

## 2.15 事実を認定するための試験及び研究

### 2.15.1 機体後部の損壊に関する調査

#### 2.15.1.1 概要

事故機の残骸調査に当たっては、垂直尾翼及び後部胴体の一部が相模湾で発見されたこと並びにDFDR及びCVRの記録から、飛行中に機体後部に異常が発生したものと仮定し、BS2200付近より後方の機体残骸について復元を行った。

復元は、主として構造部の残骸について行い、機能部品、客室内装材、床板及び座席等は取り付けなかった。回収した残骸は、可能な限り復元したが、損壊が著しく、復元位置を特定できない残骸もあった。

復元は、後部胴体、垂直尾翼、水平尾翼及び後部圧力隔壁の別に行った。

後部胴体は、残骸を立体的に組み立てることにより復元した(写真-21及び22参照)。

垂直尾翼は、フォワード・トルクボックスの残骸を主体に架台の上に展開することにより復元した(写真-23参照)。ラダーは、回収された残骸が少なかつたため、復元は行わなかった。

水平尾翼は、残骸輸送の必要上、エレベータは取り外され、水平安定板も8部分に分割された。各エレベータは、架台上に展開し、8分割された水平安定板は木枠で囲み展開した。

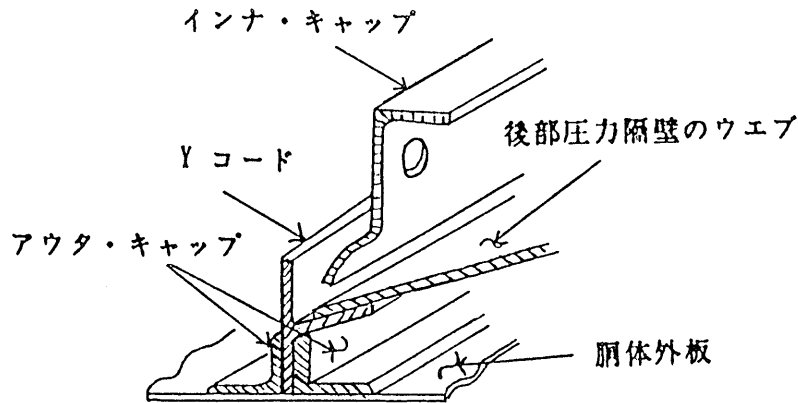
後部圧力隔壁は、残骸を胴体とは別に組み立て復元した(写真-24参照)。

- (1) 後部胴体損壊図を付図-25及び付図-26に示す。
- (2) 垂直尾翼損壊図を付図-27及び付図-28に示す。
- (3) 水平尾翼損壊図を付図-30及び付図-31に示す。
- (4) 後部圧力隔壁の損壊図を付図-32に示す。

#### 2.15.1.2 後部胴体の損壊に関する調査

- (1) 後部胴体は、右側面及び下面の構造に損傷が大きかった。特に、R-5ドア下方の構造及びBS2360(後部圧力隔壁の取付部)とBS2484の間の損傷が著しく、残骸の復元位置を特定できない小片が多かった。
- (2) BS2658(APU防火壁の取付部)より後方の胴体構造(APU防火壁を含む。)については、回収された残骸の中からは発見されなかった。なお、当該構造部に取り付けられていたAPU空気取入れダクトは、相模湾より回収されている。
- (3) BS2360において、Y型断面でリング状のコード材(以下「Yコード」という。図-1参照)は、一部変形はあるが全体としてほぼ元の円形をとどめている。

図-1 Yコードと胴体の結合部断面



- (4) Yコードの内側に、Yコードに沿って取り付けられているインナ・キャップ(軽減孔のあるL断面のリング状のアンゲル材)は、大部分がYコードから破断分離しており、当該インナ・キャップとYコードを結合しているリベットが、その軸に直角な方向の力でせん断破壊していた。
- (5) BS2658(APU防火壁の取付部)の円周に沿った破壊状況は次のとおりである(BS2658における胴体ストリング番号は図-2参照。APU防火壁と胴体の結合部断面は図-3参照)。

図-2 BS2658APU防火壁取付部胴体断面(後方より見る。)

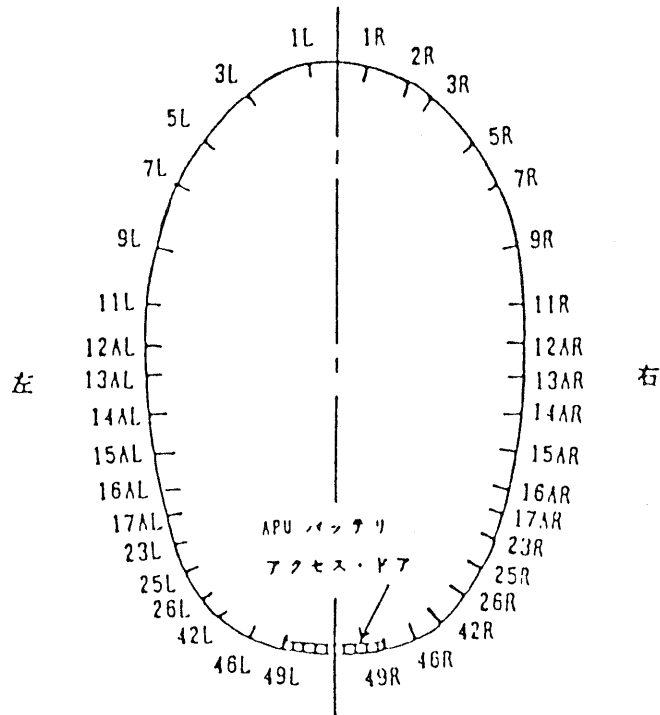
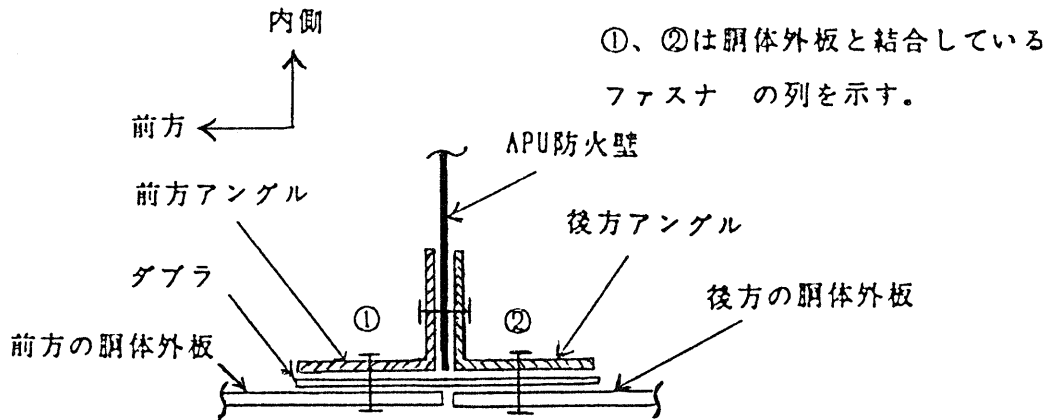


図-3 APU防火壁と胴体の結合部



- ①、②は胴体外板と結合しているファスナの列を示す。
- (ア) 円周頂上部の胴体ストリング1L (以下記号のみで表示する。Lは左側、Rは右側を示す。)と1Rの間は、前方アンゲル、ダブル及び前方の胴体外板がともにファスナ列①で破断している(写真-33参照)。
- (イ) 2Rから7Rにかけては、部分的に両方のアンゲルがL断面コーナ部 (以下「コーナ部」という。)で破断しているが、APU空気取り入れダクトのヒンジ・サポート・チャンネルが取り付けられていた。  
 当該ヒンジ・サポート・チャンネルは、APU防火壁と平行(胴体外板と直角)に取り付けられていたものであるが、ダブルとの取付部で後方へ折り曲げられていた(写真-34参照)。
- 7R付近には、わずかではあるが、APU防火壁の小片が取り付け残っていた。
- (ウ) 9R付近は、図-3に示す断面を保持して残っていた。11Rから15ARにかけては、ファスナ列②で破断しており、後方にはダブルのみが残っていた。ダブルは、ファスナ列②で引張りにより破断していた(写真-35参照)。
- (エ) 15AR付近に、前方アンゲル、ダブル及び前方の胴体外板がともにファスナ列①で破断している部位がわずかにあるが、ここより、23Rまでは図-3に示す断面を保持して残っており、わずかではあるが、APU防火壁の小片が残っていた。
- (オ) 23Rから49Rまで、前方アンゲルはコーナ部で破断し、これより後方にはダブルのみが残っていた。  
 ダブルのファスナ孔は、前後方向に延びているものが多くダブル自身も胴体外側へのそりが見られる(写真-37及び38参照)。
- (カ) 3L付近では、前方アンゲルのコーナ部でダブルを残し他は破断していた。ダブルには、ファスナが残っていた(写真-39参照)。

(キ) 4Lと5Lの中間の点より7Lまでは、図-3に示す断面を保持しており、APU防火壁の一部が残っていた。

(ク) 9Lから16ALまでは、前方アングルのコーナ部でダブラを残し、他は破断していた。

ダブラには、ファスナが残っていた(写真-40参照)。

(ケ) 17ALから42Lまでは、前方アングル、ダブラ及び前方の胴体外板がともにファスナ列①で破断していた(写真-41参照)。

(コ) 46Lから49Lまでは、前方アングルのコーナ部でダブラを残し、他は破断していた。

ダブラのファスナ孔は、前後方向に延びているものが多い。

ダブラには、胴体外側へのそりが見られる(写真-42参照)。

### 2.15.1.3 垂直尾翼の損壊に関する調査

#### (1) 垂直尾翼フォワード・トルクボックス

(ア) 垂直尾翼フォワード・トルクボックスの FS395より上方の相模湾から回収された部分は、ハニカム構造の外板の一部はがれ及び頂上部の損傷はあるものの、フロント・スパー・コード及び同ウェブには損傷も少なく、全体としてはボックス構造が保持されていた。

FS395より下方の部分は、ドーサルフィンを含め大きく5分割に破断しており、フロント・スパー・ウェブは、その大部分がスパー・コードより破断分離していた。リブも大半がフォワード・トルクボックス外板から破断分離していた。

(イ) FS395より上方のフォワード・トルクボックスの左側のフロント・スパー・コード部では、大半の部位において垂直尾翼のアフト・トルクボックスの外板が、スパー・コードのすぐ後方で破断し、スパー・コード側に外板の一部を残していた。スパー・コード側に残った外板は、外側の方向に曲げられていた(図-4a並びに写真-44の矢印参照)。FS545付近より上方では、アフト・トルクボックスの外板とスパー・コードを結合するリベットの頭部が、その軸方向の力で破断し、外板が分離している部位もあった(図-4b並びに写真-45の矢印参照)。

