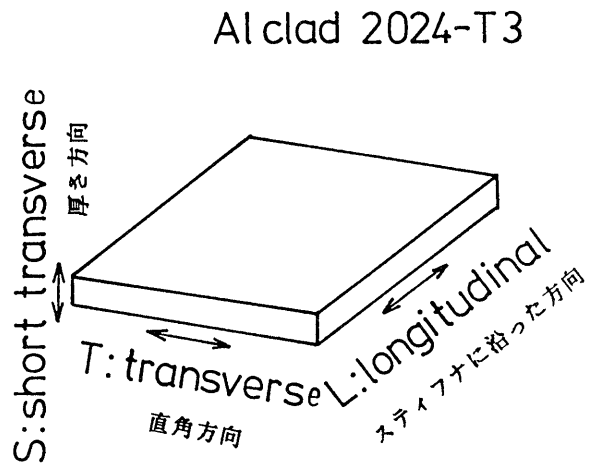
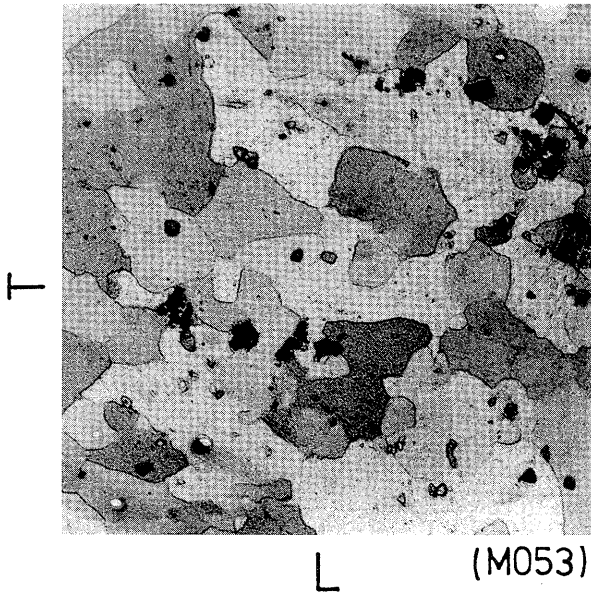


写真-104 ストラップの金属組織
Microstructure of tear strap



倍率：400倍 25μm

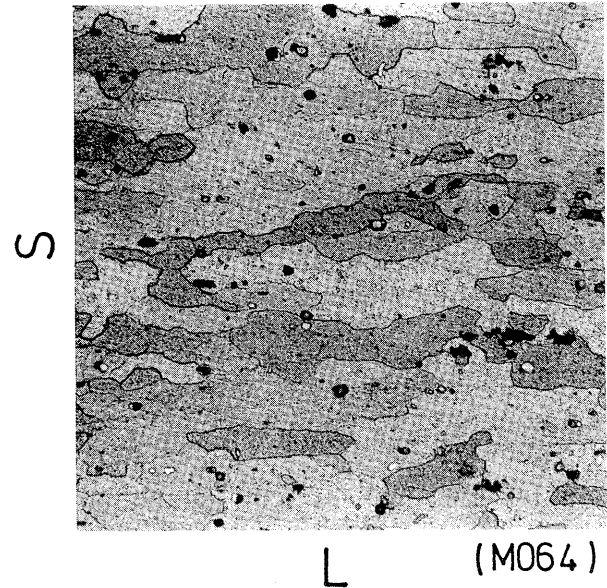
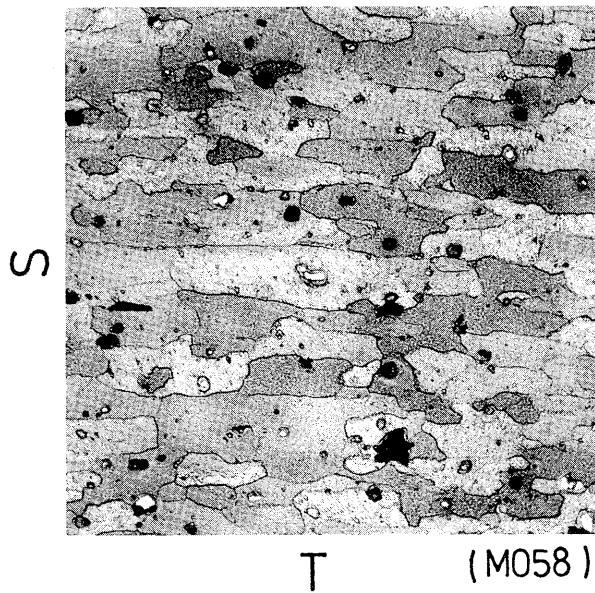
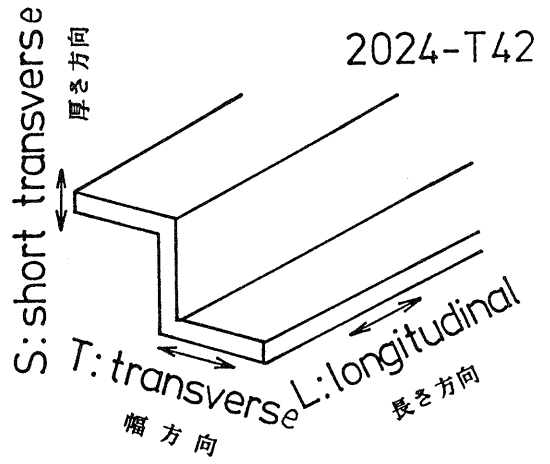
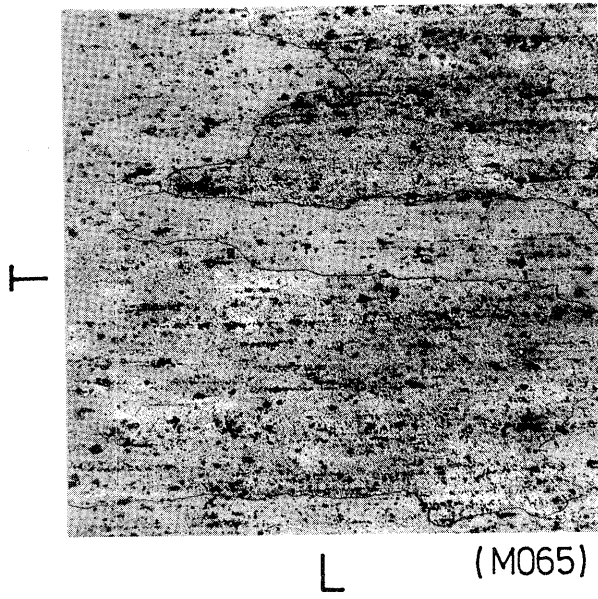


