

- (1) 運航乗務員は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。
- (2) 事故機は、気象レーダに河和付近の積乱雲のエコーが完全に消滅していないこと及びより南の海上方面にほとんどエコーが認められないことから、通常より南に迂回したルートを飛行した。

同機の異常事態発生から墜落に至るまでの飛行経路に当たる地域の気象は、気象資料及び目撃者の口述から、下層雲、中層雲及び上層雲が点在する状況にはあったが、同機の飛行に直接影響を与えたとは考えられない。
- (3) 同機の飛行に関連する航空保安施設の機能及び運用状況は、正常であったと認められる。
- (4) 同機は有効な耐空証明を有し、所定の整備点検が行われていた。

3.2.2 昭和53年大阪国際空港における事故による損傷の修理作業並びにその後の事故機の運航及び整備点検について

昭和53年6月の大阪国際空港における事故による損傷の修理(別添1参照)並びにその後の事故機の運航、整備及び不具合の状況(別添2参照)について、今回の事故との関連を検討した。

(1) 大阪国際空港における事故による損傷の修理について

- (ア) 同機の構造に係る修理作業を日航がボーイング社に委託したことは、同機がボーイング社によって製造されたこと及び同社の過去の修理実績からみて妥当なことであったと認められる。
- (イ) 日航とボーイング社との間で合意された同機の修理に関する全体計画は、ほぼ妥当なものであったと考えられる。
- (ウ) 修理計画に従って、事故によって変形した後部圧力隔壁下半部を機体から取り外し、新規の後部圧力隔壁下半部の取り付け作業を進めたところ、隔壁の上半部と下半部のウェブ合わせ面(L18接続部)において、リベット孔回りのエッジ・マージンが構造修理マニュアルに記載された値より不足している箇所のあることがボーイング社の検査員によって発見された。

このエッジ・マージンの不足は、次のうちのいずれか又は複数の要因によるものと考えられる。

- (A) 後部圧力隔壁上半部の既存のリベット孔列に不揃いがあった。
- (B) 薄板構造である隔壁の接合時の隔壁上下半部の変形
- (C) 事故時の衝撃によって、後部胴体に変形を生じていた。

(D) 修理のために後部胴体の一部を取り外したことによって胴体に変形を生じた。

(E) 新しい隔壁下半部ウェブの上端切り口の寸法不足

修理作業に当たっては、機体の変形をおさえるため、後部胴体を支持する特別のジャッキを用いたが、それにもかかわらず後部胴体にいくらかの変形が残っていた可能性が考えられる。なお、胴体の変形をおさえ後部圧力隔壁下半部の取り付けを容易にするために、特別の治具等を用いることも考えられるが、このような作業は行われなかった。

これらのことから、後部圧力隔壁の修理作業において後部胴体の変形等に対する配慮がやや不足していたと思われる。

(エ) 前述したリベットのエッジ・マージンの不足に対しては、スプライス・プレートを一枚はさんで接続するという修正処置がボーイング社の修理チーム技術員によって指示されたが、この指示は適切なものであったと考えられる。

(オ) 実際の修正作業では、一枚のスプライス・プレートのかわりに修正指示より幅の狭い一枚のスプライス・プレート及び一枚のフィラが用いられ、(エ)で前述した指示とは異なった不適切な作業となった。なお、このような作業が行われたという記録はない。

この作業によって、本来2列リベットで結合されるべきL18接続部の一部が1列リベットで結合されることとなり、この部分の強度は本来の強度の70パーセント程度に低下し、この部分は疲労亀裂が発生しやすい状態になったものと推定される。

この作業は、ボーイング社の検査員の点検を受けたが、指示とは異なるものであることを発見できなかった。

(カ) このようにして修理された後部圧力隔壁のウェブには、6箇所のオイル・キャン(へこみ)が発見された。これらは(ウ)で前述した後部胴体に残っていた可能性のある変形の影響によって生じたものとも考えられ、また、剛性がそれほど大きくない隔壁を現場作業でリベット結合するという困難さのために生じた可能性も考えられる。

(キ) ボーイング社の担当した構造修理作業についての検査は、ボーイング社の検査員により米国連邦航空局の承認を受けたボーイング社の規定に従って行われた。日航は検査員等により作業項目が契約に定められたとおり行われていることを確認するとともに、あらかじめ定めた検査項目に立会う等の領収検査を行った。

航空局は、日航からの航空法による修理改造検査の申請に基づき、修理計画、修理の過程及び修理完了後の現状について検査を行った。

この検査では、航空局検査官によって申請者が提出した図面等による修理計画の審査及び作業記録による修理過程の審査並びに作業完了後の現状についての一般的外観検査、地上における機能試験及び飛行試験等が行われたが、このような検査方法は修理改造検査において従来から行われている一般的な方法に準拠したものであったと考えられる。

(ク) 後部圧力隔壁の修理作業が完了した後からでは、当該接続部分の縁がフィレット・シールで覆われているために、前述した指示とは異なる作業結果を目視検査で見することは不可能であったと考えられる。

(ケ) 今回の修理作業では、作業工程における検査を含む作業管理方法の一部に適切さに欠ける点があったと考えられる。

(2) 昭和53年以降の運航、整備及び不具合について

(ア) 事故機は、昭和57年8月千歳飛行場において着陸の際、No.4エンジン・ポッドを滑走路に接触させるという異常運航があったが、損傷修理箇所はエンジン及びエンジン・カウリングのみであり、これらのことは今回の事故に関連はなかったものと考えられる。

(イ) 昭和53年7月以降の事故機の運航において、相当数の不具合が報告されている。これらの不具合のうち、後部胴体並びに尾翼に関連する不具合について調査を行ったが、(ウ)に述べる化粧室ドアの不具合を除いては同型機においても平均的に発生している不具合であり、今回の事故に関連があるとみられるものはなかった。

(ウ) 昭和60年2月～8月の間に化粧室ドアの不具合が33件報告されており、そのうち28件は客室最後部位置の化粧室についてのものであり、20件はグアム便（大阪－グアム、グアム－大阪）で発生したものである。グアム便の不具合についての調査の結果（別添2の1.6.2参照）、これは主として客室後部コートルームに大量の物資を搭載するというグアム便の特殊事情によるものであると考えられ、コートルーム棚下への物品搭載禁止の徹底により不具合は解消した。

しかしながら、事故機の場合昭和53年6月の事故によって機体後部に変形を生じ、これがこれらの化粧室ドア不具合に関与していた可能性を完全には否定することはできない。

(エ) 運航中の客室与圧の値は、事故機に認められた後部圧力隔壁L18接続部の疲労亀裂の進展速度に影響したと考えられる（3.1.1及び別添2の1.7参照）。

(オ) 事故機に適用されていた整備方式は別添2に示したとおりであり、日航が通常のボーイング式747SR-100型機に適用しているものである。

(カ) 機体構造の詳細な整備は、主としてC整備(約3,000時間ごと)で行われる。整備作業は、各作業カードに従って実施される。後部圧力隔壁の点検整備に関する作業カードは10枚あるが、これらは隔壁の腐食を主とした点検、Yコードの点検等に関するものである。隔壁のL18接続部のようなウェブの接続部は特別な点検箇所としては指定されておらず、後部圧力隔壁後面全体の目視検査(G2レベル相当)のなかで行われた。

これは、ボーイング式747型機の構造強度からみてウェブ接続部には十分な強度余裕があり、また同型機の運航においてこの部分に危険な亀裂等の不具合が発見された事例がない等から、腐食を主とした一般的な目視検査で十分であり、このような整備方式が採られたものと考えられる。

(キ) 昭和53年7月の修理と同時に行われたC整備(No.5C)を含めて、今回の事故発生までに7回のC整備が行われた。これらの整備及びその後に行われたA整備(約250時間ごと)において発見された不具合の中で、今回の事故に関連があると考えられるものは認められなかった。

なお、L-5及びR-5ドア(客室最後部ドア)についての不具合(空気漏れ等)が数件あるが、これらの不具合はドア・シールの劣化等によるものであり、今回の事故に関連がある不具合とは考えられない。

(ク) 後部圧力隔壁L18接続部のウェブの合わせ面に付着していた煙草のヤニは、リベットNo.21~78に散在していた。No.41及びNo.50付近の下側ウェブとスプライス・プレートの間の2箇所では非与圧側へヤニが吹き出していた。一方、R18接続部には煙草のヤニの付着は認められなかった。

これらのことから、L18接続部の修理結果がヤニの付着及び吹き出しに関与したものと考えられるが、ウェブの合わせ面に付着していたヤニは表面からは発見できなかったものと認められる。非与圧側へのヤニの吹き出しが前回のC整備(No.11C)の際にあったか否かについては明らかにすることはできなかった。

(ケ) 事故機の後部圧力隔壁L18接続部のリベット孔縁には、表-4及び図-7に示したように多数の疲労亀裂が進展していた。これらの疲労亀裂の中には、昭和59年12月に実施されたNo.11C整備時にリベット孔両側平均で10ミリメートル程度の長さには達していたものもあったと推定される。

この部分のC整備時における点検は、(カ)で記述したように特に部位を指定しないG2レベル相当の目視点検である。このような目視点検による疲労亀裂の発見確率は、疲労亀裂の長さ・形状と発生部位、点検担当者の技術・経験、その他の条件に左右される。

この発見確率について検討した結果、C整備時にとられた点検方法ではL18接続部の疲労亀裂の発見が可能か否かについて明らかにできなかった。

- (コ) 後部圧力隔壁に関するC整備時の点検方法は、隔壁が正規に製作されている場合、またその修理が適正に行われている場合には、当該C整備の時点では疲労亀裂がこの部位に多数発生するとは考えられないので、妥当な点検方法であると考えられる。