(ウ) FS395より上方のフォワード・トルクボックスの右側のフロント・スパー・コード部では、全長のほぼ半分の部位が、図-4bと同様な破断状態であった(写真-46の矢印参照)。FS545付近のごく一部のリベットは、その軸に直角な方向の力でせん断破壊していた(図-4c並びに写真-47の矢印参照)。FS495付近では、アフト・トルク・ボックスの外板が引き裂かれて破断し、その小片がスパー・コードに

結合したまま残っている部位もあった(図-4d並びに写真-48の矢印参照)。

図-4a

図-4b

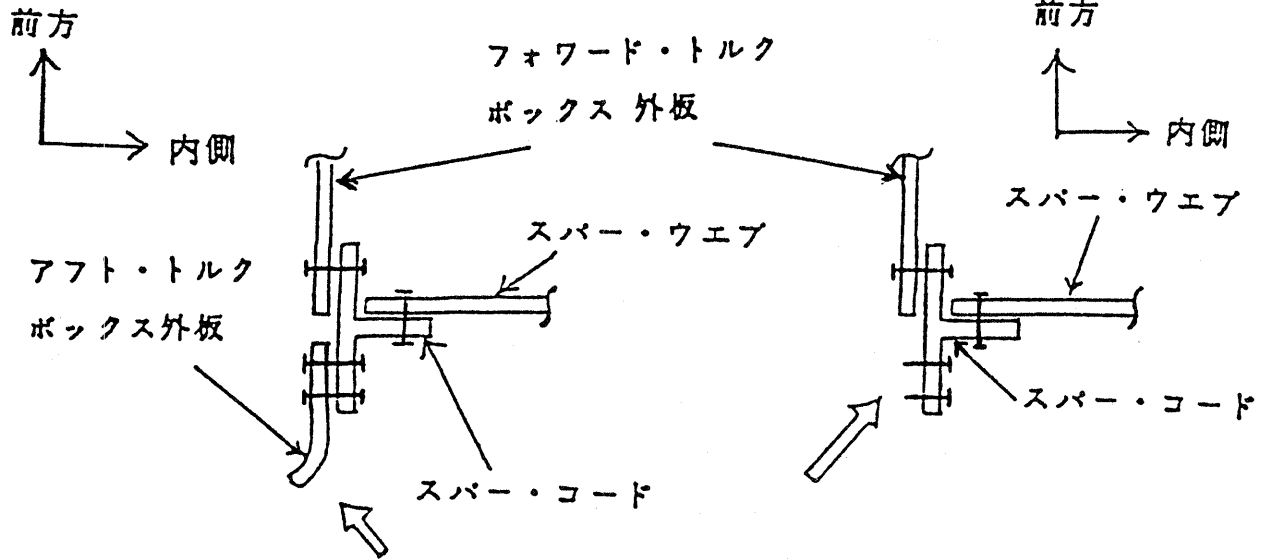
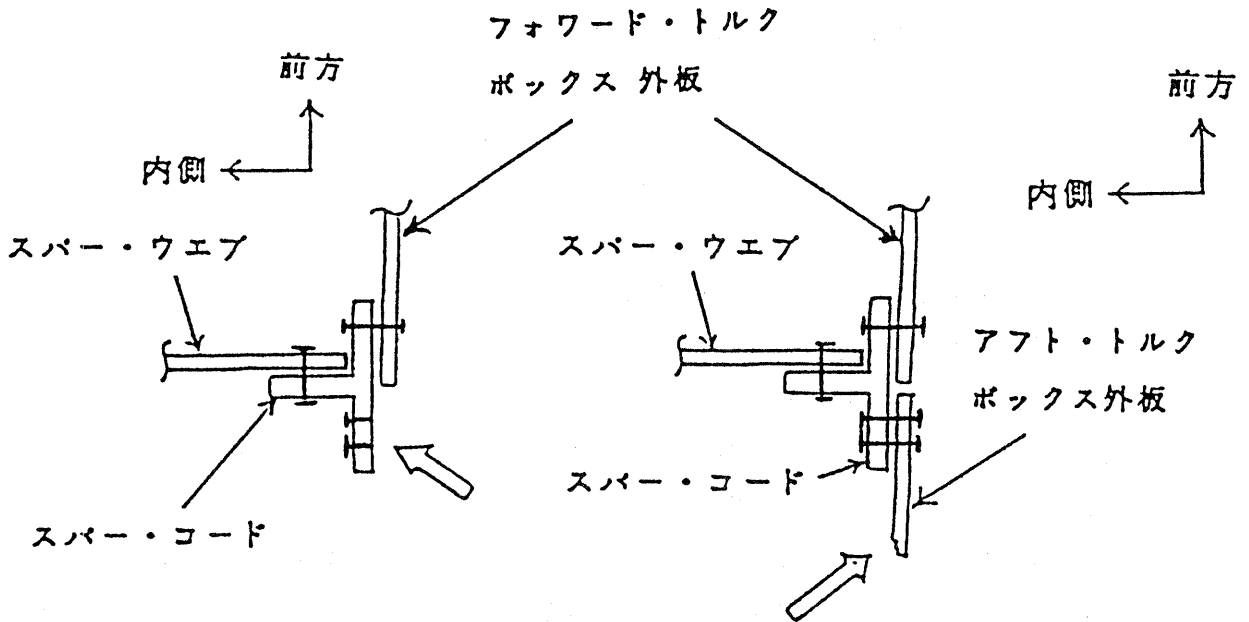


図-4c

図-4d



(エ) 垂直尾翼補助桁と胴体を結合しているタイロッド・リンクは、胴体側取付部はアイボルトの首で破断していたが、破断面に疲労破面は認められず、引張りによるものとみられる破断状態であった。また、補助桁側取付部は、取付ブラケットを含め破断分離しており回収されていない。

(2) 垂直尾翼フロント・スパー

(ア) 垂直尾翼フロント・スパー・コードは、次の部分が残っていた(付図-34参照)。

左側：FS295からFS420までの部分が、フォワード・トルクボックスと結合していた。このうち、FS295より約30センチメートル上方の部位からFS395まではT断面を保持していた。

右側：FS169からFS220までは、アフト・トルクボックスの外板に結合していた。(フォワード・トルクボックスと分離していた。)FS245からFS395まではT断面を保持しフォワード・トルクボックスに結合していた。

(イ) フロント・スパーとリヤ・スパー間のリブのフロント・スパー側のリブ・アングルは、付図-34に示す部分がフロント・スパー・ウェブに結合された状態で回収されている。これらのリブ・アングルのうち、FS545、FS445及びFS195に結合されているもの(写真-49、53及び56参照)を除いて、いずれもL断面のコーナ部で破断している(写真-50、52、54及び57参照)。

これら破断面の巨視的観察の結果、全体として破断は右舷から左舷に向かって進行したものとみられる状態であった。

(ウ) フロント・スパー・ウェブの後方の面(リブ・アングル取付面)の次に示す位置にリブ・アングルが破断する際に発生したものとみられるすり傷があった(付図-34参照)。

- (a) FS445の上方 (写真-53参照)
- (b) FS420の上方 (写真-54参照)
- (c) FS220の上方 (写真-55参照)
- (d) FS169の上方 (写真-56参照)
- (e) FS143の上方 (写真-57参照)

### (3) 垂直尾翼アフト・トルクボックス

(ア) リア・スパーに結合する外板は、胴体構造に取り付いた下方の外板のみが回収された(付図-27及び28参照)。

(イ) 垂直尾翼アフト・トルクボックスの外板のうち、胴体構造に取り付いたまま回収された下方の外板及びストリングアの破断面について、レプリカ法による電子顕微鏡観察の結果、疲労破面は認められなかった。また、ストリングアの破断面について、巨視的観察の結果、破断は内側より外側の方向に進行したものとみられる状態であった。

(ウ) 垂直尾翼アフト・トルクボックスの外板のうち飛行経路下より回収された外板(2Lから5Lのストリングアの一部が結合されている)は、縦、横方向ともに外側へのそりがあり、外板及びストリングアの破断面について巨視的観察の結果、破断は内

側より外側の方向に進行したとみられる状態であった。

#### 2.15.1.4 水平尾翼の損壊に関する調査

- (1) 水平尾翼は、左右ともに胴体付根付近の前縁、フォワード・トルクボックス及び翼端部に損傷があるほかは、特に大きな損傷はなかった。左側アウト・ボード・エレベータ及び左右のフォワード・トルクボックス(フェアリングを含む。)のうち、胴体付根付近の一部が水平安定板から破断分離していたほかは、一体に結合されていた。
- (2) 左側前縁及びフォワード・トルクボックス  
SS195.25付近からSS310付近までの間が前方からの力で圧壊していた(写真-60参照)。
- (3) 右側前縁及びフォワード・トルクボックス  
SS167.73付近からSS285付近までの間が前方からの力で圧壊していた(写真-61参照)。
- (4) 右側翼端部はSS510から翼端までの間が前方からの力で圧壊していたが、左側翼端部は上面のハニカム構造部に一部欠損があるほかは特に損傷はなかった(写真-62及び63参照)。

#### 2.15.1.5 後部圧力隔壁の損壊に関する調査

##### (1) 後部圧力隔壁の構造及び識別

後部圧力隔壁は、端部の直径約4,560ミリメートル、曲率半径2,560ミリメートル、曲面の張り高さ1,390ミリメートルを有する半球状のものである。

後部圧力隔壁の主要構造は、18枚のウェブ(扇状板)をドーム状に並べ、これに同心円状に4本のストラップ(帯板)と、放射状に36本の全長型スティフナ(補強材)、さらに、この各々の中間に短尺型スティフナを配する形で、これらを鋸打結合している。

本報告書では、個々の構造部材の識別のため、後部圧力隔壁を後方から見て以下のような呼称及び識別番号を付した。

スティフナは、12時の位置を0(ゼロ)とし、時計回りに順にR1、R2、R3、・・・とした。また、反時計回りに順にL1、L2、L3、・・・とした。そして、6時の位置を36とした。

扇状ウェブが結合されるスティフナ部を接続部、各接続部間のスティフナ部を補強部と称し各々スティフナ番号を付して表示した(例、L18接続部、L20補強部)。

L18接続部において、上方の扇状ウェブを上側ウェブ、下方の扇状ウェブを下側ウェブとし、各ストラップで分けられたウェブの区域を外周より中心に向かって順

にベイ1、ベイ2、ベイ3、ベイ4及びベイ5とした。また、同接続部に打鉚されたリベットも同様に、外周より中心に向かって順にNo.1、No.2、No.3、・・・とした。

