

**航空事故調査報告書**  
**ノースウェスト航空会社所属**  
**ボーイング式747-251B型N637US**  
**新東京国際空港**  
**平成6年（1994年）3月1日**

平成8年11月7日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 小林哲一

委員 川井力

委員 東口實

委員 相原康彦

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

ノースウェスト航空会社所属ボーイング式747-251B型N637USは、平成6年（1994年）3月1日、同社の定期18便として新東京国際空港に着陸し、着陸滑走中の04時38分協定世界時（日本標準時13時38分）ごろ、No.1エンジンの前部が主翼から脱落して垂れ下がるとともに、同エンジン後方付近に火災が発生した。

同機には、乗組員18名及び乗客227名計245名が搭乗していたが、死傷者はなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

#### 1.2.1 調査組織

1.2.1.1 航空事故調査委員会は、当該事故の調査を担当する主管調査官ほか8名の調査官を指名した。

#### 1.2.1.2 専門委員

航空事故調査委員会は、本事故に関する専門の事項の調査のため、次の3名の

専門委員を任命した。

(1) ナセル・ストラットの構造力学的調査解析

科学技術庁航空宇宙技術研究所

機体部 荷重研究室長

上田 哲彦

(2) アップ・リンク前方ヒューズ・ピン及びフィッティングの調査解析

科学技術庁金属材料技術研究所

損傷機構研究部部長

西島 敏

環境性能研究部 第1研究室長

松岡 三郎

なお、同研究所環境性能研究部 竹内 悦男研究官が、本調査解析に参加した。

### 1.2.1.3 関係国からの調査への参加及び調査の一部委任

本事故に関わる航空機の登録国及び製造国として、アメリカ合衆国の代表が調査に参加した。

また、本事故調査において、ノースウェスト航空会社の整備体制に関する調査については、国際民間航空条約第13付属書第5.1項に基づき、同国NTSBに調査を委任し、その調査結果が、特別報告書として1994年12月20日、NTSBから公表されたので、その抜粋を本報告書に付録2として添付した。

なお、NTSBの特別報告書のうち、「4 Recommendations」は本報告書の「5 参考事項」に記し、「5 Appendixes」は添付を省略した。

### 1.2.2 調査の実施時期

平成6年3月1日～3月5日	現場調査
平成6年3月2日～7月6日	CVR記録の解読
平成6年3月2日～8月31日	DFDR記録の解読
平成6年3月15日～4月20日	No. 1 エンジン・パイロン部の詳細調査
平成6年3月8日～12月20日	NTSBによるノースウェスト航空会社の整備体制に関する調査

### 1.2.3 原因関係者からの意見聴取及び国際民間航空条約第13付属書第6.9項に基づく関係国との協議

#### 1.2.3.1 原因関係者としてノースウェスト航空会社より、意見聴取を行った。

#### 1.2.3.2 本事故に関わる航空機の登録国及び製造国として調査に参加したアメリカ合衆国の代表に、最終報告書の案について意見を求め、平成8年10月21日、意見はない旨の回答を得た。(付録3 参照)

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

ノースウェスト航空会社所属ボーイング式747-251B型N637USは、平成6年(1994年)3月1日、同社の定期18便として乗組員18名及び乗客227名計245名が搭乗し、01時30分協定世界時(日本標準時10時30分、以下特に記さない限りすべての時刻は協定世界時で表し、「UTC」を付記する。)、ホンコン国際空港を離陸した。

同機は、FL370及びFL330を巡航し、新東京国際空港(以下「成田空港」という。)にILSランウェイ34計器進入方式により進入し、04時38分14秒UTCごろ、滑走路34に着陸した。

運航乗務員及び客室乗務員の口述によれば、ホンコン国際空港から成田空港への飛行は静穏で、タービュランスに遭遇することもなかったとのことであった。また、DFDRの記録によれば、当該飛行において同機が受けた垂直加速度は、0.84～1.19gの範囲内であった。

同機の着陸は、重量約525,000lbで、フラップ25を使用して行われ、滑走路34の接地帯付近の中心線上にスムーズに接地し、通常の減速操作を行いながら着陸滑走した。

DFDRの記録によれば、接地速度は約149ktで、接地時の垂直加速度は約1.12gであった。

運航乗務員によれば、接地後、スラスト・リバーサを $N_1$ 約70%の推力で使用し、速度が約90ktに減速された頃、機長がスラスト・リバーサ・レバーをアイドル位置に戻した時、No.1エンジンのスラスト・リバーサ・レバーがフル・リバーサ位置まで跳ね上がったとのことである。

CVRには、04時38分37秒UTCごろ、副操縦士の「90ノット(Ninety knots)」という声の直後、「バンバン」という異常な音が記録されていた。

運航乗務員が、エンジン計器を点検したところ、No.1エンジンの $N_1$ 及び $N_2$ 回転計の指示が0%まで降下し、燃料流量計の指示は計器の最大の位置付近まで大きく振れていたが、EGT計の指示は他のエンジンの指示と差異はなかった。

運航乗務員は、何が起こったのか、とっさによく理解できなかったとのことであるが、No.1エンジンが故障してフレーム・アウトの兆候を示していると判断し、機長は速度約70ktの頃、スタート・レバーをカット・オフ位置にしてNo.1エンジン停止の措置を行った。

CVRには、04時38分45秒UTCごろ、「何...が起こったかわからない。(I don't know what the...happened.)」「No.1は停止。(Number one's shut down.)」

等の会話が記録されていた。

同機が滑走路から誘導路A2に旋回した04時39分06秒UTCごろ、タワーから「左のエンジンから煙が出ている。(Your left engine is smoking.)」との通報を受けた。それに対し同機は、No. 1エンジンは停止したと応答した。

同機が大きく右に旋回して平行誘導路Aに入った04時39分42秒UTC頃ごろ、CVRには、運航乗務員が「向こうに火が見える。(There is a fire over there.)」と会話しているのが記録されており、運航乗務員によれば、その頃、滑走路脇の芝生が燃えて煙が発生しており、また同機が走行してきた後方に煙が漂っているのを発見したとのことである。又、この頃、客室乗務員からのインタホーンによる緊急報告を受けて、同機のNo. 1エンジン付近に火災が発生したことを知った。

同機は04時40分00秒UTCごろ、誘導路A上に機体を停止し、タワーに対して、「消防車にこちらへ来てもらって、ノースウェスト機のそれを見てもらいたい。(We need the fire trucks out here to look at it for Northwest, please.)」と消防車の派遣を要請したが、その頃すでに消防車は火災を発見して、同機に向かって出動途上にあった。

消防車は、04時40分UTC過ぎに現場に到着し、直ちに消火作業を開始した。

04時40分06秒UTCごろ、操縦室に報告に来たリード・フライト・アテンダントから、No. 1エンジンの火災の報告を受けた機長は、04時40分15秒UTCごろ、乗客に対して、機内放送を通じ、不具合が発生したが問題はないので、平静に座席に着いているよう要請した。

その際、リード・フライト・アテンダントから火災はまだ続いているかを確認し、機長はリード・フライト・アテンダントに対し、今直ちにということではないが、客室乗務員には、機体右側からの緊急脱出の心積もりを指示しておくように(Tell your flight attendants that right now we don't plan to do anything, but tell them to start thinking about, you know about having to get out, and if we do, we'll be getting out the right side.)と指示した。

運航乗務員は、機体の停止後、No. 1エンジンの「エンジン・ファイヤー／フェイリャー・シャットダウン・チェックリスト」の緊急手順を実施したが、操縦室内に火災警報が表示されなかったのを不審に思い、火災警報システムのテストを実施したがシステムの故障は認められなかった。また、消防車両の到着を目撃した機長は、消火活動を妨げないという配慮から、04時41分22秒UTCごろ、No. 2エンジンを停止した。

運航乗務員は、この時点では、No. 1エンジンの前部が垂れ下がって接地していることに気付いていなかったため、機長は消火作業終了後、牽引車により駐機場まで移動して乗客の降機を行うこととして、ノースウェスト社のディスパッチ（運航管理者）



に対して牽引車を派遣するよう要請した。

運航乗務員は、04時45分04秒UTCごろAPUを始動させ、同46分42秒UTCごろ残りのNo. 3及びNo. 4エンジンを停止した。

運航乗務員は、その後、リード・フライト・アテンダントを通じて乗客の一人から、エンジンの脱落に関する情報を得て、航空機関士がメイン・デッキに降りて行き、客室の窓からNo. 1エンジンの前部が垂れ下がって、誘導路に接地しているのを確認し、機体をけん引することは不可能であると判断し、誘導路A上で乗客の降機を行うこととして、04時49分50秒UTCごろ、ディスパッチに対し乗降用ステップ及びバスの派遣を要請した。

火災は04時46分UTCごろには完全に鎮火した。

同機が要請した乗降用ステップ及びバスは05時01分UTC過ぎに到着し、乗客及び乗組員は、R1及びR2ドアから乗降用ステップを使用して降機し、バスに乗りしてターミナル・ビルに向かった。

着陸前の進入中の同機を目撃者した者によれば、その時点では、同機は外観上は異常は認められなかったとのことであり、その際、撮影された同機の写真からも、同機のNo. 1エンジン等に異常は認められない。(写真7 参照)

滑走路付近で同機の着陸及び着陸滑走を目撃した者によれば、同機の着陸は正常で、No. 1エンジン後方付近の火災は、同機が接地して着陸滑走に移って間もない頃に発生したとのことである。

火災発生時点の客室内の状況は、ごく一部の乗客が、「(機外に)煙が出ている」と声をあげたり、席を離れて窓から外を見ようとしたりしたが、客室乗務員の指示、その後の機長及び客室乗務員による機内放送により落ち着きを取り戻し、静穏であった。

滑走路路上には、同機のNo. 1エンジンのカウリング前方下部が滑走路路面を引きずったことにより生じた幅約2.5mの擦過痕が、誘導路A2に至るまでの約1,060mにわたって認められ、また誘導路A2及び誘導路A上にも、同様の擦過痕が停止位置まで続いているのが確認された。

事故発生地点は成田空港の滑走路路上で、事故発生時刻は04時38分UTCごろであった。

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

中 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

現場での外観調査の結果、同機は、No. 1 エンジンのナセル・ストラットの主翼への結合部であるアッパ・リンクの前方ヒューズ・ピンが破断してアッパ・リンクが前方結合部で外れていた。

また、ダイアゴナル・ブレースが後方結合部で外れ、トレーリング・エッジ・フェアリング・ドア内に垂れ下がっていた。

そのため、エンジンはミッド・スパー・フィッティングを支点として吊り下げられた状態で、エンジン前部が垂れ下がって接地しているのが認められた。

ナセル・ストラット上部及びその周辺に火災の痕跡があった。

各部の損壊の状況は次のとおりである。(写真1～6 参照)

#### (1) エンジン及びエンジン・カウリング

- No. 1 エンジン・ノーズ・カウル及び左右ファン・カウル・パネル下部が破損
- 左右サイド・カウル・パネルに損傷なし。
- タービン・エキゾースト・スリーブ後上部はパイロン・トレーリング・エッジ・フェアリング・ドアと接触して変形。火災の痕跡あり。
- No. 1 エンジン・エキゾースト・プラグ上部に、トレーリング・エッジ・フェアリング・ドアと接触したことによる凹みがあり、下側に変形及び火災の痕跡があった。また、同プラグの上部取付けボルトが破断していた。
- インテーク及び排気口からエンジン内を外観調査したところ、エンジン本体に異常は認められなかったが、ノーズ・カウルの破片が内部に入っているのが認められた。また、排気口内部に火災の痕跡及び黒色に変色したオイルが認められた。

#### (2) エルロン

- 左外側エルロン下部が焼損

#### (3) 前縁フラップ及び後縁フラップ

- 左前縁フラップNo. 2～No. 7(内側)が焼損
- 左外側後縁フラップ外側部が焼損
- 左No. 1後縁フラップ・トラック・フェアリング上部が焼損

#### (4) スポイラ

- 左スポイラNo. 1及びNo. 2の内側が焼損

(5) 構造部材

- ・ No. 1 エンジン・パイロン・アツパ・リンク前方ヒューズ・ピンが破断
- ・ 同プライマリ・リテーナ・ボルトも破断
- ・ アツパ・リンク及び同主翼側のフィッティングに異常は認められなかった。

(6) エンジン・ストラット

- ・ No. 1 エンジン・ストラットは、エンジンが装着されたままミッド・スパー・パイロン・ウイング・フィッティングを支点として前部が垂れ下がって接地。

ストラット上部が焼損。

(7) No. 1 エンジン・パイロン・トレーリング・エッジ・フェアリング・ドアが変形及び焼損

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

滑走路中心線灯 1 個、接地帯標識灯 3 個、滑走路灯 1 個及び誘導路灯 3 個が損傷し、滑走路脇及び誘導路脇着陸帯の一部の芝が焼失した。

2.5 乗組員に関する情報

2.5.1 運航乗務員

(1) 機長 男性 51 歳

定期運送用操縦士技能証明書	1987年10月17日取得
ボーイング式747型の限定取得日	1987年10月17日
第1種航空身体検査証明書発行年月日	1993年10月13日
有効期限	1994年4月30日
総飛行時間	25,520時間00分
同型式機飛行時間	4,499時間44分
最近90日間の飛行時間	158時間17分
最近30日間の飛行時間	80時間09分
最近24時間の飛行時間	5時間03分
当該飛行前の休養時間	13時間25分
機長路線資格の取得日(及び最近の更新日)	1987年10月17日 (93.2.11)
最近の緊急訓練実施日	1994年2月19日

(2) 副操縦士	男性	38歳	
定期運送用操縦士技能証明書			1989年7月3日取得
ボーイング式747型取得日			1989年5月27日
第2種航空身体検査証明書発行年月日			1994年1月24日
有効期限			1995年1月31日
総飛行時間			8,429時間00分
同型式機飛行時間			2,032時間02分
最近90日間の飛行時間			123時間17分
最近30日間の飛行時間			77時間23分
最近24時間の飛行時間			5時間03分
当該飛行前の休養時間			13時間25分
最近の緊急訓練実施日			1994年2月18日

(3) 航空機関士	男性	42歳	
航空機関士技能証明書			1985年5月24日取得
ボーイング式747型取得日			1990年5月9日
第2種航空身体検査証明書発行年月日			1993年9月7日
有効期限			1994年9月30日
総飛行時間			10,142時間00分
同型式機飛行時間			1,490時間55分
最近90日間の飛行時間			127時間55分
最近30日間の飛行時間			77時間23分
最近24時間の飛行時間			5時間03分
当該飛行前の休養時間			13時間25分
緊急訓練実施日			1994年2月17日

## 2.5.2 客室乗務員

(1) リード・フライト・アテンダント	A	女性	50歳	L1
乗務員としての経験年数				15年 5カ月
総飛行時間				14,850時間
最近の緊急方式訓練				1993年4月19日
当該飛行前の休養時間				24時間以上
(2) フライト・アテンダント	B	女性	31歳	R1
乗務員としての経験年数				9年 2カ月
総飛行時間				8,280時間

	最近の緊急方式訓練	1993年3月16日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(3)	フライト・アテンダント C	女性 25歳 R1
	乗務員としての経験年数	3年 8カ月
	総飛行時間	3,420時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月25日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(4)	フライト・アテンダント D	男性 33歳 L2
	乗務員としての経験年数	9年 3カ月
	総飛行時間	8,370時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月16日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(5)	フライト・アテンダント E	男性 28歳 R2
	乗務員としての経験年数	9年 3カ月
	総飛行時間	8,370時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月16日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(6)	フライト・アテンダント F	女性 28歳 R2
	乗務員としての経験年数	2年10カ月
	総飛行時間	1,890時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月21日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(7)	フライト・アテンダント G	女性 23歳 L3
	乗務員としての経験年数	2年 5カ月
	総飛行時間	2,250時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月21日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(8)	フライト・アテンダント H	女性 24歳 L3
	乗務員としての経験年数	3年11カ月
	総飛行時間	2,799時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月9日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(9)	フライト・アテンダント I	女性 29歳 R3
	乗務員としての経験年数	4年11カ月
	総飛行時間	3,699時間

	最近の緊急方式訓練	1993年3月21日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(10)	フライト・アテンダント J	女性 24歳 L4
	乗務員としての経験年数	4年 6カ月
	総飛行時間	4,140時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月14日
	当該飛行前の休養時間	11時間
(11)	フライト・アテンダント K	女性 29歳 L4
	乗務員としての経験年数	8年 9カ月
	総飛行時間	8,010時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月12日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(12)	フライト・アテンダント L	女性 27歳 R4
	乗務員としての経験年数	5年 4カ月
	総飛行時間	4,860時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月26日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(13)	フライト・アテンダント M	女性 25歳 L5
	乗務員としての経験年数	3年 8カ月
	総飛行時間	3,420時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月20日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(14)	フライト・アテンダント N	女性 23歳 R5
	乗務員としての経験年数	3年 8カ月
	総飛行時間	3,420時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月20日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上
(15)	フライト・アテンダント O	女性 32歳 UD
	乗務員としての経験年数	12年 7カ月
	総飛行時間	11,430時間
	最近の緊急方式訓練	1993年3月25日
	当該飛行前の休養時間	24時間以上

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型 式	ボーイング式747-251B型
製造番号	23548
製造年月	1986年5月
耐空証明書発行年月日	1986年5月19日
総飛行時間	31,798時間00分
定時点検（C点検、1994年2月20日実施）後の飛行時間 及び飛行回数	98時間06分 13回

### 2.6.2 エンジン

型 式	プラット・アンド・ホイットニ式JT9D-7R4G2型			
	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4
製造番号	715178	715177	715190	715187
製造年月日	1986年5月19日	1986年5月19日	1986年6月24日	1986年3月31日
総使用時間	27,695時間	27,199時間	20,367時間	23,220時間
定時点検後の使用時間	98時間06分	98時間06分	98時間06分	98時間06分

### 2.6.3 重量及び重心位置

同機の着陸時の重量は約525,100lb、重心位置は26.3%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大着陸重量630,000lb、着陸時の重量に対応する重心範囲13.0%MAC～33.0%MAC）内にあったものと推定される。

### 2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はエクソン・ターボ・オイル2380（MIL-L-23699）であった。

## 2.7 気象に関する情報

気象庁東京管区气象台新東京航空地方气象台による事故に関係する時間帯における航空気象の定時観測値は、次のとおりである。

04時30分UTC	風向／風速	変動／03kt
	視程	10km以上
	雲	SCT 4,000ft
	気温／露点温度	11℃／02℃
	QNH	29.96inHg

05時00分UTC	風向／風速	020°／06kt
	視程	10km以上
	雲	SCT 4,000ft
	気温／露点温度	10℃／01℃
	QNH	29.96 inHg

## 2.8 航空保安施設に関する情報

同機の運航に必要とした成田空港の航空保安施設及び飛行経路に関する航空保安無線施設は、同機の運航に関する時間帯において、いずれも正常に運用されていた。

## 2.9 通信に関する情報

同機は、当時、周波数118.2MHzでタワーと通信設定しており、その通信状況は良好であった。

## 2.10 飛行場に関する情報

成田空港の標高は41mである。同機が着陸した滑走路34は、長さ4,000m、幅60mのアスファルト・コンクリート舗装で、そのうち、長さ3,250mがグルーピングされている。

## 2.11 DFDR及CVRに関する情報

同機には、米国テレダイン社製70-203B型DFDR及び米国フェアチャイルド社製A100A型CVRが装備されていた。

### 2.11.1 DFDR

DFDRには、当日、同機が成田空港の誘導路A上ですべてのエンジンを停止した04時46分42秒ごろまでの記録を含む、過去約25時間分の運航状態が記録されていた。

記録の内容は、19項目の数量データと19項目のディスクリット信号による状態データであった。

### 2.11.2 CVR

CVRには、同機が滑走路34への計器進入許可を受けた04時32分15秒UTCごろから、成田空港の誘導路A上でAPUが停止され作動用電源がなくなった05時04分17秒UTCごろまでの約32分間の音声情報が記録されていた。

4トラックの音声ソースは次のとおりであり、記録の状態はいずれも良好であっ



た。

- トラック 1 : 機長席のオーディオ・コントロール・パネル
- トラック 2 : 副操縦士席のオーディオ・コントロール・パネル
- トラック 3 : コクピット・エリア・マイク
- トラック 4 : 航空機関士席のオーディオ・コントロール・パネル

## 2.12 消火救難活動

### 2.12.1 同機に発生した火災に対する乗組員の対応

#### 2.12.1.1 運航乗務員の対応

乗組員の口述、DFDR及びCVRの記録によれば、火災発生に対する運航乗務員の対応は、次のとおりであった。

運航乗務員は、着陸滑走中、速度約90ktになった頃にスラスト・リバーサルレバーをアイドル位置に戻した時に、No. 1 エンジンに発生した異常を認め、No.1 エンジンを停止した。

その後、同機が誘導路A2に向かって旋回した頃、タワーから左側エンジンに煙が発生しているとの通報を受け、また平行誘導路Aに向かって旋回を終えた頃、同機が走行してきた経路に煙が漂っているのを目撃するとともに、インタホーンを通じて客室乗務員からエンジン火災の緊急報告を受け、同機のNo. 1 エンジン付近に火災が発生したことを知り、機長は同機を誘導路上に停止した。

機長は、消防車が到着して消火作業を始めていること及び火災は規模が大きくはなく、胴体からは離れた場所であることから、直ちに緊急脱出を行う必要はないと判断し、乗客に対しては、状況を説明して、座席に着いているよう要請し、客室乗務員に対しては、今直ちには緊急脱出を行わないが、状況によっては脱出もあり得るので心構えをしておくことを指示した。

運航乗務員は、No. 1 エンジンのエンジン・ファイヤー／フェイリャー・チェックリストの緊急手順を実施するとともに、消火作業を妨げないためにNo. 2 エンジンを停止した。その後、残りのすべてのエンジンも停止した。

火災は拡大することなく、緊急脱出の実施に至らないで鎮火した。

機長は、当初は駐機場まで牽引により機体を移動した後、駐機場のスポットにおいて乗客の降機を行うつもりであったが、その後、No. 1 エンジン前部の垂れ下がりにより牽引が不可能なことが確認されたので、機体が停止していた誘導路において、乗客及び乗組員の降機を行った。

#### 2.12.1.2 客室乗務員の対応

客室乗務員及び乗客によれば、客室乗務員の対応及び客室内の乗客の状況等は、

次のとおりであった。

(1) 火災の発見及び機長への報告等

客室乗務員のうち、客室後方の左側の席に位置していた、L3、L4、L5の各ドア担当の客室乗務員が、火災発生とほぼ同時にこれを認めた。

L3及びL4ドア担当の客室乗務員が、インタホーンにより機長への緊急報告を試みたが、同時通話のため直ちには機長に伝わらなかった。

同機が滑走路から誘導路に出た頃には、インタホーンが通じるとともに、L4ドア担当者から報告を受けたリード・フライト・アテンダント（L1ドア担当）が直接、操縦室に向いて機長に状況を報告し、その後の行動について指示を受けた。

なお、消防車は、機体が停止した直後に最初の2台が到着し、直ちに消火活動が開始され、火災は数分後に鎮火した。

(2) 乗客への対応

火災発生直後には、これを発見した乗客の一部に動揺があったが、客室乗務員の指示、機長の状況説明により、客室内は平静が保たれた。

客室後方の左側座席の乗客が火災を認め、何人かが驚いて叫び、また数人が手荷物を持って右側の席に移動しようとしたが、客室乗務員の着席しているようにとの指示に従った。

機長からの状況の説明、座席に着いているようにとの要請の機内放送があって、乗客は安心し、冷静に着席していた。

機長の機内放送は、各担当の客室乗務員によって、日本語及び中国語に翻訳されて放送され、乗客に伝達された。

## 2.12.2 消火救難活動

### 2.12.2.1 成田空港における消防救難体制

成田空港における消防救難業務は、空港管理者である新東京国際空港公団が行うこととなっている。また、成田市及び近隣市町村とは消防救難活動における協定が締結され、適宜応援を求めることができる体制になっている。

空港公団運用局保安部消防課は、空港内の東側地区に指令室及び消防車等が待機する消防所、滑走路西側中央付近に消防車を待機させる分遣所を有し、交替制勤務によって24時間体制で勤務を行っている。機材、要員等の体制は、国際民間航空条約第14付属書「飛行場」に記述された水準に適合しており、事故当時は22名の消防要員が勤務していた。

また、当日は貨物地区において、「貨物代理店ビル防火管理者協議会」が編成している自衛消防隊の消防訓練が行われており、これに参加していた成田市消防

の消防車も消火作業を行った。

## 2.12.2.2 消防機関の消火活動

分遣所付近で消防機材の整備を行っていた消防要員が、04時38分UTCごろ、着陸してきた同機の左側に火災が発生しているのを発見し、無線で指令室に通報するとともに、分遣所で待機中の消防車両で同機を追走した。

指令室は全消防車両に第2種出動（緊急出動）を指令するとともにタワー及び成田市消防本部に通報した。

04時40分UTC過ぎ、分遣所から追走した消防車両が同機が停止した場所に到着し、No. 1 エンジン後方に発生していた火災の消火作業を開始した。

04時42分UTCごろ、空港公団の全消防車両が現場に到着し、消火作業に参加した。

04時46分UTCごろ、同機の火災が鎮火したので、冷却作業に移行するとともに、類焼していた滑走路及び誘導路A2付近の芝地の消火作業を行った。

04時49分UTCごろ、成田市からの消防車両が現場に到着した。

05時13分UTCごろ、冷却作業を終了し、同29分UTCに、第2種出動が解除されたが、09時21分UTCごろまで、化学消防車及び給水車各1台による警戒待機が行われた。

(注) 第2種出動：消防救難車両を現場に直行させ、直ちに消火救難活動を実施すること。

出動した消防車両は以下のとおりである。

公団消防： 指揮車1台、破壊救難車1台、化学消防車3台、給水車3台、救急車3台、救急医療機材搬送車1台

成田市消防： 化学消防車2台、水槽車2台、水槽付ポンプ車1台、救助工作車1台、救急車2台

## 2.13 事実を認定するための試験及び研究

### 2.13.1 機体の調査

#### (1) 全般

同機のNo. 1 エンジンは、ナセル・ストラットの主翼への取付け部であるアップ・リンクが、前方ヒューズ・ピンの破断により前方結合部で外れ、またダイアゴナル・ブレースが、後方ヒューズ・ピンのずれにより後方結合部で外れたため、ミッド・スパー・フィッティングを支点として前部が垂れ下がって接地しているのが認められた。（付図3及び写真1、2、3 参照）

エンジン・ノーズ・カウル及び左右ファン・カウル・パネルの下部は、着陸

滑走及びその後の地上走行中に地上を引きずられたことによる破損が認められた。

No. 1 エンジン・ナセル・ストラット上部及びその後方主翼部分に火災の痕跡があった。

(2) No. 1 エンジン

インテーク及び排気口からエンジン内部を観察して外観調査を行ったところ、エンジン本体に破損は見られなかったが、ノーズ・カウルの破片が多数エンジン内部に入って落ちているのが認められた。また、排気口内部に火災の痕跡及び黒色に変色したオイルが認められた。

左右ファン・カウル及びサイド・カウル・パネルを開いて調査したところ、エンジン火災の痕跡は認められず、その他の異常も認められなかった。

なお、No. 1 エンジンのファン・スラスト・リバーサはストー位置にあった。

(3) No. 1 ナセル・ストラットのアッパ・リンク及び結合部

アッパ・リンク及び主翼側のフィッティングに異常は認められなかったが、後方ピンに軽度の段付変形が認められた。

前方ヒューズ・ピンは3つの部分に破断し、真ん中の部分はリア・マウント・バルク・ヘッド・フィッティングに取付いたままで発見され、両端の部分は両方ともアッパ・リンクから脱落して、ストラット内に落ちているのが発見された。

当該ヒューズ・ピンのプライマリ・リテーナは、キャップ、ボルト及びナットにより構成されるアセンブリであるが、ヒューズ・ピンの破断に伴って、ボルトが3つの部分に破断し、キャップ及び破断したボルトはヒューズ・ピンに付いたままでストラット内に落ちているのが発見された。(付図4及び写真5、6 参照)

しかしボルトの真ん中の部分は紛失しており、この破片はおおよそ直径12mm、長さ40mm程度の小片であるため、その後行われた滑走路、誘導路上及びその周辺草地の広範囲にわたる捜索においても発見されなかった。

(4) No. 1 ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレース及び結合部

ダイアゴナル・ブレースに損傷は認められず、また前方結合部に異常は認められなかった。

ダイアゴナル・ブレースは後方結合部で外れて、後方部がトレーリング・エッジ・フェアリング内に落下しているのが発見された。

後方結合ヒューズ・ピンは、ブレース・ラグに、半分程度挿入された状態で発見された。(付図5及び写真4 参照)

しかしプライマリ・リテーナ及びセカンダリ・リテーナは同機及びその周辺からは発見されず、また、その後の滑走路、誘導路上及びその周辺草地の広範囲にわたる搜索においても発見されなかった。

- (5) No. 1 ナセル・ストラットのミッド・スパー・フィッティング及び結合部  
ミッド・スパー・フィッティング及び同ヒューズ・ピンに異常は認められなかった。
- (6) No. 1 ナセル・ストラット及びその周辺、その他の損傷（写真5 参照）
- ・ サイド・ブレースはストラット側結合部で破断していた。
  - ・ No. 1 ハイドロリック系統のリザーバ・タンクに配管されたリターン系統のパイプが、タンク部で破損すると共に、タンクに損傷が生じ、ハイドロリック・オイルはすべて流出しているのが認められた。これらの損傷はナセル・ストラットの前方部が垂れ下がったことにより生じたものと認められ、また、火災により焼損していた。
  - ・ ナセル・ストラットと主翼の間の燃料フィード・パイプが主翼及びストラット側で結合部から分離し、また、ブリード・エア・ダクトもストラット側結合部で分離しており、損傷していた。
  - ・ 3本のジェネレータ・フィーダ・ケーブル及びスラスト・コントロール・ケーブル1本が破断し、いずれも一部焼損していた。
  - ・ ストラット・リア・エンジン・マウント・バルクヘッド・フィッティングとアッパ・リンクとの結合部の穴が、アッパ・リンクの方向に長円形に変形しているのが認められた。
  - ・ フェアリング内のリターン・フィルタ・モジュール、ケース・ドレイン・モジュール、プレッシャ・モジュール、エアー・ドリブン・ハイドロリック・ポンプは焼損していた。
- (7) フラップ  
前縁フラップは下げ位置にあった。  
後縁フラップは25ユニット下げ位置であった。
- (8) 操縦室内のレバー等の位置  
操縦室内の主要なレバー及びスイッチの位置は次のとおりであった。
- ・ フラップ・レバー 25ユニット下げ
  - ・ エンジン
    - スラスト・レバー 全エンジン : アイドル
    - スラスト・リバーサ・レバー No. 1 エンジン : フル・リバーサ位置
    - その他のエンジン : アイドル (フル・ダウン) 位置

- |          |            |                             |
|----------|------------|-----------------------------|
| スタート・レバー | 全エンジン      | : カットオフ                     |
| 消火ハンドル   | No. 1 エンジン | : プル・アウト<br>(ローテイトはされていない。) |
|          | その他のエンジン   | : イン                        |
- 燃料システム
 

エンジン・フューエル・シャットオフ・バルブ	No. 1 エンジン	: クローズ
	その他のエンジン	: オープン
  - ハイドロリック・システム
 

エンジン・ドリブン・ハイドロリック・ポンプ・スイッチ	No. 1 エンジン	: サプライ・オフ
	その他のエンジン	: ノーマル
エア・ドリブン・ハイドロリック・ポンプ	全エンジン	: オフ
エレクトリック・ドリブン・ハイドロリック・ポンプ (No. 4のみ)		: ガーディッド・オフ
  - ニューマティック・システム
 

アイソレーション・バルブ・スイッチ	左	: クローズ
	右	: オープン
エンジン・ブリード・エア・スイッチ	No. 1 エンジン	: クローズ
	その他のエンジン	: オープン

### 2.13.2 滑走路及び滑走路周辺の捜索

破断したアッパ・リンク前方ヒューズ・ピンを取付けていたリテーニング・ボルトの真ん中部分が紛失していたこと及びダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンのプライマリ及びセカンダリ・リテーナが取付いていなかったことから、これらの破片又は部品が着陸後に滑走路上又はその周辺に落下した可能性が考えられた。

しかしながら、事故発生直後実施された滑走路の清掃作業により回収された残留品の調査、事故当日の夜間の誘導路及び滑走路の捜索、後日別途実施した滑走路周辺の草地の捜索、その後の草刈り作業の際に回収された残留品の調査によっては、これらの部品又は破片を発見することはできなかった。

### 2.13.3 C点検が行われた整備施設でのリテーナの発見

NTSBの調査によれば、事故後、同機のC点検が行われた米国ミネアポリス市のセントポール空港にある同社の整備工場において、リテーナが発見され、その状況は次のとおりであった。

現地時刻3月1日の09時ごろ、整備作業者の一人がアング・ウイング作業台のハンド・レール近くに白色布袋があり、中にプライマリ・リテーナ・セット一式が入っており、また、セカンダリ・リテーナが針金で縛り付けられているのを発見した。

その場所は、同機がC点検作業を受けた第6ハンガー内で、同機のNo. 1エンジンの整備作業が実施された左翼ワークスタンドのハンドレールと木板の間であった。

### 2.13.4 DFDRに記録された加速度の調査

同機は、平成6年(1994年)2月20日、Cチェック終了後、2月21日から3月1日までの間に計14回の飛行を実施したが、DFDRの記録は、第11回目の飛行の途中から、第12回目の飛行、第13回目の飛行及び事故に至るホンコン空港から成田空港への飛行の後、誘導路上で全てのエンジンが停止されるまでの約25時間分であった。

これら25時間の運航の間の、垂直加速度について調査した結果、DFDRにアッパ・リンク・ヒューズ・ピンを破断させるような、タービュランスやハード・ランディング等に伴う大きな加速度は、記録されていなかった。

## 2.14 その他必要な事項

### 2.14.1 ナセル・ストラット (付図6 参照)

ナセル・ストラットは、スパー、バルクヘッド、リブ、パネル及びスティフナから成るボックス構造で、上側が主翼下面に取付けられ、下側にエンジンが装着される。

主翼には、アッパ・リンクを介しストラット・アッパ・スパーと主翼前桁、ダイアゴナル・ブレースを介してストラット・ロー・スパーと主翼下面(後桁)、ミッドスパー・フィッティングと主翼下面(2ヶ所)及びサイドブレースを介して外側ミッドスパー・フィッティングで取付けられる。

