

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

解析のための試験及び研究を以下に記述する。

関係資料については、別冊の付録を参照されたい。

3.1.1 後部圧力隔壁破壊の解析のための試験研究(関係資料付録1)

BS2360後部圧力隔壁のL18接続部には、2.15.1.5の表-4に示すように、電子顕微鏡による観察によって、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群の進展の様相並びにこのような疲労亀裂群を有するL18接続部の残留強度について評価・検討のため、解析と試験を実施した。

3.1.1.1 疲労亀裂群の亀裂進展について

L18接続部は、2.7.1(6)及び別添1で記述しているとおり大阪国際空港事故による損傷修理の際、同接続部において新旧の圧力隔壁構成品を結合したものである。この結合部分は、付図-38(a)及び(b)に示すように、2列リベットによる結合と、1列リベットによる結合の2種類の結合方法になっていた。

この結合方法の異なる両者の疲労亀裂群の進展を解析により比較検討した結果、以下の点が確認された。

本解析においては、与圧装置の最大運用客室差圧設定値8.9psiが1飛行に1回負荷されるとして有限要素法により荷重を求め、リベット孔縁の初期欠陥の有無を比較考慮しつつ応力拡大係数の推定から疲労亀裂進展の計算を実施した。

- (1) 疲労亀裂の進展のみに注目すれば、1列リベットの場合の疲労亀裂は2列リベットの場合と比較すると、2倍強の速さで進展する。なお、疲労亀裂進展を計算するのに用いた付録1の2の方法は、リベットからの距離にかかわらず有効であるとした。
- (2) 事故機に施工されていた図-12に示すベイ2とベイ3のダブラの有無が、L18接続部への応力に及ぼす影響は少なく、したがって、疲労亀裂進展に与える影響は少ない。
- (3) 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(飛行回数)は、1万回強と計算される。
- (4) 与圧装置の最大運用客室差圧設定値を6.9psiに設定した場合を想定すると、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、3万回程度と計算される。

3.1.1.2 残留強度の評価

疲労亀裂を有するリベット結合薄板の残留強度を評価する方法には、破壊じん性値を用いる方法と、有効断面全面降伏（部材断面から疲労亀裂面とリベット孔を差し引いた残りの断面全体の平均応力が降伏応力となること。）の条件を用いる方法が考えられる。本事故機の場合どちらの評価方法が適切であるかを検討するため、幅400ミリメートル、長さ1,100～1,200ミリメートルの薄板のリベット結合（リベット孔のみの単薄板の場合を含む。）の孔に、各種の疲労亀裂を模した欠陥を有する供試体を製作し、その残留強度試験を実施した。

試験の結果、事故機と同等の材料及び亀裂寸法の場合、試験値は有効断面全面降伏の条件で評価した残留強度値より最大23パーセント高くなった。一方、破壊じん性値を用いて求めた残留強度は、試験値の1.4～2.5倍と掛け離れて高くなった。このため事故機の残留強度は、有効断面全面降伏の条件で評価することとした。

本事故機の場合、疲労亀裂面を除いた有効断面はベイ2が極端に小さいので、ベイ2について有効断面全面降伏の条件の20パーセント増で残留強度を評価すると、6.9～9.4 psiの差圧で破断すると計算された。この値を異常事態が発生した18時24分35秒付近の推定客室差圧8.66psi（*1）と比べてみると、隔壁の破断はこのベイ2から発生したものと考えられる。

（*1） DFDR記録等より18時24分35秒付近の異常事態発生時における客室差圧は、次のようにして算出した。

飛行高度	24,000フィート	・・・	標準大気圧力	5.70psi
客室(与圧)高度	650フィート	・・・	標準大気圧力	14.36psi
客室差圧	$14.36 - 5.70 = 8.66\text{psi}$			

なお、客室高度は、航空機運用規程に定められた手順に従って航空機関士が与圧装置のフライト・スケールを設定した場合の推定高度である。

ベイ2が破断すると、他の部分が荷重を分担することとなり、まずベイ3の負担荷重が残留強度以上となる。続いてベイ3が破断すると、第2ストラップの負担荷重が残留強度以上となる。同様にして順次、ベイ4とベイ1、第1ストラップと第3ストラップ及びL18スティフナにかかる荷重が、それぞれの残留強度を超える。

部材の推定破断圧力をまとめたものが以下の表-6である。なお、この表は想定した各段階において、先に破断した部材は荷重を負担しないものとして計算した破断圧力を示す。

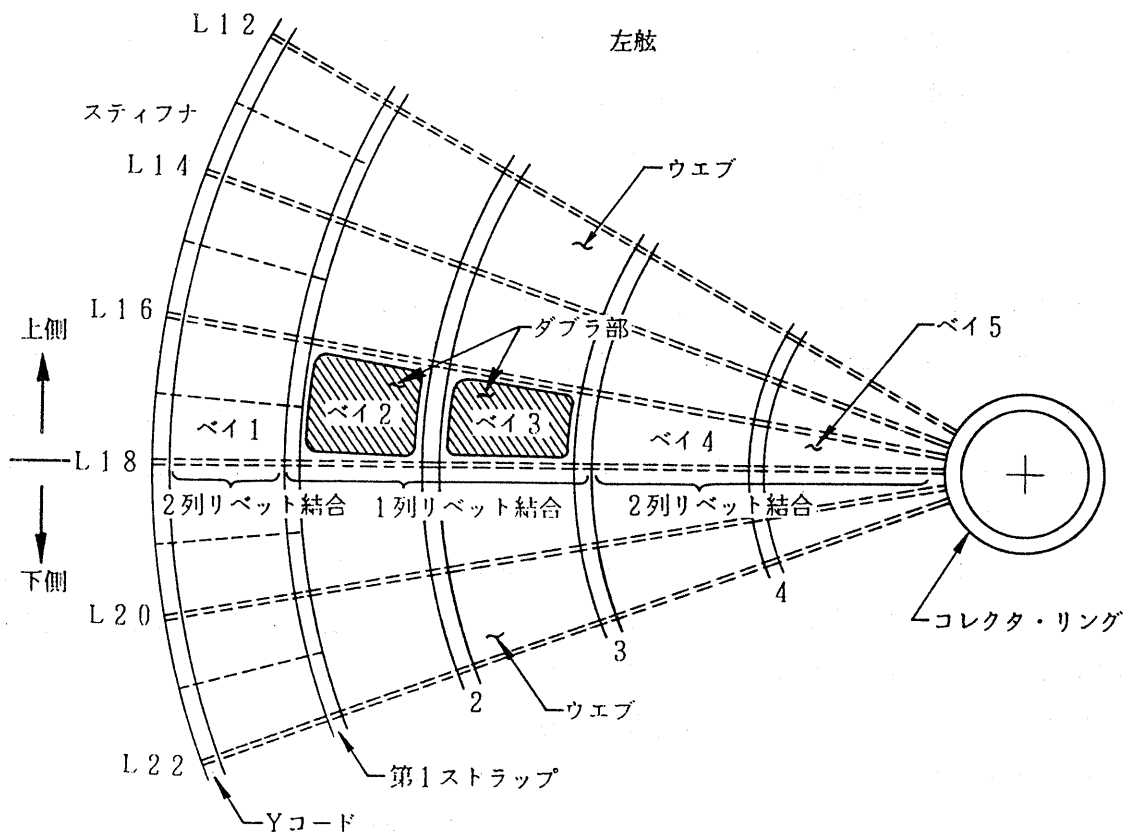
L18接続部が上下に分離すると、コレクタ・リングと結合しているベイ5の部材応力

が高くなる。このことは、引き続いてそのウェブとコレクタ・リングの結合部が破壊し、一連の破壊が進行する可能性を示している。

表-6 L18接続部部材の推定破断圧力

計算条件	最も弱い部材	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	6.9~9.4
ベイ2が破断した場合	ベイ3	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	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	6.2~8.4
	ベイ1	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	5.6~5.8
	第1ストラップ及びL18スティフナ	5.9~6.1

図-12 後部圧力隔壁L18接続部付近



3.1.1.3 破壊順序の推定

疲労亀裂の進展解析及び残留強度の解析と試験の結果並びに残骸の破壊の様相から、後部圧力隔壁の破壊順序は次のように推定される。

- (1) ベイ2とベイ3は1列リベット結合であったために孔縁の応力が高く、孔縁に存在した疲労亀裂の状況から判断すると、大阪国際空港事故の損傷修理後、比較的早い時期にリベット孔に疲労亀裂が発生し進展を始めた。また、第1ストラップ、第2ストラップ及び第3ストラップに重なる部分のウェブにあっても、そのリベット孔に疲労亀裂が発生した。
- (2) ベイ2とベイ3におけるリベット孔からの疲労亀裂進展に伴い、2列リベット結合であるベイ1とベイ4においても、2列打釘の上側に位置するリベット孔縁(下側リベット孔縁より応力が高い。)に疲労亀裂が発生・進展した。
- (3) 疲労亀裂を有するベイ2が、推定客室差圧8.66psiを受けて破断した。
- (4) ベイ3は、疲労亀裂が集中している外舷側部分から破断が始まり全面破断した。
- (5) 第2ストラップが破断し、続いてベイ1及びベイ4が破断した。次に第1ストラップ、第3ストラップ、第4ストラップ、ベイ5及びL18スティフナも破断した。すなわちL18接続部は全面にわたって破断した。
- (6) L18接続部が上下に分離すると、コレクタ・リングと結合している部分の上側ウェブが破断し、この破断はR6スティフナ及びL2スティフナに沿って進行した。
一方、外舷側Yコードと結合している部分の上側ウェブも破断し、後部圧力隔壁の上部が部分開口した。

3.1.2 垂直尾翼破壊の解析のための試験研究(関係資料付録2)