ストラップは、隔壁の外周より中心に向かって順に第1、第2、第3及び第4ストラップとした。

- (2) 後部圧力隔壁は、損壊図(付図-32参照)に示すように大きく6部分に破断し、全体としては下方の部分に複雑な損壊がみられる。各パートにおける破壊の状況は次のとおりである。

(ア) パート1(写真-64及び65参照)

R6接続部、L2接続部及びウェブの外周(Yコードとの結合部でNo.2リベット列で破断)は、いずれも引張りによるものとみられる破断状態であった。第2ストラップと第3ストラップの間で非与圧側へ大きく折れ曲がっていた。

なお、第4ストラップより中心側に未回収の部分があるが、この破断面はいずれも引き裂きによるものとみられる状態であった。

(イ) パート2(写真-66及び67参照)

ウェブ外周はすべてNo.2リベット列で破断しており、引張りによるものとみられる破断状態であった。ウェブの中心側破断面も引張りによるものとみられる破断状態であった。第2ストラップと第3ストラップの間で、パート1に続く大きな折れ曲がりがあった。第1ストラップの外側でL16補強部とL18接続部に囲まれた部分(パート2A)が破断分離していた(写真-68及び69参照)。この部分は束ねた電線の貫通部である(L18接続部の破断の状況については、後述の(7)参照)。

(ウ) パート3(写真-70及び71参照)

R34接続部及びR30接続部、R32補強部に沿ったウェブの破断面は、引きはがし又は引き裂きによるものとみられる状態であった。油圧配管貫通部(L30とL32の間)及びAPU高圧空気ダクト貫通部付近のウェブは、引き裂きにより破断分離していた。ウェブ外周は、大部分がNo.2リベット列で破断しているが、L18接続部からL22接続部にかけては、引き裂きによるものとみられる破断状態であった。L32補強部からR33補強部にかけては下方からの力で圧壊していた。

(エ) パート4(写真-72参照)

R18接続部からR33補強部にかけて、ウェブはYコードによって胴体と結合されているが、Yコードに近い円周で破断していた。

(オ) パート5(写真-73及び74参照)

パート4の中心側に続く部分である。各破断面は、引き裂きや引きはがしによる



ものとみられる状態であった。

(カ) パート6(写真-75及び76参照)

R6接続部はリベット列での引張り破断であるが、R12補強部及びそれより下方では、引き裂きによるものとみられる破断状態であった。外周はYコードによって胴体外板と結合されていた(写真は輸送の必要上胴体外板を人為的に切断したものである。)

(3) 後部圧力隔壁の折れ曲がり

(ア) 後部圧力隔壁は、上方の第2ストラップと第3ストラップの間で大きく非与圧側に折れ曲がっていた。この折れ曲がりには、隔壁を後方より見てR5補強部から反時計回りにL10接続部まで円弧状に続いていた。L10接続部とL12補強部の間はウェブが破断し開口していた。この開口部よりL10接続部に沿って第3ストラップまでウェブが破断しており、再び第3ストラップに沿ってL18接続部まで非与圧側に折れ曲がっていた。また、前者の折れ曲がりの延長線とほぼ一致する浅い当たり傷がL12補強部からL16補強部にかけてウェブの表面にあった(写真-77～83参照)。

(イ) 前述の折れ曲がりの位置は、ウェブの外周(No.2リベット列で破断している。)から球面に沿って計測した結果、R5補強部では、1,350ミリメートル、0補強部では、1,300ミリメートル、L10接続部では、1,200ミリメートルであった。

(4) L18接続部の下側ウェブ端の形状

L18接続部において、下側ウェブ端は第1ストラップと第3ストラップの間で、ウェブ端に沿って約1,050ミリメートル、これと直角に約20ミリメートル幅で切り取られていた(付図-36及び写真-84参照)。リベット番号で表示すると、No.30からNo.83までの間である。

この切り取られた部分に厚さ約0.9ミリメートルのアルミ板(フィラ)が挿入されており、上側ウェブとともにスティフナにリベット結合されていた。この下側ウェブ端の切り取りは、昭和53年6月2日に発生した同機の事故による損傷の修理作業の際に行われたものである。

(5) L18接続部のリベット列

(ア) L18接続部の下側ウェブ端においては隔壁の外周よりリベットNo.29に向かって、また、同中心部よりリベットNo.84に向かって次第にリベットのエッジ・ディスタンスが減少しており、ウェブ端が切り取られた付近でのエッジ・ディスタンスは次のとおりであった(写真-85及び86参照)。

(注) 本報告書ではエッジ・ディスタンスとはリベット孔の縁よりウェブ端ま

での最短距離をいう。

<u>リベットNo.</u>	<u>エッジ・ディスタンス(mm)</u>
No. 25	3.0
No. 26	3.6
No. 27	破断により計測不能
No. 28	〃
No. 29	〃
No. 84	3.5
No. 85	2.9
No. 86	4.6
No. 87	3.5
No. 88	4.9

(イ) L18接続部の上側ウェブ端におけるエッジ・ディスタンスについては、リベット No. 28、No. 29、No. 47、No. 63、No. 107及びNo. 120を除いて、いずれも6ミリメートル以上あった(破断等によって計測不可能なリベット孔を除く。)

(ウ) 上側ウェブの破断線に沿うリベット孔は、大部分が引張り荷重により破断しており、孔がだ円状に変形していた。長径計測の結果は次のとおりであった。

<u>リベットNo.</u>	<u>平均長径(mm)</u>	<u>標準偏差(mm)</u>	<u>最大長径(mm)</u>
No. 2~No. 30	5.05	0.38	5.9
No. 31~No. 82	4.78	0.26	5.4
No. 83~No. 136	4.75	0.25	5.5

このうち次に示すリベット孔の間は、特に強い引張りによるものとみられる破断状態であった。

<u>リベットNo.</u>	<u>平均長径(mm)</u>	<u>標準偏差(mm)</u>	<u>最大長径(mm)</u>
No. 14~No. 27	5.3	0.25	5.9
No. 123~No. 136	5.0	0.25	5.5

(エ) 上側ウェブの破断線に沿った下側ウェブのリベット孔径計測の結果は、次のとおりであった。

<u>リベットNo.</u>	<u>平均長径(mm)</u>	<u>標準偏差(mm)</u>	<u>最大長径(mm)</u>
No. 2~No. 30	4.95	0.42	5.5
No. 31~No. 82	4.68	0.16	5.1
No. 83~No. 136	4.63	0.18	4.9

(オ) 全般にリベットの打ち方は乱れていた。

(6) 後部圧力隔壁構造材料の材質調査

後部圧力隔壁構造を構成するウェブ、スティフナ、ストラップ及びリベットについて、航空機製造者の材料仕様及び材料規格に対する適合性を調査した。

これらの構造材料の仕様は、次のとおりである。

上側ウェブ・・・アルミ合金 2024-T42 クラッド材(厚さ約0.8mm)  
下側ウェブ・・・アルミ合金 2024-T42 クラッド材(厚さ約0.9mm)  
ストラップ・・・アルミ合金 2024-T3 クラッド材(厚さ約1.0mm)  
スティフナ・・・アルミ合金 2024-T42 材(厚さ約2.4mmZ型断面)(全長型)  
スティフナ・・・アルミ合金 2024-T42 材(厚さ約1.0mmL/Z型断面)(短尺型)  
リベット・・・アルミ合金 2017-T3 材 (BACR15BB・D)

調査した項目は、化学成分分析、金属組織検査及び機械的性質等を調べる試験である。なお、クラッド材については芯材を調査対象とした。

試料の採取は、以下のとおり実施した。

採取試料	採取部位
上側ウェブ	L17スティフナ付近
下側ウェブ	R27スティフナ付近
ストラップ	第2ストラップ
スティフナ	L18スティフナ
リベット	L18スティフナNo.29位置

(ア) 化学成分分析

原子吸光分析及び発光分光分析により、Fe、Cu、Mn、Mg、Si、Cr、Zn及びTiを定量した。

なお、リベットについては、原子吸光分析のみにより定量した。

化学成分分析結果は、表-1のとおりであった。

表-1に示すように上下の両ウェブ、ストラップ及びスティフナは標準的な2024アルミ合金と、リベットは標準的な2017アルミ合金と認められる。

さらに、表-1の結果は、航空機製造者の材料仕様及び材料規格に適合していた。

(イ) 金属組織検査

光学顕微鏡により、上下の両ウェブ、ストラップ及びスティフナの板面に平行な断面、圧延方向に直角な断面及び圧延方向に平行な断面の3断面について、金属組織を検査した。また、リベットは軸方向の断面についてのみ金属組織を検査し

た。

顕微鏡を用いて写真撮影したこれら断面の金属組織を写真-102から写真-106に示す。

これら金属組織の写真により、上下の両ウエブ、ストラップ、スティフナ及びリベットとも、金属組織に異常は認められない。

(ウ) 硬さ試験

上下の両ウエブ、ストラップ及びスティフナの板面に平行な断面上で、ビッカース硬さを測定した。

また、リベットは軸方向の断面上でビッカース硬さを測定した。

硬さ試験の結果は、表-2及び図-5のとおりである。

(エ) 引張試験

上下の両ウエブについて、圧延方向に直角な軸を持つ試験片を各3個ずつ、室温で引張特性を求めた。

引張試験の結果は、表-2のとおりである。

試験結果は、航空機製造者の材料仕様及び材料規格に適合しており、また、上述の材料間の傾向にも矛盾はなく正常なものと認められる。

(オ) 導電率測定による材質調査

上下の両ウエブ、ストラップ及びスティフナの製造工程における熱処理作業の適切度とその後熱履歴を調査するため、それぞれの部材の導電率を測定した。

測定の結果は、表-3のとおりである。

なお、スティフナ測定箇所の一つに、許容範囲をわずかに満足していない測定値があるが、同一部材の他の測定箇所の結果から見て当該部材の熱処理工程に問題があったとは認められない。

この導電率測定の結果と、(ウ)の硬さ試験結果を総合すると、圧力隔壁構造材料にあっては、その熱処理作業工程において、構造強度的に悪影響を及ぼすような適正さを欠く熱処理作業が実施されたとは認められず、正常に熱処理作業が実施されたものと推定される。

また、これらの測定結果から、その後火災等の熱履歴を経っていないことも推定される。

表-1 化学成分分析値(重量比%)

