下さい。] → 課題4: どこでも良いから着水を試みて下さい。 	<ul style="list-style-type: none"> ・各操縦系統毎に異常を検知したか否か。それまでの所要時間を記録 ・コメント記録 ・故障形態の説明 ・ロール安定についての評価記録 ・ピッチ安定についての評価記録 ・Turn操作についての評価記録 ・降下操作についての評価記録 ・着水についての評価記録

付録7 付表-6 緊急着水のための最適操作

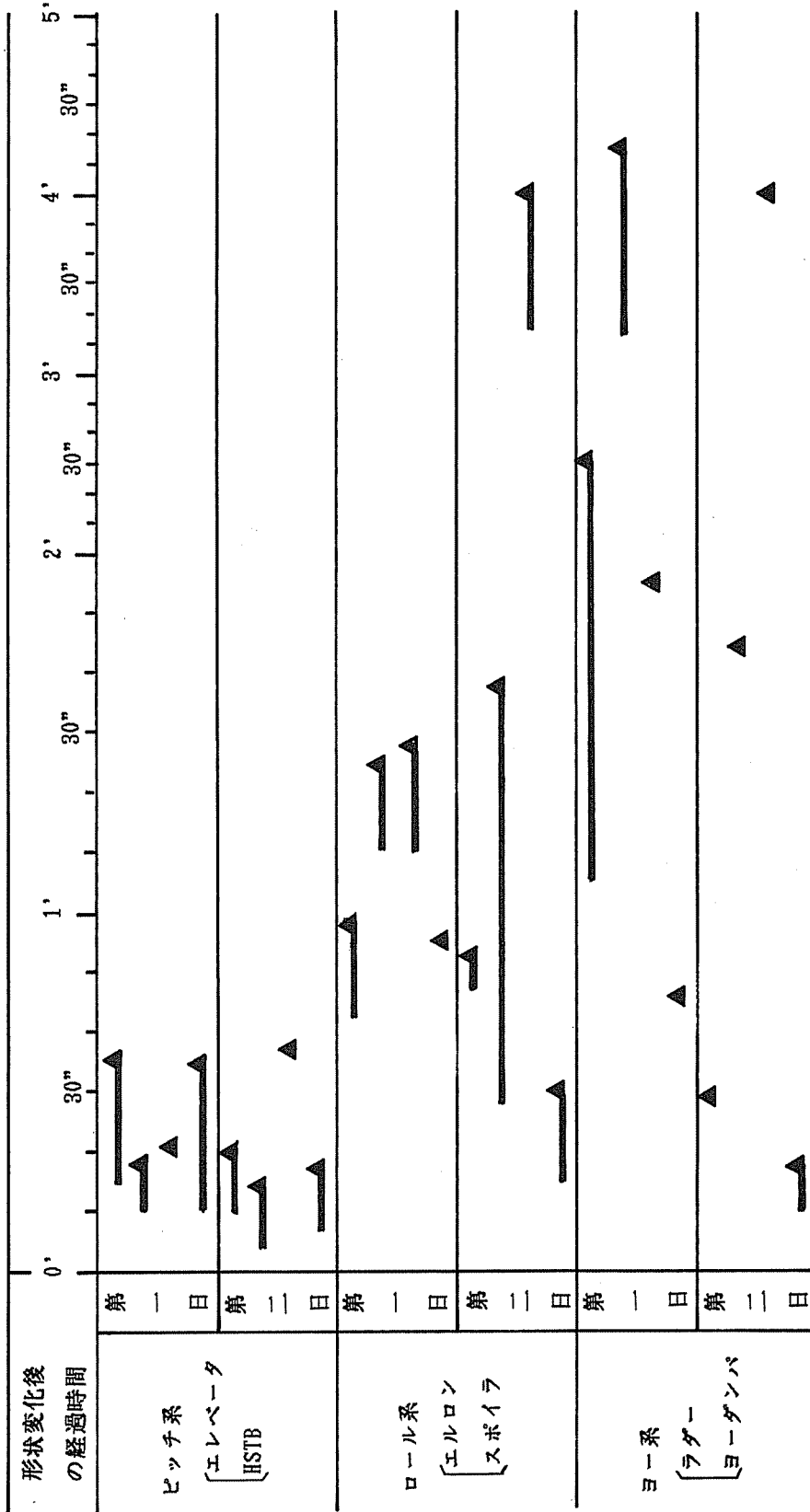
Hp (Ft)	CAS (KT)	R/D (Ft/Min)	N1 (%)		Flaps		L/G		φ (deg)	θ (deg)	Remarks
			#1,4	#2,3	Inb'd	Outb'd	Wing	Body			
24K	290	0	90 30	90 30	0	0	ret.	ret.	0	3.5	・初期状態 } フゴイド抑制のための 努力：最小限 ・ W/L/G: extend. ・ ζ _F I/O : 0 → 10° 開始
	290	4,000	30	30	0	0	ret.	20~30			
	240	1,000	30	70	10°	10°	ext.				
10K	240	3,000	30	30	10°	10°	ext.	減少			} フゴイド抑制：中程度 ・ ζ _{F1} : 10° → 20° 開始 ・ ditching' 形態、完成
	< 200	< 500	90	90	20° ~25°						
4K	< 200	< 500									} フゴイド抑制：最大限 ・ ditching'
S/L	< 200	< 500								≒ 1	

(注) R/D or CASの設定、及びフゴイド抑制のためのthrottle controlは#2、#3のみを用いる。

付録7 付図一1 最適操作による降下

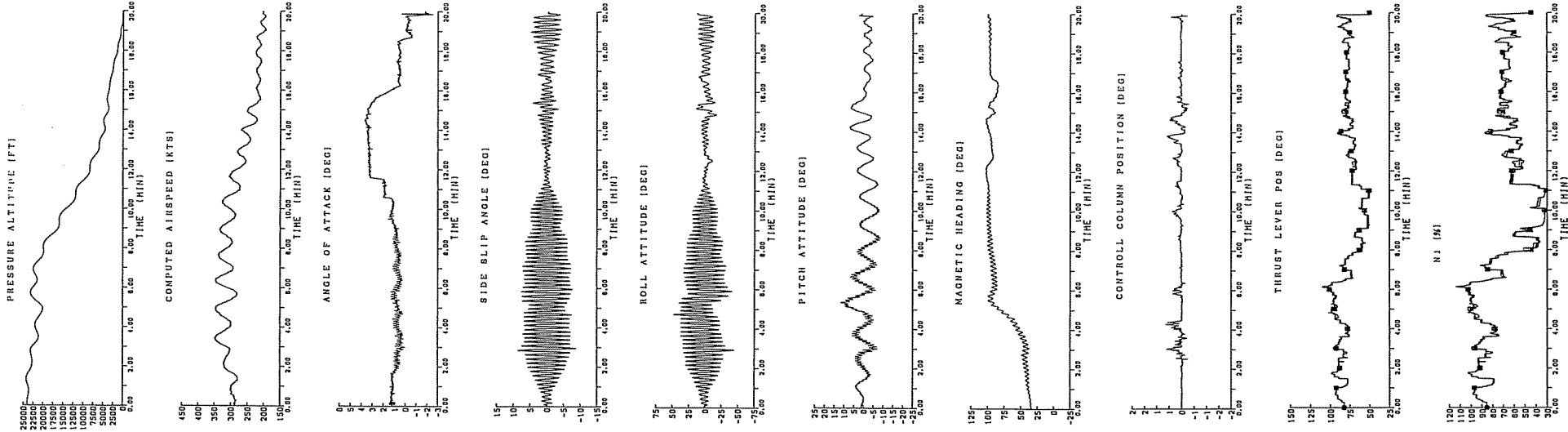


付録7 付図一2 異常を検知するのに要した時間

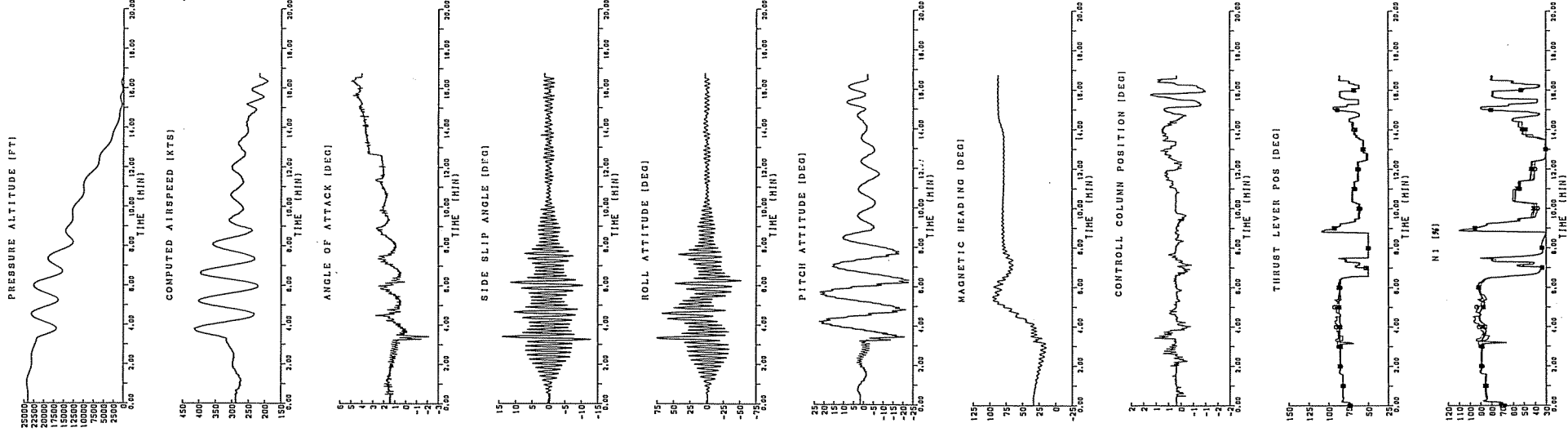


付録7 付図一3 緊急着水の代表例

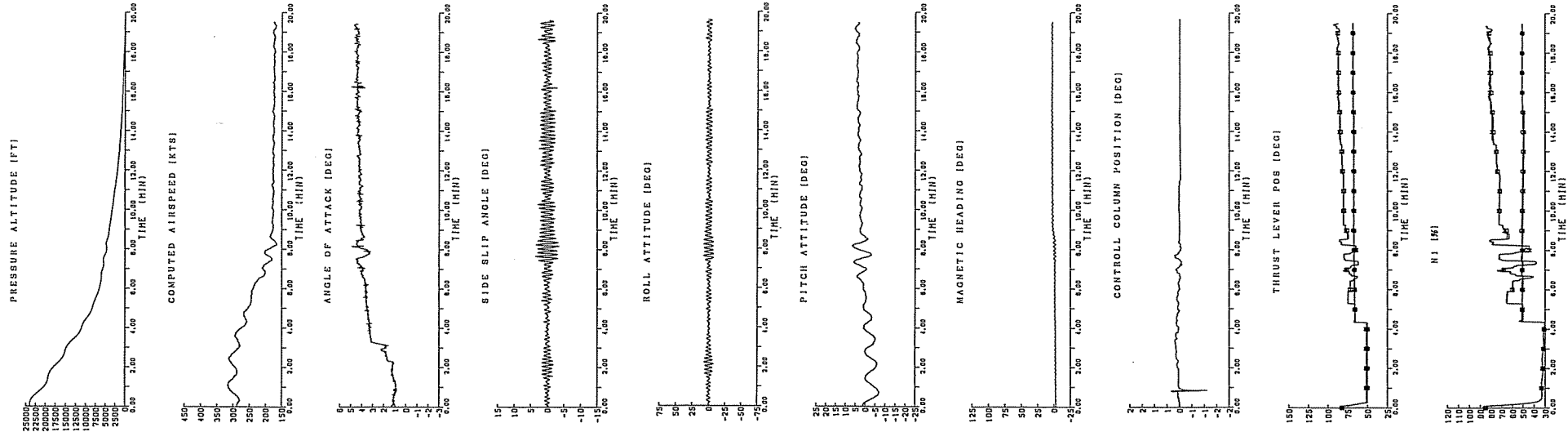
(a) 学習前



(b) 学習中



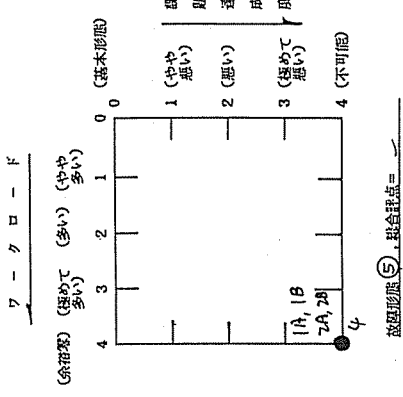
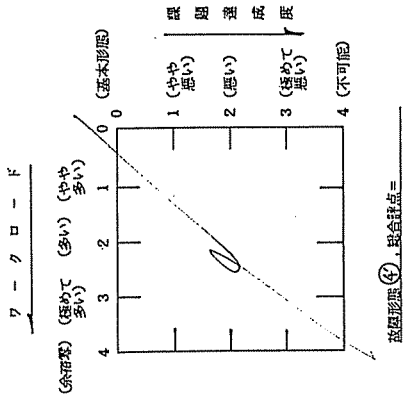
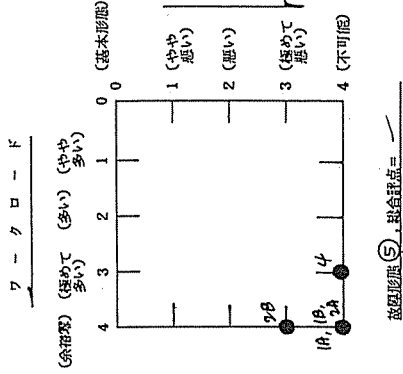
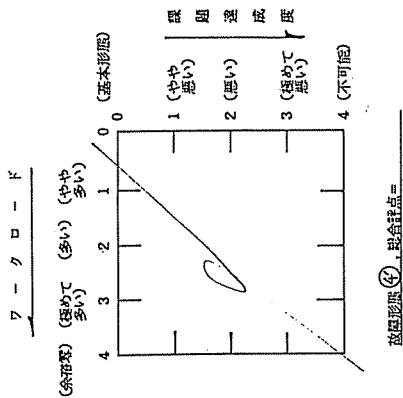
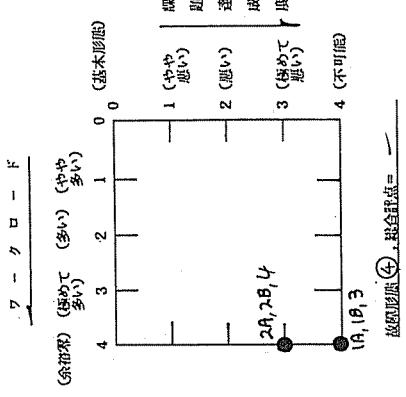
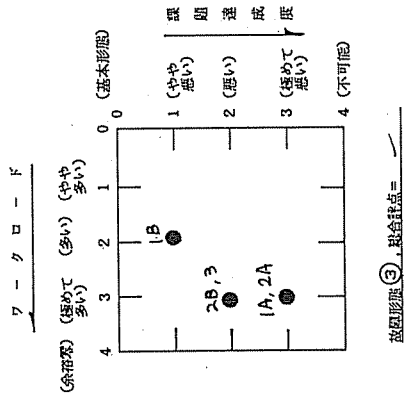
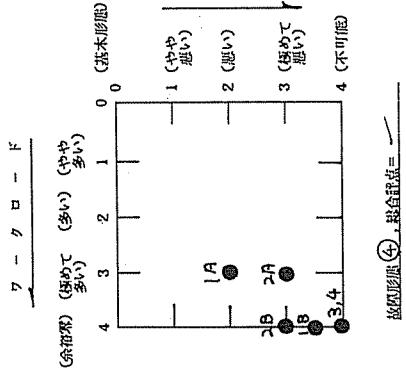
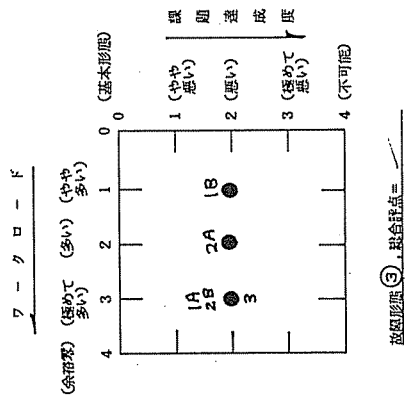
(c) 学習後



付録7 付図-4 (A1)

付録7 付図-4 (A2)

キャプテンによる課題ごとの評価



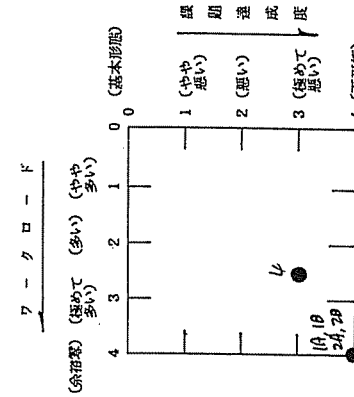
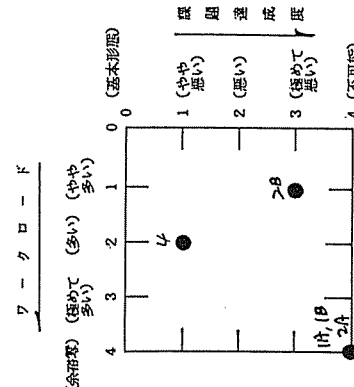
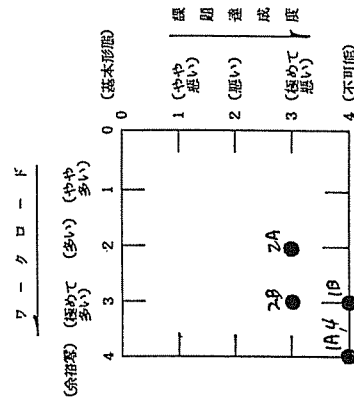
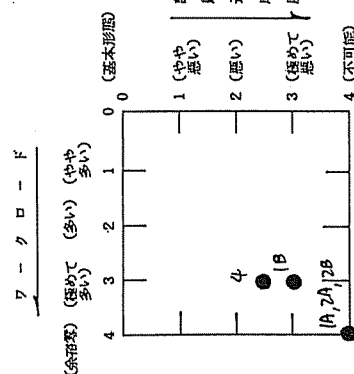
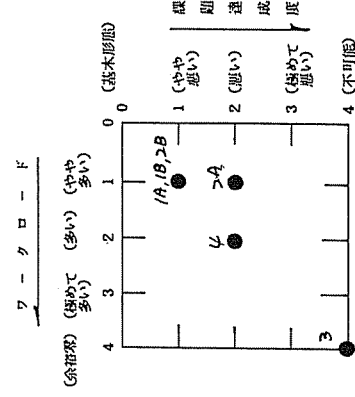
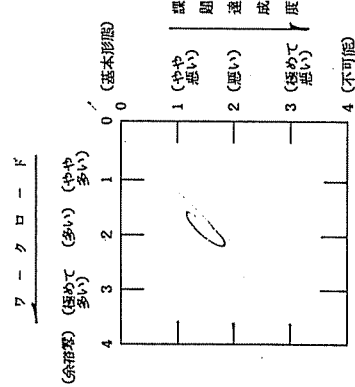
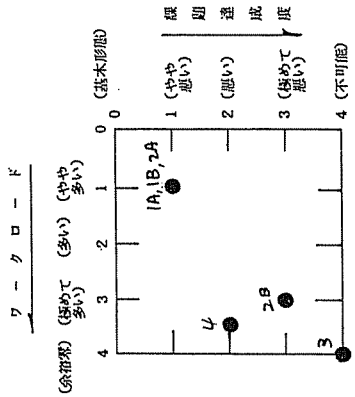
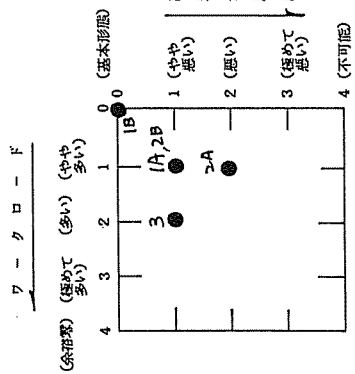
課題 1A : ロールの安定化
 課題 1B : ピッチの安定化
 課題 2A : HDG (040→090) の変更
 課題 2B : 定常降下率の設定
 課題 3 : 羽田 Runway 33 への着陸
 課題 4 : 任意の海面への着水

課題 1A : ロールの安定化
 課題 1B : ピッチの安定化
 課題 2A : HDG (040→090) の変更
 課題 2B : 定常降下率の設定
 課題 3 : 羽田 Runway 33 への着陸
 課題 4 : 任意の海面への着水

付録7 付図-4 (B1)

付録7 付図-4 (B2)