写真-105 スティフナの金属組織
Microstructure of stiffener



倍率：50 倍
0.2mm

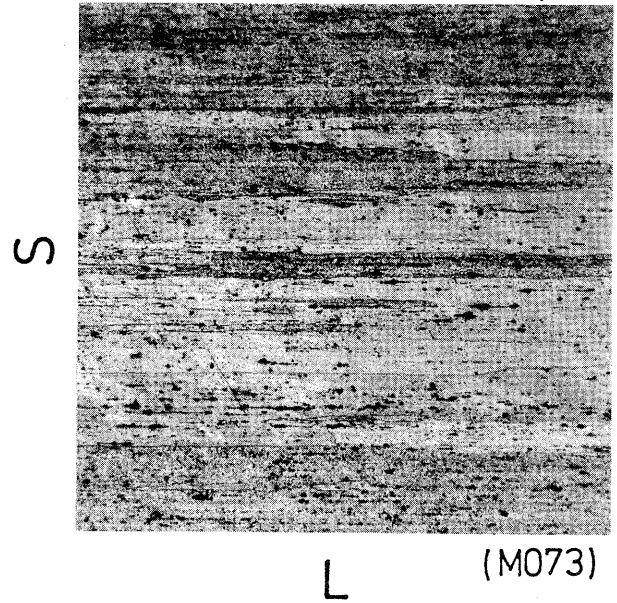
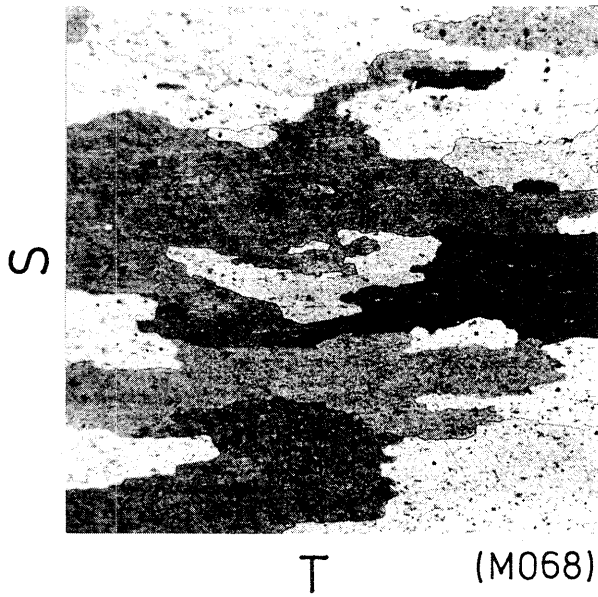
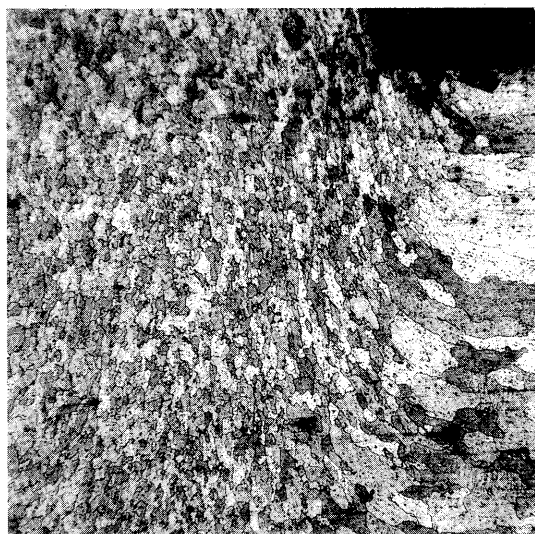
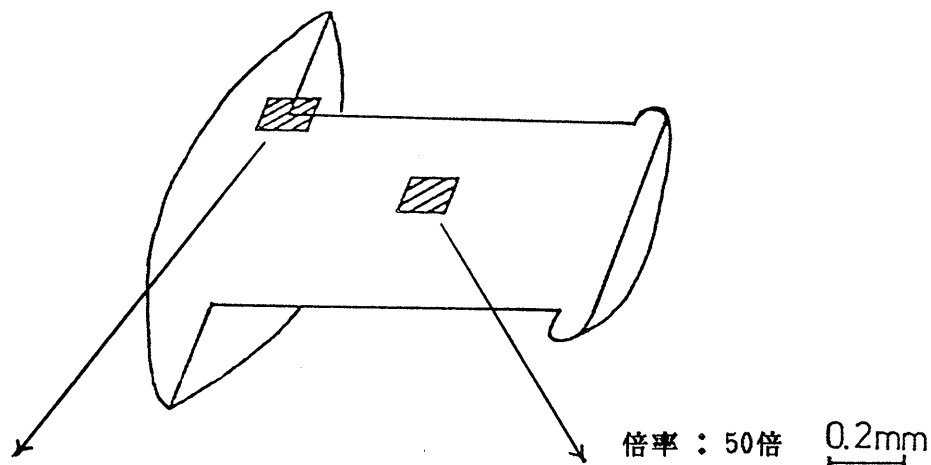


写真-106 リベットの金属組織
Microstructure of rivet

2017-T3

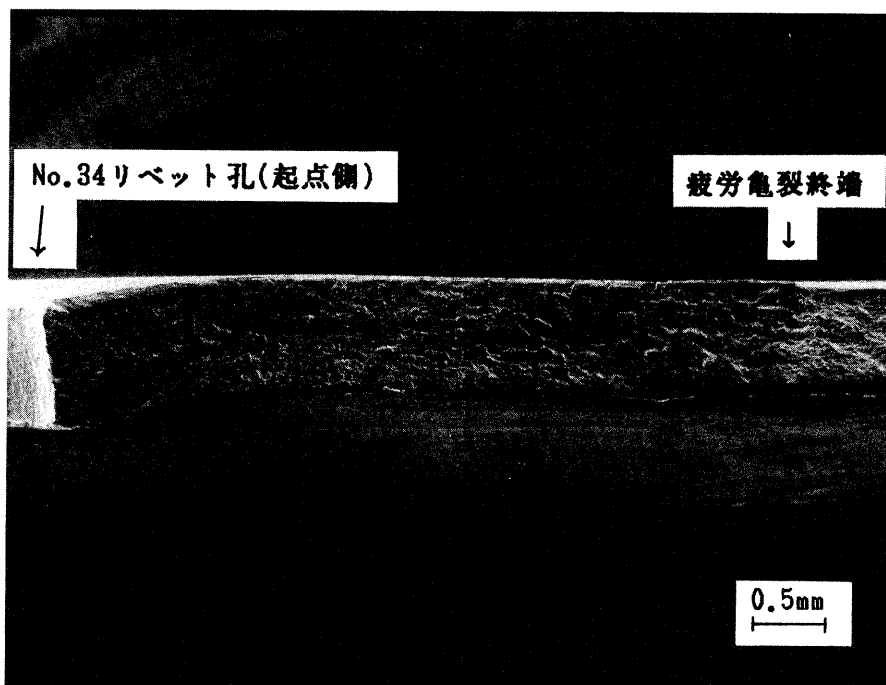


head of rivet (M101)



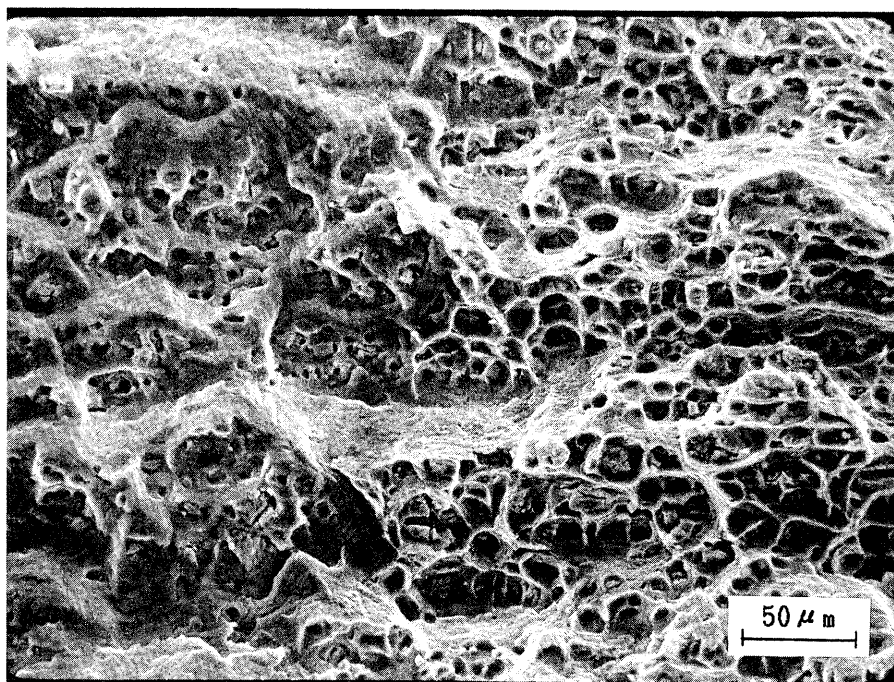
shank of rivet (M102)

写真-107 リベット孔34番内舷



(A061)

写真-108 リベット孔34番内舷(孔縁より4.90mm位置)
疲労破壊(左半分)から過荷重破壊(右半分)への遷移部



(AN583)

写真-109 リベット孔34番内舷(孔縁より0.28mm位置)