ナセル・ストラットと主翼との取付け部分には構造ヒューズがあり、設計値以上の荷重が加わると、ヒューズが破断することにより、エンジン及びナセル・ストラットが主翼から分離するように設計されている。これは主翼が破損して航空機が危険な状態に陥るのを防ぐために考慮されたものである。

ヒューズはアッパ・リンク前方結合ピン(1本)、ダイアゴナル・ブレース後方

結合ピン（1本）及びミッドスパー・フィッティングと主翼下面結合ピン（2本）の4個所である。

#### 2.14.2 ヒューズ・ピンの改修

同型機のヒューズ・ピンについては、当時、高張力鋼製のバルクヘッド型ヒューズ・ピンから、ステンレス鋼で、かつ、形状も変更し、強度を増加させたサード・ジェネレーション・ストレート・ボア型ヒューズ・ピンへの改修が実施中であった。（付図7 参照）

ノースウェスト航空会社においても、バルクヘッド型からサード・ジェネレーション型ヒューズ・ピンへの改修を行う過程であった。

同機の場合、平成6年(1994年)2月のC点検において、No. 2及びNo. 3ナセル・ストラットは、サード・ジェネレーション型ヒューズ・ピンに取り替えの改修がされたが、No. 1及びNo. 4ナセル・ストラットは、バルクヘッド型ヒューズ・ピンのままであった。

#### 2.14.3 ヒューズ・ピン・リテーナ

ヒューズ・ピンには、抜け出しを防止するためのリテーナを装着するが、バルクヘッド型ヒューズ・ピンには、プライマリ・リテーナ及びセカンダリ・リテーナを装着する。プライマリ・リテーナは、2個のキャップ、1本のボルト、1個のナット及び2個のワッシャーが一組となったもので、セカンダリ・リテーナはC字形ブラケットを取付けるものである。（付図8及び写真8 参照）

一方、形状が変更された、サード・ジェネレーション・ストレート・ボア型ヒューズ・ピンの場合は、セカンダリ・リテーナの装着を必要としないように形状が改善されている。

同機の場合は、C点検においてヒューズ・ピンの改修がNo. 2及びNo. 3のナセル・ストラットについてのみ実施されたため、セカンダリ・リテーナの装着を必要とするナセル・ストラットと、必要としないナセル・ストラットが混在することとなった。

#### 2.14.4 ノースウェスト航空会社の整備工場の整備体制

ミネアポリス市のセントポール空港にある同社の整備工場の整備体制についてのNTSBによる調査結果は、次のとおりであった。

- (1) 第5及び第6ハンガーは、ボーイング式747型機の整備作業に使用されており、作業はそれぞれ8時間勤務の3交替の24時間体制で行われている。
- (2) 整備作業全般については、作業手順、書類取扱い要領及び書式等について定



めたGEMM(General Engineering and Maintenance Manual)に従って行うこととしている。

- (3) 個々の航空機の整備作業については、C I T E X T (Centralized Interactive Text System)と呼ばれるコンピュータ・システムから出力されるC I T E X Tカードの作業手順に従って行うこととしている。
- (4) C I T E X Tカードには、各航空機ごとの必要な整備項目が、作業員及び検査員が行うべき作業手順に従って記述されており、もし指示された以外の作業を行う場合は、GEMMの規定により、“赤タグ(赤色の札)”を当該作業個所に取付け、かつ、特別にノン・ルーティン・カードを使用して、作業ミスの発生を防止を図ることとしている。

2.14.5 同機のNo. 1ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレースに関わる点検作業  
No. 1ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレースに関わる点検作業についてのNTSBによる調査結果は、次のとおりであった。

#### 2.14.5.1 作業指示

同機は、平成6年2月、米国ミネアポリスのセントポール空港にあるノースウエスト社整備工場の第6ハンガーにおいてC点検が実施された。

C点検の点検作業の項目は多岐にわたるが、No. 1ナセル・ストラットのダイアゴナルブレース・ラグに関わる作業項目は、C I T E X Tカードの“INSP, 66, AD, #1NAC/PYL DIAG B”によって次のように指示されている。

- (1) セカンダリ・リテーナの取り外し(もし取り付けられていれば)
- (2) ラグの清掃
- (3) ラグの超音波探傷検査の実施
- (4-1) クラックが認められなかった場合、項目(6)を実施する。
- (4-2) クラックが発見されたら、項目(5)を実施する。
- (5) クラックがあった場合には改修済みのダイアゴナル・ブレースに交換する。
- (6) ラグ・ブッシング・フランジにシーラント(掛か劑)を塗布し、もし、項目(1)でセカンダリ・リテーナを取り外してあれば、取り付ける。

なお、この一連の作業指示においては、プライマリ・リテーナの取り外しは、指示されていない。

#### 2.14.5.2 作業の状況

同機のダイアゴナル・ブレースに関する作業は、2月11日ごろ行われた。この作業には数名の整備作業員及び検査員が係わっており、その口述は記憶の一部

が不確かなためあいまいな点があるが、当時の作業状況をまとめるとおおよそ次のとおりであったと考えられる。

- (1) ナセル・ストラット後部ドアが開かれた。
- (2) 整備作業者によってNo. 1及びNo. 4ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレースのセカンダリ・リテーナが取り外された。
- (3) 同一整備作業者によってそれらのラグの洗浄が行われた。
- (4) 検査員が、“INSP, 66, AD, #1NAC/PYL DIAG B”指示に従って、ダイアゴナルブレースのラグの超音波探傷検査を行ったが、クラックは発見されなかった。  
No. 1及びNo. 4ナセル・ストラットのダイアゴナルブレースのラグの超音波探傷検査は同一検査員により行われたが、この時点ではプライマリ・リテーナはNo. 1及びNo. 4ともに装着されていた。
- (5) C I T E X Tカードでは、セカンダリ・リテーナの再取付けを要求している。

しかしながら、当該検査員は、前述したカードの項目(5)に“N/A”(Not Applicable: 該当せず)と記入した際に、誤って項目(6)にも“N/A”と記入して処理したものと推定されるが、なぜ間違っただかはわからない。

- (6) その後の2月15日、他の整備作業者が、No. 1ナセル・アッパ・リンク・ブッシングを修理するためダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンの脱着を行ったが、その時、当該ヒューズ・ピンのプライマリ及びセカンダリ・リテーナは装着されていなかったため、そのままとした。

なお、プライマリ・リテーナについて、“赤タグ”及び“ノン・ルーティン・カード”は発行されていなかった。(C点検指示書では、プライマリ・リテーナの取り外しは、指示されていないが、しかるべき理由があれば、同部品の取り外しは、認められており、その場合にはノン・ルーティン・カードを発行し、赤タグを当該箇所付近に付けることとされている。)

- (7) 2月19日、ある整備作業者は、No. 4ナセルのトレーリング・エッジ・ドアに白色布袋が吊り下げられており、その中にプライマリ・リテーナが入っており、また、セカンダリ・リテーナが袋の外に付いているのを発見した。No. 4ナセルを調べたところ、ダイアゴナル・ブレース・ヒューズ・ピンのプライマリ及びセカンダリ・リテーナが取り外されているのを発見したのでそれを装着した。
- (8) No. 1エンジン・ナセル・ストラットのトレーリング・エッジ・フェアリング・ドアは、No. 4エンジン・ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレース・ヒューズ・ピンの当該リテーナが発見される前までに検査され、すでに閉じられていた。

- (9) 同機は、2月20日の早朝、第6ハンガーからロールアウトされ、各システムの作動点検が実施された。
- (10) 同機は、2月21日から運航に供された。

#### 2.14.6 サードジェネレーション・ストレート・ボア型ヒューズ・ピンへの改修に関わるCITEXTカード

No. 2及びNo. 3ナセル・ストラットについては、1994年2月のC点検において、サード・ジェネレーション・ストレート・ボア・ヒューズ・ピンへの改修のため、CITEXTカード“ENG STRUT 3RD GENERATION FUSE PINS”が発行されており、同カードの指示の第15項及び第16項において、ダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンのセカンダリ・リテーナ、プライマリ・リテーナ及び同ヒューズ・ピンを取外して廃棄し、その上で新品のサード・ジェネレーション・ストレート・ボア・ヒューズ・ピンの取付けを行うよう指示している。

このように、No. 2及びNo. 3ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンのセカンダリ・リテーナについては、取り外し及び廃棄をこのCITEXTカードで要求しており、一方、No. 1ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレースについては、前2.14.5項に述べた点検作業において、ダイアゴナル・ブレース・ラゲの検査のためにセカンダリ・リテーナの取り外し及び再取付けが指示されていた。

#### 2.14.7 整備施設の作業環境

NTSBによる調査によれば、同機のC点検が実施された第6ハンガーは、以前、塗装工場として使用されていたため、主翼と航空機の下面を照明しているウイング・ドック等の固定照明ライトの多くに塗料が付着して照度が低下しており、作業時には携帯作業ライトとフラッシュ・ライトを必要としていたなど、作業環境に問題があった。

### 3 事実を認定した理由

#### 3.1 解析のための試験及び研究

##### 3.1.1 アップ・リンク前方ヒューズ・ピン及びフィッティングの調査解析

破断したアップ・リンク前方ヒューズ・ピンの金属学的調査及び破断面解析、並びにエンジン・ストラット側の結合部であるストラット・リア・マウント・バルクヘッド・フィッティングの損傷状況について調査を行った。調査結果は以下のとお

りであった。(付録1 参照)

(1) ヒューズ・ピンの金属学的調査

同ピンについて金属組織調査及びビッカース硬さ試験を行った結果、組織は均一な焼き戻しマルテンサイト組織で、硬さはボーイング社の材料仕様を満足するもので、異常は認められなかった。

(2) ヒューズ・ピンの破断面解析

同ピンについて、走査型電子顕微鏡を使用して、破断面の調査を実施した結果、同ヒューズ・ピンはアッパ・リンク軸方向に作用した過大な引張り荷重のため、剪断破壊したものと推定される。

また、破断面に疲労の痕跡は認められず、材料傷、腐食、メッキ不良などの異常も見いだせなかった。

(3) ストラット・リア・マウント・バルクヘッド・フィッティングの調査

ストラット・リア・マウント・バルクヘッド・フィッティングの穴の変形測定を行ったところ、穴はやや楕円形に変形していた。

この変形が過大な荷重の作用によるものと仮定すると、ボーイング社の材料仕様の降伏応力とフィッティング形状寸法から、作用した荷重を同ピンに作用する剪断応力に直すと857MPaと推算でき、これは、破断したヒューズ・ピンについて測定したビッカース硬さより推算した剪断強さ788MPaを上回るものであった。

これらのことから、当該ピンの破断については、設計破断強度を超える荷重が作用したことによるものと推定される。

### 3.1.2 ナセル・ストラットの構造力学的調査解析

(1) ナセル・ストラットは、ダイアゴナル・ブレースが正常に機能している時には不静定構造である。ダイアゴナル・ブレースはエンジン荷重を受け持つ主要構造部材であり、もし後方ヒューズ・ピンが移動して結合部から外れた場合、ダイアゴナル・ブレースはエンジン荷重を受け持たない。

しかし、この場合でも、ナセル・ストラットに作用する荷重は、再配分され、アッパ・リンク及びミッド・ジョイントにより受け持たれる静定構造となり、主翼への取付け形状は保たれる。

(2) ダイアゴナル・ブレースの後方ヒューズ・ピンが結合部から外れた場合、地上滑走中にアッパ・リンク前方ヒューズ・ピンが受け持つ荷重は、ダイアゴナル・ブレースが正常に荷重を分担している時の値と比較すると約3.8倍の大きさとなる。このため、スラスト・リバーサの作用した状態における下向き荷

重がクリティカルとなり、リバーサ推力による荷重に加えて、ナセル部位で更に下向きに1.6 g程度の運動荷重が加わった場合にヒューズ・ピンの設計破断強度に達する。

なお、離陸の場合は、エンジン推力が前方に作用しており、荷重方向が異なるため、最大推力時においてもアップ・リンク前方ヒューズ・ピンに作用する荷重は設計強度以内に収まるものと推定される。

- (3) D F D Rの記録によれば、成田空港における同機の着陸滑走中、スラスト・リバーサ使用中の垂直加速度記録の加速度振幅レベルは0.04 g程度の低いものであった。

しかし、D F D Rの加速度記録は、0.25秒毎のものであるため、必ずしも同機が受けた最大の加速度を示すとは限らず、またD F D R記録は機体の重心位置近傍における加速度であるため、機体重心位置から離れた位置にあるNo.1ナセル・ストラットにおける垂直加速度を表しているものではない。

ボーイング社によれば、着陸滑走中にスラスト・リバーサを使用した状態において、機体重心位置での加速度レベルが本事故時の場合のような低い値の場合でも、主翼の弾性構造から、No.1エンジン・ナセル・ストラット位置では下向きに1.6 g以上の荷重の発生が有り得ることが確認されている。

従って、同機の着陸滑走中のNo.1ナセル・ストラットにおける下向き荷重が、1.6 gよりも大きい値であったことがあり得る。

- (4) 前(2)及び(3)項に述べたことから、アップ・リンク前方ヒューズ・ピンが破断したのは、ダイアゴナル・ブレースの結合部が外れたため、スラスト・リバーサの作動と着陸滑走中の上下運動に起因する荷重が、アップ・リンク前方ヒューズ・ピンの設計破断強度を超えて作用したためと推定される。

## 3.2 解析

3.2.1 運航乗務員は、適法な航空従事者技能証明及び有効な身体検査証明を有していた。

3.2.2 同機は、有効な耐空証明を有していた。

3.2.3 当時の気象は、本事故の発生に関連はなかったものと認められる。

### 3.2.4 事故の発生

同機が着陸した滑走路34の後半部分に、同機がNo.1エンジン前部を接地したまま滑走したことによって生じた痕跡が認められ、また運航乗務員によれば、着陸

滑走中、スラスト・リバーサを使用した後、アイドル位置まで戻した時に、レバーがフル・リバーサ位置まで跳ね上がったとのことであり、さらに目撃者によれば、その頃、No. 1 エンジン後方付近に火災が発生したとのことである。

これらのことから、同機はスラスト・リバーサを使用しての着陸滑走中、No. 1 エンジン前部が地面に垂れ下がり、No. 1 ナセル・ストラット後方部に火災が発生したものと認められる。

### 3.2.5 ダイアゴナル・ブレースの後方結合部の外れ及びアッパ・リンク前方結合部のヒューズ・ピンの破断

機体調査の結果、ダイアゴナル・ブレースが後方結合部で外れてフェアリング・ドア内に垂れ下がり、また、アッパ・リンク前方結合部のヒューズ・ピンが破断しており、No. 1 ナセル・ストラットは2個所のミッド・スパーによってのみ支えられた状態となり、その結果、エンジン前部が垂れ下がって滑走路面に接地したものと認められる。

### 3.2.6 ダイアゴナル・ブレースの後部の結合部からの外れ及びリテーナの欠落

- (1) 事故後の機体調査において、ダイアゴナル・ブレースは後方結合部で外れ、後方部がトレーリング・エッジ・フェアリング内に落下しているのが認められた。

また、後方ヒューズ・ピンはブレース・ラグに半分程度挿入された状態で残っていた。

- (2) 当該ヒューズ・ピンを固定するプライマリ・リテーナ及び更にその脱落を防止するセカンダリ・リテーナを、機体調査及び滑走路及びその周辺の捜索においては、発見することができなかった。

セカンダリ・リテーナが、運航中に破損又は外れて紛失する可能性はその大きさから考えられず、むしろ、C点検終了時、ヒューズ・ピンは装着されていたが、セカンダリ・リテーナは装着されていなかったものと推定される。

事故後、同機のC点検が実施された、同社の整備施設に、当該プライマリ・リテーナ及びセカンダリ・リテーナが残されているのが発見された。

以上のことから、同機がC点検の後、運航に供された時点では、当該結合部のヒューズ・ピンには、プライマリ及びセカンダリ・リテーナは装着されていなかったものと認めるのが妥当である。

- (3) C点検の作業中、当該結合部のヒューズ・ピンが装着されていたことは複数の整備作業員によって確認されていた。しかし、リテーナによって固定されていなかったヒューズ・ピンは、運航中のヒューズ・ピンに加わる荷重変動及び

エンジン・ナセルが内側に約7°側傾していることにより、ヒューズ・ピンが移動して内側に抜け出し、ダイアゴナル・ブレース後方フィッティングと同ブレースの結合が外れたものと推定される。

なお、事故後の調査時、ヒューズ・ピンがブレース・ラグに半分程度挿入された状態で発見されたが、これはブレースがフェアリング内に落下した際、ブレースの結合が外れる程度まで内側に抜け出ていたヒューズ・ピンが、内側フェアリング・ドアの内壁に当たって、外側に戻されたことによるものである。

### 3.2.7 C点検作業中におけるNo. 1ナセル・ストラット・ダイアゴナル・ブレース後方結合部のリテーナの取扱いに関する調査

#### (1) プライマリ・リテーナの装着について

同機は、平成6年(1994年)2月9日から2月20日早朝までの間、米国ミネアポリス市のセントポール国際空港のノースウェスト社整備工場第6ハンガーでC点検が実施された。その際、手順に従って、ダイアゴナル・ブレースのラグの超音波探傷検査が実施されたが、当該検査を実施した検査員によれば、当時、プライマリ・リテーナは装着されていたとのことである。しかし、ある整備作業者は、アッパ・リンクの作業を行った際、ダイアゴナル・ブレース後方結合部のヒューズ・ピンのプライマリ及びセカンダリ・リテーナは装着されていなかったと述べている。

同機のダイアゴナル・ブレース後方結合部のヒューズ・ピンのプライマリ・リテーナが、何時、何の目的をもって取外され、その後なぜ取付けられなかったかについては、NTSBの調査で明らかにされなかった。

#### (2) セカンダリ・リテーナの装着について

C点検においてダイアゴナル・ブレースのラグの超音波探傷検査が実施されたが、当該検査を実施した検査員が、CITEXTカードの(6)「ラグ・ブッシング・フランジに……もし、項目(1)で、セカンダリ・リテーナを取り外していれば、取り付ける」の項に、誤って“N/A”と記載したことから、その処置がなされなかったことが考えられる。

また、ヒューズ・ピンのサード・ゼネレーション型への改修に伴い、同一機体において、ヒューズ・ピンの固定にセカンダリ・リテーナの装着を必要とするナセル・ストラットと必要としないナセル・ストラットが混在していたことが、関与したことも考えられる。

#### (3) パイロン部の終了チェックについて

最終的に終了チェックで見逃されたことについては、同社の第6ハンガーの照明等、整備施設の作業環境が一部良くなかったことの関与が考えられる。

### 3.2.8 アップ・リンク・ヒューズ・ピンの破断

#### (1) No. 1 アップ・リンク・ヒューズ・ピンの破断面等の調査結果

破断したアップ・リンク・ヒューズ・ピンの破断面等の調査結果は、以下のとおりであり、当該ヒューズピンは、設計破断強度を超える荷重が一時に作用したため破断したものと推定される。

- ① 異物の析出はなく、またその硬度はボーイング社の基準値を満足するものであり、品質に問題はなかった。
- ② 破断面には疲労等の痕跡が認められなかった。
- ③ ストラット・マウント・バルクヘッド・フィッティングのアップ・リンク前方ヒューズ・ピン結合穴の調査の結果からも、当該ピンの設計破断強度を超える荷重が当該ピンに作用したものと推定される。

#### (2) 着陸滑走中の荷重によるアップ・リンク・ヒューズ・ピンの破断

アップ・リンク・ヒューズ・ピンは、着陸滑走中にスラスト・リバーサを使用した状態で、設計破断強度を超える荷重を受けて破断したものと推定され、その理由は次のとおりである。

- ① ダイアゴナル・ブレースが外れた状態では、アップ・リンク・ヒューズ・ピンが受け持つ荷重は、ダイアゴナル・ブレースが正常に荷重を分担している時と比較すると約3.8倍の大きさとなる。

地上滑走中の荷重は、スラスト・リバーサの作用した状態における下向き荷重がクリティカルとなる。

このため、スラスト・リバーサによる荷重に加えて、当該部位で下向きの1.6g程度の運動荷重が加わった場合に設計破断強度となり、ヒューズ・ピンは破断することとなる。

- ② 同機は、着陸滑走中、スラスト・リバーサを $N_1$ 約70%の推力で使用した。

この間、DFDRに記録された機体重心位置付近における垂直加速度の振幅レベルは0.04g程度の低いものであったが、重心位置から離れた位置にあるNo.1ナセル・ストラットにおいては、主翼が弾性構造であるため、より大きな垂直加速度が発生したことが推定される。

ボーイング社によれば、機体重心位置における加速度レベルが上記のように低い値の場合でも、No.1ナセル・ストラットの位置では下向きに1.6g以上の荷重も有り得ることが確認されている。

### 3.2.9 No. 1 エンジンの停止措置等

機長によれば、着陸滑走中、減速のためスラスト・リバーサを $N_1$ 約70%の推



力で使用し、その後、速度が約90ktになってスラスト・リバーサをアイドル位置に戻した時、No. 1エンジンのスラスト・リバーサ・レバーがフル・リバーサ位置まで跳ね上がり、No. 1エンジンの計器類が異常な指示を示したとのことである。

これにより、機長が、No. 1エンジンに異常があったものと判断し、直ちにNo. 1エンジンを停止したことも、No. 1ナセル・ストラット後方部に発生した火災を最小限にしたものと認められる。

なお、スラスト・リバーサ・レバーがフル・リバーサ位置まで跳ね上がった理由は、No. 1エンジン前部が垂れ下がった際、スラスト・コントロール・ケーブルが引っ張られたことによるものであった。

### 3.2.10 火災の発生

No. 1エンジン前部が垂れ下がった際、燃料フィード・パイプが両端で結合部から外れたため、燃料がナセル・ストラット上部及び付近の主翼部分に漏洩したものと推定される。

また、破損したリザーバ・タンク及びリターン配管から hidroリック・オイルが漏洩し、漏洩したオイルが高温（約500～600℃）のタービン・スリーブ内に流入し、オイルの自然発火温度が965°F（518℃）であることから発火し、さらにそれが漏洩した燃料に引火したものと推定される。

なお、エンジン火災警報装置は、エンジンの外周に二重に検知器が装備されており、火災の発生箇所は2.3.2項に述べたように、ナセル・ストラット上部及びトレーリング・エッジ・フェアリング部等であったため、エンジン火災警報は作動しなかったものと推定される。

### 3.2.11 火災の消火作業

成田空港の消防所は着陸滑走中の同機の左主翼に火災が発生していることを発見し、消防車両がこれを追走して、同機がA誘導路上に停止した後、遅れることなく同機の際に到着して消火作業を開始し、04時46分UTCごろ、鎮火を確認した。

### 3.2.12 乗客及び乗組員の降機

機長は、火災の発生を知って誘導路で同機を停止させたが、火災は規模が大きくはなく、胴体からは離れた場所であること及び消防車両が迅速に到着し、消火作業を開始したことが確認されたので、直ちに緊急脱出を実施する必要はないと判断し、乗客に対して座席に着いているよう要請し、客室乗務員に対しては、状況によっては緊急脱出もあり得るので心構えをしておくことを指示した。

火災は拡大することなく、間もなく鎮火し、乗客及び乗組員は、消火作業が完了

した後、同機が停止した誘導路において、乗降用ステップにより降機した。

### 3.3 解析の要約

3.3.1 同機は、平成6年(1994年)2月9日から同月20日にかけてC点検が実施され、その際、No.1ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンを固定するプライマリ・リテーナが取り外され、そのまま再取付けが行われず、また超音波探傷検査の際に取り外したセカンダリ・リテーナも再取付けが行われず、さらに終了チェックの際にも、これが見逃されたものと推定される。

3.3.2 同機は、C点検終了後、2月21日から運航に供され、事故が発生した3月1日までの9日間に事故時の飛行を含めて14回の飛行を行った。その間に、リテーナで固定されていなかったダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピンが移動し、ダイアゴナル・ブレースが結合部で外れたものと推定される。

3.3.3 同機は、当日、成田空港に着陸し、ダイアゴナル・ブレースが結合部で外れた状態で、着陸滑走中にスラスト・リバーサを使用した際、No.1ナセル・ストラット・アッパ・リンク前方ヒューズ・ピンが破断し、エンジンは、ナセル・ストラットの2個のミッド・スパー・フィッティングを支点として、前部が垂れ下がって、滑走路面に接地したものと推定される。

3.3.4 アッパ・リンク・ヒューズ・ピンが破断したのは、ダイアゴナル・ブレースが外れた状態での着陸滑走中、スラスト・リバーサの使用による荷重に加え、通常の着陸滑走の範囲で発生し得る垂直加速度による下向き荷重が、当該ヒューズ・ピンの設計破断強度を超えて作用したことによるものと推定される。

3.3.5 No.1エンジン前部の垂れ下がりに伴って、破損したハイドロリック配管及びリザーバ・タンクから漏洩した同オイルが高温のタービン・スリーブ内に流入して発火した火災が、破損した燃料系統から漏洩した燃料に引火し、当該ナセル・ストラット後方部に火災を発生させたものと推定される。

なお、迅速にNo.1エンジンの停止措置が取られたため、火災が最小限に止められたものと認められる。

## 4 原因

同機は、C点検時に、No. 1 ナセル・ストラットのダイアゴナル・ブレース後部ヒューズ・ピンのリテーナが取り外され、それが取付けられないまま運航に供され、その後の運航中にヒューズ・ピンが移動してダイアゴナル・ブレースが後部結合部で外れた。

本事故は、同機が、この状態で着陸滑走中にスラスト・リバーサを使用した際、アップ・リンク前方ヒューズ・ピンが設計破断強度を越える荷重を受けて破断したため、No. 1 エンジンの前部が垂れ下がり、漏洩したオイル及び燃料による火災がナセル・ストラット後方部で発生したものと推定される。

## 5 参考事項

### 5.1 FAAに対するNTSBの安全勧告及びそれに対するFAAの措置

NTSBは、本事故に関わるノースウェスト航空会社の整備体制について特別調査を実施し、その結果をまとめて特別報告書として公表するとともに、1994年12月20日、FAAに対して、5項目について安全勧告を行った。

これら安全勧告の内容と、それに対するFAAの措置として、FAAがNTSBに報告した回答（1995年3月20日付け）を次に記す。

#### 5.1.1 安全勧告A-94-218

ノースウェスト航空会社のCITEXTシステムを再検討し、適用される航空機について、その整備作業、構成又は体系が整備マニュアルの内容と一致するよう、必要に応じて改訂がなされること。

##### ☆ FAAの回答

ノースウェスト航空会社で使用されているCITEXTシステムの内容を調査する特別検査を実施する。整備マニュアルに示された内容が、適用される型式の航空機に必要な整備作業と一致し、また、必要な改訂がなされることを確認する。

#### 5.1.2 安全勧告A-94-219

CITEXTシステムを評価するに当たり、人間工学の概念を導入し、システムがすべての重要な情報を含み、かつFAA認可の整備マニュアルに適合していることを確認すること。

☆ F A Aの回答

F A Aは、すべてのアビオニクス検査官及び上級整備検査官に対してフライト・スタンダード・インフォメーション・ブレティンを発行し、コンピュータ打出し作業票を使用している担当の航空会社について、整備マニュアルに記載されている重要情報が正確にそれに反映されていることを確認することとした。

5.1.3 安全勧告A-94-220

米国内で運航している他の航空会社及び他国の耐空性当局に対して、事故の状況を通報し、対処することを求め、かつ、必要に応じ、本事故で見られたような整備プログラムに関わる不具合の再発を防止すること。

☆ F A Aの回答

安全勧告A-94-219に対する回答で示されたブレティンには、事故の状況が記載されており、上級検査官は、必要に応じ、担当の航空会社に対して対処を求めることを指示している。また、F A AはI C A O（国際民間航空機関）に対して当該ブレティンを関係耐空性航空当局へ配布することを求め、必要に応じて、対処することを求める。

5.1.4 安全勧告A-94-221

第14CFR(Code of Federal Regulations)パート121に基づいて運航している航空会社に対して、その作業環境を評価し、整備・検査業務を行うのに障害となるヒューマン・ファクタ関連の不具合を明らかにし、不具合を是正すること。

例えば、不適切な照明、潜在的に危険な足場、整備作業中での不適切かつ整理されていないパーツの保管。

☆ F A Aの回答

F A Aは、第14CFRパート121に関わる航空会社及び第14CFRパート145に関わる修理工場について、航空機検査及び重整備に関するヒューマン・ファクタを決定するため、19箇所の現場調査を実施した。この調査は、経年機の検査及び修理に焦点をあてたもので、照度、騒音、労働安全、室内温度、換気、作業用器具、広さ及び作業員の超過勤務時間に関する調査である。

調査を受けた事業所のほぼ90パーセントが合格であった。

5.1.5 安全勧告A-94-222

ボーイング747型機を使用している航空会社に対して、エンジン・パイロン・ヒューズ・ピンの側面を赤色などの目立つ色に塗装することを指示すること。

## ☆ F A A回答

F A Aは、安全勧告A-94-219に対する回答としてのフライト・スタンダード情報ブレティンに盛り込む。このブレティンはボーイング747型機を運航する航空会社について、監督責任のある上級整備検査官に対して指示を行うものであり、エンジン・パイロン・ヒューズ・ピンを赤色に塗装することを推奨するものである。

## 5.2 ノースウェスト航空会社に対するN T S Bの安全勧告及びそれに対する同社の措置

N T S Bは、ノースウェスト航空会社の整備体制についての特別調査を実施し、その結果から、1994年12月20日、同社に対して、4項目について安全勧告を行った。

これら安全勧告の内容と、それに対する同社の措置として、同社がN T S Bに報告した回答（1995年4月28日付け）を次に記す。

### 5.2.1 安全勧告A-94-223

C I T E X Tシステムを見直すこと。求められる整備作業が、適用される型式機に必要な整備作業と一致させるため、必要な場合、適用される整備作業、構成及びシステムに関する項目の改訂を行うこと。

#### ☆ 同社の回答

ノースウェスト航空会社は、パイロン脱落に直接かかわる管理手順及び作業手順を見直し、改訂を実施し、次の対策を講じた。

- \* おおよそ1万ページの現在のB747C I T E X Tの改訂を実施し、的確性を強化した。
- \* 整備検査員は、B747C I T E X T整備方式の新規及び改訂部分について、必要な警告・注意喚起が含まれており、また整備方式が、航空機の特定の態様、整備マニュアルの仕様及び現在のノースウェスト航空会社の基準に適合していることを確認した。
- \* B747ハンガーにC I T E X T専門員を配置し、常時、エラーやプロシージャ上の問題点を明らかにし、改訂する手助けを行う。

### 5.2.2 安全勧告A-94-224

C I T E X Tシステムの評価に際してヒューマン・ファクタ工学の概念を導入し、整備作業カードがF A A承認の整備マニュアルと一致し、また作業又は検査要件が明確に記載されるよう、改訂を行うこと。

## ☆ 同社の回答

ノースウェスト航空会社は整備におけるヒューマン・ファクタに注目し、運航部門で成果が証明されたものと同様の公式ヒューマン・ファクタ方式を開発することとした。

\* 整備部門ヒューマン・ファクタは、1994年6月14日、ヒューマン・ファクタ界の産業及び学術における指導者を招いて開かれた社内企画会議からスタートした。この結果、技術本部はヒューマン・ファクタ運営企画委員会を組織し、重要な文化変動に対して上層部が率先して責任を担うこととした。

\* ニューヨーク州立大学コーリン・デラリー博士によるヒューマン・ファクタ作業票評価チェック・リストの使用を開始した。

このチェック・リスト及びその使用法を、1994年12月、ボーイング747型機整備員43名に提供した。

このチェック・リストから得られたデータにより、作業票の書式及び内容の改善を実施する。

\* 新作業カード作成システムを開発するため、300万ドルの支出を決定した。この新システムは、より簡潔なフォーマットで、本文と図面からなる作業カードの作成を行おうとするものである。

なお、この企画は、747-400型機については、新作業カード方式として1995年5月から実施する。

\* テキサス大学のボブ・ヘレムレーク博士の支援により、人の行動特性面に関する監察の実施に着手した。当監察は、1995年3月に開始し、今後のヒューマン・ファクタ訓練の実施に関し、作業環境への取組み方の決定に拠り所の1つを得ようとする狙いを持っている。

\* ボーイング社開発の整備エラー防止システム(MEDA)を導入した。このシステムは、関係者が情報を提供することによって整備エラーの要因を判別するのを目的としたものであり、再発防止のために発生した問題の要因と結果との因果関係を明らかにしようとするものである。

### 5.2.3 安全勧告A-94-225

整備作業員及び検査員に対する訓練課程の見直しを行い、重要な整備方策及び手順を、イニシアル訓練及びリカレント訓練に取入れ、更にそれが不十分であると判明した場合は、訓練課程を強化すること。

## ☆ 同社の回答

イニシアル及びリカレント訓練コースには重要な整備方針及び手順が含まれ

ていることを確認した。

更に、整備訓練部では、Tailored Forms Management Courseを開発し、Red Tag User Courseと合わせて600名以上の整備作業員に対してすでに訓練を実施しており、全ての整備作業員への訓練を1995年5月中に終了する。