構造部材	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
上側ウエブ	0.19	0.32	4.39	0.69	1.26	0.018	0.077	0.043	残部
下側ウエブ	0.21	0.28	4.39	0.56	1.35	0.017	0.061	0.031	残部
ストラップ	0.18	0.30	4.83	0.63	1.36	0.025	0.180	0.034	残部
航空機製造者	Max.	Max.	3.8	0.30	1.2	Max.	Max.	Max.	
材料仕様/規格	0.50	0.50	~	~	~	0.10	0.25	0.15	残部
QQ-A-250/5			4.9	0.9	1.8				
ALUMINUM ALLOY ALCLAD 2024 ( CORE )、JIS A2024PC ( CORE ) 相当									
スティフナ	0.21	0.31	4.57	0.61	1.44	0.024	0.160	0.041	残部
航空機製造者	Max.	Max.	3.8	0.30	1.2	Max.	Max.	Max.	
材料仕様/規格	0.50	0.50	~	~	~	0.10	0.25	0.15	残部
QQ-A-200/3			4.9	0.9	1.8				
ALUMINUM ALLOY 2024、JIS A2024P 相当									
リベット	0.30	0.50	3.90	0.55	0.49	0.024	0.048	0.022	残部
航空機製造者	0.20	Max.	3.5	0.40	0.4	Max.	Max.	Max.	
材料仕様/規格	~	0.7	~	~	~	0.10	0.25	0.15	残部
QQ-A-430	0.8		4.5	1.0	0.8				
ALUMINUM ALLOY 2017、JIS A2017W 相当									

表-2 機械的性質

構造部材	0.2% 耐力 MPa(ksi)	引張強さ MPa(ksi)	伸び %	ビッカース 硬さ	備考
上側 ウェブ					
平均値	269(39.0)	403(58.4)	17.4	134	板厚 0.82mm
試験片-1	266	405	18.6		クラッド厚さ
試験片-2	276	406	-		0.052mm
試験片-3	265	399	16.2		(6.4%)
下側 ウェブ					
平均値	293(42.5)	423(61.4)	18.5	141	板厚 0.90mm
試験片-1	294	425	17.8		クラッド厚さ
試験片-2	292	419	19.9		0.058mm
試験片-3	292	425	17.8		(6.4%)
ストラップ				143	板厚 1.03mm クラッド厚さ 0.045mm(4.4%)
航空機製造者 材料仕様/規格 QQ-A-250/5 BAC 5946	Min. 234(34.0)	Min. 393(57.0)	Min. 15	*126~163	板厚 0.53~ 1.58mmの場合 クラッド厚さ Min. 4%
ALUMINUM ALLOY ALCLAD 2024 ( CORE )、JIS A2024PC ( CORE ) 相当					
スティフナ				140	板厚 2.50mm
航空機製造者 材料仕様/規格 QQ-A-200/3				*126~163	
ALUMINUM ALLOY 2024、JIS A2024P 相当					
リベット				図-5参照	
航空機製造者 材料仕様/規格 QQ-A-430					
ALUMINUM ALLOY 2017、JIS A2017W 相当					

\* ビッカース硬さ 126~163 は、HRB 70.0~83.5 の換算値である。

表-3 導電率測定値 ( % IACS )

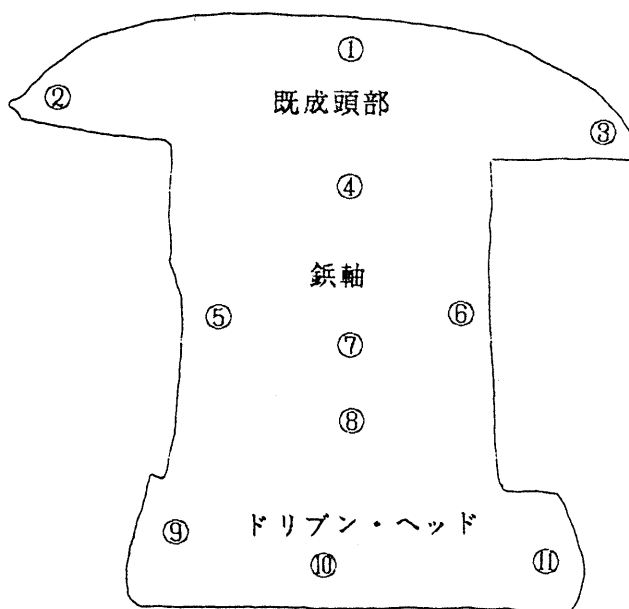
構造部材	測定箇所					許容範囲
	A	B	C	D	E	
上側ウエブ (2024-T42 clad)	31.0	31.2	31.2	30.6	31.1	29.4~34.4
下側ウエブ (2024-T42 clad)	32.5	32.3	31.8	32.2	32.3	30.7~35.2
ストラップ (2024-T3 clad)	30.9	31.0	31.0	31.2	31.1	30.9~34.8
スティフナ (2024-T42)	29.0	29.3	28.8	29.3	29.2	29.0~32.0

% IACS : PERCENT INTERNATIONAL ANNEALED COPPER STANDARDS

航空機製造者工程規格 : BAC 5946 による。

図-5 L18スティフナNo.29リベット硬さ分布

BACR15BB・D アルミ合金 2017-T3 材



測定位置 番号	マイクロ・ ビッカース 硬さ HV 500g
①	144
②	134
③	142
④	154
⑤	137
⑥	156
⑦	149
⑧	154
⑨	166
⑩	179
⑪	170

以上の化学成分分析、金属組織検査及び機械的性質等を調べる試験の結果、後部圧力隔壁に使用された構造材料の材質は、航空機製造者の材料仕様及び材料規

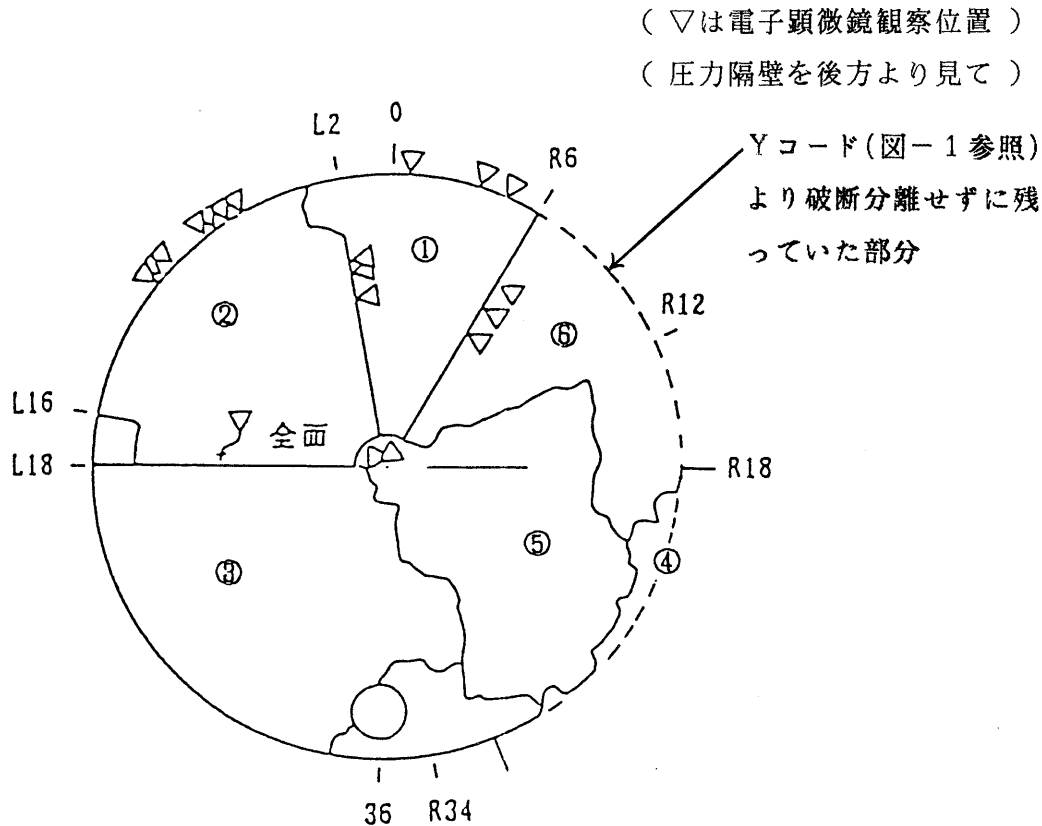
格に適合したものであると認められる。

#### (7) 後部圧力隔壁の破面調査

後部圧力隔壁は、図-6に示すとおり大きく6つに分断されているが、その直線状に見える主要破壊線(外周部分も含む。)について、レプリカ法により電子顕微鏡による破面観察を実施した。

なお、L18断面について、全面にわたり直接電子顕微鏡により破面観察を実施した。

図-6 圧力隔壁の主要破壊線



#### (ア) L18スティフナに沿ったウェブの破断状況

L18スティフナに沿った圧力隔壁の破断部は、付図-37のとおりである。

L18スティフナに沿った主要な破壊線は、スティフナに沿って打鋸されたリベットの外周から数えて2番目から29番目まで及び84番目から132番目までのリベット結合部分が上側ウェブの下端から2列目のリベット孔を縫って破断している。

この部分の断面構造は、ストラップ取付部を除き付図-38(a)に示すとおりである。

一方、リベット孔30番目から83番目の間は、上側ウェブの下端から1列目のリベット孔を縫う破壊が支配的である。第1から第3ストラップの間の、ダブル・プレ



ートにより補強された部分の断面構造は、付図-38(b)に示すとおりである。

下側ウェブのL18スティフナに沿った破断箇所は、リベット孔84番目から89番目の間のみであり、下側ウェブの上端から一列目のリベット孔を縫って破断していた。この破壊線は、鋸打結合している上側ウェブの破壊線にほぼ一致したものである。

また、上下ウェブの破壊の様相としては、付図-38(a)に示すような上側ウェブの下端から2列目のリベット孔に沿う破壊は、おおむね付図-38(c)のようであり、付図-38(b)に示すような上側ウェブの下端から1列目のリベット孔に沿う破壊は付図-38(d)が多く、一部付図-38(e)のような例も認められた。