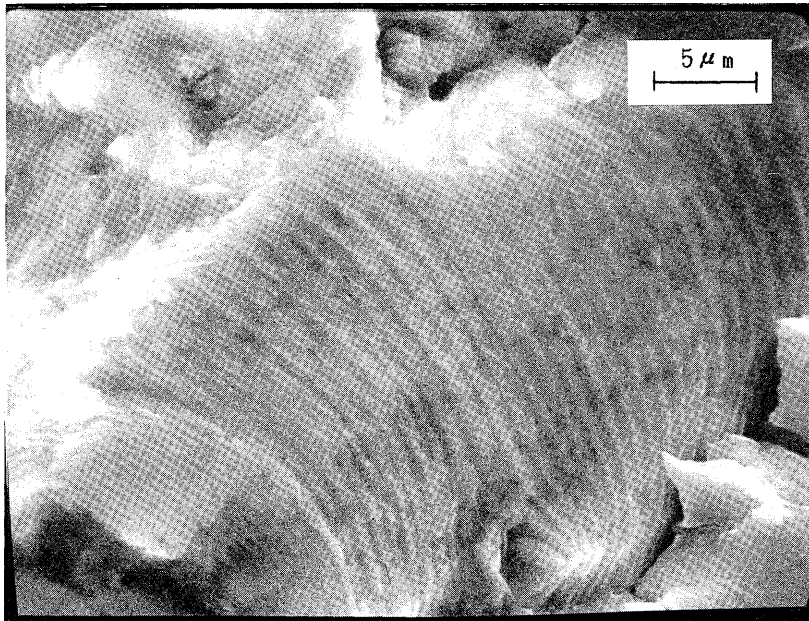
疲労亀裂の進展方向は、左から右である。細かい縞模様(ストライエーション)は、亀裂が一回の負荷で進展した幅を表わし、観察位置では平均 $0.23\mu\text{m}$ 程度、規則的な引張荷重の繰り返しによる疲労の様相を示している。



(AP072)

写真-110 リベット孔34番内舷(孔縁より3.05mm位置)

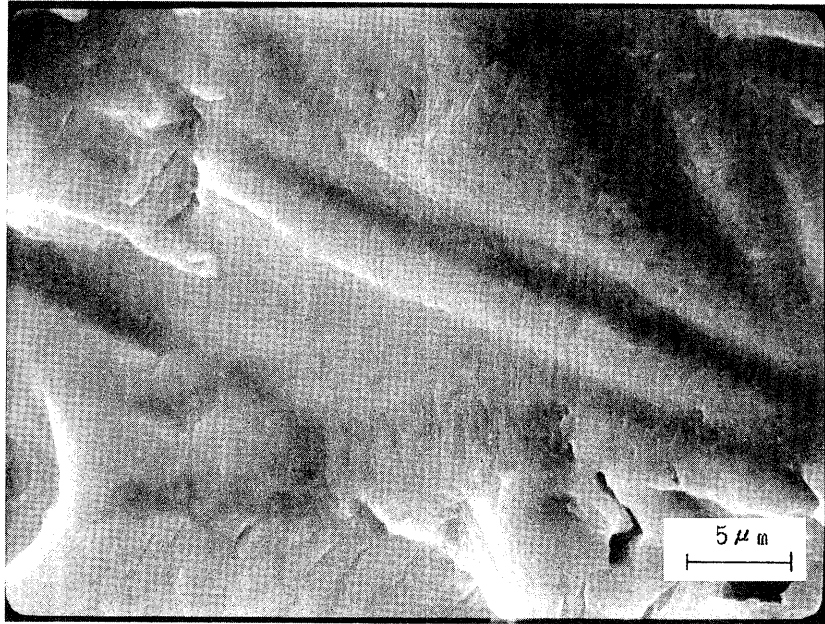
写真-107で示したように、疲労破壊領域の境界に近付くと亀裂進展速度が速くなり、ストライエーション間隔が大きくなる。



(AP120)

写真-111 リベット孔47番外舷(孔縁より0.32mm位置)

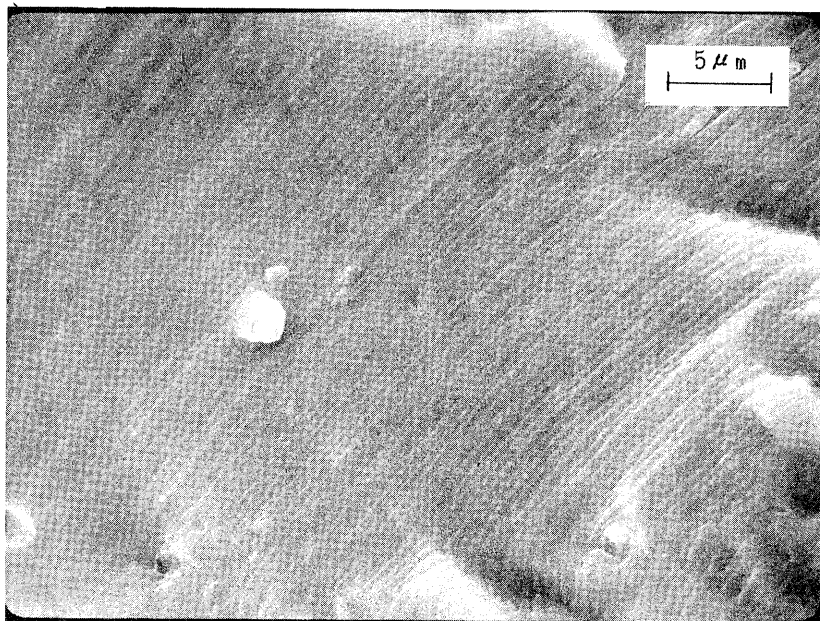
疲労亀裂の進展方向は、右から左である。



(A0681)

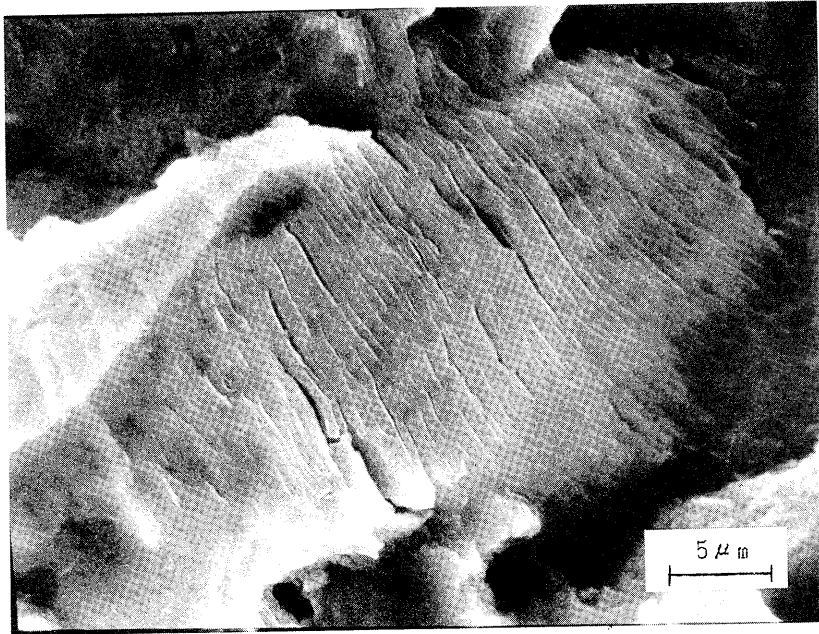
写真-112 リベット孔53番外舷(孔縁より1.00mm位置)

疲労亀裂の進展方向は、右下から左上であるが、これは局部的な曲げ荷重の作用によると考えられる。



(A0721)

写真-113 リベット孔66番外舷(孔縁より0.80mm位置)
疲労亀裂の進展方向は、右上から左下である。



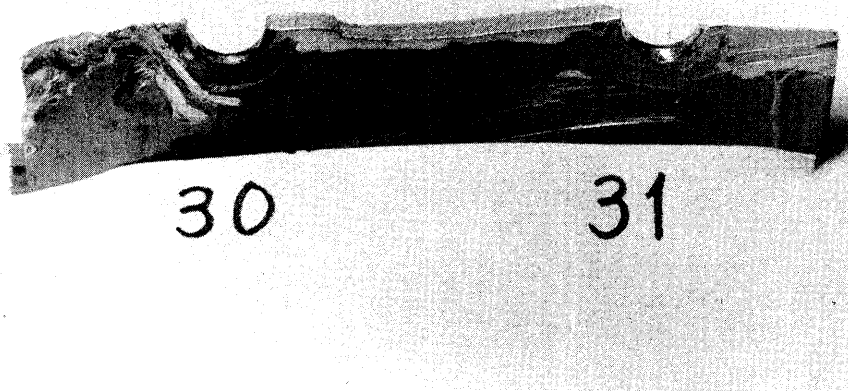
(A0884)