垂直尾翼は、通常過度の内圧に対して強度を持つように設計されてはいない。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並びに破壊順序の検討を行った。

3.1.2.1 スtringとリブ・コード取付部の強度

垂直尾翼アフト・トルクボックスの外板は、図-13に示すようにStringを介してリブと結合している。このような構造を有する垂直尾翼に、内圧が負荷された場合

以下のような計算結果が得られた。

(1) 約4.8～5.4psiの差圧で、FS520～FS570付近のいずれか1箇所のストリングとリブ・コード取付部が破壊し、同部位の結合状態が失われる。

(2) 前項のストリングとリブ・コード取付部の破壊が、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その周囲に広がり、リブ・コード方向にあっては、リブのシャ・タイと外板との結合リベットも破壊する。

この計算結果は、垂直尾翼部分構造内圧破壊試験によっても確認された。

また、18時24分35秒付近にて発生した異常事態の直前の飛行状態において、垂直尾翼に作用していた外部空気力を計算により求めると、アフト・トルクボックス外板の内外には最大約0.5psiの差圧が内側より外側の方向に作用していたこととなる。

これらより、計算結果並びに試験結果に加え垂直尾翼に作用した外部空気力も考慮し、さらに機体の製造時の工作・作業精度、構造の遊び(ガタ)、解析及び試験の精度等を考慮に入れると、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ものと考えられる。

3.1.2.2 外板とスパー・コード取付部の強度

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、このためリブは座屈する。結果として外板は更に膨らみ、約2.0～4.5psiの差圧でFS295～FS450付近の外板とスパー・コード取付部にピール(外板を引き剥がすような)破壊が生じるとの計算結果を得た。

なお、外板とフロント・スパー・コード取付部の強度を外板とリヤ・スパー・コード取付部の強度と比較すると、内圧による荷重は同程度であっても、外部空気力及びフォワード・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。

3.1.2.3 その他の強度

垂直尾翼先端部分のフィン・チップ及びその取付部の強度は、ストリングとリブ・コード取付部の強度より内圧に対しては高いとの計算結果を得た。

3.1.2.4 破壊順序の推定

前項までの各部の強度検討の結果、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上昇したとき、アフト・トルクボックス最上部付近のストリングアとリブ・コード取付部が破壊する。
- (3) 1箇所ストリングアとリブ・コード取付部が破壊すると、隣接するストリングアとリブ・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・タイと外板との結合リベットにも破壊が広がる。
- (4) ストリングアとリブ・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が生じる。
- (5) 1箇所 Peel 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剥離する。
- (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。

3.1.2.5 フラッタ及びダイバージェンスに関する検討

垂直安定板及び方向舵の損壊に、垂直尾翼のフラッタ又はダイバージェンスが関与した可能性について検討する。

ボーイング式747型機は、構造・機能が正常な場合はもちろん、系統油圧が低下した場合、あるいは操縦用アクチュエータと舵面との結合が切れた場合にも、方向舵を含む垂直尾翼にかかわるフラッタまたはダイバージェンスが生じないことが機体開発時に実施された解析及び試験で確認されている。また、垂直安定板の剛性が25パーセント低下した場合においても、1.2V_Dまでの速度範囲内ではフラッタ又はダイバージェンスが生じないことも確認されている。

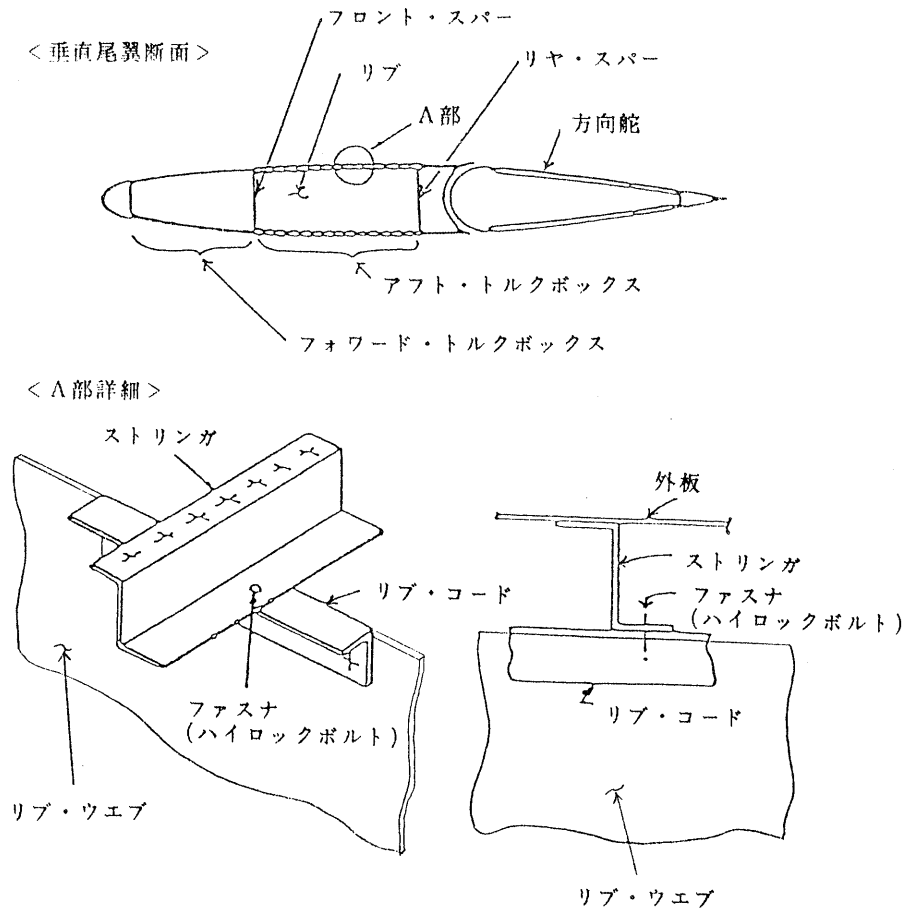
以上の確認された事項及び3.1.2.4での検討結果から、事故機の方向舵を含む垂直尾翼の損壊に、フラッタ又はダイバージェンスが関与したと仮定した場合の破壊順序は、ほぼ以下のとおりとなる。

- (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上昇したとき、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、リブのシヤ・タイと外板との結合リベットにも破壊が広がる。
- (4) ストリングとリブ・コードの結合が弱くなったために、アフト・トルクボックスの剛性が著しく低下し、方向舵を含む垂直尾翼にかかわるフラッタ又は垂直尾翼のダイバージェンスが発生し、垂直尾翼の破壊、方向舵の脱落に至る。
- (5) これらの過程には、リブの座屈、外板取付部のピール破壊、外板の局所的な剝離等の寄与も考えられる。

このような破壊過程の可能性もあり得るが、DFDRの3軸加速度計等の記録及び回収された残骸の損壊状況からは、フラッタ又はダイバージェンスが生じたと推定される形跡は認められなかった。

図-13 ストリングとリブ・コード取付部



3.1.3 APU防火壁付近の強度の検討(関係資料付録3)

胴体後部圧力隔壁(BS2360)の破壊によって流出した客室空気がAPU防火壁に圧力として作用した場合に、この付近の構造がどのような破壊を生じる可能性があるかを検討するために、この付近の構造各部の強度に関する解析計算を行った。

この計算の概要と、その結果から推測される破壊の順序は次のとおりである。

3.1.3.1 各部材の推定強度

APU防火壁に圧力が加わった場合、全部材料が健全であれば、図-14に示す横ビーム①及び⑥の強度が最も弱く、2.2~2.5psiの圧力で座屈すると計算された。横ビーム①及び⑥が破損すると③、⑤及び⑦の横ビームも容易に破損すると推定される。

サポート・ストラットを支える横ビーム②及び④以外の横ビームがすべて破損した場合には、周囲枠材の下部が2.1~3.5psiの圧力で破損し、さらに、周囲枠材の下部が破損した場合には、サポート・ストラットが4.4~4.8psiの圧力で破壊すると計算された。これらをまとめて表-7に示す。

3.1.3.2 破壊順序の推定

上記の各部材の圧力に対する推定強度及び回収された機体の損壊状況から推定される破壊順序は、次のとおりである。

- (1) まず、②及び④を除く上部及び下部の横ビームが2.2~3.5psi程度の圧力で座屈を起こす。
- (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、空気は後方へ流出する。
- (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する。
- (5) APU防火壁にかかる圧力が4psi程度までに上昇するに要する時間は、非常に短いと推定され、これらの破壊は瞬間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、実際の破壊状態は更に複雑なものであったと推測される。

図-14 APU防火壁構造概要

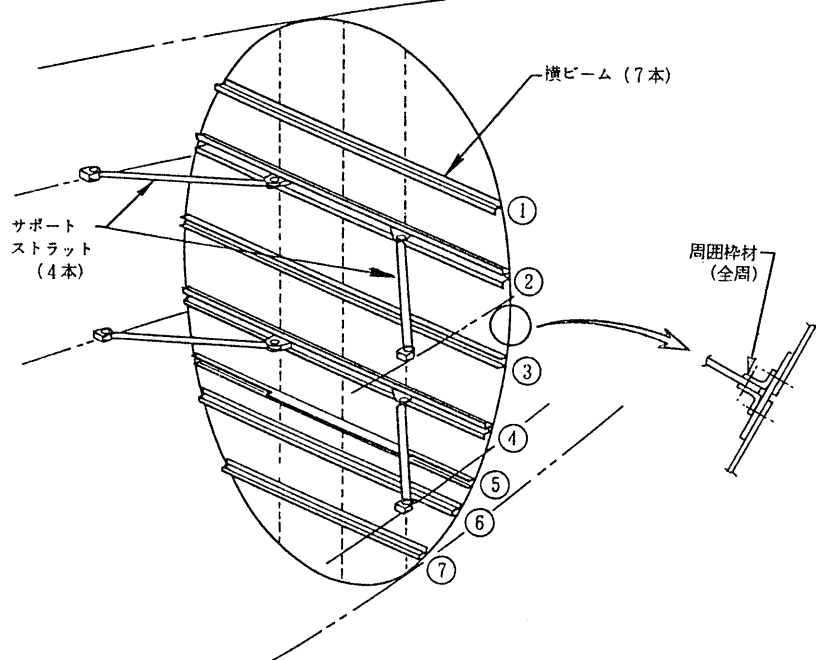


表-7 APU防火壁各部材推定破壊圧力 (単位psi)

