

UDC 620.178.3 :  
629.735.025.018.4

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-222

YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験 (II)

——セーフライフ試験と機体の被害状況——

野原利雄・松岡陽一・田村光司

1972 年 5 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および 後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR エンジンの燃焼器に起きた振動燃焼	1970年2月	宇宙研究グループ
TM-171	缶形燃焼器 (低圧・低温系) 試験設備 による航空計器の水結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風胴動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31 D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑洋治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 伸
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の 研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風胴動安定微係数測定装置	1970年5月	廣岡貫一, 遠藤 浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風胴天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風胴試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛 しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエ ンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数に およぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勲
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風胴 M9 ノズル校正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配 列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16 H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ

# YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験 (II)\*

——セーフライフ試験と機体の被害状況——

野原利雄\*\*・松岡陽一\*\*\*・田村光司\*\*\*\*

## 1. はじめに

国産中型輸送機 YS-11A-500/600 型は原型機より最大離陸重量が約 2.2 ton 増加し、これに対して、主翼も若干の設計変更が行なわれた機体である。

この新しい機体の主翼について疲れ強さを確認するために、日本航空機製造(株)の依頼により、実機主翼の疲れ試験を行なった。

試験は昭和 45 年 8 月より、航空宇宙技術研究所調布飛行場分室において行なわれ、昭和 46 年 7 月で 91,400 飛行時間相当のセーフライフ試験荷重を繰返し負荷した。この疲れ試験において発生した被害のうち、特に、大きいと思われるものについてはフェールセーフ荷重を静的に負荷して残留強度を調べた。

この試験の結果、91,400 飛行時間相当の繰返し数までの疲れ試験に対しては安全であることが確認された。

この疲れ試験におけるセーフライフ試験荷重の算定方法および試験方式については、すでに、第 1 報<sup>1)</sup>で報告しているので、この報告ではセーフライフ試験およびフェールセーフ荷重負荷試験の状況、試験中に発生した被害およびその対策について述べる。

## 2. 供試体

供試体の構成は左主翼および中央翼の各 1 個であり、右主翼は荷重のバランスをとるために静強度試験に用いたものを補強し、ダミーとして用いている。

構造は桁間のみの Box Beam であり、その概略を図 1 に示す。ストリンガーの形状は翼の位置によって異なり、図 1 の断面図に示すように、翼端方向に J 形、I 形、Z 形と変化している。ストリンガーの材質は高力アルミニウム合金押出材で W.S. (Wing Station) 0~9,600 では上面が 7075-T<sub>6</sub>、下面が 2024-T<sub>4</sub> であり、W.S. 9,600~14,400 では上下面共 2024-T<sub>4</sub> である。

外板の材質は板厚 0.81~2.54 mm の高力アルミニウム合金板(図 1 参照)で W.S. 0~9,600 までの上面には抗張力の大きい CLAD 7075-T<sub>6</sub>、その他の上面と下面全体は疲労特性のよい CLAD 2024-T<sub>3</sub> が用いられている。

前桁および後桁ウェブの材質は板厚 0.81~3.18 mm の高力アルミニウム合金板 CLAD 2024-T<sub>3</sub> (図 1 参照) である。

主翼の隔壁の構造は翼の位置によって異なり、大別して、図 1 に示すように、4 種類が用いられている。

主翼の W.S. 4,000~9,600 はインテグラルタンクの構造になっており実機では各部がシーラントによりシールされているが、この供試体は点検を容易にするためにシールはされていない。

中央翼の概略を図 1 に、その構造を図 2 に示す。ストリンガーの材質は上面が 7075-T<sub>6</sub>、下面が 2024-T<sub>4</sub> であり、外板の材質は上面が CLAD 7075-T<sub>6</sub>、下面が CLAD 2024-T<sub>3</sub> である。

## 3. 試験の状況

### 3.1 セーフライフ試験の状況

主翼の疲れ試験の状況を図 3 に示す。

供試体には翼挟みを介して取り付けられた 15 本の油圧ジャッキによって、4 種類の突風荷重と地一空一地荷重を図 4 に示すようなプログラムで繰返し負荷している。

各荷重の繰返し数および繰返し速度は表 1 に示すが、100 飛行時間相当(繰返し数 495 サイクル)の試

表 1 セーフライフ試験荷重の繰返し数  
および繰返し速度

荷 重		繰返し数 (100 飛行時間相当)	繰返し速度
突 風 荷 重	±24 ft/sec	6 cycle	5.7 c.p.m
	±20 "	12	7.7 "
	±16 "	59	10.3 "
	±12 "	318	15.0 "
地一空一地荷重		100	10.7 "

\* 昭和 47 年 2 月 8 日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* 日本航空機製造(株)

\*\*\*\* 川崎重工業(株)

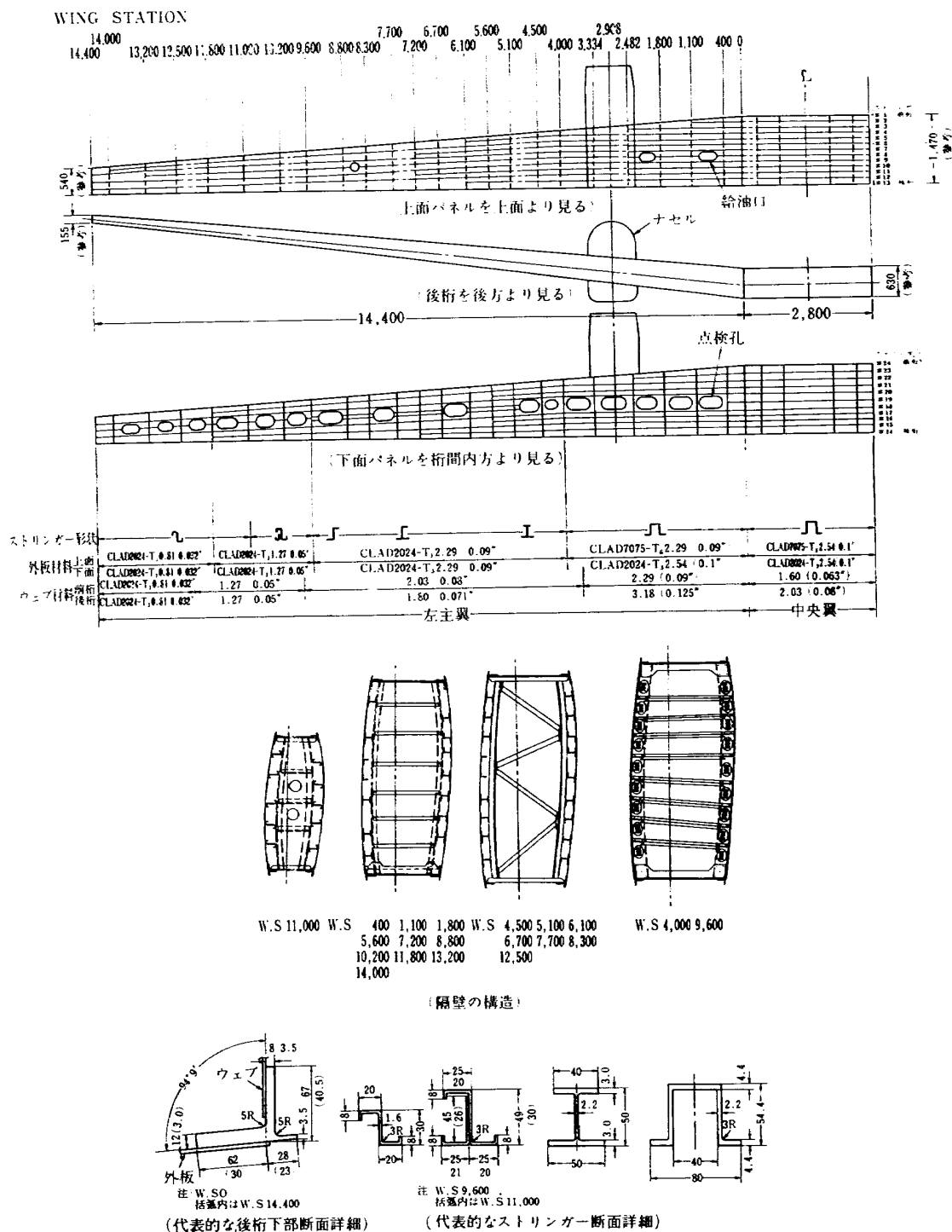


図 1 供試体の概略 (単位 mm)

験所要時間は約 39 分であった。

その油圧ジャッキの荷重記録の一例を図 5 に示す。プログラム荷重信号と油圧ジャッキの実荷重との間には若干の位相差が生じた。この位相差は供試体の剛性、荷重振幅および試験繰返し速度によって若干異なるが、各荷重における位相差には大差はなかったので、最も位相差の大きかった  $\pm 12$  ft/sec 突風荷重についての位相差を図 6 に示す。この図に示すように、エンジン架 (W.S. 2,908) の前後のジャッキ (図 6 の L7 および

L8) と他のジャッキ (図 6 の L1, L2, L3, L4 および L5) とは約  $35^\circ$  の位相差がある。この L7 と L8 のジャッキは主としてエンジン慣性力を負荷するために他のジャッキと荷重方向を逆に行っている、すなわち、翼が上曲げ荷重の時に L7 と L8 のジャッキは下向き荷重を負荷している。しかし、このジャッキの変位は他のジャッキの影響によって上方向きであり、このために、このジャッキには位相の遅れはなく他のジャッキと位相差が生じたものと考えられる。

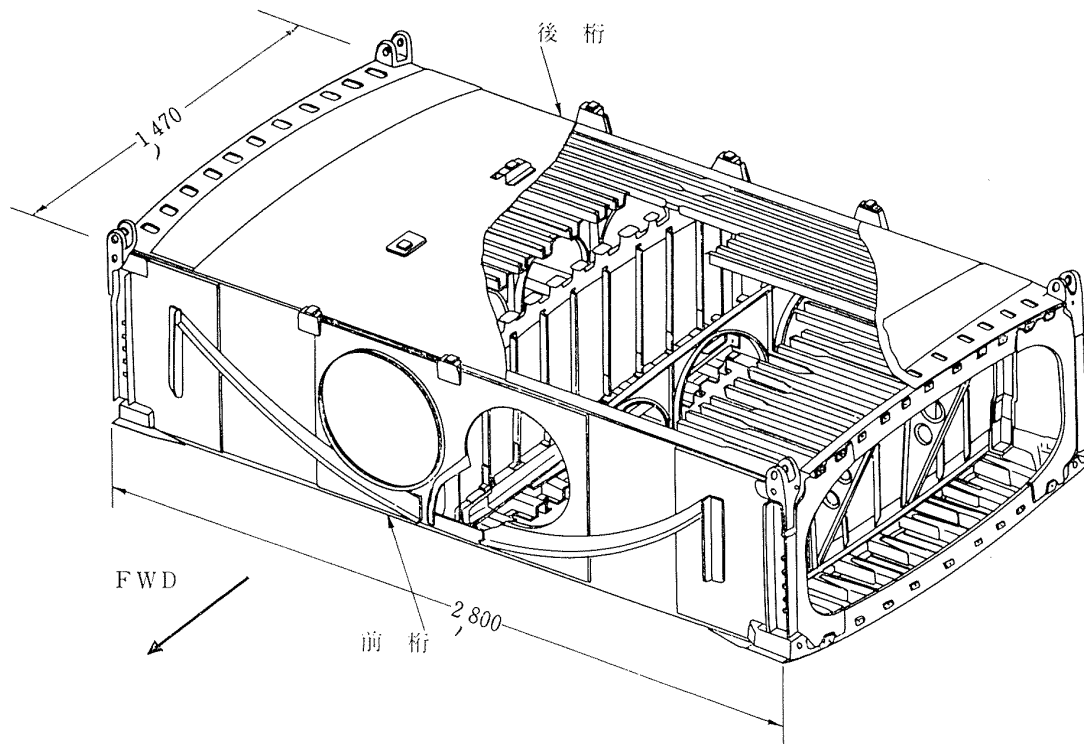


図 2 中央翼の概略図 (単位 mm)

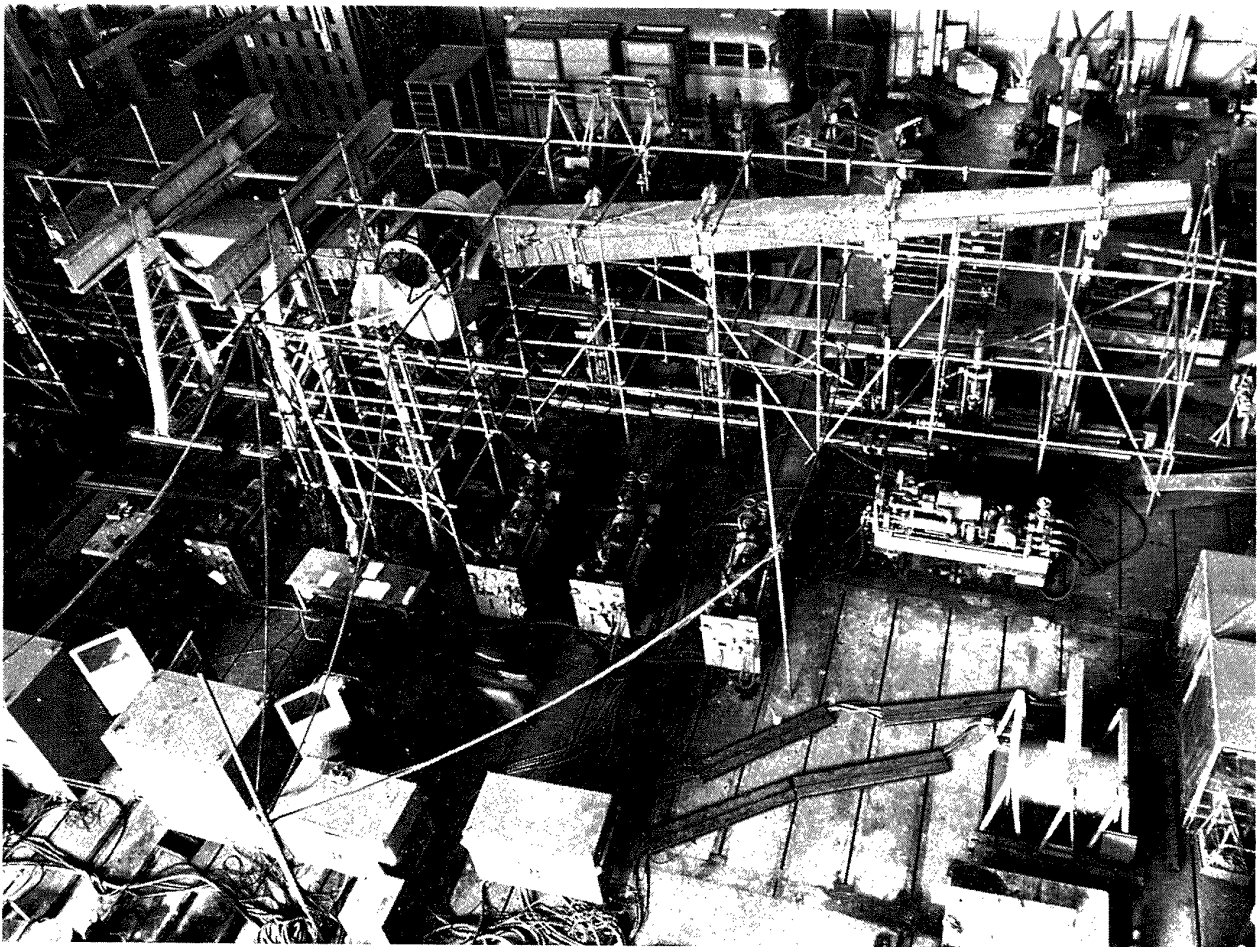
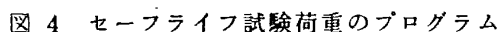
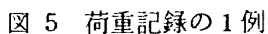


図 3 試験状況



この位相差のために、実荷重による供試体の曲げモーメントおよび振りモーメントは荷重設定値から計算したものより若干異なる。これを比較するために、±12 ft/sec 突風荷重による供試体の曲げモーメントを図7(a)に、振りモーメントを図7(b)に示す。図7(a)および(b)に示すように、W.S. 2,908より翼端までのモーメントはほとんど誤差はないが、エンジン架のL7およびL8のジャッキの位相差によってW.S. 0~2,908の間のモーメントの誤差が若干大きく、曲げモーメン



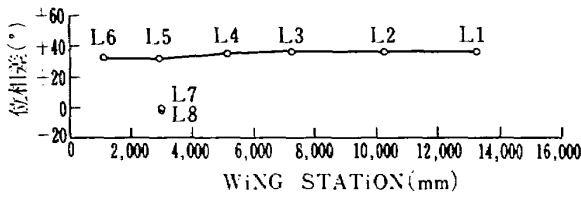


図 6 プログラム信号に対する各油圧ジャッキの位相差  
(図中の記号はジャッキ No.)