(イ) L18スティフナに沿った上側ウェブ破面の微視的観察

写真-107から写真-114までに示すとおり、リベット孔から発生した疲労破壊の痕跡が、複数の箇所に認められた。

また、微視的観察の結果、腐食や材質的欠陥等は認められなかった。

なお、添付した写真は、いずれも上辺は与圧側、下辺は後方の非与圧側、左辺は外舷側、そして右辺は内舷側である。

(ウ) L18スティフナに沿った上側ウェブの疲労損傷の分布状況

(a) 疲労損傷の分布状況

上側ウェブの破面において、確認された疲労亀裂の寸法及び孔縁間の長さ等は、表-4のとおりである。

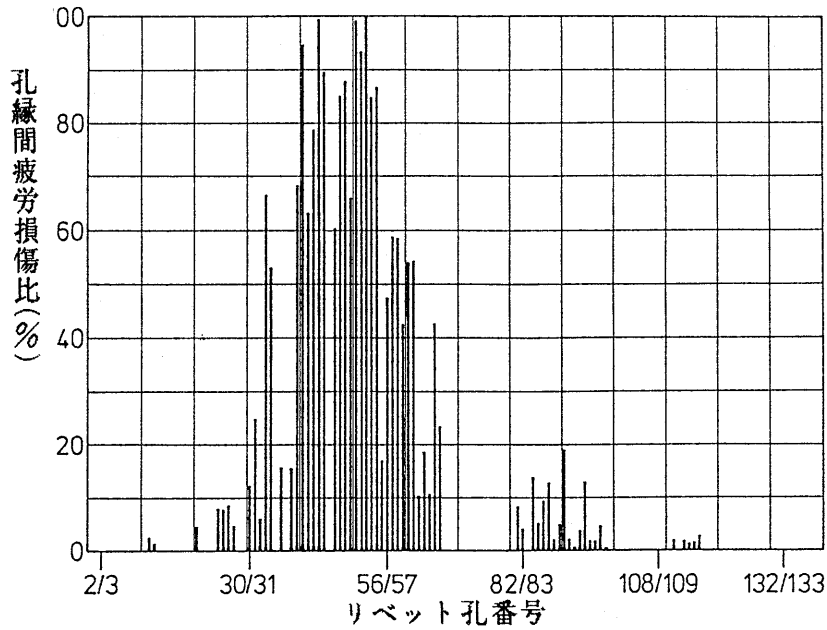
表-4 疲労損傷の分布状況

領域 (リベット番号)	長さ L (mm)	孔縁間の 累計長さ x (mm)	疲労亀裂の 累計長さ f (mm)	孔数 N	疲労亀裂 発生の孔数 Nf	疲労損傷率	
						f/x %	Nf/N %
1 ( 2~ 30 )	531.26	396.23	4.98	28	6	1	21
2 ( 31~ 56 )	481.09	366.24	205.55	25	21	56	84
3 ( 57~ 82 )	496.03	382.32	53.78	25	10	14	40
4 ( 83~108 )	478.50	363.41	13.80	25	16	4	64
5 ( 109~132 )	433.25	324.27	1.46	23	4	0.5	17

(b) 孔縁間の疲労損傷比の分布

孔縁間の疲労損傷比を棒グラフで表すと、図-7のような結果となる。

図-7 孔縁間疲労損傷比の分布

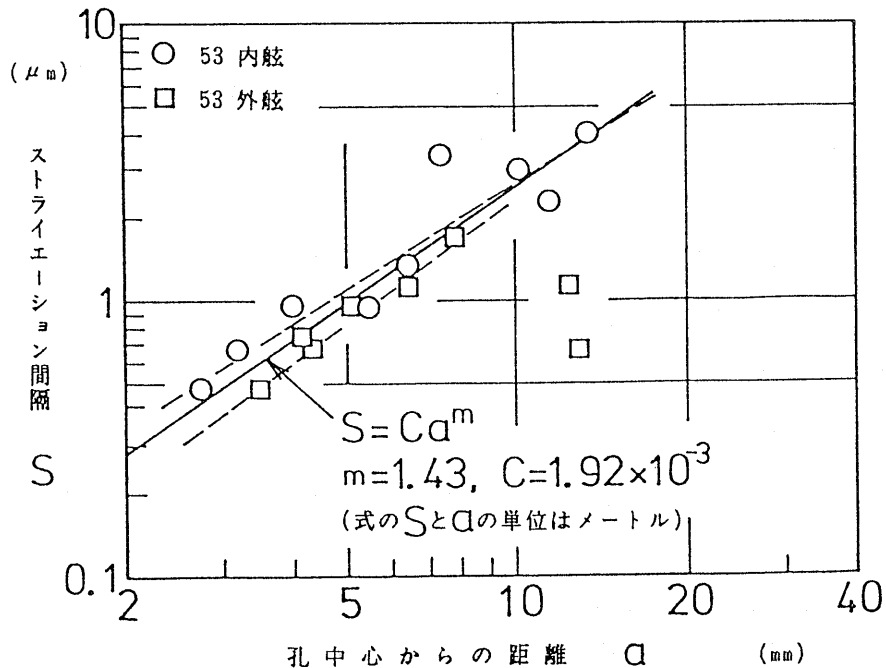


(c) ストライエーション間隔の分布

疲労損傷破面の微視的観察の結果、明瞭に観察し得たりベット孔53番を例に、その孔中心からの距離(a)とストライエーション間隔(s)の関係を図-8に示す。

なお、“ストライエーション”とは、繰り返し応力の1サイクルごとに破面上に形成される縞模様をいう。

図-8 ストライエーション間隔の変化(53番目のリベット)



また、疲労損傷の多いリベット孔について、その孔中心からの距離(a)が2.5ミリメートルの位置におけるストライエーション間隔(s)、(s)と(a)の関係を表す指数(m)、図-8のグラフに表したときにデータが直線状に並ぶ度合を示す相関係数(r)及びこれらより算出したストライエーションの数(N)を表-5に示す。

表-5 リベット孔中心からの距離(a)と、ストライエーション間隔(s)の関係及びこれらより算出したストライエーションの数(N)

リベット孔	データ数	指数m	a=2.5 (mm)の位置 s (μm)	相関係数 r	孔中心からの距離 (mm)		ストライエーションの数 N
					疲労亀裂発生端	疲労亀裂終端	
					32 内舷	3	
34 両側平均	9	2.288	0.203	0.939	2.23	7.46	8803
41 両側平均	10	1.718	0.232	0.953	2.60	12.15	9788
44 両側平均	13	0.815	0.557	0.549	2.52	15.84	9849
48 両側平均	12	2.475	0.171	0.927	2.19	10.39	10818
49 両側平均	8	2.676	0.179	0.928	2.44	7.00	7181
50 両側平均	9	2.087	0.299	0.914	2.32	9.39	6521
51 両側平均	6	1.188	0.779	0.918	2.36	7.15	3246
52 両側平均	10	2.283	0.179	0.825	2.32	9.19	9930
53 両側平均	15	1.430	0.363	0.930	2.48	14.24	8497
54 内舷	4	2.896	0.190	0.912	2.18	7.38	8127
56 外舷	4	2.371	0.444	0.844	1.78	6.06	5320
57 内舷	5	2.096	0.182	0.872	2.23	7.68	10529
59 両側平均	7	4.143	0.076	0.939	2.28	6.98	13615
61 両側平均	9	2.149	0.141	0.773	2.32	8.37	12999
62 外舷	5	3.339	0.130	0.831	2.22	4.60	8850
66 外舷	5	2.514	0.290	0.929	1.77	5.68	7973

(d) L18スティフナに直交した4本のストラップの破断状況

L18スティフナに直交した4本のストラップの破壊線は、鋸打結合したウエブの破壊線とほぼ一致している。

写真-115から写真-118までの拡大写真に示したように、ストラップの破面は、板厚方向に45度の傾きを持ち、過荷重による引張り破壊と認められる。

また、腐食や材質的欠陥等の問題は認められない。

なお、破面近傍は塑性変形により塗料が一部はく落している。

(e) L18スティフナの破断状況

L18スティフナは、写真-115から写真-118までに示したように、30番目のリベット孔と83番目のリベット孔で破断している。

これらの破断は、2.14.1.5(6)(a)のウェブの破断状況からも明らかなように、リベット孔30番目から83番目を持つスティフナ部分が、それ以外の左右のスティフナ部分に対し上方へ引張られる形式で、リベット孔30番と83番においてせん断破壊している。

そして前者は上側破片に、後者は下側破片に付属していた。

破面の状況は、写真-121及び写真-122に示すように、せん断破壊の様相を備えている。

この場合も、腐食や材質的欠陥等は認められず、単なる過荷重による破壊と認められる。

(f) その他の部分の破断状況

目視で過荷重による延性破壊と認められる破断部を除き、図-6に示すように巨視的には直線状に見える破壊線(外周部分も含む。)について、レプリカ法により電子顕微鏡による破面解析を実施したが、いずれも過荷重による破壊と認められた。

なお、L18スティフナから左下側外周部分の破壊は、図-38(e)型の破壊であり、過荷重破壊と認められる。

また、下側ウェブのL18スティフナに沿ったリベット孔84番目から89番目の間の破断部においても、写真-123が示すように過荷重による引張り破壊と認められる。

## 2.15.2 エンジン・装備品等の調査及び機能試験

### 2.15.2.1 エンジン

エンジンについては外観から現状についての調査を実施した。

- (1) No.1エンジンの前方コンプレッサ部にあるバリエブル・ステータは閉位置にあり、同アクチュエータは装着位置がずれ、引込位置(ステータ閉位置)から約6ミリメートル

ル開いていた。

スラスト・リバーサはファン・イグジッド・リアケースに残った左上側スクリュ・ジャッキ及びキャリッジのみしか回収されなかった。同スクリュ・ジャッキはほぼリトラクト位置(フォワードスラスト位置)であった。

(2) No.2及びNo.3エンジンのバリアブル・ステータは閉位置にあり、同アクチュエータは引込位置にあった。No.2エンジンのスラスト・リバーサ本体は識別できるものはなかったが、回収されたニューマチック・ドライブ・ユニットに引込位置の黄色マークが認められることから、同エンジンはフォワードスラスト状態であったものと推定される。

(3) No.3エンジンのスラスト・リバーサはほぼフォワードスラスト位置、ニューマチック・ドライブユニットは引込位置であった。

(4) No.4エンジンのバリアブル・ステータには開及び閉位置が混在していた。

同エンジンのスラスト・リバーサ・スクリュ・ジャッキは エクステンデ位置(リバーサ位置)になっていた。ニューマチック・ドライブユニットのモータ部からはスラスト・リバーサの位置を明らかにすることはできなかった。

#### 2.15.2.2 装備品の機能試験

(1) 以下の装備品について機能試験及び分解調査を行った。

(ア) エレベータ・パワー・コントロール・パッケージ(\*1)(内側及び外側各2個)

(\*1)以下パワー・コントロール・パッケージを「PCP」という。

機能試験実施前のアクチュエータ・ボディ端面からアイ・エンド中心までの距離から算定される相当エレベータ角度は次のとおりであった。

部 位	相当角度
右内側	約20度機首上げ
右外側	約15度 "
左内側	約18度 "
左外側	約15度 "

機能試験を行った結果、右内側PCPを除き、機能に若干規定値を外れた部分があったが、実用上問題はない程度であった。

分解結果からは、異常は認められなかった。

(イ) エレベータ・ポジション・トランスミッタ(左右各1個)