計算モデル 部材	全部材健全の場合	②④以外の横ビーム が破損している場合	②④以外の横ビーム 及び周囲枠材下部が 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

3.1.4 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(関係資料付録4)

3.1.4.1 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との関係を調べた。

- (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(3.1.9(4)参照)の開始と酸素マスクの落下(CVR記録及び口述による。)
- (4) APU防火壁損壊と垂直尾翼損壊(残骸調査による。)

これらはいずれも機体内部の、ある部分の圧力又は温度と密接な関係がある。そこで、機内を8個の室に分割し、各室間の圧力差による空気の移動から各室の圧力、温度

などの時間的変化を求める準静的な方法を用い解析計算を実施した。

後部圧力隔壁開口面積、垂直尾翼及びAPU防火壁の耐圧限界など計算結果に重要な影響をもたらす諸条件については、かなりの変化範囲を想定して検討した。（耐圧限界については垂直尾翼部分構造内圧破壊試験結果等を基に垂直尾翼4.75psi、APU防火壁4.00psiを基準値として±30パーセントの範囲を計算）

3.1.4.2 残骸調査の結果、後部圧力隔壁開口面積は2～3平方メートル程度と推定される。

そこで、後部圧力隔壁開口面積を1.5平方メートルから3.5平方メートルの間に变化させた場合、後部圧力隔壁開口後下記の現象発生までの時間は次のようになる。

APU防火壁耐圧限界到達時間（損壊の始まり）	0.09	～0.04 秒
垂直尾翼耐圧限界到達時間（損壊の始まり）	損壊せず	～0.29 秒
客室内相対湿度100パーセント到達時間	1.73	～1.21 秒
客室高度10,000フィートに相当する圧力到達時間（警報用検出器作動開始）	2.21	～1.56 秒
客室高度14,000フィートに相当する圧力到達時間（酸素マスク落下、プリレコーデッド・アナウンス用検出器作動開始）	3.37	～2.40 秒

ただし、APU 防火壁耐圧限界は4.00psi、垂直尾翼耐圧限界は4.75psiとし、APU防火壁及び垂直尾翼の内圧による破壊は瞬時に起こるとした。また、プレッシャ・リリーフ・ドアは開くが、ボディ・シールは損壊しないとした。

APU防火壁、垂直尾翼耐圧限界値など、その他の条件を変化させた場合の詳細な結果は付録4に示してある。

これらの計算結果から、APU防火壁の損壊の開始の方が垂直尾翼のそれより早く、また、霧の発生は後部圧力隔壁損壊の約2秒後であることがわかった。さらに、与圧室の減圧速度は後部圧力隔壁損壊後、数秒以内に客室高度14,000フィートに相当する圧力に達する速さである。与圧室である客室、操縦室、貨物室間の圧力差はわずかに存在するがその差は小さい。なお、耐圧限界をAPU防火壁の破壊の推定(3.1.3参照)及び垂直尾翼の破壊の推定(3.1.2参照)の値に変化させた場合、各現象発生までの時間は上記の値に比べAPU防火壁耐圧限界到達時間及び垂直尾翼耐圧限界到達時間が0.01～0.03秒程度変化する。

3.1.4.3 与圧室減圧の遅い場合の可能性についても調べた。与圧室減圧速度に重要な役割を持つのは後部圧力隔壁開口面積である。前述の破壊の推定(3.1.2及び3.1.3)に関係なく、種々の条件の組み合わせで与圧室減圧の遅い場合を求めると、後部圧力隔壁開口面積0.6平方メートル、APU防火壁耐圧限界4.00psi、垂直尾翼耐圧限界3.33psiの

場合がその一例であり、この場合の下記の現象発生までの時間は次のようになる。

APU防火壁耐圧限界到達時間（損壊の始まり）	0.42 秒
垂直尾翼耐圧限界到達時間（損壊の始まり）	0.41 秒
客室内相対湿度100パーセント到達時間	3.97 秒
客室高度10,000フィートに相当する圧力到達時間（警報用検出器作動開始）	5.02 秒
客室高度14,000フィートに相当する圧力到達時間（酸素マスク落下、プリレコーデッド・アナウンス用検出器作動開始）	7.51 秒

APU防火壁と垂直尾翼の損壊は、垂直尾翼側がわずかに早いとほぼ同時に始まり、霧発生は約4秒後、客室高度14,000フィートに相当する圧力に到達するのは約7.5秒後である。後部圧力隔壁開口面積が更に小さくなると、与圧室減圧速度は更に遅くなる。しかしながら、その場合APU防火壁と垂直尾翼のいずれもが損壊するという圧力条件が満たされなくなる。

3.1.4.4 後部圧力隔壁開口直後の状況についても検討した。後部圧力隔壁開口直後、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、後部圧力隔壁後方の胴体断面積は後部圧力隔壁開口面積よりはるかに大きく、さら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元的に後方に進行し、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。ここでは、APU防火壁部分への流入部以外の流路障害物をすべて無視し、衝撃波の反射及び噴流のせき止めを考慮した二つの場合について、APU防火壁に加わる荷重を求めた。

その結果、上記の場合APU防火壁に加わる平均差圧はそれぞれ2.74psi及び2.88psiであり、これらの値はかなりの大きめの推定であるにもかかわらず、APU防火壁の破壊の推定値3~4psi程度より低いことから、後部圧力隔壁開口直後に起こる過渡的現象によってはAPU防火壁は損壊しないと考えられる。

3.1.5 各種記録の表示時刻について

3.1.5.1 CVRの表示時刻

CVRには時刻が記録されないため、その時刻を次の方法により推定した。

CVR記録テープに記録されている航空管制官の交信内容と、日本標準時刻の報時信号が記録されている航空交通管制交信記録テープの交信内容から、同一音声部分の時刻をサウンド・スペクトロ・アナライザ等を使用し、可能な限り精密に照合しCVR記録の

時刻とした。

しかし、CVR記録テープの走行については機器の性能上必ずしも一様な走行速度が保たれないため、前述の照合した箇所以外の時刻においては多少の遅速があり得る。

3.1.5.2 DFDRの表示時刻

DFDRには機長席の機内時計の表示時刻が記録されるようになっている。この時計の時刻は必ずしも正確とは限らないので、次の方法によりその校正を行った。

DFDRには航空交通管制との交信時に使用するスイッチのキーイング時刻が記録されている。また、航空交通管制交信記録テープには日本標準時の報時信号が記録されている。

この標準時刻を基準にしてDFDRのキーイング時刻を照合した結果、DFDRの記録時刻は約6秒の遅れを生じていたのでDFDR記録の時刻に6秒を加えて記述した。

なお、DFDRには、キーイング信号がキーイングされてから1秒以内の遅れで記録されることになっているので、標準時刻の報時信号の記録されている航空交通管制交信記録テープとの照合によるDFDRの表示時刻は最大1秒の誤差があり得る。

3.1.6 DFDR記録のエラー修復作業(関係資料付録5)

(1) DFDR記録の概要

DFDR記録は、各種のデータを「0」と「1」の2種類の信号で記録するデジタル記録方式となっており、各データは1/8～4秒ごとの周期で記録される。

高度、速度、方位などのデータは1秒ごと、加速度などのように変化の早いデータは1/8～1/4秒ごと、時刻などのデータは4秒ごとの周期で記録されており、4秒間ですべてのデータがひととおり記録されることになる。DFDR解読機では、1秒ごとにデータのチェックを行い、途中で信号レベルの低下や歪みなどによる読み取り不能な部分があるとき、あるいはデータの形式に誤りを発見したとき、解読不能としてエラー・マークを記録するようになっている。

(2) 解読機によるエラー修復作業

2.11に記述したとおり、今回のDFDRテープには切断やしわがあり、またそれ以外の部分も含めて読み取り時には多数のエラー・マークが記録された。これらのエラー・マークのうち、信号レベルの低下や大きな歪みを含む部分については、読み取り装置の個体差、読み取り時のテープの張力等により相違が出るものと思われた。このため、装置やテープの張力を変えた方法による読み取り作業を行い、最適な方法を用いることによりエラー・マークを減少させることができた。

しかし、18時24分35秒ごろ、18時40分34秒ごろ及び18時55分12秒以降の1分以上の部分の計3箇所エラー・マークが残り、これらについては(3)の方法による修復作業が必要となった。

(3) 計算機によるエラー修復作業

出力が低下したり、波形が乱れて通常の解読機による読み取りが不能の部分については、DFDR読み取り再生段階の途中から信号を取り出し、これに各種の装置を使用して波形整形することにより「0」及び「1」の信号として解読を行った。また、「0」又は「1」を表す信号は通常では規則正しく並んでいるが、エラーを生じた部分では信号の並びが大きく乱れているものもあり、この部分ではそれぞれの信号の区切りを前後に移動させて解読を試みるようなコンピュータ処理も行った。

以上の結果、信号レベルがある程度以上である部分については、ほとんどの箇所では解読可能となったが、特に信号歪みの大きいところなどではコンピュータ処理によっては解読できず、前後のパターンからデータを見付けだす等の作業には人間による判読が必要となった。