キャパテンによる課題ごとの評価



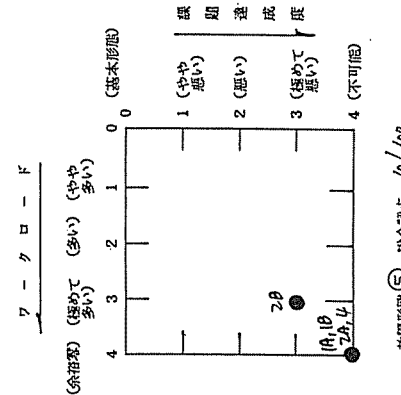
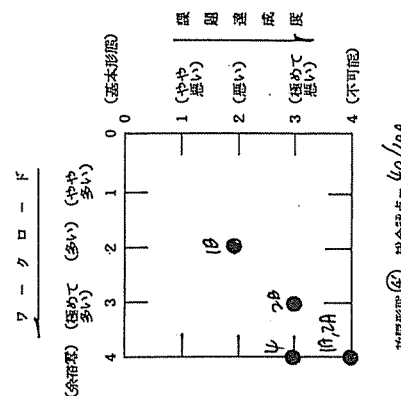
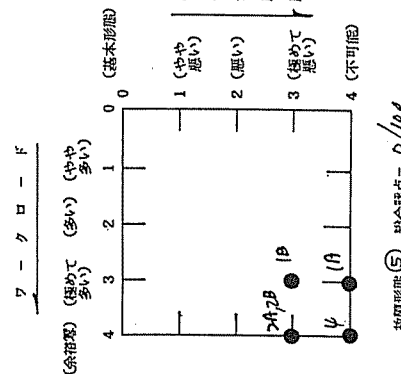
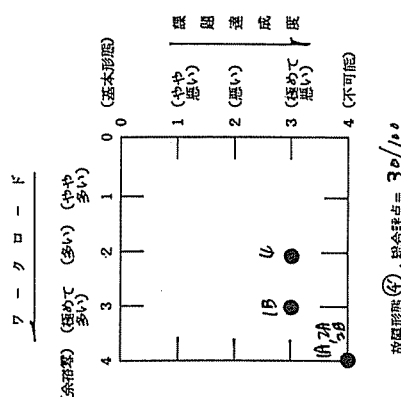
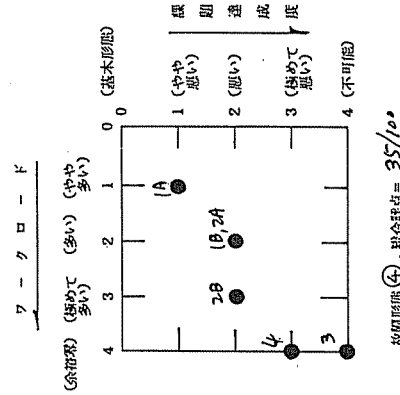
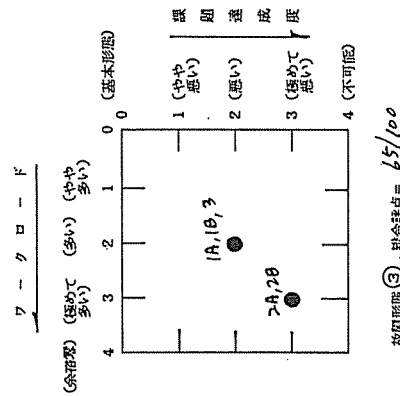
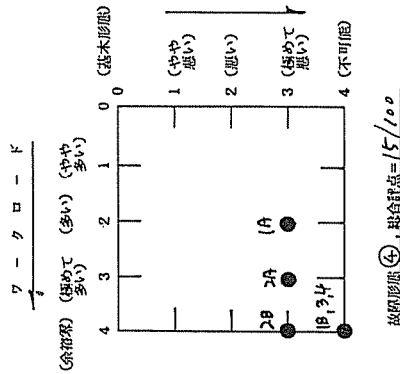
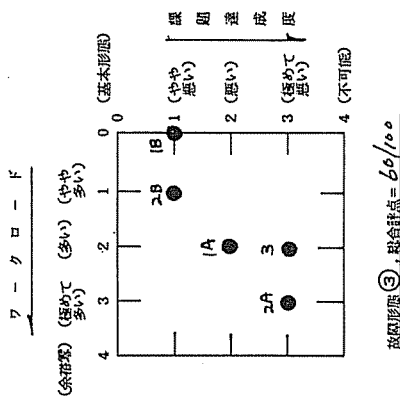
- 課題 1A: ロールの安定化
- 課題 1B: ビッチの安定化
- 課題 2A: HDG (040→090) の変更
- 課題 2B: 定常降下率の設定
- 課題 3: 羽田 Runway 33 への着陸
- 課題 4: 任意の海面への着水

- 課題 1A: ロールの安定化
- 課題 1B: ビッチの安定化
- 課題 2A: HDG (040→090) の変更
- 課題 2B: 定常降下率の設定
- 課題 3: 羽田 Runway 33 への着陸
- 課題 4: 任意の海面への着水

付録7 付図-4 (C1)

付録7 付図-4 (C2)

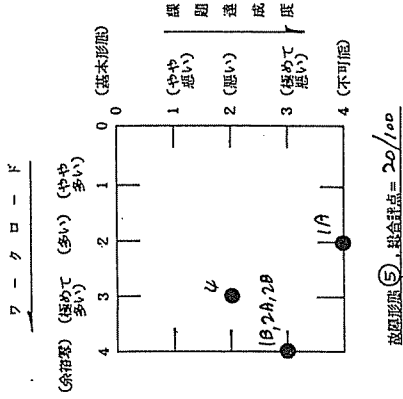
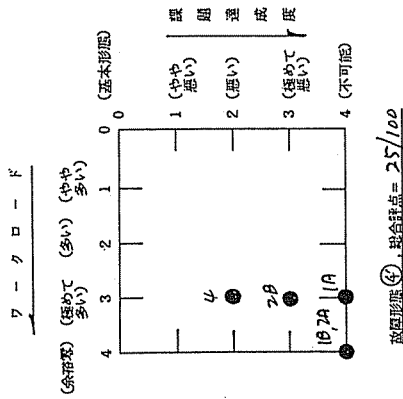
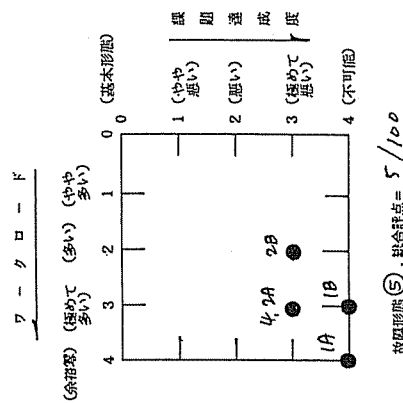
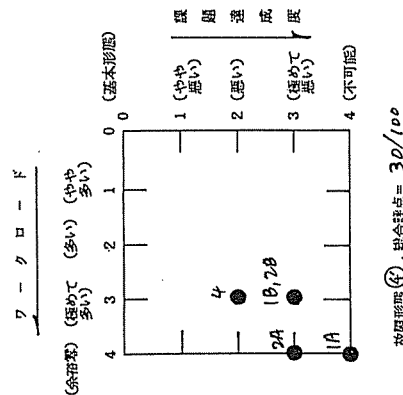
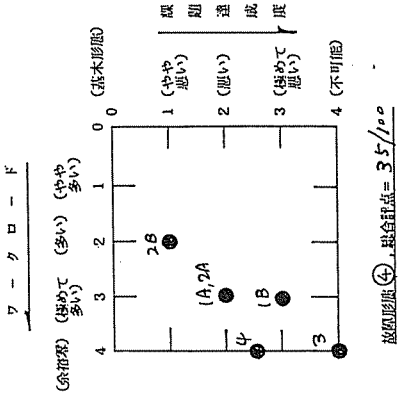
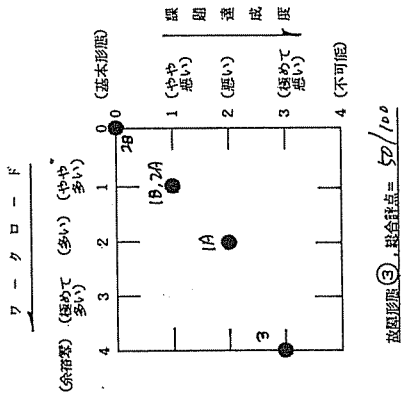
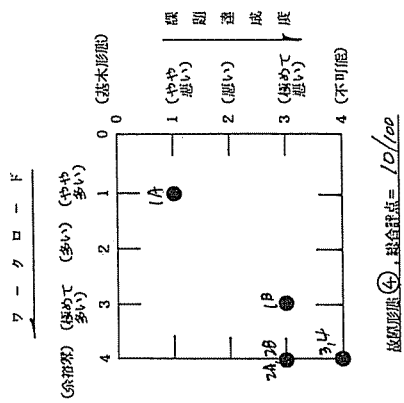
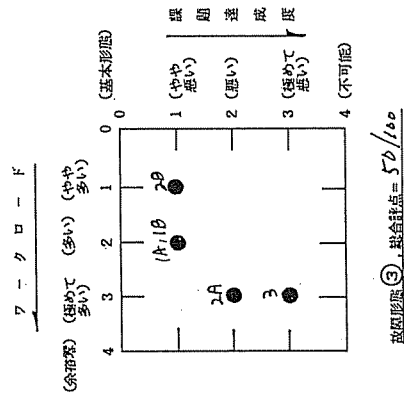
キャプテンによる課題ごとの評価



- 課題 1 A : ロールの安定化
- 課題 1 B : ピッチの安定化
- 課題 2 A : HDG (040→090) の変更
- 課題 2 B : 定常降下率の設定
- 課題 3 : 羽田 Runway 33 への着陸
- 課題 4 : 任意の局面への着水

- 課題 1 A : ロールの安定化
- 課題 1 B : ピッチの安定化
- 課題 2 A : HDG (040→090) の変更
- 課題 2 B : 定常降下率の設定
- 課題 3 : 羽田 Runway 33 への着陸
- 課題 4 : 任意の局面への着水

キャパテンによる課題ごとの評価



課題 1A: ロールの安定化
 課題 1B: ビッチの安定化
 課題 2A: HDG (040→090) の変更
 課題 2B: 定常降下率の設定
 課題 3: 羽田 Runway 33 への着陸
 課題 4: 任意の海面への着水

課題 1A: ロールの安定化
 課題 1B: ビッチの安定化
 課題 2A: HDG (040→090) の変更
 課題 2B: 定常降下率の設定
 課題 3: 羽田 Runway 33 への着陸
 課題 4: 任意の海面への着水

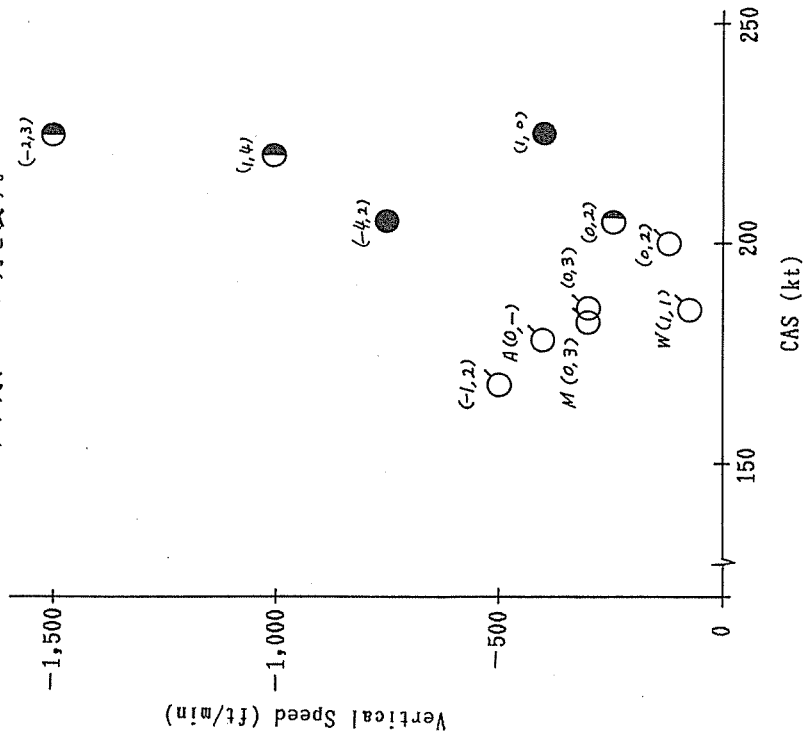
付録7 付図一5 接地／接水時の条件

(a) 学習効果による接水条件の変化
(故障形態⑤)

注1. ○ は最適操作学習後の結果を表す。

- W : WING GEAR EXTENDED
- M : MAIN GEAR EXTENDED
- A : ALL GEAR RETRACTED

注2. $(\theta, |\phi|)$ は接地／接水時の
ピッチ角、ロール角を表す。

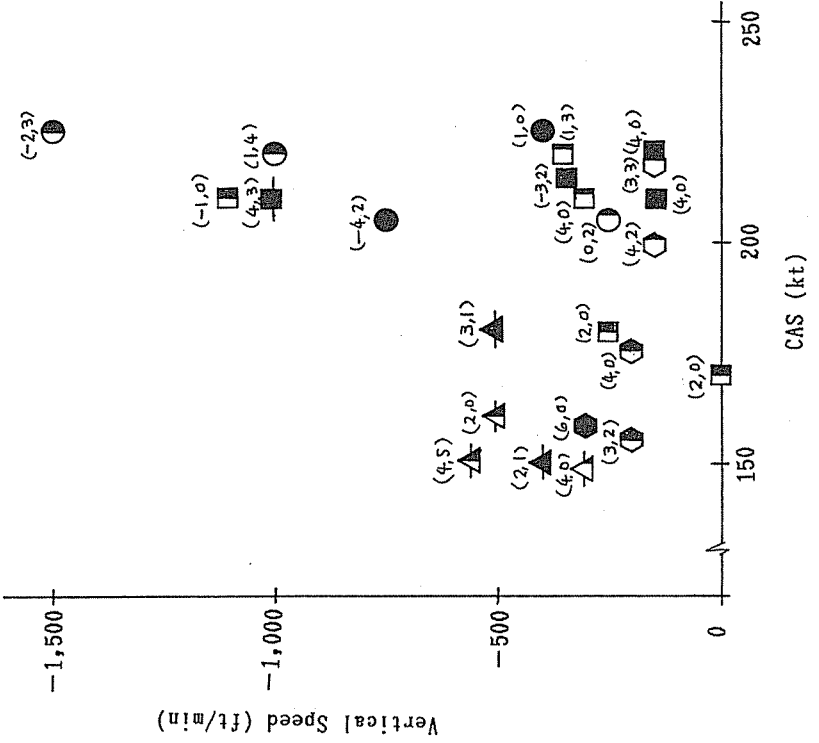


(b) 故障形態による接地／接水条件の相異

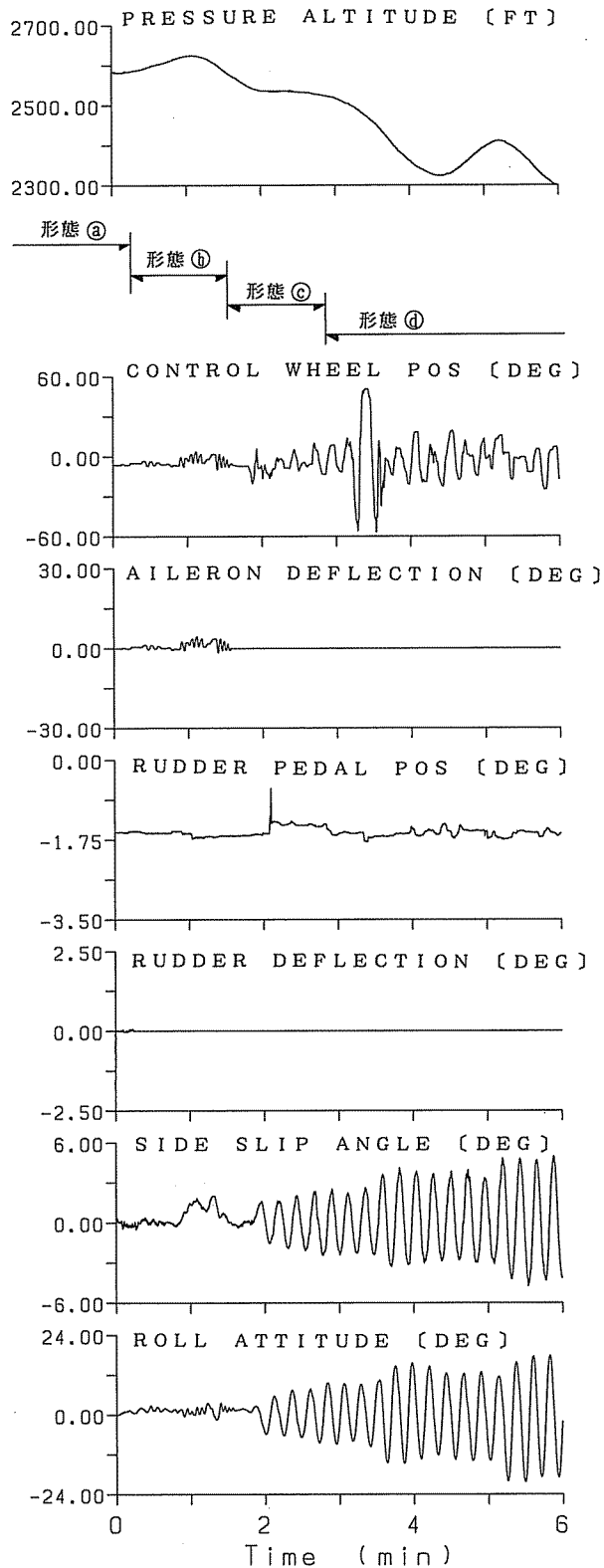
注3.

クルー	A	B	C	D
③ 故障	△	△	△	△
④ 形態	□	□	□	□
⑤ 形態	◇	◇	◇	◇
⑥ 形態	○	○	○	○

注4. △印は羽田RWY33への接地、
その他は接水を表す。



付録7 付図-6 イン・フライト・シミュレータの代表的な試験例



付録 8 プリレコーデッド・アナウンス 及び警報音（客室高度・離陸）

1 プリレコーデッド・アナウンス（自動機内放送、以下「PRA」という。）

（1）概要

PRAは、4トラック用録音装置によって録音されたテープを装着した自動機内放送再生装置（以下、「再生装置」という。）が作動することにより開始される。同テープは、4トラックの一つに緊急時における機内放送の内容（*1）を、また、他の3つのトラックには安全に関する機内放送の内容（座席ベルトの締め方、救命胴衣の着け方、酸素マスクの取り扱い方、非常口の案内等）が録音されており、同テープの終わりの部分には停止マークが付けられ、エンドレス方式で再生装置に装着されている（付録8の付図-1参照）。

なお、緊急時におけるPRAは、通常の場合、乗務員の操作によらず警報用検出器の作動によって、また、他の安全に関する放送は、いずれも乗務員の操作により開始されるが、その後は電源を切るか、又は、テープが停止マーク位置にくるまでその放送は持続される。

（*1）日本航空の国内線における緊急放送用テープには、日本語と英語の繰り返し^が9回連続で録音されており、その録音時間は約3分50秒である。また、その1回の内容は次のとおりであり、その録音時間は約25.5秒となっている。

「ただ今、緊急降下中、
マスクをつけて下さい。
ベルトをつけて下さい。
タバコは消して下さい。
ただ今、緊急降下中です。」

“Attention, emergency descent,
Put the mask over your face.
Fasten your seat belt.
Put out your cigarette.
This is an emergency descent.”

(2) 緊急放送の開始について

緊急放送は、客室内気圧高度が約14,000フィートになると客室内各座席上部の天井に収納されている酸素マスクがドロップし、同時に警報用検出器のスイッチが作動することにより再生装置の録音テープが走行を始め、付録8の1の(1)に示す内容の緊急放送が9回繰り返された後、同録音テープが停止マーク位置にきたところで停止する。

なお、機内放送では、PRAより乗務員の放送に優先権があるため、別添6のCVR記録の18時24分44秒に見られるように、乗務員が機内放送を行うとPRAは打ち消される。

また、警報用検出器のスイッチの作動から緊急放送が開始されるまでの時間は、再生装置の個体差や、始動時のテープの位置(前回の停止位置)により異なることが考えられるので、事故機に搭載してあった同型再生装置を3台用いて、警報用検出器のスイッチの作動から放送が開始されるまでの時間の計測を各装置について10回ずつ行った。その計測の結果は、付録8の付表-1に示すとおりであり、このことから、PRAは、警報用検出器のスイッチが作動してから、およそ6.4秒から7.0秒の間で開始されることが分かった。

(3) PRA開始時刻の推定

CVR記録によれば、PRAによる緊急放送は、機長席のトラックに非常に小さな声で録音されていたが、その声は、優先順位の高い客室乗務員(パーサ)の放送によって打ち消された部分や、管制交信との重なりにより聴き取れない部分が多かった。そこで聴き取れた部分(18時25分15秒、25分53秒、27分17秒及び28分15秒から始まる4箇所)から、同緊急放送の開始時刻の推定を行ったところ次のとおりであった。

CVRに記録されたPRAのうち、日本語と英語での放送が完全に1回録音されていた18時27分17秒から始まる部分の録音時間を計測したところ約25.0秒から26.0秒であり、その平均時間は25.5秒で、これは、付録8の1の(1)に前述した録音時間とほぼ一致するものであった。この平均時間25.5秒を基準にして27分17秒より以前のPRAの回数を算定したところ、付録8の付表-2のとおり、この27分17秒より以前のPRAの回数は6回であり、このことから、1回目のPRAの開始は、18時24分44秒ごろであることが分かった。

次に、CVR記録の中で最初に聴き取れた18時25分15秒から始まる部分(ベルトを締めて下さい、タバコは消して下さい、ただ今、緊急降下中)について、その開始時刻を算定したところ、この放送は2回目のものであって、その開始からおよそ5秒経過した時点からの記録であることが分かった。このことから、2回目の始め、すなわち1回目の緊急放送の終了は、およそ18時25分10秒であると考えられ、したがって、PRAの1回目の開始は、この時刻よりおよそ25.5秒(1回の緊急放送の時間)前の18時24分44秒ごろであると推定される。これは、上記の18時27分17秒から始まる部分の算定結果からも妥当なものといえる。

また、このことから、警報用検出器のスイッチの作動時刻は、PRAの1回目の開始時刻

よりおよそ6.4秒から7.0秒前の18時24分38秒ごろと推定される。

以上の関係を付録8の付図-2に示す。

2 警報音（客室高度、離陸）

CVR記録には、客室高度警報音、離陸警報音、高度警報音、火災警報音、失速警報音及び地上接近警報音の6種類が記録されていた。このうち、客室高度警報と離陸警報については、その作動時期が基本的に異なるという理由から同一の警報音(1秒間に約3回の割合で鳴る。)を用いている。この種の警報音の記録は、付録8の付図-3の「CVR記録の状況」の欄に示すとおりであり、これらの警報音が客室高度警報音か離陸警報音のものを識別するため、別添5のDFDR記録と照合して次のとおり調査を行った。

客室高度警報の作動は、約-1,000~1,000フィートの誤差はあるが、客室内気圧高度が10,000フィートになった場合、航空機関士パネルの後側下部に取り付けてあるセンサが働いて同警報音が鳴り出す。いったん鳴り出した同警報音は、客室内気圧高度がそのときの約-500~-1,500フィートになるか、又は、航空機関士席の前面パネル(P.4)にある「ALT HORN CUTOFF」スイッチを押さないと止まらない。また、「ALT HORN CUTOFF」スイッチを押して警報音を停止させた場合は、客室内気圧高度がいったん10,000フィート以下となり、再び10,000フィートになると鳴り出す機構となっている。