今回の場合、不適切な修理作業の結果ではあるが後部圧力隔壁の損壊に至るような疲労亀裂が発見されなかったことは、点検方法に十分とはいえない点があったためと考えられる。

3.2.3 異常事態発生初期の機体の損壊についての解析

機体の損壊状況、破壊解析のための試験研究及び解析計算に基づいて、また、DFDR記録、CVR記録の解析結果を参照して、異常事態発生初期の飛行中に損壊が進んだと考えられる機体の構造部分や主要部材について破壊の過程を検討した。

3.2.3.1 後部圧力隔壁の損壊

BS2360に位置する後部圧力隔壁の損壊は、以下のように進んだと考えられる。

(1) L18接続部の疲労亀裂の進展

2.15.1に記したように、L18接続部のリベット孔縁には、胴体内圧の繰り返し負荷によって生じたとみられる疲労亀裂が多数発見された。電子顕微鏡による観察から、これらの疲労亀裂進展に要する内圧の負荷回数は1万回程度と推定され、これは、昭和53年に行われた後部圧力隔壁の修理後の飛行回数（2.7.1参照）12,319回とほぼ一致する。

このことから、L18接続部の疲労亀裂は隔壁の修理直後から発生し始め、その後の飛行の繰り返しとともに進展し、事故直前には約半数のリベット孔縁に、累計長さは約280ミリメートルに達していたものと推定される。

(2) L18接続部の損壊

事故機が高度約24,000フィートまで上昇した際に、与圧された客室圧力と外気圧との差圧は約8.66psiとなり、前述のような疲労亀裂を有するL18接続部は3.1.1.3に述べたようにベイ2の破断を契機として全面破断したものと推定される。

(3) その後の損壊の進行

L18接続部が破断した後の損壊の進行については、損壊が衝撃的であり、また大きな変形を伴うものであるから詳細な解析は困難である。損壊の状況、構造寸法等を配慮して可能性が高いと考えられる破壊過程を以下に述べる。

L18接続部の右(後部圧力隔壁を後方から見た場合の右方向)へ進んだ破断は、隔壁中心部のコレクタ・リングに沿って時計方向回りに迂回し、R6及びL2スティフナに沿って上方へ進行した。一方、L18接続部の左へ進んだ破断は、外舷側Yコードに沿って上方に進んだ。

これらの破断が進むと、隔壁のパート1とパート2の部分(付図-32参照)は圧力によって後方に吹き上げられ、BS2412にある胴体のフレームに衝突した。付図-32に点線で示す折れ曲がりとは、この時に生じたものと考えられる。

このようにして生じた後部圧力隔壁の開口面積は、2～3平方メートル程度と推定される。

なお、パート2Aの部分は、そこを貫通しているケーブル類の拘束を受けてパート2が吹き上げられた時に分離したものと考えられる。また、パート1部分にも数本のケーブルの貫通部があり、このために動きを拘束されていたと考えられる。

3.2.3.2 APU防火壁を含む尾部胴体の損壊

客室与圧空気は、後部圧力隔壁のパート1及びパート2の部分から後部胴体内に衝撃波を伴って流出したと考えられる。しかしながら、後部圧力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、また、尾部胴体内には水平尾翼貫通部をはじめ胴体フレーム等多くの障害物があることから、この衝撃波によってAPU防火壁が損壊するとは考えられない。したがって、流出空気による構造の損壊は、静的な圧力上昇によって生じたものと推定される。

(1) プレッシャ・リリーフ・ドア

このドアは墜落現場付近で発見された。事故初期においてこのドアが開いたかどうかを知るための分解調査、試験等を行ったが、これを明らかにすることはできなかった(2.15.5参照)。

しかし、このドアは差圧1.0～1.5psiで開口するように設計されており、またドアの損傷状態からも開口した可能性が高いと推定される。このドアが開いたとしても、その開口面積は後部圧力隔壁推定開口部からの流出空気を機外に放出するに十分な面積ではなく、尾部胴体内の圧力は急激に上昇したと推定される。

(2) APU防火壁付近の損壊

尾部胴体内の急激な圧力の上昇により、APU防火壁はまず②及び④以外の横ビームの座屈を起こし、3～4psi程度の差圧で防火壁全体がその後方に位置するAPU本体を含む構造とともに脱落したものと推定される(3.1.3参照)。

(3) その他の損壊

前記の損壊と相前後して、水平尾翼貫通部後方に設置してある水平安定板の位置センサの損壊が生じたものと考えられる。

3.2.3.3 垂直尾翼の損壊

プレッシャ・リリーフ・ドアが開口し、APU防火壁が破れて尾部胴体後部から外部へ空気が流出しても、なお尾部胴体前部及びこれと通じている垂直尾翼の内部の圧力は上昇し、圧力が4psi程度上昇した時に垂直尾翼の破壊がアフト・トルクボックスのストリングとトリブコードの取付部において始まったと推定される。

これに引き続いて、アフト・トルクボックスの主要構造部材の破壊、リア・スパーの倒壊、方向舵の脱落が生じたと考えられるが、その破壊過程の詳細を特定することはできなかった(3.1.2参照)。

なお、2.16.2で前述した垂直尾翼外板の一部に認められたすじ状の黒色付着物は、垂直尾翼が内圧によって破壊した際に緩んだリベットが飛行中に外板とこすれてアルミニウム合金粉末を生じ、3.2.3.4で後述する油圧配管の破断により吹き出した作動液の一部がこれに混ざり、墜落までにすじ状に発達したものとも考えられる。

3.2.3.4 操縦系統油圧配管の損壊

操縦系統油圧配管は、墜落による損壊が激しくて部位の特定ができなかった。

しかし、方向舵PCPへの油圧配管は、BS2540付近の胴体から垂直尾翼アフト・トルクボックス後面に沿って垂直安定板の上方へ配管されていることから、異常事態発生後のアフト・トルクボックスの倒壊及び上下方向舵の脱落に伴って、方向舵PCPへの4系統の油圧配管はBS2540付近の胴体から垂直安定板への立上がり部又は垂直安定板アフト・トルクボックス下半部付近において破断し、作動液が失われたことが考えられる。

また、2.16.2の調査結果から、失われた作動液の一部は後部圧力隔壁後方の胴体内に噴出したものと推定される。

3.2.3.5 客室後部の損壊

与圧室の内側に取り付けられている断熱材が与圧室から後方及び水平尾翼等の内部から相当量発見されたこと、また、客室最後部の化粧室シーリング・パネルの破片及び同化粧室へのエントリウエイ・シーリング・パネルの破片が水平尾翼作動ジンバル落下地点から発見されたことから、後部圧力隔壁破壊に伴う流出空気流により、客室最後部化粧室及びその付近の客室内装の一部が破損し、与圧室から後方へ飛散していたと認められる(2.4.2.3及び2.16.1参照)。

その他の部分も損壊していた可能性も考えられるが、それを明らかにすることはできなかった。

3.2.3.6 異常事態発生初期の機体の損壊に要した時間

後部圧力隔壁の損壊から、APU防火壁を含む尾部胴体の損壊、垂直尾翼の大半の損壊までに要した時間は、数秒程度の短い時間であったと考えられる。

3.2.4 墜落時の状況及びその後の機体の損壊についての解析

3.2.4.1 墜落時の事故機の状況

(1) 墜落直前の事故機の状況

同機のDFDR記録から読み取れた最後のデータは、以下のとおりであった。

対気速度(CAS)	:	263.7ノット
機首方位(HDG)	:	277.1度
縦揺れ角(PCH)	:	-42.2度
横揺れ角(RLL)	:	131.5度

また、このときの飛行航跡は304度と推定される。同機はエンジン4基、垂直尾翼、水平尾翼及びBS2484以降の尾部胴体後部を欠いた状態にあり、また右主翼の外板を含む先端部の構造、前・後縁フラップの一部を脱落させていたものと考えられる。

(2) 墜落時の事故機の状況

同機の墜落時刻は、U字溝への接触時刻等から推定して18時56分30秒ごろと考えられる。DFDRに記録された最後のデータ及び機体残骸の墜落地点での散乱の状況から、墜落時の同機の状況を以下のように推定した。

機首方位(HDG)	:	220 ± 40度
縦揺れ角(PCH)	:	-70 ± 20度
横揺れ角(RLL)	:	60 ± 30度
飛行航跡	:	310 ± 10度

すなわち、同機は機首を下方及び南西に向け、尾部を上方及び北東に向けたほぼ倒立に近い姿勢をとり、右主翼を下方に、左主翼を上方に向けた状態で墜落した可能性が大きいと考えられる。

3.2.4.2 墜落による機体の損壊の進行状況

(1) 墜落地点での状況(付図-14及び15参照)

墜落地点での同機の衝突及び損壊は、以下のように進行した可能性が大きいと考えられる。

(ア) まず、右主翼先端が山の斜面の㊸地点やや下方の地点に衝突した。

また、これと前後して胴体先端上部が右主翼先端衝突地点のやや西側に衝突した。

- (イ) 同機はその後、右主翼先端、胴体先端上部から衝突による破壊が進行した。
- (ウ) 右主翼の破壊は翼付根部まで進み、この間の主翼構造部材は小さい破片に分断され、その大部分はスゲノ沢第3支流側の北斜面に飛散した。
- (エ) 同様に、前部胴体の破壊もBS1480～1694付近(中部胴体)まで進行した。胴体の各断面は上部から地面に衝突したために、上部構造部材は圧壊されて小さい破片に分断され、一方、下部構造部材は比較的大きな破片に分断され、それぞれほぼ稜線に沿って尾根の上方に飛散した。操縦室及びBS1480～1693付近より前方の客室の内部構造もこの間に破壊された。
- (オ) 墜落時の衝撃により燃料タンクから飛散したと思われる燃料が炎上し、㊦付近に散乱した残骸及び樹木等が焼損した。
- (カ) なお、胴体の破壊がBS1480～1694までに達する間に、左主翼は分離して㊦の南西約30メートルの斜面上に停止した。
- (キ) 前述した右主翼、前部胴体の㊦地点付近への衝突により生じた衝撃の大きさを推定するのは困難であるが、参考文献(*1)によって類推した値は以下のとおりである。すなわち、衝突部位の付近では数百Gの衝撃となり、それより離れるに連れて衝撃の大きさは低下し、後部胴体の末端では数十G程度になると考えられる。また、このような衝撃の作用時間は0.05～0.2秒程度と考えられる。

(*1) ① NASA Tech.Paper 1210, Light Airplane Crash Tests at Three-Path Angle, 1978.