(4) エラー修復結果の概要

以上に述べたような方法により、当初エラー・マークの出力された箇所のほとんどについて解読が可能となった。18時55分12秒ごろからの連続エラー部分では飛行経路、機体姿勢等の運動解析に関連した諸量（高度、速度、加速度、方位角、姿勢角、エンジン出力レベル等）のみを修復対象とした。

以上の方法によりエラー部分を修復したDFDR記録を別添5に示す。データ修復部分には修復マークを付してある。

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。

3.1.7 DFDR記録に基づく事故機の飛行状況及び飛行経路について(関係資料付録6)

3.1.7.1 異常事態発生前後の状況

(1) 事象の前後関係(別添5参照)

DFDRの解析から、異常事態発生の前後に関し次のことが考えられる。

(ア) 前後方向加速度(LNGG)

18時24分35.70秒の前後方向加速度は、異常事態発生の前後に比べ約0.047G突出している。当時の重量を考慮すると、約11トンの前向き外力が作用したものと推定され、胴体後端部の破壊がこの時刻付近で生じたものと推定される。なお、36.20秒以後の数秒間にわたって前後方向加速度は大きな変化を示すが、これは機体運

動によるものと考えられる。

(イ) 横方向加速度(LATG)

24分35.73秒から35.98秒の間に、横方向加速度に最初の有意な変化がみられる。前後方向加速度突出直後の横方向加速度のこの変動は、尾部の破壊が35.73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、数秒間にわたって横方向加速度に最大全振幅0.08Gを越す振動がみられる。数秒後には完全に減衰していることから考えて、異常外力によって励振された自由振動と考えられる。

(ウ) 縦のトリム装置の変位量(HSTB)

18時24分35.13秒まで位置は正常なトリム位置-1.2度であった。次の記録時刻36.13秒及びそれ以降ではHSTBセンサの限界値を超えて記録されている。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ものと推定される。

(エ) DFDRのエラー

DFDR記録のうち、18時24分35.64秒及び35.73秒前後において複数個のエラーがあった。構造の破壊によって、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したものと考えられる。

(オ) 操縦桿操作量(CCP)及び自動操縦装置Aチャンネル(CMD1)

異常発生後のCCP位置は全体として法外に大きく押されているが、それに対応したピッチ変化が記録されていないことから、異常事態発生後比較的短秒内に操縦桿と昇降舵パワー・コントロール・パッケージとの間で対応関係が失われたものと推定される。自動操縦装置Aチャンネルは、18時24分37.92秒までは「コマンド・モード」にあり、38.92秒以後は「オフ」である。

(カ) 垂直加速度(VRTG)

18時24分35.66秒までは、ほぼ定常飛行状態を表す垂直加速度が記録されている。以後垂直加速度が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、その結果じょう乱が始まっている。

垂直尾翼の破壊がこの時刻付近で生じたものと推定される。

(キ) 方向舵ペダルの操作量(PED)

18時24分36.22秒まで正常な中立位置0度にあったPEDは、36.72秒までの間に右25度以上に急変した。この時刻は横方向加速度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20度～左15度に急変しているが、そのように大きなPED入力に対して方位角や横揺れ角は正当な応答を示していないことから、36.22秒以

降は方向舵の制御力は失われたものと推定される。

(2) 運動の数値解析

(ア) 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を推定することにより、破壊過程が上記(1)項に記述したと矛盾がないかを確認する。

(イ) 異常外力がないと仮定した場合の検討

操縦桿の操作量、EPR(エンジンの出力)のDFDR記録どおりに昇降舵角、推力が発生していたと仮定して機体の運動を計算すると、異常事態発生前にはDFDR記録値とよく一致しているが、18時24分36秒以後の高度、速度、迎角、ピッチ角の計算値は、記録値との間に大きな不一致が生じ始める。このことから異常外力が発生したと考えなければ、DFDR記録値の説明ができないことがわかった。

(ウ) 異常事態発生時に噴流や外形変化によって生じた外力の推定

DFDRの記録を再現するように異常外力を仮定して機体の応答(速度、高度、加速度、姿勢等の変化)を数値解析した結果は、18時24分35.60秒ごろより始まる前向き異常外力(最大値約11トン)及び36.60秒にピークをもつ下向き異常外力が必要なことが数値計算からわかった。

なお、横向き異常外力については、DFDR記録からは推定できなかった。

3.1.7.2 胴体尾部及び垂直尾翼の一部欠損による安定性・操縦性の変化

尾部／尾翼の欠損は空力形状の変化に伴う安定性の低下及び舵面の損失、操縦索の損傷、油圧の低下等による操縦性の劣化をもたらすので、数値解析によって以下の検討をした。

(1) 尾部／尾翼の破壊後の形状

残骸調査、DFDR記録の解析及び写真画像の解析結果からは、胴体尾部はBS2658から後方が異常事態発生直後に分離したと推定されるが、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。事故機の運動は下の図に示す垂直尾翼欠損形状(欠損は斜線部分)を仮定した場合に最もよく説明できた。

図-15 垂直尾翼欠損図



(2) 縦の安定性

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。なお、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。

(3) 縦の操縦性

異常事態発生後の全飛行時間にわたって、ダッチロール運動とともにフゴイド運動が励起されていた。フゴイ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・スクリュによって固定されたままであったと考えられるが、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エンジン出力による制御及び代替系統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、代替系統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。

縦の姿勢制御機能損失のため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は可能であるが、このことはパイロットにとって必ずしも容易なことではないと考えられる。

(4) 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。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、線形化したときの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。

事故機は尾翼の一部欠損のときには、線形化の仮定のもとでは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度の強い領域に入り込んだと推定される。

ただし、実際の状況では、振幅の増大に伴いリミット・サイクル状態になったと推定される。

(5) 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ほとんど同時に脱落したと考えられる。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と推定される。

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1分以上機能していたが、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かったと考えられる。

左右エンジン推力の差を用いたパイロットによるダッチロールの抑制は、実質的に不可能であると推定される。

(6) 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、全機の方向安定のうちの尾翼寄与分が減り、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。主翼の方向安定への寄与は、つり合い迎角及びフラップ設定角によって大幅に変化する。つり合い迎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向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。

速度、高度によってフラップ角を極めて精密に設定しなければ、線形化の仮定のもとでダッチロール不安定の領域に簡単に入り込んでしまうものと考えられる。

3.1.7.3 DFDRによる推定飛行経路

事故機の飛行経路はレーダ記録とDFDRの解読結果から推定を行ったが、同機が山岳方面に向かって飛行を始めた18時48分ごろからは山の影響によってレーダ電波の伝搬状況が著しく悪化し、レーダ記録に乱れを生じた。このため18時46分ごろからDFDRの記録の最後(18時56分27秒)までの間は主としてDFDRの解読結果から推定を行い、付図-1にその経路図を示す。これらの飛行経路は目撃者の口述とほぼ一致する。

これによれば、同機は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右まわりして墜落したものと考えられる。

3.1.7.4 DFDRによる墜落直前の飛行状況の推定

18時54分40秒ごろ、三国山の南で同機はフラップ角が約8ユニットとなったが、左右の効きの不均衡によると思われる右バンクが急激に増大し、右旋回が始まった。その後もフラップは下がり続け、18時55分過ぎには三国山の西に至り右横揺れ角が30度～40度程度に達し、次第に右旋回が強まった。また、18時55分40秒以降左側エンジンの出力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この状態が継続した。

18時55分42秒にはフラップ角が約25ユニットになった。直ちにフラップが上げ始められたが、機体の右バンクは更に増え50度～60度程度に達した。フラップは51分14秒ごろから墜落まで常に作動状態で、左右の効果に不釣合が生じやすい状態が続いたものと推定される。

18時55分57秒ごろ、縦揺れ角は頭下げ約15度を超え更に機首が下がり続けた。このため急激にパワーが加えられたものと考えられエンジン出力は1.15のレベルから1.50のレベルまで上昇した。このときの高度は約10,000フィートであった。

同機は機首を下げ、かつ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、右横揺れ角を約80度以上に増加しながら急降下に入り、急増速に伴う揚力増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07秒には機首は頭下げ約36度に達し、降下率は平均15,000フィート/分、一時的には18,000フィート/分以上になった。対気速度増大に伴う揚力の増加は、大きな上向きの垂直加速度を生じたにもかかわらず、大きなバンクのため、急旋回を生じるだけでほとんど降下を止めることができず、同機は高度を急激に失っていったものと推定される。

18時56分17秒ごろ、高度約5,500フィートで右横揺れ角は約40度まで回復し、このときの対気速度は340ノットを超えていた。このころには地上接近警報が作動していた(CVR記録)ため、エンジン出力は最大近くまで上げられたものと推定される。以前より右横揺れ角が少なくなった(約40度)こともあり、同機は急旋回しながらも降下が止まり、それに伴い上向き垂直加速度約3Gが5~6秒間続いた。

18時56分23秒過ぎに前後方向加速度計に後向き0.14Gの衝撃が記録され、急激に右バンクが増え始めるとともに、上向いた機首が再び急激に下向きになり始め、このとき以後右側第3、第4エンジンの出力が異常な速さで低下、特に第4エンジンの出力は零を示すEPR0.50まで下がった。ただし、左側第1、第2エンジンのEPRは正常であり、第3エンジンの低下もEPR0.86程度にとどまった。この記録と同時刻ごろのCVRの接触音の記録を総合すれば、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たものと考えられる。

その約3秒後に再び大きな後向き加速度がかかり始め、機首方位、前後加速度に異常な変化が出始めた。この異常と一本から松からの飛行距離及びCVRの第2の接触音を考慮すると、このときがU字溝への最初の接触と考えられる。また、同時刻ごろ左側第1、第2エンジンの出力も第4エンジンと同様に異常な低下を示し始め、続いて第3エンジンの出力も低下した。接触の際にかかった後向き及び横方向の大きな外力とこれに対するエンジンの大きな推力のため、機体に局所的な大きな力が働き、第1、第2及び第3のエンジンが外れ、500~700メートル先まで飛んだことも考えられる。