勧告された見直しの実施に止まらず、関連の各種の措置を行い、当社の処理要領及び手順のうち緊要なものについて、更に管理の強化を図った。

#### 5.2.4 安全勧告A-94-226

運送事業会社の航空機の整備作業員及び検査員の訓練記録を見直し、14CFR 121.375で義務づけられている規定の訓練を受講していることを確認すること。

##### ☆ 同社の回答

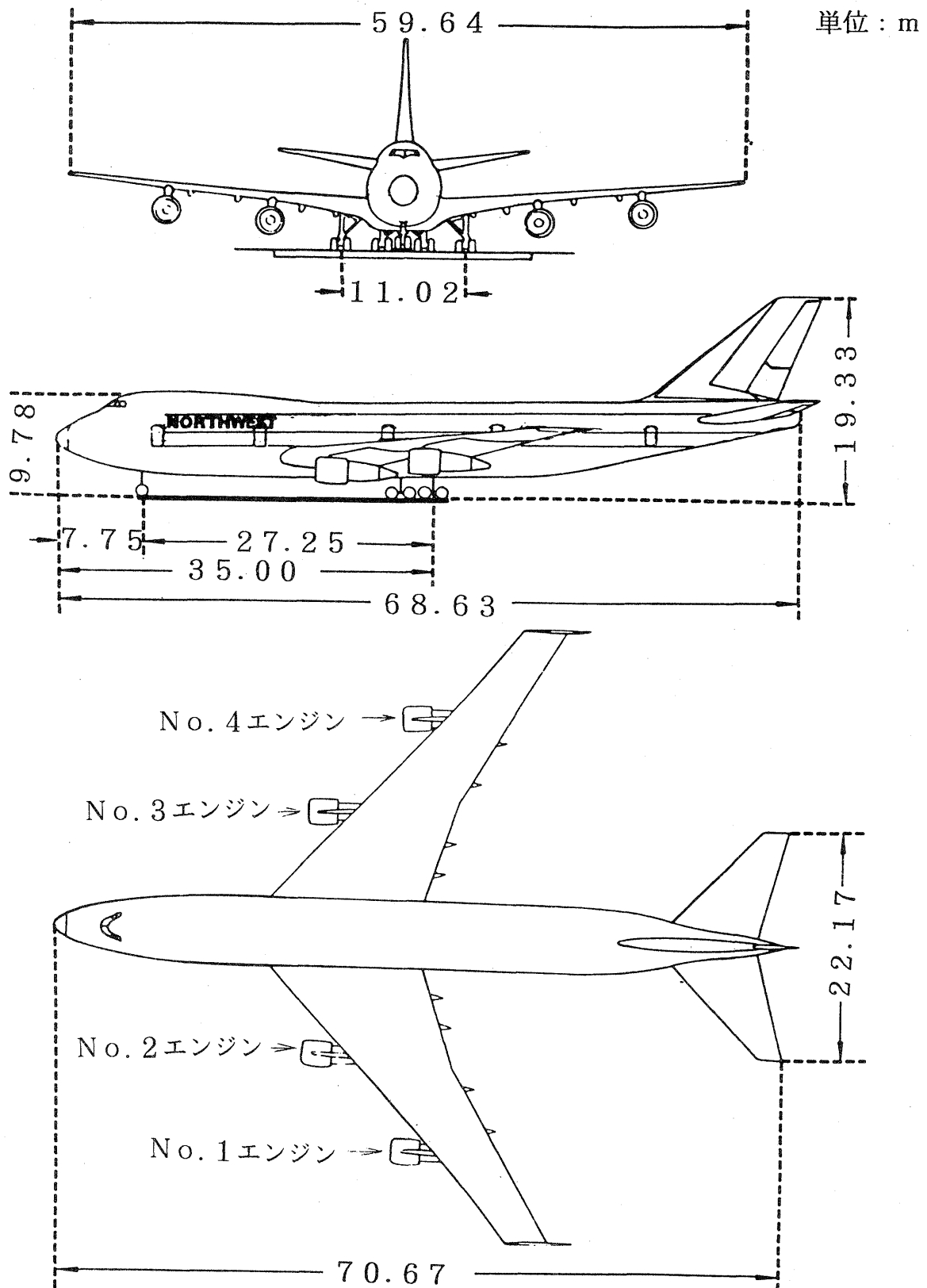
今回のパイロン脱落に係わった全ての整備従業員についての確認は、1994年3月中に行った。

他の全ての従業員についても、1995年7月中に終了する。

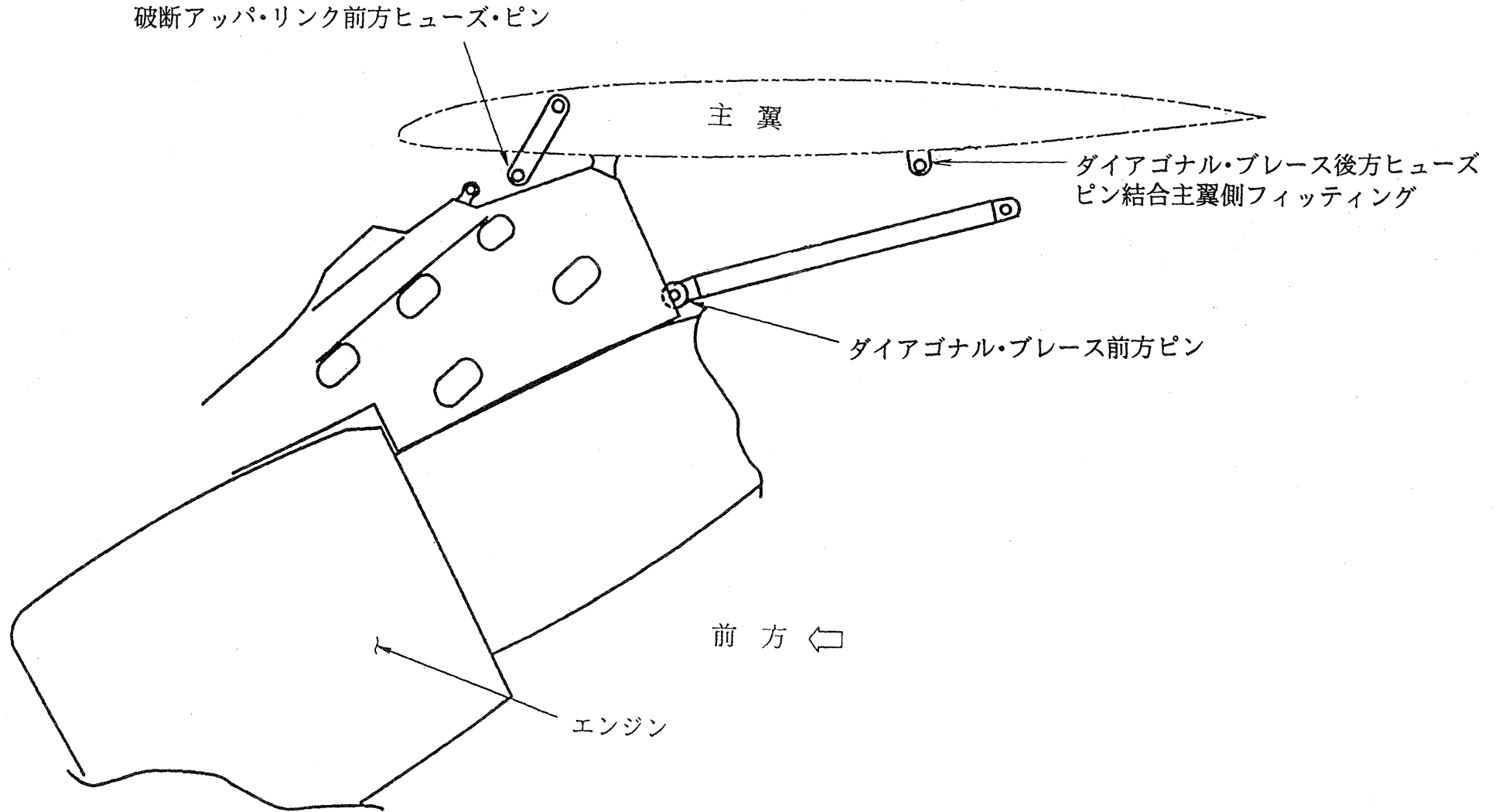




付図2 ボーイング式747-251B型  
三 面 図



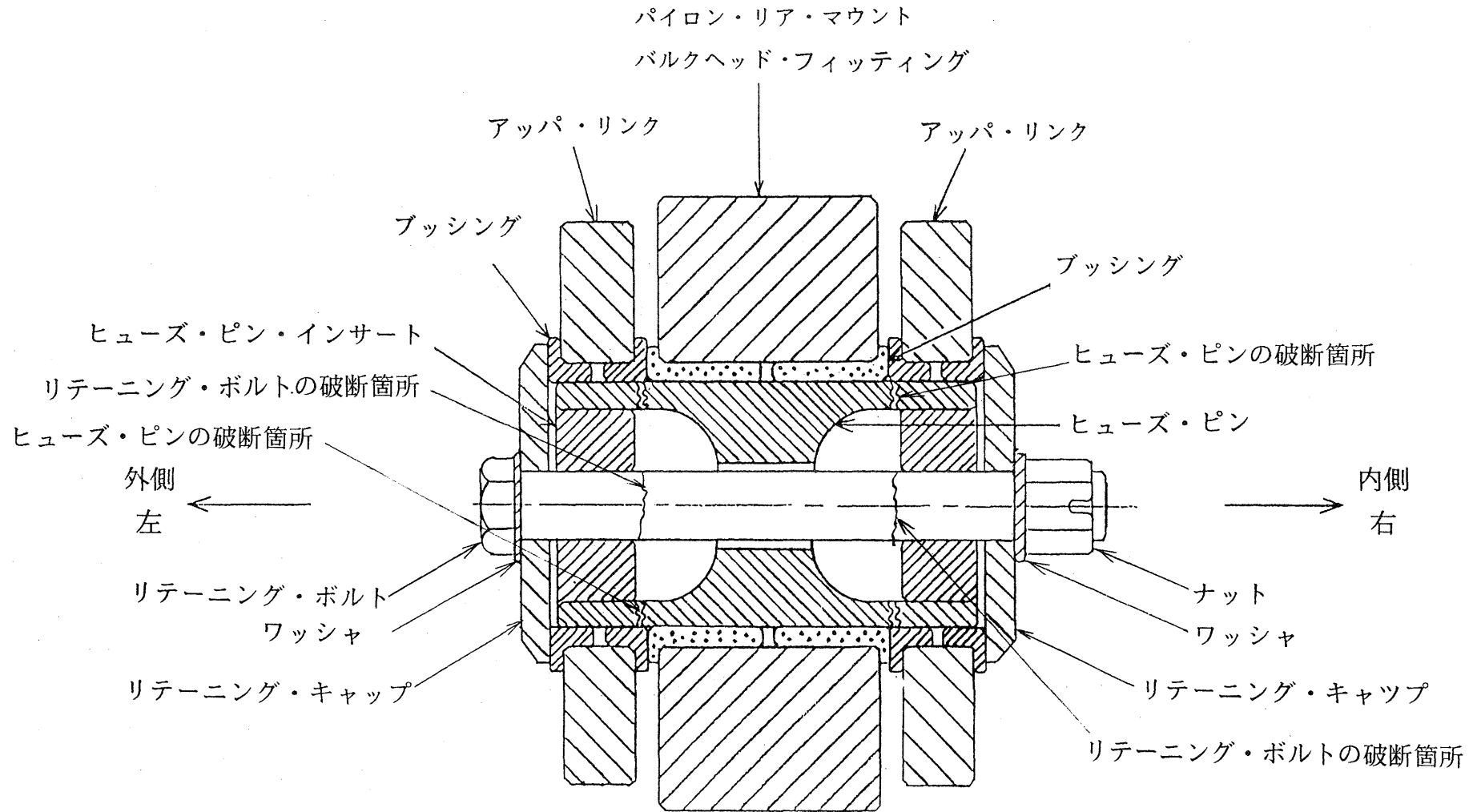
付図3 No.1エンジン・ナセル・ストラット部状況図



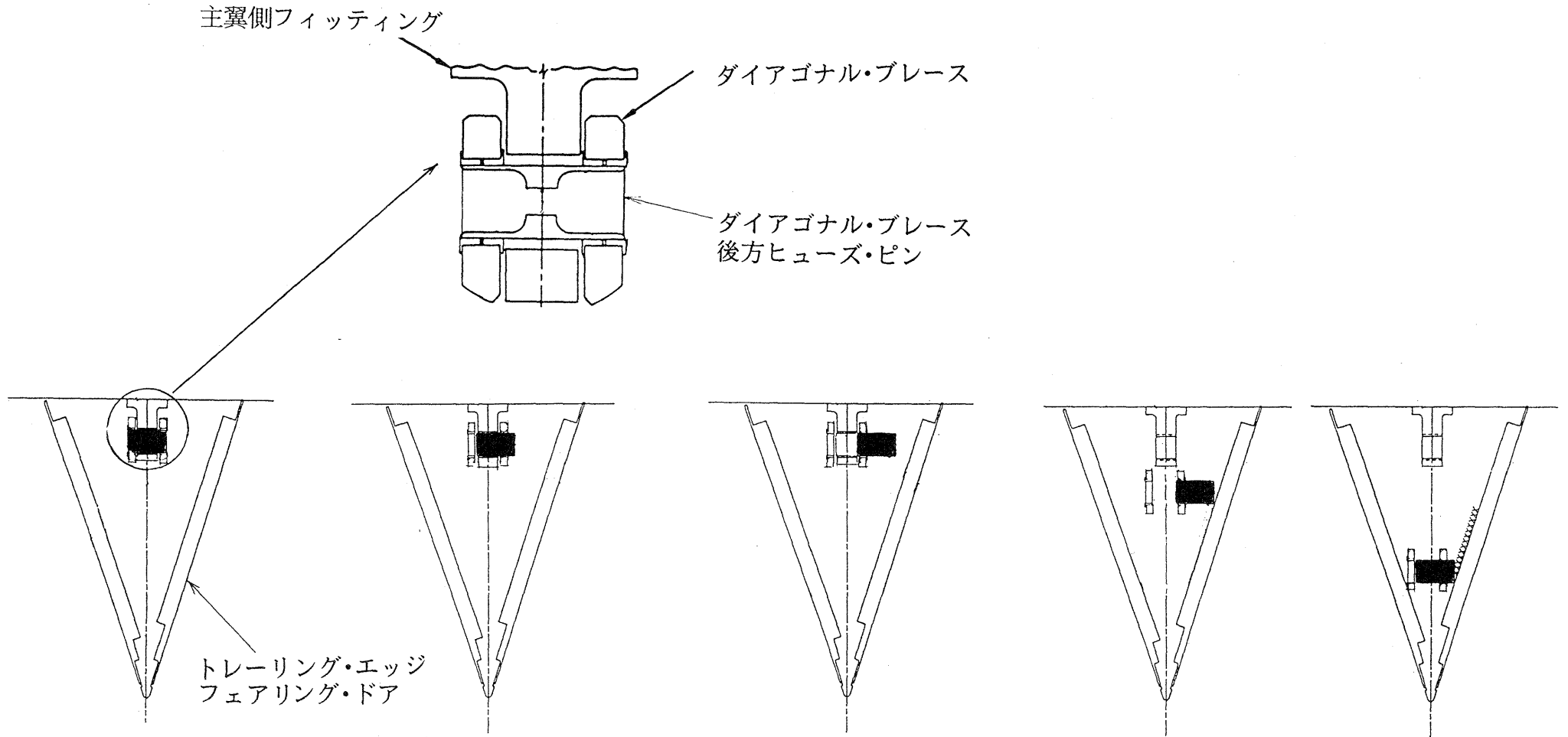
付図4 アッパ・リンク前方ヒューズ・ピン

付図 4

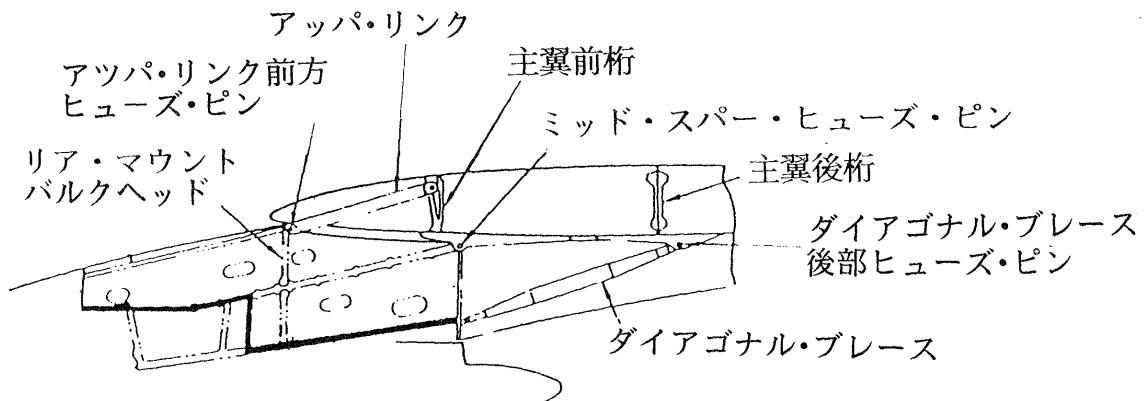
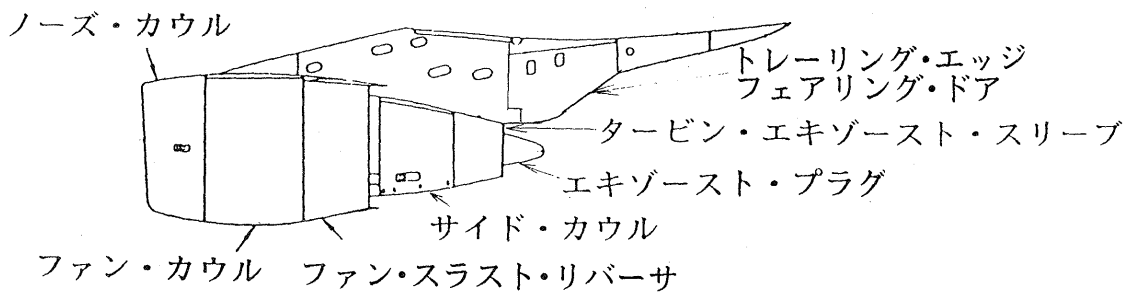
アッパ・リンク前方ヒューズ・ピン  
結合部の断面図及び破断箇所



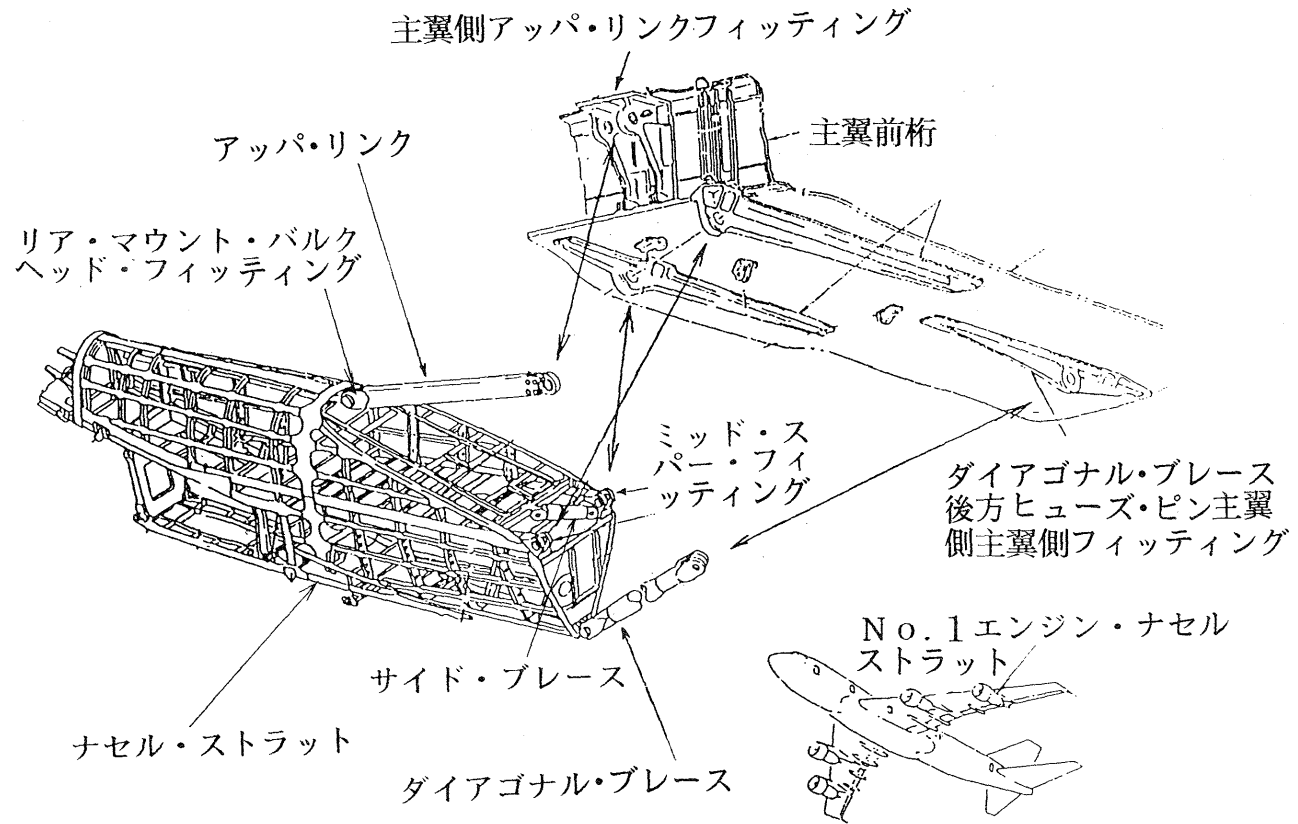
付図5 ダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピン抜け出し状況図



付図6-1 No.1エンジン・ナセル・ストラット部の概要図

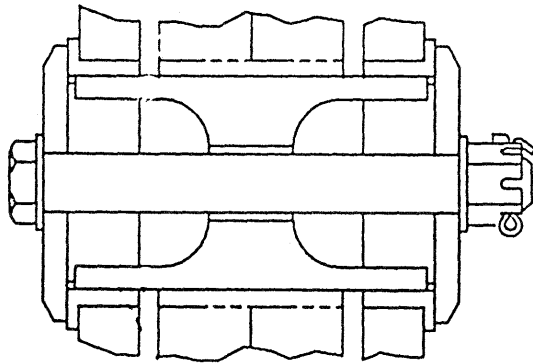


付図6-2 No.1エンジン・ナセル・スト  
ラット部の概要図

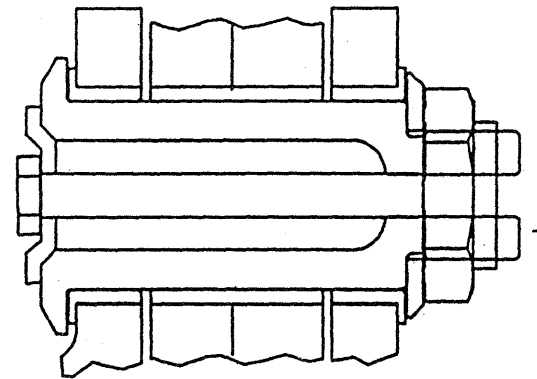


付図7 ヒューズ・ピンの形状図

バルクヘッド形状ピン



サードジェネレーション・ストレート・ボア形状ピン



付図8 ダイアゴナル・ブレース後方ヒューズ・ピン・セカンダリ・リテーナ概要図

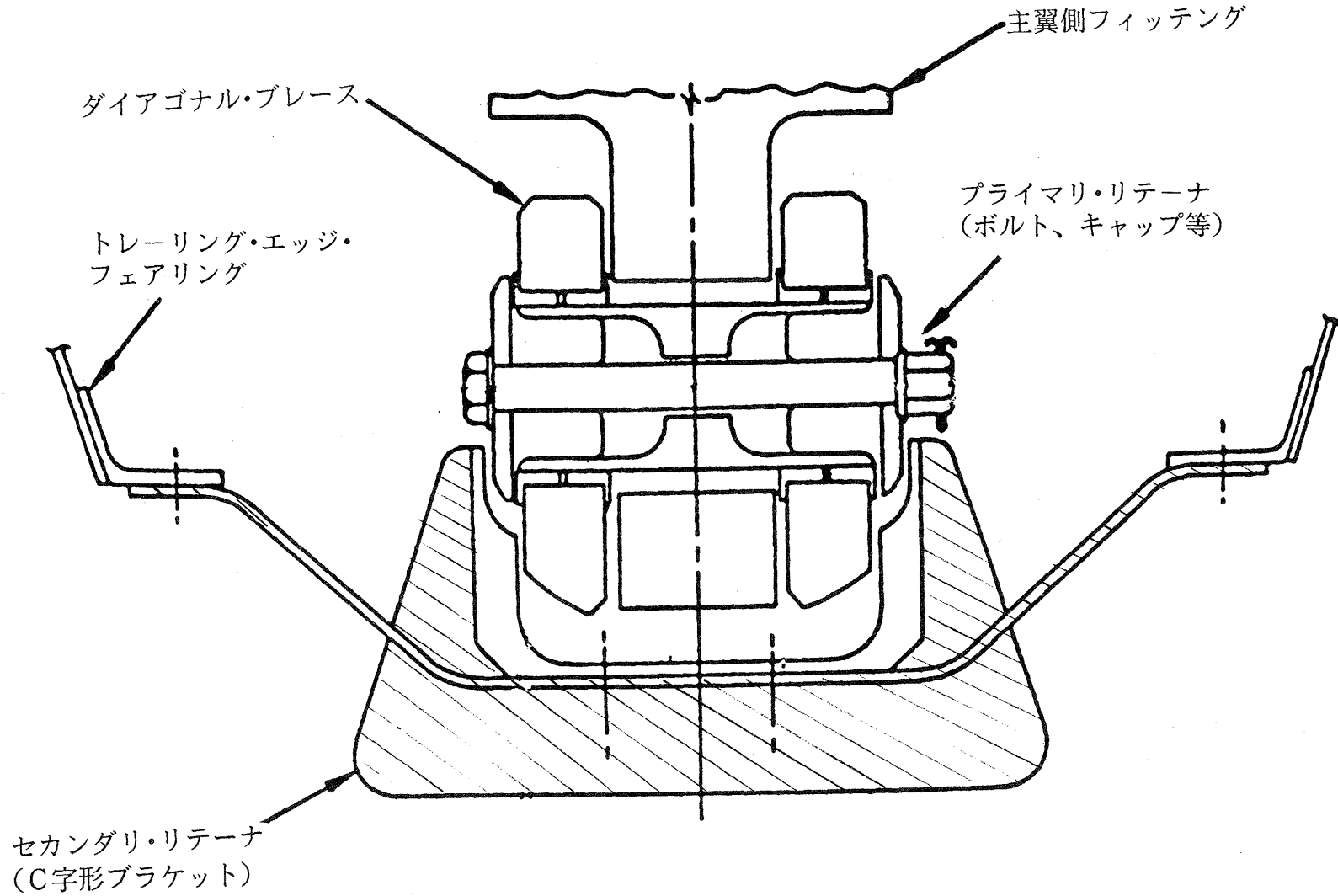




写真1 事故機



写真2 事故機のNo.1エンジン部



写真3 No.1 ナセル・ストラット上部  
部（分離部）

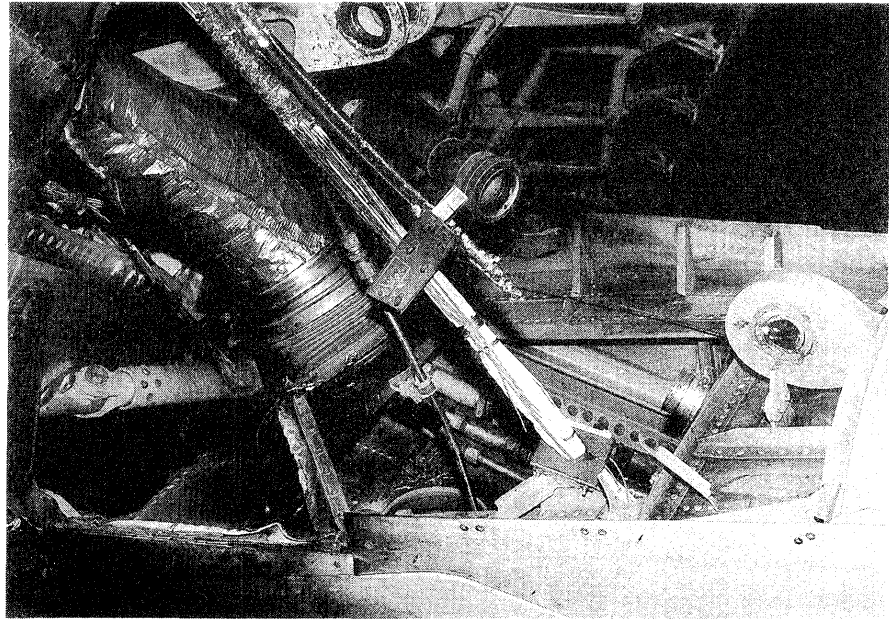


写真4 No.1 ナセル・ストラット・  
ダイアゴナル・ブレース後方  
ヒューズ・ピン及び同ブレース  
後部

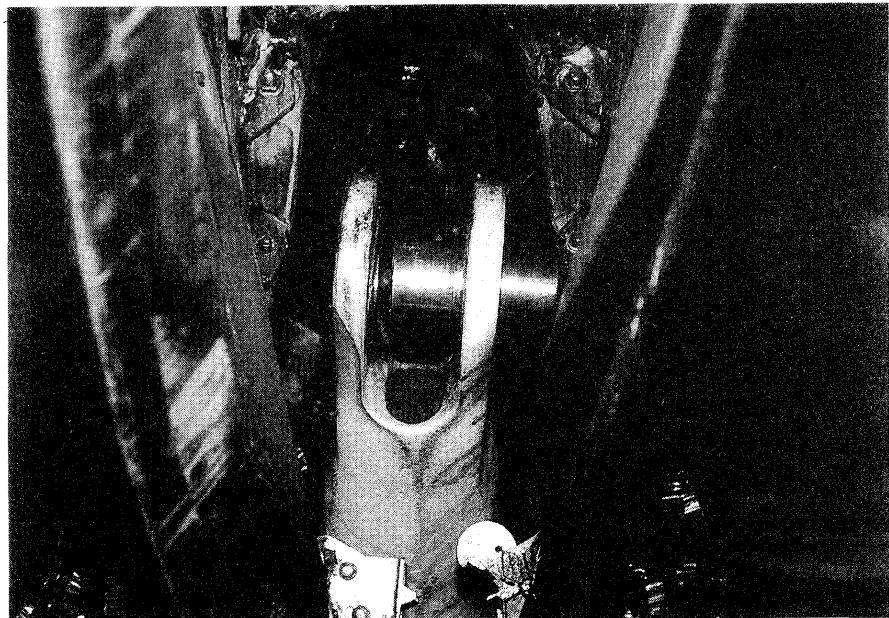


写真5 焼損したNo. 1 ナセル・スト  
ラット・トレーリング・エッジ・  
フェアリング

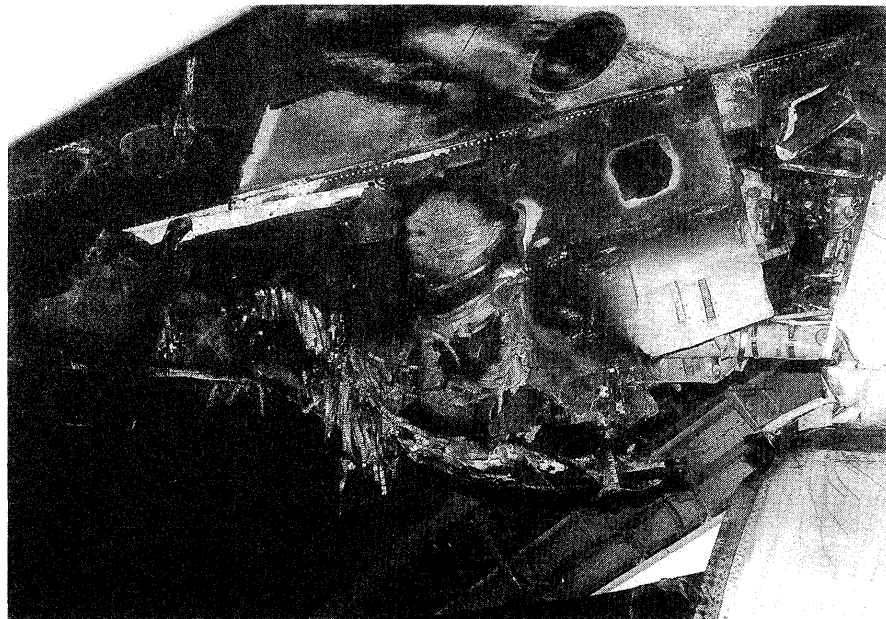


写真6 破断したアッパ・リンク前方  
ヒューズ・ピン

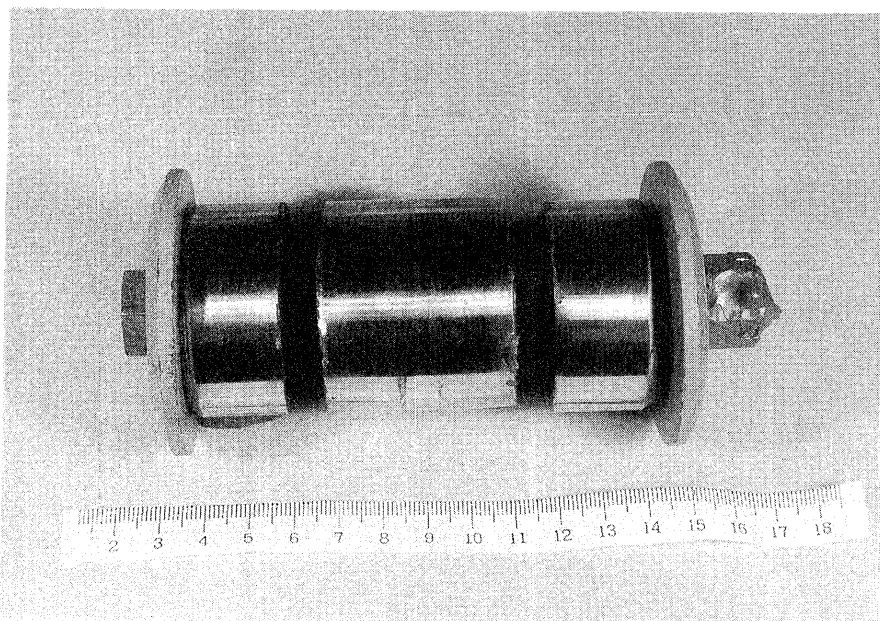
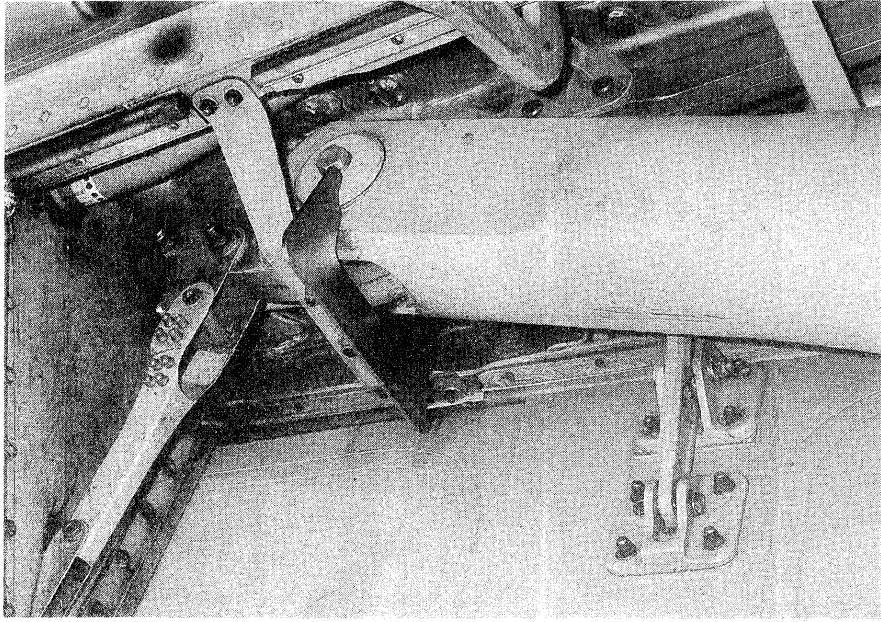