離陸警報の作動は、次に示す条件のうち(ア)から(オ)の一つ以上と同時に(カ)及び(キ)が発生した場合にのみ同警報音が鳴る機構となっている。

- (ア) スピード・ブレーキ・レバーがダウン・デテント位置にないこと。
- (イ) 内側および外側の後縁フラップが離陸の範囲にないこと。
- (ウ) 前縁フラップの1L、4L及び2R、3Rがエクステンドの位置にないこと。
- (エ) ボディ・ギア・ステアリングが中央位置にないこと。
- (オ) 水平安定板のトリム位置がグリーンの範囲にないこと。
- (カ) 着陸装置が「TILT」以外の状態にあること。
- (キ) No.3・スラスト・レバーが離陸の範囲にあること。

上記の(ア)から(オ)の条件についてDFDR記録等と照合した結果、事故機に該当するものとして、(イ)及び(ウ)が挙げられる。また、(カ)の状態については、DFDR記録より付録8の付図-3に示すとおりであった。しかしながら、(キ)については、DFDRにスラスト・レバーの位置についての記録はないが、スラスト・レバーの位置に関連があるEPR-3(No.3エンジンの出力)の値が記録されており、このEPR-3の値と(キ)との整合性を検討したところ次のことが分かった。

客室高度警報音が鳴らないという条件で離陸警報の作動状態を見た場合、これは、付録 8 の付図-3 に示すとおり、同警報音は、多少の時間差はあるもののEPR-3 の値が約1.0以上となった47分58秒ごろから鳴り始め、その後、EPR-3 の値が約1.0以下となった48分26秒ごろに鳴り止め、その後は、EPR-3 の値が約1.0以上となった48分53秒ごろから再び鳴り出していることから、EPR-3 の値が約1.0以上であることと、離陸警報の作動条件である(キ)のNo.3・スラスト・レバーの位置が離陸範囲にあることとは、ほぼ対応するものであると推定される。

以上のことから、客室高度警報音と離陸警報音の識別の結果は、付録 8 の付図-3 のとおりであり、このうち、[CVR記録の状況] の欄に示す(A)、(B)及び(D)の警報音は、上記(カ)又は(キ)の条件を満たしておらず、気圧高度の関連から、いずれも客室高度警報音であると推定される。

次に、(C)及び(G)については、上記(カ)、(キ)の条件と気圧高度の関連から、これらは両警報の作動条件を満たしており、そのいずれかを識別することはできなかった。

また、(E)、(F)及び(H)については、上記(カ)、(キ)の条件が満たされており、気圧高度の関連から、これは離陸警報音であると推定される。

なお、異常事態発生直後において、客室高度警報音と見られる警報音が18時24分37秒に約1秒間(3回)しか鳴らず、その後約27秒間停止し、再び25分04秒から鳴り出したことについては、その理由を明らかにすることはできなかった。

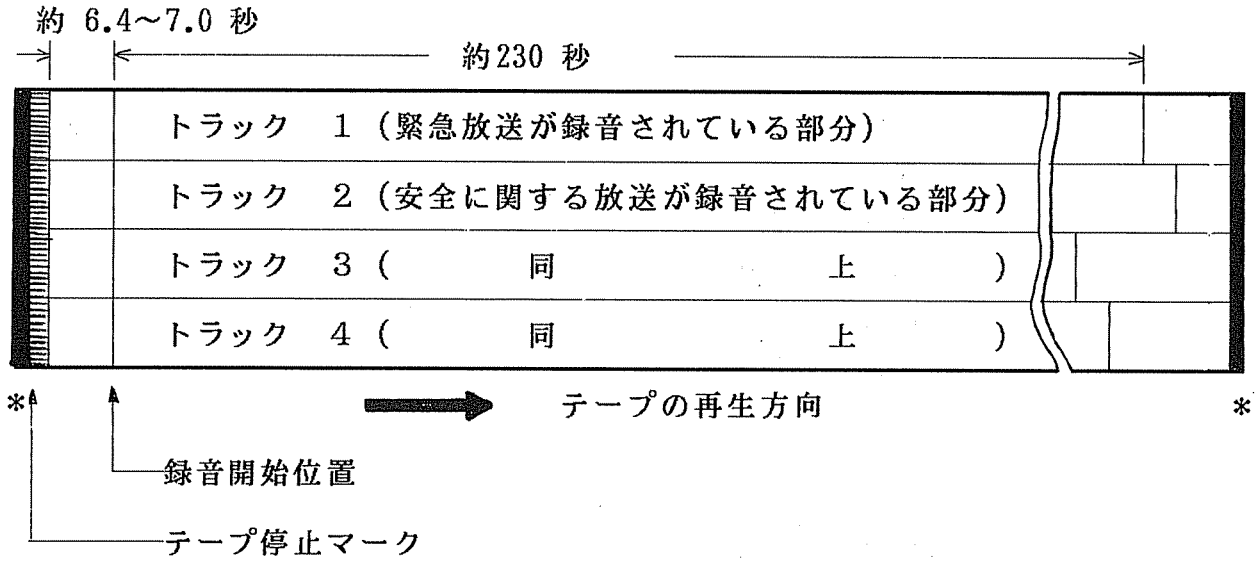
付録8 付表-1 PRAによる緊急放送開始時間の計測

	A再生装置	B再生装置	C再生装置
1回目	6.8秒	6.6秒	7.0秒
2回目	6.6	6.6	6.8
3回目	6.8	6.8	7.0
4回目	7.0	6.6	7.0
5回目	6.6	7.0	6.8
6回目	6.6	6.8	6.6
7回目	7.0	7.0	7.0
8回目	6.8	6.8	6.8
9回目	6.6	6.8	6.8
10回目	6.6	6.4	6.6
平均	6.74	6.74	6.84

付録8 付表-2 18時27分17秒を基準にしたときの緊急放送の繰り返し開始時刻の推定

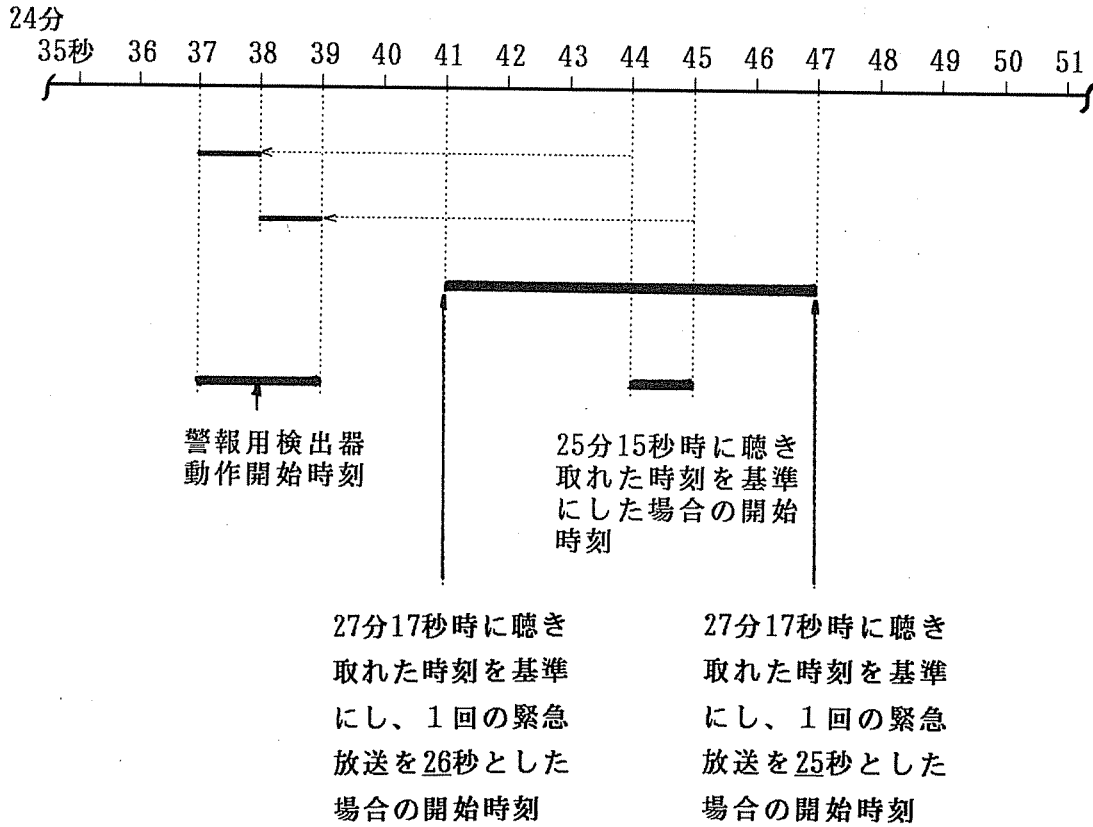
	1回の緊急放送を 26秒とした場合 分：秒	1回の緊急放送を 25.5秒とした場合 分：秒	1回の緊急放送を 25秒とした場合 分：秒
1回目	24：41	24：44	24：47
2回目	25：07	25：09.5	25：12
3回目	25：33	25：35	25：37
4回目	26：59	26：00.5	26：02
5回目	26：25	26：26	26：27
6回目	26：51	26：51.5	26：52
7回目	27：17	27：17	27：17
8回目	27：43	27：42.5	27：42
9回目	28：09	28：08	28：07
終了時	28：35	28：33.5	28：32

付録8 付図-1 プリレコーデッド・アナウンスの録音状況



(注) 右端*、左端*の部分が接続され、ループ状になっている。

付録8 付図-2 CVR記録による PRAの開始時刻の推定

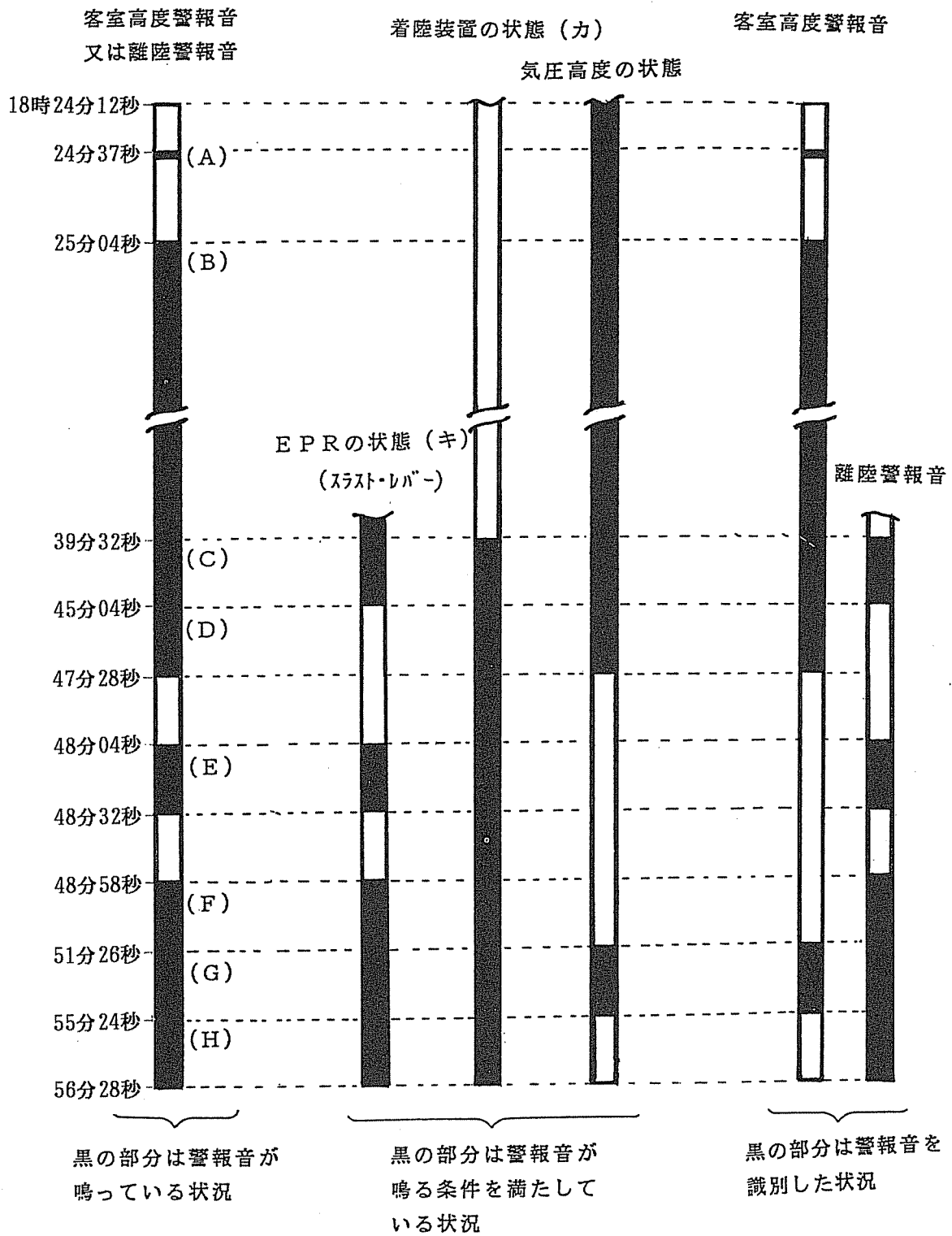


付録8 付図-3 客室高度及び離陸警報音の推定図

[CVR記録の状況]

[DFDR記録の状況]

[警報音の状況]



付録 9 CVR記録の音響分析

事故機の操縦室用音声記録装置(CVR)には、事故当日の18時24分12秒ごろから18時56分28秒ごろの間の操縦室内の音声、音響や無線交信等が記録されていた。同CVRは、4本の記録トラックを有し、そのうち一つのトラックには、操縦室内音声収録用マイク(以下「エリアマイク」という。)からの音が、また、他の三つのトラックには、機長、副操縦士、航空機関士がそれぞれ選択した無線交信や機内通話の音声記録されていた。

CVRに記録された音響信号の分析及び関連して行われた調査について以下に述べる。

1 機体の音響伝達特性について

エリアマイクは、操縦室天井のほぼ中央に1個設置されており、操縦室から距離のある、例えば、機体後部で発生した音響が同エリアマイクに到達する経路も幾つか考えられ、その間の音響伝送特性も複雑な形を呈するものと考えられる。また、CVRは音声の記録が主目的であるため、その記録再生特性は、音声の帯域に限定された狭いものである。

音響信号分析のためには、機体内の音響伝送特性やCVRの記録再生特性をあらかじめ把握しておく必要があるため、以下の調査を行った。

(1) 機体内部の音響伝送特性の調査

エリアマイクに記録されている信号から、音源位置における音圧レベルやその周波数成分を推定するには、音源位置からエリアマイク位置までの音響伝送特性を知る必要がある。この場合、音の伝播経路としては機体内部ばかりでなく、機体そのものを伝わる固体伝播音、更に機体外部を通る経路を考慮する必要がある。

音の伝播は、機体内外の気圧、気温や飛行速度の影響を受ける。したがって、音響伝送特性の測定は、飛行状態にできるだけ近づけて行うのが望ましい。

以上のような理由から、音響伝送特性の調査のうち地上でできる項目については、昭和60年12月9日に日航格納庫内において、また、飛行中に測定する必要のある項目については、12月11日に同社の事故機と同型機を使用して羽田・成田間で実施した。

調査項目は、(ア)スピーカ及び紙ピストルを音源とした音響伝送特性、(イ)機体へのリベット打ちによる固体伝播特性、(ウ)上記(ア)の方法による客室及び操縦室の残響特性、(エ)上記(ア)の方法による隔壁及び窓・ドアの遮音特性、(オ)ホワイト及びピンクノイズを用いたエリアマイクを含むCVRの音響記録特性、(カ)警報音の識別及び音圧レベルの較正を目

的とした同型式CVRによる各種警報音の記録、(キ)加振器と振動ピックアップを用いたCVR本体の振動の音響記録特性への影響等についての各種測定であり、これらを地上において実施した。また、飛行中の操縦室内騒音の記録及び上記(ア)、(カ)、(キ)の一部を飛行中に実施した。

調査の結果、機体内外の遮音効果は大きく、また、固体伝播音の減衰も十分大きく、機体後部からの音の伝播経路は、主として機内であることが分かった。付録9の付図-1に示す機内A、B及びCの3か所から、紙ピストルを使って測定したエリアマイク位置への伝播特性(1/3オクターブ・バンド)の一例を付録9の付図-2に示す。

上記の測定は、格納庫でかなり騒音レベルの高い状態で実施せざるを得なかったため、中音域においては、10デシベル(db)程度の誤差を、また、200Hz以下の低音域及び5KHz以上の高音域においては、それ以上の誤差を考慮に入れる必要がある。さらに、機内が空席状態であったので、満席に近い状態での減衰(特に高音域)は、この結果より大きいものと考えられる。

なお、飛行中に機内A、B、C及びDの4箇所測定した騒音レベルは、A点(L-5ドア付近)で78ホーン、B点(L-3ドア付近)で75ホーン、C点(L-1ドア付近)で77ホーン、D点(操縦室入口付近)で70ホーンであった。

(2) CVRの記録再生特性の調査

CVRの電気入力に対する周波数伝送特性、直線性、歪み及び過渡特性を把握する目的で、昭和61年8月26日に日航整備工場において事故機に使用されていたものと同型のCVR(コリンズ642C-1)を用いて調査を行った。付録9の付図-3に正弦波スイープ信号を用いて測定したCVR記録装置のマイクロフォンを含まない電氣的周波数特性を示す。

以上の調査結果から、CVRの記録再生帯域は、比較的狭く、また、電源周波数である400Hzの漏えいがかかなり多く、ダイナミック・レンジは、20~30デシベル程度とかなり狭いことが判明した。

(3) 音圧レベルの較正

CVRから再生される音響信号には、付録9の付図-2の音源位置に応じた伝播による減衰に、更にマイクロフォンやCVRの記録特性が加わることになる。操縦室内でスピーカからピンクノイズを発生させ、精密騒音計で較正したマイクロフォンを含めたCVRの周波数(1/3オクターブ)伝送特性を付録9の付図-4に示す。100Hzと400Hzのピークは、それぞれ再生記録時の電源周波数の漏えい成分である。なお、0デシベルを100デシベルSPL(20マイクロバール)に対応させたが、測定に使用したCVRの磁気ヘッドやテープの特性が同機

のものとは異なり、また、録音レベルや高周波バイアスの設定の相違も考慮しなければならぬので、その音圧レベルを特定することは難しい。

そこで、同機のCVRにも記録されている各種警報音の音圧レベルを較正するため、同型式CVRで精密騒音計を用いた音圧レベルの測定を同型式機により地上で、また、一部を飛行中に実施した。しかし、CVRに記録されている警報音のレベルが変化しているため、上記の方法によっては精度の高い較正は難しかった。

2 ドーンというような音の解析について

(1) ドーンというような音の発生時刻

CVR記録からは、ドーンというような音が18時24分35.5～35.6秒から37.0秒ごろにわたり聴取された。さらに細かく分析すると、最初の音の始まりは、耳で聴く限り18時24分35.5～35.6秒であるが、周波数分析の結果、この音は、ある周波数帯域において、これより前の18時24分35.3～35.4秒ごろ既に始まっている兆候が認められた。

CVR本体に加わった振動を分析する目的で、CVR電源周波数(400Hz)の漏えい成分の周波数変動を調査した結果を付録9の付図-5に示す。

CVRのすべてのトラックには、上記の兆候が認められた時刻より更に0.1～0.2秒前の18時24分35.2秒付近に、CVR本体の振動に起因すると思われる電源周波数漏えい成分の周波数変動が記録されていることがわかった。

CVR本体が、客室後部のL-5ドア付近天井内部に防振装置を介して取り付けられているにもかかわらず、このように大きな周波数変動が記録されたのは、CVR本体の設置場所の近くで、防振装置によって吸収できないほどの著しい機体の振動や激しい空気流が発生したことによるものと推定される。

以上の結果から、CVRに記録されている最初の音とこの大きな周波数変動とがCVR本体取り付け位置の近くの同一発生源によるものと仮定すると、両者の時間差と音速から勘案して、その発生源は、エリアマイクからおおよそ数十メートル離れたところとなるはずであり、これは、CVR本体とエリアマイクの設置位置との距離おおよそ54メートルに矛盾するものではない。

(2) ドーンというような音の周波数分析

CVRは、主として音声を記録対象としているためその記録帯域は狭く、付録9の付図-4からも明らかなように、低周波数領域及び高周波数領域で大幅な減衰を示している。しかるに、付録9の付図-6のサウンド・スペクトログラムには、ごく低い周波数領域にかなり強い音響成分が見られ、これは、一連のドーンというような音が低周波数領域に強い成分を

有することを示唆している。この点を更に詳しく分析するために、この部分の極低周波数領域を含む1/3オクターブ・バンド周波数分析をデジタル信号処理により行った。そのうちの幾つかを付録9の付図-7に示す。

なお、横軸(時間軸)については、各バンドパス・フィルタの位相遅れを補正して表示し、また、縦軸については、本来音圧で表示すべきであるが、付録9の1の(3)に前述したように音圧レベルを正確に表示することは難しいので、測定器の入力電圧で表示した。

この図から、ドーンというような音は幾つかのグループに分けられる。その中の幾つかの音は、客室を全長とした管(一端閉、一端開の管)の気柱の共振周波数と同様に1.3~1.5Hzの周期で減衰しているのが観察された。これらを更に細かく見ると、18時24分35.3秒に始まり10Hz以下の低域にまで及ぶ広い周波数成分をほぼ一様に持つ第1の音(A)、35.8秒あたりに始まる25Hzから40Hz及び500Hzから5KHzの周波数成分を持つ第2の音(B)、36.5秒あたりに始まる40Hzから5KHzにほぼ一様に広く分布する第3の音(C)、37.2秒あたりに始まる400Hz~2KHzに成分を持つ第4の音(D)等々の音が認められた。また、これらの他にも随所に特徴ある分布が見られた。