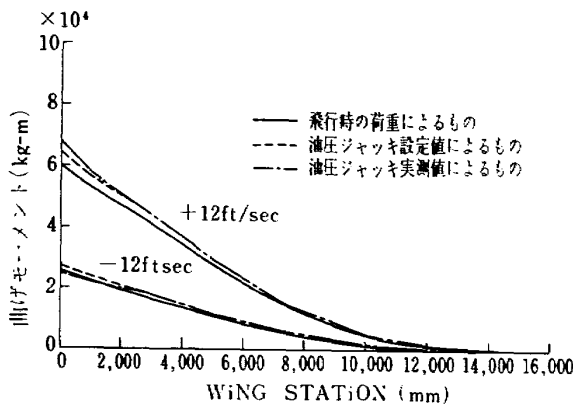


図 7(a) ±12 ft/sec 突風荷重の曲げモーメント

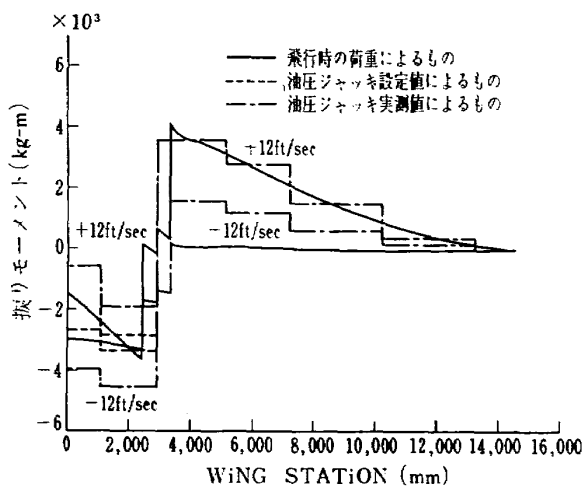


図 7(b) ±12 ft/sec 突風荷重の捩りモーメント

トの誤差は翼の付根が最大で約 6% であった (図 7(a) の一点鎖線と点線参照)。

荷重設定値 (安全側の試験をするために参考文献 1

で求めた設定値を 5% 増加した) によるモーメントと飛行時のモーメントを比較するために、飛行時のモーメントを図 7 の実線で示した。

疲れ試験において供試体に発生した被害は次の要領による点検を行ない、個々に被害記録表に記入し、その後の進展などを観察した。

#### (1) 小点検

小点検は原則として繰返し数約 4,000 飛行時間相当ごとに、試験を停止した状態で目視点検し、必要に応じてダイチェックによる検査を行なったものである。

#### (2) 大点検

大点検は原則として繰返し数 20,000 飛行時間ごとに、特に、大きな被害が発生した時には臨時に行なったもので、翼挟みを除去し、点検孔の蓋をはずして翼の内外を目視点検し、必要に応じてダイチェックあるいは X 線撮影による検査を行ない、内外翼結合ボルトについては残留トルクを測定し、マグナ検査で損傷の有無の検査を行なったものである。

### 3.2 フェールセーフ荷重および試験状況

疲れ試験において発生した被害のうち、外板のき裂の伝ば速度が比較的早いものやストリンガーにき裂が発生したものなど特に被害が大きいと思われるものについてはフェールセーフ荷重を静的に 1 回負荷して、き裂の伝ば状況および残留強度を確認し、その後に、その被害箇所を補強して他の部分の疲れ強度を調べるために疲れ試験を続行した。

どのような荷重をフェールセーフ荷重として負荷すればよいかは重要なことであるが、大体、次の 2 種が考えられる。

#### (1) ±33 ft/sec 突風荷重

#### (2) 制限荷重

この 2 種のどれを採用するかについては議論があり、YS-11 原型機では +33 ft/sec 突風荷重を負荷しており<sup>2)</sup>、また、外国では 50 ft/sec 突風荷重 (制限荷重) を負荷している<sup>3)</sup> 例がある。

表 2 フェールセーフ荷重の油圧ジャッキ設定荷重

ジャッキ位置 (mm)		1,100	2,908 (左玄)			5,100	7,200	10,200	11,800	13,200	2,908 (右玄)	
			発動機架	中	後						発動機架	後
ジャッキ No.		L6, R6	L8	L5	L7	L4, R4	L3, R3	L2, R2	L1', R1'	L1, R1	R8	R7
突風 荷重 (ft/sec)	+33×1.15	3,170	-650	-8,650	8,800	3,860	4,910	3,890	1,820	2,060	-4,130	3,340
	-33×1.15	270	-950	-2,270	4,890	70	-350	-540	0	-470	-2,410	3,800

注) 正の値は上向き荷重、負の値は下向き荷重を表わす (単位 kg)

耐空性審査要領<sup>4)</sup>によるとフェールセーフ構造の場合「突風速度は設計巡航速度において、海面上から 6,000 m (20,000 ft) までの高度では 10 m/s (33 ft/s), 6,000 m (20,000 ft) 以上の高度では高度 15,000 m (50,000 ft) で 5 m/s (16.5 ft/s) になるまで直線的に減少するものとする。」また、「静的荷重による破壊の動的効果を別に考慮しない限り、規定の値の 1.15 倍としなければならない」と記されている。

本試験においては、この耐空性審査要領に書いてある通りに(1)の場合を妥当とし、原則として、dynamic effect 1.15 を考慮することにした。

次に、フェールセーフ荷重の負荷順序についても問題がある。すなわち、+33 ft/sec 突風荷重と -33 ft/sec 突風荷重とどちらを先に負荷するかによって負荷後の残留応力が異なり、その後の疲れ試験にかなり異なった影響をおよぼすものと考えられる。

疲れ試験において、き裂伝ばの途中に正の過大荷重を 1 回負荷するとその後のき裂伝ば速度は一時小さくなるという報告<sup>5), 6)</sup>や、疲れ試験の途中に過大荷重を正→負と負→正に負荷した場合に過大荷重負荷後の寿命は後者が前者より長くなるとの報告<sup>7), 8)</sup>がいくつかある。

したがって、本試験においては安全側の結果が得られると思われる +33 ft/sec 突風荷重を先に負荷する方法を用いた。

フェールセーフ荷重を負荷するためにはセーフライフ試験の負荷装置の油圧ジャッキでは荷重の容量が不足であり、新たに、供試体の左右の W.S. 11,800 の位置に 1 本ずつ油圧ジャッキを追加した。

フェールセーフ荷重の油圧ジャッキ設定値は表 2 に示す。この場合に使用した機体の重量は 23,150 kg, 重心は 19.7% MAC (空力平均翼弦) である。

このフェールセーフ荷重による供試体の W.S. 0 の位置の曲げモーメントは +33 ft/sec × 1.15 荷重で  $13.27 \times 10^4$  kgm, -33 ft/sec × 1.15 荷重で  $-2.00 \times 10^4$  kgm である。

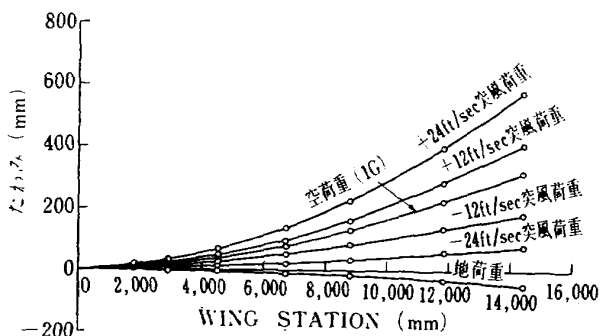


図 8 左主翼のたわみ

セーフライフ試験より荷重が増加したために、供試体のたわみも大きくなりこの装置の油圧ジャッキではストロークが不足したので、翼端側の 3 本の油圧ジャッキ (W.S. 10,200, 11,800 および 13,200) には試験の途中 (80% 荷重負荷中) において、翼挟みと油圧ジャッキの間に連結管を追加して荷重を負荷した。

## 4. 試験結果

### 4.1 静荷重試験

セーフライフ試験荷重を静的に負荷して供試体のたわみおよび主な部材のひずみを測定した。

供試体のたわみを図 8 に示す。この図に示すよう

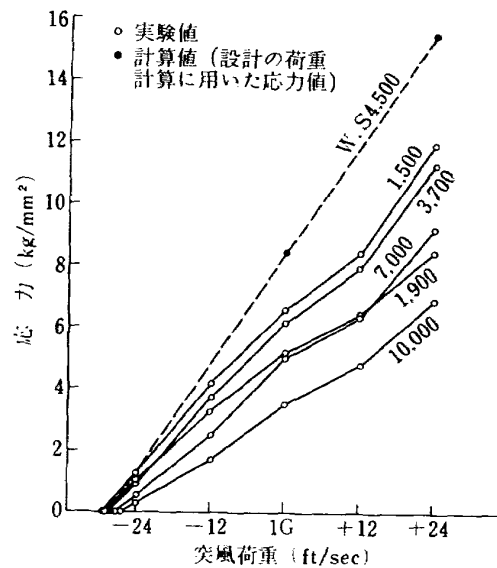


図 9(a) 下面外板の主軸方向の応力 (ヤング率 7380 kg/mm²)

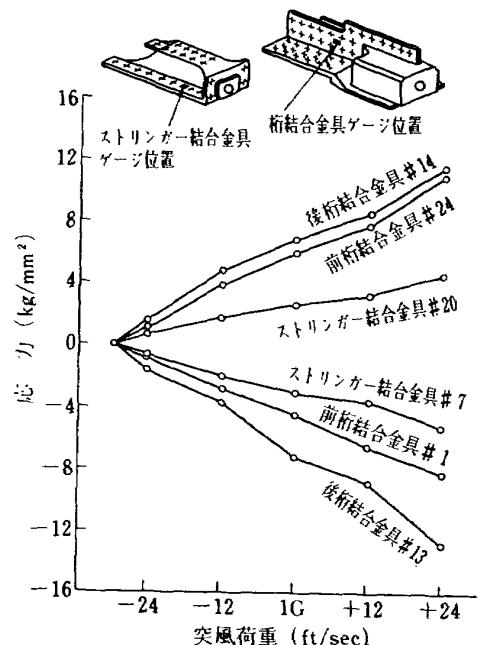


図 9(b) 桁およびストリンガー結合金具の軸方向の応力 (結合金具の番号は図 1 参照)



に、左主翼の翼端 (W.S. 14,400) のたわみは 0G 状態を基準とした場合、 $-24 \text{ ft/sec}$  突風荷重では 71 mm, 1G 飛行荷重では 314 mm,  $+24 \text{ ft/sec}$  突風荷重では 576 mm であった。右主翼 (ダミー) のたわみは左主翼より約 11% 大きい値であった。

ひずみの測定値から、左主翼下面外板の代表的な部分の応力を計算すると図 9(a)に示すようになる。主翼の設計において荷重計算に用いた標定箇所 (W.S. 4,500) の 1G 飛行荷重の応力は  $8.4 \text{ kg/mm}^2$  であり (図 9(a)の黒丸), 実験値は計算値より少し小さい値となっている。

左主翼と中央翼の結合金具の応力を図 9(b)に示す。中央付近のストリンガー #7 および #20 の結合金具 (図 1 参照) の応力は前後の桁結合金具の応力の約 1/2 であった。

#### 4.2 セーフライフ試験

セーフライフ試験荷重による供試体の被害は 91,400 飛行時間相当の繰返し数の間に大点検 6 回, 小点検 31 回を行ない, 左主翼に 57 件, 中央翼に 7 件が発見された。このうち, 被害の 62.5% は大点検において発見されたものである。

試験の進行状況は図 10 に示す通りであるが, 試験繰返し数と被害発見累積件数との関係は図 11 に示すようになる。図 11 から明らかなように, 被害は約 65,000 飛行時間相当の繰返し数から急激に増加している。

それらの被害の発生位置, 発見時の繰返し数, 被害内容および表 5 による区分を発見時の順序で左主翼については表 3 に, 中央翼については表 4 に列記するが, 大別して, 被害内容は外板やウェブの変形, 点検孔ダブラーのき裂, 点検孔周辺の外板のき裂, 点検孔周辺のストリンガーのき裂, 脚室内ダブラー端部の外板のき裂, 脚室内ダブラー端部のストリンガーのき裂, ストリンガー端末部の外板のき裂, 隔壁下部の補強材のき裂, 桁結合金具の損傷およびその他の外板のき裂であった。

それらの被害の発生位置を発見時の順序による番号で図 12 に示すが, この図に示すように, 被害はナセル付近および W.S. 5,600 のストリンガー端末部に多いことがわかる。

被害を発生箇所によって概略的に区分わけし, 被害発見時の繰返し数との関係を調べると表 5 に示すようになり, 初期の被害の大部分はウェブおよびその他の変形であり, 点検孔周辺の被害は約 70,000 飛行時間相当の繰返し数において多く発見されている。

以下この区分に従って被害状況を説明する。

##### (1) ウェブおよびその他の変形

この被害は隔壁のウェブや渡し材が変形してすきまが生じたり, リベットの頭が浮いてすきまが生じたりしているものである。この被害は試験の初期に発見されたものが多いが, 必ずしも疲れ試験によるものとは限らず, 供試体の加工中に生じたと考えられるものもある。

##### (2) リベット頭の破断

この被害は被害のうちで最も初期である繰返し数 14,300 飛行時間相当において発見されたもので, ストリンガー #19 の端末部 (W.S. 400) の外板との取り付けリベット (図 13 参照) の頭部が 3 本破断していた。その状況を図 14 に示す。

リベットは新品と交換して試験を続行していたが, 繰返し数 5,600 飛行時間相当経過後の 19,900 飛行時間相当において再度 1 本の頭部が破断した。その後, その近くのリベット 3 本も破断した (図 13 参照) ので 44,400 飛行時間相当においてスクリーに交換して試験を行ない, 79,700 飛行時間相当においてストリンガー端末部の設計変更を行なって改修した。設計変更の方法については後から述べる。

その他, 下面点検孔蓋取付用リベット (図 16 の被害番号 14-003 参照) およびストリンガー #17 の端末部のリベット (図 27 の被害番号 9-007 参照) の頭が破断した。

##### (3) 水・メタノールタンク給油口カバーのき裂

このき裂は主翼上面の W.S. 700 の位置にある給油口のカバーのコーナー部より発生したもので繰返し数 44,400 飛行時間相当において発見された (図 15 参照)。

##### (4) 点検孔ダブラーのき裂

このき裂は被害のうちで最も多く発見されたものである。最初に, 繰返し数 52,600 飛行時間相当において, 左主翼ナセル内側の W.S. 2,400 および W.S. 1,500 の点検孔ダブラーのスクリー孔よりき裂が発見された (図 16 の被害番号 14-001 および図 17 の被害番号 15-001 参照)。

点検孔ダブラーのき裂はその他, W.S. 4,800 および W.S. 6,400 の点検孔など全体で 8 件発見された (図 18, 図 19 および図 20 参照)。

##### (5) バッグタンク給油口ダブラーのき裂

このき裂は左主翼上面 (W.S. 2,150) のバッグタンク給油口ダブラーに繰返し数 91,400 飛行時間相当において発見されたもので, 点検孔ダブラーと同様にコーナー部のスクリー孔より 4 箇所発生した (図 21 および図 22 参照)。

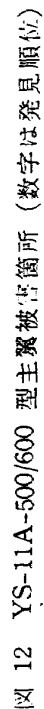
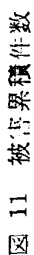


表 3 左主翼の被害記録

発見 順序	被害番号 <sup>1)</sup> <sup>2)</sup>	発 見 時 間 相当飛行時間	Wing Station	被害 内 容	参照図	そ の 後 の 状 況	区分
1	16-001	14,300	400	ストリンガー #19 と下面外板の結合リベットの頭欠損	図 13, 14	79,700 F.H. で改修 (図 13 参照) <sup>3)</sup>	2
2	13-001	"	3,330	ナセル上部内側のスπιールバルブ点検孔蓋のスタッド脱落		24,100 F.H. で取付	14
3	5-001	24,100	11,000	隔壁のリベット 2 本の頭部にギャップ		その後変化なし	1
4	9-001	"	6,100	隔壁の補強アングル前側リベット周囲に変形		その後変化なし	1
5	13-002	"	3,334	ナセルカバード下側シム部にギャップ (最大 0.5 mm)		その後変化なし	1
6	9-002	44,400	5,600	ストリンガー #17 と下面外板の結合リベットの頭部にギャップ (1 mm)		その後変化なし	1
7	13-003	"	3,334	ナセル上部の肋材と補強材の間にギャップ (最大 1.8 mm)		その後変化なし	1
8	16-002	"	700	上面水・メタノールタンク給油口カバーに裂き	図 15	52,600 F.H. でカバー交換	3
9	4-001	52,600	11,800~ 11,200	下面外板のリベットの頭に浮き		その後変化なし	1
10	14-001	"	2,400	下面点検孔ダブブラーのスクリュー孔よりき裂	図 16	79,700 F.H. で改修	4
11	15-001	"	1,500	下面点検孔ダブブラーのスクリュー孔よりき裂	図 17	その後変化なし	4
12	16-003	64,700	1,100	隔壁の下部補強渡し材にき裂	図 34, 35	91,400 F.H. で 7 mm 増加	12
13	9-003	67,100	5,600	ストリンガー #17 の端部外板のリベット孔よりき裂	図 27, 29	その後変化なし	8
14	9-004	"	5,600	ストリンガー #21 の端部外板のリベット孔よりき裂	図 28, 26	86,400 F.H. で近くのリベット孔に達した	8
15	10-001	"	4,800	下面点検孔ダブブラーのスクリュー孔よりき裂	図 18	その後変化なし	4
16	11-001	67,800	4,120	下面コレクタータンク周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 24, 25	図 26 参照	7
17	14-002	"	2,200	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 16, 23	79,700 F.H. で改修	6
18	15-002	"	1,800	ストリンガー #23 の端部外板にリベット孔よりき裂	図 30	図 26 参照	8
19	15-003	68,700	1,570	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 17, 23	91,400 F.H. で改修	6
20	9-005	70,200	5,600	ストリンガー #17 の端部外板にリベット孔よりき裂	図 27	91,400 F.H. で 13 mm に達した	8

21	9-006	5,600	70,200	ストリンガー #21 と外板の結合リベット頭に割れ	図 28	75,900 F.H. でき裂発見 90,400 F.H. で 9 mm に増加	8
22	11-002	4,120	"	下面コレクタクター周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 24	図 26 参照	7
23	10-002	4,900	72,600	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 18	図 23 参照	6
24	14-003	2,150	"	下面点検孔蓋取付用リベット頭欠損	図 16	79,700 F.H. で改修	2
25	15-004	1,100	"	隔壁の下部成形材のフランジ部にき裂	図 36, 37	その後変化なし	12
26	15-005	1,400	"	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 17	図 23 参照	6
27	10-003	4,930	"	下面点検孔ダブラーのリベット孔よりき裂	図 18	91,400 F.H. で 20 mm 増加	4
28	8-001	7,680	73,600	ストリンガーの #22 端末部外板にリベット孔よりき裂	図 31	86,400 F.H. で 3 mm に増加	8
29	9-007	5,600	"	ストリンガー #17 と外板の結合リベットの頭に浮き	図 27	79,900 F.H. でリベットの頭が破断	2
30	10-004	5,030	"	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 18	86,400 F.H. で 3 mm に増加	6
31	9-008	6,700	75,400	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 19	86,400 F.H. で 3 mm 増加に	6
32	12-001	3,374	75,900	脚室内ダブラー端部の外板にリベット孔よりき裂	図 33	79,700 F.H. で改修	9
33	12-002	3,374	"	ストリンガー #22 にリベット孔よりき裂	図 33	79,700 F.H. で改修	10
34	14-004	2,440	"	下面外板にリベット孔よりき裂	図 16	79,700 F.H. で改修	9
35	15-006	1,100	"	隔壁の下部成形材フランジの R 部にき裂	図 36	その後変化なし	12
36	8-002	7,200	79,700	ストリンガー #15 の端末部外板のリベット孔よりき裂(1mm)	図 32	その後変化なし	8
37	9-009	6,100	"	下面点検孔ダブラーのスクリー孔よりき裂	図 19	その後変化なし	4
38	10-005	4,800	"	下面点検孔ダブラー部の外板にリベット孔よりき裂	図 18	図 23 参照	6
39	10-006	4,600	"	下面点検孔ダブラーのスクリーによりき裂	図 18	その後変化なし	4
40	12-003	3,375	"	ストリンガー #21 にリベット孔よりき裂	図 33	79,700 F.H. で改修	10
41	12-004	3,424	"	ストリンガー #17 と #18 間外板にリベット孔よりき裂	図 33	79,700 F.H. で改修	9
42	14-005	2,200	"	下面点検孔近くのストリンガー #20 にリベット孔よりき裂	図 16	79,700 F.H. で改修	11
43	14-006	2,440	"	ストリンガー #21 にリベット孔よりき裂	図 16	79,700 F.H. で改修	10