② AIAA Paper 79-0780, NASA/FAA General Aviation Crash Dynamics Program, 1979.

(2) 後部胴体の状況

後部胴体の損壊は、以下のように進行した可能性が大きいと考えられる。

- (ア) BS1480～1694付近より後方の後部胴体は、3.2.4.2(1)(キ)に記述したようにその前端部付近では数百Gの衝撃、後端部付近では数十G程度の衝撃を墜落地点への衝突時に受けたものと考えられる。この衝撃で前端部付近の構造に全面的な破壊が生じるとともに、胴体内部の床、座席、ギャレイ等の大部分にも破壊が生じたものと考えられる。(*2) 床、座席及びギャレイの破壊は、前端部に近いほど激しく、後端部では比較的軽微であったものと考えられる。

また、これらの破壊した床、座席、ギャレイ等の大部分は、衝撃によって胴体内部を後部に向けて飛散したのと考えられる。

(*2) 客室の床、座席、ギャレイ等の強度及びその取り付け強度は約10G程度の

終極荷重に耐えるように設計されている。

(イ) BS1480～1694付近より後方の後部胴体は、墜落時には直接山腹に衝突せず、前部胴体が山腹に当たり破壊した後、胴体右後方を先にして北斜面を滑り落ち、地面及び樹木と衝突して構造の一部、床、座席、ギャレイ等を分離しながら約240メートル進み、最後まで一体であったBS2000付近より以降の左側後部胴体部分は、スゲノ沢第3支流の沢に停止したものと考えられる。

(ウ) 後部胴体が北斜面を滑落する間に受けた衝撃は、10G以下の程度であったと考えられる。

3.2.5 事故機のフェール・セーフ性についての解析

ボーイング式747型機においては、前脚を除くすべての主要構造部分はフェール・セーフの考えを適用して設計されている。このフェール・セーフについての考え方は、同機の開発当時の米国連邦航空局の耐空性に関する諸規定によるものである。

事故機では、昭和53年に行われた修理(3.2.2及び別添1参照)の際、後部圧力隔壁ウェブ結合部の一部が1列リベットで結合されるという、指示とは異なった不適切な作業が行われた。このような事故機のフェール・セーフ性について検討する。

3.2.5.1 後部圧力隔壁のフェール・セーフ性の検討

(1) 後部圧力隔壁は、いわゆる1ベイ・フェール・セーフという概念で設計されている。これはウェブに亀裂が発生しても、亀裂の進展が1ベイ(スティフナとティア・ストラップで囲まれている1区画)の中にある間に発見でき、修理することを前提とした設計である。1ベイ・フェール・セーフの概念では、いくつかのベイで亀裂が同時に発生し進展する場合は想定していない。

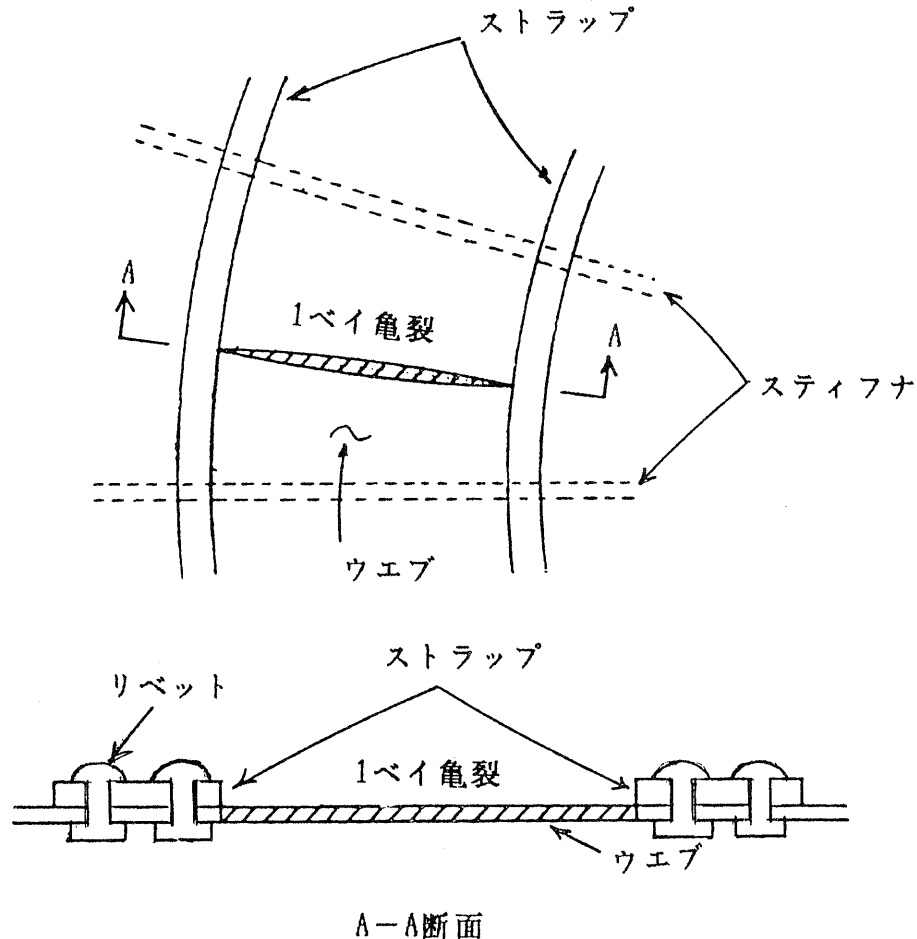
同機の隔壁設計においては、図-18に示したように1ベイにわたる亀裂がウェブにある場合について、予想される最大客室与圧(最大減圧弁作動圧力9.4psi)をフェール・セーフ荷重として受けるものと考え、解析によって残留強度を確認している。

なお、亀裂の発見については、亀裂がある程度長くなれば点検整備時の目視検査で発見でき、また、亀裂からの与圧空気漏れやウェブの異常等の徴候からも発見できるとの考え方をとっている。

(2) 事故機では、昭和53年の大阪国際空港における事故の損傷修理後の運航によって、1列リベットで結合されたL18接続部のベイ2、ベイ3を中心にして疲労亀裂が多数発生し進展した。このような状況は、前述したように1ベイ・フェール・セーフという設計概念では想定されていないものであった。

事故機の疲労亀裂は小さく、またウェブの重なったところのリベット孔をつなぐ形で進展していたために、目視点検や空気漏れでは発見しにくく、亀裂が1ベイの中にあるうちに発見して修理するという 1ベイ・フェール・セーフ概念の前提が崩れることになったものと考えられる。

図-18 後部圧力隔壁のフェール・セーフ解析



3.2.5.2 尾部胴体構造及び垂直尾翼のフェール・セーフ性の検討

- (1) 後部圧力隔壁の一部が損壊し与圧空気が流出すると、尾部胴体前部(BS2360～2658)及び垂直尾翼の内部の圧力は上昇し、これらの部分が損壊する可能性がある。そこで、この部分の差圧が1.0～1.5psi以上に上昇することがないようにプレッシャ・リリーフ・ドアが自動的に開き、空気を放出することによってフェール・セーフ性を確保する設計となっている。

このリリーフ・ドアの開口面積(約0.49平方メートル)は、後部圧力隔壁の1ベイの区画全体(最大約0.14平方メートル)が開口しそこから与圧空気が流出しても、差圧が1.5psi以上には上昇しないために必要な面積になっている。

- (2) しかし、事故機では飛行中の異常事態発生時に後部圧力隔壁が2～3平方メートル程度開口したと推定され、前述したリリーフ・ドアが開いても後部胴体前部及び垂直尾翼の内部の圧力はフェール・セーフ設計で考慮した圧力以上に上昇し、APU防火壁及び垂直尾翼の破壊に至ったものと考えられる。

3.2.5.3 操縦系統の冗長性の検討

- (1) 操縦系統では舵面を分割し、制御用の油圧系統については油圧ポンプを10個、配管を4系統とするような冗長性を考慮した設計となっている。
- (2) 今回の事故においては、飛行中の異常事態発生後間もなく油圧4系統がすべて機能を停止し、すべての操縦系統も不作動となった。

これは、方向舵を含む垂直尾翼の大半の損壊・脱落によって油圧4系統の配管が破断し、作動液が流出したためと考えられるが、このような損壊・脱落はフェール・セーフ性の設計においては考慮外のものであったと考えられる。

3.2.5.4 ボーイング式747型機のフェール・セーフ性について

前述したように、ボーイング式747型機の構造のフェール・セーフ設計は当時の米国連邦航空局の輸送機の耐空性に関する基準FAR25のうちの疲労に関する規定FAR25・571に従って設計されている。（※1）

耐空性に関する規定は、航空機が備えるべき特性についての要求の最低限を示したものであり、ほとんどあり得ないような事態、あるいは不適切な作業等によって生じるような事態に対してまでも耐空性を保証するものではないと考えられる。なお、航空機構造のフェール・セーフ性を維持・向上させるためには、運用実績を取り入れた適切な改修及び点検整備の実施が要求される。