上記のうち、(A)の音については、ごく低域にまでその分布が見られることから大きな空気を伴う音響であると考えられる。

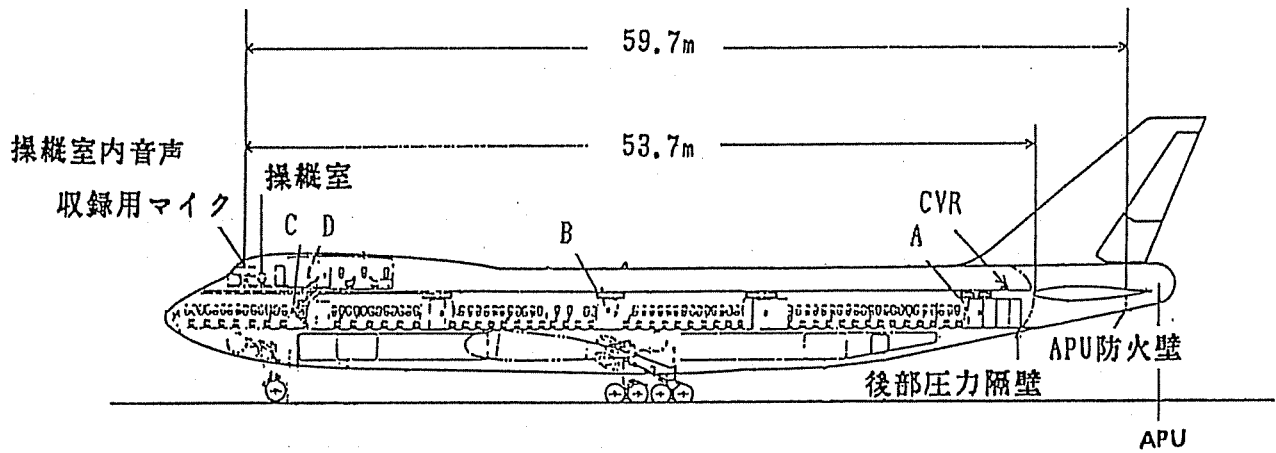
次に、(B)、(C)、(D)及びその他の音については、幾つかの異なる音源による音響と機体各部の共振や反射により生じた音が複雑に組み合わせられた結果と考えられる。しかしながら、これらをCVR再生音のみから識別することは極めて困難である。

なお、2.5KHz帯の分析結果には、18時24分37.2秒から37.9秒の間で3回鳴っている客室高度警報音の高調波成分が記録されている。

(3) 微気圧振動記録との比較

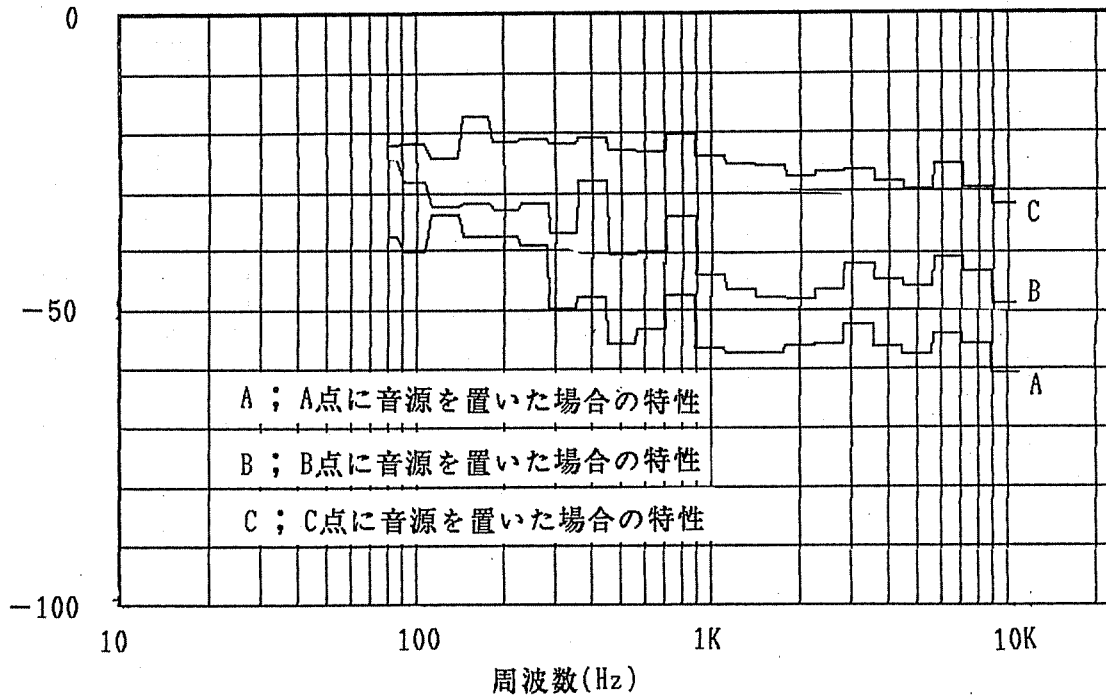
このドーンというような音の記録が地上の微気圧振動記録あるいは地震計にあるかどうかを調査したところ、静岡県加茂郡東伊豆町の東京大学地震研究所の箒木山観測所において、事故当日観測された短周期地震計による微気圧振動記録に、事故機のドーンというような音と関連があると思われる波型が記録されていた。事故当日18時25分15.6秒から観測された微気圧振動記録の周波数帯域の分析結果(12Hz~16Hz)と、18時24分34.0秒から6秒間のCVR記録を同じ周波数帯域で分析した結果を付録9の付図-8に示すが、両者は、およそ同様な傾向を示している。

付録9 付図-1 音響伝達特性調査の音源位置図

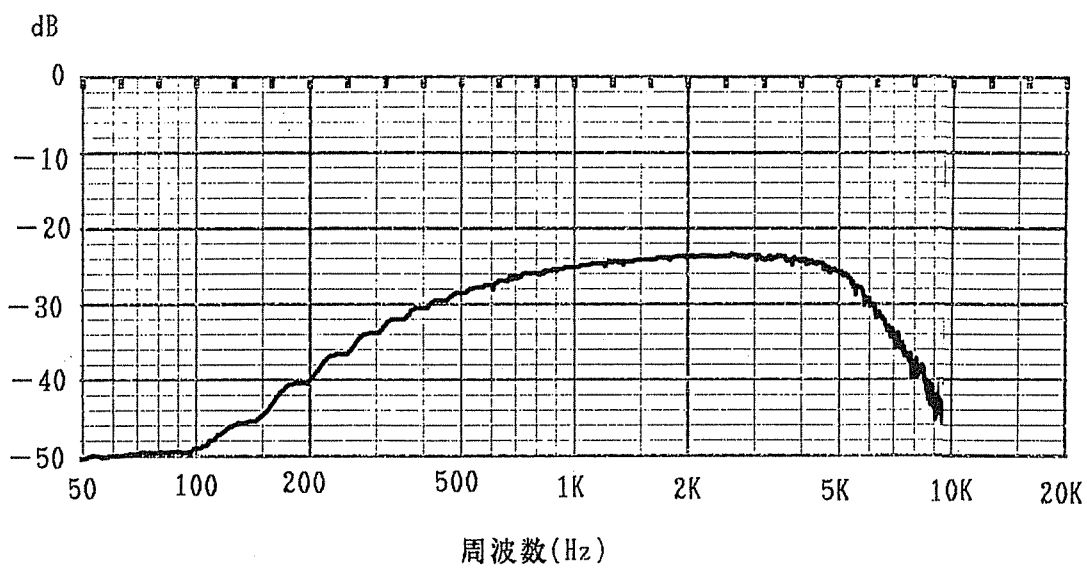


A、B、C及びDは試験のための音源位置を示す。

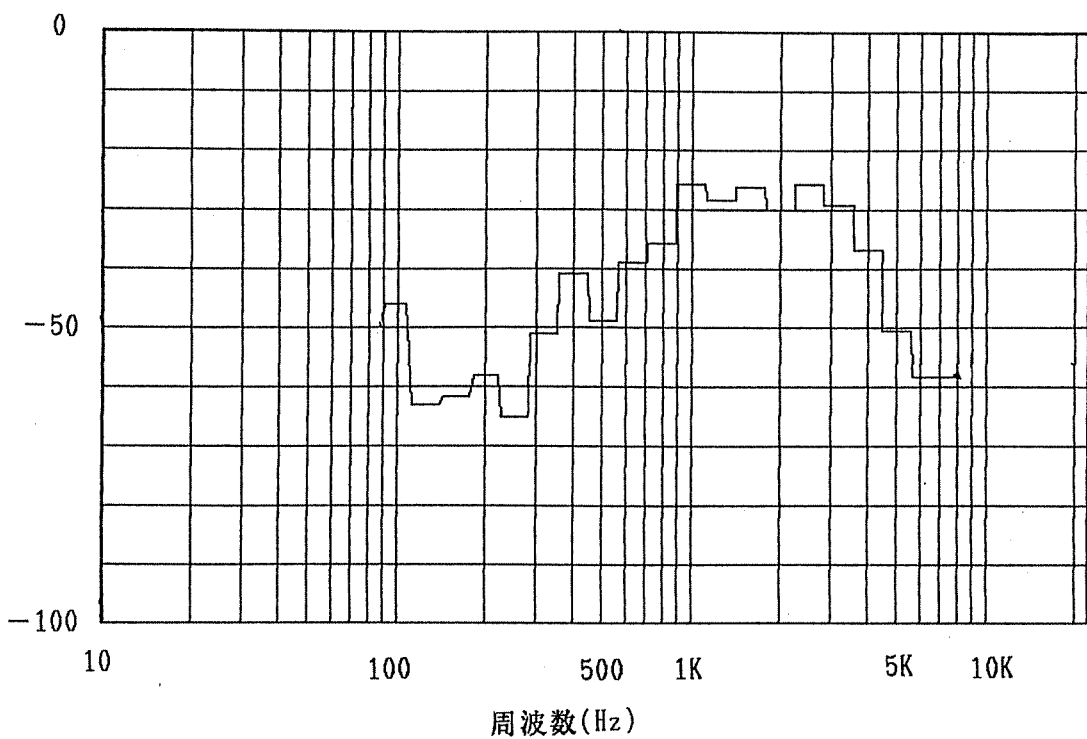
付録9 付図-2 機体内部の1/3オクターブ音響伝送特性図



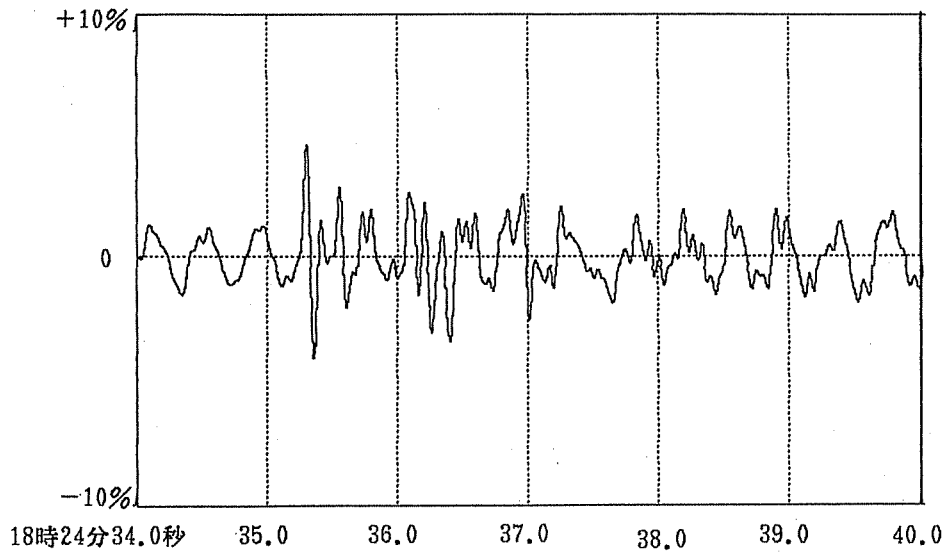
付録9 付図-3 CVR記録装置の周波数特性図



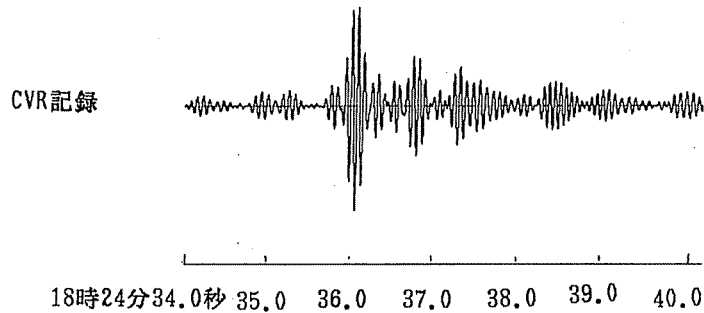
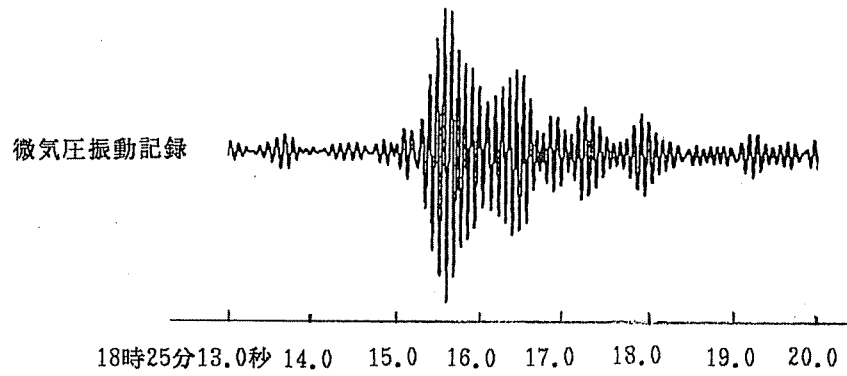
付録9 付図-4 マイクロフォンを含めた CVRの記録再生特性図



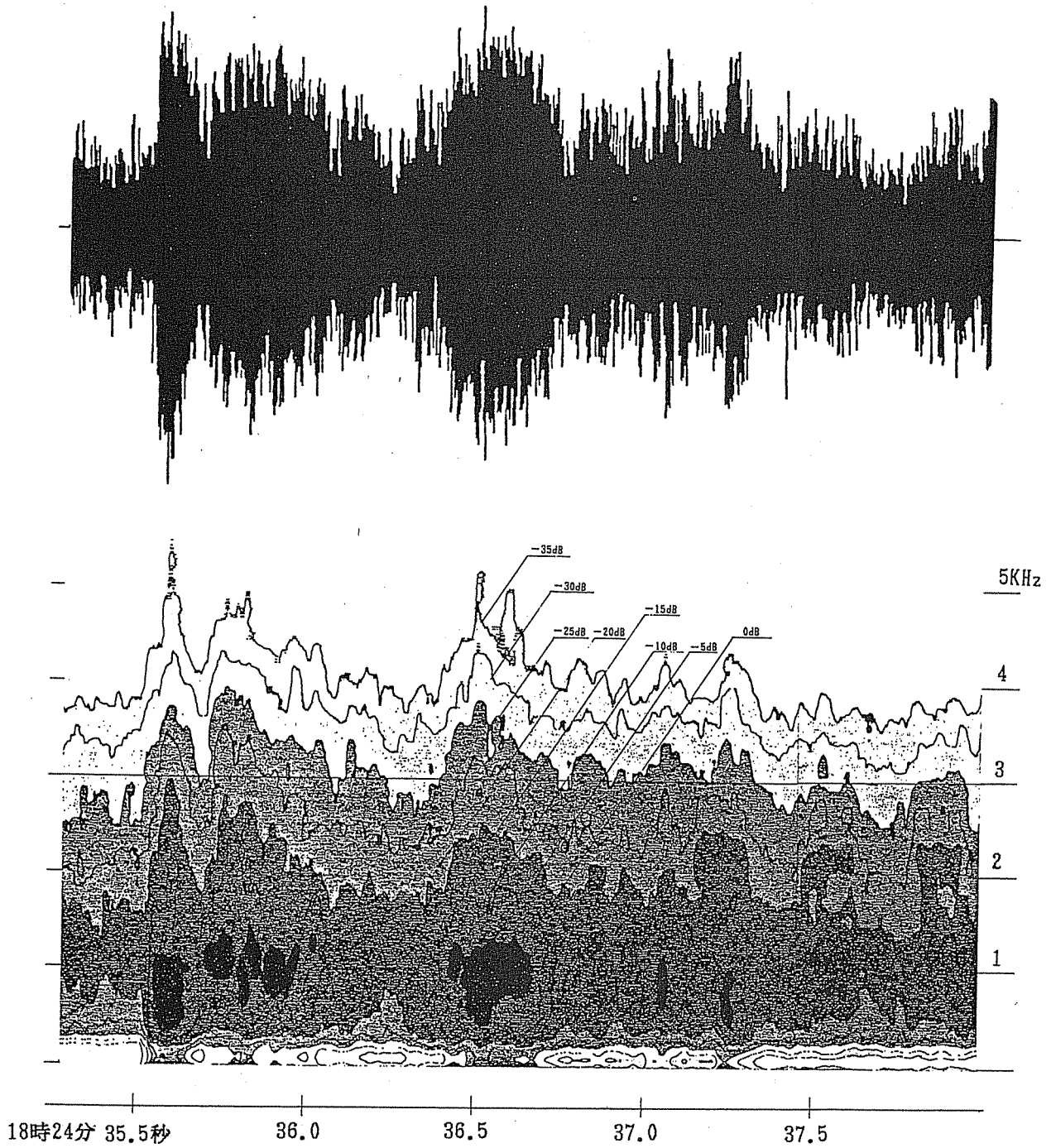
付録9 付図-5 400Hzの周波数変動図



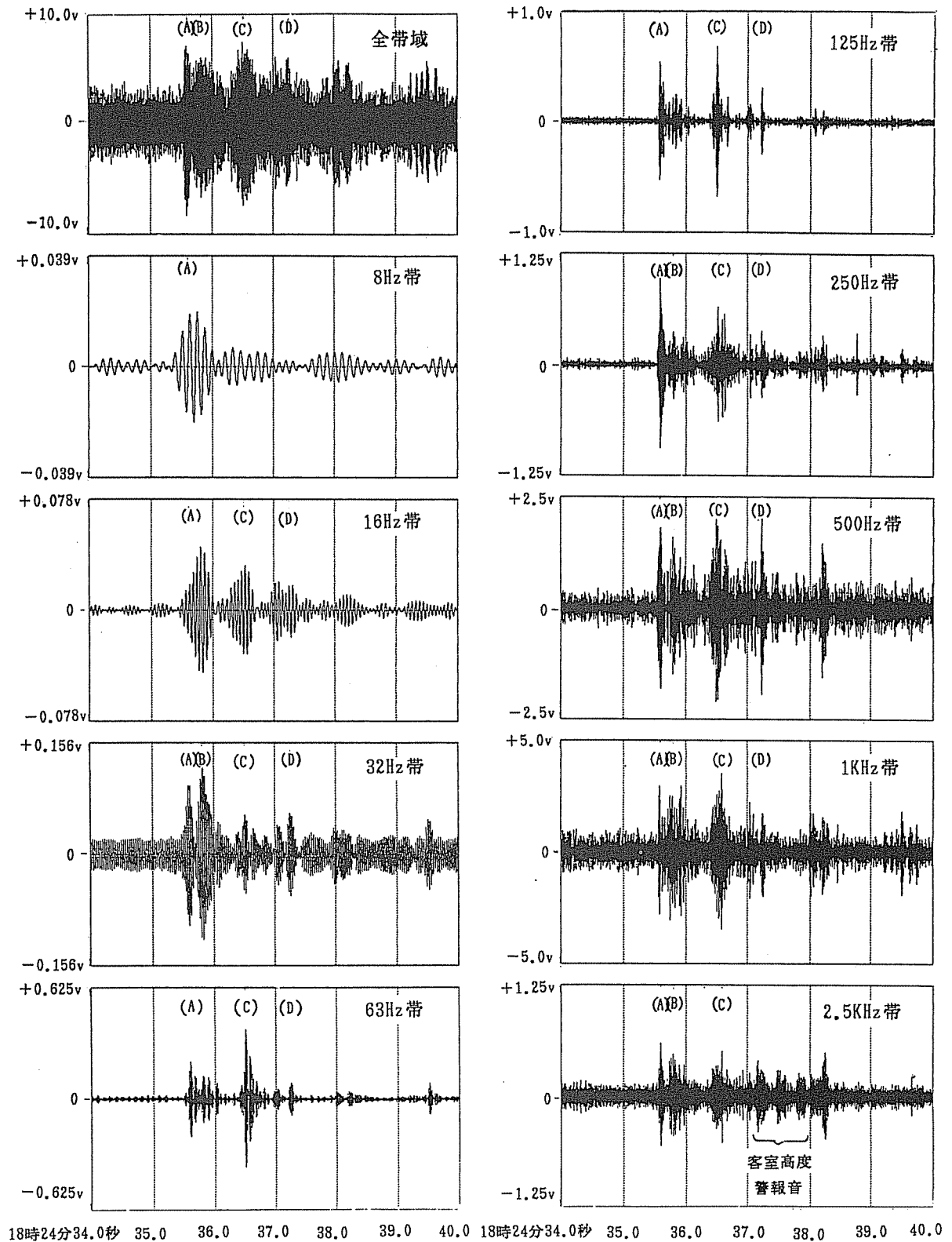
付録9 付図-8 微気圧振動記録と CVR記録の比較図



付録9 付図-6 CVR再生波形 (上) とそのサウンド・スペクトログラム (下)



付録9 付図-7 1/3オクターブ周波数分析図



付録10 低酸素症に係る行動変容の調査・試験

1 まえがき

事故当日の18時24分35秒ごろ、ドーンというような音に引き続き客室内気圧(操縦室を含む。以下同じ。)の著しい低下を示す警報音が、事故機のCVRに記録されている。したがって、当該警報音システムが客室内気圧の低下によって、正常に作動したと考えれば、客室内気圧高度は、10,000フィート以上になったと推定される。