44	14-007	79,700	2,440	ストリンガー #23 の端末部の外板にき裂	図 16	その後変化なし	8
45	14-008	"	2,358	下面外板にリベット孔よりき裂	図 16	79,700 F.H. で改修	9
46	15-007	"	1,260	下面点検孔ダブラーのスクリー孔よりき裂	図 17	その後変化なし	4
47	16-004	"	960	下面点検孔ダブラーのスクリー孔よりき裂 (25mm)		その後変化なし	4
48	15-008	88,700	1,580	ストリンガー *20 にリベット孔よりき裂	図 17	91,400 F.H. で改修	11
49	3-001	89,000	11,800~ 11,950	下面外板に変形		その後変化なし	1
50	9-010	90,400	5,600	ストリンガー #21 と外板の取付リベット頭附近にき裂	図 28	その後変化なし	14
51	10-007	91,400	4,500	下面外板にリベット孔よりき裂 (1mm)		放置	14
52	11-003	"	4,120	下面コレクタータンク周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 24	放置	7
53	11-004	"	4,000	下面ストリンガー #17 と #18 の間のダブラーにき裂 (4mm)		放置	14
54	12-005	"	3,334	前桁上部前縁取付材フランジの R 面にき裂 (20mm)		放置	14
55	13-004	"		ナセル後方下部のウェブにき裂 (5mm)		放置	14
56	14-009	"	2,150	上面バッグタンク給油口ダブラーのスクリー孔よりき裂	図 21, 22	放置	5
57	16-005	"	0	後桁下部桁結合金具 #14 の R 部に条痕 (円周の約 1/6)		放置	13

注 1) 供試体の AREA の番号 (図 12 参照)

2) 同じ AREA 内の被害発見順序

3) F.H.: 飛行時間相当

表 4 中央翼の被害記録

発見 順序	被害番号	発見 相当飛行時間	Wing Station	被害内容	参照図	その後の状況	区分
1	17-001	44,400	-400	バルク・ヘッドの補強材にき裂 2箇所	図 38, 39	52,600 F.H. で 後方の被害を改修	12
2	17-002	56,700	0	前後桁と外板取付リベット頭にき裂		79,700 F.H. で 取替	14
3	18-001	"	0	前後桁と外板取付リベット頭にき裂		その後変化なし	14
4	18-002	72,600	0	前桁下部桁結合金具 #24 の R 部に 条痕 (円周の約 1/3)	図 41	91,400 F.H. で 円周の 1/2 に増加	13
5	17-003	"	0	前桁下部桁結合金具 #24 の R 部に条痕 (円周の約 1/5)	図 41	91,400 F.H. で 1/2 円周の に増加	13
6	17-004	91,400	0	後桁下部桁結合金具 #14 の R 部に条痕 (円周の約 1/4)	図 41	放置	13
7	18-003	"	0	後桁下部桁結合金具 #14 の R 部に条痕 (円周の約 3/5)	図 41	放置	13

表 5 被害区分による被害件数と被害発見繰返し数との関係

区分	被害内容	被害発見繰返し数 (×10 <sup>3</sup> 飛行時間相当)					
		125~500	501~600	601~700	701~800	801~914	合計
1	ウェブおよびその他の変形	5	1			1	7
2	リベット頭の破断	1			2		3
3	水・メタノールタンク給油口カバーのき裂	1					1
4	点検孔ダブラーのき裂		2	1	5		8
5	バックタンク給油口ダブラーのき裂					1	1
6	点検孔周辺の外板のき裂			2	5		7
7	コレクタータンク周辺の外板のき裂			1	1	1	3
8	ストリンガー端末部の外板のき裂			3	5		8
9	脚室内ダブラー端部の外板のき裂				4		4
10	脚室内ダブラー端部のストリンガーのき裂				3		3
11	点検孔周辺のストリンガーのき裂				1	1	2
12	隔壁下部の補強材のき裂	(1)		1	2		3 (1)
13	桁結合金具の損傷				(2)	1 (2)	1 (4)
14	その他の被害	1	(2)			5	6 (2)
	合計	8 (1)	3 (2)	8	28 (2)	10 (2)	57 (7)

注) 括弧なしは左主翼, 括弧内は中央翼を表わす

(6) 点検孔周辺の外板のき裂

点検孔周辺の外板のき裂はダブラーより若干遅く,  
繰返し数 67,800 飛行時間相当においてナセル内側に

発見されたものである (図 16 の被害番号 14-002 参照)。

その後, W.S. 2,400~W.S. 6,400 の間の点検孔周

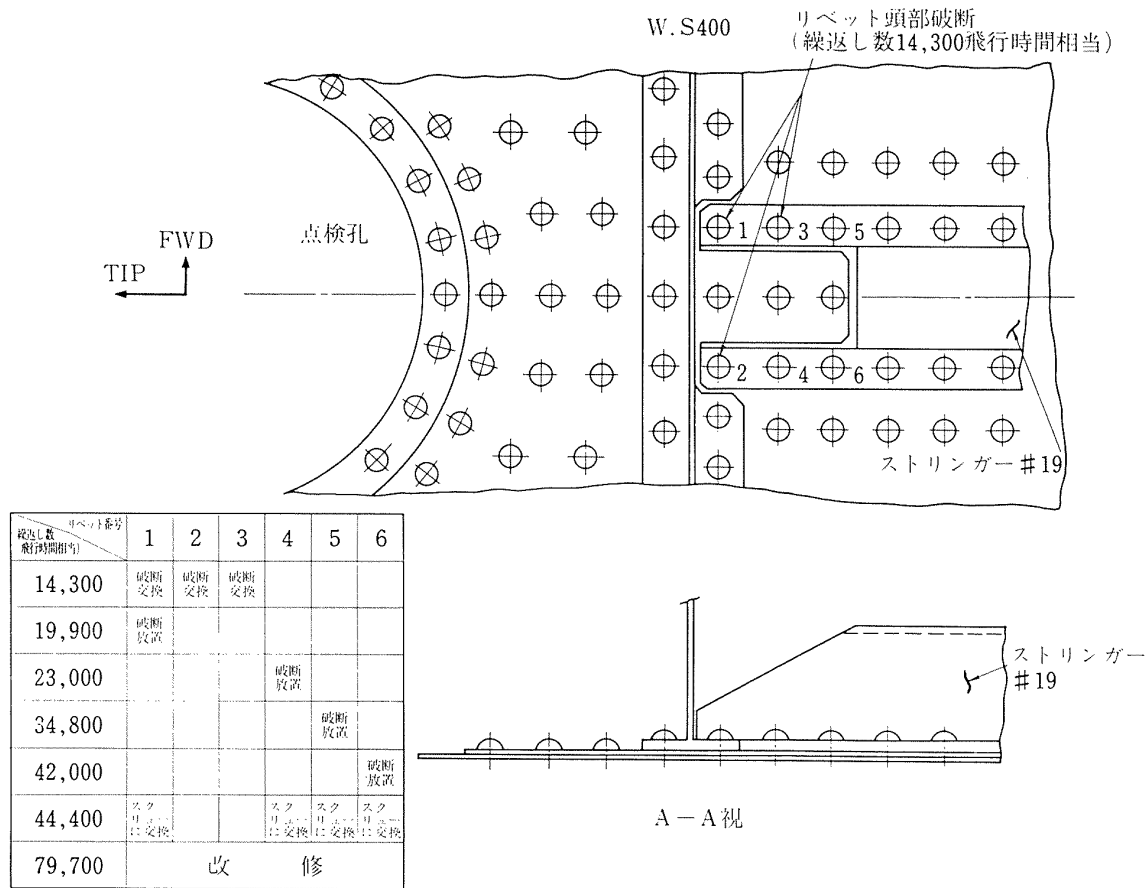


図 13 ストリンガー末端部のリベット頭の破断 (被害番号 16-001)

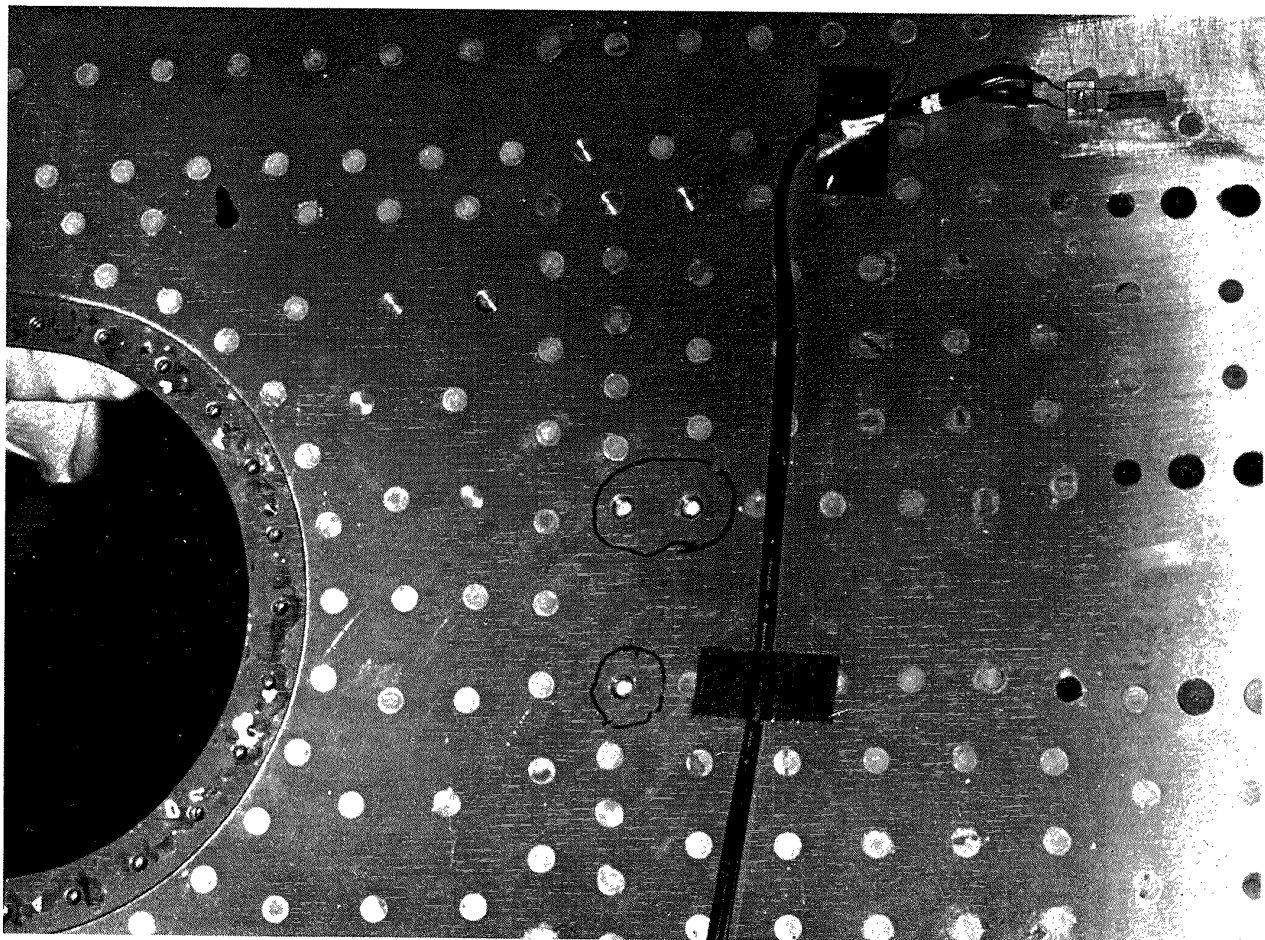


図 14 ストリンガー末端部のリベット頭の破断 (被害番号 16-001)

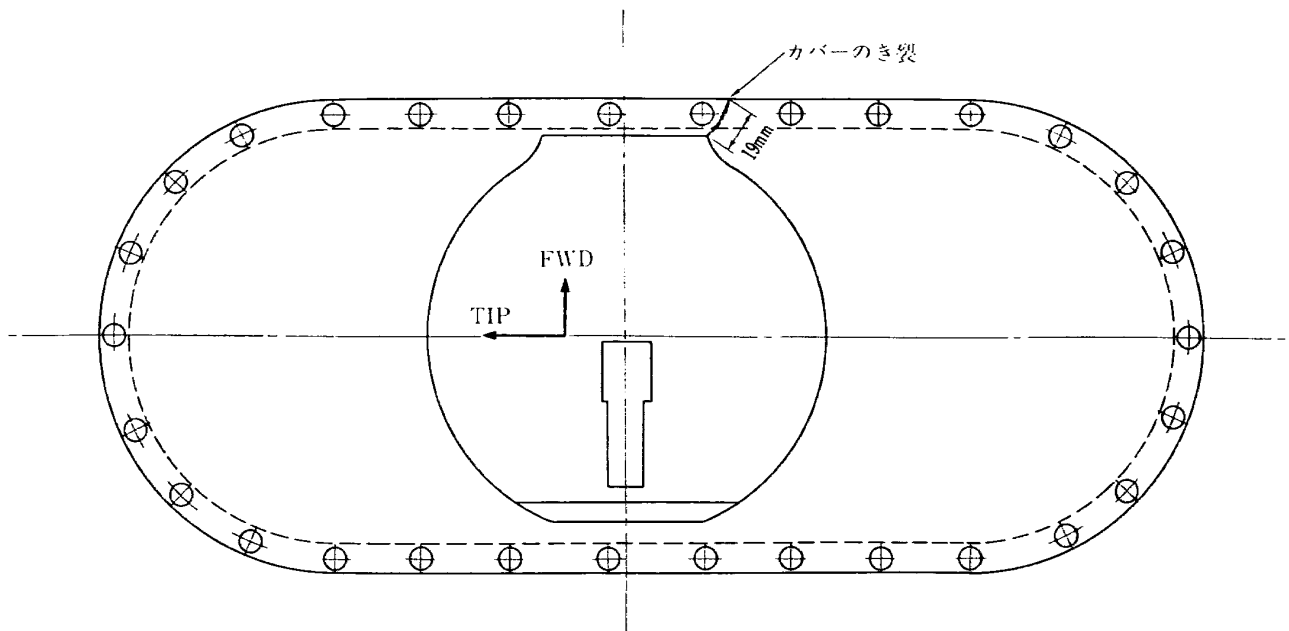


図 15 左主翼上面の給油口カバーのき裂 (被害番号 16-002)

辺の外板に全体で 6 件のき裂が発見された(図 17, 図 18 および図 19 参照)。

この外板のき裂はき裂の発生しているダブラーの近くに多く発生し、すべて、リベット孔より発生している。

このき裂の伝ば速度はナセル内側のき裂(図 16 の被害番号 14-002 および図 17 の被害番号 15-003) が最も速い、その代表的なき裂の伝ば状況を図 23 に示す。この図から明らかなように、最も速いき裂でも発見後き裂が 50 mm 伝ばするのに 10,000 飛行時間相当の試験をしており、実機においても点検が容易であり、十分にフェールセーフであるものと思われる。

#### (7) コレクタータンク周辺の外板のき裂

このき裂は W.S. 4,000~4,500 の間にあるコレクタータンクのコーナーの外板にリベット孔から 5 箇所発生したもので最初に発見されたのは繰返し数 67,800 飛行時間相当であった(図 24 および図 25 参照)。

コレクタータンク周辺部は図 24 の断面図に示すように、コレクタータンク取付用の Z 形材で補強されており、点検孔周辺の構造と若干異なっている。

そのき裂伝ば速度は図 26 の実線で示すように、約 10 mm/10,000 飛行時間相当でかなり遅いものであった。

#### (8) ストリンガー末端部の外板のき裂

主翼下面のストリンガーで翼端まで貫通していないで途中で切れているものが 7 箇所ある(図 1 参照)。

このき裂はそのうちの 5 箇所のストリンガー末端部の外板にリベット孔より発生したものである。

最初に発見されたき裂はストリンガー #17 および

#21 の末端部(W.S. 5,600)で繰返し数 67,100 飛行時間相当において、端末から第 1 番目のリベット孔より発生したものである(図 27 の被害番号 9-003, 図 28 の被害番号 9-004 および図 29 参照)。

その後、ストリンガー #23 の末端部(W.S. 1,800)(図 30 参照), ストリンガー #22 の末端部(W.S. 7,700)(図 31 参照), ストリンガー #15 の末端部(W.S. 7,200)(図 32 参照)などの外板のリベット孔よりき裂が発見された。

ストリンガー末端部の外板のき裂伝ば状況は図 26 の点線で示しているが、き裂伝ば速度は約 25 mm/10,000 飛行時間相当であり点検孔周辺の外板より相当遅いことが観察された。

このき裂の伝ば速度は途中から急激に遅くなっているが(図 26 の被害番号 15-002 参照), これは片側のき裂(図 30 の  $l_1$ ) がリベット孔に入り、また、き裂が生じて荷重経路が変わったためであると考えられる。