機能に異常はなく、分解結果からも異常は認められなかった。

(ウ) フライトスポイラPCP(外側用1個、装着位置不明)

分解前は引込位置にあり、機能に異常はなかった。

分解結果からは、異常は認められなかった。

(エ) 右側スタビライザ・コントロール・モジュール(1個)

モータ、圧力スイッチなどが欠落し、アーミング及びコントロール・バルブのマニュアル・コントロール・レバーが曲がっており、一部の機能試験のみしか実施できなかった。

マニュアル・アーム・バルブの中立位置で加圧したところ、作動液がバルブ・ダウン位置から流出し、ブレーキを解除してしまった。分解調査を行っても、この機能異常の原因を明らかにすることはできなかった。

(オ) 上方ラダーレシオ・チェンジャ・コントロール・ユニット(1個)

破損及び打痕があり、直線性に若干規定値を外れた部分があった。

分解結果からは、異常は認められなかった。

(カ) 下側ラダーレシオ・チェンジャ・コントロール・ユニット(1個)

機能試験及び分解結果からは、異常は認められなかった。

(キ) ラダーレシオ・チェンジャ・コンパレータ(1個)

機能試験及び分解結果からは、異常は認められなかった。

(ク) 左右のスタビライザ・コントロール・ブレーキ(各1個)

機能試験及び分解結果からは、異常は認められなかった。

(ケ) 後縁フラップ・フロー・コントロール・モジュール(1個、装着位置不明)

プライオリティ・バルブ圧力セッティング値を試験したところ1,470psiで作動した。分解調査したところ、プライオリティ・バルブ・フランジの円周約1/2に亀裂があり、ポペット・ストップが折損していた。

(コ) 外側補助翼PCP(1個、装着位置不明)

ピストン・ロッドが変形し、サーボ・バルブ取付スクリュにゆるみがあったため、正規の作動圧力の1/2の1,500psiで機能試験を行ったところ、機能に異常はないものと推定された。変形により分解不能な部分は切断したが、分解結果からは異常はないものと推定された。

(2) 以下の装備品については損傷が著しかったために分解調査のみを行った。

(ア) フラップ・コントロール・モジュラ(2個、1個は外側、他の1個は装着位置不明)

2個のバイパスバルブはバイパス位置、コントロール・バルブは中立及びアップセレクト位置であった。

(イ) ハイドロリック・リターン・モジュール(2個、装着位置不明)

プライマリ及びセコンダリの両エレメントに目詰まりはなかった。1個のリターン・モジュールからは異臭のある作動液約90ccが回収された。フィルタ・エレメントは損傷を受けていた。

(ウ) コンスタント・スピード・ドライブ(CSD)(2個、装着位置不明)

外部に損傷を受けていたが、内部構造の異常は認められなかった。

(エ) 後縁フラップ・ハイドロリック・モータ(内側及び外側各1個)

外部に損傷を受けていたが、内部構造の異常は認められなかった。

(オ) ハイドロリック・プレッシャ・モジュール(3個、装着位置不明)

1個は大きな外部損傷を受けていた。外部損傷のないモジュールのフィルタ・エレメントのつなぎ目がはがれていた。いずれもフィルタ・エレメントの目詰まりはなかった。回収された作動液は茶色に変色していたが、異臭はなかった。

(カ) エンジン駆動ポンプ(2個)及び空気駆動ポンプ(4個)

品名	油圧系統	状態
エンジン駆動ポンプ	No.2	ドライ運転の徴候がある。シリンダ・ブロック変色。ゲル状態作動液残量約5cc。
〃	No.4	ドライ運転の徴候はない。外部損傷がある。
空気駆動ポンプ	No.1	ドライ運転の徴候はない。外部損傷があるが内部構造は極めて良好。作動液残量約70cc。
〃	No.2	ドライ運転の徴候が激しい。内部損傷が著しい。残存作動液はない。
〃	No.3	ドライ運転の徴候がある。外部損傷がある。シリンダ・ブロック変色。
〃	No.4	ドライ運転の徴候が最も激しい。金屑が多数付着。残存作動液はない。

(注) No.1 及びNo.3 エンジン駆動ポンプは回収できなかった。

(キ) ケース・ドレーン・モジュール(2個、装着位置不明)

1個はシステムA(エンジン駆動ポンプのケース・ライン)側のΔPポップ・アップ・インジケータが飛び出しており、打痕があった。分解結果はフィルタの目詰まりはなく、約28cc残っていた作動液は変色していた。他の1個にはエンジン駆動ポンプ側フィルタ・ボウル内に土状の異物があったが、フィルタの目詰まりはなかった。

(ク) フライト・スポイラPCP(5個)

品名	装着位置	状況
外側フライト・スポイラ PCP	No.3	アクチュエータ及びインプット・レバーはフル・リトラクト位置。分解結果では異常はなかった。作動液残量約250cc。
〃	不明	アクチュエータはフル・リトラクト位置。全体的に焼損が著しく異常の有無についての判定は不能。残存作動液はない。
〃	不明	アクチュエータはフル・リトラクトから4ミリメートル延びた位置。その他の状況は上記に同じ。
〃	不明	アクチュエータはフル・リトラクト位置。その他の状況は上記に同じ。
内側フライト・スポイラ PCP	不明	損傷がある。アクチュエータ位置は不明。外部から侵入したと思われる金屑があったが、構成部品に異常はなかった。

(注) 残りの5個は回収できなかった。

(ケ) 内側フライト・スポイラ・レシオ・チェンジャ・アクチュエータ(1個、装着位置不明)

アクチュエータはほぼフル・リトラクト位置であり、分解結果からは異常は認められなかった(アクチュエータのフル・リトラクト位置は、スピード・ブレーキがダウン位置か、インフライト・スピード・ブレーキ位置であったことを示している。)

(コ) フライト・コントロール・シャットオフ・バルブ(4個)

装着位置	状況
不明	レバーはオープン位置、損傷を受けていたが分解結果では異常はなかった。
不明	レバーは折損、作動液を流した試験によりバルブはクローズ位置であった。分解結果では発錆及び腐食が認められた。
不明	レバーはクローズ位置、損傷を受けていたが分解結果では異常はなかった。残存作動液約2cc。
不明	レバーはオープン位置、電気回路は直流20V及び27Vで正常に作動した。バルブ・オープン指示回路(ピン2と4の間)では時々導通不良となった。分解結果では異常はなかった。

(サ) エレベータ・フィール・コンピュータ(1個)

スタビライザ・インプット・レバーが固定されていないためレバー位置の特定



はできなかつた。また打痕、傷等からのスタビライザ・インプット・レバー位置の推定はできなかつた。システム・フィール・プレッシャ・トランスデューサ・エレクトリック・リセプタクルが取付部から欠落していたが、ピンNo.1と5の間には導通があった(2系統のフィール・プレッシャ間に25パーセント以上の差がないことを示している)。分解結果からは、異常は認められなかつた。

(シ) スタビライザ・コントロール・モジュール(左側1個)

アーミング・ノーズアップ・ソレノイド及びマニュアル・コントロール・レバーが欠落し、モータ・オペレイテッド・バルブ・エレクトリック・プラグが破損していたが、マニュアル・インプット・レバーは中立位置にあり、レバーの動きもスムーズであり中立位置にスプリング・バックした。

分解結果ではニューマチック・ハウジングに水及び作動液が混入していたほかは異常は認められなかつた。作動液は約20cc残存していた。

(ス) スタビライザ・トリム・ドライブ・メカニズム(1個)

ジャッキ・スクリュが、上端ストッパから約655ミリメートルの位置で破断していた。ギア・ハウジングは円周の約1/3が欠落していた。アッパ・カバー、ハウジング・アンブレラに亀裂を生じていた。

残存作動液は約2,800ccであった。

プライマリ・ブレーキは水平位置、垂直位置とも手で回る状態であった。左右の hidro・モータは良好な状態にあり、分解結果からは異常は認められなかつた。

スタビライザ・ボール・スクリュ及びナット位置に対応する水平安定板角度は3.54ユニットである。

(注) ユニットはほぼ「度」に相当する。水平安定板の中立位置は3ユニットである。

操縦席のマニュアル・レバーによる作動範囲は、1/4(機首下げ側)～13 3/4(機首上げ側)ユニットである。

(セ) エレベータ・フィール・アクチュエータ(1個)

ピストンは片側がフル・リトラクト位置、もう一方は10ミリメートル延びた位置であった。

若干の損傷はあったが状態は良好であり、分解結果からは異常は認められなかつた。

(ソ) リザーバ・プレッシャ・モジュール(2個、装着位置不明)

1個は内部に大量の水が侵入した形跡があり、インレット側の金属製フィルタ・エレメントに錆があった。3個のバルブはスムーズに作動した。

他の1個は全体に損傷が激しく、紙製フィルタ・エレメントにやや目詰まりがあった。バルブ2個は指で動いたが、1個は動かなかった。

(タ) ウイング・ギア・ドア・アクチュエータ(1個、装着位置不明)

全体に著しく損傷し、シリンダ中央部に凹みがあり、約5度曲がっていた。

アクチュエータはフル・リトラクト位置(脚ドアが開いている位置)であった。

(チ) ノーズ・ギア・ドア・ギア・オペレーティド・シーケンス・バルブ(1個、前脚)

全体的に焼損が激しかった。アイ・エンド中央からボディ端面までの距離は57ミリメートルであった。油路を確認したところ「L」と「DN」及び「R」と「C」間の油路が通じており、「UP」及び「O」は閉位置であった(以上のバルブ位置は前脚はアンロックで中間位置にあることを示している。)

(3) 損傷が著しく分解調査を実施できない計器等については目視調査を実施した。目視調査により明らかにできた指示値または状況は次のとおりであった。

品名	装着部位 又は系統	指示値又は状況
エアサイクル・マシン 出口温度計	不明	12°F
コンプレッサ・ディスク チャージ温度計	不明	0以下にオフ・スケール
タービン・バイパスバルブ 位置指示器	不明	フル・クール
インレット・ドア位置 指示器	不明	フル・クール
エキゾスト・ドア位置 指示器	不明	フル・ホット
アウト・フロー・バルブ 位置指示器	右側	全閉位置
〃	左側	約25%開
CSD滑油温度計	不明	142°C
KW/KVARメータ	-	-3KW/KVAR(*1)
DC電流計	不明	+50アンペア