このとき、同機は、高度約24,000フィートを飛行していたことがDFDRから明らかである。付録4に記述したように、B747SR-100型機の後部与圧隔壁部に約2～3平方メートル程度の開口部を生じた場合には、極めて短時間のうちに客室内気圧高度は、飛行高度と等しくなる。したがって、同機にそのような開口部が生じたとすれば、それ以後、客室内気圧高度は、飛行高度の変化に追従して等しく変化するものと考えられる。

ところで、高高度の空気を呼吸すると、その酸素分圧が低いために、生体は、十分な量の酸素を体内に取り入れることができず、低酸素症(hypoxic hypoxia)を発症する。このような低酸素症では、脳に供給される酸素量が減り、様々な作業の遂行能力が低下してくる。

特に16,000フィート以上の高度においては、高度と経過時間により、意識喪失の危険性がある。そこで、低酸素に暴露されてから正常な作業の遂行が阻害され始めるまでの時間を、「有効意識時間(TUC: time of useful consciousness)」と呼び、低酸素症の影響を表わす目安としている。

今回の事故機の操縦者等は、前記警報音が作動してから、約18分間、20,000フィート以上の高度を維持して飛行し続けている。特に始めの10分間においては、24,000フィートから25,000フィートという高い高度を取ることがしばしばであった。一般に25,000フィート程度の高度における有効意識時間は、2～5分とされており、もし同機が、DFDRに記録されている高度を与圧なしで飛行し、また運航乗務員が酸素マスクを使用しないのであれば、運航乗務員は低酸素症となり、正常な意識を保持し得なかった可能性が大きいと考えられる。

一方、同機の客室乗務員及び乗客については、緊急用酸素の供給を約10分間受けていたはずであるが、その後酸素の供給が停止したあとも20,000フィート以上の高度に約8分間ほどとどまっていたので、低酸素症が発症した可能性がある。

本事故における低酸素症発症の有無を検討するため、昭和61年7月14日及び9月8日、航空自衛隊航空医学実験隊の低圧チャンバにおいて、約24,000フィートの高度における低酸素症の症状について以下のような試験・調査を行った。

2 試験の方法

2.1 試験1

高度24,000フィートにおける低酸素症による知的作業遂行能力の低下を調べるため、被験者2名(男性A:26歳、男性B:28歳)、立会い医官、操作員の計4名が低圧チャンバに搭乗した(付録10の付図-1)。付録10の付図-7から、高度24,000フィートにおける平均的なTUCは、およそ4分程度と推定されたが、個人差が大きいことから作業時間を最大12分とし、被験者本人又は立会い医官の要請があり次第作業を中止させ、酸素マスクを着けさせることにした。地上から高度24,000フィートまで約8分で上昇した後、1名の被験者が酸素マスクをはずし、後述する作業を12分間実施した。12分経過した後、当該被験者はマスクを着け、他の1名の被験者が酸素マスクをはずして課題作業を実施した。再び12分経過した後、当該被験者はマスクを着け、同時に降下して試験を終了した。

低酸素暴露中の作業成績は、地上(大気圧下)においてあらかじめ行われた課題作業の作業成績と比較することとした。

課題作業は、2ケタの繰り下がりのある引算と、短文の朗読とを交互に15秒に1回行わせた。いずれの課題も小型コンピューターによって、CRT上に定時に出力された。引算については、被験者は回答をキーボードから入力し、リターンキーを押す。入力された回答が正答の場合は、正答である旨が表示される。誤答の場合は、ビープ音とともに誤答である旨が表示され、回答を再入力するよう要求される。ただし、課題が出てから15秒経過すると、回答の有無、正誤にかかわらず、課題は消去され、代わりに朗読すべき文章がCRT上に表示される。短文朗読については、ひらがなとカタカナのみを使用して、常に同一の文章を表示して、それを朗読させた。

なお、地上における作業時と高高度における作業時では、引算の問題の系列及び朗読する文章は、異なるものを用いて作業遂行能力が課題の記憶によって影響されるのを避けるようにした。

2.2 試験2

被験者1名(男性48歳)、同乗者3名(男性31歳、男性29歳、女性24歳)、操作員1名が低圧チャンバに搭乗した。被験者は、減圧症の発生を避けるため、脱窒素の手続きとして搭乗前に100%酸素を吸入した。低圧チャンバ内の気圧は、客室与圧高度650フィートに当たる気圧まで減圧した後、約5秒間で24,000フィートまで急減圧し、その後約20分間20,000フィート以上の高度を維持するように設定された。これは事故機の客室内の気圧変化を概略模擬するように低圧チャンバ内の気圧を調整したものである(付録10の付図-2)。

被験者は、試験開始から終了まで酸素マスクなしで、試験1の項で述べた課題作業に従事

した。一方、同乗者3名は、急減圧発生から20分間、選択反応作業に従事した。3名の同乗者中、31歳の男性及び女性の計2名は、20分間のうち、始めの10分間は酸素マスクを着け、その後の10分間はマスクをはずして作業を行った。残りの1名の同乗者(男性29歳)は、立会い医官を兼ね、20分間酸素マスクを着用したままであった。

選択反応作業は、赤・青・黄の3色のランプを不定期に点灯し、3名の同乗者にあらかじめ割り当てた色のランプが点灯したときにのみ手元のスイッチを押すように教示した。正しくスイッチを押すと、点灯したランプは消灯する。ランプ点灯からスイッチが押されるまでの反応時間は、小型コンピューターで測定し、記録した。

2.3 補足試験

上記の試験では、比較的小規模の低圧チャンバの中に多数の搭乗員が入っているため、酸素マスクを着けている人員の排気中の酸素量も無視できない。そこで、試験2と同数の人員が搭乗して、試験2と同様の飛行を実施し、ダグラスバッグ(呼気採集用のビニールバッグ)によって、室内の空気を採集し、酸素濃度を実測した。試験2で用いられた気圧高度、約24,000フィートにおける酸素分圧は、理論値で約62ミリメートル/水銀柱であるが、実測値は、64.4ミリメートル/水銀柱であって、これは、実際には約23,000フィート程度の高度に相当する酸素分圧であった。

2.4 試験環境

上記の試験においては、被験者及び同乗者は、いずれも作業中に低酸素状態に置かれることをあらかじめ了解の上、低圧チャンバに搭乗している。また、低圧チャンバ内の気温・湿度・騒音の制御はされていない。

3 データ処理と結果

3.1 試験1

引算課題に対する回答の正誤及び反応時間が分析された。反応時間の算出は、引算課題がCRT上に表示されたときから、回答がキーボードから入力され、リターンキーが押されるまでの時間である。

短文朗読については、音声の基本周波数の平均値、発話時間、音圧のピーク値を測定した。また、音声基本周波数の高調波成分の変化を調べるため、1/3オクターブ・バンドパスフィルタによる周波数分析(以下、1/3オクターブ分析と記す。)を行った。2名の被験者についての分析結果を、付録10の付図-3及び付図-4に示す。音声基本周波数と発話時

間については、1回目以降、奇数回の試行についてのみ分析を行うことを原則とした。音声基本周波数は、自己相関係数から抽出した。音圧の最大値は、レベル・レコーダ記録中のピークを読み取ったもので、図中の値(デシベル量)は、絶対的な音圧を基準としたものではなく、単に相対的な変化を示したものである。1/3オクターブ分析の結果は、中心周波数125Hz、500Hz、2,500Hz、3,150Hzの各オクターブ・バンドの相対的音圧変化を表示した。これらは、各々音声基本周波数、第1フォルマント、第3フォルマントの低域、第3フォルマントの高域に対応する周波数帯である。なお、付録10の付図-3、付図-4においては、地上条件及び低酸素暴露条件下の課題作業開始直後の各周波数帯の音圧がほぼ一致するように表示してある。

なお、付録10の付図-3から付図-5において、反応時間を示す部分にある×印は、引算課題に対する反応が誤答であったことを示す。また、平均音声基本周波数を示す部分における↑印は、その試行の発話に異常(言い直し・言い間違い)があったことを示す。

地上での試験においては、引算作業の反応時間については短縮が見られた。誤答は、試行の比較的初期に見られたが、後半には出現しなかった。これらはいずれも作業に対する慣れによるものと考えられた。音声の指標については、2名の被験者とも初回の朗読でやや高い音声基本周波数を示しているが、その後は、ほぼ一定の値となっている。1/3オクターブ分析結果については、被験者Aでは、各周波数帯とも音圧はほとんど一定していたが、被験者Bでは、2,500Hzと3,150Hzの周波数帯で音圧が漸増していた。

高高度の低酸素暴露下では、個人差が見られた。被験者Aでは、約5分を経過した第11試行目くらいから、明らかな反応時間の増大、誤答の頻出、音声基本周波数の低下、発話時間の延長、音圧レベルの相対的低下が見られ、また、5~8分では、同一文章を何度も読み上げようとする等の異常が見られた。1/3オクターブ分析結果については、基本周波数成分に相当する125Hz帯でも音圧の若干の低下があるが、その他の周波数帯では3分~5分経過したころから、音圧が大幅に低下し始め、課題作業終了直前に回復の兆しが見られるものの、完全には復旧していない。これは、音声の高調波成分が低下していたことを示すものである。

被験者Bでは、低酸素暴露の終期にやや引算課題の反応時間が増大していること及び暴露開始後4分頃に誤答が頻出していることが見られた。また、音声基本周波数は、地上条件と比較して一貫して高い。発話時間は、若干増加傾向を示しているように見える。発話行動上の異常は、11分ほど経過したところで、1箇所のみ観察された。1/3オクターブ分析結果については、125Hz、500Hzの両周波数帯には目立った変化は見られないが、2,500Hz、3,150Hzの周波数帯では3~4分経過したところに音圧が低下し、その後徐々に増加して復旧している。

被験者の内観報告によれば、被験者Aは、「一度読んだ文章でも、また新しく出た文章だと勘違いしてしまう。」「計算は、かなりはつきりと答えが出せるようだ。」と述べており、

明らかに短期間記憶の機能が阻害されていることが分かる。また自覚症状として、「ぼんやりする、頭がおもい、倦怠感」のような抑鬱的な状態を報告している。このことは、低酸素暴露時における音声基本周波数が低下していることと一致している。被験者Bは、「眠い、考えたくない、作業がいやになった。」のように報告していた。

3.2 試験2

(1) 高度24,000フィートに相当する気圧まで急減圧した際、被験者には急減圧による格別の症状は認められなかった。

(2) 測定値の分析結果は、付録10の付図-5に示すとおりである。試験2では、低圧チャンバの排気騒音が激しかったため、ピーク音圧の測定は行わなかった。また、音声基本周波数の抽出が不能の箇所があった。

被験者の引算課題への反応時間は、漸増する傾向にある。音声基本周波数は、8分経過したころから明らかな上昇を示している。これに伴い、発話時間は、むしろ短縮している。1/3オクターブ分析結果については、各周波数帯とも課題作業開始直後から音圧が急激に低下し始めて3分経過した頃に最低となり、その後は増減を繰り返しながら、回復傾向を見せている。しかし、2,500Hz、3,150Hzの両周波数帯では、課題作業終期においても音圧レベルの著しい低下を示す場合が見られた。

3名の同乗者の選択反応時間を、付録10の付図-6に示す。×印は、1.5秒を超えた反応時間を示す。6-aの同乗者は、一貫して酸素マスクを着用しており、反応時間の基線は変化していない。6-bの同乗者は、マスクをはずしてから、約4分経過したころから、著しく反応時間が増大し、マスク着用後は元のレベルに戻っている。6-cの同乗者(女子)は、マスクをはずして3分後にやや反応時間が長くなっている時期があるが、その後は復元している。

4 考察

4.1 試験1

試験1における被験者Aと被験者Bでは、被験者Aのほうにはっきりとした行動変容が見られた。すなわち低酸素暴露が始まって約5分後に引算課題への反応時間の増大、発話行動の異常、高調波成分の減少が一斉に生じている。これらは、いずれも地上条件下での安定した行動と比べて著しい対照をなしている。

これに対して、被験者Bでは、低酸素暴露後4分ころに引算課題への誤答が目立っている

こと、高調波成分が一時的に減少していること、9分を過ぎて反応時間が漸増していることが見て取れる。音声基本周波数は、地上条件下に比べて一貫して高かったが、低酸素暴露時間に対する行動の変化が少ないところから、被験者Bの音声基本周波数の高さは、低酸素による生理的变化ではなく、実験自体に対する不安によるものと推察される。総じて、低酸素による影響と見られる変化は、被験者Aに比べて少なかった。

4.2 試験2

試験2の被験者は、低酸素暴露が進むに従って反応時間が漸増し、暴露の初期に比べて、終期ではおよそ1秒ほども遅くなっている。音声基本周波数については、暴露開始後8分くらいから上昇して安定した。これは、後に述べる理由から、低酸素症による多幸症的(euphoric)な反応であると考えられた。なお、被験者は、減圧症の発生を避けるため、脱窒素の手続きとして、搭乗前に100%の酸素を吸入しており、空気のみを呼吸した場合に比べて低酸素症の発生は遅くなると考えられた。したがって、低酸素暴露後数分に生じた音声変化、反応時間の増大が急性の低酸素症によるものとは断定できない。一方、課題作業終了直前の反応時間増大と音声の高調波成分の著しい減少は、低酸素症のためと考えられる。

試験2における同乗者の反応については、男子において低酸素症によると見られるはっきりした行動レベルの変化が見られたが、女子については、明瞭な行動の変化は見られなかった。

4.3 まとめ

引算課題への反応時間の延長、音声基本周波数の低下、音声の高調波成分の減少等は、いずれも低酸素暴露による低酸素症の症状であると考えられる。したがって、試験1における被験者Aと同様、試験2の被験者においても、発生の時期に差はあっても、いずれも低酸素症が行動のレベルにも現れたと結論できる。これに対して、試験1の被験者Bについては、行動のレベルにおける変化は、前二者ほど明瞭なものではなかった。同乗者についても、選択反応時間がはっきりと増大する者と、明瞭な変化を示さない者があった。これらは、低酸素症の発症に大きな個人差のあることを示すものである。

さて、音声の基本周波数は、情動的覚醒に応じて変化することが知られている。つまり抑鬱状態では低く、多幸的/攻撃的な状態では高くなると考えられる。今回の試験においては、試験1の被験者Aの音声基本周波数変化は、抑鬱的な方向、すなわち覚醒水準の低下を反映していると推察される。また、試験2の被験者の音声変化は、多幸的ないし攻撃的な情動の変化を反映していると思われるが、試験の状況から見て、多幸的なものであったと推定される。

ここで、低酸素症による情動の変化について、若干考察する必要がある。低酸素症に伴う自覚症状に関する我が国の調査によれば、身体的症状を別にすれば「頭がぼんやりする、倦怠感、疲労感」等の抑鬱的な情動的变化が圧倒的に多数報告されている。これに対して、米国の報告では抑鬱的な体験の報告も少なくないが、多幸症的な体験の報告が我が国の調査に比べると多くなっている。最近行われた調査(1970年から1980年までに米国空軍で飛行中に発生した低酸素症 244件、298名についての調査)では、報告された410の自覚症状のうち疲労／眠気が13例、多幸的気分が12例、行動的異常の例としての発話の異常が14例報告されている。

4.4 有効意識時間(TUC)と意識喪失に至るまでの時間(TTU)

低酸素症の発症については、有効意識時間(TUC)と意識喪失に至るまでの時間(Time to unconsciousness—TTU)とをはっきり区別して考えることが重要である。TUCは、Armstrong(1952)の定義にれば、“The interval between the loss of oxygen supply and the first evidence of disability as manifested by a deterioration in the individual’s handwriting”、すなわち筆記文字が崩れたすまでの時間であって、意識喪失とは直接の関係はない。Armstrongによれば、急減圧時のTTU及びTUCと高度の関係は付録10の付図-7のようになるという。しかし減圧が緩徐に生じた場合には、急減圧の場合よりも、TUCは延長するといわれている。また、TUCは、環境温度と関係して気温が高いほど短くなること、身体的作業を行うと酸素消費量が増加するためにTUCが短くなることが知られている。また、低酸素症の発症については、大幅な個人差のあることが多数報告されている。したがって、付録10の付図-7に示されているTTUやTUCを今回の事故や試験結果に無条件で適用することはできないが、平均的には、高度24,000フィートにおけるTTUが約10分程度であるのに対し、23,000フィートにおいては、意識喪失の危険性は非常に小さくなることが分かる。

事故機においては、DFDR記録から見ると、気圧高度が実際に高度24,000フィートを超えていた時間の累計は、4分半程度、24,500から25,000フィートの間を飛行した時間は、2分未満である。客室内では、ドーンというような音が発生してから数秒後には酸素マスクが降り、約10分間酸素が供給されており、乗客の呼気中には、外気中よりも多量の酸素が含まれているために、酸素の供給が停止した後も客室内の酸素濃度は、外気よりも若干高い値であったと考えられる。

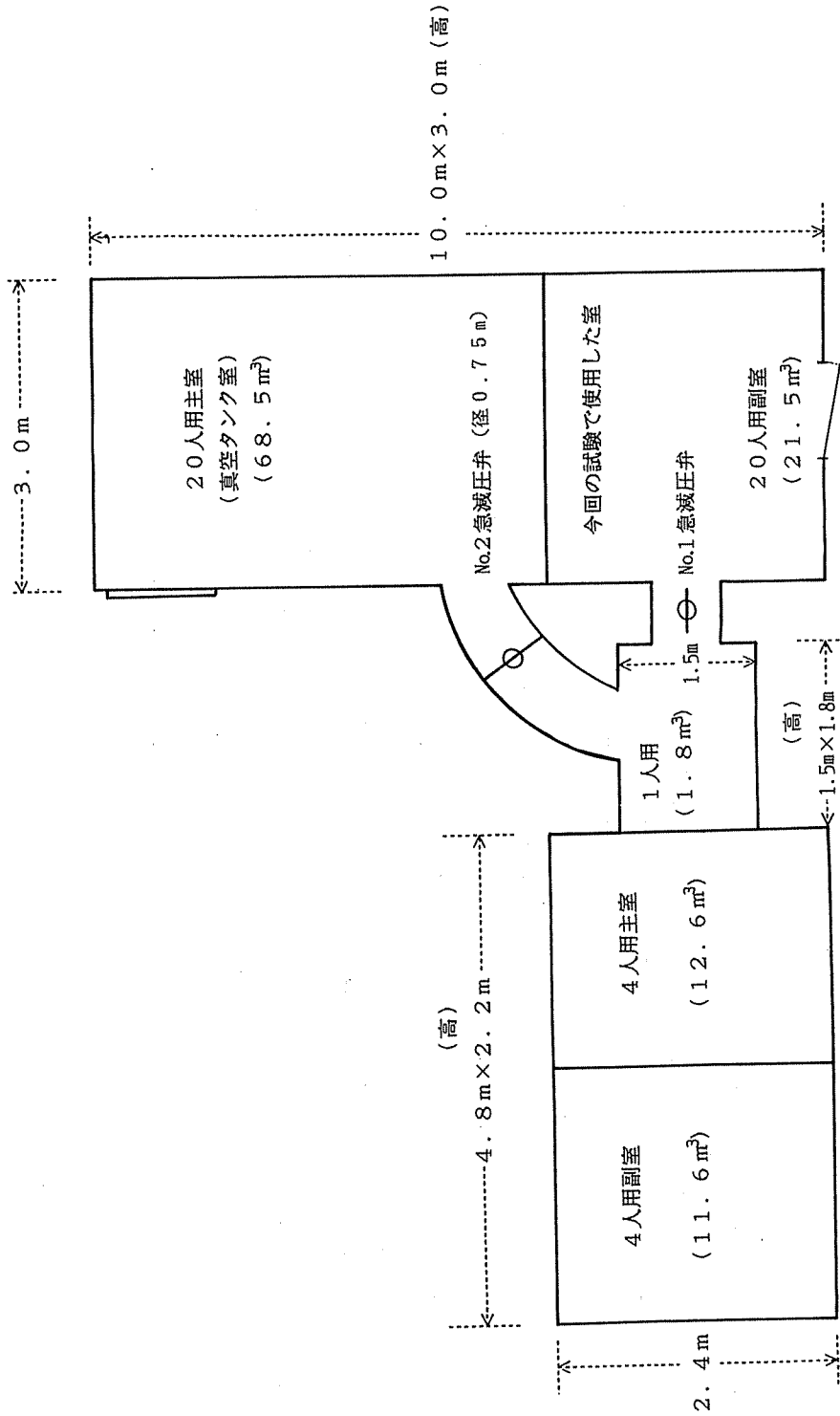
TTUが専ら乗客の生命維持の点から重要であるとすれば、TUCは、操縦者等が正常な判断力、操作力を維持したままで、安全な高度まで降下するために必要な限界値であるということが出来る。Sharp, G.R. and Ernsting, J. (1978)によれば、フライト・シミュレータによる計器飛行において、一定気速、方向、垂直速度の維持を行わせると、肺胞における酸素分

圧が55ミリメートル／水銀柱以上(高度10,000フィート以下)であれば作業遂行能力に影響はないが、50ミリメートル／水銀柱(約12,000フィート)では約10%、また、40～45ミリメートル／水銀柱(約15,000フィート)では20～30%の能力低下が認められた。また、精神作業への影響は、作業の難易度によって大幅に変化するが、短期記憶の例では、15,000フィートで25%の能力低下があるという。今回行った試験においても、低酸素に暴露して4分から10分のうちに明らかな思考力の低下、反応の遅れ、記憶の障害等が観察された。このことは、個人差によって時間の長短はあるにせよ、今回の事故機においても、操縦席の乗務員及び緊急用酸素の供給がなくなった後の客室の乗客等が、飛行中にTUCを超えて低酸素症による各種機能低下を起こした可能性が十分にあったことを示している。