#### (9) 脚室内ダブラー端部の外板のき裂

主翼下面のナセル部分はダブラーで補強されている(図 33 参照)。

このき裂はその脚室内ダブラー端部(W.S. 2,482 および W.S. 3334)の外板のリベット孔より発生したものである。

繰返し数 75,900~79,700 飛行時間相当の間に 8 箇所発見された(図 16 および図 33 参照)。

この部分の被害は特にダブラーの補強による断面の急変と地一空一地荷重の負荷の影響によるものと考えられる。



## (10) 脚室内ダブラー端部のストリンガーのき裂

このき裂は脚室内ダブラー端部で外板にき裂が発生していた部分のストリンガー #22 および #21 に発見

されたものである (図 16 の被害番号 14-006, 図 33 の被害番号 12-002 および 12-003 参照)。

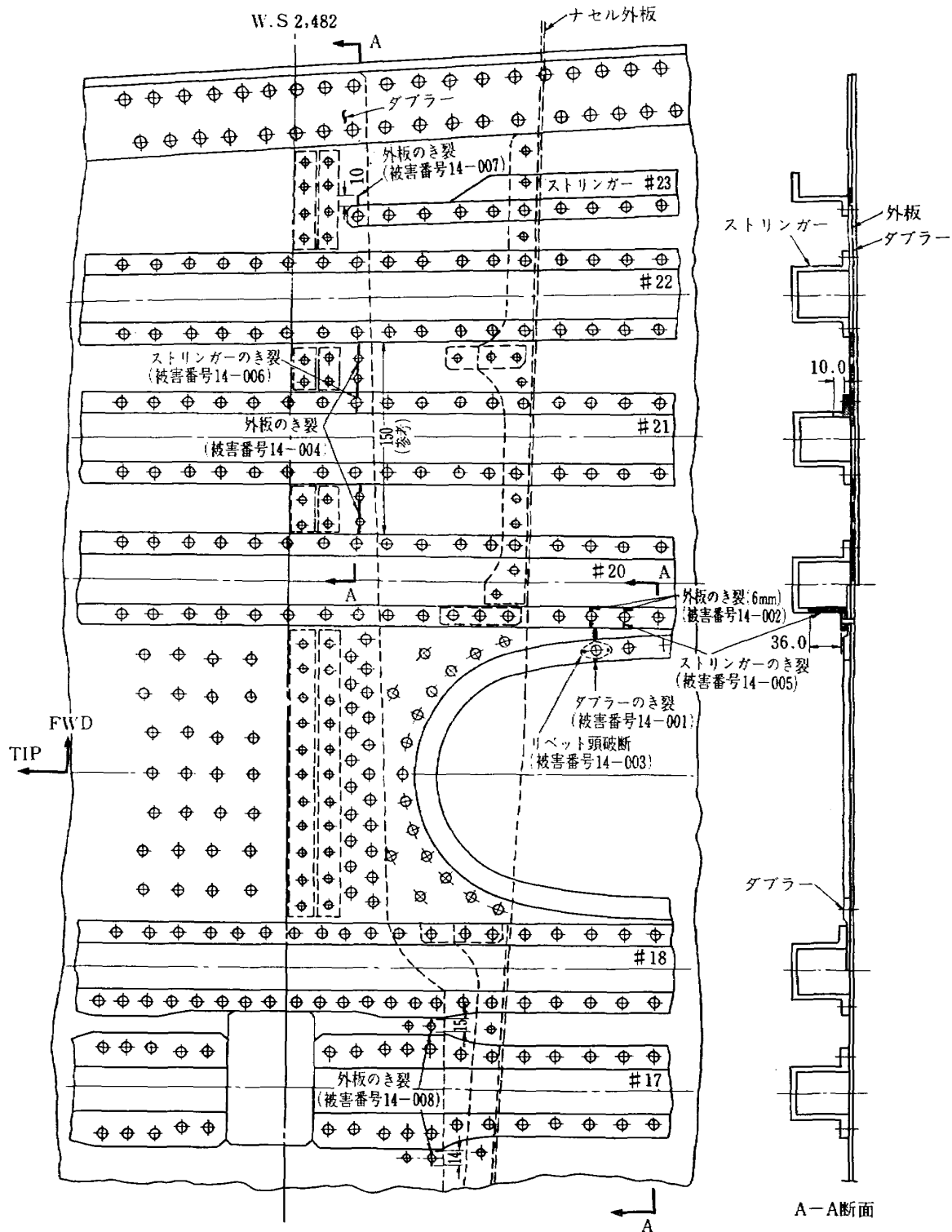


図 16 点検孔周辺のき裂 (W.S. 2,400 付近) 単位 mm

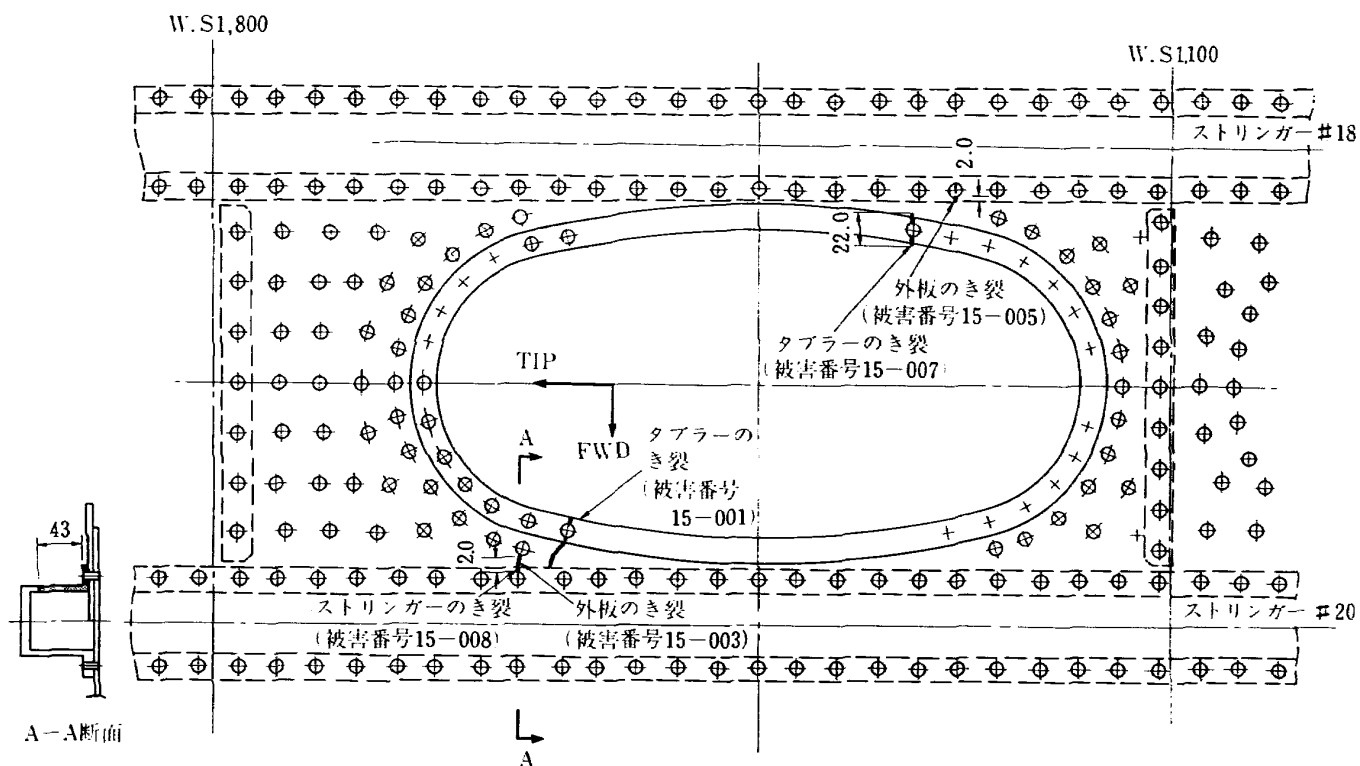


図 17 点検孔周辺のき裂 (W.S 1,500 付近) 単位 mm

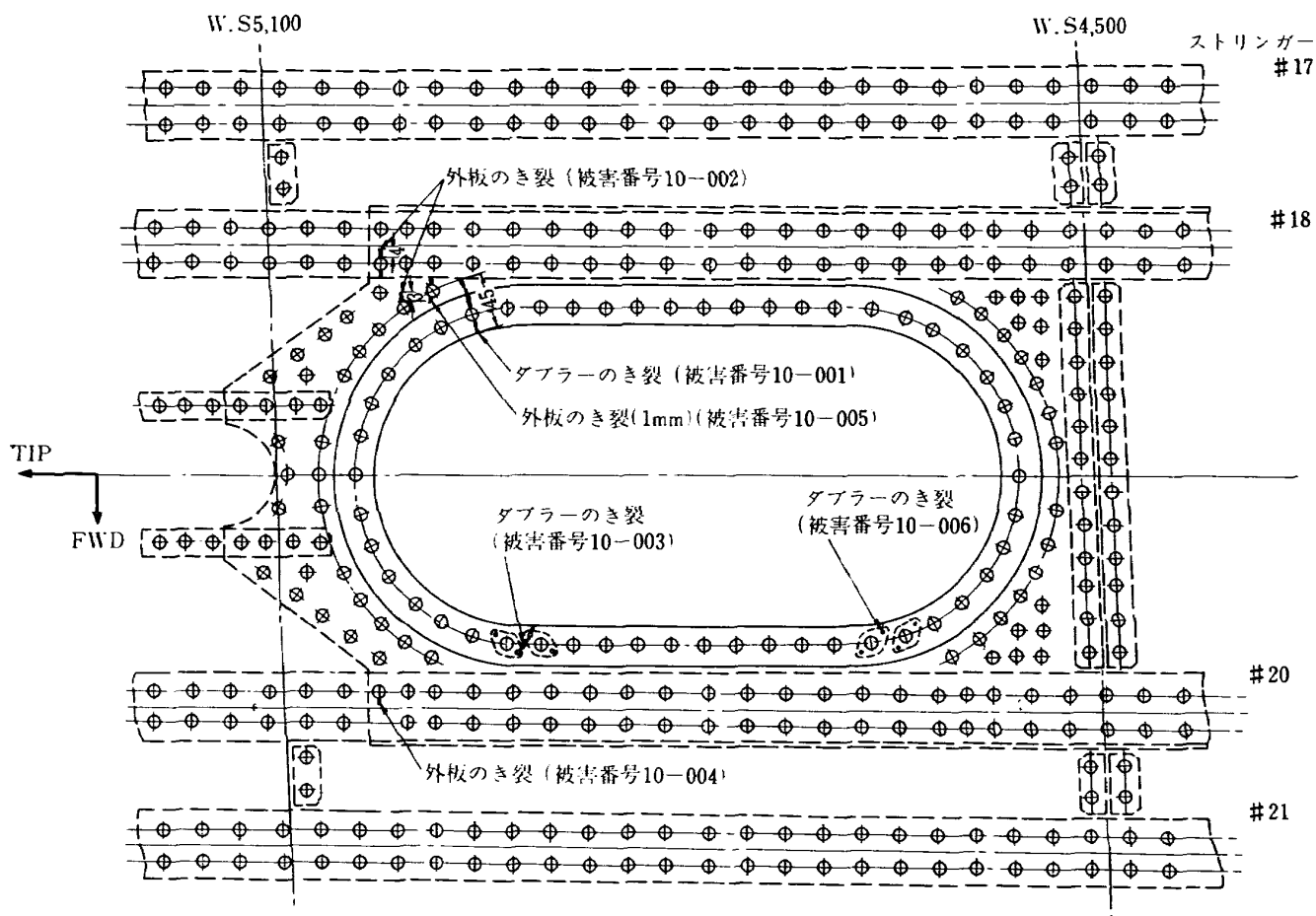


図 18 点検孔の周辺のき裂 (W.S 4,800 付近) 単位 mm

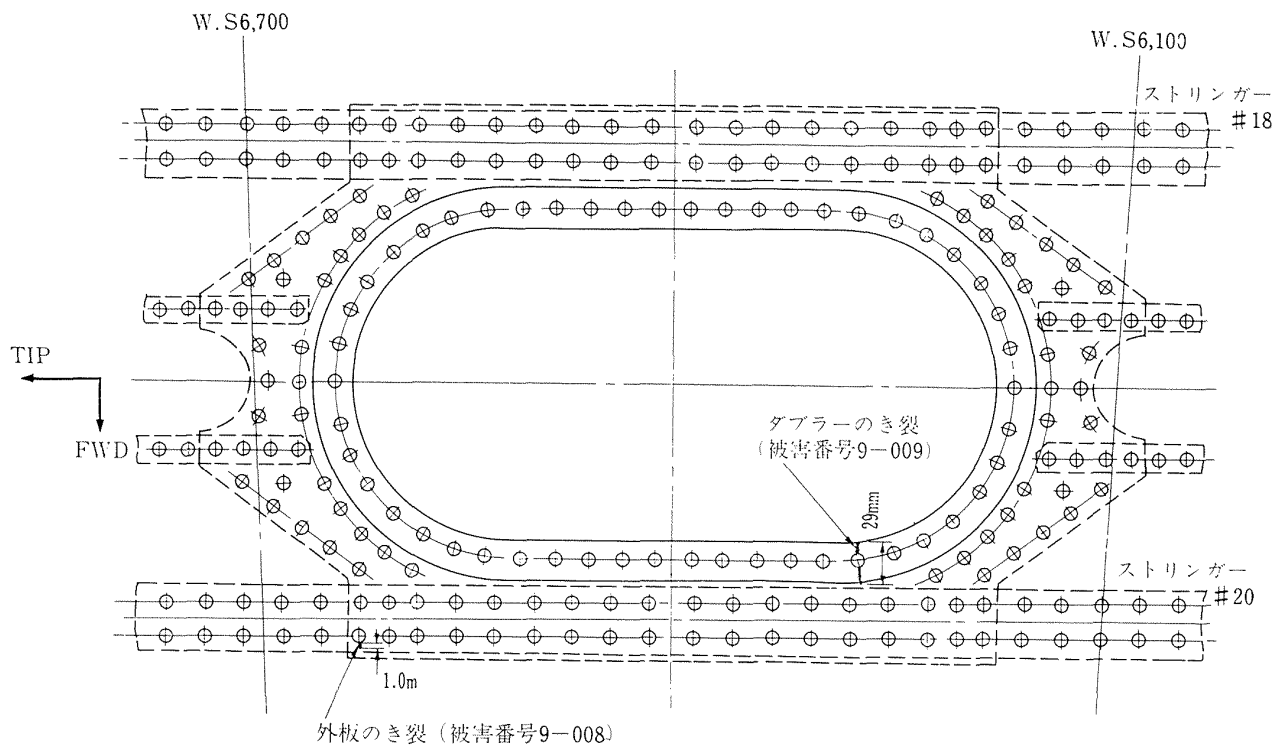


図 19 点検孔周辺のき裂 (W.S 6,400 付近)

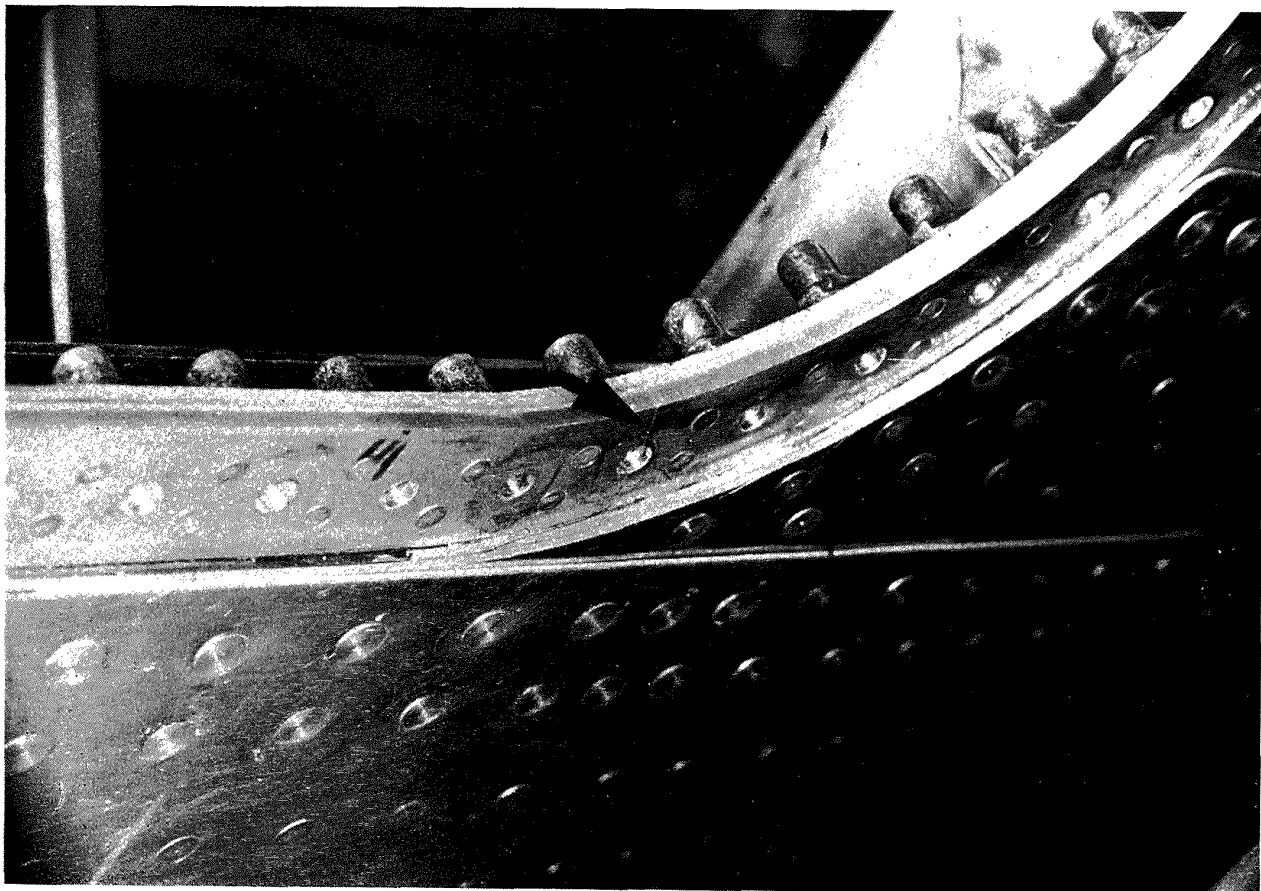


図 20 点検孔ダブラーのき裂 (矢印) (被害番号 9-009)