写真7 成田空港に着陸進入中の同機





写真 8    ダイアゴナル・ブレース後方  
             ヒューズ・ピン・セカンダリ・  
             リテーナ



付録1 アッパ・リンク前方ヒューズ・ピン及び  
フィッティングの調査解析

## 付録1 アップパ・リンク前方ヒューズ・ピン及びフィッティングの調査解析

科学技術庁金属材料技術研究所において、破断したアップパ・リンク前方ヒューズ・ピンの金属学的調査及び破面解析、並びにエンジン・ストラット側の結合部であるストラット・リア・マウント・バルクヘッド・フィッティングの損傷状況について調査を行った。

調査結果は次のとおりであった。

- 1 ヒューズ・ピンは、外面にCrメッキ、内面にCdメッキを施した全長約82mm、外径約48mmの円柱形で、調質鋼製である。

両端から約30mmの部分は肉厚約5mmの円筒形で、中央部約42mmはバルクヘッド・フィッティングに、左右両端約20mmづつは、アップパ・リンクの前方フォークにそれぞれ嵌合している。

ヒューズ・ピンは、フィッティングとアップパ・リンクの間で破断し、3つの破片に分かれていた。

- 2 破断したピンの両端部から各1つの試料を切り出し、ピン横断面について金属組織調査及びビッカース硬さ試験(HV20)を行った。

その結果、組織は均一な焼き戻しマルテンサイト組織で、硬さはボーイング社の材料仕様を満足するもので、異常は認められなかった。

- 3 2対計4つの破面に外舷側から1～4の番号を付し、各破面上では、アップパ・リンク軸方向後方を基準に、外舷側から見て時計回りの角度をもって表した。

まず、対をなす破面1と2、並びに3と4は、全体としてそれぞれ良く対応しており、破面1-2側と3-4側で、注目すべき差は認められなかった。

各破面は、何れも0°と180°を中心とするほぼ±60°の範囲では、剪断破壊の特徴である伸長ディンプルが多く認められた。

この剪断力の向きは、アップパ・リンクが軸方向引張りとなる向きと一致していた。

各破面の90°と270°を中心とする約±30°の範囲では、ディンプルの長さは短くなり、引張り破壊の特徴である等軸ディンプルも部分的に認められた。

また、270°付近の外周近くの一部では、ディンプルの向きが逆になっていた。

疲労の痕跡は認められず、材料傷、腐食、メッキ不良などの異常は見いだせなかった。

- 4 以上のこと及び同ヒューズ・ピンの変形測定の結果から、同ヒューズ・ピンは、アッパ・リンク軸方向に作用した過大な引張り荷重のため、まず $0^{\circ}$ 及び $180^{\circ}$ 方向の部分で剪断破壊が生じ、 $90^{\circ}$ と $270^{\circ}$ の近くでは曲げ破壊に転じつつ、最終破壊部の $270^{\circ}$ 付近では振りを伴って破断したものと考えられる。

また、ピンを固定していたプライマリ・リテーナ・ボルトも、ピンと同位置で過大な荷重の作用により剪断破壊したものと推定される。

- 5 ストラット・リア・マウント・バルクヘッド・フィッティングはアルミ合金製で、ベリリウム銅合金製ブッシングを介して同ピンを保持する構造である。

フィッティングのブッシングを挿入する穴径は約 $5.4\text{mm}$ で、長さは約 $38\text{mm}$ であり、作用力を支える壁部分の肉厚は約 $3.7\text{mm}$ である。

当該穴の変形測定を行ったところ、穴はやや楕円形に変形しており、内径は $90^{\circ}$  -  $270^{\circ}$ 方向にくらべ、 $0^{\circ}$  -  $180^{\circ}$ 方向では約 $0.4\sim 0.8\text{mm}$ 大きくなっていた。

この変形が過大な荷重の作用によるものと仮定すると、ボーイング社の材料仕様の降伏応力とフィッティング形状寸法から、作用した荷重は約 $1,003\text{kN}$ と推算できる。この力は同ピンに作用する剪断応力に直すと $857\text{MPa}$ と推算でき、これは、破断したヒューズ・ピンについて測定したビッカース硬さより求められる引張り強さ $1,365\text{MPa}$ からミーゼスの式（剪断応力=引張応力/ $\sqrt{3}$ ）で推算される剪断強さ $788\text{MPa}$ を上回り、かつ、ボーイング社の材料仕様の引張強さの値からミーゼスの式で推算されるヒューズ・ピンの剪断強さを超えるものである。



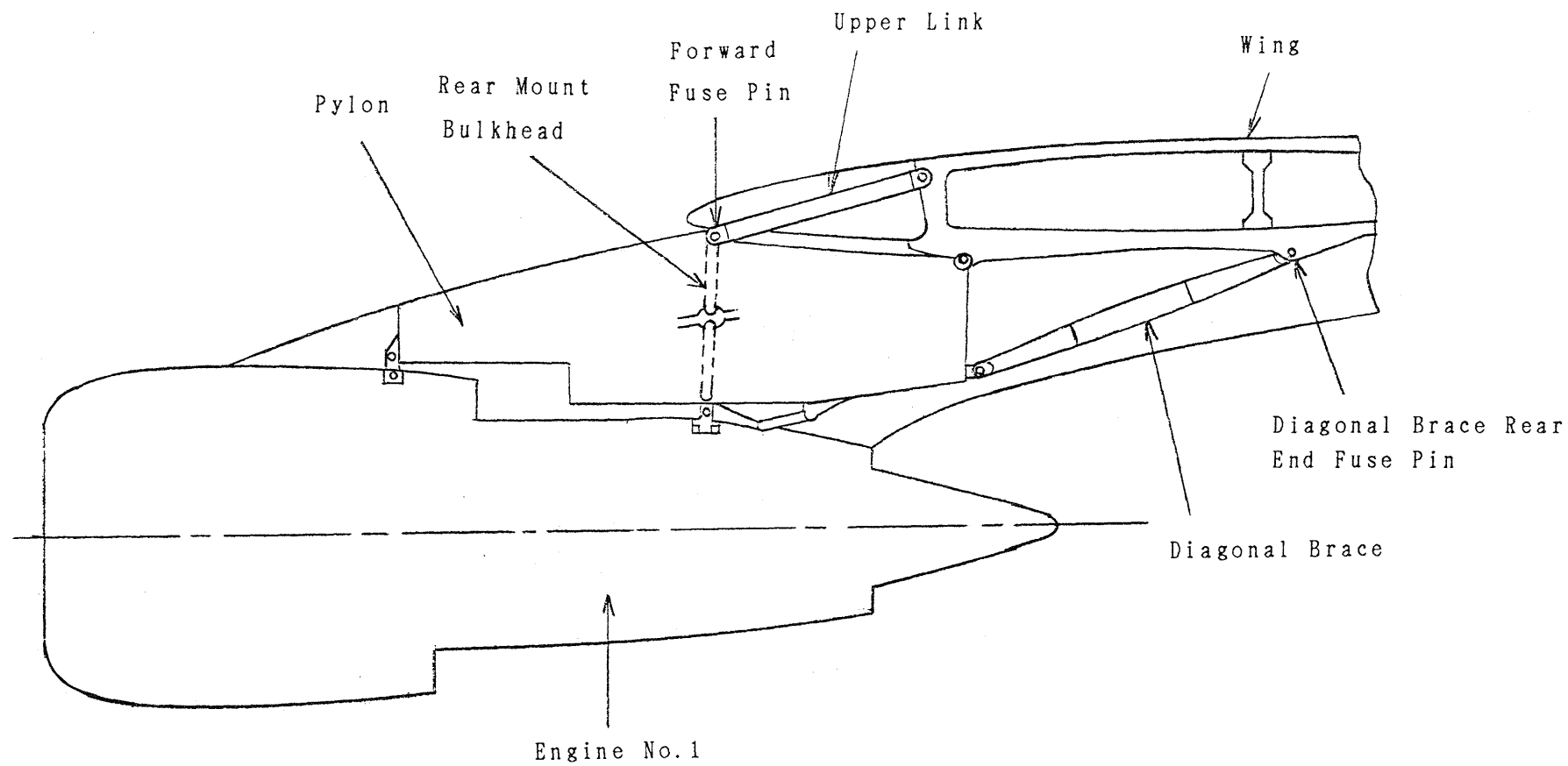


図1. エンジン支柱取付け装置の概略

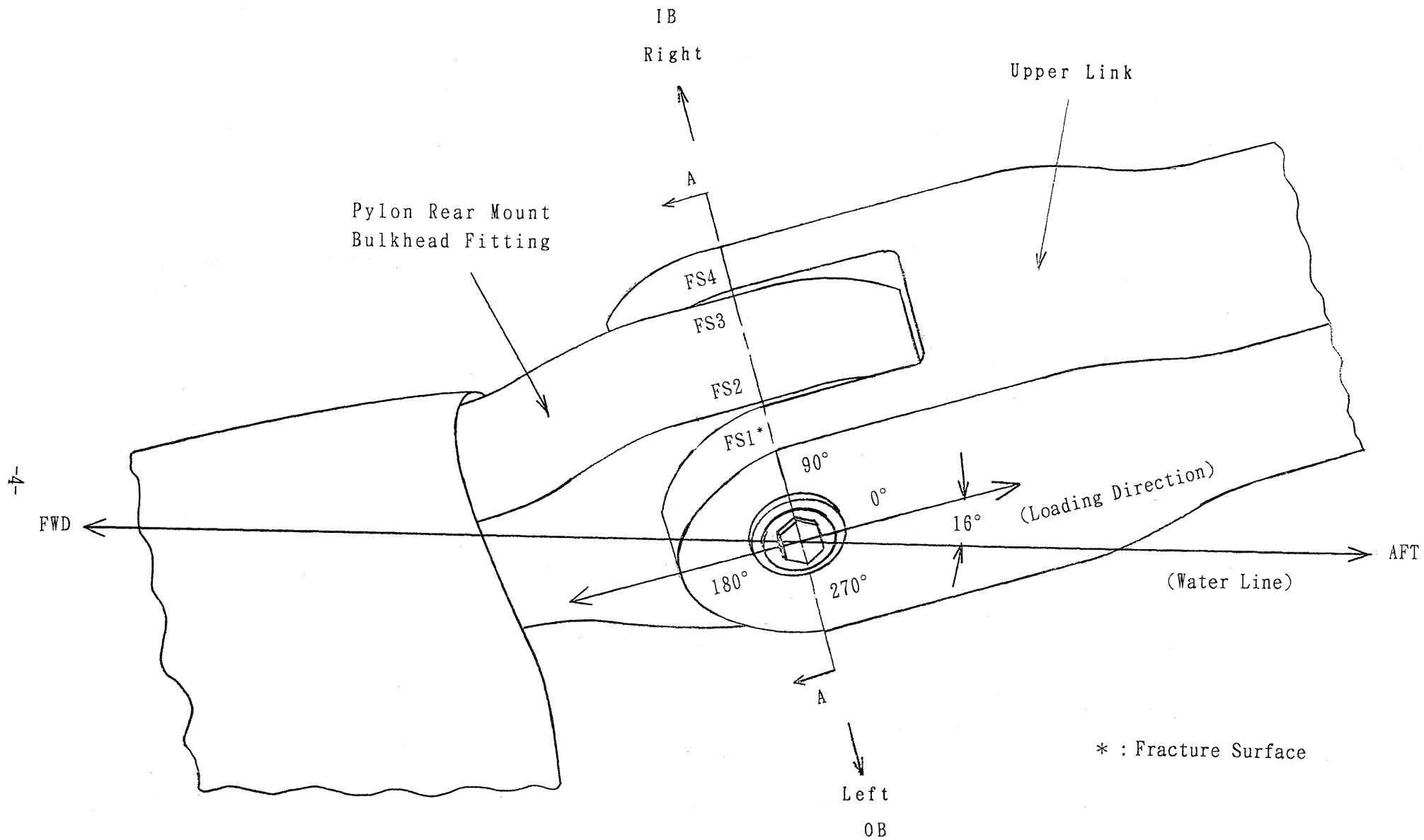


図2. Upper Link FWD Fuse Pin 取付け部の概略

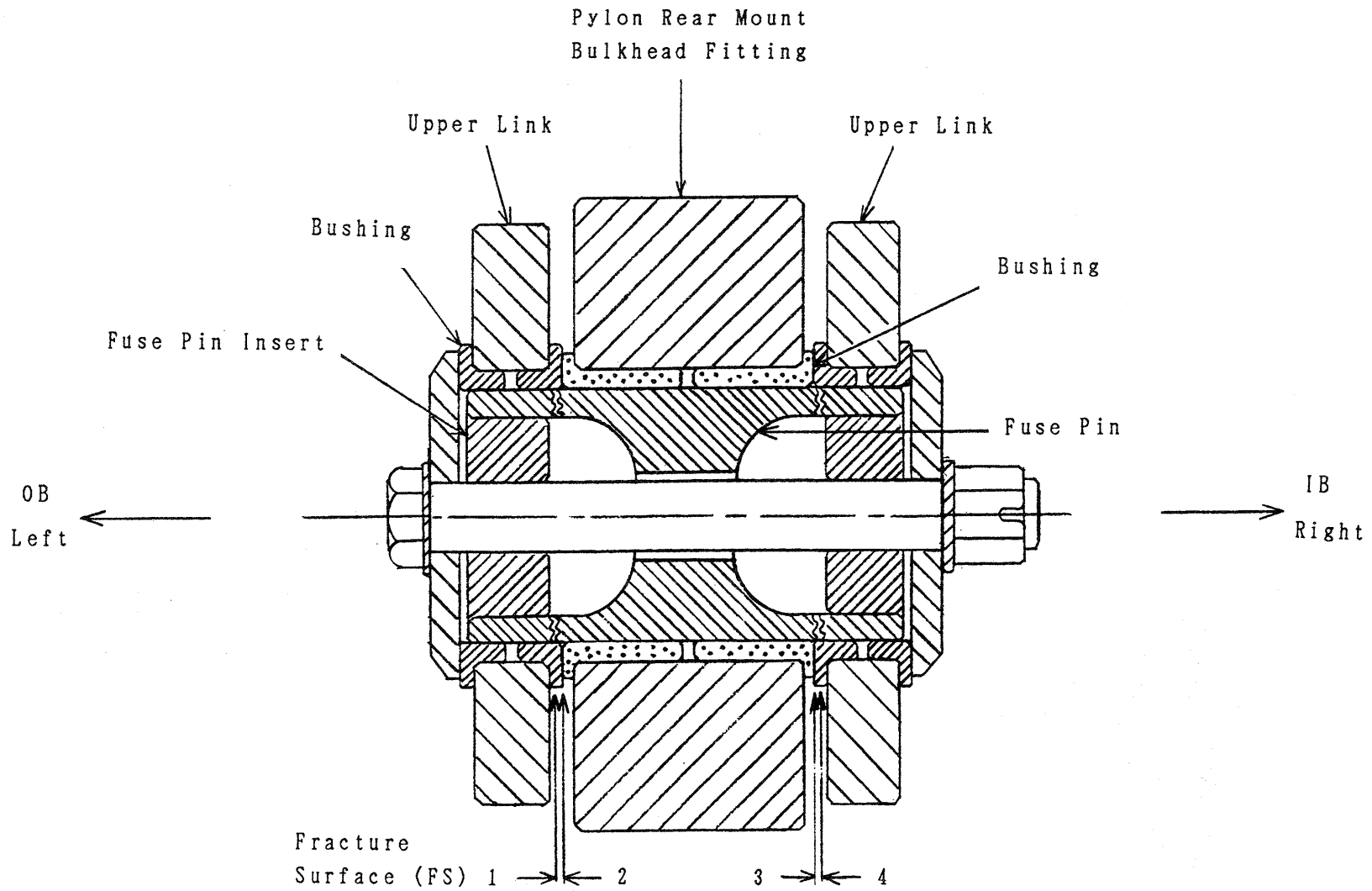


図3. Upper Link FWD Fuse Pin 取付け部のA-A断面図と破壊箇所

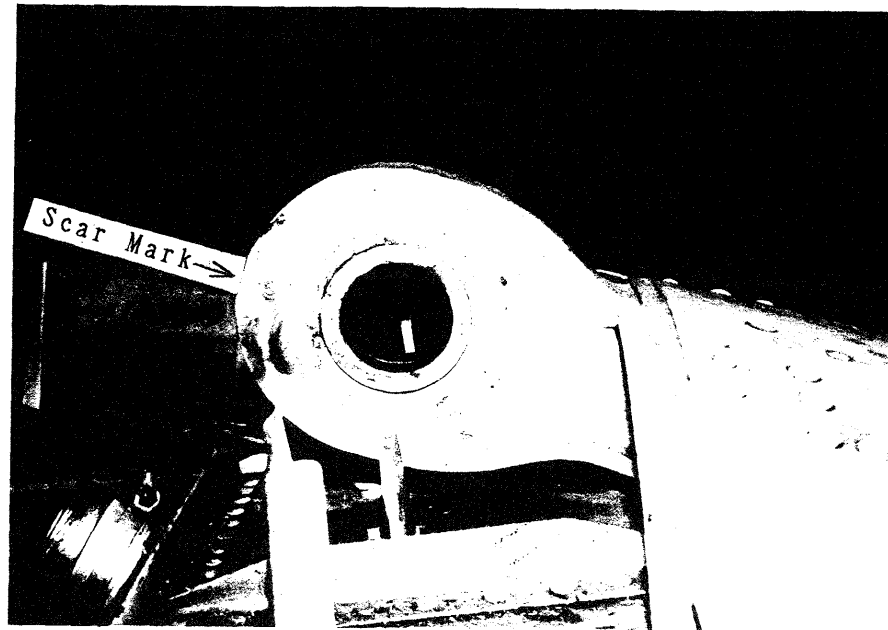
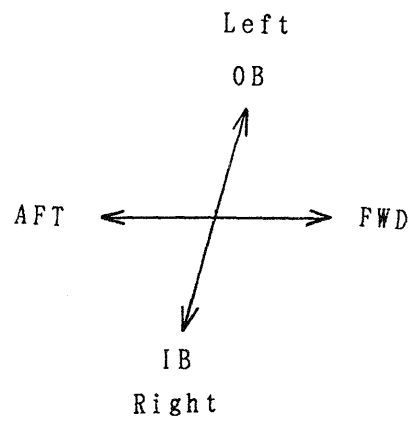
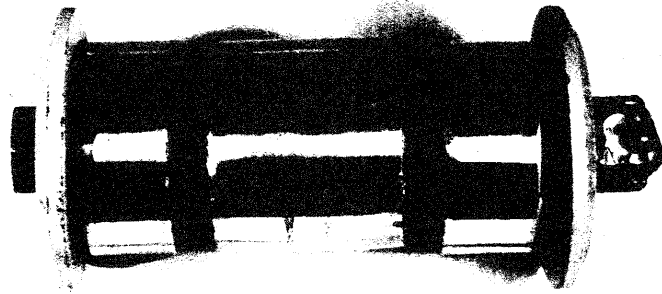
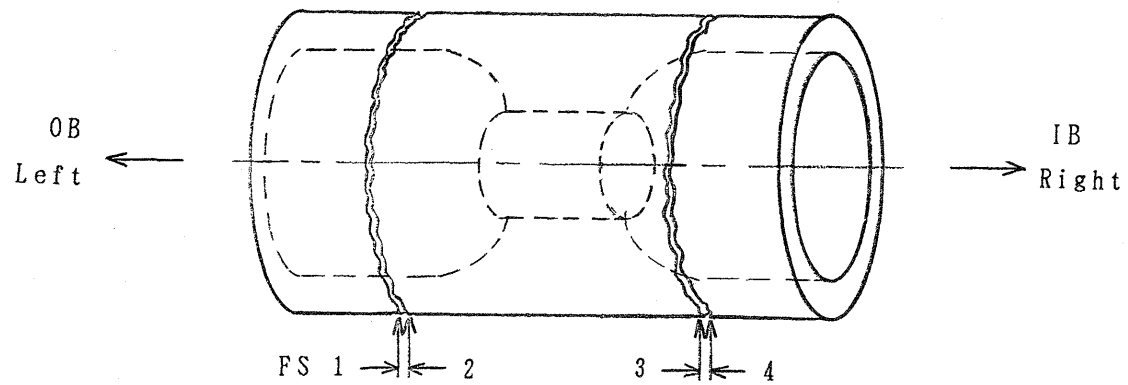


図4. Pylon Rear Mount Bulkhead Fitting  
IBあるいはRight側より写真撮影



(a) マクロ写真



(b) 模式図

図5. Upper Link FWD Fuse Pin  
のマクロ写真と模式図

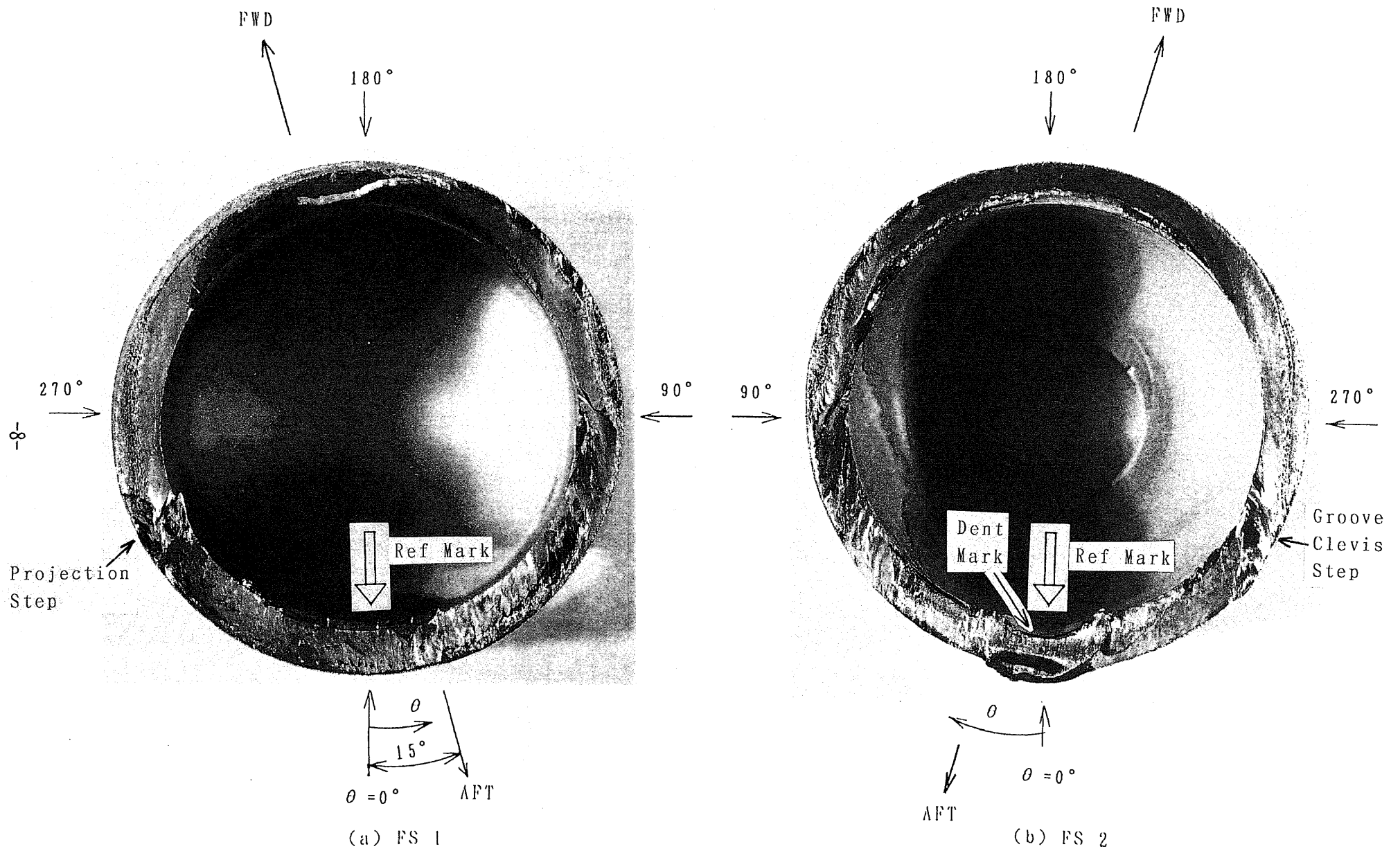


図6. Upper Link FWD Fuse Pin 破面のマクロ観察(その1、FS1と2)

➡ は基準参照マーク

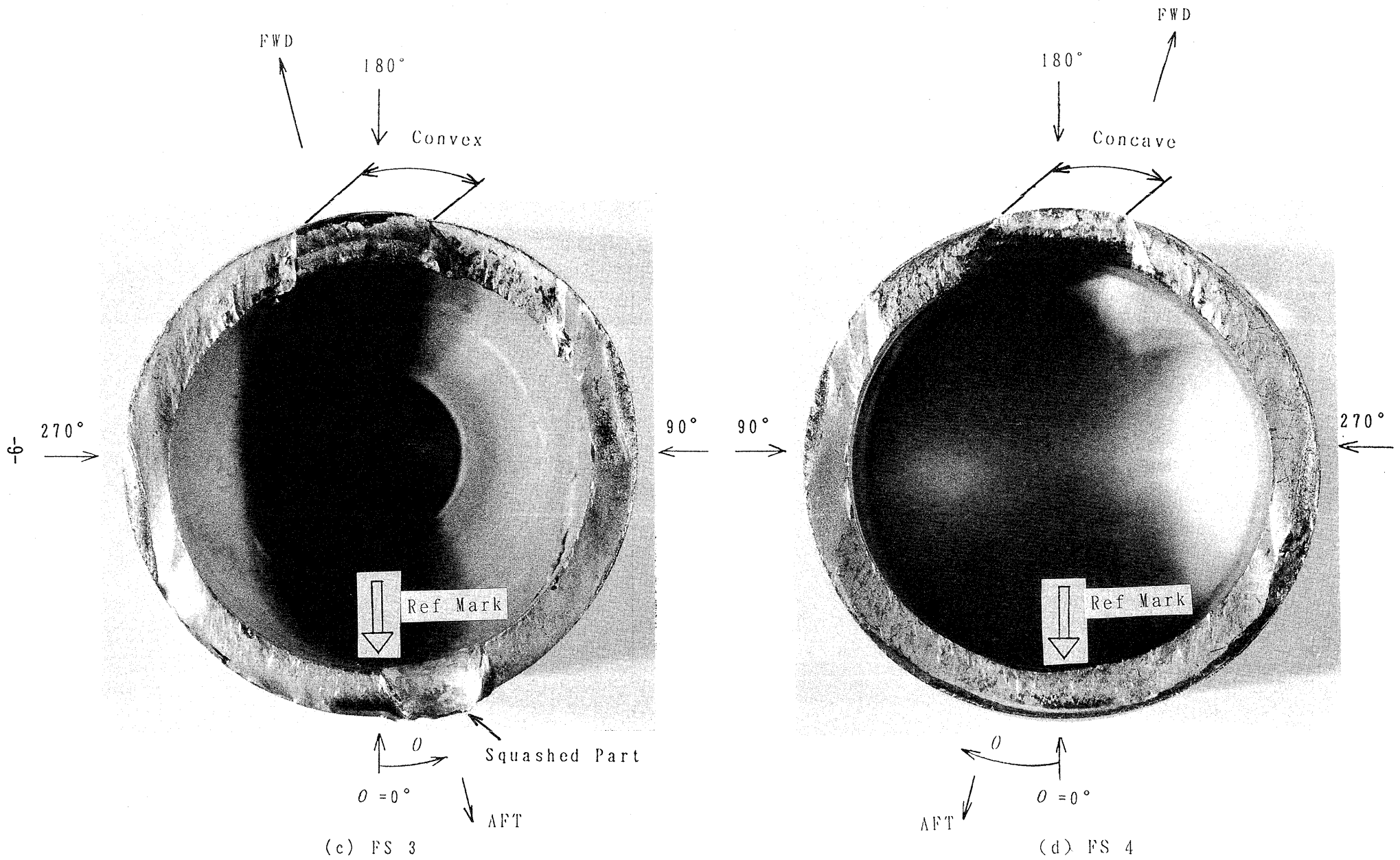
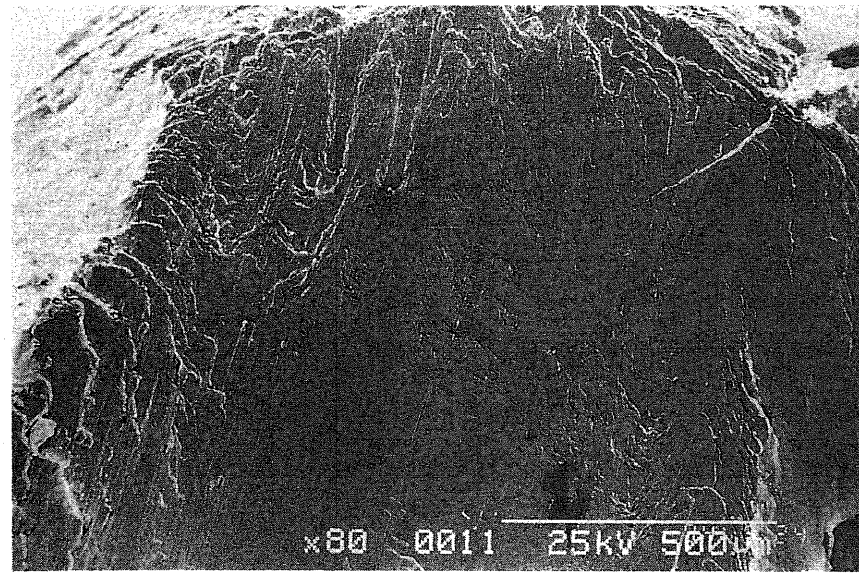


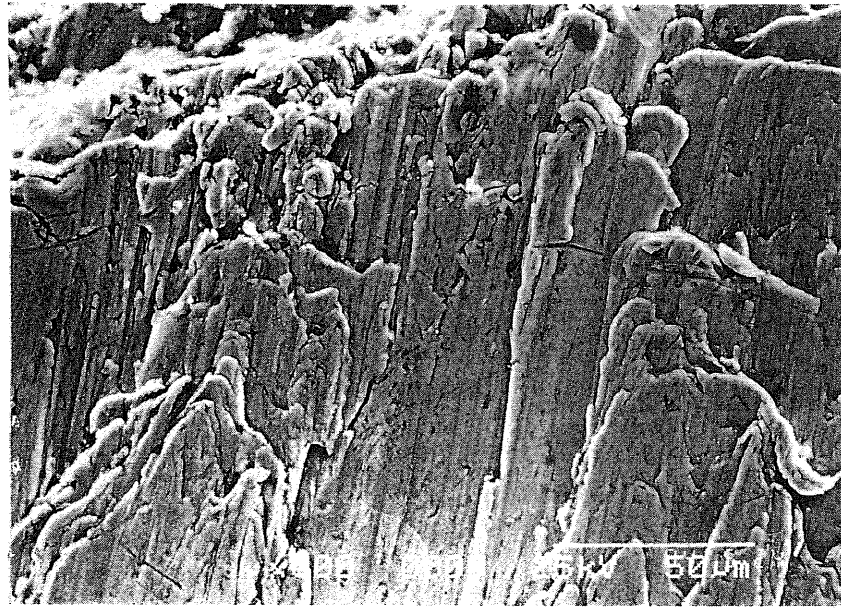
図6. Upper Link FWD Fuse Pin 破面のマクロ観察(その2、FS3と4)

➡ は基準参照マーク



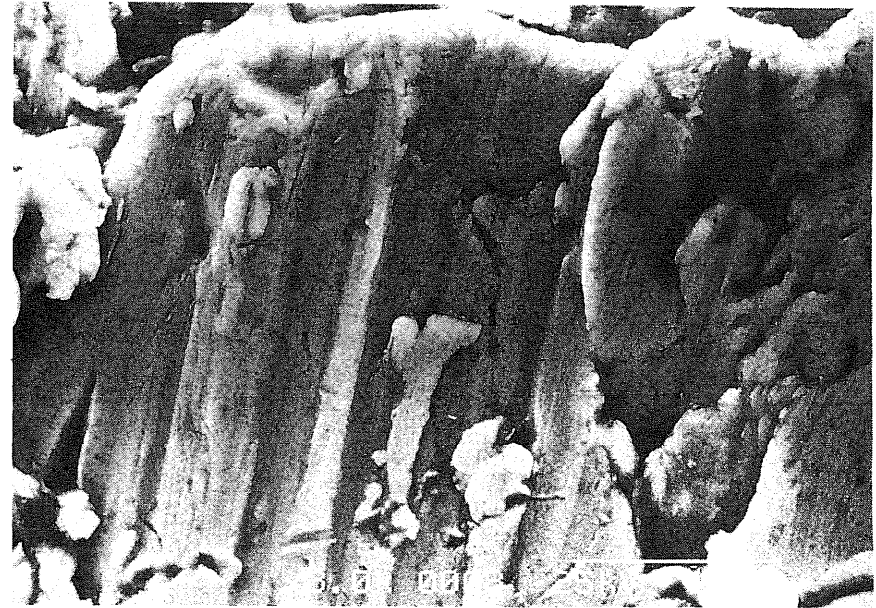
(a)

200 μ m



(b)

25 μ m

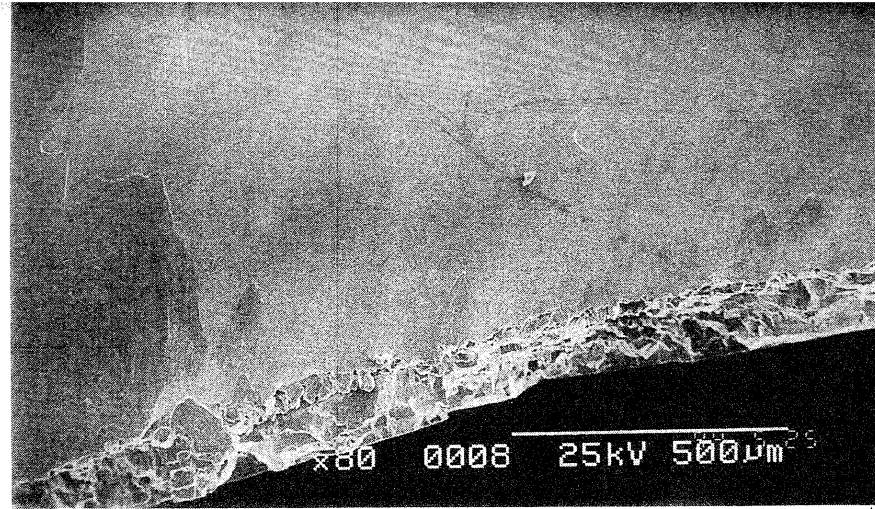


(c)