事故機においては、後部圧力隔壁の二つのベイにわたって疲労亀裂が著しく進展したために、同隔壁の損壊、尾部胴体及び垂直尾翼の損壊、操縦系統の油圧配管4系統すべての破断、すべての主操縦機能の喪失というように耐空性を大きく損なう損壊が連鎖的に進行した。

このように本事故において損壊が連鎖的に進行したことは、同機の開発当時のフェール・セーフ設計とその後の運用実績を取り入れた点検整備とは規定に適合した妥当なものであったとはいえ、かかる事態の発生を阻止するための配慮まではなされていなかったためと考えられる。

- （※1） この疲労に関する規定は、その後に新たに損傷許容設計技術を取り入れて1978年(昭和53年)に改訂されたが、ここで記述したようなフェール・セーフ性についての考え方の基本は変わっていない。

3.2.6 異常事態発生後の事故機の飛行能力についての解析

DFDR記録、CVR記録及び3.1.7、3.1.8、3.2.3の各節に記した試験研究、解析の結果から、異常事態発生後の同機の飛行能力についての解析を行った。

3.2.6.1 異常事態発生後の事故機の操縦システムの状況

同機の操縦システムの状況は以下のとおりであり、ほとんどの操縦機能は失われていたものと推定される。

- (1) 垂直尾翼の損壊に伴って方向舵は脱落し、方向舵による操縦機能は異常事態発生後直ちに失われたものと推定される。
- (2) 垂直尾翼の損壊に伴う操縦系統油圧配管の切断によって作動液が流失したために、昇降舵による操縦機能は異常事態発生後直ちに、また、補助翼・スポイラによる操縦機能はその1.0～1.5分後に失われたものと推定される。
- (3) これと同時に油圧により駆動されていたフラップ及び水平安定板トリム変更機能も失われたものと推定される。なお、フラップについては代替系統による電動操作が可能であり、また、脚は系統油圧の喪失により上げ下げが不能となったが電氣的に下げ操作のみ可能であった。

3.2.6.2 異常事態発生後の事故機の安定性・操縦性

同機の安定性・操縦性は以下のとおりであり、極度に劣化していたものと推定される。

(1) 縦の安定性・操縦性

同機に生じた損壊は、水平安定板がほぼつり合いの位置で固定されたこともあって同機の縦の安定性に大きな変化をもたらすものではなかったと推定される。ただし、昇降舵による姿勢制御能力、水平安定板による姿勢トリム変更能力の両者が失われたため、通常の方法で姿勢の保持、上昇率・降下率の設定、引き起こし等のミッション遂行に必要な操作ができない状態であったと推定される。姿勢制御ができないためにエンジン推力の変化、乱気流等の外乱によって励起されたフゴイド運動を抑制することが困難になり、飛行中のフゴイド運動が縦揺れ角±約15度、垂直加速度±約0.3G、速度変化約100ノット、高度変化約4,000フィートにも及んだ場合もあった。

(2) 横・方向の安定性・操縦性

同機に生じた損壊によって、同機の横・方向の安定性はスパイラル・モードはわずかに安定度が強まったが、ダッチロール・モードは不安定化したと推定される。

方向舵・補助翼・スポイラによる方向制御・姿勢制御能力が失われたために、ダ

ッチロール運動は抑えられず、18時45分ごろの降下時を除いてほとんどすべての飛行状態でダッチロール運動は発散して大振幅の定常振動(リミット・サイクル)状態で継続し、その運動は横揺れ角±約40度、横方向加速度±約0.5Gという激しい場合もあった。

左右エンジンの推力に差を生じさせて同機の方法制御を行うことは、ダッチロール運動を励起する等の望ましくない傾向を伴うため実質的には不可能と考えられる。

- (3) 前述した縦及び横・方向の安定性・操縦性の劣化によって、同機は不安定な飛行の継続は可能であったが、機長の意図どおり飛行させることは困難で、このような状況についての経験のない機長が安全に着陸・着水することはほとんど不可能な状態であったと考えられる。

3.2.7 異常事態における運航乗務員の対応

事故機には離陸から約12分経過したころ、異常事態が発生し、3.2.6に前述したような運航に重大な障害となる異常現象が相次いで生じたが、その後約30分間この飛行状態が継続された。この間における運航乗務員等の対応についてDFDR記録、CVR記録及び3.1に前述した関連の試験研究結果から以下の解析を行った。

3.2.7.1 同機の構造の損壊状態についての認識

異常事態発生直後のCVR記録には、機長の何かが爆発したという声が続いて、緊急事態の発生を裏付けるスコーク77という声やその発生原因探求のためとみられる発言が録音されていることから、運航乗務員は直ちに異常事態の発生を知ったものと推定される。

しかしながら、この時点ではどこにどのような異常が生じたかについては知ることはできなかったものと推定される。

なお、その後の18時31分ごろのCVRには、航空機関士と客室乗務員間で客室後部の荷物室付近構造の不具合についての会話が記録されていることから、この時点で運航乗務員は客室後部の構造の一部に破損が生じたことを知ったが、垂直尾翼の一部及び方向舵の脱落等重大な欠陥の発生についてはその後も知り得なかったものと推定される。

3.2.7.2 減圧及び緊急降下についての対応

- (1) 運航乗務員は異常事態発生後間もなく客室高度警報及び客室高度計の指示等によって機内の減圧状態を知り得たものと考えられる。しかしながら、CVRには異常事態発生直後における運航乗務員の減圧という緊急事態に関する呼称(Call out)等の記録がなく、したがって減圧の際に当面とるべき措置も行われなかったものと考えら

れる。

- (2) 同機の緊急降下の実施については、CVR記録によると18時25分21秒に同機から東京コントロールに対する高度22,000フィートへ降下の要求があり、また、18時26分36秒以降には緊急降下の意向を示す発言や緊急降下中という送信も繰り返し記録されているが、DFDR記録によれば、同機が実際に降下を始めたのは18時40分以降である。

このように当時の運航乗務員が機内の減圧状態を知りながら22,000フィートへの降下を要求したのみで安全高度の13,000フィートへの緊急降下を行わず、与圧なしで約18分間高度20,000フィート以上の高度で飛行を継続したが、その理由を明らかにすることはできなかった。

しかしながら、当時の運航乗務員が異常事態発生初期においてはその発生原因の探求に、また、その後は飛行姿勢の安定のための操作に専念しており、緊急降下に移行しなかったことが考えられる。

- (3) 運航乗務員の酸素マスクの着用については、CVRに18時26分30秒以降数回にわたり酸素マスク着用についての声が記録されているが、もしこの時点で酸素マスクを装着したとすれば、記録されるはずのないエリアマイクチャンネルに3名の乗務員の声が記録されていることから、この間いずれも酸素マスクを着用しなかったものと推定される。

このように、従来からその着用について教育訓練を受けている運航乗務員が、減圧状態に直面しながらも酸素マスクを着用しなかったことについては、その理由を明らかにすることはできなかった。

しかしながら、3.1.11の試験結果にもみられるように個人差はあるものの同機に生じたとみられる程度の減圧は人間に対して直ちに嫌悪感や苦痛を与えるものではないので、乗務員は酸素マスクの着用について心に留めつつも飛行の継続のために操縦操作を優先させていたものとも考えられる。

なお、このように同機が当面緊急降下に移行せず、また、乗務員が酸素マスクを装着しなかったことにより、乗務員の判断力及び操作能力は3.1.9(2)及び3.1.11に前述したとおり低酸素症によってある程度低下していたと考えられる。

- (4) 減圧状態下での乗客の酸素マスク着用に関する客室乗務員の対応は、CVR記録及び生存者の口述から異常事態発生の直後から遅滞なく実施されたものと推定される。

なお、酸素の供給に不具合があったとみられるR-5付近での携帯用酸素ボトル(以下「PO₂ボトル」という。)(※1)の使用については、当時の客室乗務員が従来からその使用について教育・訓練されているはずのPO₂ボトルを使わずに空いていた客席用

酸素マスクで酸素を補給しながら乗客の酸素マスク装着の確認を行っていたという生存者の口述からも、当時のPO₂ボトルは18時30分38秒の航空機関士から客室乗務員への指示どおりR-5付近へ応急配備されたものとも考えられる。

R-5付近に発生したとみられる酸素供給の不具合は、異常事態発生の際の衝撃によって天井裏の同系統装置の一部が損傷したことによるものとも考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。

(※1) 同機には、非常時における客室乗務員用又は救急患者用としてのPO₂ボトルが24個搭載されており、客室乗務員の各座席位置付近に分配装備されている。

3.2.7.3 操縦室内における運航乗務員の精神緊張度について

異常事態発生後の運航乗務員の精神緊張度については、3.1.9(1)(イ)に前述したように精神緊張度を示す段階としてはかなり高い値で若干の変動を繰り返しながら徐々に緊張が高まり、墜落直前には最も高い値を示している。これは、同機が最悪ともいふ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。

一方、異常事態発生前の18時24分12秒から始まる客室乗務員と運航乗務員の会話の記録からは、その内容は判然としないが、そのなかで繰り返し「気をつけて」と発言している航空機関士と副操縦士の音声からは、3.1.9(1)に前述したとおり通常の離陸上昇中としては異常とも思える精神緊張度の高まりを示す値が計測されている。

このことから、この時点で運航乗務員が何らかの異常を感知していたという可能性が考えられ、また、一方の客室乗務員の音声が通常の緊張度を示す値であったことから、同運航乗務員の緊張度の高まりの原因は操縦室における乗務員のみが知っていたということも考えられる。