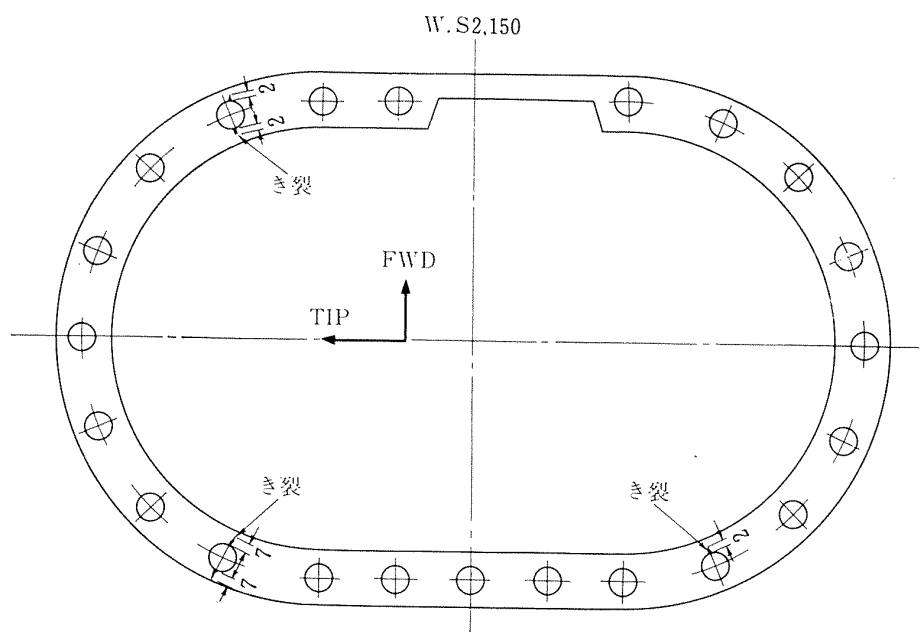


図 21 上面バグタンク給油口ダブラーのき裂 (被害番号 14-009) 単位 mm

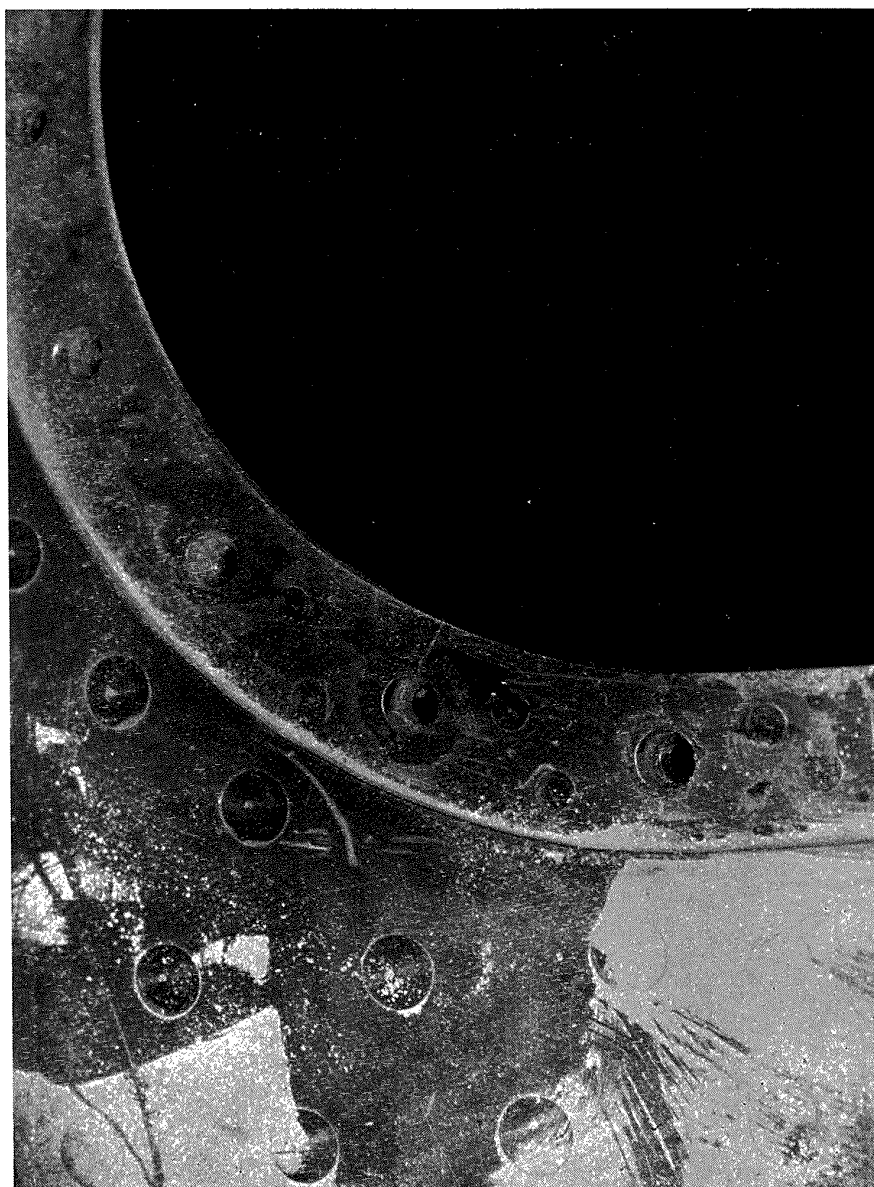
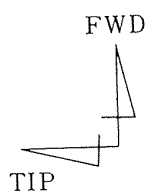


図 22 上面バグタンク給油口  
ダブラーのき裂  
(被害番号 14-009) (矢印)

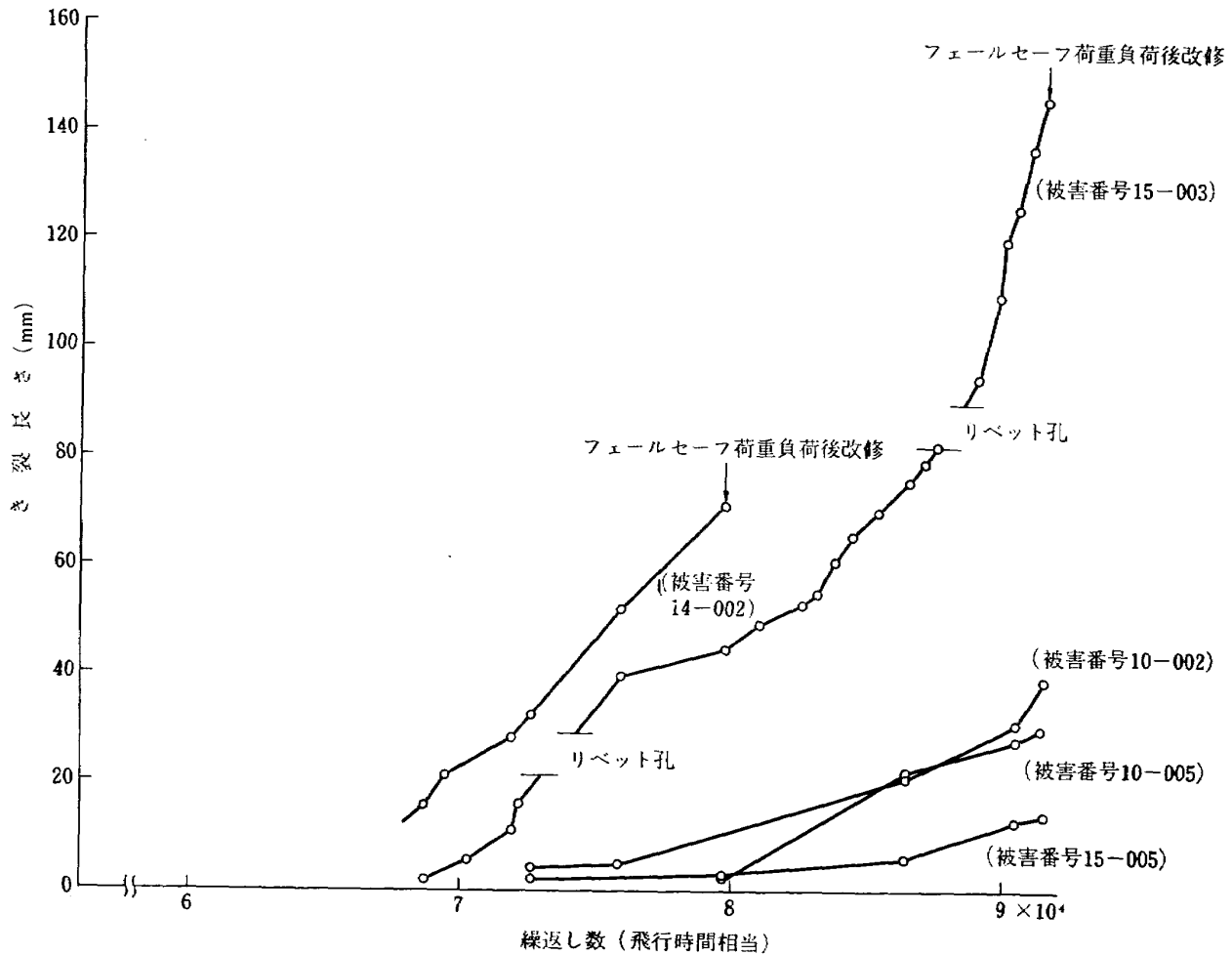


図 23 代表的な外板のき裂伝ば状況

この被害箇所は繰返し数 79,700 飛行時間相当において、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べた後に改修を行なった。これについては後から述べる。

#### (11) 点検孔周辺のストリンガーのき裂

このき裂はナセル内側の点検孔周辺のストリンガーに発生したものである(図 16 の被害番号 14-005 および図 17 の被害番号 15-008 参照)。

このき裂は点検孔周辺の外板のき裂(図 16 の被害番号 14-002 および図 17 の被害番号 15-003)の伝ばが図 23 に示すように早くなった時(繰返し数 79,700 および 88,700 飛行時間相当)にストリンガーを検査して発見したものである。

ストリンガーのき裂はすべて下側フランジ部のリベット孔から発生したものと考えられる。

この被害箇所は繰返し数 79,700 および 91,400 飛行時間相当において、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べた後に改修を行なった。これについては後から述べる。

#### (12) 隔壁下部の補強材のき裂

このき裂は繰返し数 44,400~75,900 飛行時間相当において隔壁下部の渡し材や補強材に発生したものであり、その状況を図 34~39 に示す。

図 34 および図 35 に示すき裂は W.S. 1,100 の隔壁の渡し材に発生したものであるが、この部分は荷重を負荷するための翼挟みを取り付けている所であり、その翼挟みの影響によるものと考えられる。

図 36 および図 37 に示すき裂は図 34 の被害と同じ W.S. 1,100 の隔壁下部の渡し材と外板を固定している成形材の曲部に発生したものである。

図 38 および図 39 に示すき裂は中央翼の隔壁の補強材で繰返し数 44,400 飛行時間相当において 2 箇所発見されたものである。このき裂は発見時から繰返し数 52,600 飛行時間相当までに 10 mm 伝ばしたので、そのうちの後方のき裂(図 38 の A)のみ改修し、他のき裂についてはそのまま放置して観察した。

放置したき裂(図 38 の B)は繰返し数 91,400 飛行時間相当において 43 mm に増加した。

改修したき裂については後から述べる。

#### (13) 桁結合金具の損傷

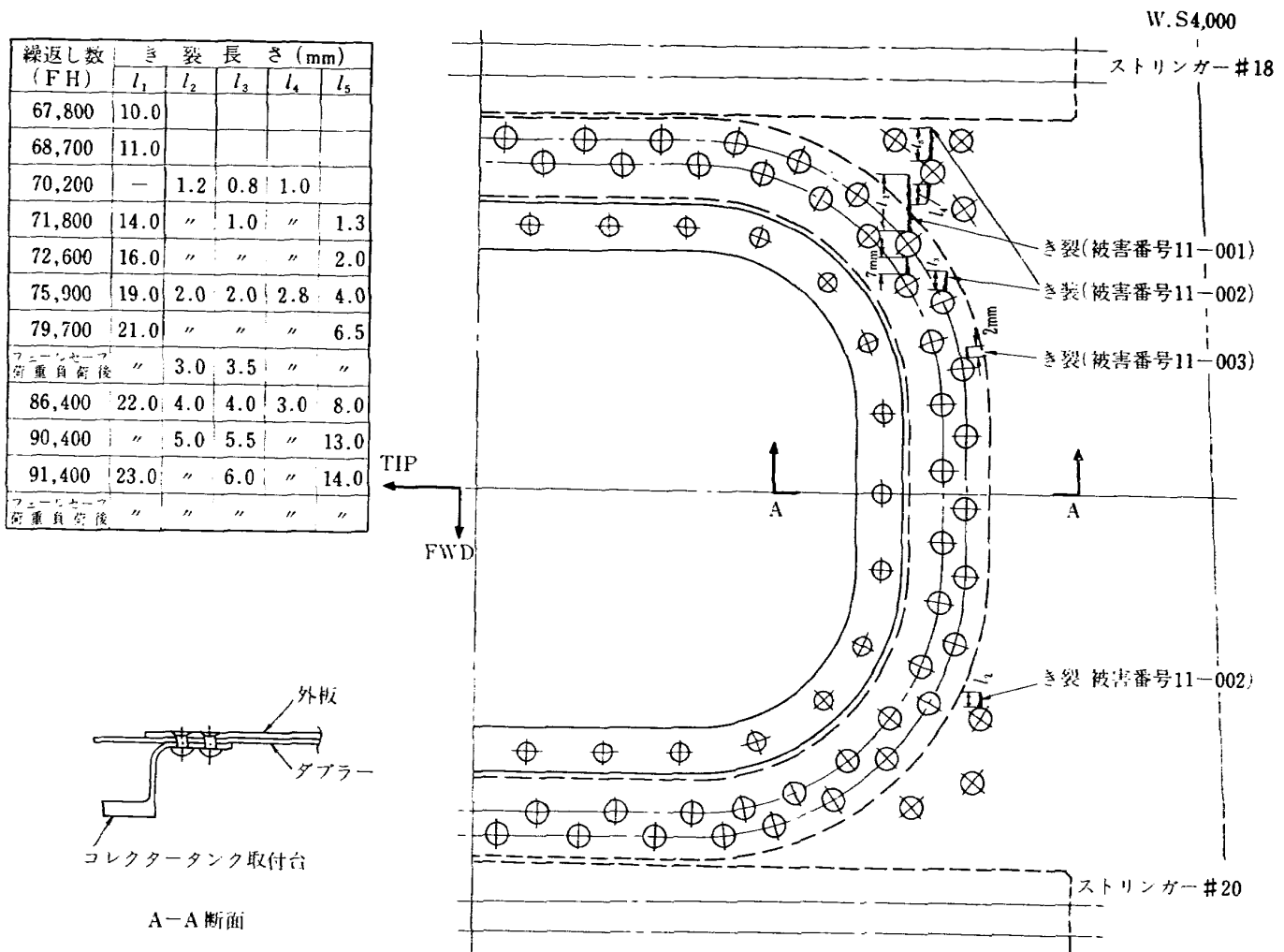


図 24 コレクタータンク近くのき裂

この被害は繰返し数 72,600 飛行時間相当において、中央翼前桁下部の桁結合金具 #24 (図 1 参照) の取付ボルト座面の R 部にダイチェックによる検査によって発見したもので、図 40 に示すような条痕が見られた。

その後、繰返し数 91,400 飛行時間相当において、中央翼後桁下部の桁結合金具 #14 および主翼側の桁結合金具 #14 にも同様な条痕が発見された(図 41 参照)。

#### (4) その他の被害

この被害はナセルや上記以外の部分に発生したものである。

### 4.3 フェールセーフ荷重負荷試験

フェールセーフ荷重は外板のき裂伝ぱが比較的速く、また、ストリンガーのき裂がかなり伝ぱした場合に負荷してき裂の伝ぱ状況および残留強度を調べるためのもので、繰返し数 79,700 飛行時間相当と 91,400 飛行時間相当の 2 回負荷した。

第 1 回のフェールセーフ荷重は W.S. 1,800~2,482 間の点検孔周辺の外板のき裂が 79 mm (図 16 の被害

番号 14-002 参照)、ストリンガー #20 のき裂 (図 16 の被害番号 14-005) が全断面の約 1/3 (図 42 (a) の黒印参照) に伝ぱした時に負荷したものである。その他のフェールセーフ荷重負荷前の被害状況は表 6 および図 42 に示す。

フェールセーフ荷重は  $\pm 33 \text{ ft/sec}$  突風荷重の 1.15 倍の荷重 (1.15 は dynamic effect) を負荷したが、その時の左主翼のたわみを図 43 に、き裂が発生しているストリンガーの断面上 (W.S. 2,440) の各ストリンガーの応力を図 44 に示す。左主翼の W.S. 13,200 の最大たわみは 815 mm であった。き裂が発生しているストリンガー #21 の応力は図 44 に示すように、他のストリンガーに比べて約 50% 大きい  $30.6 \text{ kg/mm}^2$  の値となった。

フェールセーフ荷重負荷による供試体の被害状況は表 6 および図 42 に示すように、外板では最大 3 mm、ストリンガーでは #21 が最大で 10 mm のき裂伝ぱがあった。