5 要約

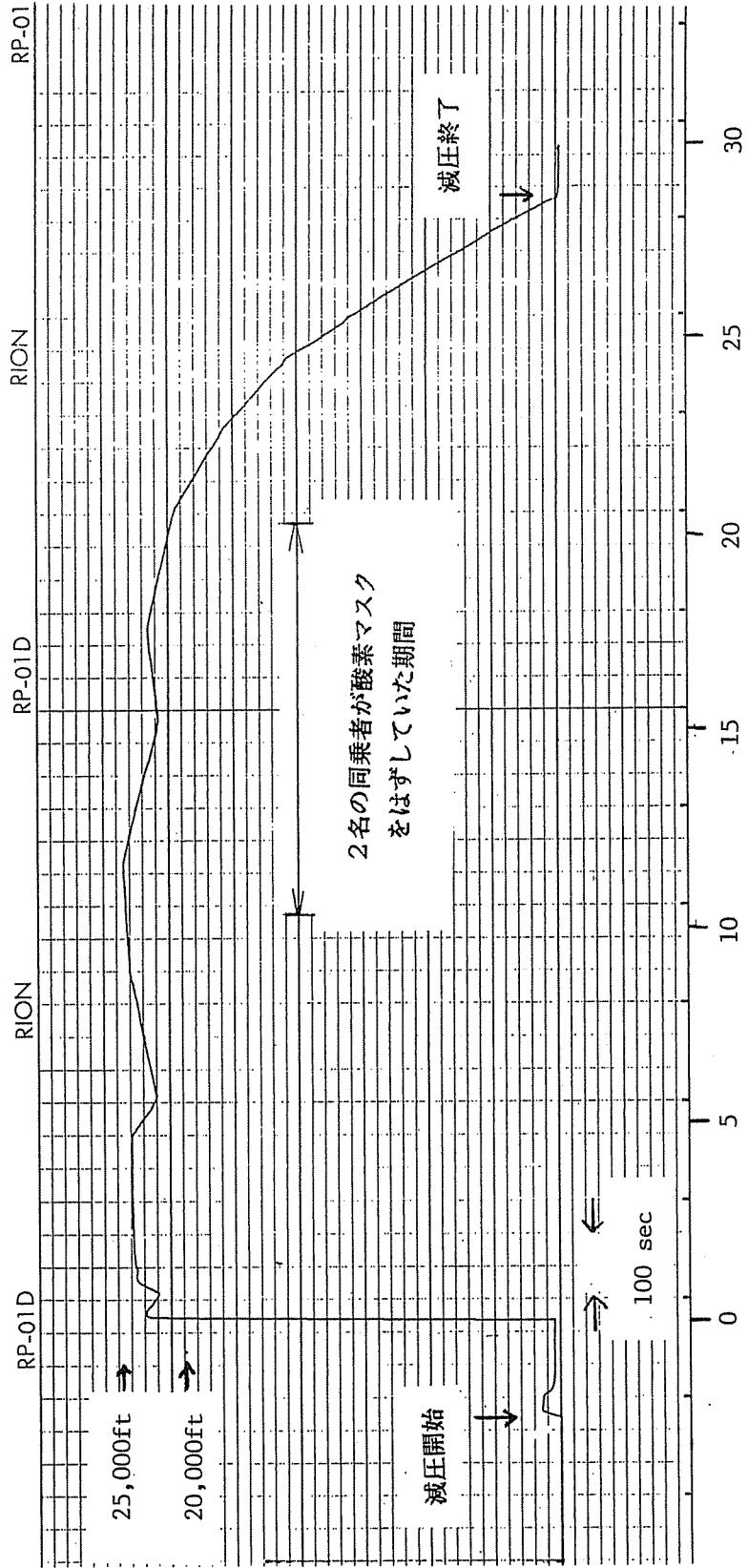
実質的に約23,000フィートの高度に3名の被験者、2名の同乗車^が、12分～約20分間低酸素状態に暴露された。いずれの被験者・同乗車も、低酸素暴露中に課題作業遂行能力^が減退したが、意識の喪失は観察されなかった。

付録10 付図-1 航空医学実験隊低圧チャンバ

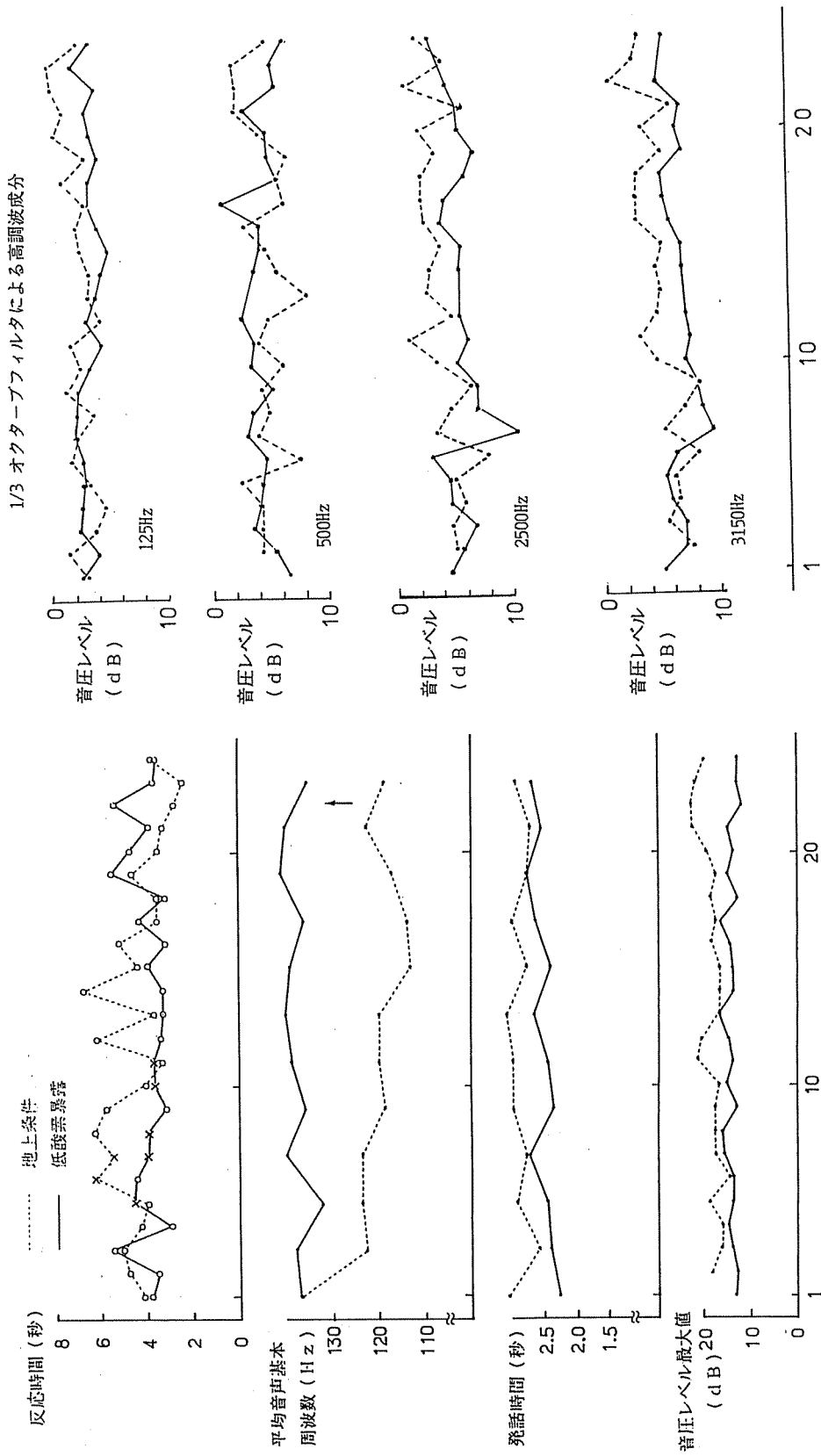


- 註) 1. 20人主室は真空タンク室として使用実際の飛行高度よりも高い高度圧力に設定しておき、急減圧後に想定した飛行高度圧力となるようにする。
 2. 20人用副室は機内高度圧力から、急減圧後飛行高度圧力となる。
 3. 急減圧弁No.2を高圧エアードアで開けることにより急減圧を発生させる。

付録10 付図-2 試験2における減圧パターン

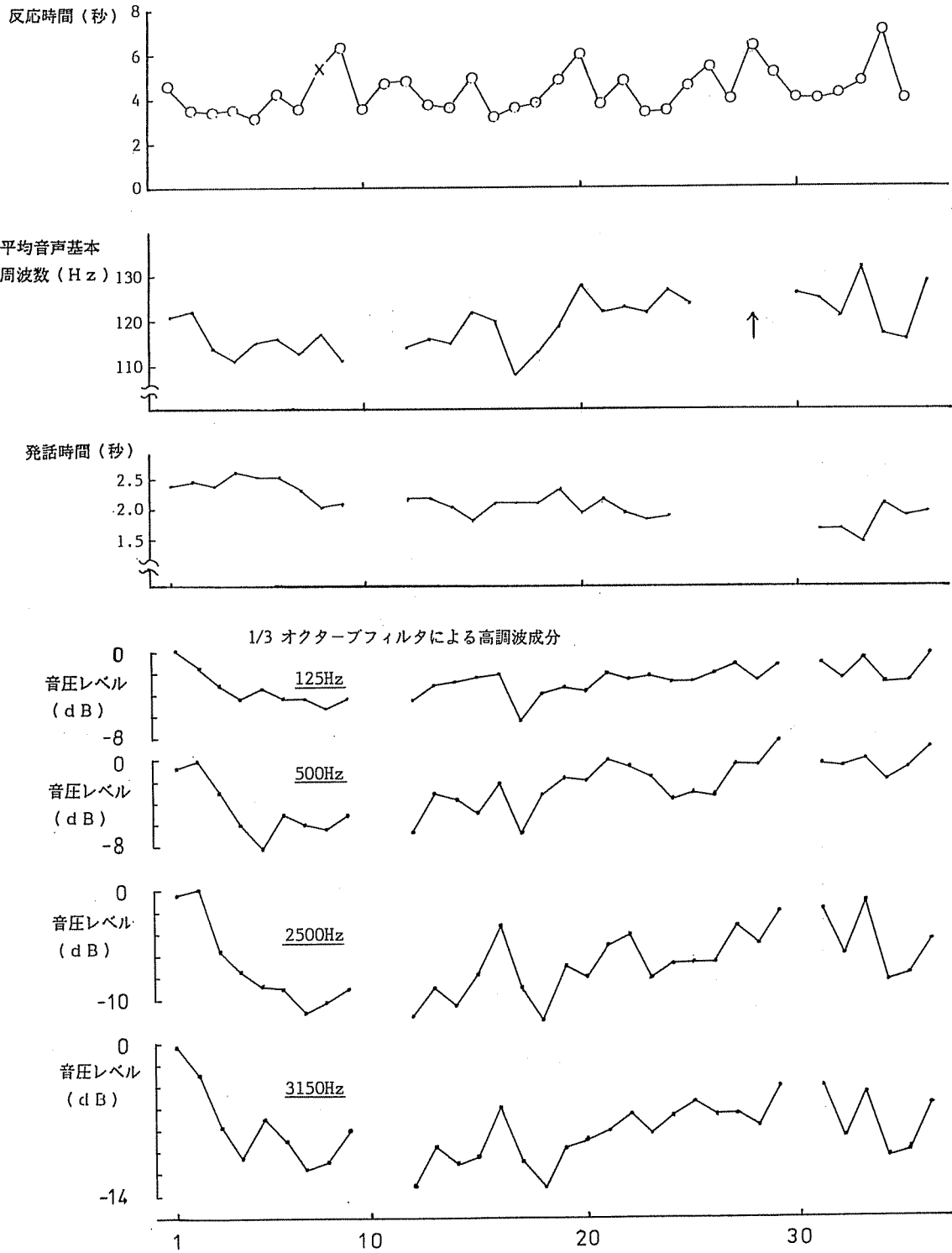


付録10 付図-4 被験者Bの作業遂行と音声分析結果



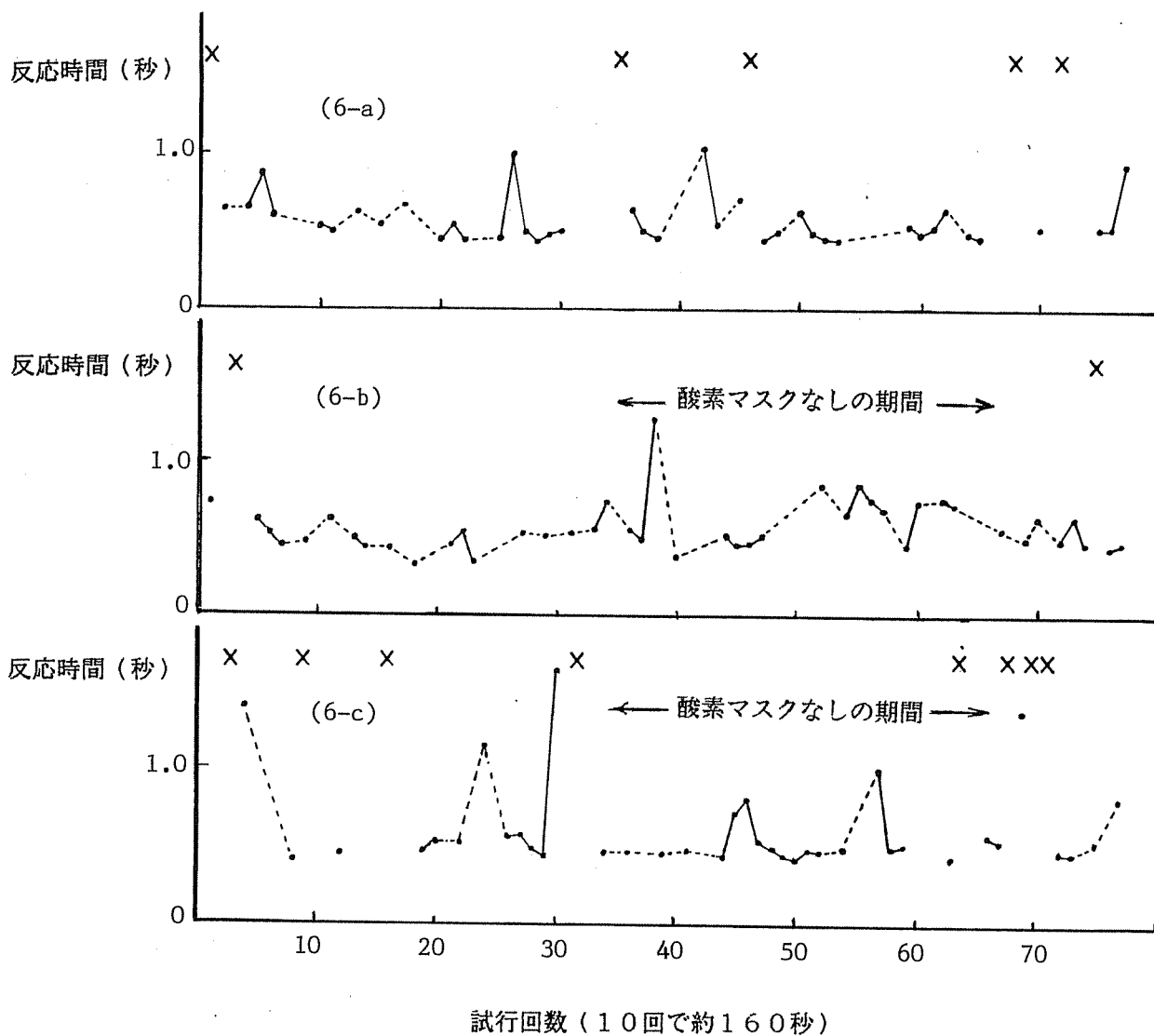
試行回数 (試行間隔は30秒)

付録10 付図-5 試験2における被験者の作業遂行と音声分析結果

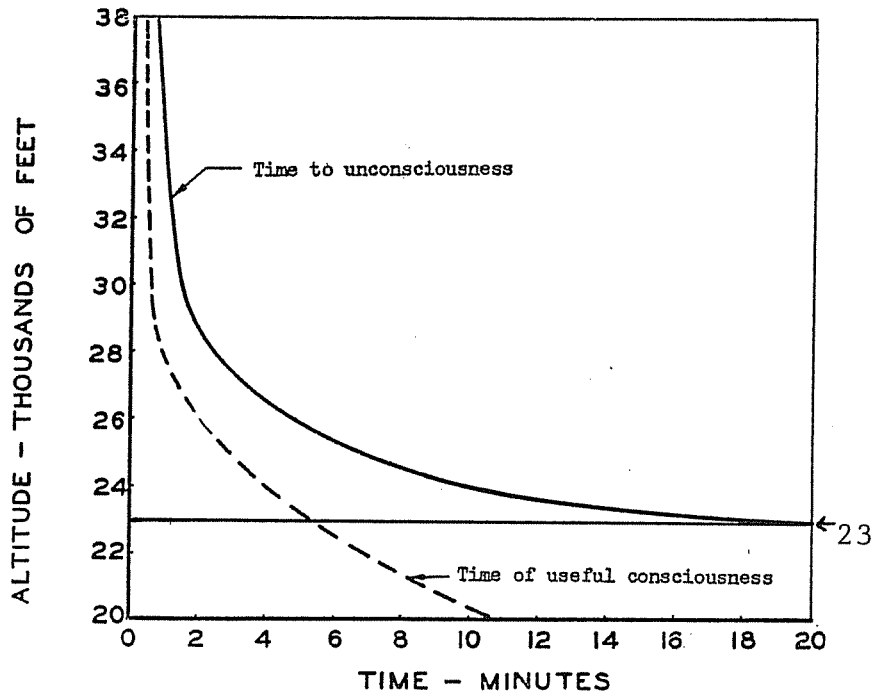


試行回数 (試行間隔は30秒)

付録10 付図-6 3名の同乗者による選択反応時間



付録10 付図-7 高度による TUCと TTU (Armstrong, 1952 による)



3.3 面積率算出

3.3.1 正射画像による面積率

幾何補正された正射画像から垂直尾翼の損壊(落下)部及び残存部の面積率を算出した。

3.3.2 損壊図を加えたときの面積率

上記の正射画像に左右の垂直尾翼損壊図のデータを加えたときの面積率を算出した。

4 結果及び検討

4.1 画像入力及び前処理

入力された事故機の写真(尾翼部：プリント上で約3ミリ角)を付録11の写真-1に示す。入力時の拡大率が100倍以上(35ミリオリジナル・フィルムとの比)であるため、フィルムの銀粒子と思われる斑模様が画像中に表れている。機体の輪郭もボケてしまって目視では判別しにくい。

付録11の写真-2は、付録11の写真-1を2値化して抽出した機体とその輪郭である。機体の面積は、2値化のスレッシュ・ホールド・レベル(しきい値)をどこに設定するかによって大きく変化するため、ここでは、周囲(空の部分)の銀粒子を含まない最大値をしきい値に設定し、それ以下のレベルを機体として考えることにした。この処理により、銀粒子による凹凸は残るが、尾翼の輪郭は明瞭化した。

付録11の付図-2は、付録11の写真-2の輪郭に最も近い姿勢で入力された模型の画像である。模型の姿勢は、付録11の写真-2をモニタ上にオーバーラップ表示し、両者の輪郭(尾翼)が最も一致する位置、角度を選んだ。ただし、この入力では、事故機と模型との精度的な違い、幾つかの撮影条件の違いから、尾翼以外は対象としなかった。入力時のカメラ及び模型の位置関係を付録11の付図-3に示す。

付録11の付図-4の横線の部分は、推定される垂直尾翼(残存部)である。その輪郭の凹凸は、銀粒子の影響と考え、直線で近似した。また、胴体と左側水平尾翼によって隠されている垂直尾翼下部は、模型の輪郭から推定した。

4.2 幾何補正

垂直尾翼の幾何補正(正射)画像を付録11の付図-5に示す。図中横線の部分は、幾何補正前に推定した残存部、縦線の部分は、模型の輪郭から推定された落下部分である。また、同下部の白い部分は、胴体と左側水平尾翼で隠されていた部分、蛇行の線は、事故機の写真か

ら抽出された垂直尾翼の輪郭を表している。

4.3 面積率算出（推定）

4.3.1 正射画像による面積率

付録11の付図－6は、垂直尾翼の落下部及び残存部の面積率を付録11の付図－5から求めた結果である。A、Bは残存部、Cは落下部と考えられる部分の面積率を表している。すなわち、正射画像から推定される垂直尾翼の残存面積率(A+B)は、41.78パーセントである。

4.3.2 損壊図を加えたときの面積率

4.3.2.1 垂直尾翼損壊図

付録11の付図－7は、入力した左右の垂直尾翼損壊図を細線化している。黒色縦線部は、上野村山中あるいは飛行経路下で回収された残骸を含め、写真撮影時は残存していると推定される部分を、また、斜線部は、相模湾等の海上で回収された残骸を含め写真撮影時には既に脱落していたと推定される部分をそれぞれ表している。各残骸の面積率は、左側で黒色縦線部=26.27パーセント、斜線部=13.39パーセント、右側で黒色縦線部=29.07パーセント、斜線部=7.91パーセントであった。(注：付録11の付図－7の右側面<RIGHT>は左右を反転して表示)付録11の付図－8は、付録11の付図－7の左側面と右側面を重ね合わせ表示している。

垂直尾翼を平面と仮定した場合、左右のどちらかが残存していれば写真に写るとの考えから、黒色縦線部は論理和、斜線部は論理積をとった。

4.3.2.2 損壊図を加えたときの面積率

付録11の付図－9は、付録の付図－6に付録11の付図－8を重ねたときの各部の面積率を表している。既に付録11の付図－6で、A、Bは残存部、Cは脱落部分と推定されている。損壊図では、Eの部分は残存部分、Fは脱落部分と考えられるから、A、B及びE(付録11の付図－10)が残存部分ということになり、したがって、推定される垂直尾翼の撮影時の残存面積率は、41.61パーセントとなる。