しかしながら、離陸から異常事態発生までのDFDR記録にはその運航乗務員の緊張度の高まりに関連するような記録が認められず、またCVRには当該会話より前の部分が記録されていないのでその内容の詳細を知ることができず、したがって、異常事態発生以前における運航乗務員の精神緊張度の高まりの原因を明らかにすることはできなかった。

3.2.7.4 操縦系統の異常についての対応

- (1) 運航乗務員の油圧低下による操縦系統の異常についての認識は、18時25分53秒に機長の過大なバンク角についての修正指示がCVRに記録されていることから、この時点では、いまだ油圧低下による操縦上の異常についての認識がなかったものと推定される。

- (2) 異常事態発生約1分半後の18時26分ごろからは油圧低下についての発言が繰り返しCVRに記録されていることから、運航乗務員は油圧低下による操縦系統の異常について認識していたものと考えられ、その後の18時28分35秒、機長は東京コントロールに対し初めてアンコントロールとの通報を行ったものと推定される。
- (3) CVRには18時38分以降脚下げについての会話が、次いで、18時44分以降にはフラップ下げについての会話が記録されており、また、DFDRにも脚下げ及びフラップの作動が記録されているが、これらはいずれも油圧系統不作動時の代替手段である電動操作によって行われたものと推定される。
- (4) CVR記録及びDFDR記録にあるように、油圧が零にまで低下し、方向舵、補助翼、スポイラ及び昇降舵が作動しない状態にあったにもかかわらず、運航乗務員は操縦操作を継続実施している。このように操縦系統が不作動の場合でも操縦を断念することなく姿勢変化に対応して行われた操舵は、最後まで同機に発生した過大なダッチロール運動、フゴイド運動を抑制しようとして行われたものであると考えられる。
- (5) CVRには18時42分53秒から18時44分43秒にかけて、「おもたい」という運航乗務員の声が前後4回にわたり記録されている。これらの発言については、当時、操縦索には隔壁の破壊等による拘束があったとみられ、かなり大きな操舵力を必要としたことによるものとも考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。

3.2.7.5 その他の対応

- (1) CVR記録にもあるように、運航乗務員が異常事態発生後、帰還空港として目的地の大阪国際空港や予定飛行経路から比較的近い名古屋空港ではなく東京国際空港を選んだことは、空港の規模、滑走路長及びその他の施設環境からみて妥当な選択と考えられる。
- (2) CVRによれば、18時50分50秒に「パワーでピッチはコントロールしないとだめ」という機長の声が記録されていることから、運航乗務員は異常事態発生後エンジン推力制御によりピッチコントロールを試みたものと推定される。しかしながら、この操作ではフゴイド運動を抑制できる可能性はあるが、左右推力の不均衡によりダッチロールが励起される可能性が大きく、機体を安定させることはできなかったものと推定される。

なお、左右エンジン推力の差を用いて方位角を変えることは可能であるが、それが試みられた明らかな証拠は見当たらない。

- (3) 当時同機の左操縦席には副操縦士が位置して機長業務を行っており、また、機長は右の副操縦士席に位置して副操縦士の業務を行っていた。異常事態発生後はCVR記

録にみられるように、機長の指示により副操縦士及び航空機関士との連携による操作が行われ、機長が運航に関するすべての指示及び初期の通信業務を行い、副操縦士は主として操縦操作に専念していたものとみられる。また、航空機関士は機長の通信業務を補佐し、代替系統による脚下げ及びフラップ操作とパワーコントロールに協力していたものとみられる。

- (4) 同機に発生した減圧状態と正常な機体では起こり得ない激しいダッチロール、フゴイド運動状態は、運航乗務員の判断、操縦操作の能力を低下させたものと推定される。
- (5) 運航乗務員は、緊急事態が発生した場合まず操縦操作により飛行姿勢の安定を確保したうえで、緊急事態への対応を行うように教育、訓練を受けている。

しかしながら、垂直尾翼の一部の脱落及び4系統のすべての油圧が零にまで低下し、ほとんどの操縦機能が失われるという事態の発生は緊急又は異常事態における対応として乗務員が日ごろ経験している教育、訓練及び知識の範囲外であり、運航乗務員は機体を制御できなかったものと考えられる。

- (6) 異常事態発生後の運航乗務員は、教育・訓練及び知識・経験の範囲外にある異常事態に陥ったために、また、異常事態の内容を十分に把握できなかったために、さらに機体の激しい運動と減圧という厳しい状況におかれていたために、その対応について判断できないまま、飛行を安定させるための操作に専念したものと考えられる。

3.2.8 事故機の飛行に対する地上からの支援についての解析

事故機は異常事態発生後も、地上からの交信による支援を受けつつ飛行を継続した。

これらの支援について、関連事項を含めて解析した(別添3、4及び6参照)。

3.2.8.1 管制通信業務による支援の状況

- (1) 事故機は離陸上昇中の18時17分以降、東京コントロールと交信を開始した。東京コントロールとの交信は、主として副操縦士席についていた機長により行われた。飛行中に運航乗務員の選択していた無線周波数は、123.7メガヘルツ(東京コントロール)、121.5メガヘルツ(緊急無線周波数)及び131.9メガヘルツ(日航東京空港支店航務部社用無線)であった。
- (2) 18時25分の機長からの異常事態の発生と羽田への帰還の要求の通報に対して、東京コントロールは直ちにこれを了承し、機長の意図に基づき右旋回の指示を発しレーダによる誘導を開始した。次いで緊急事態の確認が行われた後、東京コントロー

ルは直ちに緊急事態の発生を救難調整本部に通報するとともに、事故機に近づく他機に対して回避のためのレーダ誘導による指示を開始した。

- (3) 18時31分、東京コントロールの名古屋に誘導できるかとの問い合わせに対して、事故機から東京に帰ることを要求するとの返答があり、次いで東京コントロールは同機に日本語で交信することを認め、同機はこれを了解した。
- (4) 18時40分、東京コントロールから周波数を134.0メガヘルツに切り換えられるかとの問い合わせに対して同機からの返答がなかったので、東京コントロールは事故機以外の航空機に対して、管制通信周波数を134.0メガヘルツに変え、指示のあるまで送信しないようにとの要請を通報した。しかしながら、一部の航空機からの交信はその後123.7メガヘルツを用いて行われた。
- (5) 18時45分より数回にわたり、横田進入管制所が緊急無線周波数(121.5メガヘルツ)を用いて交信を求めたのに対し、同機からの応答はなかった。
- (6) 18時53分、東京コントロールよりの無線周波数119.7メガヘルツ(東京アプローチ専用)への切り換えの要請に対して、同機からは選局完了との通報があり、以降東京アプローチよりの位置情報等の送信に対して同機より了解との応答があった。
- (7) 18時55分以降の東京コントロール及び東京アプローチの送信に対しては、同機からの応答はなかった。

3.2.8.2 その他の支援の状況

- (1) 事故機は離陸上昇中の18時20分に、日航と社用無線周波数(131.9メガヘルツ)で交信を始めた。
- (2) 18時33分以降、日航より事故機への呼び掛けが繰り返されたのに対して、18時35分に同機よりR-5のドアの損壊という通報がなされるとともに以後のモニタについての依頼がなされ、了承された。
- (3) それ以降の日航の呼び掛けに対しては、同機よりの応答はなかった。

3.2.8.3 支援状況についての検討

- (1) 事故機の異常事態発生後、東京コントロールは直ちに同機の誘導の措置をとったが、同機は操縦不能の状態になったためその効果は現れなかった。同機に近づく恐れのある他機に対して回避の指示を行ったことは適切なものであったと考えられる。
- (2) 東京コントロールが、事故機との交信に既に用いていた無線周波数123.7メガヘルツを用いたことは、同機の運航乗務員に負担をかけないための配慮等に基づくものと考えられる。一方、他機も123.7メガヘルツを使用していたため、同機が他機の送信を受信した場合も見受けられた。しかしながら、東京コントロールと同機の交信

内容を阻害するような状況は生じなかったものと考えられる。

- (3) 混信を避けるためには、早めに東京コントロールと事故機の交信周波数を他機の交信周波数から分けるのが望ましいと考えられるが、この措置は18時40分に行われた。

なお、東京コントロールから交信用周波数を123.7メガヘルツから134.0メガヘルツに切り換えるよう要請された事故機以外の航空機は、その指示に速やかに対応すべきであったと考えられる。

- (4) 操縦不能という以外に事故機の状況がわからない状況であり、また運航乗務員から管制上の支援以外の要請がなかったことから、同機の飛行に対する支援が3.2.8.1、3.2.8.2に記した範囲にとどまったものと考えられる。
- (5) その他の事故機に対する支援として、運航・技術及び整備担当者等から運航乗務員への助言等の支援並びに随伴機による支援等が考えられるが、今回の事故に関しては、たとえこのような支援が行われたとしてもその効果は期待できなかったものと考えられる。

3.2.9 事故機の捜索・救難活動についての解析

3.2.9.1 事故機の飛行情報の収集について

救難調整本部は、18時26分同機の緊急状態発生の通報を受けた後、直ちに情報収集を開始した。同機の飛行情報が管制レーダ及び交信によって把握されていたという状況からして、東京コントロール及び日航と連絡を取りつつ情報収集を進めたことは、事態に即した活動であったと考えられる。

なお、同機に生じた異常の実態を知り得なかったことは、CVRに記録された交信内容からみてもやむを得なかったものと考えられる。

3.2.9.2 レーダ上の機影消失後の対応について

レーダ上から同機の機影が消失した後の東京コントロール及び救難調整本部の対応並びにこの通報を受けての警察庁、防衛庁等の対応は、おおむね適切に行われたものと考えられる。