第 2 回のフェールセーフ荷重は W.S. 1,570 の点検



図 25 コレクタータンク近くのき裂

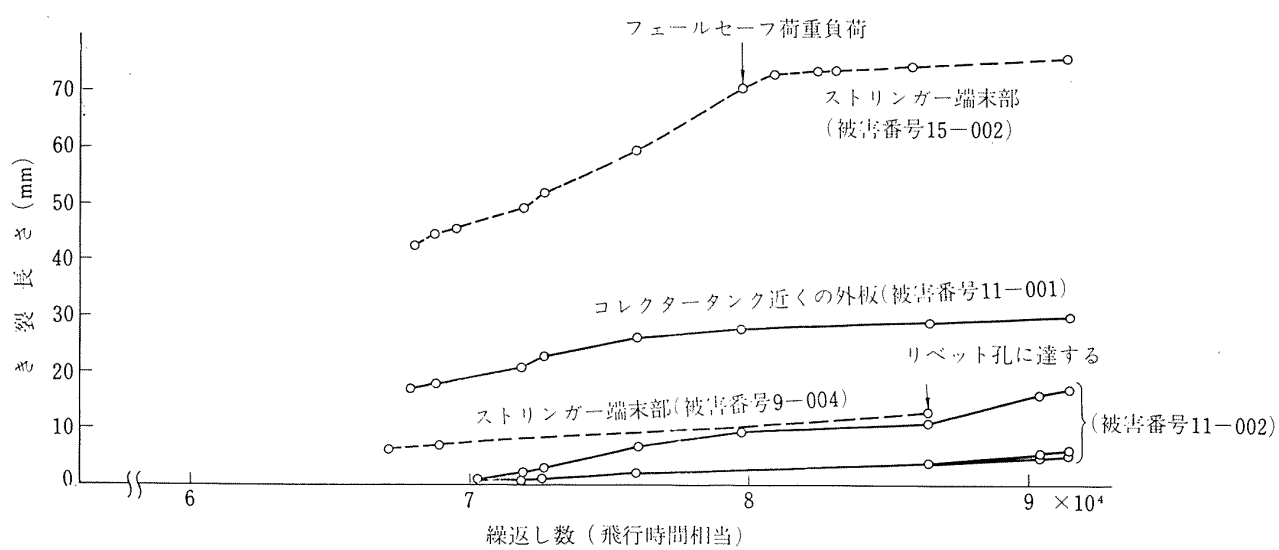


図 26 ストリンガー端末部およびコレクタータンク近くの外板のき裂伝ば状況

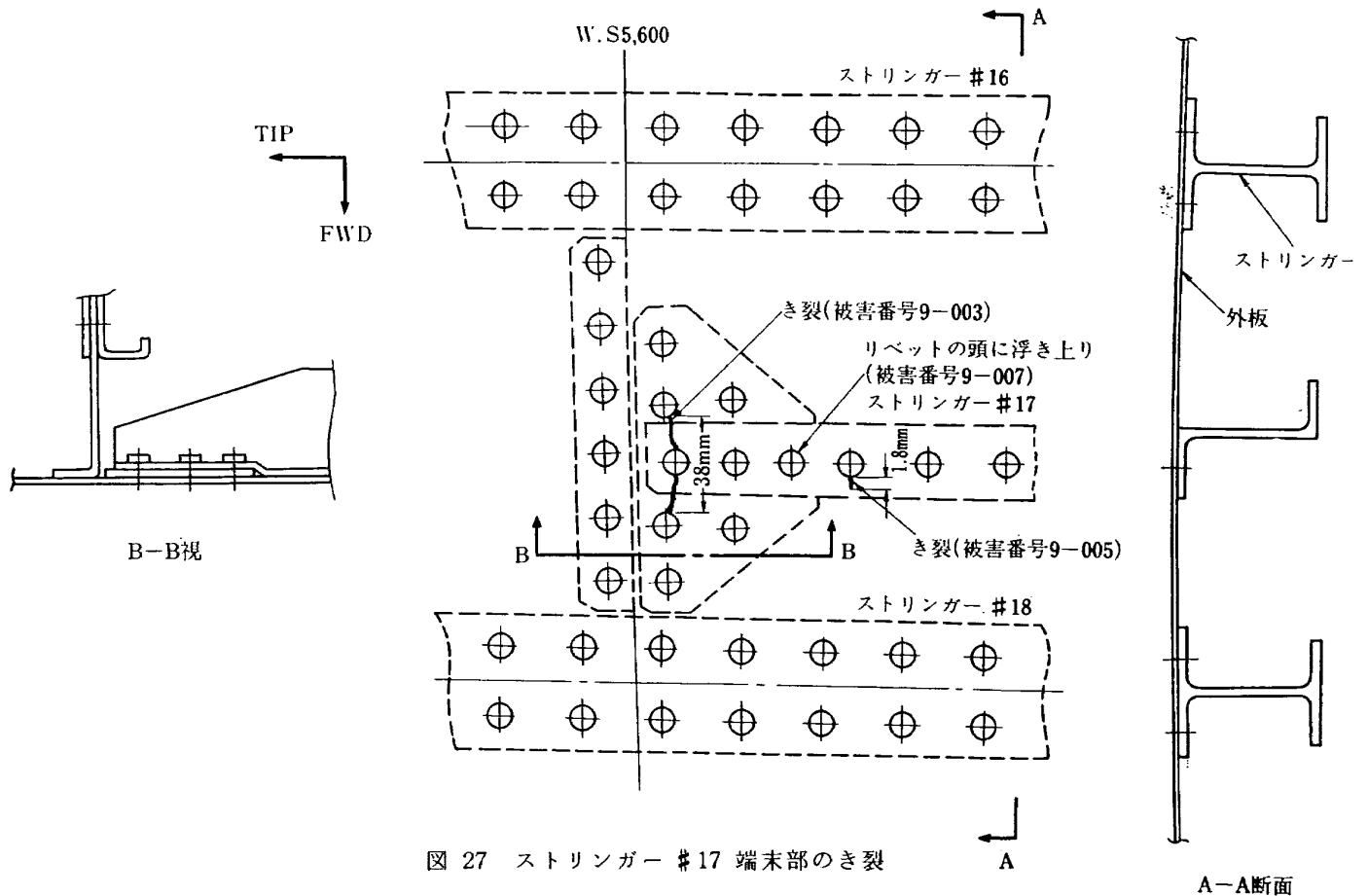


図 27 ストリンガー #17 端末部のき裂

A-A断面

表 6 フェールセーフ荷重負荷 (繰返し数 79,700 F.H. 時) によって増加した被害

被害番号	Wing Station	被害内容	き裂長さ (mm)		参照図	備考
			フェールセーフ荷重負荷前	フェールセーフ荷重負荷後		
8-002	7,200	ストリンガー #15 の端末部外板のき裂	0	1.0		放置
10-006	4,600	点検孔ダブラーのき裂	0	6.0		
11-002	4,120	コレクタータンク周辺の外板のき裂	I 2.0	3.0		放置
			II 2.0	3.5		改修
			III 4.5	5.5		
12-002	3,374	ストリンガー #22 のき裂	0	4.0	図 42 (b)	改修
14-002	2,200	点検孔周辺の外板のき裂	79.0	82.0		改修
14-005	2,200	ストリンガー #20 のき裂	36.0	40.0	図 42 (a)	改修
14-006	2,440	ストリンガー #21 のき裂	10.0	20.0	図 42 (a)	改修
15-002	1,800	ストリンガー #23 の端末部外板のき裂	36.0	36.5		放置
15-003	1,570	点検孔周辺の外板のき裂	15.5	16.5		放置
15-005	1,400	点検孔周辺の外板のき裂	3.0	3.5		
15-007	1,260	点検孔ダブラーのき裂	0	22.0		放置
16-004	960	点検孔ダブラーのき裂	0	25.0		放置
17-001	-400	中央翼バルクヘッドの補強材のき裂	40.0	42.0		放置

注) フェールセーフ荷重負荷前のき裂長さ 0 とあるのは確認されておらず負荷後に発見されたものである。



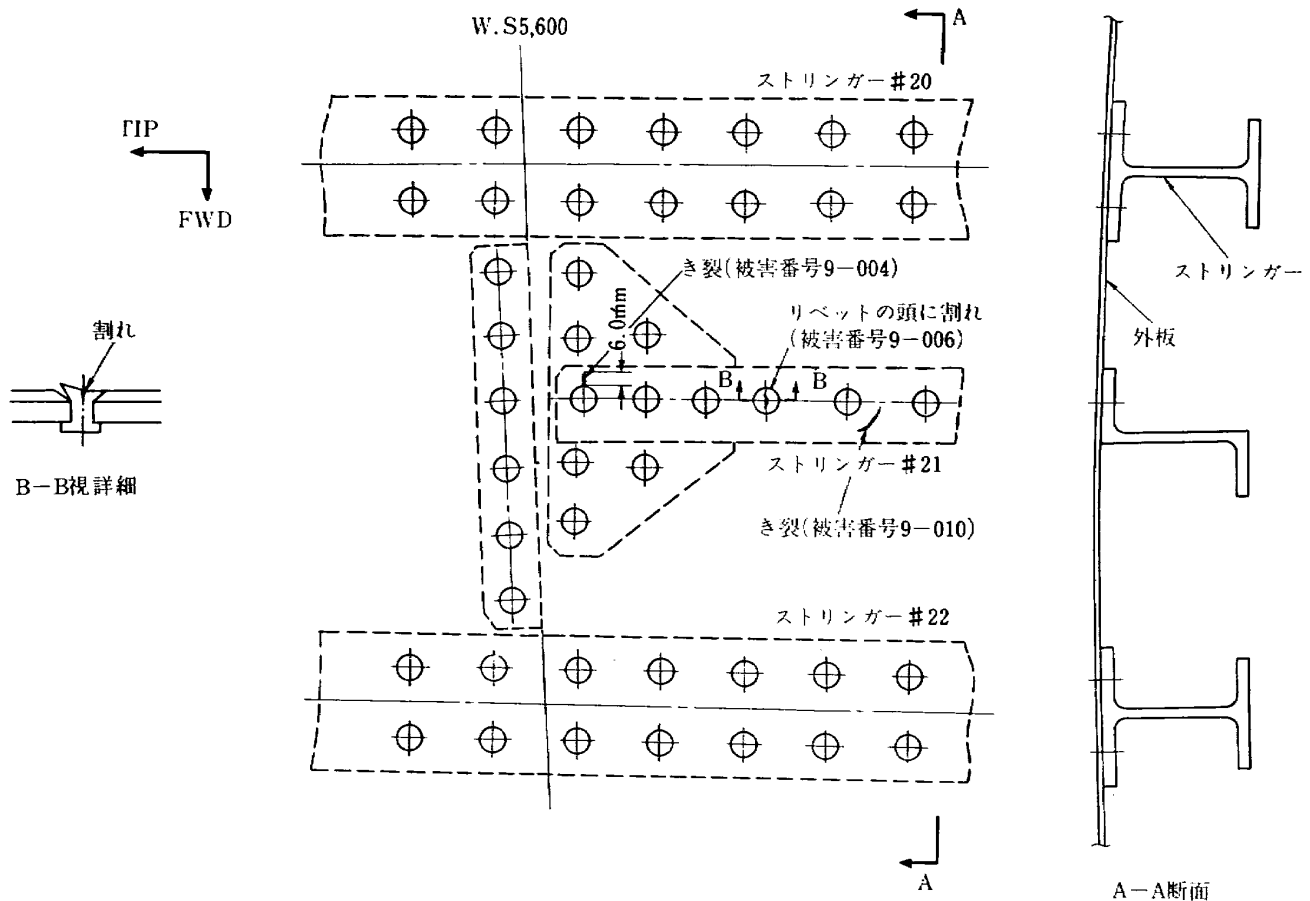


図 28 ストリンガー #2I 端末部のき裂

孔周辺のき裂（図 17 の被害番号 15—003）が 153 mm（図 45 参照）に、ストリンガー #20 のき裂（図 17 の被害番号 15—008）が全断面の約 40%（図 46 の黒印参照）に伝ばした時に負荷したものである。

荷重は第1回のフェールセーフ荷重と同様に、き裂の発生箇所近く (W.S. 1,570) の外板およびストリンガーのひずみを測定しながら負荷していった。その外板の応力を図 47(a) に、ストリンガーの応力を図 47(b) に示す。図 47(a) および (b) に示すように、外板の応力はき裂先端付近 (ストリンガー #21 の下面) が大きく、また、ストリンガーの応力は 100% 荷重まではき裂の発生している #20 が大きい値を示した。

ストリンガー #20 の応力は荷重が +33 ft/sec 突風荷重の 110% に達した時に、破断音と共に小さくなった (図 47 (b) 参照)。試験を停止して点検した結果、ストリンガー #20 のき裂は下側フランジ部を残してほとんど破断していた (図 46 参照)。

ストリンガー #20 の破断と同時に、その近くのストリンガー #21 の外板には急激に、大きな応力が発生した (図 47(a) 参照)。これはストリンガー #20 の破断によって、近くの部材に dynamic effect があつたも

のと考えられる。従って、+33 ft/sec 突風荷重は 110 % の負荷で終了した。

その後、-33 ft/sec 突風荷重の 115% を負荷したが異常はなかった。その他、外板のき裂は表 7 および図 48 に示すように、最大 6 mm 伝ばした。

このフェールセーフ荷重の負荷試験により、この構造のフェールセーフ性は充分であることが確認された。

## 5. 疲れ被害に対する対策

供試体の被害の大きいと思われる箇所は左主翼ナセル脚室内ダブルエンド部，W.S. 1,100～1,800 および W.S. 1,800～2,482 間の点検孔周辺ならびにストリンガー #19 端末部であった。この部分はある程度の繰返し数を試験して被害状況を観察した後に改修を行ない，試験を続行したが，その改修箇所および改修要領について以下説明する。

(1) 中央翼の隔壁の補強材のき裂

中央翼の隔壁の補強材には図 38 に示すようなき裂が発生していたが、繰返し数 8,600 飛行時間相当の経過に対して 10 mm 伝ばしたのでそのうちの 1 箇所を 52,600 飛行時間相当において図 49 に示すようにアン

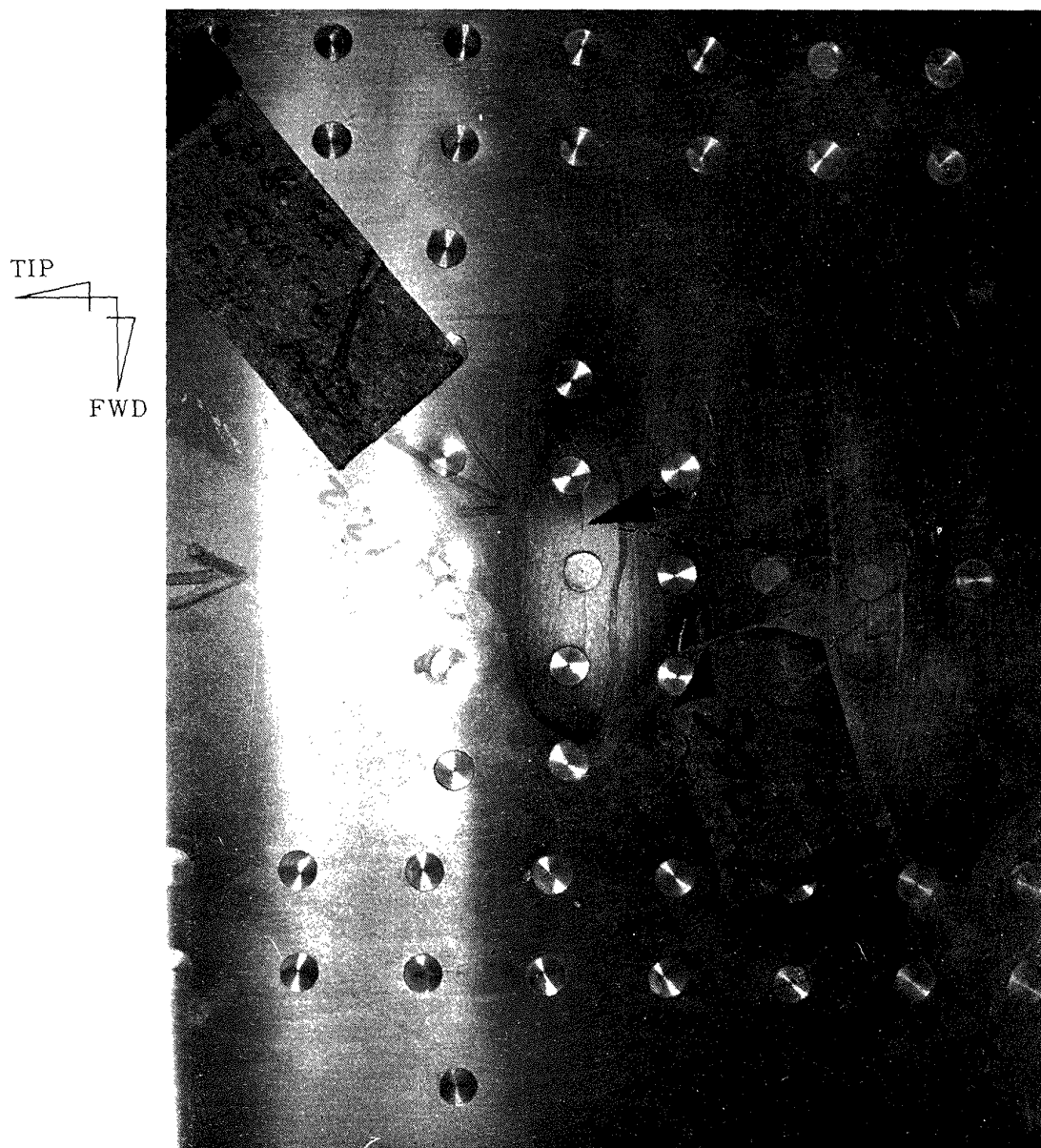


図 29 ストリンガー #17 端末部の外板のき裂(被害番号 9-003) (矢印)

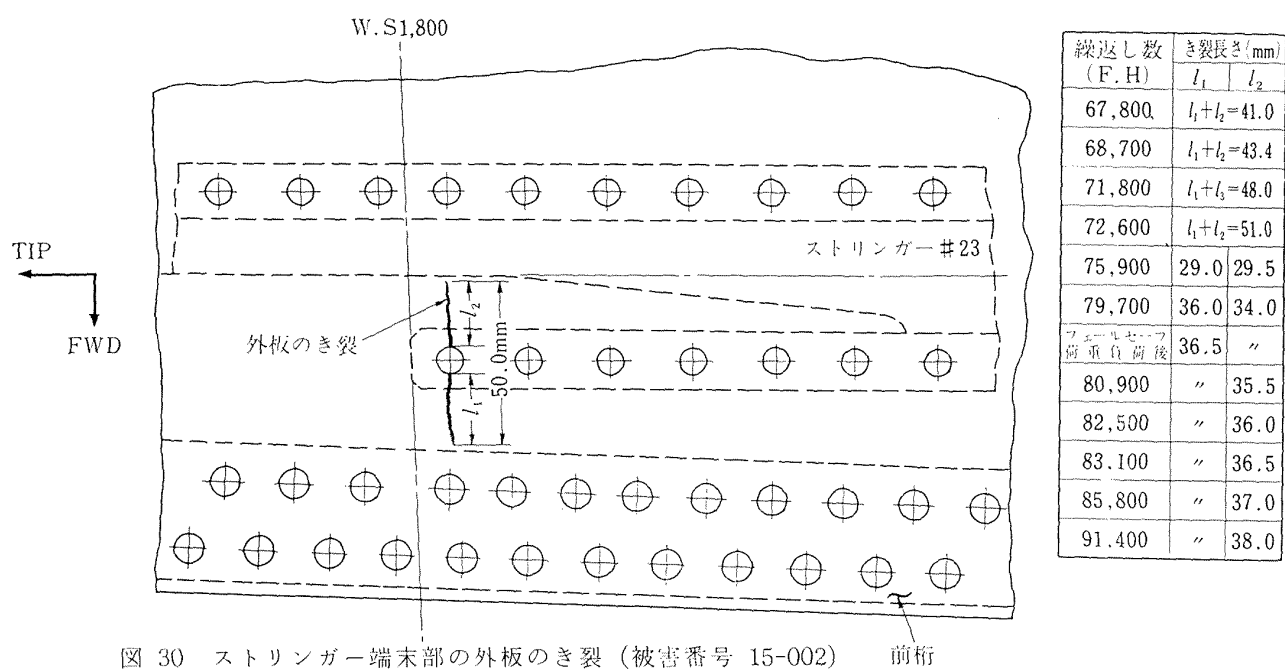


図 30 ストリンガー端末部の外板のき裂 (被害番号 15-002) 前桁

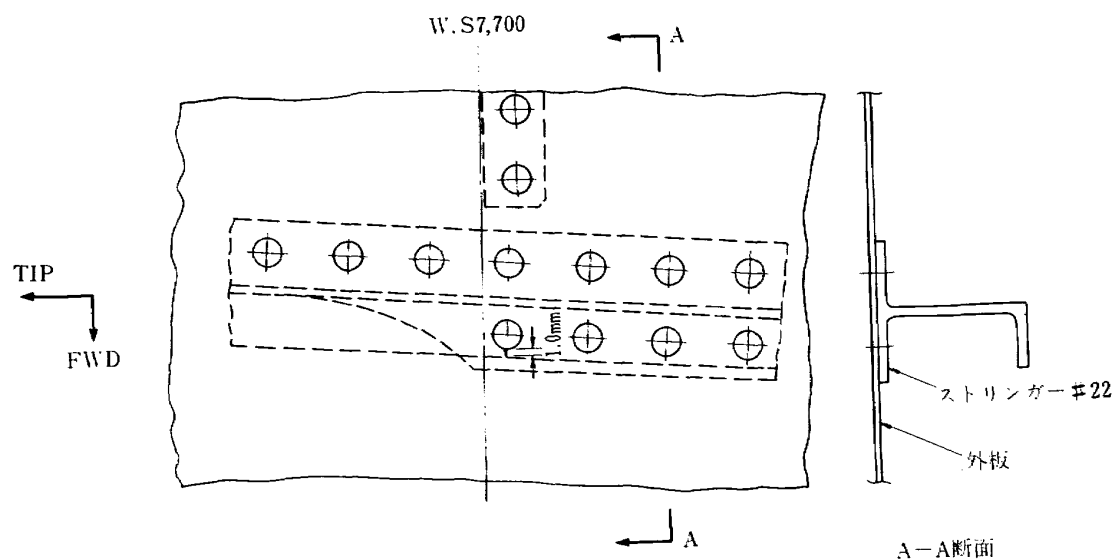


図 31 ストリンガー末端部の外板のき裂 (被害番号 8-001)