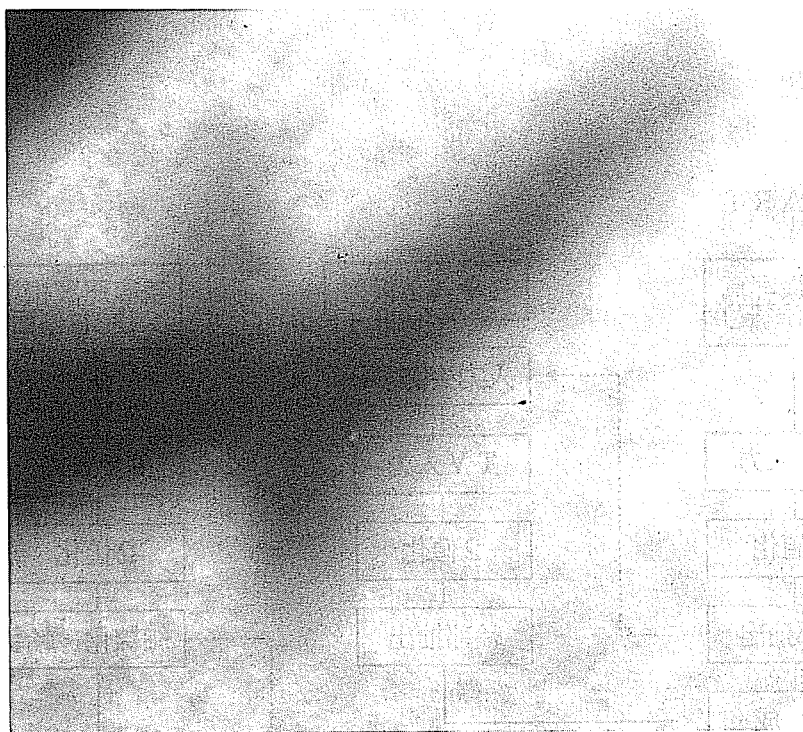
5 結論

垂直尾翼の残存面積率は、正射画像で41.78パーセント、損壊図のデータを加えても41.61パーセントとほとんど同じ結果であった。実際は、これにDの隠れた部分の一部が加わる可

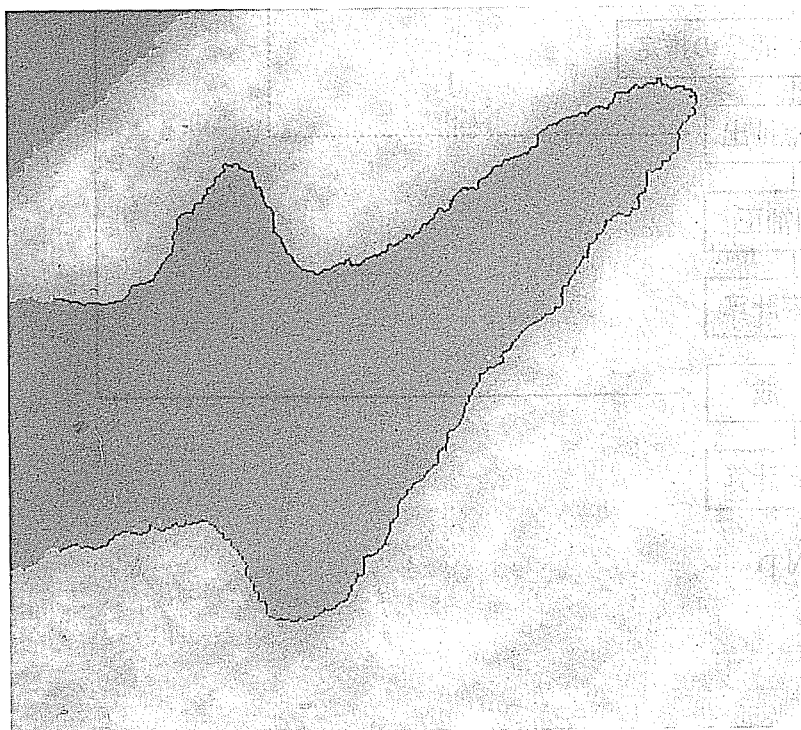
能性が考えられるが、損壊図で下側方向舵上部(Dのほぼ中央部)が左右とも脱落し、飛行経路下で回収されていること、また、このような形状で下側方向舵が残る可能性は構造上まず考えられないことなどの理由から、多くても2～3パーセント増える程度と推定される。

以上の考えから、写真撮影時(奥多摩上空通過時)において、事故機の垂直尾翼は、少なくとも55パーセント以上欠損していたと推定できる。

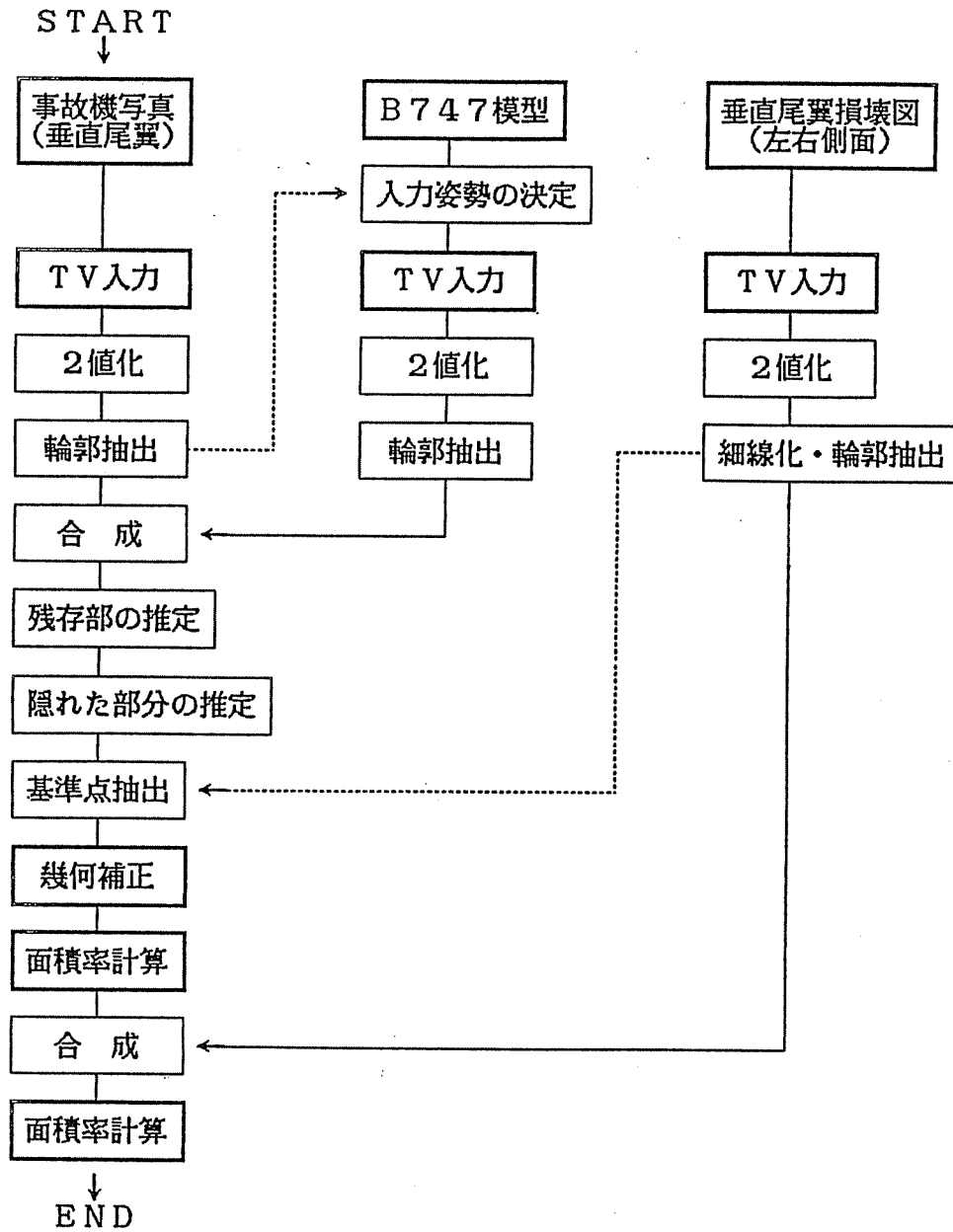
付録11 写真-1 入力された事故機の写真



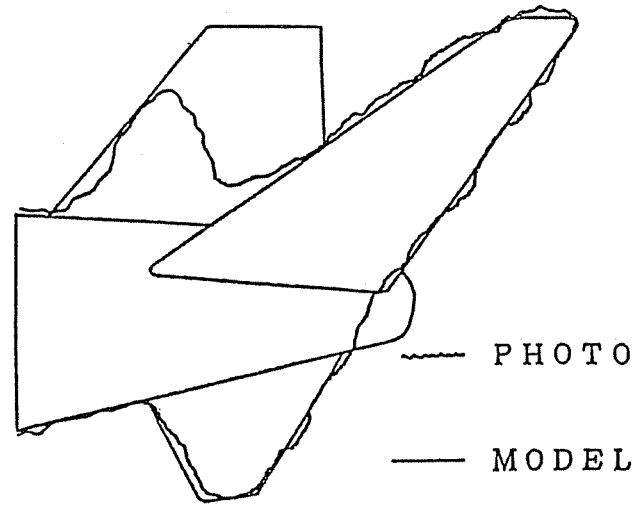
付録11 写真-2 2値化によって抽出された機体の輪郭



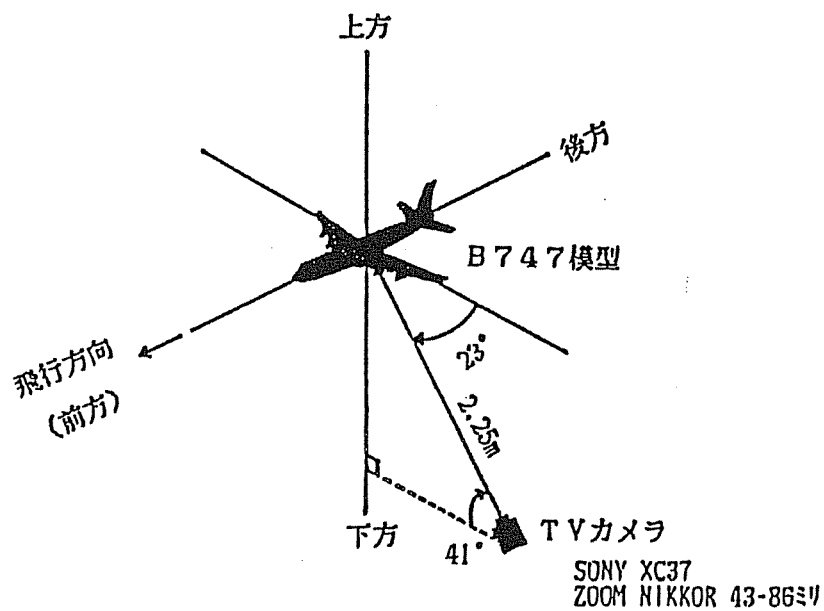
付録11 付図-1 処理の概要



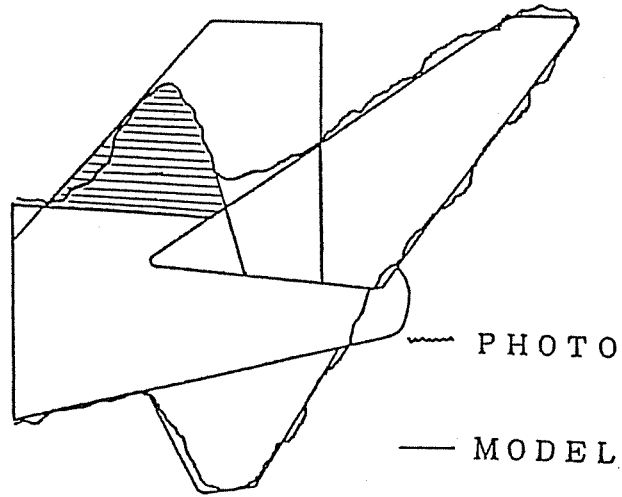
付録11 付図-2 事故機の輪郭をオーバーラップした模型の画像



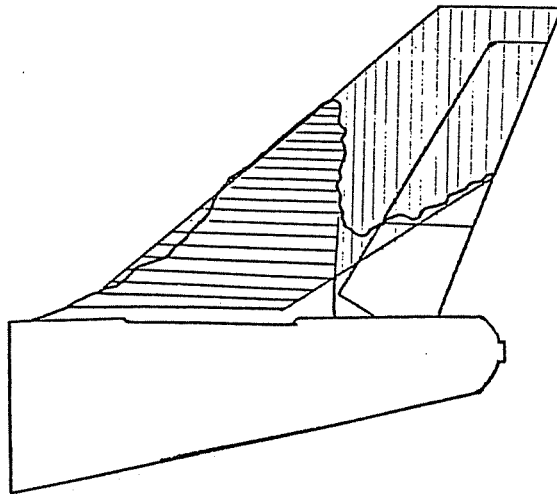
付録11 付図-3 TVカメラの位置と模型の姿勢



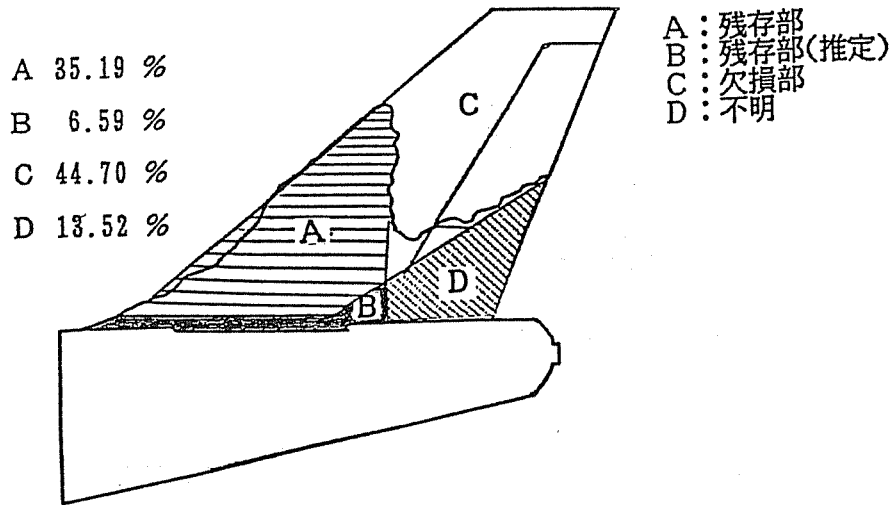
付録11 付図-4 直線で近似・推定された垂直尾翼の残存部及び隠れた部分
(幾何補正前の画像)



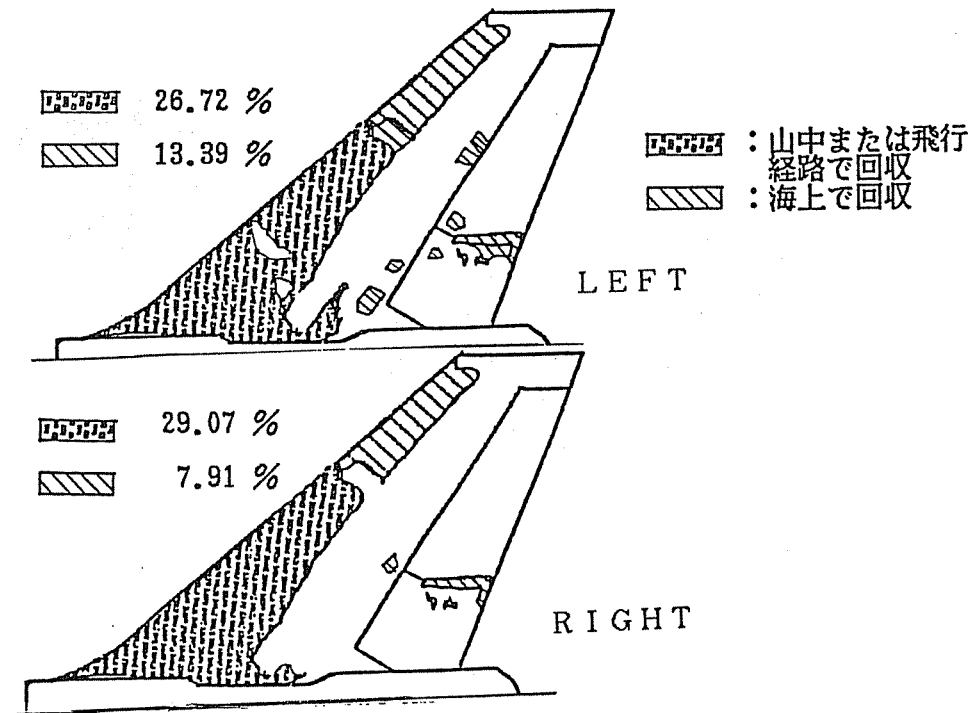
付録11 付図-5 幾何補正(正射)画像



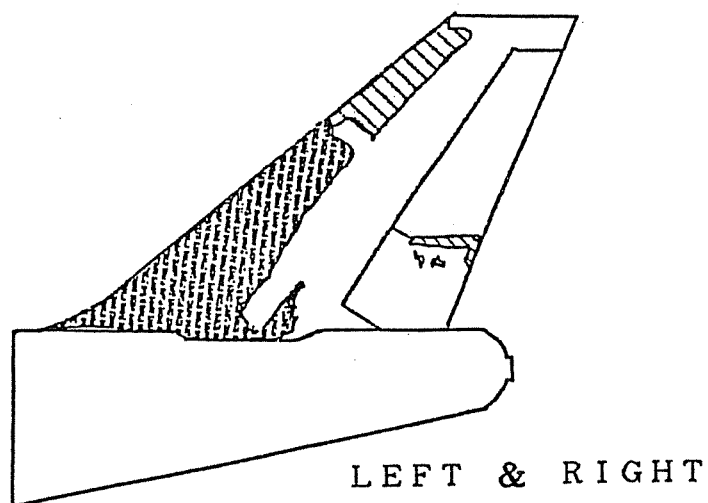
付録11 付図-6 正射画像による面積率



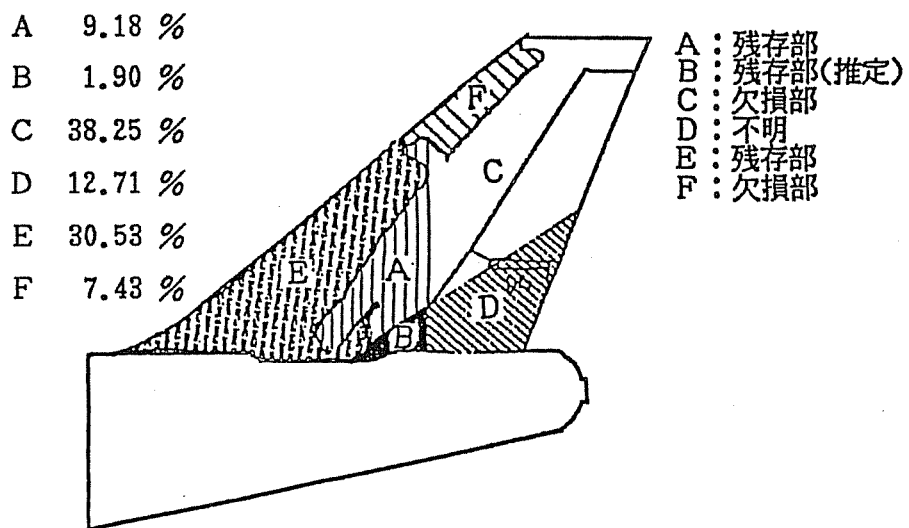
付録11 付図-7 垂直尾翼損壊図(左右)と回収部(残骸)の面積率



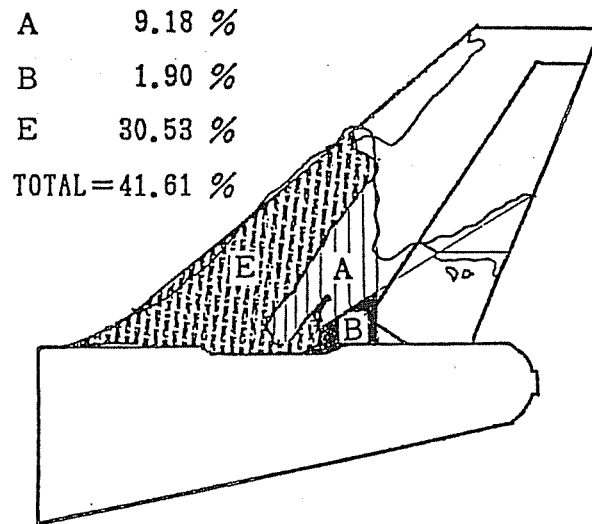
付録11 付図-8 左右側面の重ね合わせ(論理演算)を行った垂直尾翼損壊図



付録11 付図-9 垂直尾翼損壊図を重ねたときの面積率



付録11 付図-10 推定された垂直尾翼の残存部とその面積率



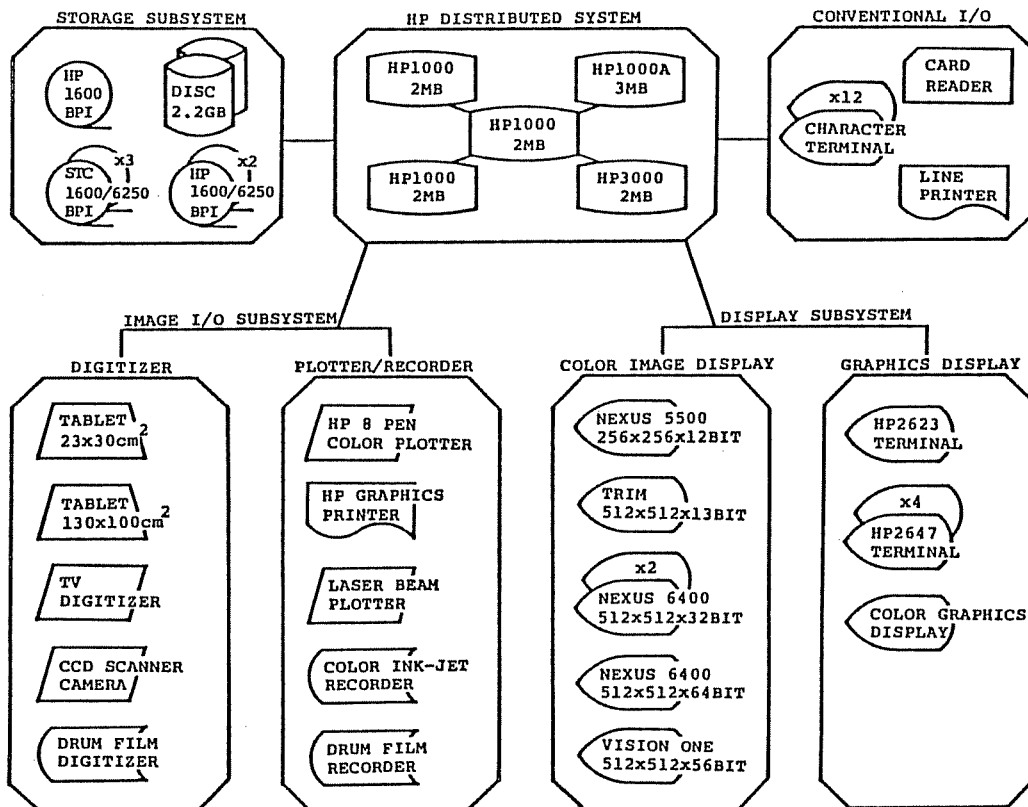
6 参考

6.1 TIAS2000の概要

TIAS2000は、東海大学情報技術センターが開発した会話型の汎用画像処理システムである。

本システムは、多様なニーズに対応できる種々の画像入出力装置及び処理ソフトウェアを備えており、リモートセンシングや医用画像の分野のほか応用範囲が極めて広い。TIAS2000のハードウェア構成を付録11の付図6-1に示した。