写真-114 リベット孔90番内舷(孔縁より2.60mm位置)
疲労亀裂の進展方向は、左から右である。



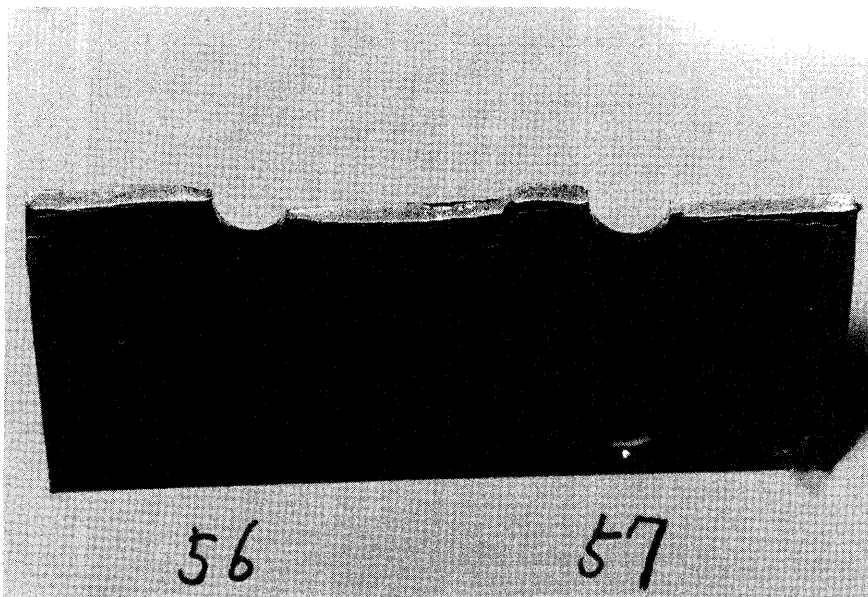
(90111)

写真-115 ストラップの破壊状況-No.1ストラップ
隔壁上方から来たストラップの下破面(前方視)



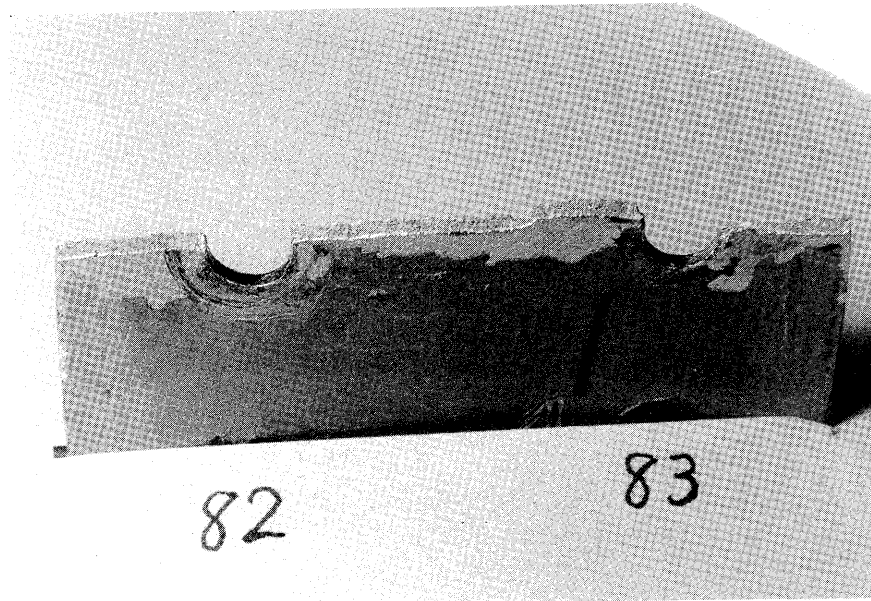
(m765)

写真-116 ストラップの破壊状況-No.2ストラップ
隔壁上方から来たストラップの下破面(前方視)



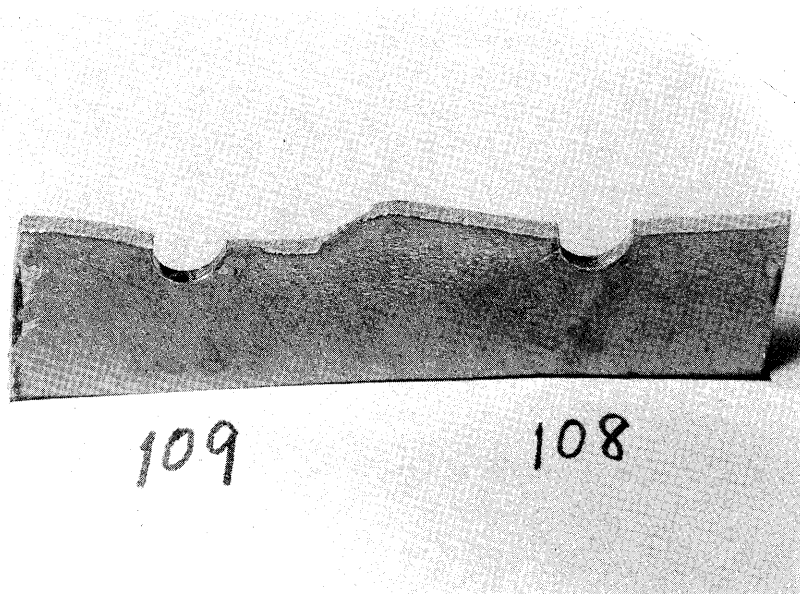
(m766)

写真-117 ストラップの破壊状況-No.3ストラップ
隔壁上方から来たストラップの下破面(前方視)



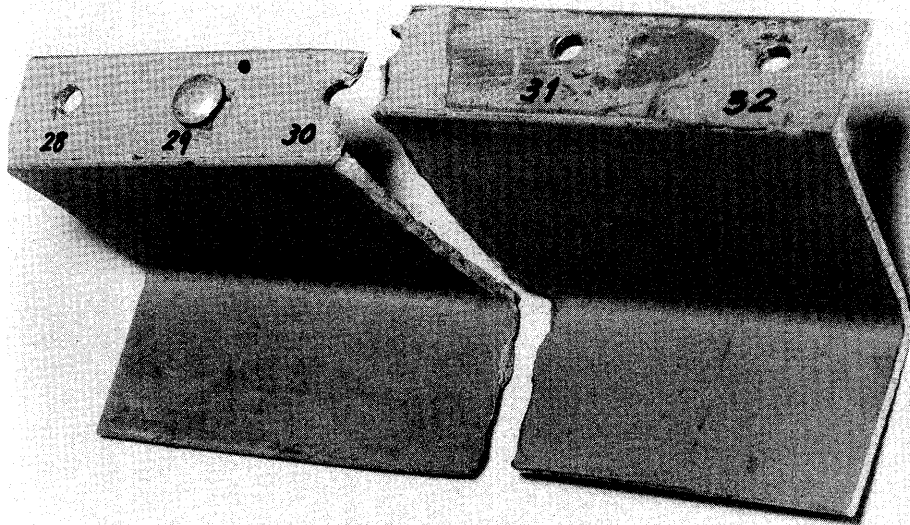
(m767)

写真-118 ストラップの破壊状況-No.4ストラップ
隔壁上方から来たストラップの下破面(後方視)



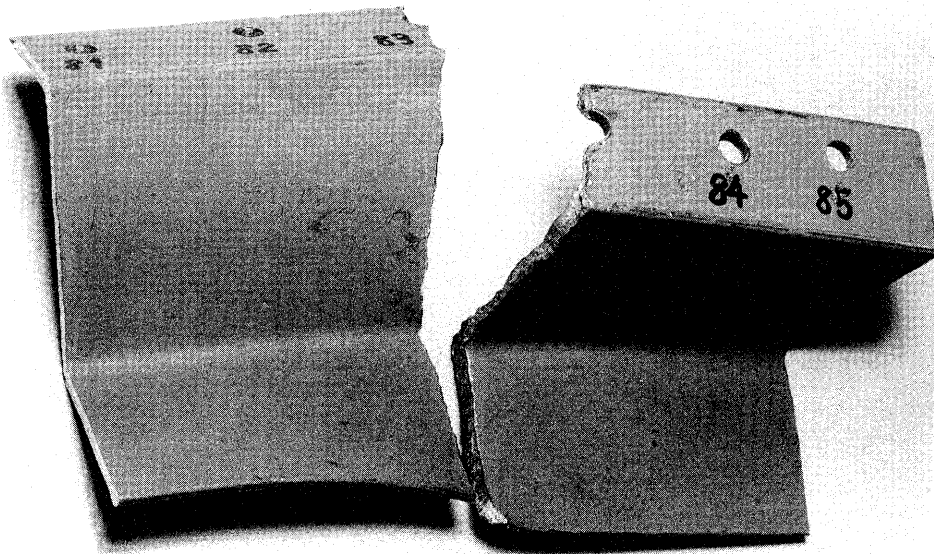
(m768)