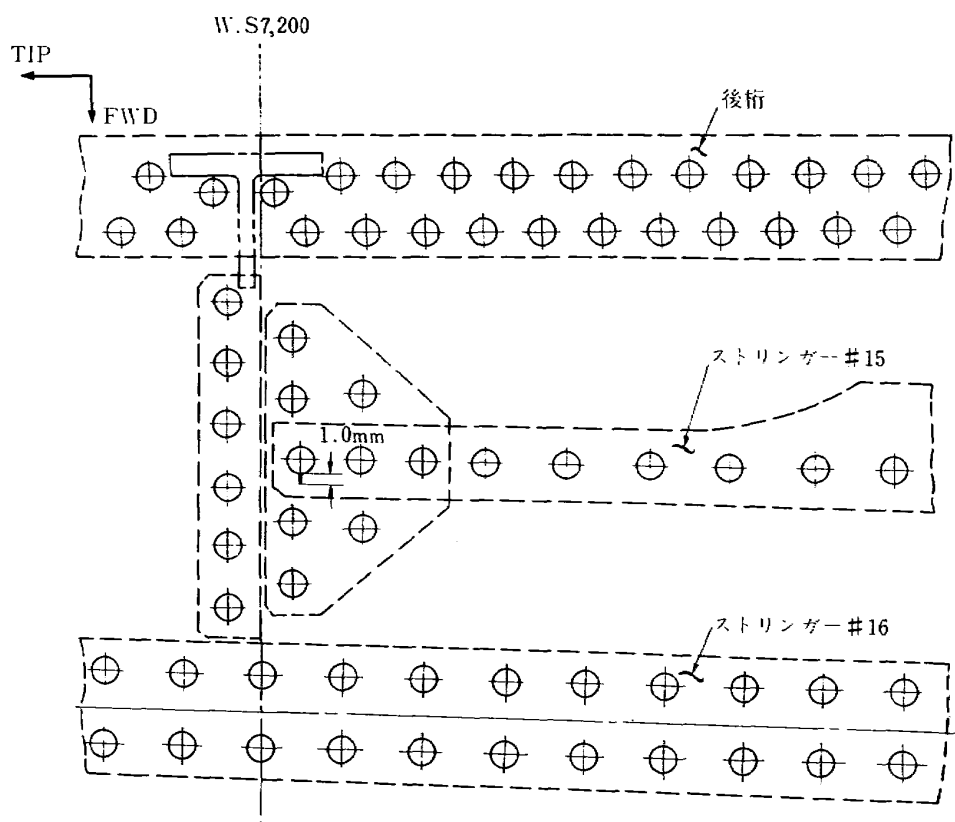


図 32 ストリンガー #15 末端部の外板のき裂 (被害番号 8-002)

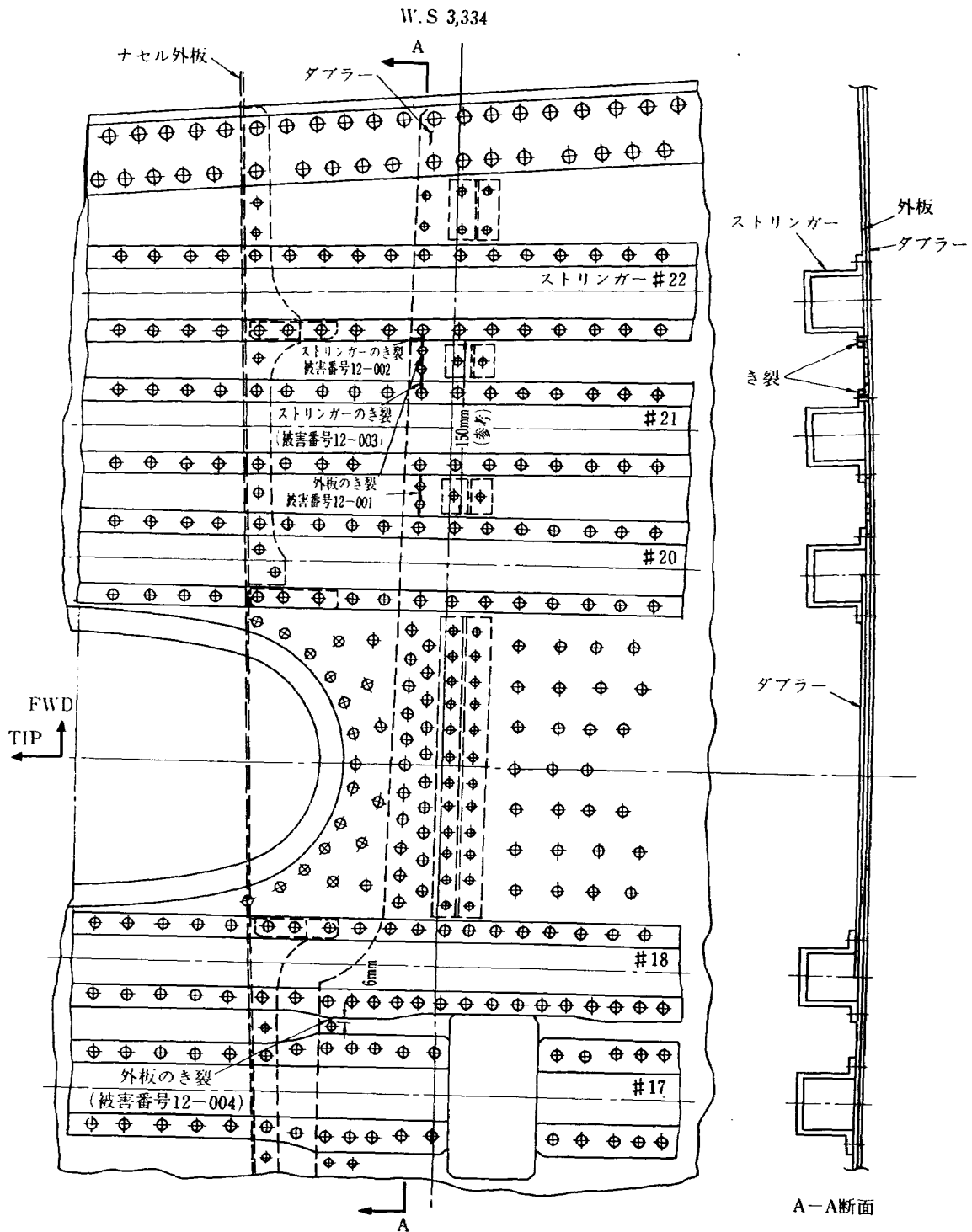


図 33 ナセルダブラー端部 (W.S 3,334 付近) のき裂

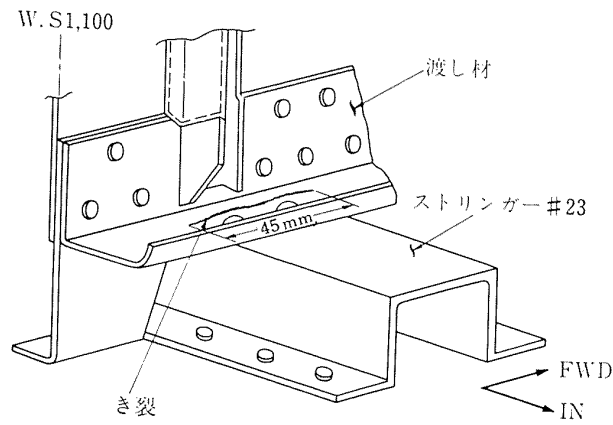


図 34 隔壁下部渡し材のき裂 (被害番号 16-003)

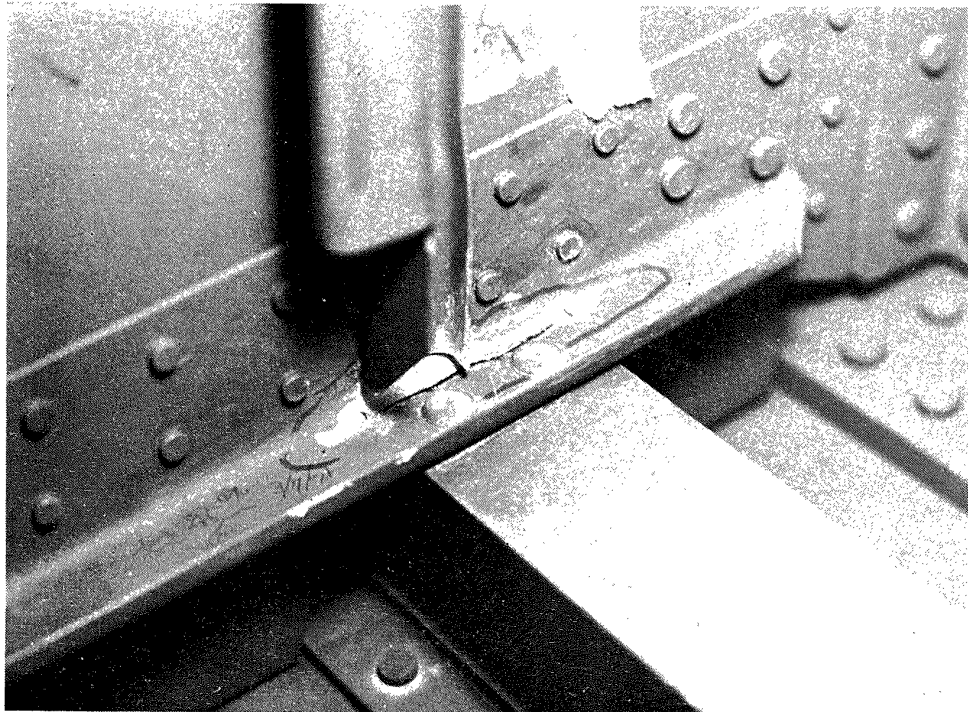


図 35 隔壁下部渡し材のき裂 (被害番号 16-003)

表 7 フェールセーフ荷重負荷 (繰返し数 91,400 F.H. 時) によって増加した被害

被害番号	Wing Station	被害内容	き裂長さ (mm)		参照図	備考
			フェールセーフ荷重負荷前	フェールセーフ荷重負荷後		
15-002	1,800	ストリンガー #23 の端末部外板のき裂	37.0	38.0		改修
15-003	1,570	点検孔周辺の外板のき裂	56.0	62.0		改修
15-005	1,400	点検孔周辺の外板のき裂	注) 0	1.0		改修
15-008	1,580	ストリンガー #20 のき裂	46.0	図 46 参照	図 46	改修

注) フェールセーフ荷重負荷前には確認されておらず、負荷後に発見されたものである。

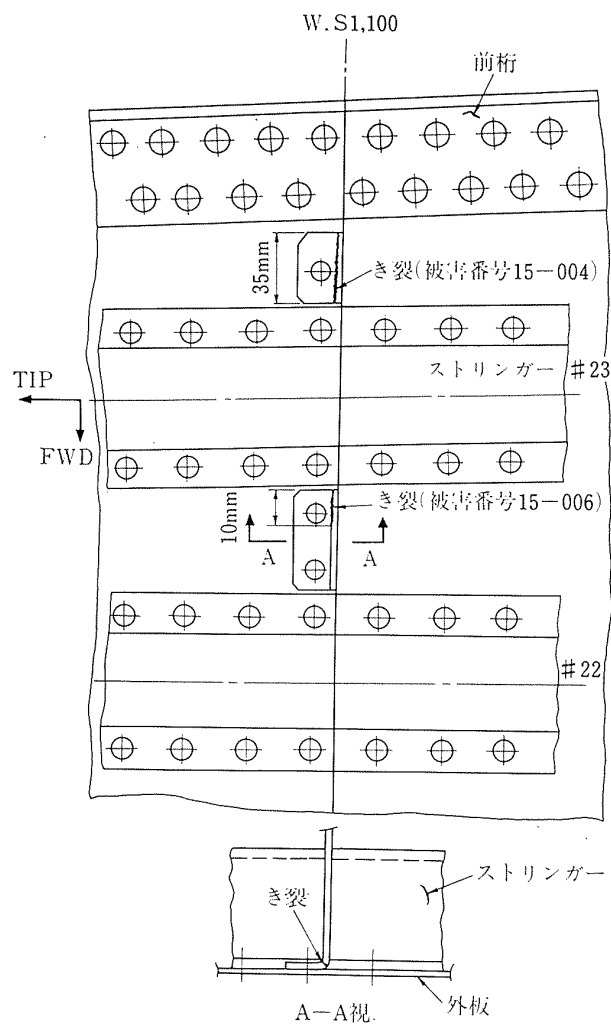


図 36 隔壁下部成形材のき裂

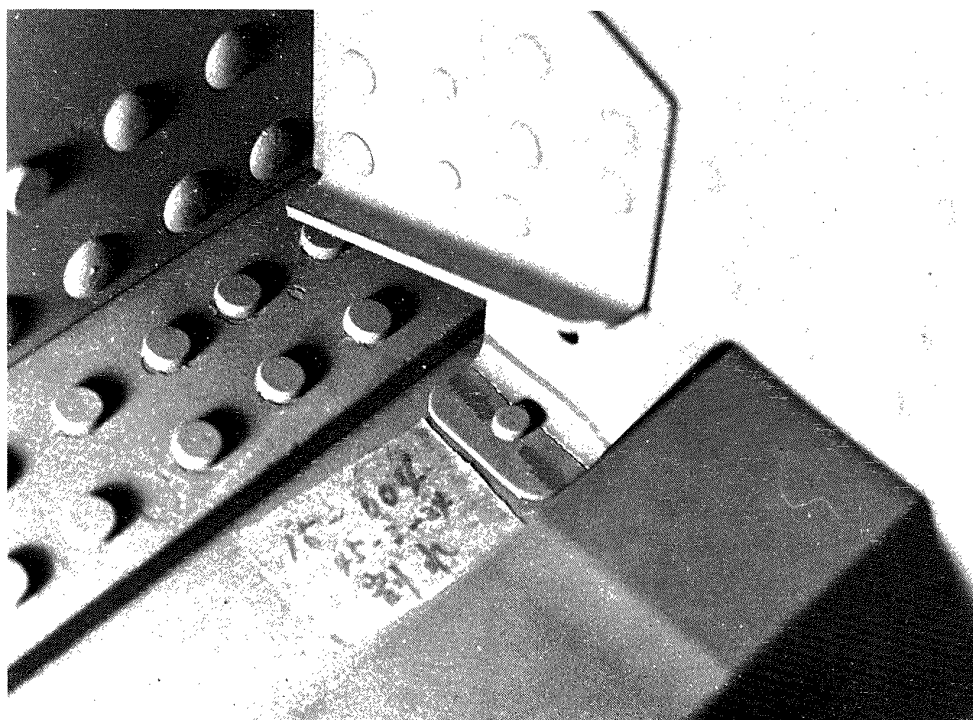


図 37 隔壁下部成形材のき裂 (被害番号 15-004)