5 μ m

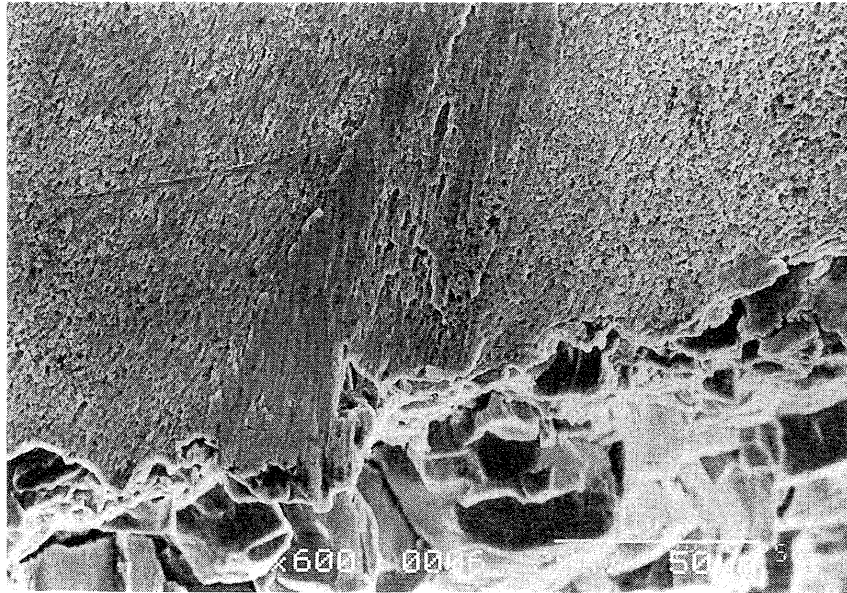
図7. Upper Link FWD Fuse Pin ミクロ破面におけるラブマーク例  
(FS°  $\theta = 0^\circ$ 、内側)





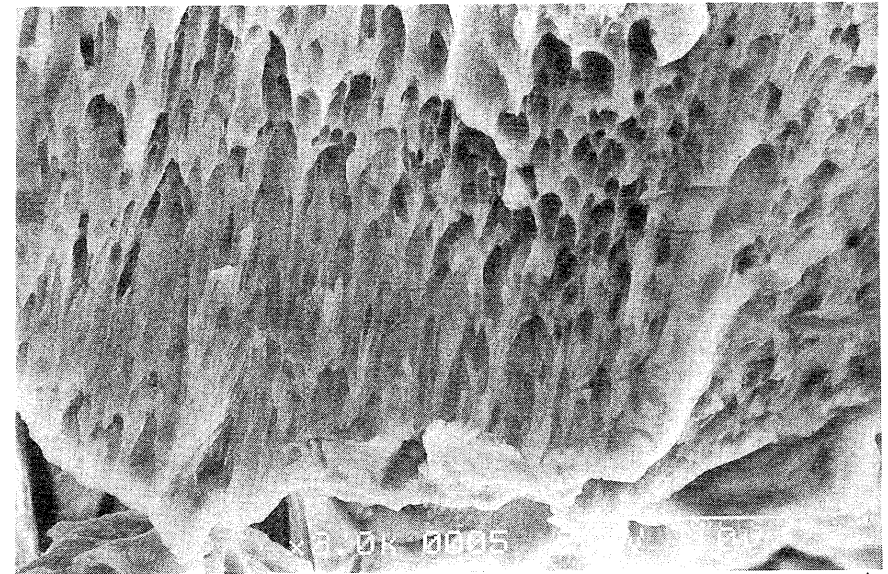
(a)

200 μm



(b)

25 μm



(c)

5 μm

図8. Upper Link FWD Fuse Pin ミクロ破面におけるディンプル例  
(その1、FS2、 $\theta = 0^\circ$ 、外側)

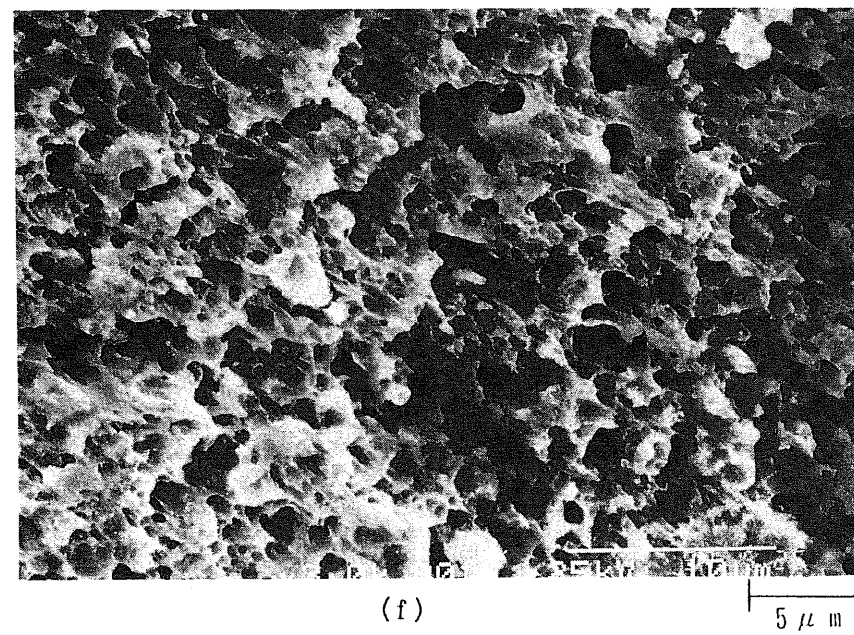
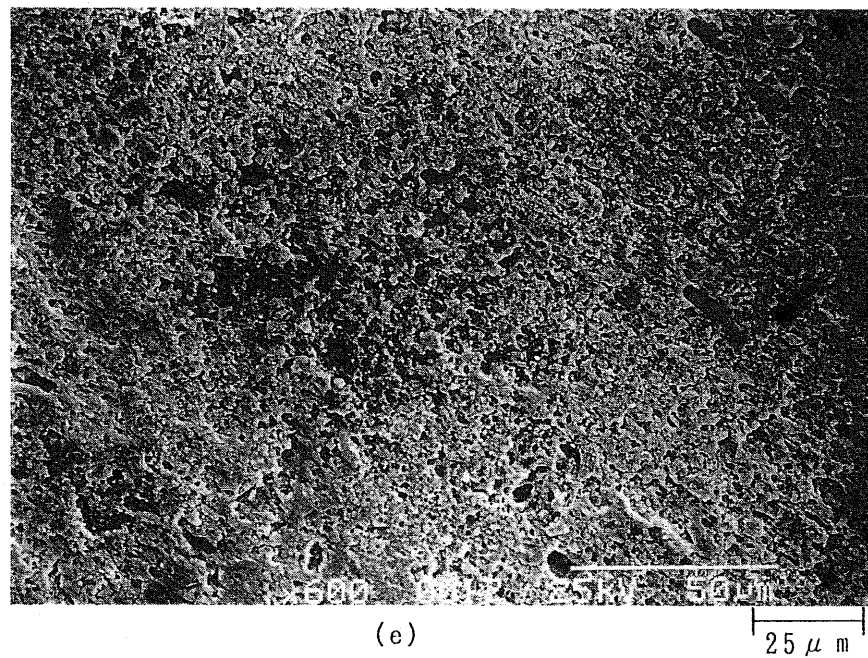
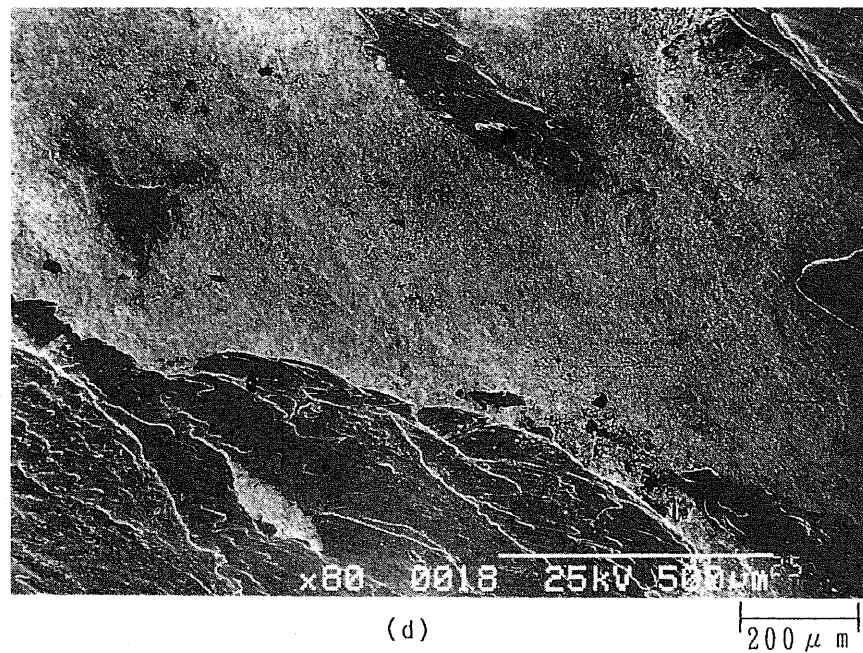
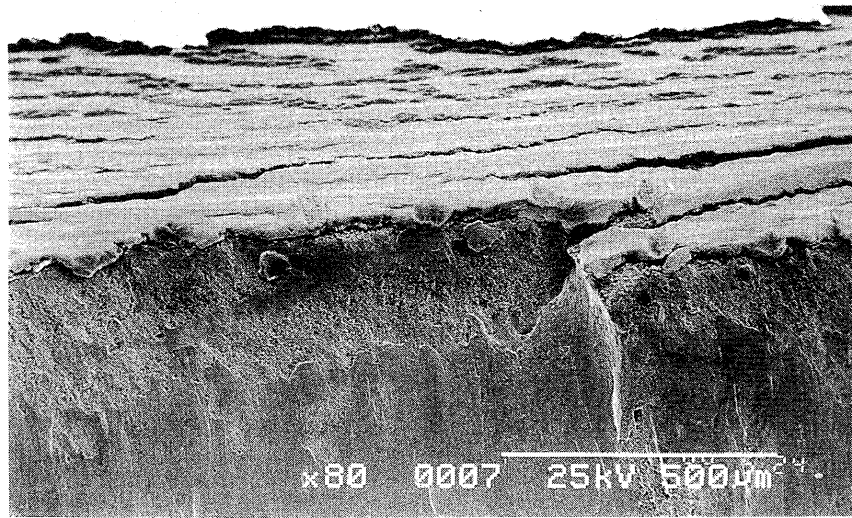
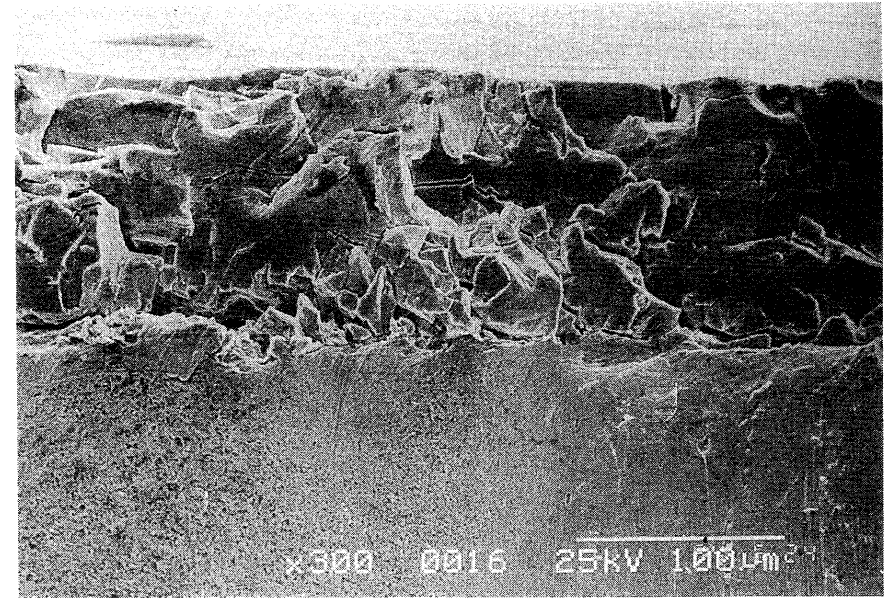


図8. Upper Link FWD Fuse Pin ミクロ破面におけるディンプル例  
(その2、FS2、 $\theta = 90^\circ$ 、中央)

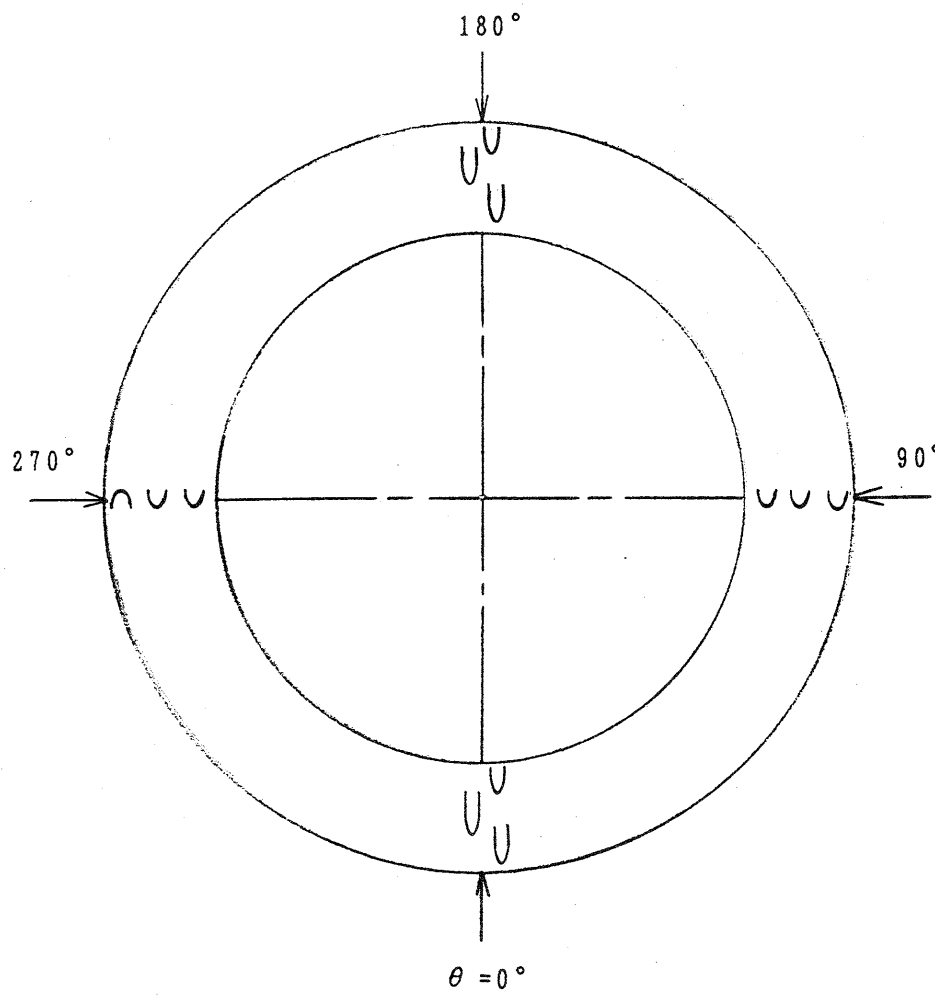


(a) Painted Inner Surface  
(FS 3、 $\theta = 0^\circ$ )

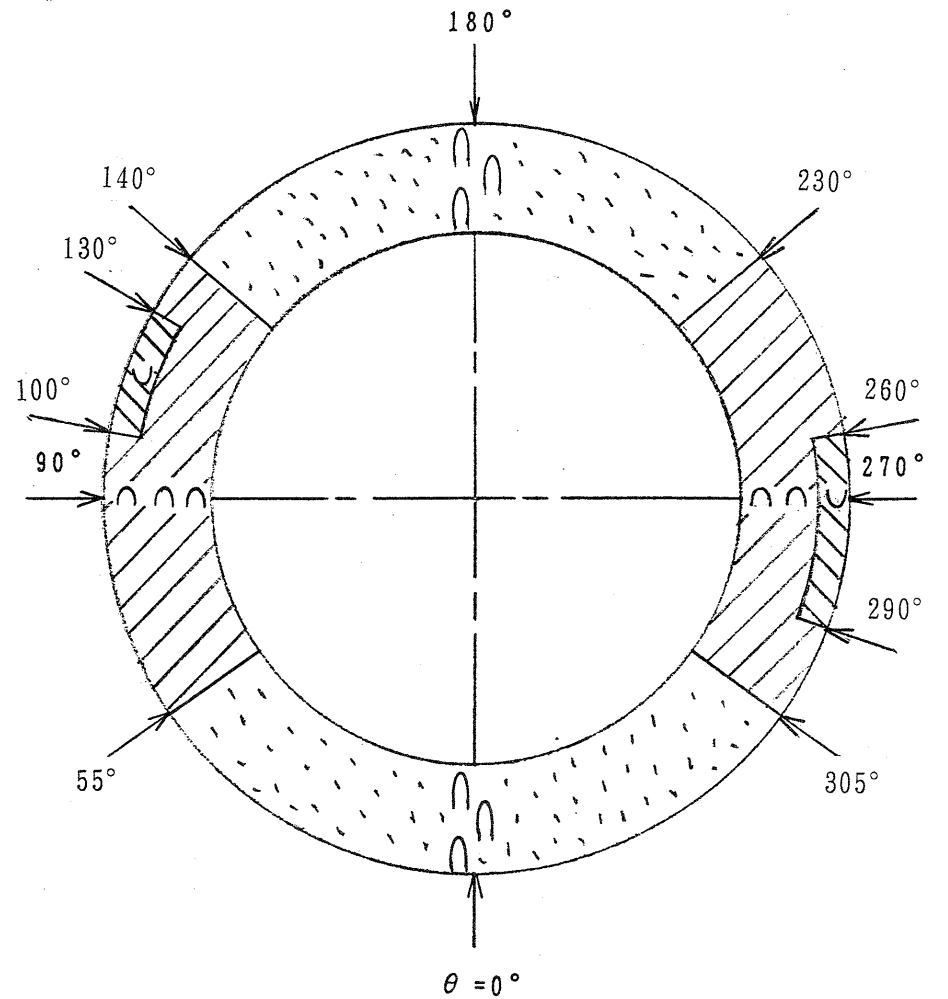


(b) Chromium Plated Outer Surface  
(FS 2、 $\theta = 180^\circ$ )

図9. Upper Link FWD Fuse Pin のカドミウム塗料と  
クロムメッキ層のマイクロ観察例

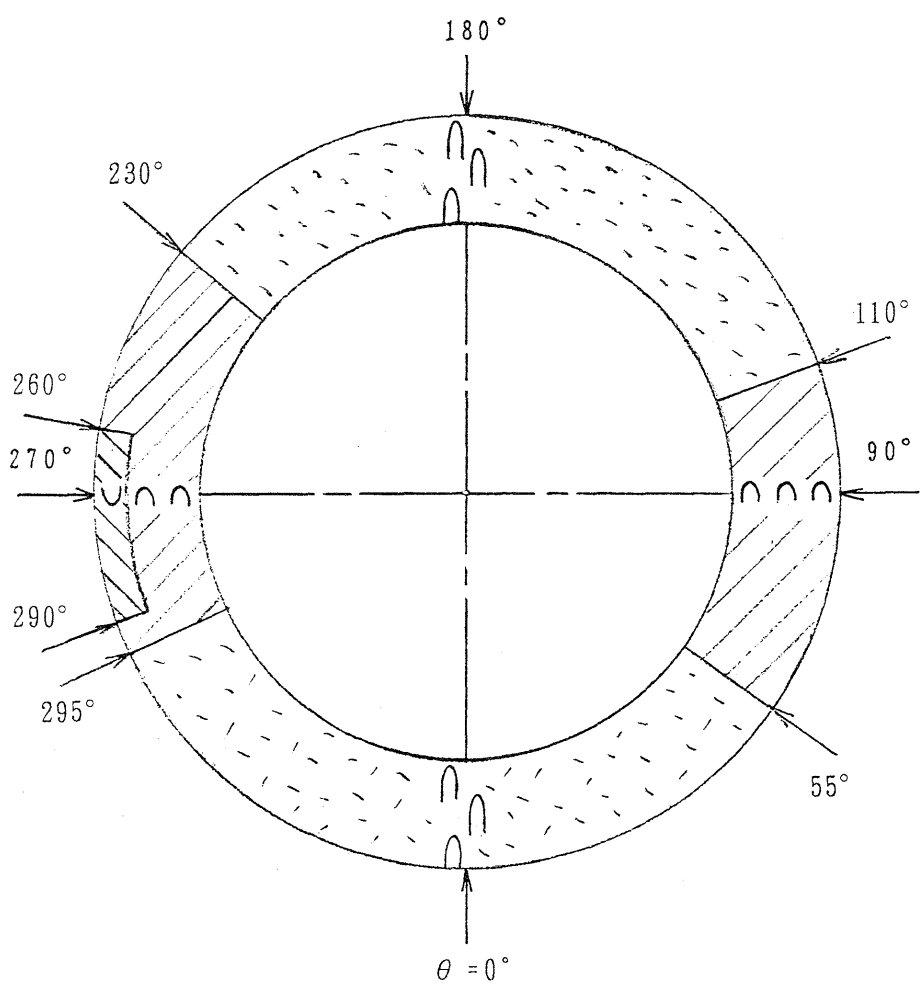


(a) FS 1

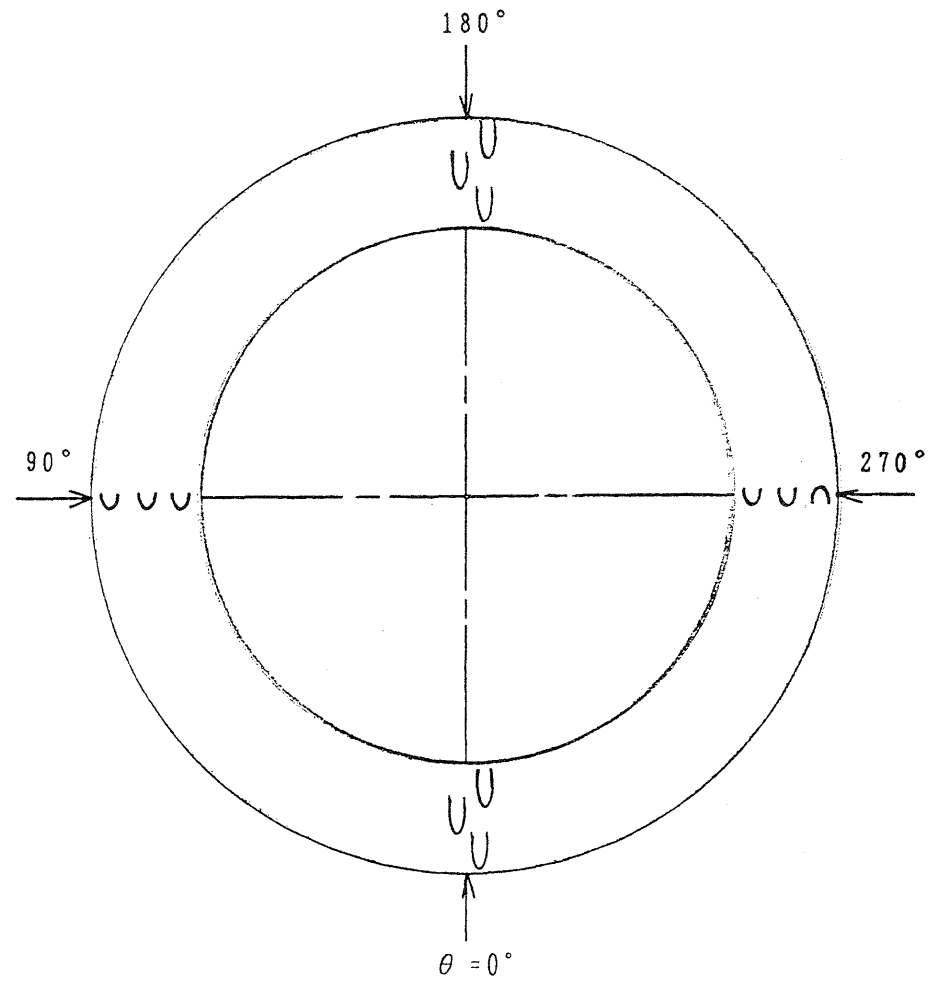


(b) FS 2

図10. Upper Link FWD Fuse Pin 破面における  
ディンプル方向(その1、FS1と2)



(c) FS 3



(d) FS 4

図10. Upper Link FWD Fuse Pin 破面における  
ディンプル方向(その2、FS3と4)

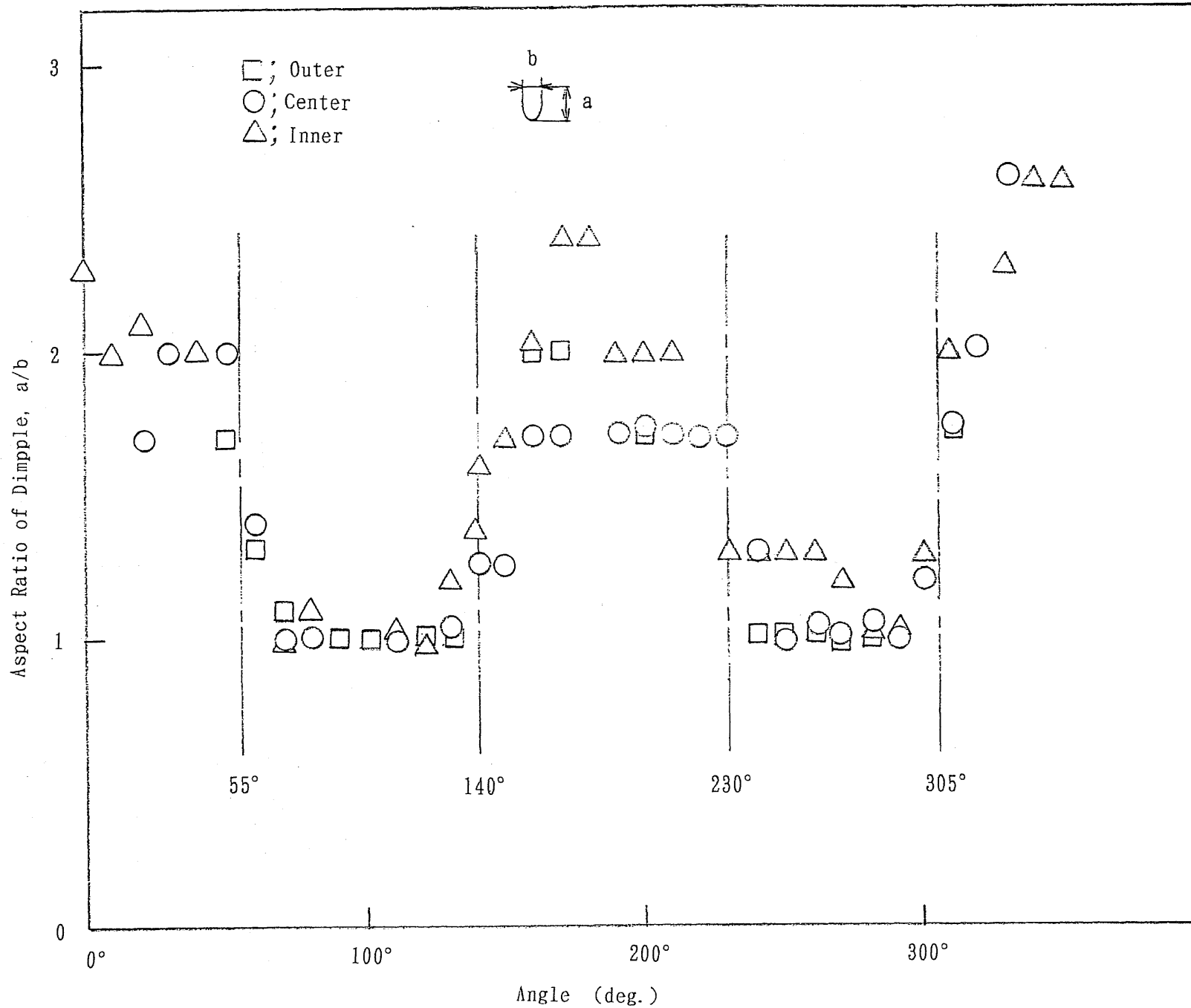


図11 Upper Link FWD Fuse Pin 破面におけるディンプルの縦横比  
(その1・破面)

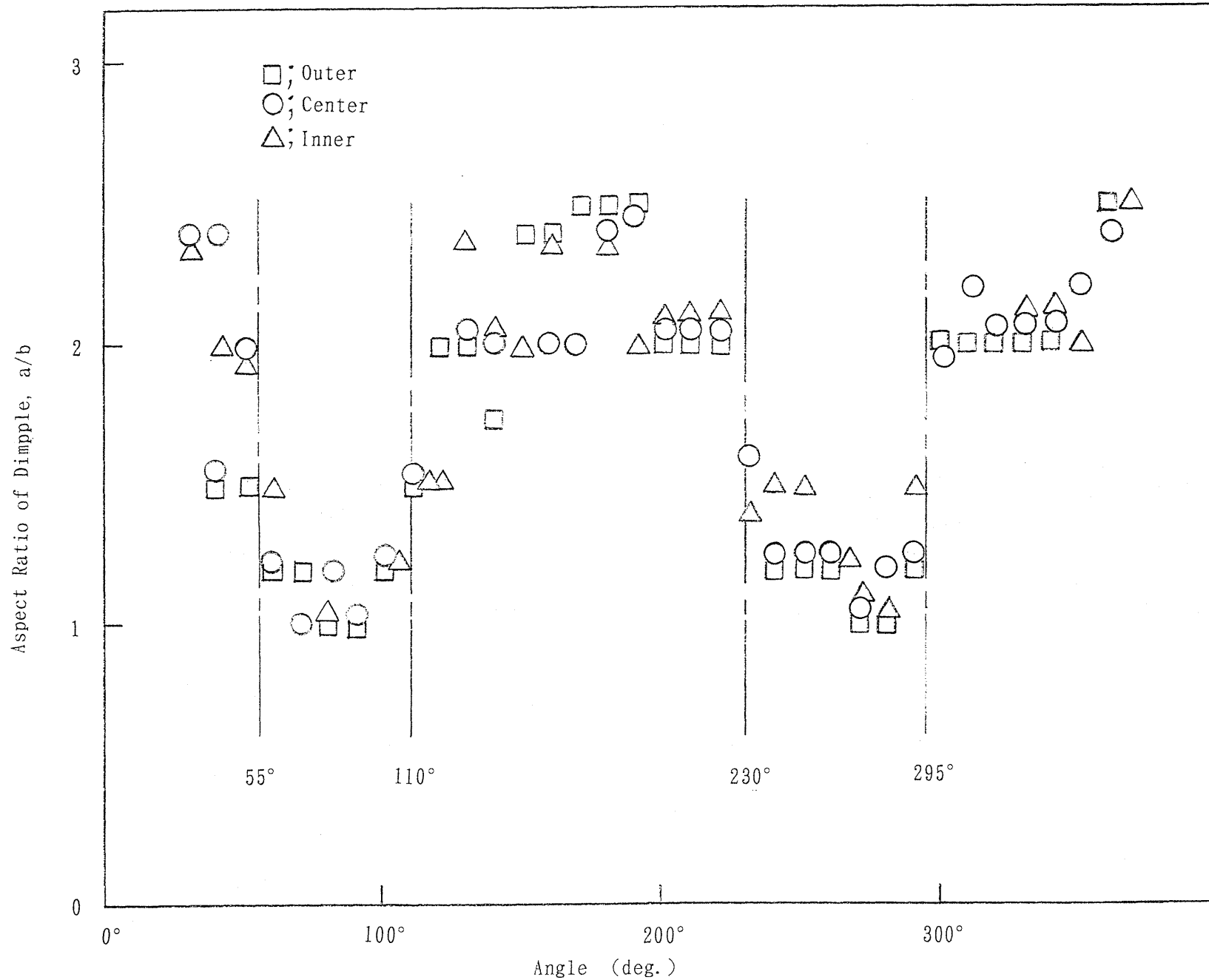


図11 Upper Link FWD Fuse Pin 破面におけるディンプルの縦横比  
(その2: 破面3)