(\*1) KW/KVARは切り換えて読み取るため、どちらを指示しているか不明である。

品名	装着部位 又は系統	指示値又は状況
トータル・エア温度計	-	36.1°C
総重量／総燃料重量計	P4パネル	総重量 496.0(×1,000ポンド) 総燃料重量 049.3(×1,000ポンド)
消費燃料油量計	No.1	6,750ポンド
〃	No.2	7,790ポンド
〃	No.3	6,610ポンド
〃	No.4	6,690ポンド
燃料油量計 (メインタンク)	No.2	ポインタ 10,000ポンド カウンタ 12,750ポンド
〃 (リザーブ・タンク)	No.1	ポインタ 2,400ポンド カウンタ 3,250ポンド
〃 (リザーブ・タンク)	No.4	ポインタ 550ポンド カウンタ 3,250ポンド
燃料圧力計	No.1 又は No.2	インレット・ポインタ 1.2(×10psi) ファースト・ステージ ポインタ 10.2(×10psi) DIFF・ポインタ 9 (×10psi)
〃	No.4	インレット・ポインタ オフ・スケール ファースト・ステージ ポインタ14.8(×10psi) DIFF・ポインタ14.3(×10psi)
燃料圧力計	No.3	不明
燃料温度計	不明	-56°C
作動油圧力計	不明	1.2 (×1,000psi)
〃	不明	0.35(×1,000psi)
作動油油量計	不明	16USgal
〃	不明	0.3USgal
〃	不明	0以下にオフ・スケール
〃	不明	0以下にオフ・スケール

品名	装着部位 又は系統	指示値又は状況
N <sub>2</sub> 回転計	No.1	ポインタ 6% カウンタ 999 レッド・ポインタ 101%
〃	No.2	ポインタ 47% カウンタ 55と56の間 レッド・ポインタ 欠落
〃	No.3	ポインタ 3% カウンタ 00 レッド・ポインタ 欠落
〃	No.4	ポインタ 0% カウンタ 988 レッド・ポインタ 111%
滑油温度計	No.1又は2	-22°C
〃	No.1又は2	-35°C
〃	No.4	不明
エンジン振動計	No.1	不明
〃	No.2	0 ただしポインタ変形
〃	No.3	2
〃	No.4	不明
酸素圧力計	-	乗組員ポインタ 欠落 旅客ポインタ 0 psi
周波数計	-	386 Hz
AC電圧計	不明	105.5V
APU回転計	-	32%
APU油量計	-	0.3 USgal
滑油油量計	No.2	不明
〃	No.3	不明
〃	No.4	不明

#### (4) フラップ位置の調査

墜落現場から回収された後縁フラップ・ジャッキ・スクリュのボール・スクリュ位置から推定されるフラップ・ユニットは次のとおりであった。

品名	装着位置	フラップ・ユニット(*1)
内側ジャッキ・スクリュ	不明	11.6
〃	不明	12.2
〃	不明	13.3
〃	不明	不明
外側ジャッキ・スクリュ	外側	5.6
〃	内側	6.1
〃	内側	5.7
〃	外側	(*2)

(\*1) ユニットはほぼ「度」に相当する。

(\*2) 途中から折損しているため測定不能

なお、前縁フラップ位置については、4個の前縁フラップ・ロータリ・アクチュエータ(いずれも装着位置不明)を調査した結果、開位置にあったものと推定される。

### 2.15.3 警報装置灯、スイッチ位置灯等の調査

P2、P4、P5及びP6パネルに装着されていた電線、電球、スイッチ及びサーキット・ブレーカは破損及び汚染が甚だしく、装置の識別、作動状況の判定は極めて困難であった(付図-12参照)。

#### 2.15.3.1 警報装置灯及びスイッチ位置灯

電球については目視及び顕微鏡等を使用し、フィラメントの状態から墜落時の点灯状況を調査した。調査を行った電球の総数は373個、そのうち点灯状態であったと思われるもの56個、消灯状態であったと思われるもの251個(フィラメントの断線していないもの105個を含む。)、破損して不明のもの66個であった。

特定可能であった発電機系統の電球の点灯状態からは、事故機の墜落時の4基の発電機の作動状況を明らかにすることはできなかった。

#### 2.15.3.2 スイッチ及びサーキット・ブレーカについては目視点検及び機能試験を行った。

調査を行ったスイッチの総数は138個、そのうち「オン」状態にあったもの4個、「オフ」状態にあったもの115個、破損して不明のもの19個であった。調査を行ったサーキット・ブレーカの総数は132個であったが、1個を除きすべて破損していた。

これらの調査からは事故機の状態を推定するに足る情報を得ることはできなかった。

### 2.16 その他必要な事項

### 2.16.1 後部胴体非与圧区域での断熱材の付着状況調査

航空機内部の断熱及び遮音の目的で与圧室壁の内側に取り付けられている断熱材(\*1)が、後部圧力隔壁より後方の非与圧区域に広く付着していた。これら断熱材の特徴的な付着状況は、次のとおりである。

(\*1) 断熱及び遮音の目的で、機体構造与圧室の内側に取り付けられている綿状の材料(THERMAL ACOUSTICAL FIBERGLASS INSULATION)

#### (1) 胴体

垂直尾翼取付部の胴体フレーム間及びアフト・トルクボックス付根付近に塊状の断熱材が認められた(写真-94及び95参照)。

#### (2) 垂直尾翼

垂直尾翼アフト・トルクボックスのVOR用アンテナ・ケーブル等に、断熱材を覆っていたフィルムの付着が認められた(写真-96参照)。

#### (3) 水平尾翼

水平安定板センタ・セクション内部のエレベータ用操縦索に、断熱材が吹き付けられたように付着しているのが認められた(写真-97参照)。

(4) BS2638のストリング2R付近から8R付近にかけて、胴体外板をフレームに結合しているファスナの一部に破断があり、胴体外板が浮いていた。浮いた部分の胴体外板のファスナ孔の一部に胴体内側より吹き出したとみられる断熱材の付着があった(写真-43参照)。

(5) 2.4.2.3(7)で前述した客室内装材のうち、客室最後部の化粧室(ラバトリ・R)の天井部分の破片(70センチメートル×53センチメートル)にもそのめくれた内側に多量の断熱材が認められた(写真-98参照)。

### 2.16.2 残骸の付着物に関する調査

2.16.2.1 垂直尾翼アフト・トルクボックスの右側外板の一部(付図-28においてフロント・スパーのFS245付近からFS345付近に接続する外板)に、ストリングとの結合リベット頭の縁よりすじ状に吹き出したものとみられる黒色の付着物があった。黒色の付着物は、ストリングに沿ったリベット列のFS200付近からFS295付近にかけて顕著に見られた(写真-58及び59参照)。

付着物を分析した結果、主成分は、アルミニウム合金粉末であることが判明した。さらに作動液、グリース及び砂じんも混入していた。

2.16.2.2 垂直尾翼アフト・トルクボックス内側の数箇所、飛行経路下(奥多摩町日原)の

山林より回収した垂直尾翼左側外板の数箇所、BS2436付近の胴体内側の数箇所及び2.4.3.7(7)で前述の客室内装材の破片より付着物を採取し、分析した結果、いずれからも作動液の成分が検出された。

### 2.16.3 下部方向舵上面の接触痕に関する調査

2.16.3.1 下部方向舵の上面に、上部方向舵の下面に取付けられているゴム・シールとのこすれによるものとみられる筋状の接触痕があった。接触痕の状況を図-9に示す。

2.16.3.2 これらの痕跡は、上部方向舵と下部方向舵の舵角の相違によって生じたものと認められる。

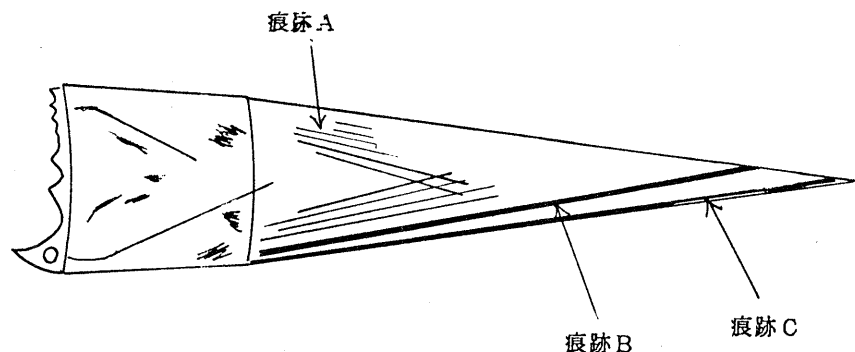
2.16.3.3 ボーイング747型機の上部方向舵は、No.1及びNo.3油圧系統によって作動し、下部方向舵は、No.2及びNo.4油圧系統によって作動する。

飛行中両方向舵は、通常一対となって一緒に作動するため、両者の間に舵角の相違はほとんど生じない。しかし整備作業時に、各油圧系統による方向舵の作動点検が行われており、この時には各方向舵が個別に作動するため、両方向舵に舵角の相違が生ずる。

2.16.3.4 現在運航中の同型式機数機について調査した結果からも、図-9に示す痕跡Aと同様な痕跡が確認された。したがって、痕跡Aについては、同機の整備作業の際に発生したものと考えられる。

2.16.3.5 図-9の痕跡B及びCについては、上部方向舵の下面に取付けられているゴム・シールが、両方向舵の間で強く圧縮されたことにより付着した痕跡と認められる。運航中にはこのようなゴム・シールの強い圧縮は発生しない。したがって、上部方向舵が脱落するとき同方向舵によりゴム・シールが強く押し付けられた結果付着したものと考えられるが、方向舵の残骸は回収されたものが少なく、痕跡B及びCの発生の経緯を明らかにすることはできなかった。

図-9 下方方向舵上面の筋状の接触痕



#### 2.16.4 煙草のヤニの付着に関する調査

2.16.4.1 後部圧力隔壁のL18接続部において、次のリベットNo.付近の下側ウェブ、上側ウェブ及びスプライス・プレート相互の合わせ面に煙草のヤニの付着があった。

- (1) リベット No.21～No.24 付近 (写真-87参照)
- (2) リベット No.39～No.45 付近 (写真-88参照)
- (3) リベット No.49～No.55 付近 (写真-89参照)
- (4) リベット No.70～No.72 付近 (写真-90参照)
- (5) リベット No.75～No.78 付近 (写真-91参照)

このうち、リベットNo.41付近及び同No.50付近では、下側ウェブとスプライス・プレートの間になぜか隙が発生し、ここよりごく少量の煙草のヤニが非与圧側へ吹き出していた(写真-92及び93参照)。

2.16.4.2 L18接続部においては、疲労損傷はすべて上側ウェブに発生している。前項の(1)を除き、煙草のヤニの付着はいずれも下側ウェブとスプライス・プレートの合わせ面に認められる。

前項の(1)については、煙草のヤニの付着は下側ウェブと上側ウェブの合わせ面に認められるが、リベットNo.21～No.24の間に疲労損傷は確認されていない(この部位にスプライス・プレートは施されていない)。