18時56分27秒ごろ、後向き加速度が0.26Gに達するとともに横方向加速度が右向き加速度約0.5Gから左向き加速度約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、このとき機体は右翼端でU字溝を深くえぐったことも考えら

れる。

U字溝における一連の経過の中で機体が極めて強い衝撃を受けたため、破壊が進んで強度不足になっていた残存垂直尾翼及び水平尾翼が脱落し、飛散したものと考えられる。

なお、U字溝から墜落現場へ向かって約40～50メートル行ったと考えられる地点(18時56分27.25秒)までDFDRデータによる解析が可能であった。最後に記録されている機体の姿勢は、縦揺れ角頭下げ42.2度、横揺れ角131.5度、機首方位277.1度、対気速度263.7ノットであり、機首を大きく下げほとんど裏返しになったと考えられる。なお、このときの航跡(方位)は304度と推定される。

3.1.8 事故機の飛行シミュレーション試験(関係資料付録7)

(1) 試験の目的

機体後部の損壊によって、3.1.7.2に述べたように安定性・操縦性が極めて劣化していたと考えられる事故機の飛行が、運航乗務員(この項では以下「クルー」という。)にとってどのようなものであったかを知るために、以下のことを目的にして飛行シミュレーション試験を行った。

(I) 事故機が生還できる可能性を有していたか否か

(IA) クルーがこのような異常事態に対処する操縦手法を知らなかった場合

(IB) クルーが最善の操縦手法を知っていた場合

(II) 事故機において最低限どの操縦系統が正常であれば生還の可能性があったか

(III) 事故機における各種操縦系統の不作動の事実を、パイロットはどのようにして検知するか

なお、今回の事故においては、事故機のクルーは減圧とそれに伴う酸素不足、予想もしなかった異常事態下の心理的圧迫というような厳しい状況のもとで飛行したとみられるが、このような状況は飛行シミュレーション試験では模擬できない。

(2) 試験機材

全日本空輸株式会社所有の事故機と同型式の訓練用シミュレータを試験の目的に対応するように所要の改修を行い、シミュレーションを行った。上記目的のうち(III)に関しては、必要な運動感覚(motion cue)が得られる航空宇宙技術研究所のイン・フライト・シミュレータ(可変安定応答実験機、VSRA)を用いた飛行実験も行った。

(3) 試験計画

(ア) シミュレータによる故障形態の設定

形態	①	②	③	④	④'	⑤
オートスロットル	オフ					
自動操縦装置	オフ					
ヨー・ダンパ	オン	オフ				
垂直安定板及び方向舵	正常			喪失		
水平安定板及び昇降舵	正常			不作動	正常	不作動
補助翼及びスポイラ	正常				不作動	
フラップ	油圧正常				オルタネート	
脚	油圧正常				オルタネート	

表のように故障形態②～⑤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、自動操縦装置が「オフ」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。

3.1.7.1から、事故機は異常発生後1分ないし1.5分以内に故障形態⑤になったものと推定される。

なお、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分ないし1.5分位の間事故機が形態④にあったと考えられる点を除けば、いずれも事故機の状態を模擬したものではない。

標準的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でできるだけ安全に滑走路又は海面上に降ろす(着水海面を全く指定しない。)という操縦上の課題に焦点を絞り、クルー・コーディネーション、客室に対する配慮、地上との通信、急減圧とそれによる酸素不足がクルーに及ぼす影響等は一切考慮の対象から外した。

(イ) 試験の実施等

本試験は、経験豊富な教官クラスの機長並びに副操縦士及び航空機関士からなるA～Dの4クルーを編成し、各クルーが一日1ラウンド(4時間)ずつ、二日間計2ラウンドの試験をそれぞれ行った。シミュレータ試験開始前に各クルーに対して、予めシミュレータには今回の事故についての検討を行うために、ある種の故障状態を模擬した改修が施されていること及び試験の体験を相互に伝達しないようにとの注意がなされた。

クルーA～Dの各試験終了後、その結果を整理し、安定性・操縦性の検討を加えた結果、最善の操作手法を設定し、それに基づいてクルーE(クルーEの機長は、シミュ

レータ試験を実施したA～Dのクルーのうちから1名を選定)が故障形態⑤の試験のみを1ラウンド繰り返した。試験「(1B) 最善の操縦手法を知っていた場合」はクルーEによって集中的に実施されたことになる。試験の実施に際し、弱い乱気流を付加し、羽田滑走路33Rへの進入・着陸に際しては横風(060度方向)10ノットを加えた。

(4) 試験の結果と検討

(ア) 異常の検知

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は次のとおりである。各機長とも、まず縦の操縦系統の不具合をピッチ姿勢修正不可能、昇降舵あるいは水平安定板操作に対する応答の異和感の形で検知し、次に横の操縦系統の異常をダッチロール抑制不可能及び補助翼操舵の応答不良によって検知している。方向操縦系統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・ダンパ不作動を知る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。

本シミュレータ試験においては、各クルーは今回の事故の概要を知っており、また必ず何か異常が生じる旨の情報が与えられているので、操舵応答を基にして縦の操縦系統では30秒以内に、横の操縦系統では1.5分以内に、また方向の操縦系統では遅くとも4分以内にそれぞれの異常が検知されている。

VSRAの飛行実験ではシミュレータ試験におけるよりも早期に異常が検知される場合が多い。ただし、予告なしに突風や非対称推力のような入力を模擬したじょう乱を加えた場合、この早期検知は著しく妨げられる傾向がみられた。

(イ) 故障形態⑤における生還可能性

着水に際して激突が模擬されると機器に悪影響を与えるおそれがあるため、原則として電波高度計の高度30フィートで試験を中止した。

クルーA～Dのすべての機長は、滑走路への着陸を断念し海面への緊急着水を決心しており、事故機と同様に飛行中に激しいダッチロール・モード及びフゴイド・モードが発生している。ほとんどすべての場合に、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ったとすべての機長は考えている。

しかしながら、最善の操縦手法を学習した後のクルーEの機長によるシミュレーションからは、電波高度計30フィートにおいて脚下げの形態で対気速度200ノット以下、沈下率500フィート/分以下、縦揺れ角0度付近、横揺れ角2度～3度以下という比較

的安定した結果が得られた。

結論として、事故機と同じ故障形態⑤を仮定すると、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・姿勢等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。

(ウ) 破壊形態の相異による生還可能性の変化

故障形態③

すべて羽田滑走路33Rへの着陸が試みられている。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当然であるが、結論として補助翼系及び昇降舵系の操縦機能が残っていれば、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着陸が可能であった。

故障形態④

羽田滑走路33Rに着陸した一例を除き、すべて着陸を断念し着水が選択されている。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。ただし接水時の縦揺れ角のばらつきは大きい。

故障形態④'

昇降舵系統のみが機能していたとした故障形態④'では、機長は滑走路への着陸を断念し、着水を試みている。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度以上の縦揺れ角での着水が可能であった。

3.1.9 CVR記録の音声分析

(1) CVR記録からみた精神緊張度について

航空事故等に関連して、パイロット等乗務員の精神緊張度と音声基本周波数の間に相関があることが多数報告されている。そこで、航空自衛隊航空医学実験隊で開発した手法（*1）を用いて事故機の乗務員の音声記録から精神緊張度を推定する分析を行った。

音声基本周波数とは、1秒間の声帯振動数であり、男性と女性とでは約1オクターブの差があるとされている。ここでは、日本人が通常の会話をする場合の音声基本周波数といわれている男性150ヘルツ、女性240ヘルツを音声基本周波数の基準値とした。

この周波数を基準として、精神的緊張が生じた場合の音声基本周波数がどの程度増加したかを求めその値から精神緊張の程度を(1)～(9)の段階点で評価するための段階表を表-8に示す。

CVR及び管制交信記録には乗務員の声が多数記録されているが、事故機の飛行状況の変化等を考えて、A.出発時、B.異常事態発生直前、C.異常事態発生直後、D.異常事態発生から15分後ごろ(飛行高度約22,000フィート)、E.異常事態発生から25分後ごろ、(飛行高度約9,000フィート)及びF.墜落直前の6つの時間区分帯における64件の音声について分析した。分析結果を表-9に示す。

(*1) Kuroda, I., O. Fujiwara, N. Okamura, and N. Utsuki. Method for determining pilot stress through analysis of voice communication. Aviation Space and Environmental Medicine. 1976

(ア) 離陸からドーンというような音の発生直前までの精神緊張度について(表-9参照)

事故機の羽田出発から、18時18分38秒までの上昇中の管制交信記録の音声から推測した機長の精神緊張度は、9段階点の(1)～(3)の範囲で変動している。この緊張の程度は離陸から上昇という状況下で一般的なものとみられ、この時点で機長が何らかの異常の発生を感知していた可能性は少ないと思われる。

事故機のCVR記録は18時24分12秒の「たいとおっしゃる方がいらっしゃるんですかよろしいでしょうか。」という客室乗務員による操縦室への機内通話から始まっている。この女性の音声から計測した精神緊張度は表-2のとおり9段階点の(3)であり、また、その落ち着いた話し振りから勘案してこの時点で客室乗務員が何らかの異常を感知していたという可能性は少ないと考えられる。

この異常とも思えない客室乗務員の申し出に対応した航空機関士と副操縦士の音声からは、精神緊張度9段階点の(5)～(7)という通常の飛行状況下ではやや異常とも思える精神的な高まりを示す値が推測された。このことから、この時点で同運航乗務員は精神緊張度が高まるような何らかの異常の傾向を感知していたとも考えられる。

(イ) ドーンというような音の発生後の精神緊張度について(表-9参照)