写真-119 L18スティフナの破壊状況ーリベット孔30番目付近



(m750)

写真-120 L18スティフナの破壊状況ーリベット孔83番目付近



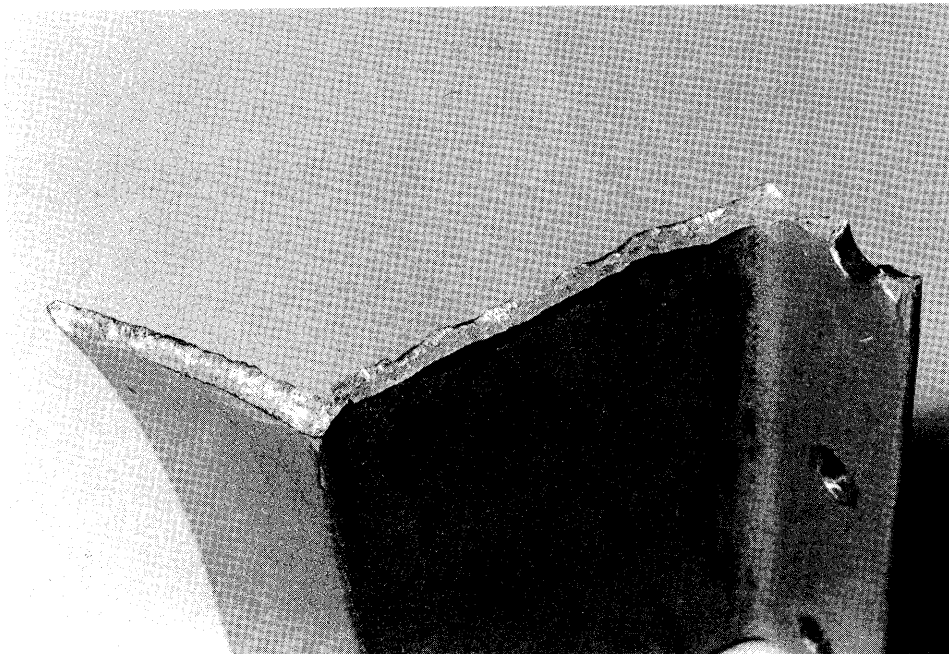
(m753)

写真-121 L18スティフナの破面ーリベット孔30番目外舷側



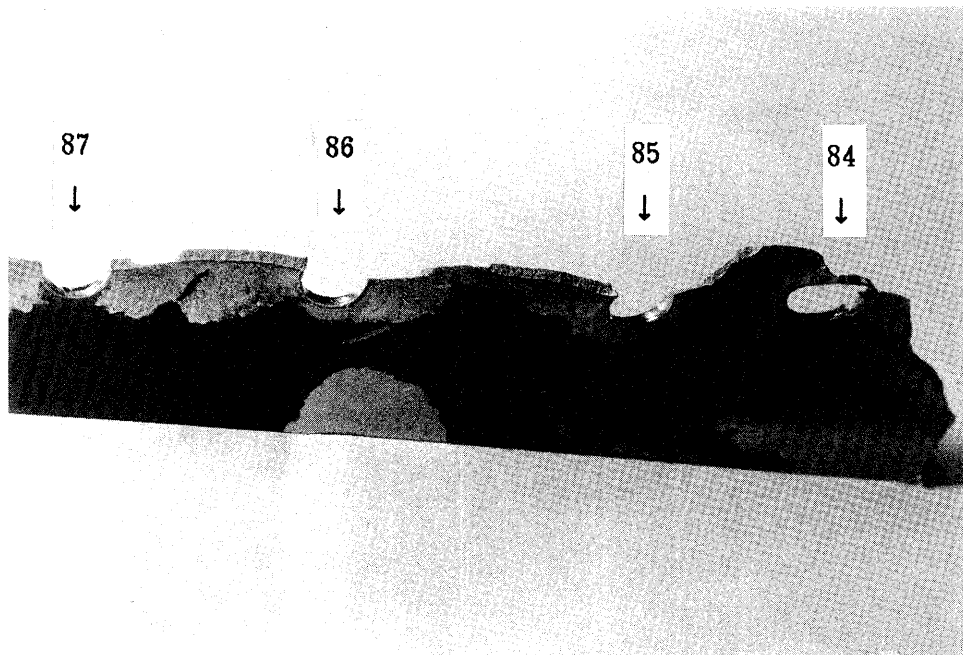
(m758)

写真-122 L18スティフナの破面ーリベット孔83番目外舷側



(m760)

写真-123 下側ウェブのリベット孔84から89番目に至る破面の一部
上側破面(天地逆)



(m776)

写真-124 奥多摩町上空を飛行中の事故機



別

添

別添1 昭和53年6月の大阪国際空港における事故の損傷の修理

JA8119は、昭和53年6月大阪国際空港に着陸の際機体の一部を損傷した。同機はその後東京国際空港に空輸され修理された。この事故による損傷修理について、以下の調査を行った。

1 大阪国際空港における事故の概要(*1)

同機は、日航の定期115便(東京-大阪)として昭和53年6月2日15時01分ごろ大阪国際空港に着陸の際、後部胴体の下部を滑走路に接触し機体を中破したが、火災は発生しなかった。

同事故により旅客2名が重傷、23名が軽傷を負った。

同事故発生までの同機の総飛行時間は、8,832時間25分であった。

(*1) 日本航空株式会社所属ボーイング式747SR-100型JA8119に関する航空事故報告書及び同一部修正(昭和54年2月27日及び昭和54年6月13日)参照

2 同機の損壊の状況

同機は、日航により同社整備規程のハードランディング・インスペクション・フェーズ1及びフェーズ2の一部に従って点検され、損壊部については更に詳細な点検が実施された。

2.1 主な損壊状況は次のとおりであった(別添1の写真-1及び2並びに付図-1及び2参照)。

(1) 水平安定板駆動装置

(ア) BS2460及び2484のフレーム下半部コード及びウエブ	損傷
(イ) BS2484~2598下側シャー・パネル	約2.1メートルにわたり亀裂
(2) 水平安定板ヒンジ支持構造隔壁(BS2598) 下側コード断面及びウエブ	破損
(3) 後部圧力隔壁ドーム(4~8時)ウエブ	変形
(4) BS2160、2280、2300及び2340フレーム下側断面	変形及び/又は亀裂
(5) BS2377、2397及び2412フレーム右下側部	変形
(6) BS2436、2506~2577フレーム下側断面	変形及び亀裂
(7) BS2618、2638及び2658フレーム下側断面	変形及び亀裂
(8) APUドア・フレーム両側	亀裂
(9) テール・コーン後方断面(BS2742~2792)下側 フレーム及び外板	破損
(10) BS2658隔壁下側断面	破損

(11) 後方ドレイン・マスト	破損
(12) APUバッテリー室ドア	変形
(13) BS2100～2792胴体下面外板	すり傷及び摩滅
(14) 両ウイング・ギヤ・イコライザ・ロッドと トラック・ビーム	接触により損傷
両ウイング・ギア・イコライザ・ロッドと ショック・ストラット・インナ・シリンダ下部	〃
(15) APU後方マウント支持ブラケット	変形

3 同機は大阪国際空港において日航により仮修理及び整備が行われた後、6月15日に東京国際空港に空輸された。

4 同機の修理は、東京国際空港において製造会社であるボーイング社が行うこととなり、日航とボーイング社との間で修理契約(*2)が結ばれた。

(*2) 契約に際して次の合意書が交換された。

Repair Agreement No.6-1171-7-2757, dated June 10,1978

その後、本合意書の細部について、一部修正が行われた。

4.1 修理作業に関する合意事項の概要は次のとおりである。

4.1.1 修理はボーイング社が担当し、東京国際空港内の日航の格納庫内で行う。

4.1.2 主な修理作業は次のとおりである。

(1) セクション46(BS1480～2360の胴体)の一部部材の交換及び修理

(2) セクション48(BS2360～2792の胴体)の一部部材の交換及び修理(*3)