3.2.9.3 墜落地点及び機体の確認について

防衛庁機によって19時21分に墜落現場と思われる場所に炎が確認され、直ちに墜落地点及び機体確認のための捜索が開始され、8月13日早朝に防衛庁機及び長野県警機によって墜落地点、機体を確認された。

墜落地点は、樹木の密生した山岳の重畳した地域にあり、夜間の捜索ということも

あり、地点確認までに時間を要したことはやむを得なかったものと考えられる。

3.2.9.4 救難活動について

墜落地点は、同機の事故対策本部が設置された上野村役場から南西路程約26キロメートルに位置し、本谷林道を神流川沿いにさかのぼり、登山口から約4キロメートル、標高差約600メートルの場所である。また、現場付近は登山道がなく落石の危険が多い山岳地域のため救難活動は困難を極めたが、活動に参加した各機関によって最大限の努力が払われたものと認められる。

3.2.10 乗客・乗組員の死傷についての解析

事故機の墜落時の衝撃及び機体の破壊の衝撃による乗客・乗組員の死傷の状況について検討した。

3.2.10.1 前部胴体内の乗客・乗組員の死傷について

BS1480～1694付近より前方の前部胴体内にいた乗客・乗組員は、墜落地点への衝突時の数百Gと考えられる強い衝撃及びその時点での前部胴体構造の全面的な破壊によって、即死したものと考えられる(*1)。

(*1) 人間の耐G能力は、G(衝撃加速度)の方向及び座席、バンド等による人間の支持方法により、またG負荷の継続時間により変化する。航空事故に関連してNTSB(米国国家運輸安全委員会)が検討した人間の耐G能力(致命的な障害を生じないGの限界)を一例として以下に示す。

資料名 : NTSB-AAS-81-2, Cabin Safety in Large Transport Aircraft,

1981

Gの継続時間 : 0.1秒～0.2秒

Gの立ち上がり : 50G/秒

(ベルト着用時)

Gの方向	Gの大きさ
前方	20～25
下方	15～20
側方	10～15
上方	20

3.2.10.2 後部胴体内の乗客・客室乗務員の死傷について

BS1480～BS1694付近より後方の後部胴体内にいた乗客・客室乗務員のうち、前方座席の者は、墜落地点への衝撃時に100Gを超える強い衝撃を受けた可能性もあり、ほと

んどが即死に近い状況であったと考えられる。後方座席の者が衝突時に受けた衝撃は数十G程度の大きさであり、この衝撃によってほとんどが致命的な障害を受けたものと考えられる。なお、3.2.4.2(2)(ア)で記したように後部胴体内の床、座席、ギャレイ等の相当の部分が乗客・客室乗務員とともに胴体後端部まで飛散したため、それらと衝突して強度の打撲、圧迫を受けるという二次的災害によって障害の程度を深めた可能性が考えられる。さらに、スゲノ沢第3支流側の斜面を落下中の衝撃等によっても障害の程度を深めたことが考えられる。

3.2.10.3 本事故における生存者は4名であり、いずれも重傷を負った。4名とも後部胴体の後方に着座しており、数十G程度の衝撃を受けたものと考えられるが、衝突時の着座姿勢、ベルトの締め方、座席の損壊、人体に接した周囲の物体の状況等がたまたま衝撃を和らげる状況であったために、また、床、座席、ギャレイ等の胴体内部の飛散物との衝突という災害を受けることが少なかったこともあって、奇跡的にも生還し得たものと考えられる

3.2.10.4 遺体の損傷の状況及び収容場所はほぼ前記3.2.10.1及び3.2.10.2の推定を裏付けるものであった。

4 結 論

4.1 解析の要約

4.1.1 一般事項

- 4.1.1.1 運航乗務員は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。
- 4.1.1.2 当時の気象は、異常事態発生に直接関連はなかったものと認められる。
- 4.1.1.3 航空保安施設及び航空交通管制機関の機能及び運用状況は正常であったと認められる。
- 4.1.1.4 同機は有効な耐空証明を有し、所定の整備点検が行われていた。

4.1.2 異常事態発生までの事故機の飛行

- 4.1.2.1 事故機は昭和60年8月12日、定期便として4回の飛行を行った後、123便として18時12分東京国際空港を離陸した。当日の4回の飛行及びその間に行われた点検整備(123便としての飛行前点検を含む。)において、今回の事故と関連があるとみられるような異常及び不具合報告はなかった。
- 4.1.2.2 離陸後約12分を経過した18時24分35秒ごろ、飛行の継続に重大な影響を及ぼすような異常事態が発生したが、それまでの飛行は正常なものであったと考えられる。

4.1.3 大阪国際空港における事故による損傷の修理

- 4.1.3.1 事故機の構造の修理作業を日航がボーイング社に委託したことは、同機がボーイング社によって製作されたこと等からみて、妥当なことであったと認められる。
- 4.1.3.2 日航とボーイング社との間で合意された修理に関する全体計画は、ほぼ妥当なものであったと考えられる。
- 4.1.3.3 修理計画に従って、事故によって変形した後部圧力隔壁下半部を機体から取り外し、新規の後部圧力隔壁下半部の取り付け作業を進めたところ、隔壁の上半部と下半部のウェブ合わせ面(L18接続部)において、リベット孔回りのエッジ・マージンが構造修理マニュアルに記載された値より不足する箇所のあることが発見された。これは、修理作業において、後部胴体の変形等に対する配慮がやや不足していたことにより生じた可能性も考えられる。
- 4.1.3.4 これに対して後部圧力隔壁上半部と下半部の間にスプライス・プレートを一枚はさんで接続するという適切と考えられる修正措置がとられることになったが、実際の修正作業では一枚のスプライス・プレートのかわりに修正指示より幅の狭い一枚の

スプライス・プレートと一枚のフィラが用いられ、前述の修正措置とは異なった不適切な作業となった。

4.1.3.5 修理作業の際の検査及び修理後の検査では、前記の不適切な作業部分を目視検査で見い出すことはできなかった。

4.1.3.6 今回の修理作業では、作業工程における検査を含む作業管理方法の一部に適切さに欠ける点があったと考えられる。

4.1.3.7 このような修理によって、本来2列リベットで結合されるべきL18接続部の一部が1列リベットで結合されることになり、この部分の強度は本来の接続方法によった場合に比べて70パーセント程度に低下し、この部分は疲労亀裂が発生しやすい状態になったものと推定される。

このことから、この時点において事故機の後部圧力隔壁は、フェール・セーフ性に欠けたものになったと考えられる。

4.1.4 ボーイング式747型機のフェール・セーフ性について

ボーイング式747型機のフェール・セーフ設計は、当時の米国連邦航空局の輸送機の耐空性に関する基準に従って設計されている。

耐空性に関する規定は、航空機が備えるべき特性についての要求の最低限を示したものであるが、ほとんどあり得ないような事態、あるいは不適切な作業等によって生じるような事態に対してまでも耐空性を保証するものではないと考えられる。

今回の事故のように損壊が連鎖的に進行したことは、同機の開発当時のフェール・セーフ設計とその後の運用実績を取り入れた点検整備は規定に適合した妥当なものであったが、かかる事態の発生を阻止するための配慮まではなされていなかったためと考えられる。

4.1.5 その後の事故機の運航及び整備の状況

4.1.5.1 昭和53年6月の大阪国際空港における事故による損傷の修理後、今回の事故に至るまでの間の同機の飛行時間は約16,196時間、飛行回数(着陸回数)は12,319回であった。

4.1.5.2 この間に後部圧力隔壁のL18接続部には、1列リベット結合部分を主として多数の疲労亀裂が発生進展していた。

4.1.5.3 この間の飛行で、今回の事故と関連があるとみられるような異常及び不具合はなかったものと考えられる。

4.1.5.4 この間、同機について6回のC整備(3,000時間毎の整備)が行われ、その際に後部圧力隔壁の目視点検も行われたが、L18接続部のリベット結合部に発生していた疲労亀裂は発見されなかった。

後部圧力隔壁のC整備時の点検方法は、隔壁が正規に製作されている場合、また、その修理が適正に行われた場合には当該C整備の時点では疲労亀裂がこの部位に多数発生するとは考えられないので、妥当な点検方法であると考えられる。

しかしながら、今回の場合のように不適切な修理作業の結果ではあるが、後部圧力隔壁の損壊に至るような疲労亀裂が発見されなかったことは、点検方法に十分とはいえない点があったためと考えられる。

4.1.6 異常事態の概要

事故機に生じた異常事態の状況は、以下のようなものであったと考えられる。

4.1.6.1 18時24分35秒ごろ、同機が高度約24,000フィートまで上昇した際に、与圧された客室圧力と外気圧との差圧は約8.66psiとなった。後部圧力隔壁のL18接続部のベイ2の部分は疲労亀裂の進展により残留強度が著しく低下していたので、その差圧に耐えられず破断し、これを契機としてL18接続部は一気に全面破断したものと推定される。

その後、破断は隔壁中央部においてはコレクタ・リングに沿って上向きに進み、更にR6スティフナ及びL2スティフナに沿って上方に進行したものと考えられる。一方、隔壁外周部においては、破断はYコードに沿って上方に進んだものと考えられる。

4.1.6.2 このように破断が進行した結果、後部圧力隔壁の上半部のウェブの一部が客室与圧空気圧によって後方に吹き上げられ開口した。開口面積は2〜3平方メートル程度と推定される。

4.1.6.3 後部圧力隔壁の開口部から流出した客室与圧空気によって尾部胴体の内圧は上昇し、APU防火壁が破壊されその後方に位置するAPU本体を含む胴体尾部構造の一部の破壊・脱落が生じたものと推定される。