ドーンというような音が発生した直後の機長、副操縦士及び航空機関士の音声から推測された精神緊張度は9段階点の(6)～(8)の範囲で変化しており、その後は若干の変動を繰り返しながら徐々に緊張が高まり墜落直前における精神緊張度はほぼ9段階点の(9)となっている。しかしながら、このような精神緊張度の変化は

事故機が最悪ともいうべき緊急事態に陥ったことからみて当然なことと考えられる。

(2) CVRの音声記録からみた低酸素症について

CVR記録によれば、事故機の客室高度警報音はドーンというような音の直後の18時24分37秒から約1秒間鳴り、26秒間中断した後18時25分04秒に再び鳴りだし、高度が10,000フィート以下となった18時47分28秒まで続いている。しかしながら、当該警報音等によって当時の運航乗務員が機内の減圧状態を感知し酸素マスクを装着したとすれば、CVRに録音されるはずがない操縦室内音声収録用マイク(以下「エリアマイク」という。)による音声は録音されていることから、この間の運航乗務員は酸素マスクを装着しなかったものと推定される。

そこで、CVRの音声記録から与圧なしで20,000フィート以上の高度を酸素マスクを使用せず約18分間飛行したとみられる運航乗務員の低酸素症発症の有無について調査したところ、次のとおりであった。

表-9によるとおり同表区分Dの音声基本周波数最大値の欄に不明瞭と記入してある箇所、すなわち低酸素症の徴候といわれている音声基本周波数の高調波が不明瞭となっているところが多くみられ、これらは同乗務員の低酸素症の発症に起因したものとも考えられる。また、CVRの音声記録から低酸素症と関連があるとみられるものを列挙すると次のとおりである(別添6参照)。

- (ア) 18時29分の後半から36分にかけての機長と副操縦士との間の会話が著しく少なく、18時40分から43分前半までの運航乗務員間の会話も極端に少なくなっていること。(なお、飛行高度が20,000フィート以下の18時45分ごろからは操縦室内の会話は増え始め、その後は地上からの呼び掛けにも応答している。)
- (イ) 18時33分50秒前後に航空機関士から二度にわたり酸素マスクの着用が提案されているのに、機長はいずれも「はい」と答えたのみで、その措置をとらなかったとみられること。
- (ウ) 18時33分から43分にかけて、JAPAN AIR TOKYOから4回にわたり呼び出しを受けたが、これに応答していないこと。また、これに関連して応答先の東京又は大阪を決めるのに約1分間を要していること。
- (エ) 18時35分ごろから約1分間機長の語調が強くなっていること。

表-8 精神緊張度(段階点)換算表

精神緊張度 (段階点)	音声基本周波数 (Hz)			
	男 性		女 性	
(1)	~ 150		~ 240	
(2)	151	~ 164	241	~ 262
(3)	165	~ 182	263	~ 290
(4)	183	~ 201	291	~ 322
(5)	202	~ 228	323	~ 365
(6)	229	~ 261	366	~ 418
(7)	262	~ 308	419	~ 492
(8)	309	~ 374	493	~ 598
(9)	375	~	599	~

段階点 (1)~(3) は、正常な状況下において一般的に生じる緊張の程度を意味している。

“ (4)~(6) は、緊急状況には至っていないが、何らかの異常発生時等において一般的に生じる緊張の程度を意味している。

“ (7)~(9) は、緊急状況下において一般的に生じる緊張の程度を意味している。

過去の実例から、精神緊張度(9)においては冷静な処置判断が困難となる傾向が認められている。

表-9 精神緊張度分析表(別添6参照)

時間区分帯	No.	時:分:秒	発声者	発 声 内 容	音声基本周波数 最大値Hz及び緊張度段階点
A	1	17:53:17	CAP	Ah TOKYO clearance JAPAN AIR 123	136Hz(1)
	2	:59:38	CAP	Clearance delivery JAPAN AIR 123--	154 (2)
	3	18:03:43	CAP	Roger JAPAN AIR 123, 15 left	165 (3)
	4	:07:43	CAP	Alfa 4 A runway to charlie 7---	150 (1)
	5	:09:45	CAP	Into position and hold 15-----	150 (1)
	6	:12:24	CAP	Roger JAPAN AIR 123	138 (1)
B	7	:16:35	CAP	Roger own navigation direct ah---	162 (2)
	8	:16:55	CAP	TOKYO CONTOROL JAPAN AIR 123 passing ---	168 (3)
	9	:18:38	CAP	Present position direct SEAPERCH--	170 (3)
	10	:24:12	STW	たいとおっしゃる方が、いらっしゃる んですがよろしいのでしょうか？	267 (3)
	11	:":15	COP	気をつけて	250 (6)
	12	:":16	F/E	じゃあ気をつけてお願いします	290 (7)
	13	:":17	COP	手ばやく	220 (5)
	14	:":18	STW	はいありがとうございます	300 (4)
	15	:":18	F/E	気をつけてください	210 (5)

C	16	:24:35		「ドーン」			
	17	:":39	CAP	なんか爆発したぞ	250	(6)	
	18	:":42	CAP	スコーク 77	290	(7)	
	19	:":43	COP	ギアドア	260	(6)	
	20	:":43	CAP	ギアみてギア	240	(6)	
	21	:":44	F/E	えっ	300	(7)	
	22	:":44	CAP	ギアみてギア	270	(7)	
	23	:":46	CAP	エンジン?	270	(7)	
	24	:":47	COP	スコーク 77	260	(6)	
	25	:":48	F/E	オールエンジン・・・	320	(8)	
26	:":51	COP	これみてくださいよ	275	(6)		
D	27	:38:29	CAP	両手でやれ、両手で	不	明	瞭
	28	:":30	COP	はい	不	明	瞭
	29	:":32	F/E	ギアダウンしたらどうですか?ギアダウン	340	(8)	
	30	:":34	COP	ギアダウンでしょうか?	不	明	瞭
	31	:":45	CAP	出せない ギア降りない	不	明	瞭
	32	:":54	CAP	あたま下げろ	不	明	瞭
	33	:":55	COP	はい	不	明	瞭
	34	:39:13	F/E	オルタネートでゆっくりとだしましょうか?	不	明	瞭
	35	:":18	CAP	はい ちょっと待って	不	明	瞭
	36	:40:00	CAP	あーあたま下げろ	350	(8)	
	37	:":01	COP	はい	240	(6)	
	38	:":22	F/E	ギヤダウンしました	300	(7)	
	39	:":23	COP	はい	240	(6)	
	40	:":41	CAP	あたまを下げろ	280	(7)	
	41	:":42	COP	はい	210	(5)	
	42	:41:00	CAP	あつま下げろ	332	(8)	
43	:":01	CAP	そんなのどうでもいい	320	(8)		
44	:43:23	CAP	あたま下げろ	不	明	瞭	
45	:44:22	CAP	いっぱいやったか?	不	明	瞭	
46	:":23	COP	いっぱい かじいっぱいです	不	明	瞭	
E	47	18:47:53	CAP	山にぶつかるぞ	330	(8)	
	48	:":	COP	はい	250	(6)	
	49	:47:59	CAP	マックパワー	300	(7)	
	50	:48:00	COP	マックパワー	280	(7)	
	51	:":02	F/E	がんばれー	354	(8)	
	52	:":10	CAP	レフトターン こんどは	362	(8)	
	53	:":19	CAP	あーみぎみぎ あつま下げろ	368	(8)	
	54	:":23	CAP	あつま下げろ	400	(9)	
	55	:":25	COP	いまかじいっぱい	325	(8)	
	56	:":51	COP	ふかしましょうか?	280	(7)	
F	57	:55:43	CAP	フラップとめな	326	(8)	
	58	:":47	CAP	フラップみんなでくっついちゃだめだ	400	(9)	
	59	:":56	CAP	パワー	370	(8)	
	60	:":58	CAP	フラップ	410	(9)	
	61	:":59	F/E	あげてます	318	(8)	
	62	:56:04	CAP	あたま上げろ	360	(8)	
	63	:":07	CAP	あたま上げろ	400	(9)	
	64	:":10	CAP	パワー	380	(9)	

(3) CVR記録による警報音(関係資料付録8)

CVR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が記録されていた。

警報音の発生時刻及び類別を別添6のCVR記録に示す。

(4) プリレコーデッド・アナウンス(自動機内放送再生装置による放送、以下「PRA」という。)について(関係資料付録8)

別添6のCVR記録によるとおり18時24分37秒には、客室内気圧高度(操縦室を含む。以下同じ。)が、約10,000フィートになったことを示す客室高度警報音が鳴っている。

その後間もなく客室内気圧高度が約14,000フィートとなり、客室内の酸素マスクが落下するとともにPRAが開始されたとみられるが、CVR記録にはこの時点でのPRAが録音されていないので当該PRAが遅滞なく開始されたか否かについて調査した。

その結果、自動機内放送再生装置は18時24分38秒ごろに作動し始め、その6～7秒後の18時24分44秒ごろに機内放送が開始されたものと推定される。なお、当該機内放送の開始部分が録音されなかったのは、この時点で行われていた客室乗務員(パーサ)の機内放送に優先権があったためと推定される。

(5) 自動操縦装置解除の警報音について

DFDR記録では、ドーンというような音とほとんど同時に自動操縦装置がコマンドモードからオフ位置に切り替わっているが、CVRの記録からはその際発せられるべき同装置解除の警報音を確認できず、同警報システムについての調査を行ったがその理由を明らかにすることはできなかった。

なおCVRには、自動操縦装置に関するものとして18時26分03秒に「バンクそんなにとるなマニュアルだから」という機長の声が録音されており、この時点で既に自動操縦装置が解除されていたとみられる。

3.1.10 CVR記録の音響分析(関係資料付録9)

3.1.10.1 機体の音響伝達特性及びCVRの記録再生特性の調査

事故機のCVRには、事故当日の18時24分12秒ごろから18時56分28秒ごろまでの間、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エリアマイクからの音声、また他の三つのトラックには機長、副操縦士及び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が記録されていた。