後部圧力隔壁については、下半部(コレクタ・リングを含む。)の交換、APUの点検のための取り外し/取り付け等の作業を含む。

(3) 主脚部品の一部交換

(4) ハードランディング・チェック、胴体与圧漏れ試験、その他必要な系統の機能試験

(*3) 合意事項に明記はされていないが、プレッシャ・リリーフ・ドアの交換も含まれている。

4.1.3 ボーイング社は、修理に用いる部品及び材料を供給する。

4.1.4 ボーイング社は、機能試験に関連する装備品の取り外し/取り付けを行う。

4.1.5 ボーイング社は、修理、検査結果をFAA Approval Form 337(*4)に記載して、日航に提出する。

(※4) FAA Approval Form 337は、FAAのRepair station(修理改造認定工場)として修理改造作業の完了に際しFAAに提出される報告書の様式であり、米国では当該修理機の運航への復帰を法的に認めるために用いるものである。

4.1.6 ボーイング社は、FAA(米国連邦航空局)により承認された技術及び方法に基づいて修理作業を行い、ボーイング社の規程に従って検査を行う。

上記の修理計画は、損壊を受けた主要構造部材は新造機に使用するものと同一の部材(Production Parts)と交換し、それらの結合も新造機と同一の結合方法(Production Joint)とするという考えを基本としたものである。

5 同機の修理作業の実施に先立ち、昭和53年6月15日、日航から運輸省に修理改造検査申請書が提出され、受理された。

6 修理作業と並行して、日航によりNo.5C整備及び50数項目に及ぶ特別作業が実施された。

7 修理作業の概要は次のとおりであった。

7.1 修理作業は、ボーイング社から派遣された技術員、検査員、その他を含む40数名の修理チームによって行われた。

7.2 修理作業は、昭和53年6月17日～7月11日の間に行われた。そのうち、後部圧力隔壁に関する作業は、6月24日～7月1日の間に行われた。

7.3 後部圧力隔壁の修理作業(関連作業を含む。)は、次のように行われた。

(1) 通常のジャッキ支持で機体の重量を支え、その他にBS2200及び2509.5に荷重計付きのジャッキ(左右各2個ずつ、合計4個)を据え、修理のために後部胴体下半部の一部を取り外した後にも胴体に変形を生じないように、ジャッキ荷重(※5)の監視が修理期間中行われた。

(※5) 胴体の変形とジャッキ荷重の相関関係を分析した後、ジャッキ荷重は予め定められた規定値となるように調節され、支持状態での変形計測は行わなかった。

(2) 後部圧力隔壁下半部(WL274より下方、Yコードを含む。)及びコレクタ・リングを取り外した。

(3) 新規に取り付ける後部圧力隔壁下半部の取り付け作業では、まず隔壁下半部をYコード部分で機体に取り付け、次いで機体側の後部圧力隔壁上半部と結合するために隔壁下半部のウェブ端面に沿って隔壁上半部の既存のリベット孔に合わせてリベット孔あけを行った。

- (4) 上記作業後の修理チームの検査員による検査において、後部圧力隔壁下半部の左側のL18接続部のほぼ全域にわたって、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という不具合が見い出された。
- (5) 上記不具合の対策として、別添1の付図-3左側に示すようにエッジ・マージンの不足するウェブの合わせ面に、1枚のスプライス・プレートをはさむという修正処置が修理チーム技術員から指示された。
- (6) このような指示にもかかわらず、実際の作業は同図右側に示したように1枚のスプライス・プレートのかわりに修理指示より幅の狭い1枚のスプライス・プレートと1枚のフィラが用いられ、このため後部圧力隔壁上半部と下半部のウェブ結合は、2列リベットで結合されるべきものが左側の第1ストラップと第3ストラップ間の2ベイ分の結合が1列リベット結合という結果となった。このスプライス・プレート及びフィラは、取り外した旧隔壁から製作された。

この作業は6月26日に行われ、6月27日に修理チーム検査員の検査を受けたが、検査員は上記の結果を見い出すことはできなかった。

- (7) 後部圧力隔壁下半部の取り付けが行われた後、コレクタ・リングが取り付けられた。
- (8) 修理チーム検査員による検査において、後部圧力隔壁のウェブについて別添1の付図-4に示した6箇所オイル・キャン(へこみ)が発見された。そのうち3箇所は747の構造修理マニュアルの許容範囲内にあったが、他の3箇所については、以下の修理が行われた。

隔壁上半部左側下端の第1ストラップから第4ストラップの間のウェブのへこみについては、この部分を覆うようなダブラを当てることとし、実際には同図に示すように2区面にダブラが当てられた。第3ストラップと第4ストラップの間のへこみは、後に修理マニュアルの許容範囲内と判定された。ダブラは取り外した旧隔壁から製作され、1.5インチ間隔のリベットでとめられた。

隔壁下半部右側外周端近くの2箇所の小さなへこみについては、小さなストラップ及びL型材をリベット付けする補修が行われた。

- (9) なお、残骸調査の結果、隔壁上半部と下半部の結合部のうち左側第3ストラップとコレクタ・リングの間のリベット列には、エッジ・マージンの不足している部分があることがわかった(2.15.1.5(5)参照)。

7.4 後部圧力隔壁の修理に関する試験としては、7月9日に修理部からの与圧空気漏れを調べるための圧力漏れ試験が行われた。試験はボーイング社の基準に従って4psiの内圧を加えて圧力低下時間を測定し、低下時間は基準値以内であることを確認した。なお、製造時に加える12psiの負荷は、FAAの要件にはないため行われなかった。

8 飛行試験は、7月10日及び11日の両日にわたり日航によって航空局検査官立ち会いのもとに行われた。この飛行試験は、ボーイング社が担当した修理に関して行われたものである。

飛行試験においては、ボーイング社が担当した構造修理についての不具合はみられなかった。

9 ボーイング社が担当した構造修理作業についての検査は、ボーイング社の規定に従って行われた。修理作業及び検査の記録はFAA Form 337によって作成され、7月11日付けで完了の確認がなされている。

10 日航による領収検査は次のように行われた。

日航は、ボーイング社が担当した修理作業の領収検査として、修理範囲について項目ごとに契約どおりに行われているか否かの確認、修理後の系統機能試験の立ち会い、飛行試験による機能の確認及びボーイング社よりの提出資料の審査を行い、7月11日付けで領収した。