2.16.4.3 昭和53年6月2日発生した事故に係る後部圧力隔壁の修理作業と同時に接続作業の行われたR18接続部においては、煙草のヤニの付着は認められなかった。

#### 2.16.5 スタビライザ・ジャッキ・スクリュ・アクセス・ドアに関する調査

- (1) スタビライザ・ジャッキ・スクリュ・アクセス・ドア(以下「プレッシャ・リリーフ・ドア」という。)は、後部胴体内のスタビライザ・ジャッキ・スクリュへのアクセス・ドアであると同時に、非与圧区域である後部圧力隔壁より後方の後部胴体内が何らかの原因(\*1)で加圧され、一定の圧力に達すると開いて加圧空気を機外に放出し、構造部材の破壊を防ぐ機能も有している。

(\*1) 加圧の原因としては、APU高圧空気ダクト及び後部圧力隔壁の破損等が考えられる。

プレッシャ・リリーフ・ドアは、面積0.485平方メートルを有し、前方がヒンジ、後方が(2)のラッチの外側へ開くドアである。

- (2) プレッシャ・リリーフ・ドアは、スプリング式のラッチ機構を有し、製造仕様書によると、ラッチ機構は後部胴体内と外気圧との圧力差が1.0psi～1.5psi のときら



ッチが外れる(ドアは開く。)よう定められている。さらに、製造時にはラッチ機構のローラの中心線上に199.6キログラム(440ポンド)±18.1キログラム(40ポンド)の荷重をかけたとき、ラッチが外れるよう調整及び試験することが定められている。

同機に装備されていたラッチ機構は、同機に装備されて以後修理又は調整等の作業は行われていない(ラッチの調整はマニュアルで禁じられている。)

- (3) プレッシャ・リリーフ・ドアは、地上において開状態に固定するためのステイ・ブレース(連結棒)がプレッシャ・リリーフ・ドア側の取付部で破損し、ステイ・ブレースと切り離されていた。ヒンジ付近のプレッシャ・リリーフ・ドア外板の端に、プレッシャ・リリーフ・ドアが開方向へオーバ・スウィングしたことにより発生したものとみられる変形があった。その他プレッシャ・リリーフ・ドアに損傷はなかった(写真-25~29参照)。

- (4) ラッチ機構のスプリングの長さは次のとおりであった(写真-32参照)。

分解前の長さ

左側スプリング 69.8ミリメートル

右側スプリング 71.5 ”

分解後の長さ(自由長)

左側スプリング 73.2ミリメートル

右側スプリング 73.4 ”

- (5) 当該ラッチ機構を分解した結果、ショルダ・ナットにトラニオンとの間のこすれによるすり傷が認められた(写真-30及び31参照)。ショルダ・ナットとトラニオンの間のこすれはプレッシャ・リリーフ・ドアを手動で開閉する場合には発生せずプレッシャ・リリーフ・ドアが閉状態から手動操作以外の力により開かれた場合にのみ発生する(付図-33参照)。しかし、ラッチ機構は2.16.5.2に前述のとおり、製造時に調整及び試験が行われており、この際にもショルダ・ナットにはトラニオンとの間のこすれによるすり傷が発生するものと考えられる。

当該ショルダ・ナットに認められたすり傷が、製造時の試験の際に発生したもののみであるのか、あるいは同機の飛行中にラッチが外れた場合に発生するであろうすり傷が含まれているのかを明らかにすることはできなかった。

- (6) ラッチ機構の製造者の定める要領に従って、プレッシャ・リリーフ・ドアの機能試験を実施した結果、プレッシャ・リリーフ・ドアは規定の199.6キログラム(440ポンド)に対して約110キログラム(3回の平均値)の荷重で開いた。

- (7) ラッチ機構のローラ中心線上に加えられる荷重とドアが外気圧との差圧によって

受ける圧力との関係は次のとおりである。

ローラ中心線上の荷重	差圧
199.6キログラム	約1.2 psi
110 キログラム	約0.7 psi

- (8) 同機の飛行中、異常事態発生前の客室と外気圧との差圧は、約8.66psiと推定される。

したがって、飛行中後部胴体内が客室の空気圧により加圧されたものとする、当該ドアは開いたものと推定される。

#### 2.16.6 水平安定板ボディ・シール・ドア・アセンブリに関する調査(図-11参照)

- (1) 水平安定板ボディ・シール・ドア・アセンブリ(以下「ボディ・シール」という。)には、スライディング・ブレード・シールとシール・ドアがある。

スライディング・ブレード・シールは水平安定板に直接取り付けられており、シール・ドアはドライブ機構を介して結合されている。

- (2) ボディ・シールは、水平安定板の作動(ピッチ・トリム)に連動して胴体の開口部をふさぐ機能を有している。したがって、後部圧力隔壁より後方の非与圧区域が加圧されるとボディ・シールもこの圧力を受ける。

- (3) ボディ・シールの損壊状況を付図-35に示す。

- (4) シール・ドアの位置と水平安定板の作動角度の関係を図-10に示す。

同機が相模湾上空を飛行中、異常音発生時の水平安定板の位置は、約-1度と推定されるので、図-10及び図-11より下方のシール・ドアが立ち上って下方のスライディング・ブレード・シールとともに胴体下方の開口部をふさいでいたものと推定される。

- (5) 前記の状態のとき、胴体の開口部は下方開口部の方が上方開口部より面積が広く、また内圧に対しても下方のスライディング・ブレード・シールの方が破壊しやすい状況にあったものと認められる。

- (6) 付図-35より下方のスライディング・ブレード・シールの損壊はわずかである。付図-35に示す残骸以外にもその部位を特定することが困難な小片があり、いずれも墜落現場より回収されていることから、当該ボディ・シールについては、飛行中に大きな開口部となるほどの破壊はなかったものと推定される。

図-10 シール・ドアと水平安定板の作動角の関係

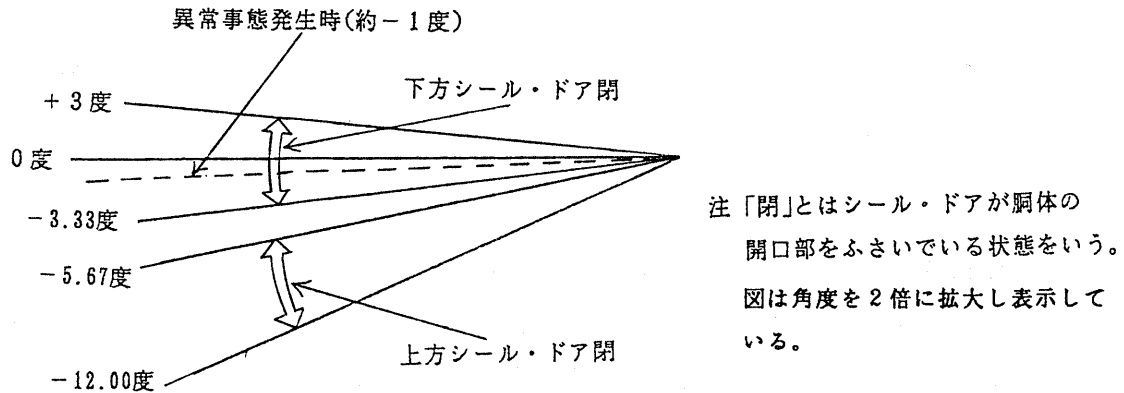
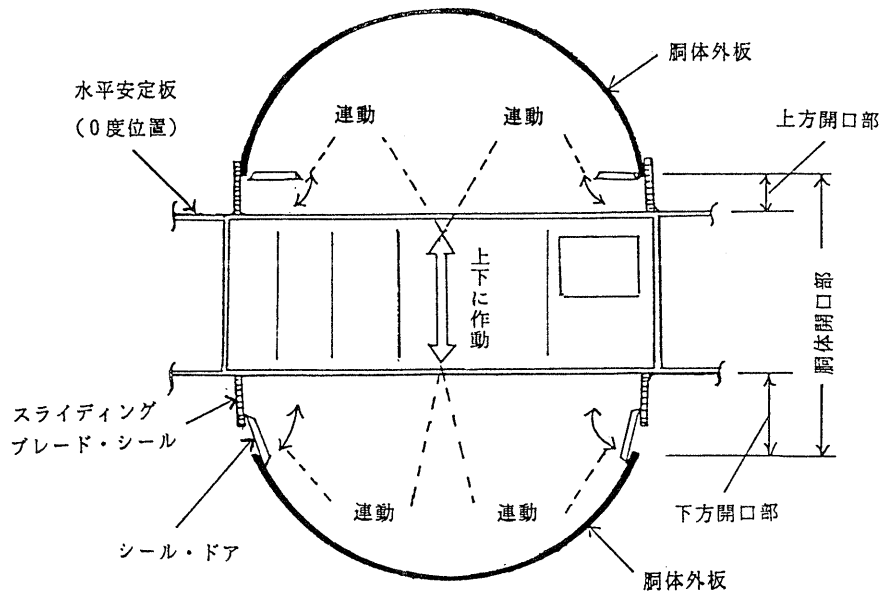


図-11 ボディ・シールの機能略図



#### 2.16.7 爆発物等に関する調査

墜落現場及び相模湾等から回収された機体残骸のうち、客室内装材、化粧室内装材、後部圧力隔壁、垂直尾翼取付部及び水平尾翼取付部等から採取した試料約160点について、火薬、爆発物等の含有の有無について調査した結果、いずれの試料からもアンモニウム、塩素等(無機物)及びニトログリセリン、トリニトロトルエン(有機物)の成分は検出されず、また各残骸の破損状態から爆風を受けた形跡等は認められなかった。

#### 2.16.8 放射性物質に関する調査

- (1) 同機には、主として医療用に用いられる放射性物質13核種92個(放射能量として161.7729ミリキュリー)が積載されていた。

同放射性物質は、包装形態、収納限度及び積載方法等について航空輸送に関する基準に適合していた。

- (2) 昭和60年8月13日に、運輸省及び科学技術庁を中心とした放射性物質輸送事故対策会議が開催された。
- (3) 昭和60年8月14日～16日の間、放射性物質の専門家及び関係省庁の担当官が墜落現場に派遣され、積載放射性物質の回収作業及び現場調査が行われた。この結果、積載放射性物質は放射エネルギーとして全体の64.8パーセントが回収された。なお、墜落現場における地表面の放射線量率を測定した結果、人体への影響はないものと認められた。
- (4) 昭和60年10月11日再度墜落現場の探査及び汚染状況の調査を行った結果、積載放射性物質による環境への影響はないことが確認された。