音響信号分析のためには、機体内の音響伝送特性やCVRの記録再生特性を予め把握し

ておく必要があるので、以下の調査を行った。

(1) 機体の音響伝送特性の調査

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機体後部で発生した音響が同エリアマイクに到達する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、さらに機体外部を通る経路をも考慮する必要がある。

また、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ため、その間の音響伝送特性も複雑なものと考えられるので、これらの調査のうち地上でできる項目と飛行中に測定する必要のある項目について、事故機と同型式機を使用して実施した。

その結果機体の遮音効果は大きく、また、固体伝播音の減衰もかなり大きいことから、機体後部からの音の伝播経路は主として機体内であることがわかった。

(2) CVRの記録再生特性の調査

事故機に使用されていたものと同型式のCVRを用いてCVR記録再生特性についての調査を行った。

その結果、CVRの再生信号の分析に必要な周波数特性や電源周波数成分の漏えいの程度等を知ることができた。

3.1.10.2 CVRに記録された音響分析

(1) ドーンというような音

ドーンというような音が18時24分35.5秒～35.6秒から24分37.0秒ごろにわたり聴取された。この付近のCVR再生信号の周波数分析を行ったところ、この音はいくつかのグループから構成されていることがわかった。図-16にCVR再生波形とそのサウンド・スペクトログラムを示す。

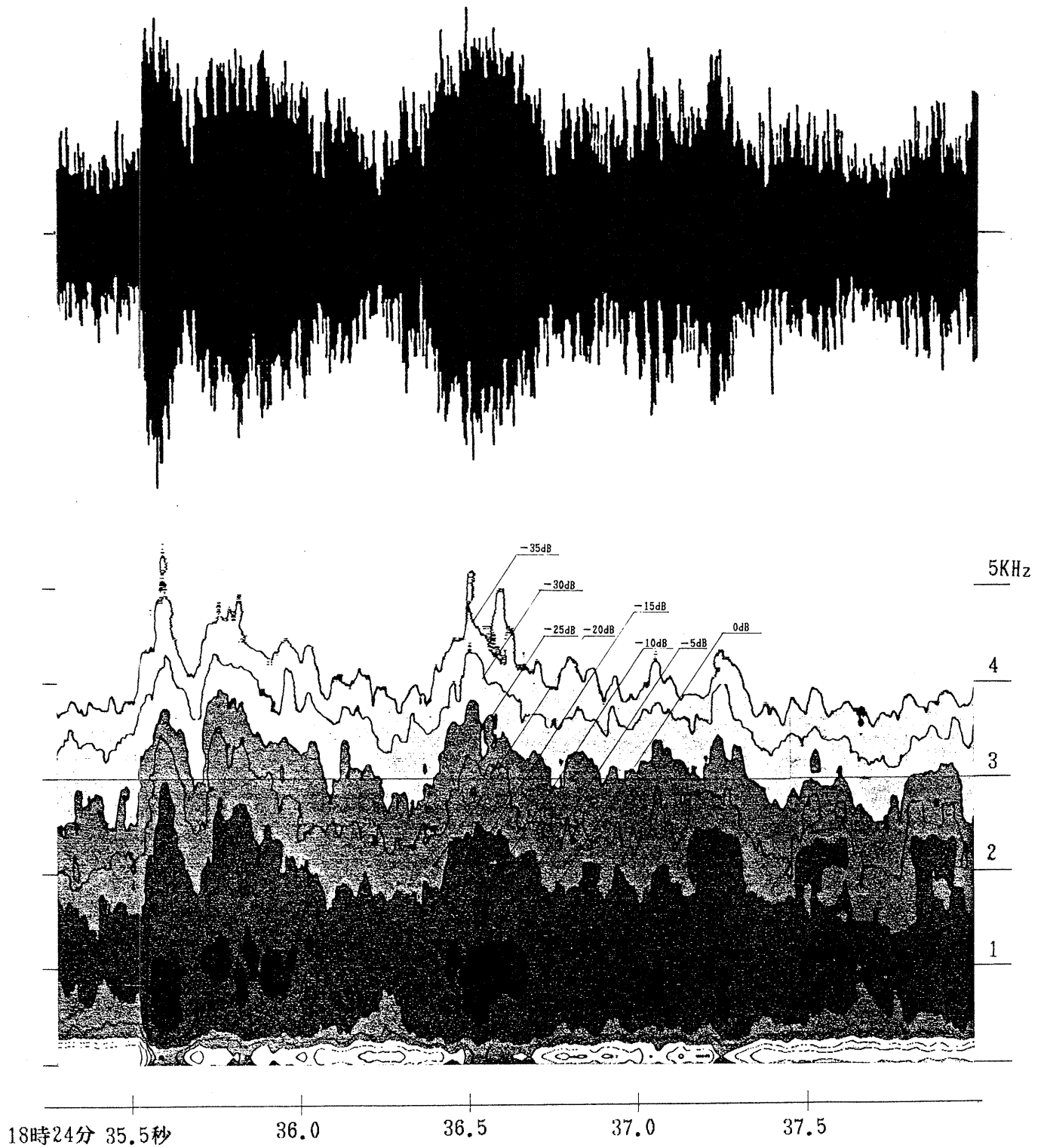
この音の最初の部分にはごく低い周波数を含む広い周波数分布がみられることから、これは大きな空気流を伴う衝撃性の音響であると考えられる。また、これに続く一連の音は、いくつかの異なる音源による音響と機体各部の共振や反射により生じた音が複雑に組み合わせられたものであると考えられる。

更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徴候が認められた。

次に、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、上記の徴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秒付近には本体の振動に起因すると思われる大きな周波数変動が記録されていることがわかった。

図-16 CVR再生波形(上)とそのサウンド・スペクトログラム(下)



CVR本体が客室後部のL-5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、このような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に記録されている大きな周波数変動と最初の音とが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よそ54メートルに矛盾するものではない。

(2) ヒューヒューというような音

18時29分30秒ごろから墜落に至るまでの間、風切り音とも考えられるヒューヒューというような1秒から6秒くらい継続する音が断続的に記録されている。この音はおおむね1,350Hz、1,140Hz、680Hzのいずれかの周波数の音であり、それぞれの音の継続時間及び大きさは全般としては不規則に変動しているが、一部において一定の周期で断続している部分が見られる。

CVRに記録されたこの音と、DFDRに記録された事故機の飛行状態を対比した結果、この音はすべて横方向加速度が負(左向き加速度)の場合に発生しており、さらに機首下げ方向への縦揺れの場合とエンジン出力が比較的大きい場合もこれに関連があることがわかった。

以上のことから、ヒューヒューという音は操縦席回りに当たる気流がある条件に適合した場合に発生する風切り音である可能性が大きいですが、その音の発生源等を明らかにすることはできなかった。

(3) 騒音

CVRのエリアマイク用トラックには、記録の初めから終わりまでにエンジン騒音及び機体を取り巻く気流の摩擦に起因すると考えられる騒音が記録されていた。これらの騒音は、事故機の飛行状態(高度、速度、機体姿勢、エンジン出力等)によって刻々変化している。

3.1.11 低酸素症に係わる行動変容の試験及び調査(関係資料付録10)

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。

低酸素症においては、脳に供給される酸素量が減り、個人差はあるが知的作業能力、行動能力を低下させ、高度と経過時間によっては意識喪失の危険性がある。

事故機の運航乗務員は20,000フィート以上の高度を与圧なしで、また酸素マスクを使用しないで約18分間飛行していた可能性があり、低酸素症を発症していたことも考えられる。本事故における乗務員等の低酸素症発症の有無を検討するため航空自衛隊航空医学実験隊の低圧チャンバを使用し、下記により試験及び調査を行った。

3.1.11.1 試験の方法

(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)に酸素マスクを着用のうえ低圧チャンバに搭乗させ、同チャンバ内の気圧を高度約24,000フィート相当気圧まで約8分間で減圧した。

被験者は、同高度で酸素マスクを外し、約12分間課題作業を実施した。

課題作業は2ケタの繰り下がりのある引き算と短文朗読とを交互に15秒に1回行わせるものである。いずれの課題も小型コンピュータによってブラウン管上に定時に入力され、引き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・キーを押すこととした。

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、次の朗読文がブラウン管上に表示される仕組みになっている。

朗読文については平仮名とカタカナのみを使用して常に同一文章を表示し、それを朗読させた。

(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(立ち会い医師兼務)、女性24歳]、に被験者1名を除き酸素マスクを着用のうえ低圧チャンバに搭乗させた。

チャンバ内の圧力は事故機の操縦室・客室の気圧変化を概略模擬するように、最初客室高度650フィートに相当する気圧まで減圧した後、高度24,000フィートに相当する気圧まで約5秒間で減圧し、その後約20分間20,000フィート以上の高度に相当する気圧を維持するようにした。

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と同一の課題作業を実施した。医師を除く同乗者2名は急減圧発生から20分間において、前半10分間は酸素マスクを着用した状態で、後半10分間は酸素マスクを外した状態で、また残りの1名の同乗者は立ち会い医師を兼ねて酸素マスクを着用したままでそれぞれ20分間選択反応

作業を実施した。

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名の同乗者に予め割り当てた色のランプが点灯したときのみ手元のスイッチを押す作業である。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を小型コンピュータで測定し、記録した。

なお、試験1、試験2を通じ低圧チャンバの操作員及び同チャンバ搭乗員の安全を図るため医師が搭乗した。

(3) 補足試験

上記試験では、比較的小規模の低圧チャンバの中に多数の者が搭乗しているため、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と同様の飛行を行い、室内の酸素濃度を実測した。

試験2で用いられた気圧高度 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/水銀柱であった。これは約23,000フィートの高度に相当する酸素分圧である。