11 航空局による検査は、次のように行われた。

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。

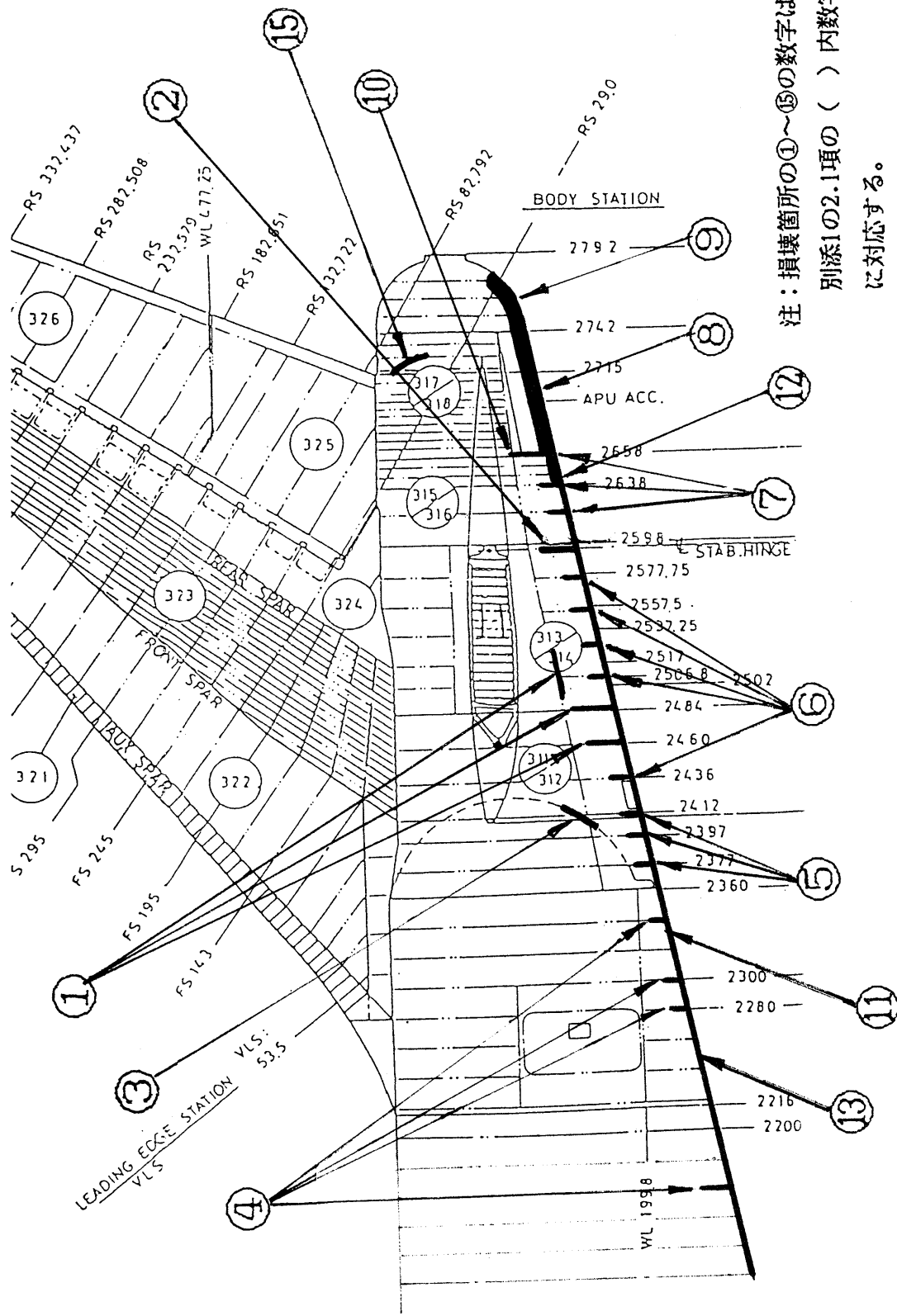
後部胴体のうちのセクション48の側面ロンジロン交換部分は、空輪の都合から二つに分割したのでスプライス・プレートを当てて結合したが、この部分については、図面審査が行われた。後部圧力隔壁のL18接続部の修理については、修理作業後他の修理部分と同様に作業完了についての作業記録による確認が行われた。

飛行試験は検査官が立会って行われたが、初回の試験において修理のために取り外した水平安定板の可動範囲の不足等修正措置を必要とする事項が発見されたため、スタビライザ・ジャッキ・スクリュの交換等の措置を講じた後、再度実施された。

これらの飛行試験では、機体構造に係わる不具合は認められなかった。

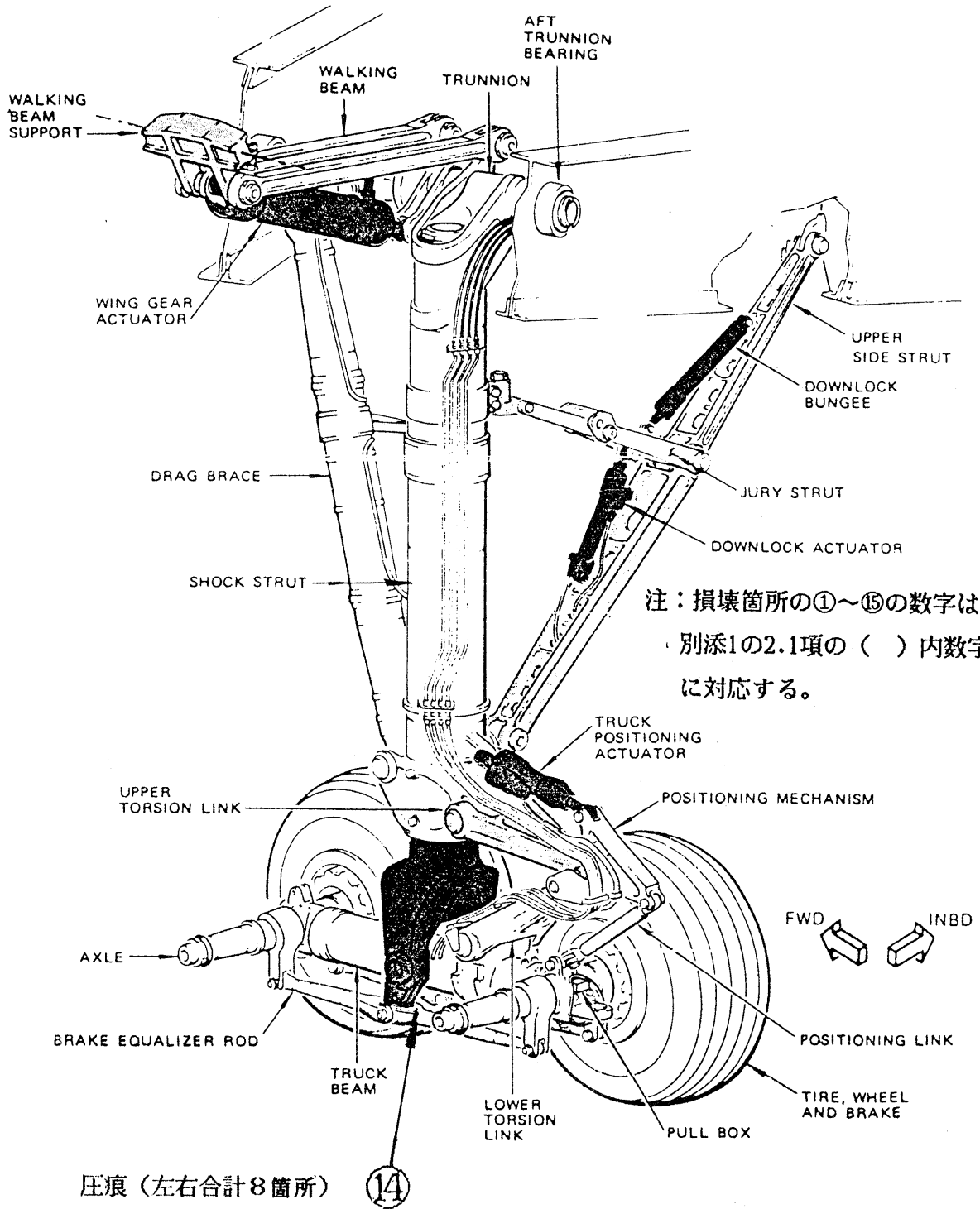
修理改造検査は、ボーイング社からのFAAの手順にのっとった証明書の発行、日航によるボーイング社の修理工事の領収検査の完了を経て、7月12日合格と判定された。

別添 1 付図-1 昭和58年6月の事故による損壊部位 (1)