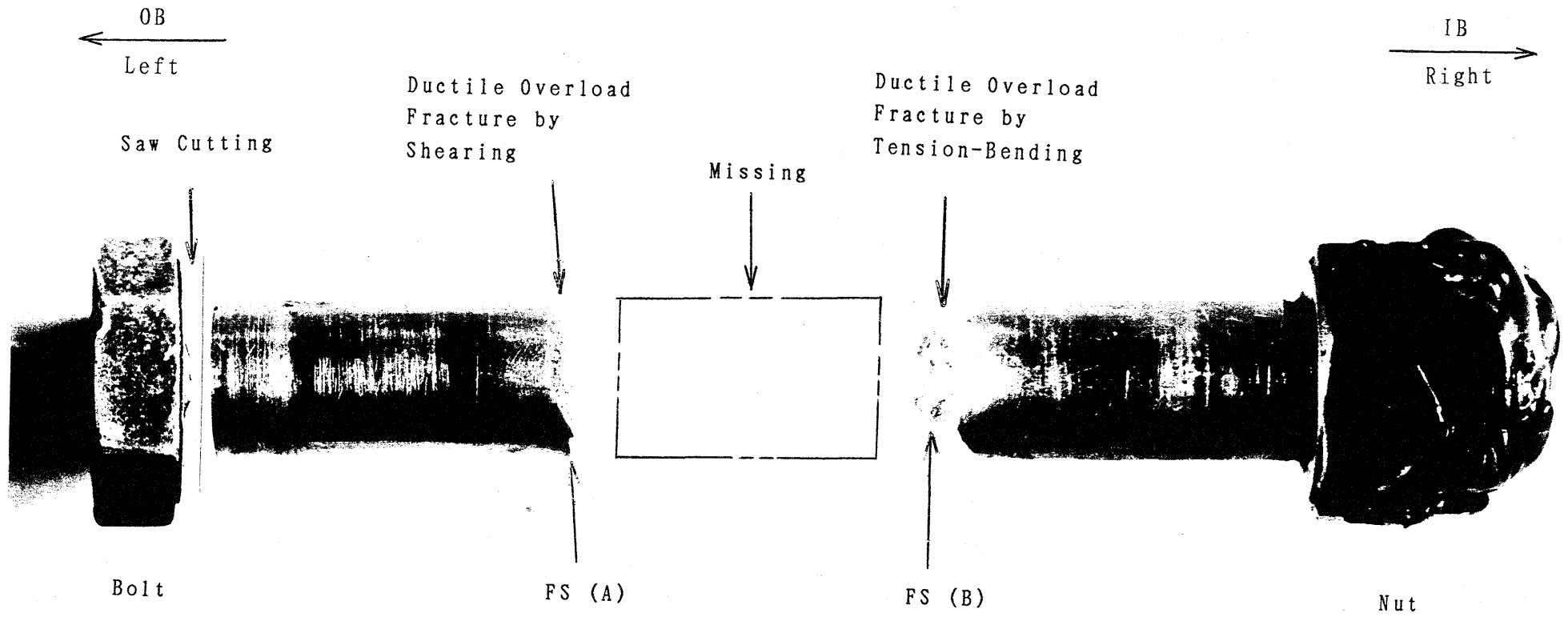
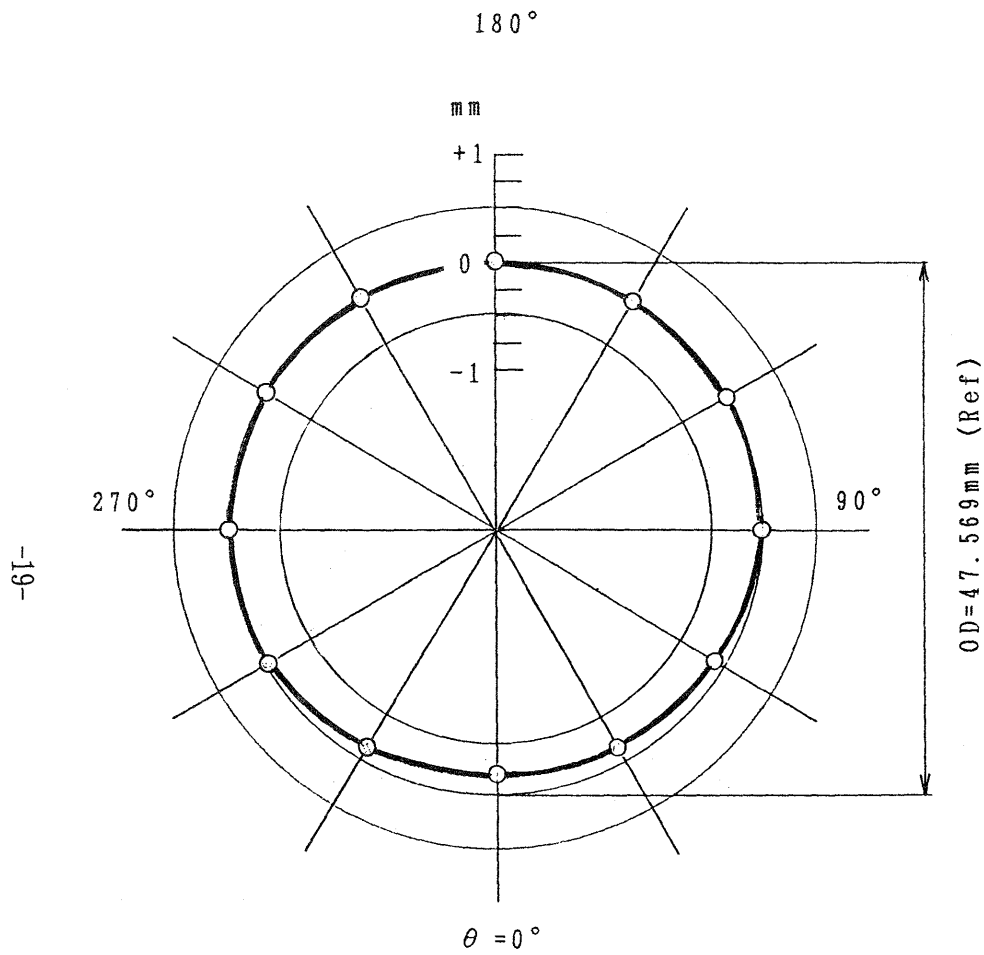
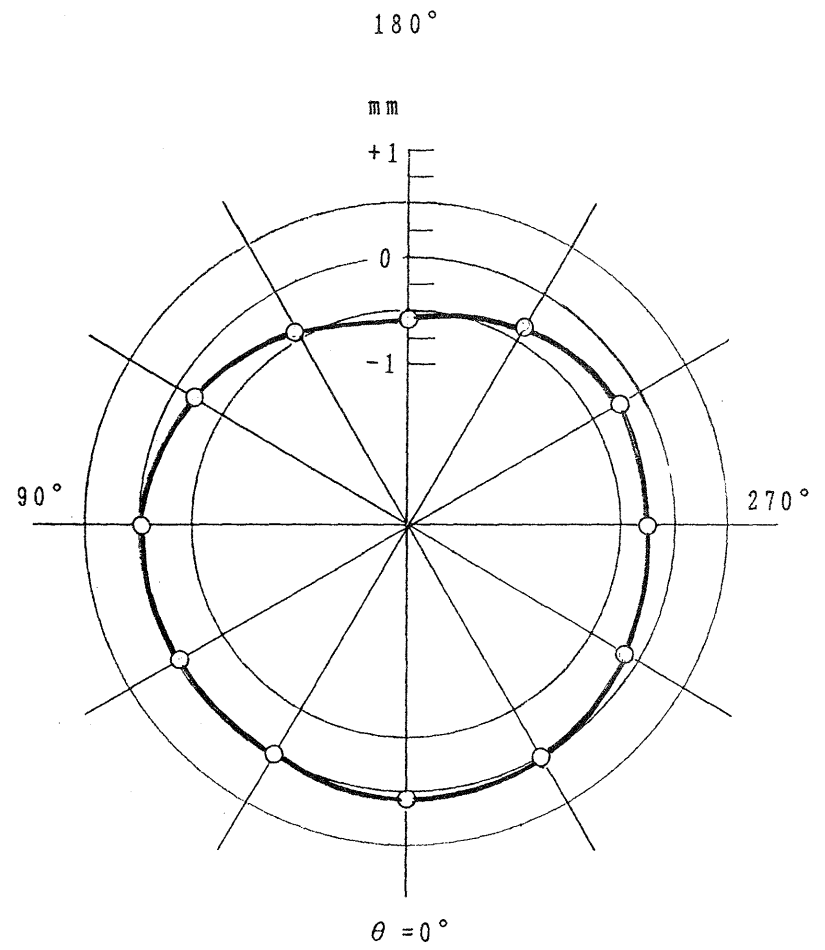


図12. Upper Link FWD Fuse Pin 締付け用ボルトのマクロ観察



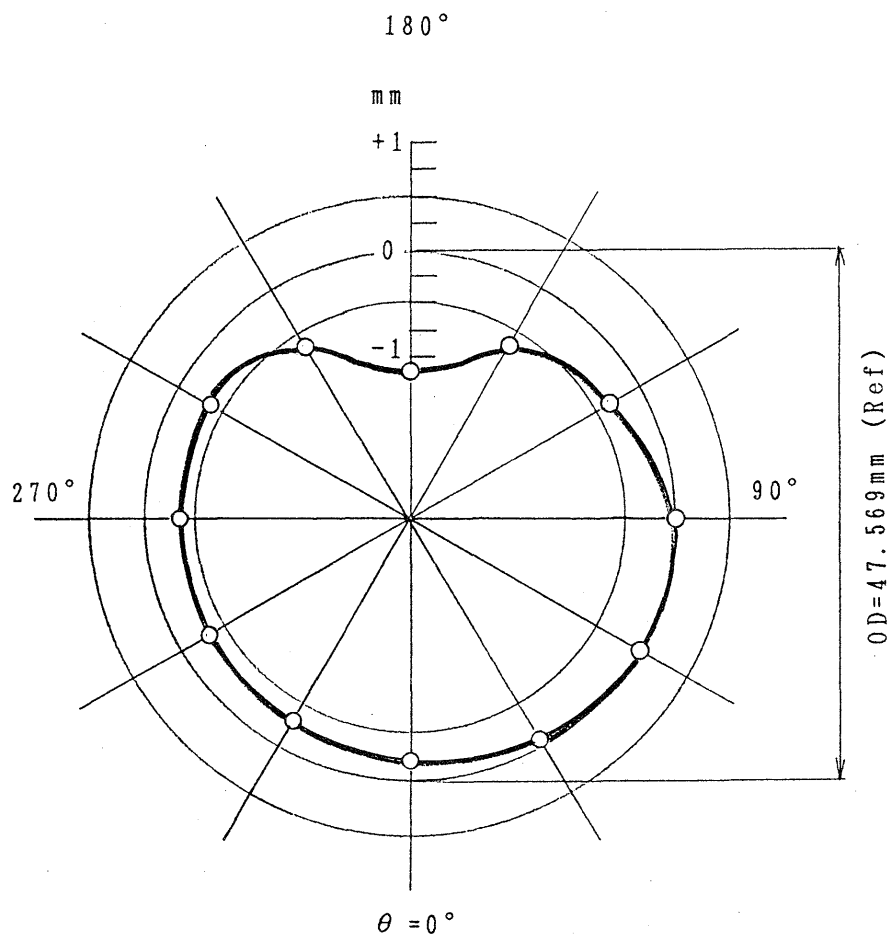


(a) FS 1

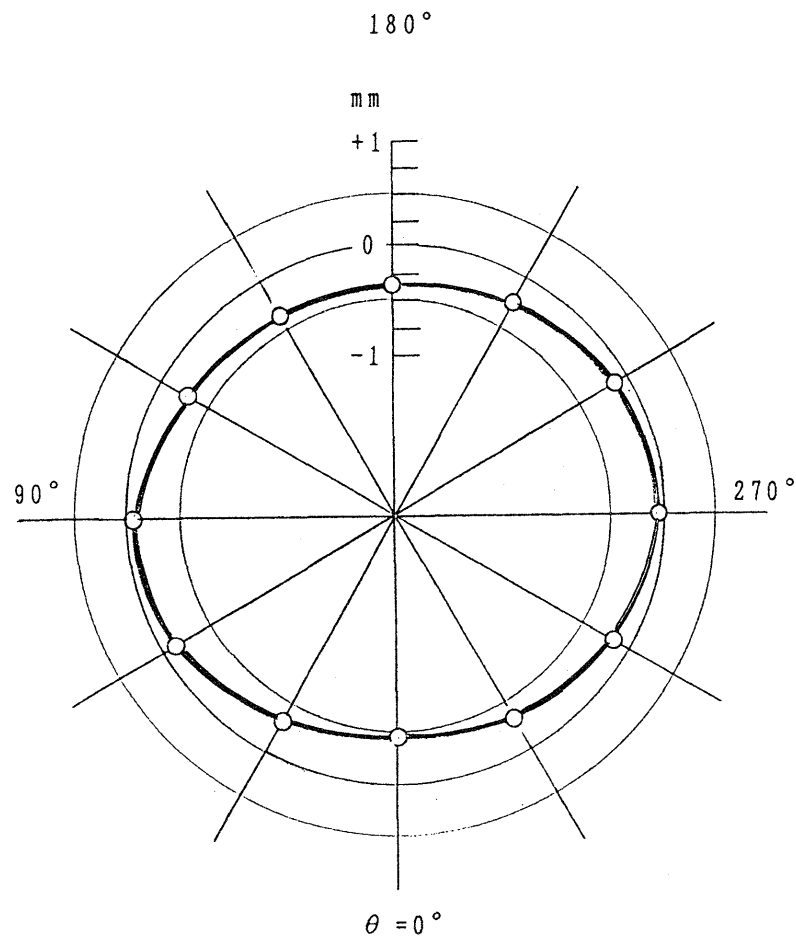


(b) FS 2

図13. Upper Link FWD Fuse Pin の外径変化(その1、FS1と2)

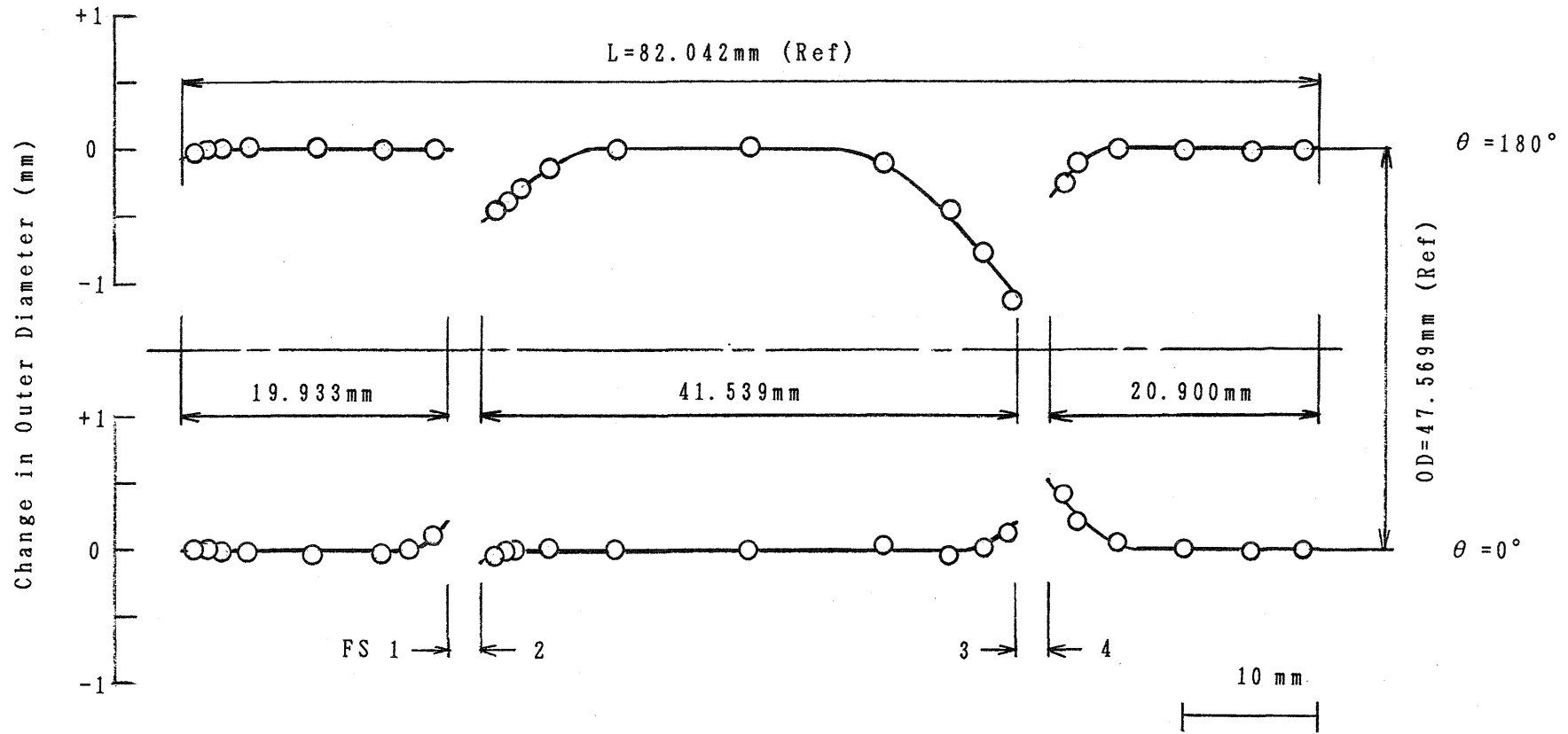


(c) FS 3



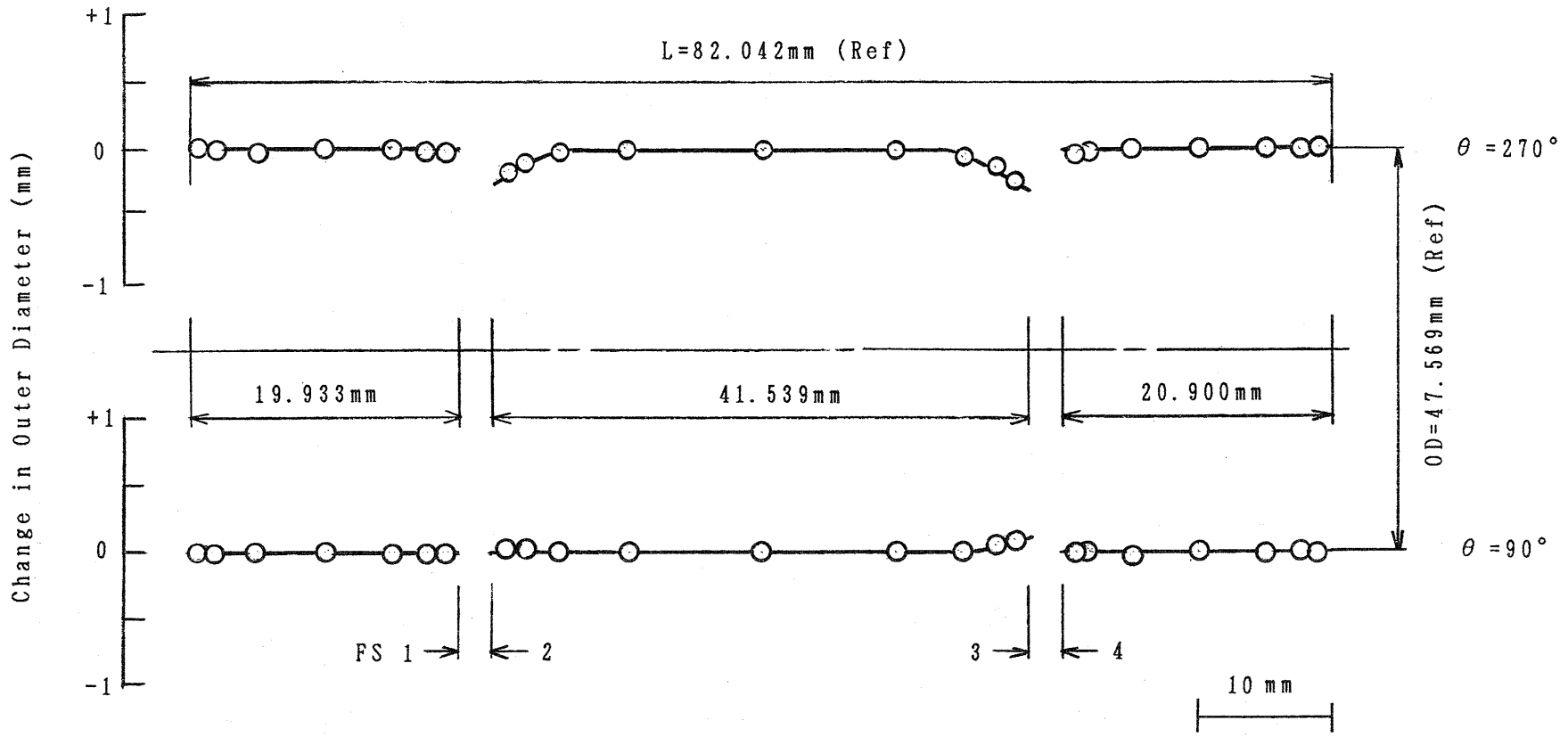
(d) FS 4

図13. Upper Link FWD Fuse Pin の外径変化(その2、FS3と4)



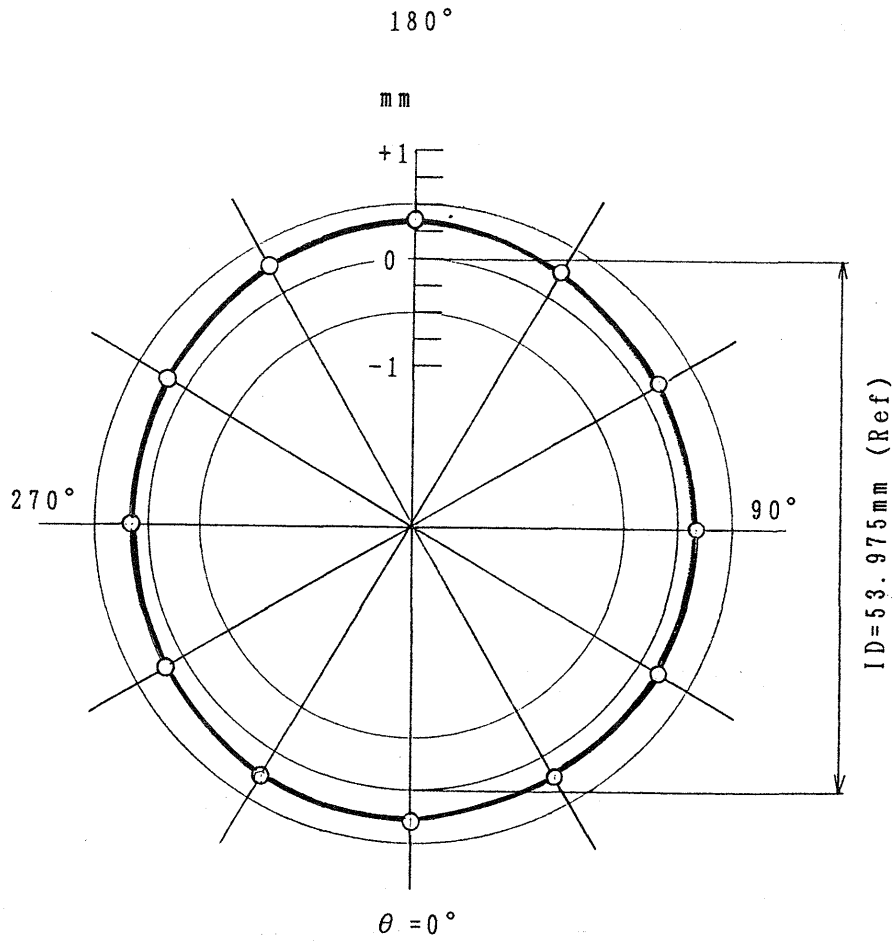
(a) Lateral Section  $\theta = 0^\circ - 180^\circ$

図14. Upper Link FWD Fuse Pin 外径変化の軸方向分布  
(その1、基準参照マークから  $\theta = 0^\circ$  と  $180^\circ$  の位置)

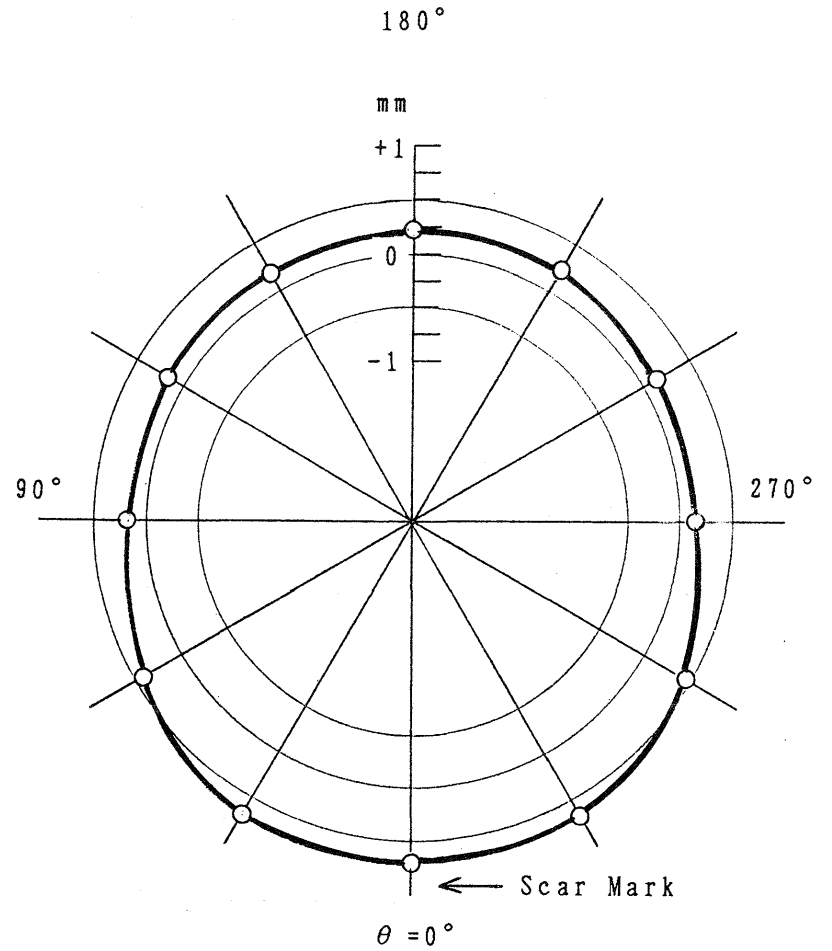


(b) Lateral Section  $\theta = 90^\circ - 270^\circ$

図14. Upper Link FWD Fuse Pin 外径変化の軸方向分布  
(その2、基準参照マークから  $\theta = 90^\circ$  と  $270^\circ$  の位置)

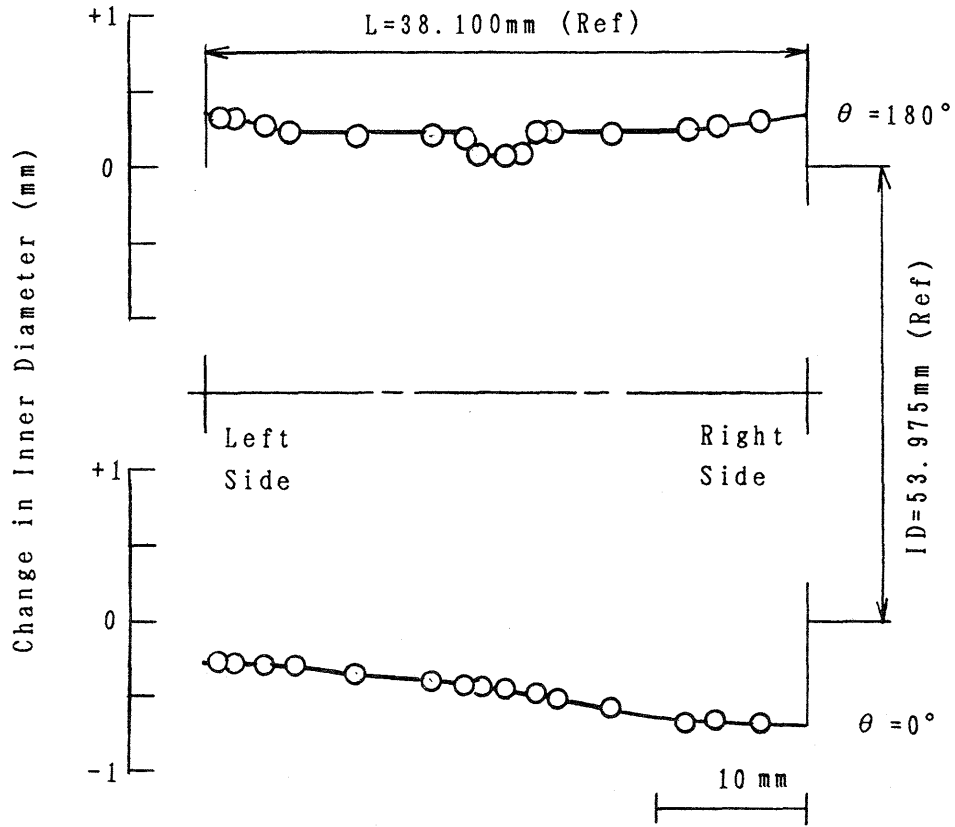


(a) OB or Left Side

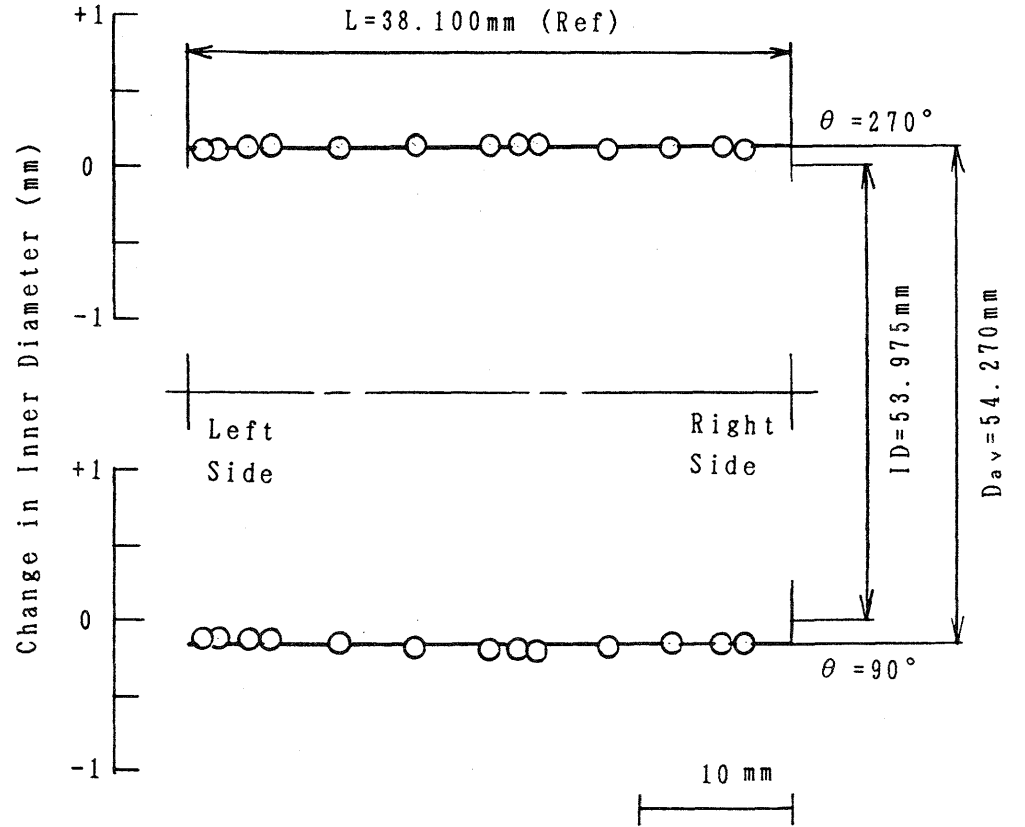


(b) IB or Right Side

図15. Pylon Rear Mount Bulkhead Fittingの内径変化  
(現場(成田空港)において型取りしたシリコンゴムを用いて測定)

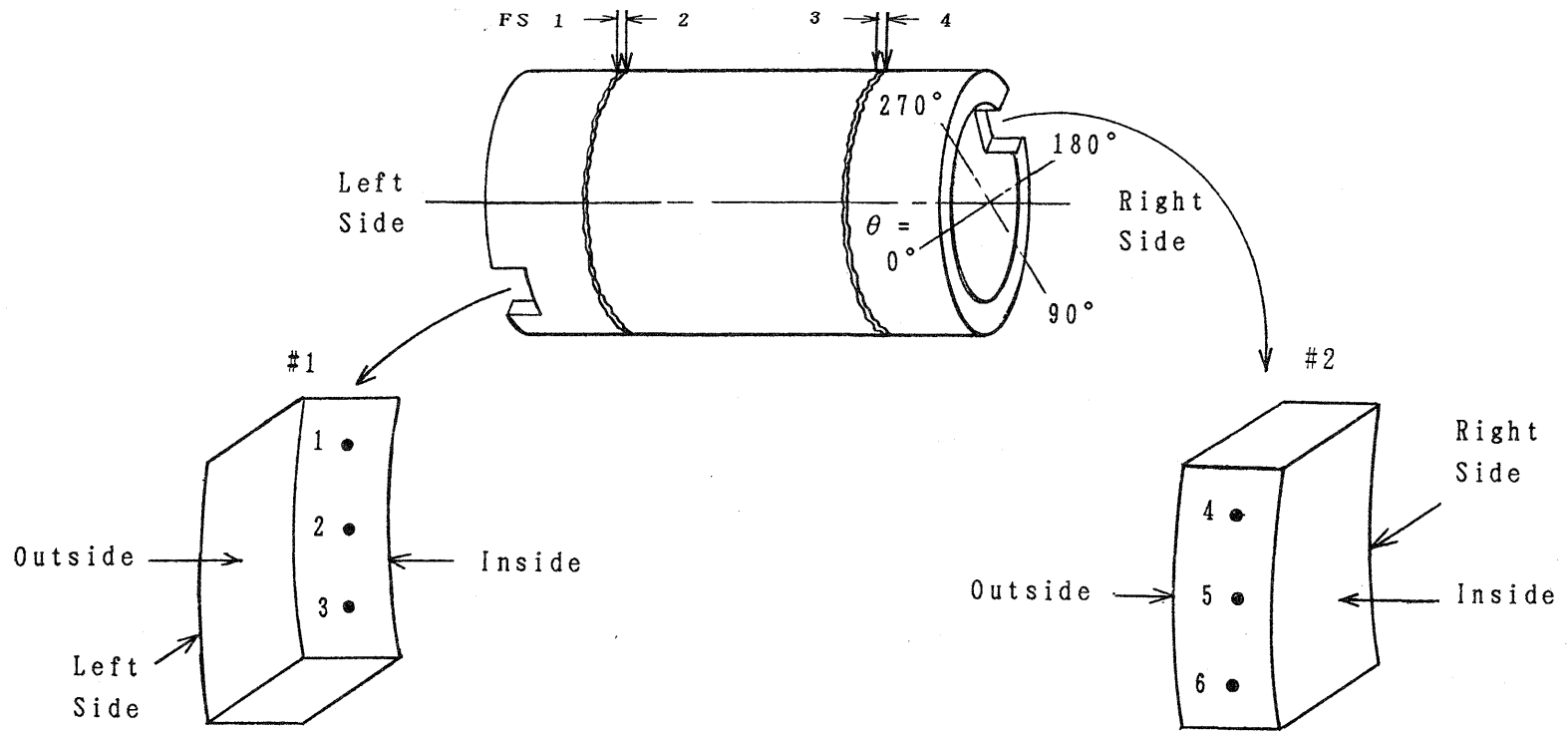


(a) Lateral Section  $\theta = 0^\circ - 180^\circ$

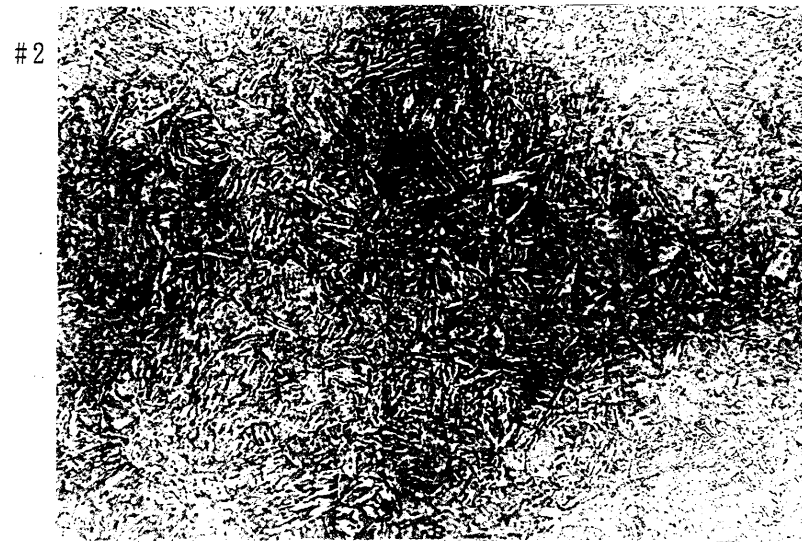


(b) Lateral Section  $\theta = 90^\circ - 270^\circ$

図16. Pylon Rear Mount Bulkhead Fitting内径変化の軸方向分布



(a) Vickers Hardness(HV20)