(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予め了解のうえ、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。

3.1.11.2 試験結果

(1) 試験1について

引き算課題に対しては、回答の正誤及び反応時間が分析され、短文朗読については音声基本周波数平均値、発話時間(文章の読み始めから終わりまでに要する時間)、音圧の最大値を測定した。

課題作業の結果は、予め地上(大気圧下)において同一方法により実施された作業結果と比較検討された。

地上においての課題作業については、引き算作業の反応時間については短縮がみられた。誤答は試行の比較的初期にみ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る。

音声指標については、初回の朗読でやや高い音声基本周波数平均値を示しているが、その後はほぼ一定の値となっている。

高度24,000フィートにおいての作業では、1名の被験者Aに約5分経過後から明らかな反応時間の増大、誤答の頻出、音声基本周波数平均値の低下、発話時間の増大、音圧最大値の低下がみられ、また同一文章を何度も読み上げようとする等の異常がみられた。

音声基本周波数の高調波成分については、作業開始後5分経過したところから、主として500Hz以上の周波数において音圧の減少が始まり、作業終了までこの傾向は持続した。

一方他の被験者Bでは、約4分経過後に誤答が頻出し、約9分経過ごろから反応時間のわずかな増大がみられた。音声基本周波数平均値には明瞭な変化はみられなかった。発話時間は若干増加傾向を示しているように見える。音圧最大値については変化はなかった。発話行動上の異常は11分経過したところで1箇所のみ観察された。

高調波成分については、作業開始後3～4分経過した時点で、2KHz～3KHz程度の成分の音圧減少がみられたが、その後は回復した。

両者の間には地上での課題作業では個人差はみられなかったが、高度24,000フィートにおける低酸素状況下では個人差がみられた。

(2) 試験2について

(ア) 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。

(イ) 被験者の反応時間は試験1と同様漸増する傾向にある。音声基本周波数平均値は8分経過ごろから明らかな上昇を示し、これに伴い発話時間はむしろ短縮している。約3分経過後は、高調波成分の低下した発声が多く見られたが、一定した傾向は観察されなかった。

同乗者の選択反応時間については、次のとおりであった。

(a) 試験中酸素マスクを継続着用していた同乗者(医師男性29歳)の反応時間の基線は変化していない。

(b) 試験中マスクを外した同乗者(男性31歳)は、マスクを外して4分経過したところから明らかに反応時間が増大したが、マスク着用後は元のレベルに戻っている。

(c) 試験中マスクを外した他の同乗者(女性24歳)は、マスクを外して3分後にやや反応時間が増大している時期があるが、その後は復元している。

(3) 試験1及び試験2の結果と地上における試験結果との比較検討

試験1における被験者1名と試験2の被験者は、発生時期の差はあっても、いずれも低酸素症が行動レベルに現われたものと結論できる。

試験1の他の被験者については、行動のレベルにおける変化は前2者ほど明瞭ではなかった。

試験2における同乗者の反応については、男性には低酸素症によるとみられるはっきりした行動レベルの変化がみられたが、女性については明瞭な行動の変化はみられなかった。

音声基本周波数平均値については、被験者に一致した変化はみられなかった。これは、低酸素症による感情変化が被験者により異なったためと考えられる。

以上をまとめると、試験1、試験2のいずれにおいても被験者及び同乗者とも低酸素状況下4～8分後には知的作業遂行能力の低下を示したが意識の喪失は観察されなかった。

作業遂行能力低下が顕著でない被験者・同乗者も存在したことから低酸素症の発症については経過時間、程度等にはかなりの個人差があると考えられる。

3.1.12 その他

3.1.12.1 垂直尾翼の画像解析(関係資料付録11)

8月12日18時50分ごろ、事故機が東京都西多摩郡奥多摩町上空を飛行中に地上で撮影された写真から、同機の垂直尾翼損壊状況の解析を行った。使用したデータは同機の写真(写真-124)、ボーイング式747SR型模型及び垂直尾翼損壊図(付図-27、28)である。

画像処理には東海大学情報技術センターが開発した汎用画像処理システムTIAS2000(Tokai Image Analysis System)を使用した。

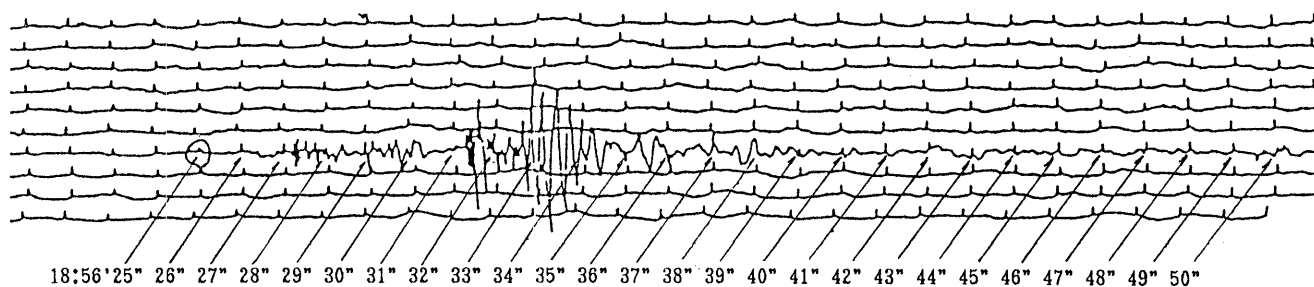
垂直尾翼の残存面積率は正射画像で41.78パーセント、損壊図のデータを加えたもので41.61パーセントとほとんど同じ結果であった。実際はこれに隠れた部分の一部が加わる可能性が考えられるが、損壊図で下側方向舵上部が欠損していること、またこのような形状で下側方向舵が残る可能性は構造上まず考えられないことなどの理由から、多くても2～3パーセント増える程度と思われる。

以上のことから、写真撮影時において同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ものと推定される。

3.1.12.2 地震波による墜落時刻の推定

事故機が墜落した現場から南南西約7キロメートル(水平直線距離)の地点(標高1,430メートル、北緯35度56分25秒、東経138度40分28秒)に設置してある東京大学地震研究所信越地震観測所の短周期地震計には、事故当時に機体の墜落に関連があるとみられる震動波が記録されていた(図-17参照)。

図-17 記録された震動波



地震計に記録されている時刻は、常に日本標準時によって自動的に校正されているので正確である。

また、地震波の伝搬速度はその経路の地質によって異なるため正確な値は明らかではないが、一般には地面から浅いところで毎秒約3.0～3.5キロメートルとみられており、これによれば地震波が墜落地点から観測地点に到達する時間は2.0～2.3秒と考えられる。

同観測所の地震計には、18時56分27.2秒ごろから震動が記録され始めた。最初小刻みの波が3秒間ほど続き、その後の56分31.2秒ごろ震動数の高い波が認められ、さらに約1.5秒後の56分32.7秒ごろから大きな波が記録されており、以後約十数秒間にわたり震動を繰返しながら徐々に減衰していた。

18時56分32.7秒ごろに記録されたこの大きな波は同機が地面に激突したときのものとみられ、同機の墜落時刻はこれより2.0～2.3秒前、18時56分30.5秒ごろと推定される。

なお、この時刻はDFDR記録から推定した墜落時刻とほぼ一致している。

また、18時56分32.7秒の前に記録された小刻みの波や震動数の高い波はエンジンや機体の一部が落下したときのものと推定され、その後の震動波は事故機の激突時に発生した衝撃の反射及び散乱波と推定される。

3.1.12.3 目視点検による亀裂の発見について(関係資料付録12)

事故機の後部圧力隔壁L18接続部のリベット孔縁には、多数の疲労亀裂が発生・進展していた。これらの疲労亀裂に対する点検整備時の目視点検による発見の可能性について検討した。

目視点検でどの程度の長さの亀裂まで発見できるかについては、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。

亀裂の長さや発見の可能性については、損傷許容設計に関連して検討された文献や運航会社による点検整備実績に基づく資料等があるが、前述した種々の要因が関与す

るために、発見可能な亀裂長さのデータにも散らばりがある。しかしながら、特に発見に支障となるような関与要因の少ない平均的と考えられる場合には、1～2インチの長さの亀裂ならば発見の可能性があるとしても大きな誤りはないと考える。

(1) 事故機の後部圧力隔壁L18接続部の疲労亀裂について

L18接続部の疲労亀裂データ(2.15.1.5参照)から、本事故前の昭和59年12月のNo.110整備時の疲労亀裂長さを推定した。この時点で長いものは、リベット孔両側平均で10ミリメートル(可視亀裂長さ8ミリメートル、*1)程度のものであったと推定される。

(*1) 可視亀裂長さとは、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。

(2) 事故機の後部圧力隔壁L18接続部の疲労亀裂の発見確率

L18接続部の多数のリベット孔縁で進展していた疲労亀裂について、No.110整備時に実施された特に部位を指定しないG2レベル相当の目視点検(別添2参照)での発見確率を検討した。

(ア) 検討に用いた主な仮定は次のとおりである。

G2レベル相当の目視点検による1つの疲労亀裂の発見確率は、亀裂長さの関数で3母数ワイブル分布関数で表わされるとした。

発見可能な最小亀裂長さを、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)とし、また1インチ(25.4ミリメートル)の長さの亀裂の発見確率は50パーセントとした。

(イ) 検討結果は次のとおりである。

可視亀裂長さ10ミリメートル程度の1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。

L18接続部で進展していた多数の疲労亀裂のうち、少なくとも1つを発見できる確率は14～60パーセント程度と計算された。

なお、この検討結果を用いて疲労亀裂の発見の可能性を論じる場合には、(ア)に記した仮定及び亀裂発見に関与するその他の要因の影響について考慮する必要がある。

3.2 解析

3.2.1 一般事項