4.1.6.4 APU防火壁の破壊の直後又はその破壊とほぼ同時に垂直尾翼の破壊が始まったものと考えられる。

胴体尾部に流出した客室与圧空気の一部が垂直尾翼アフト・トルクボックス下部の開口部から垂直尾翼内に流れ込み、垂直尾翼の内部圧力が上昇し、アフト・トルクボックスの上半部のストリングとリブ・コードの取付部がまず破壊したものと推定される。その後、アフト・トルクボックスの内部構造の破壊、外板の剥離が生じ、フォワード・トルクボックス上半部、アフト・トルクボックスの大半、翼端カバー等の脱落

に至ったものと考えられる。

4.1.6.5 垂直尾翼のアフト・トルクボックスが損壊したため方向舵は脱落し、また4系統の方向舵操縦系統油圧配管もすべて破断したものと推定される。

4.1.6.6 このような同機の破壊は、数秒程度の短時間のうちに進行したものと推定される。

4.1.6.7 後部圧力隔壁が開いたため、操縦室を含む客室と圧は数秒間で大気圧まで減圧したものと推定される。

4.1.6.8 前述した機体の破壊によって、方向舵・昇降舵による操縦機能、水平安定板のトリム変更機能は異常事態発生直後に失われたものと推定される。また、補助翼、スポイラによる操縦機能及び油圧によるフラップと脚の操作機能は異常事態発生後1.0～1.5分の間に失われたものと推定される。

4.1.6.9 ほとんどの操縦機能が失われたこと及び横・方向の安定性が極度に劣化したために、同機では姿勢・方向の維持、上昇・降下・旋回等の操縦が極度に困難な状況になったものと推定される。

4.1.6.10 同機では激しいフゴイド運動、ダッチロール運動が生じ、その抑制が難しい状態にあったものと推定される。

4.1.6.11 同機は不安定な状態での飛行の継続はできたが機長の意図どおり飛行させるのは困難で、安全に着陸・着水することはほとんど不可能な状態であったものと考えられる。

4.1.7 異常事態発生後の事故機の飛行と運航乗務員の対応

4.1.7.1 何らかの異常の発生を運航乗務員は直ちに知ったが、垂直尾翼の損壊、方向舵の脱落というような損壊の詳細については、その後も知り得なかったものと推定される。

4.1.7.2 異常事態発生後間もなく、運航乗務員は機内の減圧を知り得たものと考えられる。運航乗務員は最後まで酸素マスクを着用しなかったものと推定されるが、その理由を明らかにすることはできなかった。

4.1.7.3 異常事態発生後、同機は緊急降下に入ることなく20,000フィート以上の高度で激しいフゴイド運動、ダッチロール運動を行いながら約18分間飛行した。この間運航乗務員が緊急降下の意向を示しているのに緊急降下を行わなかったのは、飛行姿勢の安定のための操作に専念していたためとも考えられるが、その理由を明らかにすることはできなかった。

また、この間に運航乗務員は低酸素症にかかり、知的作業能力、行動能力がある程度低下したものと考えられる。

4.1.7.4 同機は、脚下げ後の降下に移った時点でフゴイド運動もおさまったが、高度約7,000フィートまで降下した頃に山岳に近づいたことに気付き、直ちにエンジン出力をあげたところ、再び激しいフゴイド運動及びダッチロール運動を伴う不安定な飛行状態に陥ったものと考えられる。

4.1.7.5 異常事態発生後の運航乗務員は、教育・訓練及び知識・経験の範囲外にある異常事態に陥ったために、また異常事態の内容を十分に把握できなかったために、さらに機体の激しい運動と減圧という厳しい状況に置かれていたために、その対応について判断できないまま飛行を安定させるための操作に専念したものと考えられる。

4.1.8 事故機の墜落

4.1.8.1 不安定な飛行状態にあった同機は、墜落地点手前の一本から松及びU字溝に接触し、残っていた垂直尾翼、水平尾翼及びエンジン等はこの時点で機体から分離したものと推定される。

4.1.8.2 その後、同機は機首及び右主翼を下に向けた姿勢で、墜落地点に衝突したものと推定される。墜落時刻はDFDR記録及び地震計記録等から18時56分30秒ごろと推定される。

4.1.8.3 墜落時の強い衝撃で、前部胴体、右主翼は圧壊し、小破片に分断され飛散した。後部胴体は墜落時の衝撃を受けて分離し、稜線を越えてスゲノ沢第3支流に落下したものと推定される。その他の部分は墜落地点を含む広い範囲に飛散した。

4.1.8.4 燃料タンクから飛散したと思われる燃料が炎上し、㊦付近に散乱した残骸等が焼損した。

4.1.9 乗客・乗組員の死傷

4.1.9.1 前部胴体・中部胴体内にいた乗客・乗組員は、墜落時の数百Gと考えられる強い衝撃及び前部・中部胴体構造の全面的な破壊によって、全員即死したものと考えられる。

4.1.9.2 後部胴体内にいた乗客・客室乗務員のうち、前方座席の者は墜落時の100Gを超える強い衝撃で、ほとんどが即死に近い状況であったと考えられる。

後方座席の者が受けた墜落時の衝撃は数十G程度の大きさであり、これによってほとんどが致命的な傷害を受けたものと考えられる。なお、墜落時の衝撃で客室の床、座

席、ギャレイ等がすべて破壊・飛散したため、これらと衝突して強度の打撲、圧迫を受けて傷害の程度を深めた可能性が大きいと考えられる。

- 4.1.9.3 本事故における生存者は4名であり、いずれも重傷を負った。4名とも後部胴体の後方に着座しており、数十G程度の衝撃を受けたものと考えられるが、衝突時の着座姿勢、ベルトの締め方、座席の損壊、人体に接した周囲の物体の状況等が衝撃を和らげる状況であり、胴体内部の飛散物との衝突という災害を受けることが少なかったこともあって奇跡的に生還し得たものと考えられる。

4.1.10 事故機の飛行に対する地上からの支援

管制・通信による事故機への情報の提供及び同機からの要請についての対応は、おおむね適切に行われたと考えられる。

4.1.11 捜索・救難活動

- 4.1.11.1 墜落地点は登山道がなく、落石の危険が多い山岳地域であり、夜間の捜索ということもあったため、機体の発見及び墜落地点の確認までに時間を要したことはやむを得なかったものと考えられる。
- 4.1.11.2 救難活動は困難を極めたが、活動に参加した各機関の協力によって最善を尽くして行われたものと認められる。

4.2 原因

本事故は、事故機の後部圧力隔壁が損壊し、引き続いて尾部胴体・垂直尾翼・操縦系統の損壊が生じ、飛行性の低下と主操縦機能の喪失をきたしたために生じたものと推定される。

飛行中に後部圧力隔壁が損壊したのは、同隔壁ウェブ接続部で進展していた疲労亀裂によって同隔壁の強度が低下し、飛行中の客室与圧に耐えられなくなったことによるものと推定される。

疲労亀裂の発生、進展は、昭和53年に行われた同隔壁の不適切な修理に起因しており、それが同隔壁の損壊に至るまでに進展したことには同亀裂が点検整備で発見されなかったことも関与しているものと推定される。

5 参考事項

5.1 本事故に関連し、昭和62年5月末までに各関係機関、航空機製造会社及び運航会社により講じられた措置等は次のとおりである。

5.1.1 米国国家運輸安全委員会(NTSB)は、米国連邦航空局(FAA)に対し次の勧告を行った。

(ア) 尾翼部の設計変更(勧告番号A-85-133, 1985年12月5日)

通常与圧されていない尾翼内部に急激な圧力が加わった場合にもボーイング式747及び767型機の尾翼部が致命的な破壊に至らないような対策をとること。

(イ) 油圧系統の設計変更(勧告番号A-85-134, 1985年12月5日)

通常与圧されていない尾翼内部に圧力が加わった場合にもボーイング式747型機の4系統あるすべての油圧系統が損傷しないように設計変更及び改修を行うこと。

(ウ) ドーム型後部圧力隔壁のフェール・セーフの再評価(勧告番号A-85-135, 1985年12月5日)

ボーイング式747及び767型機の後部圧力隔壁の設計を再評価するとともに、試験によりフェール・セーフ機能の確認を行うこと。

(エ) 後部圧力隔壁の修理方法の再評価(勧告番号A-85-136, 1985年12月5日)

ボーイング式747及び767型機の後部圧力隔壁の現行の修理方法を再評価し、その修理方法がフェール・セーフ性を損なわないことを確認すること。

(オ) 後部圧力隔壁の検査プログラムの変更(勧告番号A-85-137, 1985年12月5日)

後部圧力隔壁について、多箇所同時進行型の疲労亀裂の進行の度合を確認できるような、通常の見視点検より高度な点検プログラムを設定すること。

(カ) ドーム型後部圧力隔壁のフェール・セーフ性の再評価(勧告番号A-85-138, 1985年12月13日)

すべての定期運送用航空機の後部圧力隔壁について、フェール・セーフ基準に適合していることを確認すること。

(キ) ドーム型後部圧力隔壁の修理方法の再評価(勧告番号A-85-139, 1985年12月13日)

ドーム型後部圧力隔壁を持つすべての航空機について、隔壁の修理方法を再評価し、隔壁のフェール・セーフ性を損なっていないことを確認すること。

(ク) 修理に関する技術承認者へのブレティンの発行(勧告番号A-85-140, 1985年12月13日)

修理に係わる技術的な承認について責任を有する者にメインテナンス・アラート・ブレティンを発行し、修理の承認に際しては終極的な破壊モードあるいはその他のフ

フェール・セーフ設計基準に対する影響の可能性を考慮するように指示すること。

5.1.2 FAAは、米国のボーイング式747型機の運航会社及びボーイング社に対して、下記の改修及び点検等を命じた。

(ア) 垂直尾翼点検孔へのカバー装着(命令番号AD86-08-02, 1986年4月4日)(※1)