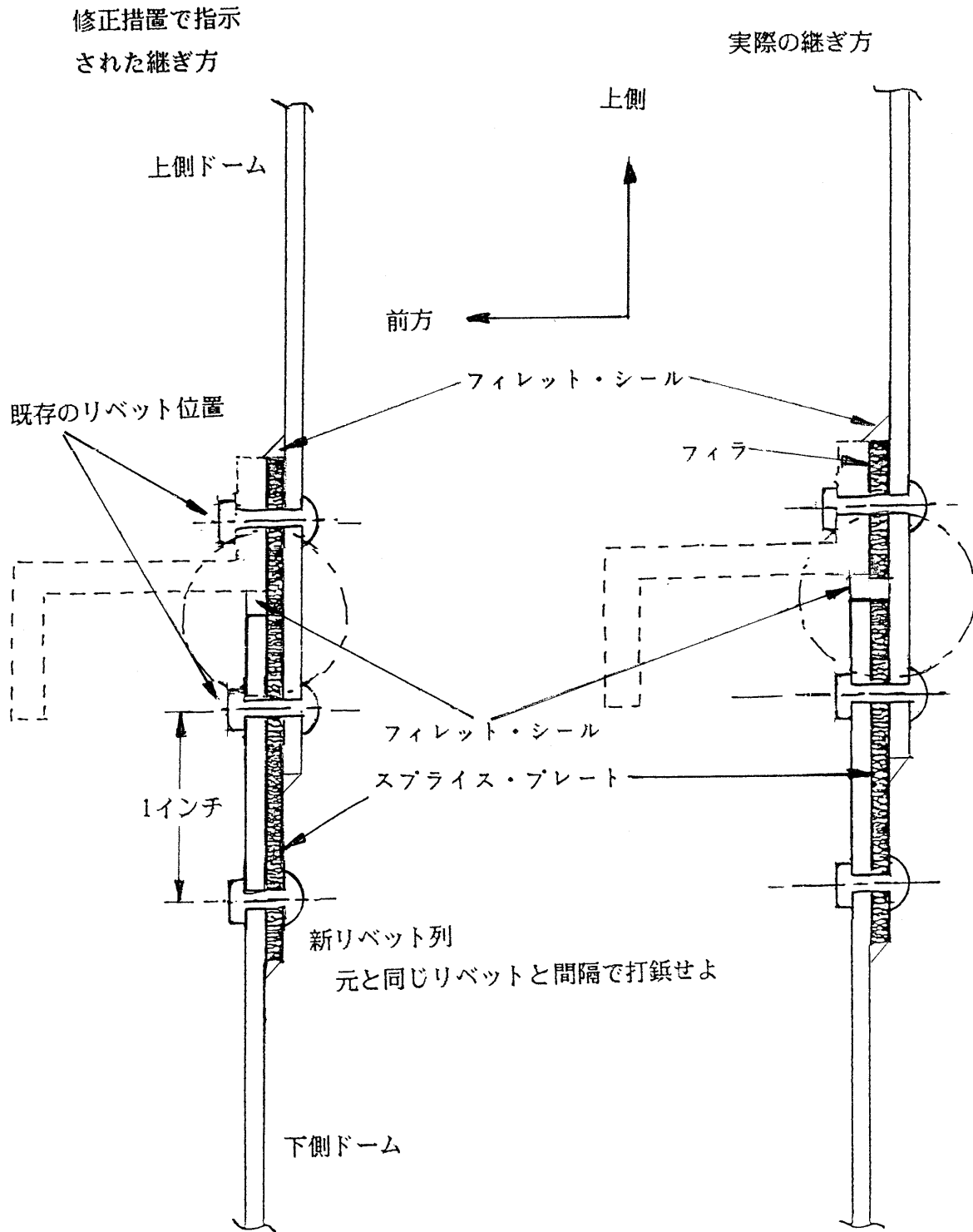


注：損壊箇所の①～⑮の数字は、別添1の2.1項の()内数字に対応する。

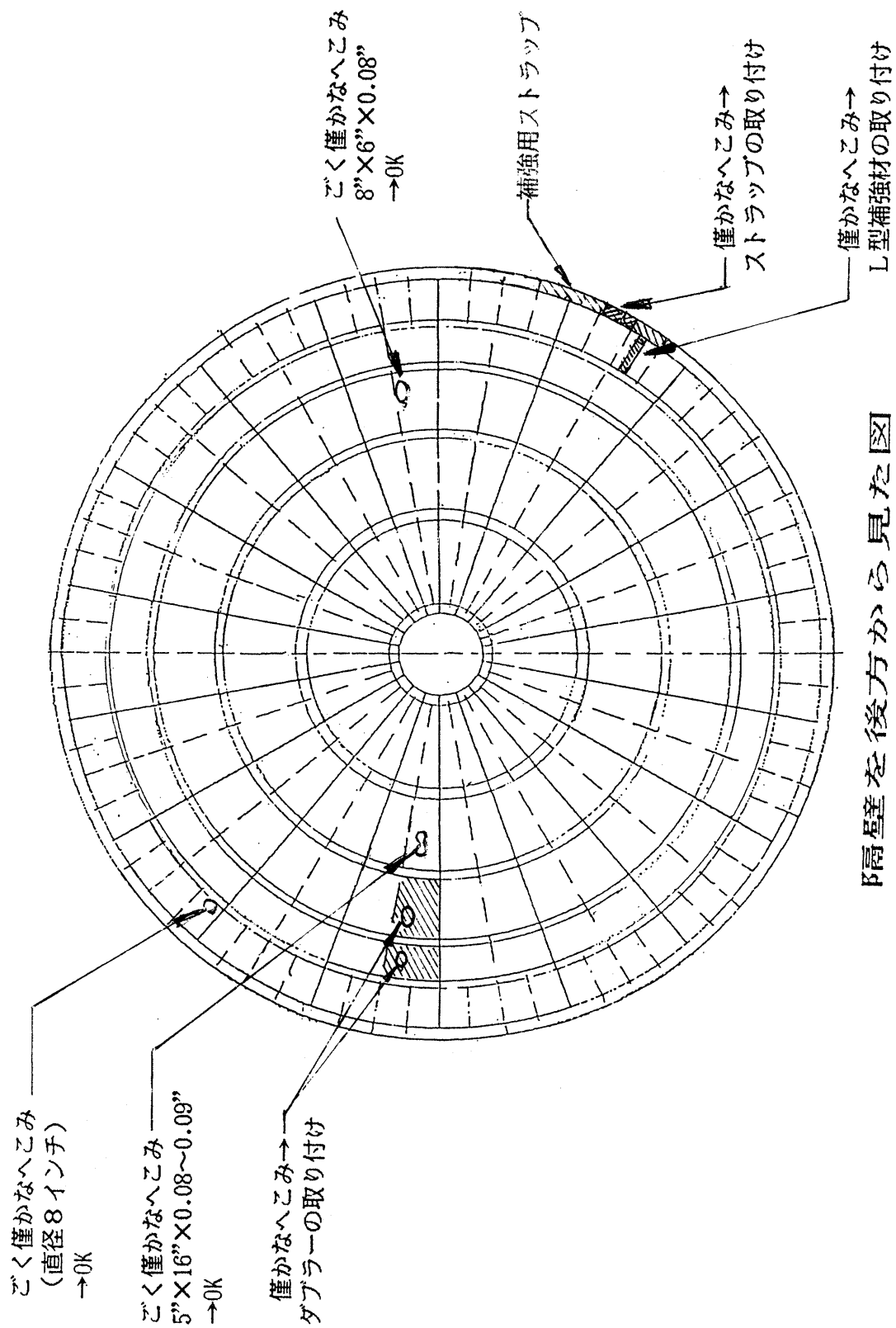
別添 1 付図一 2 昭和 5 3 年 6 月の事故
による損壊部位 (2)



別添 1 付図一 3 修正指示と実際の継ぎ方

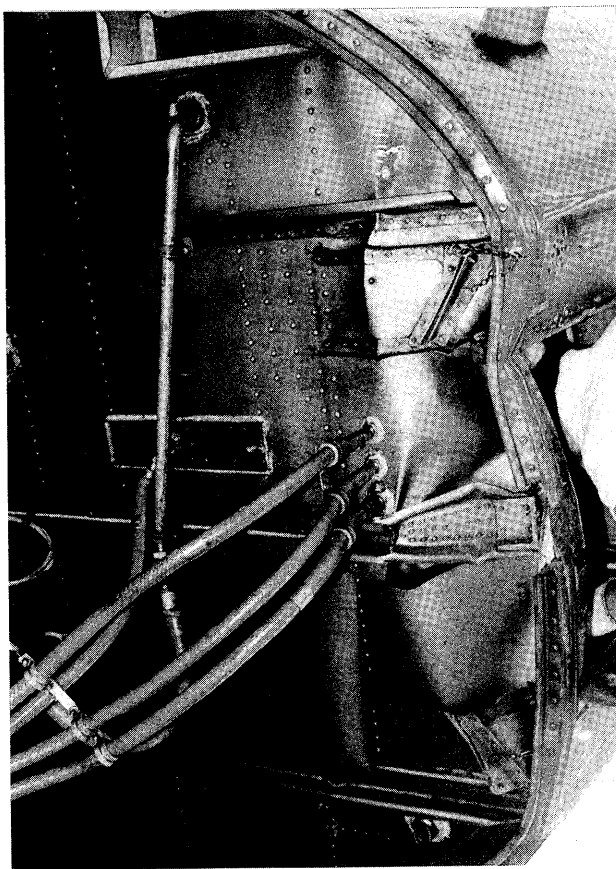


別添 1 付図 1 ウェブのオイル・キャン処置



隔壁を後方から見た図

別添1 写真-2
APU防火壁の下部



別添1 写真-1
尾部胴体下面