付録11 付図6-1 TIAS2000ハードウェア構成



6.2 疑似アフィン変換

地上基準点を用いる幾何補正では画像座標系(uv)と地図(又は基準となる。)座標系(xy)の間に成り立つ座標変換式が必要である。本解析の幾何補正で用いた疑似アフィン変換の座標変換式を以下に示す。

$$\begin{aligned}x &= a_1 u v + a_2 u + a_3 v + a_4 \\y &= b_1 u v + b_2 u + b_3 v + b_4\end{aligned}$$

変換式の係数は、基準点の座標の組(ui, vi)、(xi, yi) i = 1, nを与えて、残差WxiとWyiの二乗和が最小になるような値(最小二乗法で決定)である。

$$\begin{aligned}W_{xi} &= u_i - f(x_i, y_i) \\W_{yi} &= v_i - g(x_i, y_i) \quad (i = 1, n) \\Q &= \sum (W_{xi}^2 + W_{yi}^2) \rightarrow \min\end{aligned}$$

したがって、未知係数a、bは、次に示す偏微分から得られる正規方程式により求められる。

$$\frac{\partial Q}{\partial a} = \frac{\partial Q}{\partial b} = 0$$

6.3 写真撮影における飛行位置の推定

付録11の付図3(TVカメラと模型の姿勢)のデータ及び撮影地点の現地調査で得られたデータを基に写真撮影時における事故機の飛行位置、方向、その他を推定した。

6.3.1 撮影距離の推定

B747SRの実機の全長を70.5メートルとし、更に胴体を直線として考えたとき、付録11の付図-3のカメラ方向からの全長L₁は次のようになる。

$$L_1 = 70.5 \cos 23^\circ = 64.9 \text{ メートル}$$

一方、事故機の全長は、解析に用いたプリント上で測定すると約6.5ミリ(フィルムからの引伸率=8.19倍)であるから、フィルム上での全長L₂は以下のようなになる。

$$L_2 = 6.5 \times \frac{1}{8.19} = 0.79 \text{ ミリ}$$

写真の縮尺をS、レンズの焦点距離をF、撮影距離をDとしたとき

$$S = \frac{F}{D}$$

で表わせる。

ここで、 $F=50$ ミリ、 $S=L_2/L_1$ であるから、写真撮影位置より事故機までの距離Dは以下のようになる。

$$D = \frac{F}{S} = \frac{50 \times 10^{-3}}{(0.79 \times 10^{-3}) / 64.9} \approx 4,100 \text{メートル}$$

6.3.2 現地調査

昭和61年10月30日、奥多摩町の撮影現場において事故当日の撮影状況を聴取し、実際撮影に使ったカメラ(AE-1)、ボートコンパス等で、撮影位置、撮影方向(方位角と仰角)の簡易計測を行った。計測された値を付録11の付表6-1に示す。

6.3.3 飛行位置及び飛行姿勢の推定

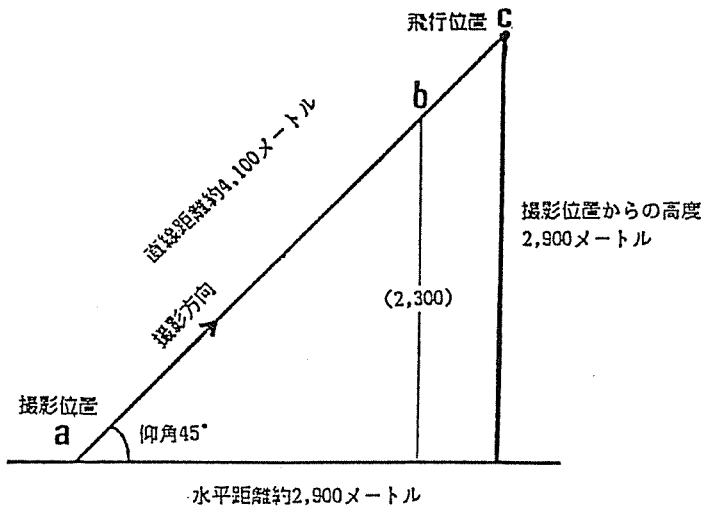
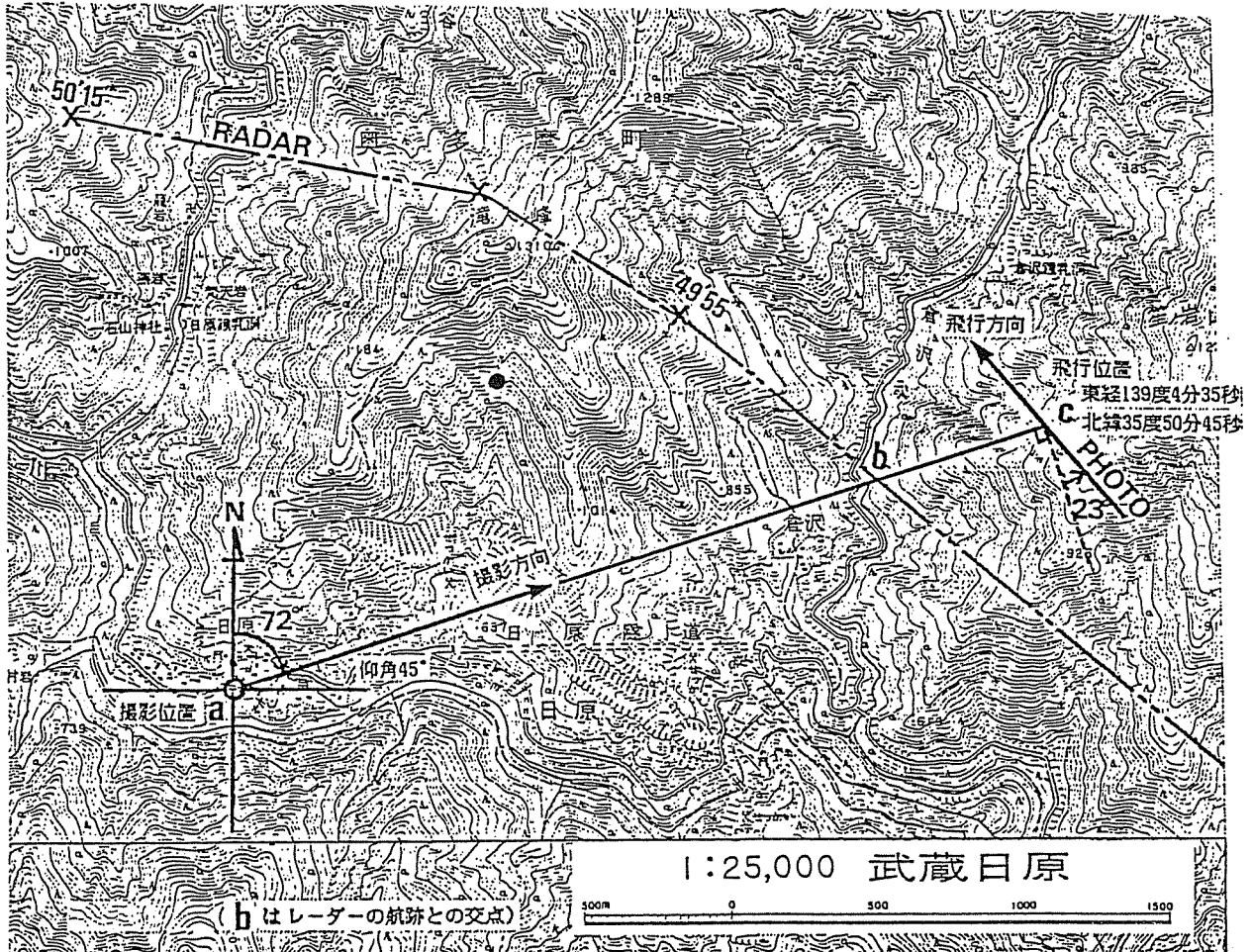
以上から、推定した事故機の飛行位置及び飛行方向を付録11の付図6-2に示す。図中Cが、写真及び現地調査から推定された写真撮影時の事故機の飛行位置(矢印は飛行方向)である。この図では、同機は、東経139度4分35秒、北緯35度50分45秒、撮影位置aから飛行位置cまでの直線距離約4,100メートル、水平距離約2,900メートル(撮影位置からの高度差も2,900メートルである。)の上空を北西(北から西へ41度)方向に飛行している。また、付録11の付図-3のシミュレーション(模型を水平としたとき)での仰角は、41度、撮影現場で計測した仰角は、45度であった。この二つの仰角から考えると、撮影時の事故機は、水平位置からやや左に傾いて飛行していたように推定される。

なお、以上の推定値に対する精度の検証は不可能であるが、模型入力姿勢(角度)の計測値や現地調査での計測値の測定精度などから考えて、最終的に±20~30%程度の誤差はあるものと推定される。

付録11 表 6 - 1 撮影位置及び撮影方向

撮影位置	奥多摩町日原727
方位角	北から東へ約72度
仰角	約45度

付録11 付図6-2 推定された事故機の飛行位置及び飛行方向（写真撮影時）



付録12 目視点検による亀裂の発見について

事故機のBS2360後部圧力隔壁のL18接続部には、電子顕微鏡による観察の結果、この接続部に沿った多数のリベット孔縁より疲労亀裂が発生していることが確認された。

本解析は、このような疲労亀裂に対する目視点検による発見の可能性を検討したものである。

1 目視点検による亀裂の発見について

目視点検時にどの程度の亀裂ならば発見可能かについては、亀裂の長さ・形状と発生部位、点検のための接近性の程度、塗装／汚れの有無、点検従事者の経験と能力等種々の要因が関与する。

以下に亀裂長さと発見の可能性についての資料を示す。これらは、損傷許容設計に関連した文献や運航会社における点検整備実績に基づいたものである。

資 料	亀 裂 長 さ	備 考
USAF (* 1)	2.0inch (約51mm) / 90%発見確率	接近した目視検査、開口亀裂
FAA (* 2)	1.5inch (約37mm) 報告された亀裂長さ平均	MRR/SDR (* 3) による報告実績

(* 1) Airplane Damage Tolerance Requirements, MIL-A-83444, 7/1974

(* 2) DC-10 Decision Basis - Summary Report, 1/1980

(* 3) Mechanical Reliability Report / Service Difficulty Report(FAR 121.703)

亀裂発見とその分析等についての資料としては、1963年から1973年の間に報告されたMRR/SDRに基づく下記の資料がある。

Structural Area Inspection Frequency Evaluation (SAIFE)

Report No.FAA-RD 78-29.4/1978, US DOT,FAA

我が国の整備関係の技術者の内には、点検部位、点検の方向及び接近の程度等を指定した詳細な目視点検によれば10ミリメートル程度の亀裂が、又特に部位等を指定しない目視点検によれば25～50ミリメートル程度の亀裂が発見できる場合もあると考えているものがある。

2 事故機の L18接続部に生じた疲労亀裂について

2.15.1.5に記述した事故機のL18接続部の疲労亀裂データから、代表的なリベット孔縁について亀裂進展長さの変化を推定した。推定結果は、付録12の付図-1のとおりである。この図から、本事故前のNo.11C整備時の44番リベット孔縁の亀裂長さは、両側平均で10ミリメートル程度であったと推定される。

また、2.15.1.5(7)の図-7に示したとおり、本事故調査において隣接するリベット孔まで到達していた亀裂が確認されたことから、既にNo.11C整備時に隣接するリベット孔間をつなぐ15ミリメートル程度の亀裂があった可能性も考えられる。

なお、L18接続部で上下のウェブを結合しているリベットの鉸軸の直径は、約4ミリメートルであり、リベット既成頭部の直径は、約8ミリメートルである。したがって、疲労亀裂がリベット孔縁から約2ミリメートル以下の場合には、リベット既成頭部に隠された状態である。

3 事故機のL18接続部に生じていた疲労亀裂の発見確率

事故機の後部圧力隔壁L18接続部の多数のリベット孔縁より発生・進展した疲労亀裂の存在を、C整備で行われる部位等を詳細に指定しないG2レベル相当の目視点検によって発見し得る確率を以下に検討する。

3.1 解析方法

3.1.1 一つの亀裂の発見確率

目視点検による一つの亀裂の発見確率 P_1 は、次の式で示される3母数ワイブル分布関数(*1及び*2)で与えられるものとする。

(*1) Yang, J.N. & Donath, R.C., "Improving NDE Capability through Multiple Inspection with Application to Gas Turbine Engine Disks", AFWAL-TR-82-4111, 6/1983

(*2) Goranson, U.G. & Rogers, J.T., "Elements of Damage Tolerance Verification", The 12th ICAF Symp., 5/1983

$$P_1 = 1 - \exp \left[- \left(\frac{a - \gamma}{\beta - \gamma} \right)^\alpha \right]$$

ただし、 a : 可視亀裂長さ

γ : 最小発見可能亀裂長さ

α, β : 係数

可視亀裂長さ a とは、推定した亀裂長さからリベット頭部及びストラップによって隠された部分を除き、圧力隔壁を後方から見た場合に見える位置にある亀裂長さである。

最小発見可能亀裂長さ γ を、0.08インチ(2ミリメートル)と0.12インチ(3ミリメートル)と仮定した場合について、 α は1.5から2.0までの値について計算した(γ を0.08インチとした場合の可視亀裂長さと発見確率の関係を付録12の付図-2に示す。)。また、 β は a が1インチの時に発見確率 P_i が50パーセントと仮定して前述の式から求めた。

3.1.2 多数の亀裂の発見確率

多数の亀裂のうち少なくとも1つを発見する確率 P_T は、次の式で与えられるものとする。

$$P_T = 1 - \Pi (1 - P_i)$$

ただし、 Π は多くの $(1 - P_i)$ の掛算を示す。

3.2 計算結果

計算の結果を付録12の付表-1に示す。電子顕微鏡で観察した疲労亀裂のうち、外から見える位置の亀裂長さ a が、No.11C整備に0.08インチ(2ミリメートル)以上と推定されるものについて、発生した亀裂の位置(リベットNo.と内舷側か外舷側かを表示)ごとに、個々の亀裂の発見確率 P_i を百分率(%)で示している。

付録12の付表-1の亀裂長さ a は、事故時の亀裂長さの70パーセントとして計算し、リベットの既成頭部に隠された部分を差し引いたものであるが、事故時に隣接するリベット孔まで亀裂が到達していた3箇所については、先に述べたとおりNo.11C整備時に既に亀裂が貫通していた可能性も考えられることから、この部分の亀裂は、貫通していたものと仮定した場合も併せて計算しており、表中の*印で示している。

以上の結果から、L18接続部においては、外から見える位置の亀裂長さが10ミリメートル程度の一つの疲労亀裂の発見確率は、10パーセント程度と計算された。

なお、同表の最下段には、少なくとも一つの亀裂が発見できる確立の計算結果を P_{T1} 及び P_{T2} (付録12の付表-1注記参照)として表記した。

3.3 考察

点検整備時の亀裂発見の可能性を検討する際、上記解析計算において考慮しなければならない点を列記すると、微小亀裂に対するワイブル分布の仮定、特に部位を指定しないG2レベル相当の目視点検での発見可能亀裂長さ γ の仮定、1インチの亀裂の発見確率を50パーセントとする仮定、あるいは α の仮定、更にNo.11C整備時の亀裂長さの推定等である。このように幾つかの仮定や推定を行ったにもかかわらず、発見確率の計算結果は、14～60パーセントと広い範囲にまたがることとなった。

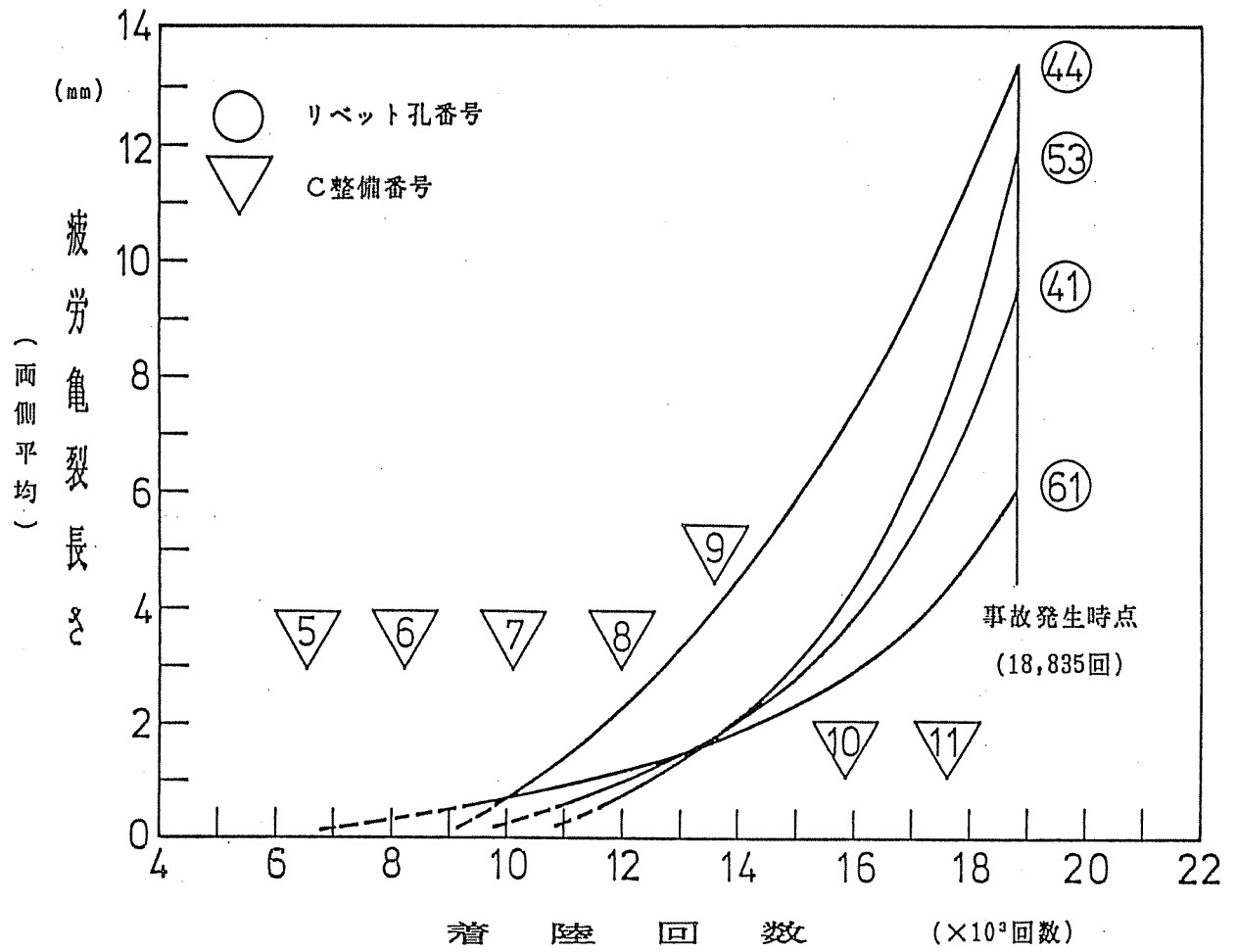
付録12 付表-1 疲労亀裂の発見確率

亀裂位置 リベットNo. 内舷/外舷	a (inch)	P _i (%)					
		$\alpha=1.5$		1.75		2.0	
		$\beta=1.25$ (in.)	1.24	1.21	1.21	1.19	1.18
		$\gamma=0.08$ (in.)	0.12	0.08	0.12	0.08	0.12
32 外舷	0.12	1	0	0	0	0	0
34 外舷	0.09	0	0	0	0	0	0
41 外舷	0.27	6	5	4	3	3	2
41 内舷	0.15	1	0	1	0	0	0
42 内舷	0.12	1	0	0	0	0	0
44 外舷	0.34	10	8	7	6	5	4
44 内舷	0.28	7	5	5	4	3	2
47 外舷	0.19	3	1	2	1	1	0
48 外舷	0.21	4	2	2	1	1	1
48 内舷	0.11	0	0	0	0	0	0
49 外舷	0.11	0	0	0	0	0	0
50 外舷	0.15	2	0	1	0	0	0
50 内舷	0.11	0	0	0	0	0	0
51 外舷	0.15	1	0	1	0	0	0
52 外舷	0.21	4	2	2	1	1	1
53 外舷	0.23	5	3	3	2	2	1
53 内舷	0.30	8	6	5	4	4	3
54 内舷	0.22	4	2	2	1	2	1
61 外舷	0.13	1	0	0	0	0	0
P _{T1} (%)		44	32	31	22	22	14
43内舷~44外舷	0.44*	15 *	14*	12*	11*	10*	9*
50内舷~51外舷	0.42*	14 *	13*	11*	10*	9*	8*
52内舷~53外舷	0.44*	16 *	14*	13*	11*	10*	9*
P _{T2} (%)		60 *	50*	48*	39*	38*	30*

(注) P_{T1}及び無印は、No.11C整備時の亀裂長さを事故発生時点の亀裂長さの70%として計算したものである。

P_{T2}及び*印は、本事故発生時点において隣接するリベット孔まで亀裂が到達していたもので、No.11C整備時には既に貫通していたものとして計算したものである。

付録12 付図-1 着陸回数に対する推定疲労亀裂長さの変化



付録12 付図-2 可視亀裂長さ と 発見確率 ($\gamma: 0.08$ インチの場合)