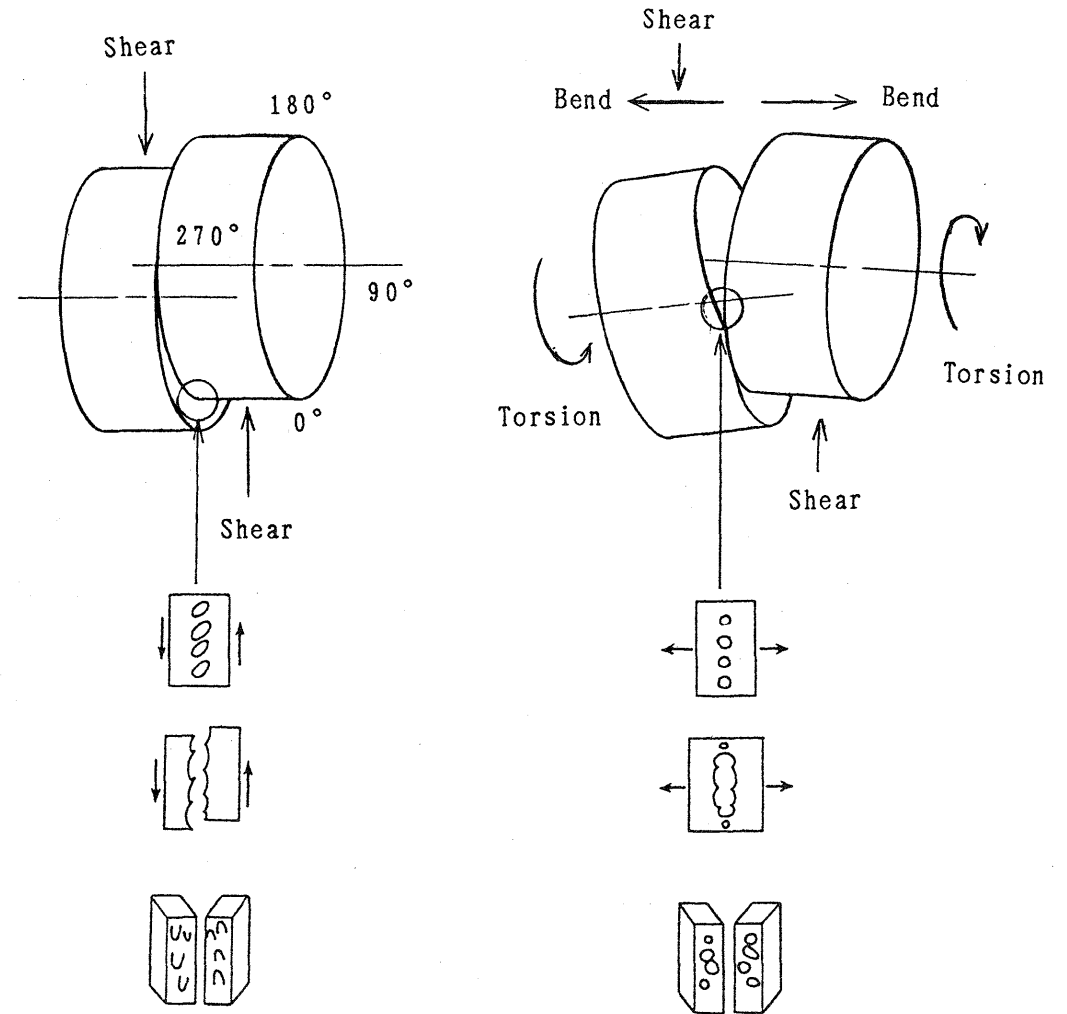
(b) Microstructure

25  $\mu$  m

図17. Upper Link FWD Fuse Pin の硬さ測定と組織観察

## 1. Fuse Pin

- (1) Fuse Pinの外径変化は破面1、4側で小さく、破面2、3側で大きくなった。これは破面1、4側では外側はUpper Link、内側はInsertによって拘束されていたが、破面2、3側では内側が空洞であったことによると考えられる。
- (2) Fuse Pinの破壊は次の順序で起こったと考えられる。
- $\theta = 0^\circ$ 、 $180^\circ$  の付近から伸長ディンプルを伴うせん断破壊が始まる。
  - 残った $90^\circ$ 、 $270^\circ$ の部分では、曲げ荷重が生じるため、等軸ディンプルに近づき、先に $90^\circ$ 付近で破断する。
  - 最後に、 $270^\circ$ 付近で破断するが、この時はねじり荷重も加わり、ディンプルは外径側と内径側で逆になる。



(a) 初期、伸長ディンプル

(b) 後期、等軸ディンプル

## 2. Pylon Rear Mount Bulkhead Fitting

- (1) Fittingの穴の内径は $90-270^\circ$ 方向に比べて $0-180^\circ$ 方向で $0.4-0.8\text{mm}$ 大きくなっていた。

図18. 破壊と変形のまとめ

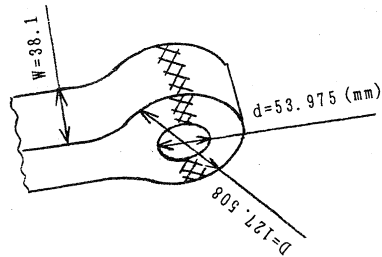


### 1 Pylon Rear Mount Bulkhead Fittingを変形させた力

前提として、図14においてPylon Rear Mount Bulkhead Fittingが0° - 180° 方向すなわち外力作用方向を長軸とする楕円形に変形していたことより、この図の下側の図(a)においてハッチングで示す部分が降伏していたと考えた。この前提に従うと、Fittingを変形させた力Fが式(1)で推定できる。

$$F \geq A_1 \times \sigma_y = 1003 \text{ kN} \quad \dots\dots\dots (1)$$

(A<sub>1</sub> : Fittingの面積、図(a)の設計寸法による。)



図(a) Pylon Rear Mount Bulkhead Fittingの設計寸法

### 2 Fuse Pinに作用したせん断応力

式(1)の力FがFuse Pinに作用したとすると、Fuse Pinに生じるせん断応力τは、式(2)で得られる。

$$\tau = (F/2)/A_2 = 857 \text{ MPa} \quad \dots\dots\dots (2)$$

(A<sub>2</sub> : Fuse Pinの断面積)

一方、金材技研での疲労データシートプロジェクトからの結果によると、引張り強さσ<sub>B</sub>は

$$\sigma_B = 1365 \pm 34 \text{ MPa} \quad \dots\dots\dots (3)$$

平均でσ<sub>B</sub>=1365MPaが得られる。この値をミーゼスの式(τ=σ/√3)で換算すると、引張り強さσ<sub>B</sub>に対応するせん断応力は788MPaとなる。

また、ボーイング社から報告されたFuse Pinの引張り強さはσ<sub>B</sub>=1365MPaと近い値であった。

図19. Pylon Rear Mount Bulkhead Fittingを変形させた力とFuse Pinに作用したせん断応力

付録2 N T S Bによる特別調査報告書（抜粋）

**NATIONAL TRANSPORTATION  
SAFETY BOARD  
WASHINGTON, D.C. 20594**

**SPECIAL INVESTIGATION REPORT**

**MAINTENANCE ANOMALY RESULTING IN  
DRAGGED ENGINE DURING LANDING ROLLOUT**

**NORTHWEST AIRLINES FLIGHT 18  
BOEING 747-251B, N637US  
NEW TOKYO INTERNATIONAL AIRPORT  
NARITA, JAPAN  
MARCH 1, 1994**

**Adopted: December 20, 1994  
Notation 6487**

**Abstract:** This special investigation report addresses the maintenance activity at Northwest Airlines that led to the accident involving Northwest Airlines flight 18, a B-747, during the airplane's intermediate stop at Narita, Japan, while it was flying from Hong Kong to John F. Kennedy International Airport, Jamaica, New York, on March 1, 1994. Safety issues in the report focused on maintenance operations and maintenance work environments. Safety recommendations concerning these issues were made to the Federal Aviation Administration and to Northwest Airlines.

**NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD  
WASHINGTON, D.C. 20594**

**SPECIAL INVESTIGATION REPORT**

**MAINTENANCE ANOMALY RESULTING IN  
DRAGGED ENGINE DURING LANDING ROLLOUT**

**NORTHWEST AIRLINES FLIGHT 18  
BOEING 747-251B, N637US  
NEW TOKYO INTERNATIONAL AIRPORT  
NARITA, JAPAN  
MARCH 1, 1994**

**1. FACTUAL INFORMATION**

**1.1 Flight Synopsis**

On March 1, 1994, Northwest Airlines (NWA) operated flight 18, a B-747-251B, from Hong Kong to John F. Kennedy International Airport, Jamaica, New York, with an intermediate stop at New Tokyo International Airport, Narita, Japan. According to the captain and first officer, the flight, touchdown, and initial landing rollout at Narita, around 1340 Japanese Standard Time, were routine. Engine thrust reversing was normal on all four engines until the flightcrew moved the engine power levers out of reverse thrust at about 90 knots. During the rollout, the No. 1 engine and pylon rotated downward about the midspar pylon-to-wing fittings into a position in which the lower forward part of the engine nose cowl contacted the runway. The primary forward upper link fuse pin was later found fractured within the No. 1 engine pylon.

The airplane was subsequently stopped on a taxiway, with the front of the No. 1 engine still contacting the ground. The lower forward engine nose cowl had been ground away as it slid along the runway. (See figure 1). A fire near the No. 1 engine was rapidly extinguished by local fire fighters, and all passengers remained aboard. They were subsequently deplaned via portable boarding stairs about 30 minutes after the airplane was brought to a stop. There were no injuries.



Figure 1.--No. 1 engine.

## **1.2 Special Investigation Protocol**

The accident that precipitated this special investigation occurred at New Tokyo International Airport, Narita, Japan. The accident and the events leading up to it are being investigated by the Japanese Aircraft Accident Investigation Commission (JAAIC), in accordance with procedures outlined in Annex 13 to the Chicago Convention on International Civil Aviation. The Safety Board assisted the JAAIC, also in accordance with Annex 13, by gathering data at the Northwest Airlines, Inc., (NWA) maintenance base in St. Paul, Minnesota, on maintenance activity regarding the accident airplane. The Safety Board also examined a copy of the cockpit voice and digital flight data recorder tapes. The data gathered by the Safety Board were provided to the JAAIC in June 1994.

The Safety Board performed this special investigation because of the ramifications to the US aviation industry of the maintenance anomaly that precipitated the accident. The Safety Board acknowledges that this report and the Japanese accident investigation report will contain many common elements. However, it should be emphasized that the full report of the investigation will be issued by the government of Japan. This special investigation report addresses the activity at the NWA maintenance facility that led up to the accident and will only briefly describe the operational aspects of the flight and landing at Narita.

As part of the investigation, the Safety Board conducted 18 interviews of NWA maintenance employees, including mechanics, inspectors, and management personnel. The Safety Board also interviewed two Federal Aviation Administration (FAA) maintenance inspectors assigned to oversee the NWA maintenance operations. Appendix B contains summaries of the interviews. The Safety Board also gathered information related to similar maintenance anomalies at airlines other than NWA. Routine Safety Board investigation procedures were followed during this special investigation. Parties involved were the FAA, NWA, the Air Line Pilots Association (ALPA), the Boeing Commercial Airplane Group, and the International Association of Aerospace Workers and Machinists (IAM).

## **1.3 Failure of the Engine Support Fittings**

The fractured forward upper link fuse pin from the No. 1 pylon was recovered in three pieces and was retained by the JAAIC for metallurgical examination. Examination of the pin revealed that it fractured in static overload and that there was no evidence of preexisting fatigue.

Prior to this landing, at some unknown time, the aft fuse pin on the pylon diagonal brace had migrated out of its fitting. The pin was found loose in the pylon structure. It was intact, undamaged, and had no evidence of preexisting defects. The aft diagonal brace fuse pin is normally retained by both a primary retainer (two washer-like retainer caps and a through bolt) and a secondary retention clip (a bolt-on C-shaped bracket). (See figure 2). However, a search of the airplane pylon and engine area, as well as the runway surface at Narita, revealed neither the aft diagonal brace fuse pin primary nor secondary retaining devices.

The March 1, 1994, NWA Fleet Information Register indicates that the airline operates 41 B-747 airplanes of various models. NWA officials stated that 7 airplanes, numbers 6631, 6632, 6636, 6637 (the accident airplane), 6638, 6739 and 6740, of its 31 B-747 aircraft, have the secondary retainers installed on the aft diagonal braces, unless the third generation of pins had been installed. Third generation pins required no secondary retaining devices. (See figures 2 and 3).<sup>1</sup>

The airplane had accumulated 14 flight cycles since the most recent "C" check that was completed on February 21, 1994. A takeoff and subsequent landing constitute a flight cycle.

The day after the accident, NWA personnel advised the Safety Board and the JAAIC that a set of diagonal brace fuse pin primary and secondary retainers had been found in the NWA maintenance facility in an unmarked white cloth bag. According to NWA officials, the bag was found between the hand rail and a piece of "2 by 4" wooden board on the left under-wing work stand. This was adjacent to where work had been performed on the No. 1 engine of N637US. Prior to the accident, N637US had undergone a "C" check at that work stand in NWA's maintenance facility. The "C" check had included maintenance and inspection of the diagonal brace fuse pin lugs.

---

<sup>1</sup>Because of the limited availability of the new third generation pins, the airline was installing the parts based on availability. As a result, any particular NWA B-747 airplane could have two different types of pins installed on the four engine pylons.

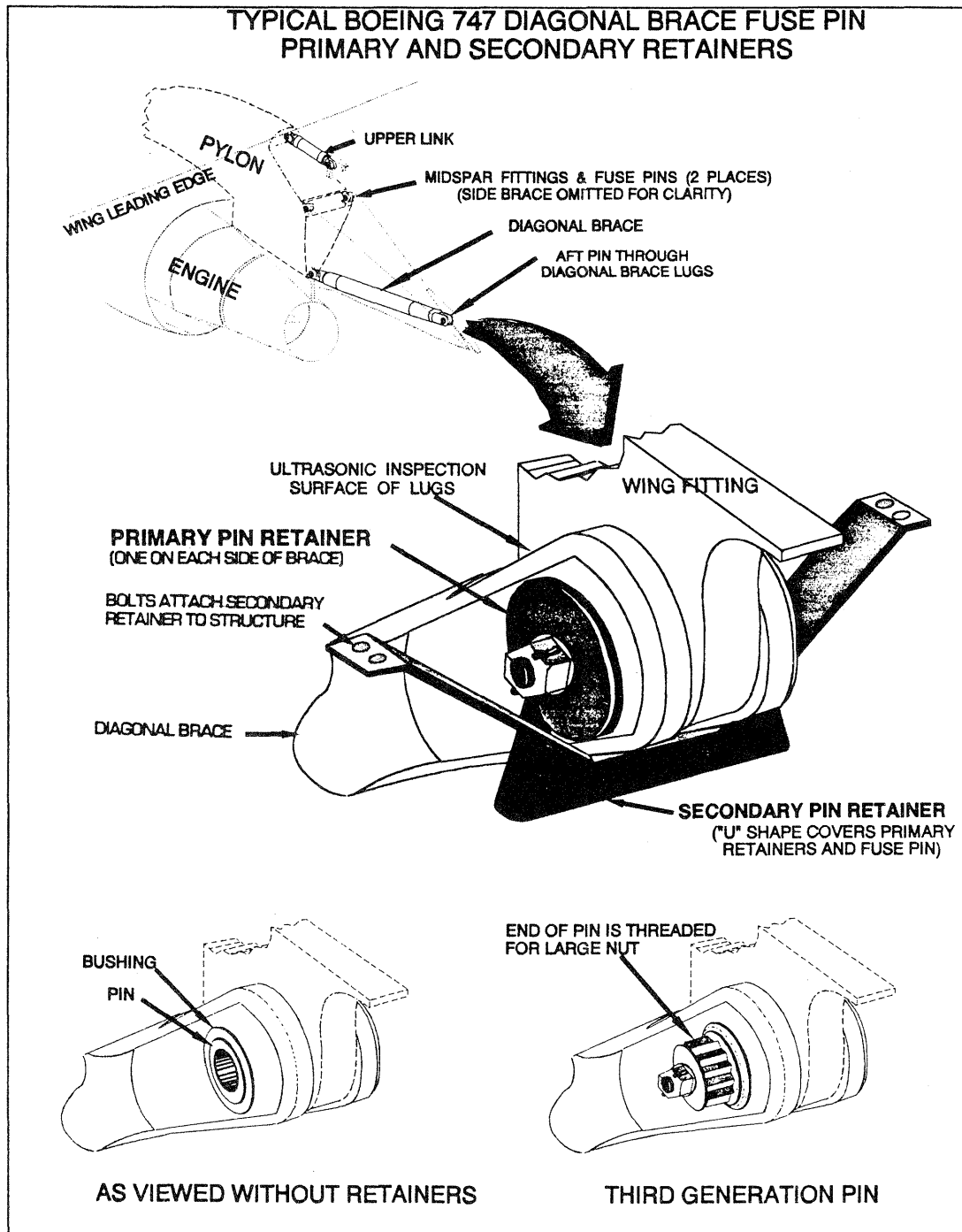


Figure 2.--Diagonal brace attachment details.



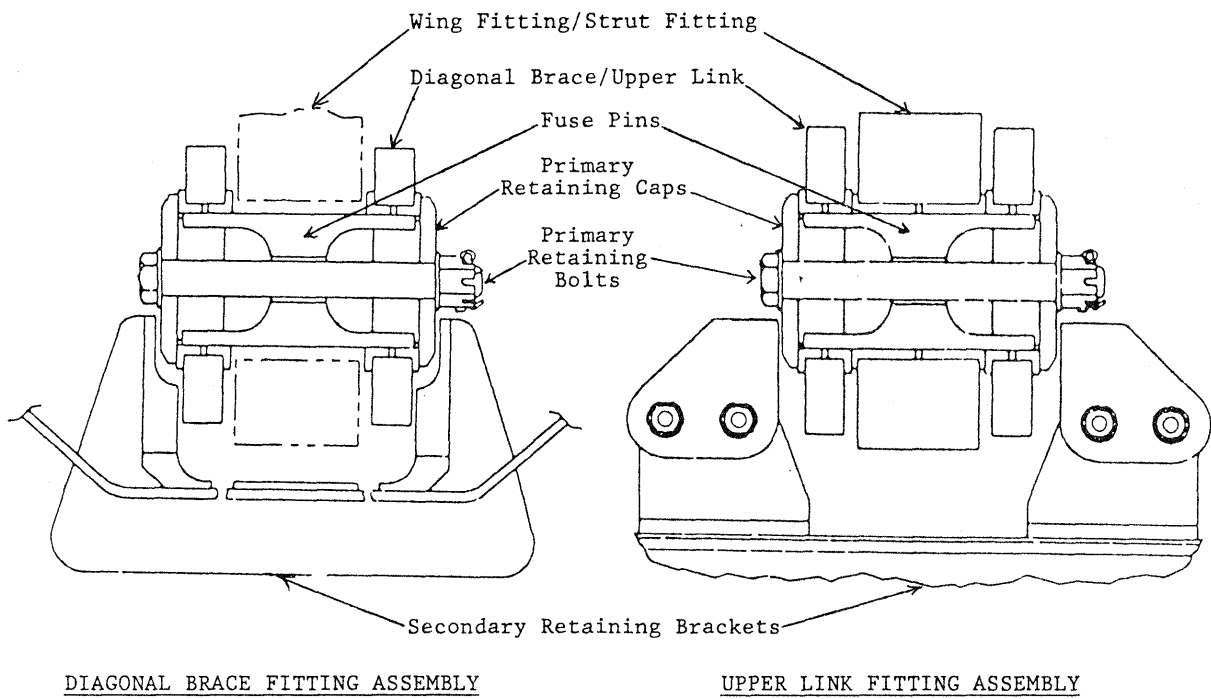


Figure 3.--Diagonal brace and upper link fitting assemblies.

## **1.4 General NWA Maintenance Procedures**

NWA, with the approval of the FAA, had developed overall maintenance-related procedures in the years before the accident. As they relate to this accident, they included:

- (1) Establishment of a General Engineering and Maintenance Manual (GEMM);
- (2) The production of work planning instructions through a computerized system known as CITEXT;<sup>2</sup>
- (3) Monitoring the completion of maintenance actions prescribed by CITEXT.
- (4) Prominent display of red tags when vital components were disassembled or disconnected; and
- (5) The requirement for a final inspection of maintenance actions taken, by individuals not involved in performing those maintenance actions, before approval can be given to close a work area.

### **1.4.1 General Engineering and Maintenance Manual (GEMM)**

The GEMM contained the policies and general operating procedures for the NWA maintenance activities. These include work control procedures, policies for handling paperwork in the hangars, and the like.

### **1.4.2 CITEXT**

According to NWA personnel, the CITEXT system had come to the airline from a merger with Republic Airlines in 1986 and replaced the hard copy, manually generated system then in use at NWA. The CITEXT-generated work cards followed the general instructions contained in the aircraft maintenance manuals. CITEXT policies and procedures are contained in the GEMM. CITEXT cards contain step-by-step instructions for the maintenance activity. NWA

---

<sup>2</sup>A computer-generated maintenance instruction system. CITEXT (Centralized Interactive Text System) is a European-developed software system.

personnel estimated that about 95 percent of the routine maintenance procedures performed were generated by CITEXT, with the remainder coming from maintenance manuals or other instructions.

CITEXT work instructions were written as blocks of tasks. For example, a task might describe opening an access panel, performing a maintenance or inspection activity, and closing the panel. Maintenance planners would use a checklist to identify and organize the correct groups of work tasks. The planned activities were informally reviewed by another maintenance planner and signed by the planner's manager. The tasks were then printed as a sequence of work cards, each of which contained the step-by-step instructions for a maintenance or inspection activity, sign-off areas for maintenance and inspection personnel, and locations of reference information in the GEMM, maintenance manuals, or other sources.

The Lead Mechanics on the shop floor would assign work cards to the individual mechanics, who were to follow the steps called out to complete the tasks. Some groups of mechanics had been segregated into crews, such as a dedicated engine crew. When interviewed about receipt of work cards, several people stated that due to the repetition of using the CITEXT work cards, they skimmed the instructions, looking for changes.

Placement of an "R" in the left margin of a CITEXT-generated card denoted a revision. For example, following the accident at Narita, the CITEXT instruction for inspection of the engine pylon diagonal brace strut lugs was revised to add the ship identification of the seven NWA B-747 airplanes that require installation of a secondary retainer in the pylon aft diagonal braces. The "R" was seen in the margin of the revised cards.

The Safety Board investigation identified numerous problems with the CITEXT system. For example, certain tasks were duplicative, and two cards could call for opening a common access panel. When interviewed, mechanics said that they would write "N/A" (for Not Applicable) when work had already been performed. The Director of DC-10/B-747 Maintenance stated that he was aware that many people had a negative opinion of the CITEXT system and cited other problem areas. The most common CITEXT problems mentioned were conflicts with the airplane maintenance manual, and the lack of graphics and charts. Although the CITEXT system was said to have been developed to provide a single

set of work instructions, the system required extensive coordination with the airplane maintenance manual.

According to NWA officials, at the time of the accident, the CITEXT system was undergoing modifications and improvements, and the improvements were reviewed by groups of users. Still, more than half of the workers interviewed for this investigation were critical of the CITEXT instructions. Many added that the current system was an improvement over the previous system. The Director of DC-10/B-747 Maintenance noted that since system acquisition, many CITEXT problems had been resolved through an established document change program and that one employee specialized in CITEXT changes. A group composed of managers, lead mechanics, and staff from NWA technical publications and maintenance programs met regularly to improve the system. NWA general inspectors were not included in the task force.

#### **1.4.3 Maintenance Training**

NWA maintenance officials stated that regular formal classroom training in NWA general maintenance procedures did not exist. General training was normally informal on-the-job training (OJT), although some employees reported having attended classroom sessions. Lead mechanics were responsible for the instruction of new employees assigned to them. OJT also had been used to teach mechanics and inspectors the subject materials contained in the GEMM for which each individual was responsible.

The airline had seven instructors assigned to B-747 and DC-10 maintenance training. The instructors conducted formal type-specific maintenance training courses for the B-747-100, 747-200, and 747-400. Mechanics assigned to the training were prioritized by training need and time in job assignment. A Director of Training position existed in the maintenance management. The position was vacant at the time of the accident, and the duties had been temporarily reassigned to an acting director.

On July 1, 1992, NWA had modified its maintenance training program and had implemented a program of 1-day familiarization training to be administered to newly hired mechanics. The training included the following topics:

- (1) Company and maintenance organization; including a GEMM overview;

- (2) Company rules and regulations;
- (3) Airplane logbook, manuals, cards and forms;
- (4) SCEPTRE (computerized maintenance tracking system) orientation;
- (5) Hazardous materials; and
- (6) Airframe/Powerplant familiarization.

#### 1.4.4 Nonroutine Discrepancies

During the course of any maintenance activity, including inspections, the NWA maintenance system provided any mechanic or inspector with the ability to identify a "nonroutine" condition or work task. A numbered, red "Unit Inoperative or Removed" (NWA form OM 249) tag could be attached to the airplane in the vicinity of the system affected. The nonroutine card associated with this red tag contains a description of the condition identified, the location on the airplane, and space to record maintenance actions taken to correct the discrepancy. Nonroutine maintenance cards could also be generated for reasons that would not require the generation of red OM 249 tags.

The nonroutine card is comprised of three copies; two copies would be placed on the airplane's "work control board,"<sup>3</sup> and one copy would go into a separate security file. The mechanic taking the work assignment would decide, in accordance with the GEMM, whether the actions should be entered into SCEPTRE. Closure of shop paperwork, prior to return of the airplane to service, required accounting for each nonroutine card. One person noted that the multiple copies prevented missing closure of necessary work items, even though red tags were occasionally lost from the airplane during subsequent maintenance activities, such as airplane washing.

---

<sup>3</sup>A work control board is a pin-on/grease pencil log board devoted to the airplane in work. The board allows control of the shop floor work flow, providing visibility to tasks in progress.

All of the maintenance and inspection personnel interviewed were asked to describe the red OM 249 tags and how to use the forms. The answers were not consistent with respect to how to use the forms, or when to complete them. The majority of mechanics stated that they would complete the form before compromising major components, such as the removal of strut parts. Some mechanics said that although they could do it by themselves, in practice they would bring in an inspector to initiate a red OM 249 tag. Still others said that the red OM 249 tag would be unnecessary if the work could be completed by the end of their shift.

### **1.5 "C" Check Details Relevant to the Engine Pylon Fittings**

Prior to the scheduled nondestructive testing (NDT) inspection of the diagonal brace lugs and other work within the No. 1 pylon, NWA mechanics performing the "C" check were assigned to open the strut aft fairing doors and prepare the diagonal brace and other components for inspection. The written guidance they used for the NDT inspection was a CITEXT work control card titled, "INSP, 66, AD, #1NAC/PYL DIAG B." (See appendix A). Step 4 of this CITEXT card specifies the removal of the U-shaped secondary retention feature from the underside of the wing and the diagonal brace. The procedure does not call for the removal of the primary retention through bolt and washers. Removal of the secondary retention device would allow room to maneuver the transducer of the ultrasonic inspection device. A mechanic accomplished this step and also the next step on the card that specified a thorough cleaning of the diagonal brace lugs. His initials and employee number appear on the sign-off blocks of the CITEXT card for these steps. This individual stated that he did not remove the primary retention devices from the diagonal strut assembly.

The NWA inspector trained in nondestructive testing (NDT) was assigned to ultrasonically inspect both the No. 1 and No. 4 diagonal brace attach point fittings on the accident airplane as part of the "C" check. This inspector used the same CITEXT work cards as used by the mechanic who removed the secondary retainers.

This NDT inspector stated that when he performed his inspection on the airplane's pylon fittings, the primary retainers were installed; however, the secondary retainers had been removed per the CITEXT cards. He did not see a white cloth bag with retainer parts inside, such as the one found later. This individual stated that he had not requested the removal of the primary retainers for any reason in the previous 2 to 3 years because of a change in fitting design. He

also stated that he had never experienced a false ultrasonic reading when testing with the primary retainers in place. The NDT inspector stated that he had not recognized that the secondary retainers were required on this airplane. He marked "N/A" in step 10 of the CITEXT instructions that stated, "Reinstall fuse pin secondary retainers at forward and aft lug locations if removed per step 4 above."

Two of the mechanics who closed the No. 4 engine pylon on February 19, 1994, were not experienced with engine and pylon work. Both of these mechanics were certificated airframe and powerplant (A&P) mechanics; however, they were normally assigned to work on the interiors of the airplanes. During the final close-up operation on the airplane, one of these mechanics found a white cloth bag containing the primary and secondary retainers for the No. 4 pylon (as opposed to the No. 1 pylon) attached to the side of the "batwing" door. Neither the mechanics nor their supervisors had considered looking inside the No. 1 pylon, they said.

An examination of the No. 4 engine pylon area by mechanics revealed that the required fuse pin retainers had not been installed on the No. 4 pylon diagonal brace. The retainers found in the cloth bag were then installed, and the airplane was subsequently rolled out for the operational check. The No. 1 engine and pylon had already been inspected and closed before the discovery of the uninstalled retainers on the No. 4 engine pylon. There was no attempt to reinspect the No. 1 pylon diagonal brace or to take long-term corrective actions at that time.

Preparations for the removal of the airplane from the hangar were accomplished on the night of Saturday, February 19, 1994. The "C" check inspection of the airplane was completed 4 days earlier than had been estimated by the work planning group. The airplane was rolled out for an operational check in the early morning hours on Sunday, February 20, 1994, and was released for revenue service on Monday, February 21, 1994.

During the investigation, another airplane undergoing pylon maintenance was examined. Red OM 249 tags were seen in the area of the diagonal brace fuse pins. One was tied to a hydraulic line located near the No. 4 pylon diagonal brace attachment point, and one red tag was also seen near the No. 1 engine access panel (the outboard batwing door). Most of the maintenance and inspection personnel interviewed reported that they did not remember seeing any red tags attached to the No. 1 pylon area on the accident airplane.

The work planning documents for the "C" check on the accident airplane did not call for removal of any diagonal brace aft fuse pin primary retainers. The NDT inspector stated that the primary retainer for the No. 1 diagonal brace was in place when the NDT inspection occurred. The Safety Board also learned that the No. 1 diagonal brace aft fuse pin (as opposed to the primary retainer) was removed during maintenance activity following the NDT inspection of the diagonal brace lugs. The mechanic that related this to the Safety Board stated that he was assigned to check for and remove rust in the area around the No. 1 pylon upper link. Although he found no rust in this area, he did note a migrated upper link bushing and generated a nonroutine work card for rework of the bushing. The discovery of the migrated bushing necessitated the removal of the No. 1 engine and then the upper link, so work on the upper link bushing could be accomplished. During reinstallation of the upper link, the aft diagonal brace fuse pin was removed to facilitate refitting of the upper link to the pylon, because of weight distribution within the pylon.<sup>4</sup> He said that neither the primary or secondary retention devices were in place when he removed and subsequently reinstalled the No. 1 pylon aft diagonal brace fuse pin. He closed by stating that because the diagonal brace fitting/pin system was only compromised by him for a few minutes, no nonroutine paperwork or red OM 249 tags need be generated. None of the mechanics interviewed stated that any maintenance of this sort was done on the No. 4 pylon upper link, or the No. 4 pylon aft diagonal brace.

## **1.6 Maintenance Personnel Information**

### **1.6.1 Maintenance Personnel Hierarchy**

The maintenance personnel in the NWA wide-body hangars have three intermediate levels of supervision. The first level of supervision is that of the lead mechanic (formally called a crew chief). They make specific job assignments and directly oversee the work of mechanics. Maintenance managers, the second level of supervision, supervise and oversee the work by one or more of the lead mechanics. The Director of B-747 and DC-10 Maintenance is in charge of the hangar maintenance staff, which includes the mechanics, lead mechanics and managers, but he has no authority over inspection personnel. The Director of B-747 and DC-10

---

<sup>4</sup>This mechanic stated that normally the closer, forward diagonal brace pylon fuse pin would have been removed, but that in this case, the aft primary and secondary retainers had already been removed by someone else, thus simplifying his job.



Maintenance is also responsible for employee training, shop safety, and maintaining an acceptable level of performance of his subordinates and reports to the Vice President of Maintenance Operations. A Vice President of Technical Operations is above the Vice President of Maintenance Operations.

#### **1.6.1.1 NWA Inspection Organization**

NWA has a Vice President of Engineering, Inspection, and Quality Assurance. The Director of Central Inspection/Chief Inspector reports to the Vice President and is responsible for the inspection managers and individual inspectors.

#### **1.6.2 Shop Shifts and Staffing Levels**

NWA's hangars 5 and 6 at the Minneapolis/St. Paul International Airport (MSP) were dedicated to NWA's B-747 maintenance operations. Aircraft maintenance procedures were performed 7 days a week on three 8-hour shifts. The first shift started at 0648 and ended at 1548; the second shift operated from 1548 to 2248; and the third shift from 2248 to 0648. Maintenance technicians (mechanics) were permitted by union seniority to bid on the shifts they wanted to work.