尾部への異常に高い内圧による尾部構造の破壊を防止するため、6箇月以内に垂直尾翼の点検孔にカバーを装着する(A-85-133関連)。

(※1) ADはAirworthiness Directive(耐空性改善命令)の略称である。

(イ) ドーム型後部圧力隔壁のフェール・セーフ性の再評価

ボーイング社に対し、747及び767型機の後部圧力隔壁のフェール・セーフ性に係わる設計の再評価及びテストを要求した(A-85-135関連)。

(ウ) ドーム型後部圧力隔壁の修理方法の再評価(命令番号AD85-22-12, 1985年10月25日)

ボーイング式747型機の後部圧力隔壁の修理が実施されているか否かの点検及びその結果のボーイング社への報告を要求した。

なお、FAAはボーイング社発行の707、737、747及び767型機の後部圧力隔壁の修理マニュアルの再評価の結果を見直したが、問題はなかった(A-85-136関連)。

(エ) ドーム型後部圧力隔壁のフェール・セーフ基準の再評価

FAA内のTACD(Transport Airplane Certification Directorate)は、主要航空機製造会社とNTSB勧告に係わる検討チームを結成し、最大タクシー重量75,000ポンドを超える大型航空機の再評価を行っている。これらの再評価を通じて、SID(AC91-51)における検査手順の変更及び追加を行った。

また、損傷許容設計についても再評価を行っている(A-85-138関連)。

(オ) ドーム型後部圧力隔壁の修理方法の再評価

1985年12月12日付けレターにより、大型輸送機製造会社に対しドーム型後部圧力隔壁の修理基準の再評価を要請した(A-85-139関連)。

(カ) 技術スタッフへのメモランダムの発行

1986年6月3日、各ACO(Aircraft Certification Office)に所属する技術スタッフに対し、航空機の重要な主要構造の修理に関するメモランダムを発行した(A-85-140関連)。

(キ) 油圧系統の改修

1985年9月から、ボーイング式747型機の大規模な構造破壊に伴う油圧系統の機能損失を防ぐために必要な改修方法について、ボーイング社と検討を始めた。この作業は

まだ継続中であるが、No.4油圧系統が垂直安定板へ入る上流にフューズを装着することにより、昇降舵、補助翼及びスポイラの機能を確保できると考えられている。既にボーイング社はNo.4油圧系統へフューズを装着するサービス・ブレイキン(SB)を発行しており、FAAはこのSBを命令とする予定である(A-85-134関連)。

5.1.3 ボーイング社は次のようなSBを発行するとともに、新造機に対する設計変更、試験等を行った。

(ア) 垂直尾翼点検孔へのカバー装着(SB747-53A-2264, 1985年11月25日)

現有機に対し、垂直尾翼点検孔へのカバー装着を要求した。新造機は、626号機(1985年12月11日引渡し)以降カバー装着を開始した(A-85-133関連)。

(イ) 油圧系統の改修(SB747-29-2063, 1986年12月23日)

現有機に対し、No.4油圧系統が垂直安定板へ入る上流にフューズ装着を要求した。新造機は、663号機(1986年12月23日引渡し)以降No.4油圧系統へのフューズ装着を開始した。

また、1988年1月ごろ引き渡し予定の新造機696号機以降はBS1480から2460の間の油圧系統の配管位置を変更することになっている。なお、現有機の油圧配管の変更は技術的に極めて複雑であるためにSBの発行は見合わせ、運航会社から要求があった場合、個別に応ずることとした(A-85-134関連)。

(ウ) ボーイング式747及び767型機の後部圧力隔壁のフェール・セーフ性の再評価

現設計の後部圧力隔壁の疲労試験及び損傷許容試験を1986年3月、強化型後部圧力隔壁の同試験を1986年7月に完了した(A-85-135及び138関連)。

(エ) 後部圧力隔壁の修理方法の再評価

1985年8月29日、電報により修理が実施されているか否かの点検と修理の詳細の報告を求めた(A-85-136及びAD85-22-12関連)。

(オ) 強化型後部圧力隔壁の開発

1987年2月に引渡された新造機672号機から、強化型後部圧力隔壁を取り付けた。この隔壁は、従来型隔壁に2本のティア・ストラップを追加し、隔壁の中央部にカバー・プレート、APU切り欠き付近の隔壁両面にダブラを追加したものである(A-85-135関連)

(カ) 後部圧力隔壁の検査プログラムの変更(SB747-53-2275, 1987年3月26日)

1,000飛行サイクル(貨物機)又は2,000飛行サイクル(旅客機)間隔での後面からの目視検査及び20,000飛行サイクルの後2,000飛行サイクル(貨物機)又は4,000飛行サイク

ル(旅客機)間隔で精度の高い渦電流、超音波及びX線による詳細な検査を行うよう要求した。

747SR型機の日視点検は2,400飛行サイクルごと、渦電流等による詳細な点検は24,000飛行サイクルの後4,800飛行サイクル間隔で実施するよう要求した(A-85-137 関連)。

5.1.4 運輸省航空局は、ボーイング式747型機の安全の確保及び航空機捜索救難体制の強化のため、次の措置を講じた。

(ア) 垂直安定板及び方向舵の一斉点検の指示(耐空性改善通報TCD-2483-85, 昭和60年8月15日)

(イ) 胴体与圧室後部構造の一斉点検の指示(耐空性改善通報TCD-2483-1-85, 昭和60年8月17日)

(ウ) 後部圧力隔壁の修理方法を再評価するため、ボーイング式747型機を運航する航空会社に対し、実施した後部圧力隔壁に係る修理報告を航空局及びボーイング社へ提出するよう求めた(昭和60年9月4日付け空検第747号並びにA-85-136及びAD85-22-12 関連)。

(エ) 日航整備部門へ立入検査を実施し、この結果に基づき同社に対し安全運航確保のための業務改善を勧告(昭和60年9月5日)

(1) ボーイング式747SR型機について、18,000与圧飛行回数以内をめどとして胴体与圧構造の総点検を行うこと。

(2) ボーイング式747型機の機体構造の点検を強化するため、C整備等の点検要目を見直すとともに、機体構造の点検作業に用いる作業カードを改善すること。

(3) 事故等により損傷を受けた機体構造について、長期監視プログラムを設定すること。

(4) ボーイング式747型機の機体構造のサンプリング点検の方法を見直すとともに、サンプリング点検結果の技術評価の方法を改善すること。また、主要故障の再発防止対策の促進を図ること。

(5) 技術企画部門から整備実施部門への指示の徹底を図ること。

(6) 機体構造の点検整備体制及び総合安全推進体制の強化を図ること。

(オ) 業務改善勧告に基づき実施された日航ボーイング式747SR型機の胴体与圧室構造の総点検の結果をFAAへ通報し、同型機の安全を確保するための改善措置を要請(昭和60年11月5日/12月10日)

(カ) 与圧隔壁後方の機体尾部への与圧空気流入による尾翼構造の破壊を防止するため、

垂直尾翼の点検孔にカバーの装着を指示(耐空性改善通報TCD-2611-86,昭和61年5月7日, A-85-133関連)

(キ) ボーイング式747SR型機の経年変化対策として、SID項目を整備規程中に定めるよう指示(耐空性改善通報TCD-2636-86, 昭和61年10月13日)

(ク) 昭和61年夏までに救難調整本部の置かれている東京空港事務所の施設及び関係機関相互の通信回線網を整備するとともに要員の増員を行った。また、昭和61年8月7日、運輸省航空局と関係機関との合同訓練を実施した。

5.1.5 日航は、次の改善措置、対策等を実施又は予定している。

(ア) 垂直尾翼の設計変更(耐空性改善通報TCD-2611-86, AD86-08-02及びAD85-133関連)

すべての現有のボーイング式747型機に対し、昭和60年12月31日までに垂直尾翼点検孔にカバーを装着した。JA8169以降のボーイング式747型機には、新造時から装着される。

(イ) 油圧系統の改修

昭和62年5月末までに、4機の現有機についてNo.4油圧系統へのフューズ装着を完了した。

他の現有機は、昭和63年3月末までにフューズ装着を完了する予定であり、JA8178以降のボーイング式747型機には、新造時から装着される(A-85-134関連)。

(ウ) ドーム型後部圧力隔壁の修理方法の再評価

すべての現有機について修理の有無及び修理状況の検査を行い、航空局及びボーイング社へ報告した(A-85-136及び139, AD85-22-12, ボーイング社電報並びに航空局文書空検第747号関連)。

(エ) 後部圧力隔壁の検査プログラムの変更

ボーイング式747SR型機の総点検において、6機について渦電流検査を実施した(亀裂は発見されていない。)(A-85-137関連)。

5.2 所見

5.2.1 事故機に搭載されていたDFDRの記録用磁気テープには、破断、ねじれ、折れ曲がり等が認められたので、同装置の対衝撃性の一層の向上を図ることが望ましい。

5.2.2 事故機に搭載されていたCVRには、約32分16秒の音声記録されていたが、既に消去

されてしまった部分に事故調査の参考となる記録があったことも考えられる。また、当該CVRは規格(TSO C-84)に適合した製品であるが、聴取が困難な部分が見受けられた。

これらのことから、音声記録時間の延長とCVRを含むシステムの改善による音声記録の明瞭度の向上についての検討を進めることが望ましい。

- 5.2.3 緊急事態における搜索・救難活動を迅速かつ効果的に進めるために、既に関係機関の間で締結されている協定に関して、今後とも定期的な訓練の実施等によって搜索・救難活動能力の一層の向上を図ることが望ましい。