The Director of B-747 and DC-10 Maintenance stated that 545 people work under his control. He said that 252 of the 545 people were assigned to the first shift. Concerning weekend shifts, he stated that there have been some shift coverage problems, and that on weekends 250 people work the first shift, 130 work the second shift, and 34 work the third shift. He also stated that overtime for personnel in January 1994 was 14 1/2 percent over a 40-hour work week, February 1994 was 20 percent, and, for the first 6 days of March, it was 6 percent. Due to less desire for weekend work, the maintenance and inspection staffs frequently did not work in their usual functions. Individuals worked with constantly changing crews and worked in different settings than they were accustomed.

#### **1.7 The Physical Environment of Hangars 5 and 6**

The Safety Board examined the physical environment of hangars 5 and 6. Both hangars have work stands (known as wing docks) located under the wings of B-747s, under the tail surfaces, and at other locations around the airplane. The wing docks in hangar 6 were constructed of scaffolding with plywood decking that provided openings for wing jacks and other maintenance equipment. Loose wooden planks were on the wing docks, some of which were laid across open areas to

connect the wing dock to the engine stands, more than 8 feet above the concrete floor. At least one inspector expressed personal safety concerns when he had to rely on the wood planks between the docks to perform his inspections. He said that after becoming tired of climbing down from the wing dock and back up the engine stand, he reluctantly used the temporary wood bridges between the docks.

There were fixed lights on the wing docks to illuminate the underside of the wings and the airplane; however, many of the light fixtures were either covered with paint overspray and provided poor illumination, or were not in use. Mechanics were observed using portable work lights and flashlights when they were working on the undersides of the airplanes. One employee stated that hangar 6 had previously been used for painting airplanes, and that it resulted in paint overspray on the light covers. In contrast, the wing docks in hangar 5 were permanent fixtures that permitted the use of space below the stands. Light levels in the work areas of hangar 5 were higher than in hangar 6.

During the inspection of hangar 6 by Safety Board investigators, a No. 4 engine pylon from a B-747-400 undergoing maintenance had been removed and was placed on a floor stand located under the No. 4 engine position. Other parts removed from the airplane were also placed in racks for parts and on the hangar floor. A ladder stand was adjacent to the No. 4 pylon with a partitioned wooden box on the top step that contained fuse pins and retainers from the No. 4 pylon. The parts overfilled the partitioned areas, and the fuse pin bearing surfaces were resting against each other. On two separate shop visits, investigators observed this box in the same location.

Other stored parts were located on racks located in the hangar area. Part storage was different in different work areas. Some areas were neat, with parts clearly placed in an orderly fashion on the racks. However, as with the wooden box containing fuse pins from the subsequent airplane, storage of vital components was not the same in all areas.

## **1.8 Other Incidents and the Boeing Response**

Migrations of upper link fuse pins or diagonal brace fuse pins have been reported on five occasions by several airlines prior to the NWA Narita accident. One of these resulted in an accident similar to this accident. The other four were discovered during routine maintenance. One other instance of pylon fuse

pin migration has occurred since the Narita accident. All of these incidents were attributed to the improper assembly of the components during maintenance.

The pin migration incident that caused the earlier accident involved Air India flight 132 on May 7, 1990. In this incident, an upper link fuse pin fractured immediately after a harder-than-normal touchdown. The engine also rotated to the runway surface around the midspar fitting, as seen at Narita. In this instance, prior to the accident, the aft fuse pin on the diagonal brace had also migrated out of its fitting. According to the Indian investigation report, the fuse pin was found intact at the side of the landing runway with the retaining bolt and nut installed; however, the primary retaining caps were not installed. The Government of India presented the following cause of the accident in its final investigation report:

The accident was caused due to the migration of the improperly installed diagonal-brace aft fuse-pin of the No. 1 engine from its fitting which substantially reduced the load carrying capability of the engine fittings resulting in failure of the upper-link forward fuse pin due to excessive loads on account of probably improper landing leading to a partial separation of engine and fire.

On July 5, 1990, following the Air India accident, Boeing issued Service Letter 747-SL-54-35, suggesting operators ensure that fuse pins are correctly assembled and recommended incorporation of the secondary retention devices at the earliest maintenance opportunity. Following the Narita accident, Boeing issued a revision to the earlier service letter (Service Letter 747-SL-54-35-A). This document stated:

While the 747 nacelle strut upper link and diagonal brace load paths are redundant, the struts were not designed to be fully fail-safe with a member disconnected. The struts were designed for safe separation under conditions exceeding ultimate design loads. The struts have limited fail-safe capability for a detached upper link or diagonal brace. This capability exceeds normal operating loads. However, the fatigue life of the remaining member may be significantly reduced.

The service letter included advice to customers that all fuse pin installations must be correctly assembled and that established maintenance procedures should be adequate to account for all removals and reinstallations of the

pins and retention hardware. It also recommended that operators incorporate the secondary retention devices at the earliest maintenance opportunity. No other corrective actions were initiated by Boeing or the FAA at that time.

Following the discovery of one more migrated fuse pin after the Narita accident, on August 26, 1994, Boeing issued Service Letter 747-SL-54-35-C.<sup>5</sup> This service letter reiterated the information contained in the earlier service bulletins on this issue. It also stated that the service bulletin requiring the inspection and replacement of diagonal brace fuse pins (SB 747-54-2153) will be revised by the first quarter of 1995 to include the part number callout in the removal and installation steps. This, Boeing states, will ensure parts accountability during installation.

### **1.9 FAA Oversight**

The principal maintenance inspector (PMI) for NWA has held that position since 1985. He was not responsible for the maintenance oversight of other operators, and he was assisted by two assistant PMIs and six partial program managers (PPMs), one for each type of airplane in NWA's fleet. The PMI stated that he believed NWA was a "compliance-oriented" airline and that company management was professional and cooperative. He was of the opinion that the CITEXT system has improved overall maintenance at NWA, and that it had also made it easier for the FAA to monitor NWA maintenance activity.

The PPM for the NWA B-747 fleet had held that position for 5 months at the time of the accident. For approximately 5 years before he became the PPM for B-747s, he was the PPM for the NWA Airbus A-320 fleet of 50 airplanes. He stated that he often visits NWA hangars 5 and 6 to observe various maintenance operations, and, in fact, attempted to do so at least one night a week. He said that his surveillance also included weekend activity when he observes work accomplished during the inspections. He then followed the paperwork generated by the maintenance to compare work performed against work required. Part of this surveillance procedure was to compare the contents of the CITEXT-generated work cards with GEMM and maintenance manual requirements. There was, however, no formal program (outside of his real-time shop observations and

---

<sup>5</sup>Service Letter 747-SL-54-35-B corrected two references in Service Letter 747-SL-54-35-A.

comparisons) to compare a general, random sampling of CITEXT-generated work cards with GEMM and maintenance manual procedures. He also stated that most of his inspections took place after a particular maintenance operation had been completed. In addition, he said that the FAA regional office established his work program, and required that at least 35 percent of his time be dedicated to actual airplane surveillance.

According to FAA personnel, routine surveillance, unless it was required for compliance with airworthiness directives or other specific tasks, did not include monitoring the preparation of work instructions, storage and the documentation of parts removed from airplanes (housekeeping), or audits of completed work.

#### **1.10 Actions Taken by NWA Since the Accident**

Since the accident at Narita, NWA has taken the following actions to preclude recurrence of the maintenance anomaly.

1. The NWA Central Engineering Division has revised all engineering orders that require the removal of engine strut fuse pin components. These engineering orders now contain a step that requires inspection signoff and that specifically address reinstallation of all fuse pin retention hardware.
2. The NWS Production Planning Division has accelerated accomplishment of the Boeing service bulletin concerning engine strut third generation fuse pin installation. All B-747 airplanes will have third generation pins installed by April 1, 1995.
3. The NWA Systems and Automation Division is in the process of replacing the CITEXT system with the AMI-Task system job instruction cards that include graphics. AMI-Task will be ready for B-747 periodic maintenance checks by September, 1995.
4. The NWA Technical Publications Division has revised OM-249 red tag procedures via a revision to the CITEXT cards concerning pylon strut removal, installation, and opening and

closing of the pylon to insure midspar fuse pin retainer installation.

5. The NWA Technical Operations Training Division has intensified technical training of mechanics throughout the NWA maintenance system. Also, in conjunction with the FAA, Boeing, and the IAM, NWA is implementing a Maintenance Error Decision Aid concept that addresses human factors principles in hangar work procedures.

## 2. ANALYSIS

### 2.1 General

The Safety Board examined NWA's overall maintenance practices and procedures, reviewed the airplane's "C" check records, and analyzed why the airplane was returned to service without the primary and secondary aft diagonal brace fuse pin retainers installed on the No. 1 engine pylon.

The Safety Board determined that the secondary retainer for the aft fuse pin on the No. 1 and No. 4 engine pylon diagonal brace had been removed, as required and directed by the CITEXT system, to permit NDT of the diagonal brace end fittings. The inspector who performed the NDT stated that he signed the paperwork, indicating that he performed the required tests, then further stated that he also signed N/A (not applicable) in the blocks that direct the reinstallation of the secondary retainers. The person(s), who removed the primary retainers, and the reasons for their removal, were not identified. The Safety Board could not determine why there were no nonroutine work cards generated or red OM 249 tags applied to the aircraft structure in the vicinity of the primary retainer, after its removal, as required by the GEMM. Although a red OM 249 tag could have been accidentally lost by washing the airplane or other maintenance, a mechanic performing nonroutine parts removal should have generated the nonroutine card paperwork to ensure that the removed parts (in this case the primary and secondary retainer set) were reinstalled and that the area was inspected. The security copy of both the nonroutine work card and the red OM 249 tag, in addition to redundant copies of both forms contained in the work control package, should have precluded the closing of the paperwork prior to the release of the airplane.

The evidence indicates that several important maintenance procedures were either not followed or were followed incorrectly during the maintenance and inspection of the airplane. On February 20, 1994, after all "C" check maintenance actions were considered to have been completed, the airplane was dispatched for revenue flights. After the airplane was returned to service, it completed 14 cycles without incident, prior to the accident flight. The diagonal brace aft fuse pin migrated out of the fitting at some point during the 14 flights, and the upper link fuse pin failed in overload during rollout at Narita.

## **2.2 Maintenance Procedures**

### **2.2.1 General**

The evidence indicates that several of the previously established procedures were either not followed or were followed improperly. They include:

GEMM procedures;

Organizing, describing, and tracking the performance of maintenance actions through a computerized system known as CITEXT;

Monitoring with CITEXT the completion of maintenance actions taken;

Application and prominent display of red OM 249 tags when systems were rendered inoperative or unserviceable; and

Requiring a general visual zonal inspection of the work area before closure.

### **2.2.2 Fuse Pin Retainers**

A given B-747-200 airplane could have two different types of pylon retention fuse pins installed on the four engine pylons. The mechanic performing maintenance on the pylons would be unable to determine the particular pin installed by looking at the CITEXT card. Only by close inspection of the pin could he or she determine the particular generation of pin installed. In addition, only the second generation fuse pins had secondary retainers installed and required removal for inspection.

### **2.2.3 CITEXT Procedures**

The CITEXT card relevant to this accident specified steps to be carried out to perform the ultrasonic inspection of the engine strut diagonal brace aft lugs to ascertain if crack indications were present. Step 4 of the procedure called for the removal of the secondary fuse pin retainer to allow access for the ultrasonic inspection. The CITEXT card did not direct the removal of the primary fuse pin.



However, the evidence suggests that both the secondary and primary fuse pin retainers were removed from the No. 1 and No. 4 engine pylons at some point. Only the last minute fortuitous finding of the fuse pin retainers near the No. 4 engine pylon prompted their reinstallation on that pylon.

None of the maintenance personnel that Safety Board investigators interviewed, including all who had worked on the No. 1 or No. 4 pylon diagonal braces, had knowledge of the person who had removed the primary fuse pin retainers from either diagonal brace. Consequently, the Safety Board was unable to identify the individual who had removed either primary retainer, the mechanic who had failed to reinstall the No. 1 diagonal brace primary or secondary retainer, or the specific reason why the primary fuse pin retainers were removed when such action was not specified in the CITEXT instructions. Neither could it be determined why red OM 249 work tags were not placed on the diagonal brace to indicate that a system was compromised.

The Safety Board noted the apparent compartmentalization of maintenance tasking in a large maintenance organization such as that of NWA. The mechanic, who removed the No. 1 pylon aft diagonal brace fuse pin for several minutes to facilitate reinstallation of the No. 1 pylon upper link, was not concerned that the pin was not retained in its fitting in any manner. He believed that the retaining device or devices had conveniently been removed for some valid reason by other mechanics already, that the brace/fitting/pin system was only compromised for a few minutes, and that he would return the system to its exact previous state. Therefore, in his mind, no nonroutine card needed to be generated, and no red OM 249 card needed to be attached in the diagonal brace area. Had he, or any one of his various supervisors, been more aware of the overall maintenance plan for the No. 1 pylon area, the existence of a retainerless fuse pin so late in the "C" check process might have been recognized as an anomaly, and this accident might not have occurred.

The Safety Board examined the quality of the instructions on the CITEXT card to determine how the wording on the CITEXT might have played a part in the accident. Although the relevant card in this accident was created for the maintenance to be performed on the airplane, as well as the particular day in which the maintenance actions were to be carried out, it did not specify the type of fuse pin present on the particular pylon or whether secondary fuse pin retainers were required to be present. Step 4 of the procedure called for the removal of the fuse pin secondary retainer "if installed."

This step is straightforward. If secondary retainers are present when the airplane arrives for maintenance, then they must be removed before NDT inspection of the fitting. However, the necessity for the reinstallation of the secondary retaining devices is not as obvious. The mechanic is required to perform several actions as part of step 10 of the CITEXT card. Nevertheless, these relatively simple actions required the application of different skills. The mechanic first had to examine the pin to determine the type that was installed. Based on this examination, the mechanic then had to perform the necessary maintenance action, as appropriate to the type of fuse pin retainer installed. No guidance was present on the card to help the mechanic determine the potential need for the secondary fuse pin retainer, or to assist in identifying which generation fuse pin was installed. Perhaps more important, no feedback was available to the mechanic to indicate whether his or her determination had been correct.

The mechanic who removed the No. 1 engine secondary fuse pin retainer prior to the NDT estimated that he had performed that task 50 to 100 times over a period of about 4 years. He had previously been employed 22 years performing aircraft maintenance in the U.S. Navy. He also displayed competence in the documentation of work and in the use of "nonroutine" documents. The Safety Board believes that his experience with the airline and with the Navy was sufficient to provide him with an appreciation for the need for full adherence to required maintenance action directions. His experience would not support the type of carelessness in reading and applying instructions that led to this accident, if indeed he removed and failed to reinstall the relevant fuse pin retainers.

NWA mechanics performed their maintenance according to directions on the CITEXT cards. According to NWA, information on the cards originated in the approved airplane maintenance manual and was tailored to the records of previous maintenance actions taken on each airplane. The CITEXT cards were meant to be used as work cards that "translated" procedures referenced in the airplane maintenance manual into a series of maintenance-related actions.

All of the mechanics that the Safety Board interviewed indicated that with CITEXT, they continued to refer to the maintenance manual. The potential for confusion was high among mechanics who were attempting to adhere to the GEMM, coordinate with the maintenance manual, and follow the CITEXT directions.

The Safety Board believes that NWA could have eliminated the potential for confusion among mechanics by clarifying the instructions on the CITEXT card in question. This could have been accomplished by stating on the card that the removal of the secondary fuse pin retainers is necessary only on specific pylons equipped with second generation fuse pins and supplying graphics on the card. Since the accident, NWA has addressed the potential for confusion over retainer types by modifying the text in the CITEXT according to the type of pin installed. Nevertheless, the Safety Board is concerned that the potential for confusion from unclear CITEXT directions may exist elsewhere in the NWA maintenance system. If so, mechanics could become confused by required maintenance actions and might perform an unnecessary action, as a mechanic did on the accident airplane. Therefore, the Safety Board believes that NWA and the FAA should review the NWA CITEXT system, and, where practical, require the modification of sections that refer to actions, components, or systems that are specific to particular airplanes to ensure that the maintenance action requested conforms to the maintenance action required for the specific airplane.

The No. 1 pylon aft diagonal brace primary fuse pin retainer was removed for some unknown reason, at some unknown time, during the "C" check. It was not reinstalled. The secondary retainer was removed in accordance with step 4 of the CITEXT card, but was not reinstalled, as required by step 10 of that card. Specifically, the mechanic was instructed, in part, to: "Reinstall fuse pin secondary retainer at forward and aft lug locations if removed per step 4 above." The Safety Board believes that the failure to reinstall the primary and secondary fuse pin retainers on the pylon of engine No. 1 was the result of a series of errors.

#### **2.2.4 Red OM 249 Tag Procedures**

NWA had implemented a procedure to prevent the very errors that led to this accident, but the procedure was not followed. Red OM 249 tags were to be prominently posted in the area in which systems were compromised. The red OM 249 tags were to be removed after the components had been reinstalled or the wiring or tubing had been reconnected. In this manner, mechanics and inspectors had a visual means to alert them when components were not in place and when work was not complete. The Safety Board believes that the red tag procedure is an excellent method, if used properly and consistently, to prevent the type of error that occurred on this accident. It can serve as an additional and highly visible method of alerting mechanics to the fact that maintenance action on a critical component had not been completed.

The investigation revealed several flaws in the application of the airline's red OM 249 tag procedures. Personnel had differing interpretations of the airline's red tag policy. Most of them appeared to understand that a red tag was to be displayed when a major or vital component or system had been compromised. However, the mechanic tasked with removing the secondary fuse pin retainer believed that the red tag was to be posted when specified on the CITEXT. Since the CITEXT card for this action did not call for posting a red tag, he did not post one. Further, it was unclear whether different mechanics would have considered the fuse pin retainers sufficiently critical to warrant the red tags. The evidence suggests that if a red OM 249 tag had been posted following the removal of the fuse pin retainers, someone would have noticed that the maintenance action had not been completed (at least the absence of the primary pin retainer would have been noted) and the accident could have been avoided. Therefore, the Safety Board believes that the failure of the mechanics to use red OM 249 tags following the removal of the fuse pin primary and secondary retainers, as well as the inadequacy of red tag training, was another in the series of errors.

The Safety Board notes that the OM 249 tags are red, a meaningful color in aviation. Red is primarily used to alert pilots or maintenance personnel to an unusual condition, and it stands out within the predominantly green, silver, and brown colors inside the B-747 engine pylon. Investigators noted that a few high strength fasteners within the pylon were highly conspicuous due to small areas of red, and that a prominent color might have stood out for the "OK to Close" inspector who stated that he was looking for obvious discrepancies.

The Safety Board also notes that the incident that occurred since the Narita accident indicate that the potential exists for the omission of both the primary and secondary retainers on reassembly, in spite of the warning message issued by Boeing to operators. The common element between the accidents and incidents has been the maintenance personnel involved. Since the primary retainers independently hold the fuse pins by covering them, the Safety Board believes that making the semi-hollow fuse pin interiors that are normally covered by the primary retainers conspicuously red (or some other conspicuous color such as dayglo orange) would alert maintenance personnel to the omission of the retainers. This would not require the removal of fuse pins from the airplane and could be accomplished as access becomes available. Although the third generation pins are supposed to eliminate the need for secondary retainers, the Safety Board believes that an interim addition of red paint would add a level of safety and that it should be recommended to all operators of B-747 airplanes.

### 2.2.5 Nondestructive Testing

CITEXT step 6 called for an ultrasonic or NDT inspection of the diagonal brace lugs to ascertain the presence of crack indications. If evidence of cracks were found, step 7 directed the inspector to proceed to step 8. If no cracks were found, the inspector was to put "N/A" (not applicable) in the appropriate boxes of steps 8 and 9, and the mechanic was to go to step 10. The inspector who performed the ultrasonic inspection found no cracks, and appropriately marked N/A adjacent to steps 8 and 9. However, the evidence indicates that he then proceeded to inappropriately mark N/A adjacent to the remaining steps 10 and 11. Step 10 called for the reinstallation of the secondary fuse pin retainer. Consequently, the Safety Board believes that the inspector's inappropriate completion of the CITEXT card was another in the series of errors.

The inspector who performed the ultrasonic inspection performed such inspections almost exclusively. The evidence from this accident suggests that in his routine, he properly focused on the item to be ultrasonically tested but paid less attention to the accompanying paperwork. As a result, he did not notice, and he was not expected to notice, whether the secondary fuse pin retainer had been removed. Following his inspection, his routine was, again appropriately, to mark the CITEXT cards according to what he had found.

The NDT inspector told Safety Board investigators that he marked N/A for steps 8 and 9. He made no mention of marking N/A for the remaining steps, although the marking on the card was clearly similar. The Safety Board was unable to determine why he inappropriately marked N/A adjacent to those steps of the CITEXT card. The evidence does suggest that the inspector merely completed the card inattentively. Overlapping work tasks identified on multiple cards were normally marked out with an "N/A". Therefore, an unquestioning acceptance of the NDT inspector's N/A marks (in the wrong blocks) could have gone unnoticed. The circumstances of this accident illustrate the importance of devoting the necessary attention to accompanying "paperwork" as well as performing the tasks specified by such paperwork. Because of similar occurrences of fuse pin migrations at other airlines, one of which was subsequent to the Narita incident and the Boeing service letter, the Safety Board is concerned that similar problems continue to exist at other airlines. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should inform other airlines operating under 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 121 of the circumstances of this accident, and urge them to implement corrective actions,

where necessary, to prevent the maintenance program deficiencies that were noted in this accident.

### 2.2.6 The "OK to Close" Inspection

NWA had implemented a final means to identify disassembled components or systems that had not been reassembled. The "OK to Close" inspection was performed before open doors or panels could be closed. In this inspection, open doors or panels could not be closed until an inspector performed a general, visual, and zonal inspection of the work area.

The inspector stated that signing off of the "OK to Close" inspection indicated that he had examined the work area, found no red OM 249 tags, or any other obvious discrepancies, and signed off on the work that had been performed on that pylon as completed. He qualified his description of the "OK to Close" inspection by stating that it was a quick area inspection for rags and previously identified problem areas. Then, as he was about to approve the work on the No. 4 engine, maintenance personnel found the No. 4 engine fuse pin retainers. Neither he, the maintenance personnel, nor the on-site maintenance managers believed that finding these components near, but not in, the pylon suggested that similar retainers could have been missing from the No. 1 pylon. After the reinstallation of the retainers on the No. 4 pylon, the work on the airplane was considered completed, and the airplane was placed into service. If the inspector or a maintenance manager had gone back and noticed that the fuse pin retainers were missing from the pylon of the No. 1 engine, it is likely that the retainers would have been correctly installed.

The inspector completed and approved the "OK to Close" inspection of the pylon about 0600 on February 20, 1994, at the end of a night shift, on the sixth full night of work, following what was to have been a regularly scheduled 5-day week. NWA personnel indicated that on that night of the week, the number of maintenance personnel on duty was at its lowest for the week. NWA mechanics were consistent in denying that they felt pressure to rush a maintenance action or inspection. Maintenance personnel were aware, however, that the company was expecting the work on the airplane to be completed that night. He indicated that he worked about twice as hard that night, or performed about twice the inspections, in comparison with what he normally did during the week. Moreover, because of the shortage of personnel, he and one other inspector were expected to work on two B-747 airplanes in both hangars 5 and 6. He indicated that on that night, he constantly shifted between the two hangars. This most likely added to his sense of feeling

pressured, and possibly to some fatigue by the end of the shift, when he performed the inspection in question.

### **2.3 Maintenance Training**

The evidence indicates that NWA's method of training in the GEMM, CITEXT, and application of the red OM 249 tag procedure was less than systematic. The mechanics who worked on the airplane learned the method informally, through OJT from more experienced maintenance personnel. As a result, the level of understanding of the red tag procedure was largely influenced by the quality of training a mechanic had received from his or her OJT instructor. Consequently, multiple interpretations of the system, including some that were not in accordance with the GEMM, prevailed.

Airlines operating under the provisions of 14 CFR Part 121 are required to adhere to Part 121.375, which states:

Each certificate holder or person performing maintenance or preventive maintenance functions for it shall have a training program to ensure that each person (including inspection personnel) who determines the adequacy of work done is fully informed about procedures and techniques and new equipment in use and is competent to perform his duties.

On July 1, 1992, NWA had modified its maintenance training program and had implemented a program of 1-day familiarization training to be administered to newly hired mechanics. The training included the following topics:

GEMM orientation;

Company and maintenance organization;

Company rules and regulations;

Aircraft logbook, manuals, cards and forms;

SCEPTRE (computerized maintenance tracking system) orientation;

Hazardous materials; and

Airframe/powerplant familiarization.

According to NWA, red tag procedures were to be discussed during the session on aircraft logbook training. With one exception, the mechanics who were interviewed had been hired before this training was initiated. Therefore, nearly all of them had been taught about red OM 249 tags through OJT. As a result, NWA maintenance personnel, who worked on the accident airplane, did not uniformly understand the conditions under which the red tags were to be used and had a variety of interpretations of the procedure. A common perception was that the red tags were an available, but not a required, procedure.

Nevertheless, the Safety Board believes that this procedure, irrespective of its perceived informality, was an important part of the process of ensuring that critical maintenance procedures were performed and completed without error. Because of its importance, the Safety Board believes that NWA should have formalized the red OM 249 tag procedure and ensured that all mechanics understood it and implemented it properly and consistently.

The Safety Board has previously expressed its views on the importance of proper aviation maintenance training in its investigation of the accident involving an Aloha Airlines B-737-200,<sup>6</sup> that lost part of its fuselage in flight. As a result of that investigation, the Safety Board recommended that the FAA:

A-89-55

Revise the regulations governing the certification of aviation maintenance technician schools and the licensing of airframe and powerplant mechanics to require that the curriculum and testing requirements include modern aviation industry technology.

In response to that recommendation, the FAA substantially revised and modernized the curricula required of schools certificated under Federal Aviation Regulations (FAR) Part 147, where many aviation maintenance technician students are being trained. The final rule for this revision of curricula is dated June 29, 1992. Based on these amendments to the regulations for certificating aviation maintenance technician schools, on February 22, 1994, the Board classified A-89-55 "Closed--Acceptable Action."

---

<sup>6</sup>Aircraft Accident Report--"Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988." (NTSB/AAR-89/03)



During its investigation of this accident, the Safety Board has learned that the FAA also intends to modify the requirements for the certification of airframe and powerplant (A&P) mechanics to create a separate category of A&P certificate to be required of mechanics who perform maintenance on aircraft certificated under 14 CFR Part 25. A Notice of Proposed Rulemaking (NPRM) was promulgated to that effect, and comments were due on October 12, 1994.

#### **2.4 Maintenance Working Environment**

The Safety Board believes that the "OK to Close" inspector was hindered considerably by the environment of the pylon area. He indicated, for example, that the combination of location of the scaffolding (at a level just below the underside of the wing that forced him into unusual and uncomfortable physical positions) and inadequate lighting from the base of the scaffolding up toward the pylon, hampered his inspection efforts. Moreover, the underside of the pylon was illuminated by portable fluorescent lights that had been placed along the floor of the scaffolding. These lights had previously been used in areas where airplanes were painted, and, as a result, had been covered with the residue of numerous paint applications that diminished their brightness. These factors combined to cause the inspector to view the fuse pin retainers by holding onto the airplane structure with one hand, leaning under the bat wing doors at an angle of at least 30<sup>o</sup>, holding a flashlight with the other hand pointing to the area, and moving his head awkwardly to face up into the pylon area. Concerning other work areas around the airplane, the inspector admitted that he felt apprehensive because of the lack of protection against a person falling from the scaffolding, a height of about 8 feet above the concrete floor.

In its investigation of the previously cited accident involving the Aloha Airlines Boeing 737-200, the Safety Board addressed human factors-related deficiencies similar to those noted in this accident; that is, in the environment in which visual inspections were being carried out. In that investigation, the Safety Board noted the challenges that these deficiencies presented to the performance of visual inspections and the resultant diminished effectiveness in detecting "errors" during such inspections. As a result of its investigation of that accident, the Safety Board recommended that the FAA:

##### A-89-57

Require operators to provide specific training programs for maintenance and inspection personnel about the conditions under

which visual inspections must be conducted. Require operators to periodically test personnel on their ability to detect the defined defects.

In partial response to that recommendation, the FAA's Office of Aviation Medicine performed a human factors evaluation of maintenance-related issues, such as lighting in maintenance work areas and the scheduling of rest time for mechanics. The final report was entitled "Human Factors Evaluation of the Work Environment of Operators Engaged in the Inspection and Repair of Aging Aircraft."

The Safety Board believes that many of the FAA's efforts in response to the maintenance and inspection issues identified in the Aloha Airlines accident were positive and served to increase the understanding of contemporary human factors issues that affect the quality of aircraft maintenance. For example, following the completion of the final report noted above, the FAA sponsored an on-going effort to address human factors issues in maintenance. Part of that effort was a multiphase study<sup>7</sup> that directly addressed many of the issues relevant to this accident. For example, Phase I of the report, in identifying factors that affect the ability of inspectors to detect defects, stated:

The factors affecting the conspicuity of a defect are defect size, defect/background contrast, and lighting intensity. The latter two are functions of the lighting and can be improved without changing the aircraft design. Defect/background contrast is a function of the angles between the inspector's eye, the defect, and any light sources. In general, an adequate level of illumination needs to be provided at the inspection point, with levels of 500 to 1000 lux typically recommended. However, the distribution of light is at least as important as its intensity. Of particular concern is that in inspecting partially hidden areas (e.g., inside door panels), the lighting used to illuminate the defect may cause glare from surrounding surfaces. Carefully designed combinations of general area lighting, portable area task lighting, and localized spotlighting need to be produced.

---

<sup>7</sup>"Human Factors in Aviation Maintenance Phase I: Progress Report." Galaxy Scientific Corporation, 1991 (FAA report No. DOT/FAA/AM-91/16, pp. 78 and 79).

The evidence indicates that the human factors-related impediments to the effective performance of maintenance/inspection procedures that the Safety Board found nearly 6 years ago in its investigation of the Aloha Airlines accident, and that the FAA identified 2 1/2 years after the accident in its study of human factors issues in aviation maintenance, were also present in the NWA maintenance program.

In addition to its response to Safety Recommendation A-89-57, the FAA also stated that it would issue an airworthiness bulletin to its principal maintenance inspectors (PMIs) to require them to ensure that their assigned operators include specific training and testing in maintenance/inspector training programs that address the problems associated with performing visual inspections. Pending receipt of the published airworthiness bulletin, the Safety Board classified the FAA's response "Open--Acceptable Response" on February 22, 1994.

The circumstances of this accident suggest that the FAA has adequately studied many of the critical human factors issues in aviation maintenance but that the implementation of many of the positive findings from these studies have not yet been accomplished. Additional training of maintenance and inspection personnel, while beneficial, will not mitigate the problems of inadequate lighting and potentially hazardous scaffolding where visual contact with the area to be inspected is difficult or the immediate environment carries with it personal risk. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should issue a directive to 14 CFR Part 121 and Part 135 air carrier PMIs instructing them to have their assigned carrier(s) conduct inspections to identify human factors-related impediments to the effective performance of maintenance and inspections, such as inadequate lighting and potentially hazardous scaffolding, and require the carriers to correct those deficiencies.

In addition, the lack of an organized method of storing parts removed from airplanes prevented the physical presence of the pins from alerting personnel to an error. The storage of parts was largely left to the lead mechanics, some of whom were more fastidious than others. If a location had been provided and habitually used for the No. 1 pylon retainers, they would have been visible after closure of the pylon. Instead, the parts were found behind a board on the wing dock. In hangars and work areas that perform repetitive inspections or other maintenance activities, the Safety Board believes that an organized means of storage must be provided to maintenance personnel and that personnel must use those facilities.

### 3. CONCLUSIONS

#### 3.1 Findings

1. Maintenance and inspection personnel who worked on the airplane were properly certificated to perform the required maintenance and inspections.
2. Maintenance and inspection personnel who worked on the airplane were not adequately trained and qualified to perform the required maintenance and inspection functions. Critical functions had been taught by on-the-job training and were not standardized or formalized in an initial or recurrent training program.
3. The mechanic who removed and failed to reinstall the No. 1 pylon aft diagonal brace primary retainer could not be identified.
4. The inspector who performed the nondestructive testing inspection of the No. 1 pylon diagonal brace fitting properly completed the inspection, but he improperly signed off on several subsequent steps of the centralized interactive text system (CITEXT) instruction card. This could have led other maintenance and inspection personnel to interpret that the maintenance actions on the fuse pin retainers on engine No. 1 had been completed when they had not.
5. The "OK to Close" inspection of the pylon area was hampered by inadequate lighting and perceived dangers of the scaffolding.
6. The CITEXT used by Northwest Airlines was inadequate because it lacked the pertinent information contained in the FAA-approved maintenance manual, it did not follow Northwest Airlines' GEMM policy, and it did not contain specific instructions for actions, components, or systems that were specific to the B-747 No. 1 engine pylon.

7. Mechanics and inspectors of Northwest Airlines did not adequately understand the application of the CITEXT and red OM 249 tag systems for critical maintenance items.
8. Maintenance supervisors and managers of Northwest Airlines failed to ensure that the work practices of the mechanics and inspectors were conducted in accordance with the approved maintenance manual.
9. The work environment for the heavy maintenance of the airplane was inadequate and contributed to an error-producing situation for the workers.
10. The lack of adequate and organized storage of removed parts contributed to the failure to reinstall the fuse pin retainers.
11. FAA oversight of the maintenance facility at Northwest Airlines failed to detect deviations in red OM 249 tag procedures.
12. FAA inspectors failed to apply FAA-developed human factors elements and allowed an inadequate work environment in the hangar to exist.

付録 3 最終報告書案に対するアメリカ合衆国の  
代表の意見

(アメリカ合衆国の代表からの回答)



**National Transportation Safety Board**

Washington D.C. 20594

October 21, 1996

Mr. Yoshiro Nakatsuji  
Investigator-In-Charge  
Ministry of Transport  
Aircraft Accident Investigation Commission  
2-1-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku  
Tokyo 100, Japan

Dear Mr. Nakatsuji:

Thank you very much for the opportunity to review your draft final report concerning Boeing 747-251B, N637US. I apologize for not responding sooner, but I have been involved in the loss of TWA Flight 800 since July.

The report is very thorough and we agree with the proposed probable causes as written. We have no other specific comments concerning the draft report. I have taken the liberty to make one or two suggestions concerning alternate choices of a few words. Use these suggestions as you wish.

Sincerely,

A handwritten signature in black ink that reads "Robert B." followed by a long, sweeping horizontal line that extends to the right.

Robert Benzon  
U.S. Accredited Representative