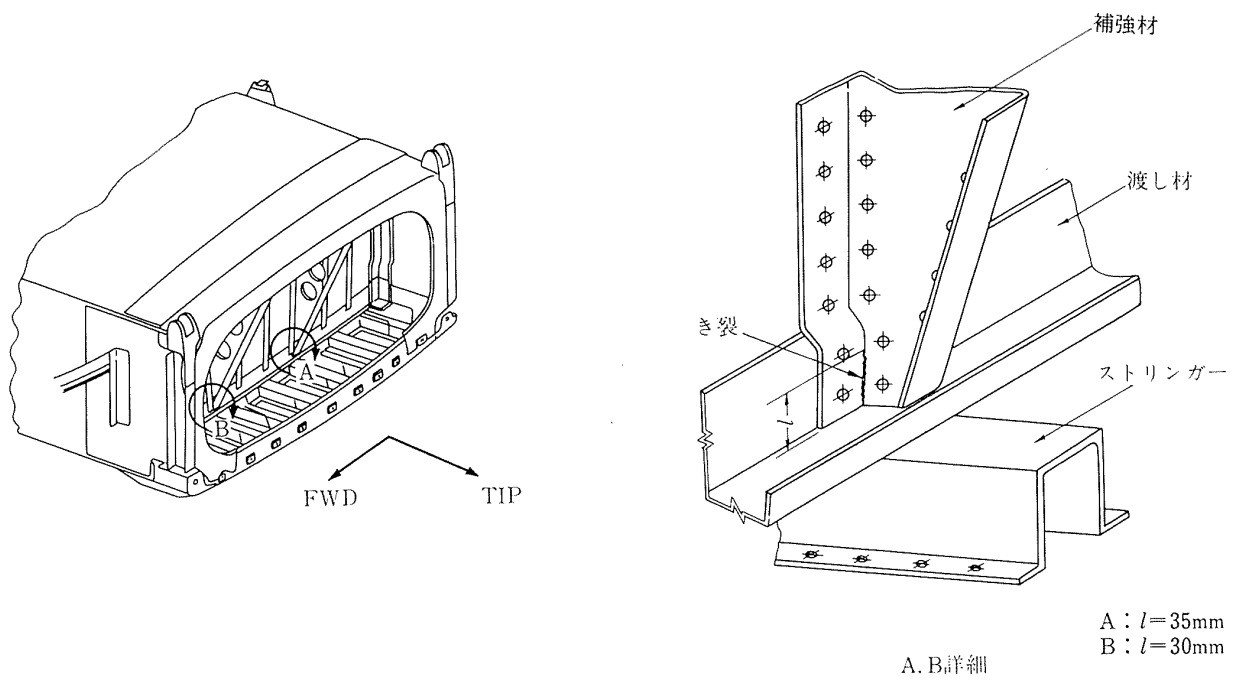
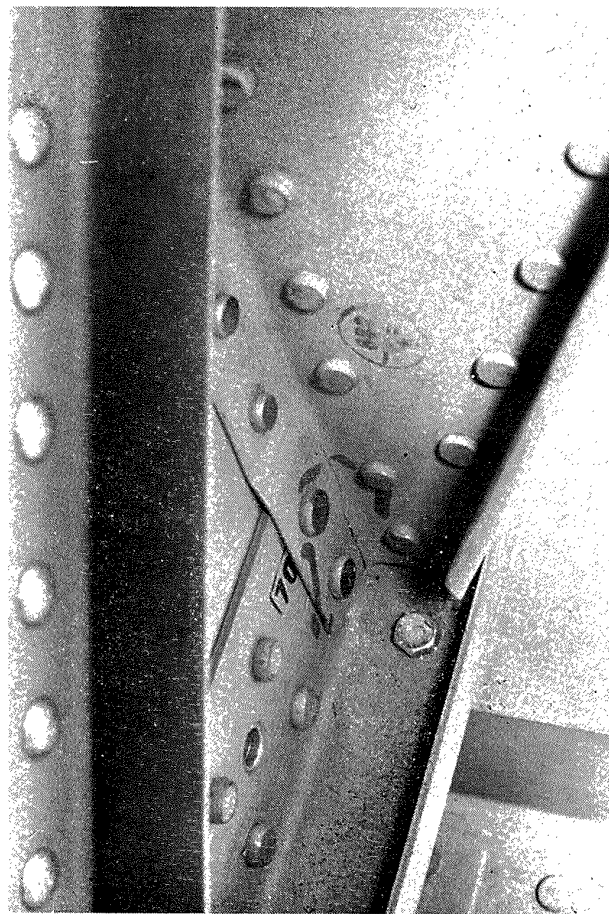


図 38 中央翼の補強材のき裂 (被害番号 17-001)

図 39 中央翼の補強材のき裂  
(被害番号 17-001)

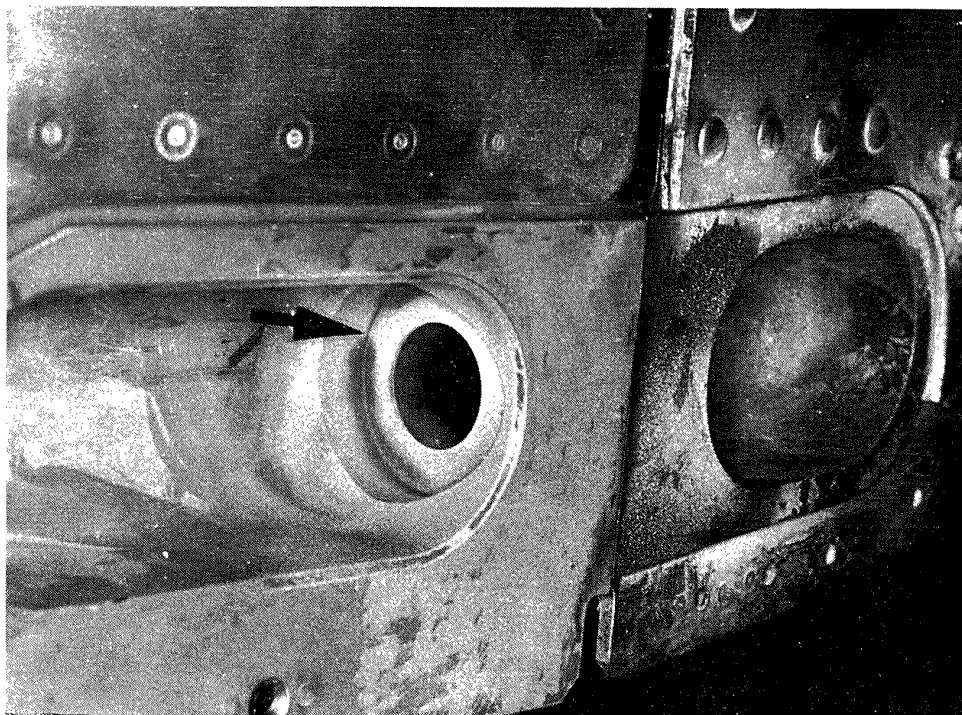
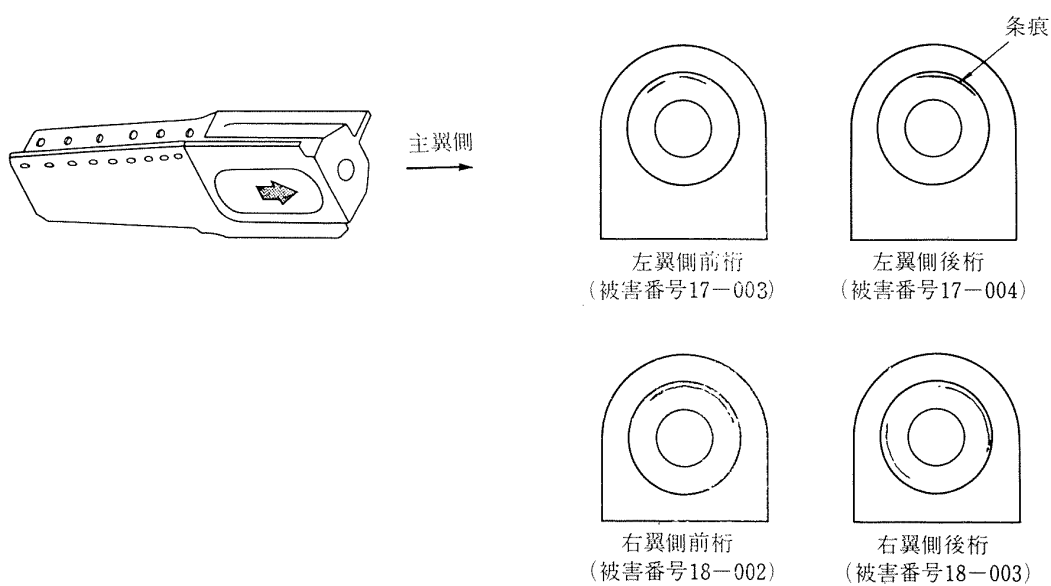


図 40 桁結合金具の条痕の 1 例



A 視詳細

図 41 中央翼桁結合金具の条痕

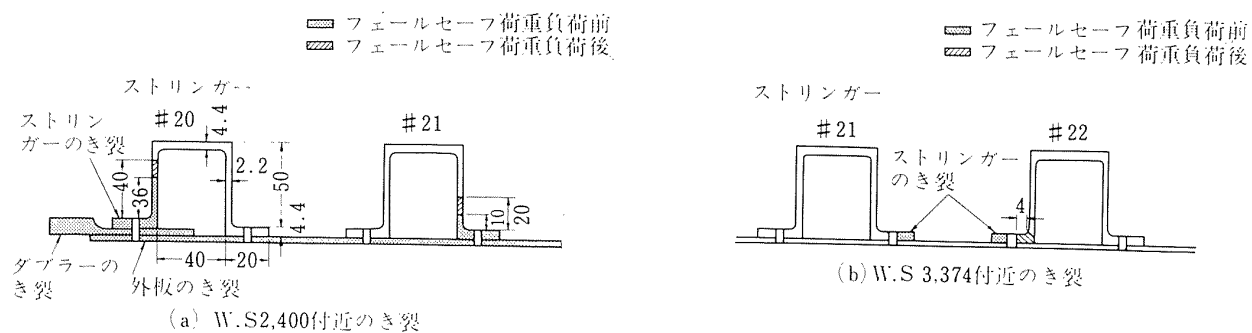


図 42 第 1 回フェールセーフ荷重負荷による被害 (単位 mm)



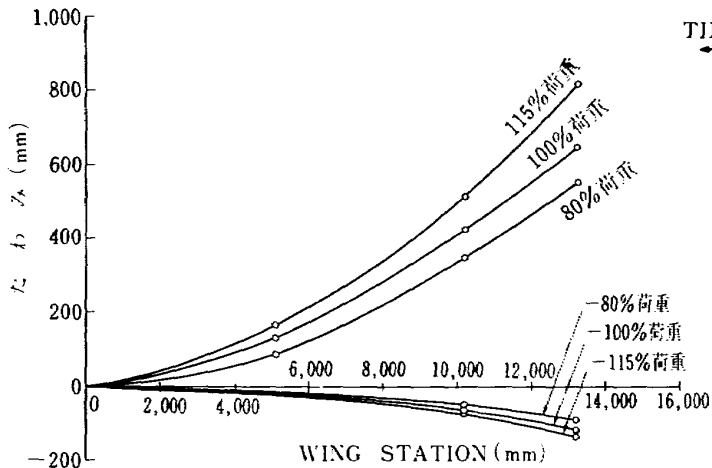


図 43 フェール荷重負荷による左主翼のたわみ

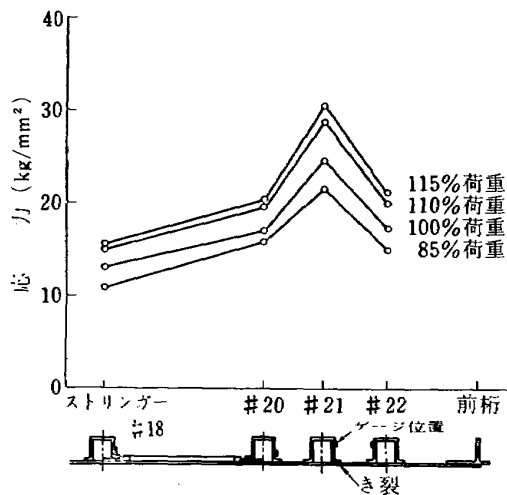


図 44 き裂付近 (W.S. 2,440) のストリンガーの翼長方向の応力 (ヤング率7380 kg/mm²)

グル材で補強を行なった。

### (2) ストリンガー #19 端末部の被害

ストリンガー #19 の端末部 (W.S. 400) の被害は被害のうちで最も初期に発見され、数回にわたって外板との結合リベット頭が破断した。

これはこの部分がストリンガーの端末のために、ストリンガー #19 の結合金具 (W.S. 0) のオフセットに原因する引張荷重がかなり大きくリベットに加わっていたものと考えられ、ストリンガー #19 の端末部をクリップを用いて隔壁の渡し材に取り付けるように設計変更を行なった (図 50 参照)。

その後、異常は認められなかった。

### (3) 左主翼のナセル付近の被害

左主翼の W.S. 1,800~2,482 間の点検孔周辺と脚室内ダブラー端部の外板およびストリンガーには前に述べたように表 6 および図 42 に示すような被害があり、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べたが、その後、その箇所をつぎのように改修して試験を続行

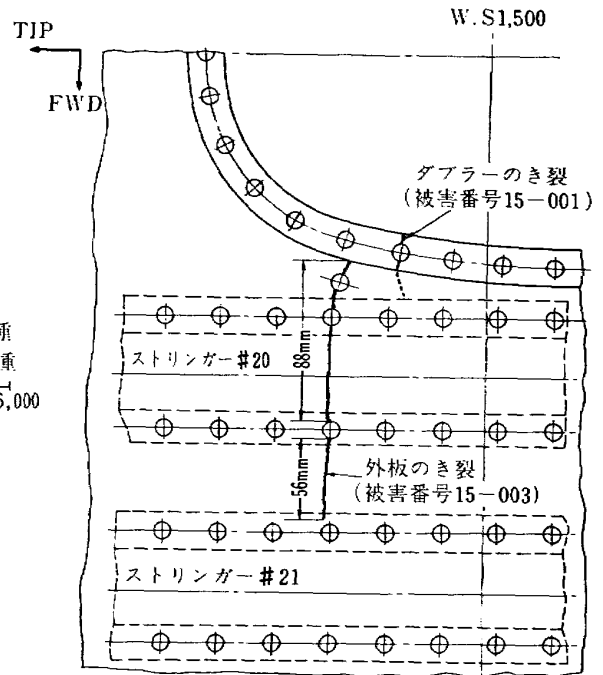


図 45 第2回フェールセーフ荷重負荷前 (繰返し数 91,400 飛行時間相当) の被害状況の一例

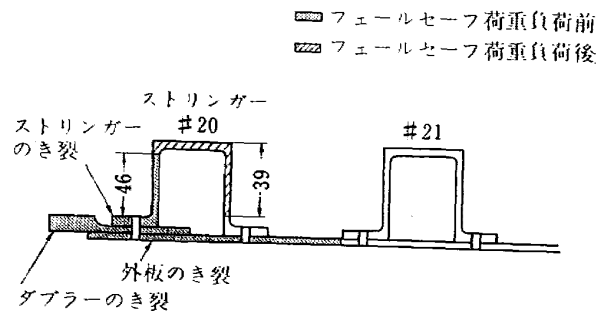


図 46 第2回フェールセーフ荷重負荷による被害 (単位 mm) (W.S. 1,580 付近のき裂)

した。

点検孔に最も近いストリンガー #20 は側面と上面から、その他のストリンガー (#21 および #22) は側面からアングル材によって補強した (図 51 (a) および図 52 参照)。

外板は図 51 (c) および図 53 に示すように、供試体の外板の約 1/2 の厚さの板を 2 枚重ねて補強した。2 枚重ねて補強したのはつぎの理由による。

供試体の外板には、すでに、外板とストリンガーとを結合するさらリベットののための皿が取っており、その上から補強板を当てると図 51 (b) に示すように外板の皿取り部にすきまが生じ荷重がスムーズに伝わらないので、このすきまをなくするために埋め材を入れる必要が生じる。

ここでは、補強板を皿出ししてすきまを埋めること

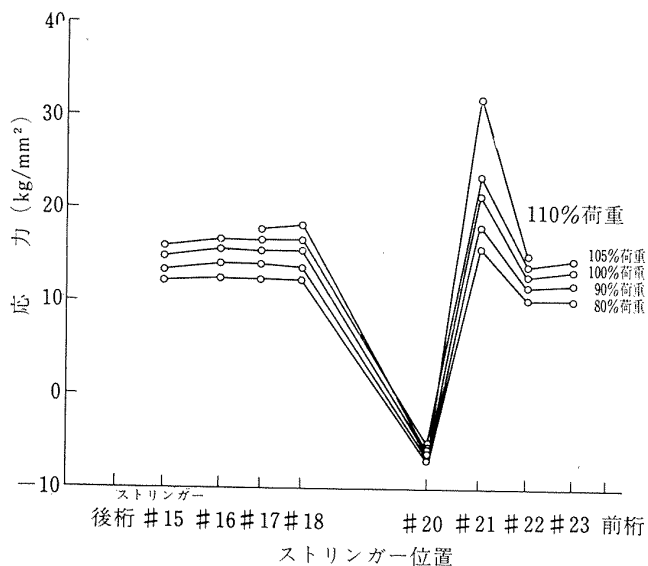


図 47 (a) き裂付近 (W.S. 1,570) の外板の翼長方向の応力 (ヤング率 7380 kg/mm<sup>2</sup>)

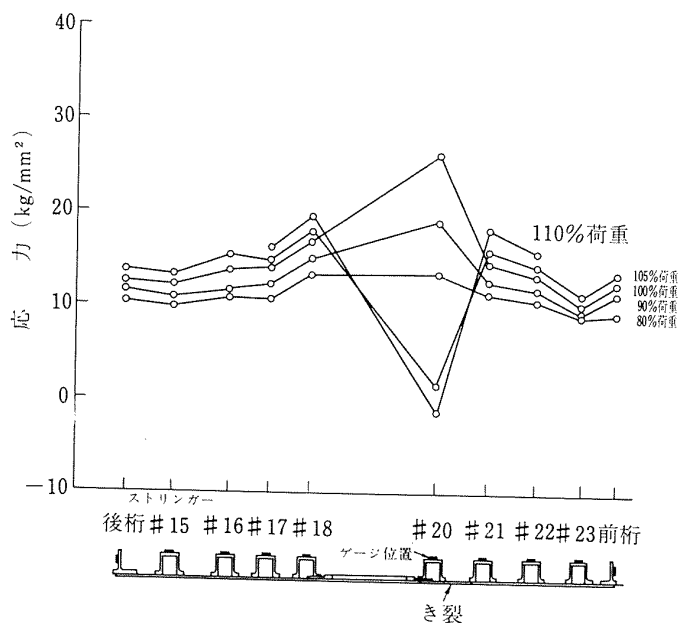


図 47 (b) き裂付近 (W.S. 1,570) のストリンガーの翼長方向の応力 (ヤング率 7,380 kg/mm<sup>2</sup>)

にした。しかし、皿出しにはリベットの太さに対し皿出しが可能な板厚の限界があり、補強板が外板と同じ板厚では皿出しができないので、図 51 (c) に示すように、皿出しが可能な板厚 (外板の厚さの 1/2) のものを 2 枚重ねて取り付けた。

また、図 51 (b) に示すように、厚い板一枚で補強すると補強板端末部の外板に応力集中が生じ疲れ強度を低下させるので、応力集中を軽減するために図 51 (c) に示すように、補強板を 2 枚に分割し、端末部でステップを付けて取り付けた。

#### (4) 左主翼のナセル内側の被害

左主翼の W.S. 1,100~1,800 間の点検孔周辺の外板

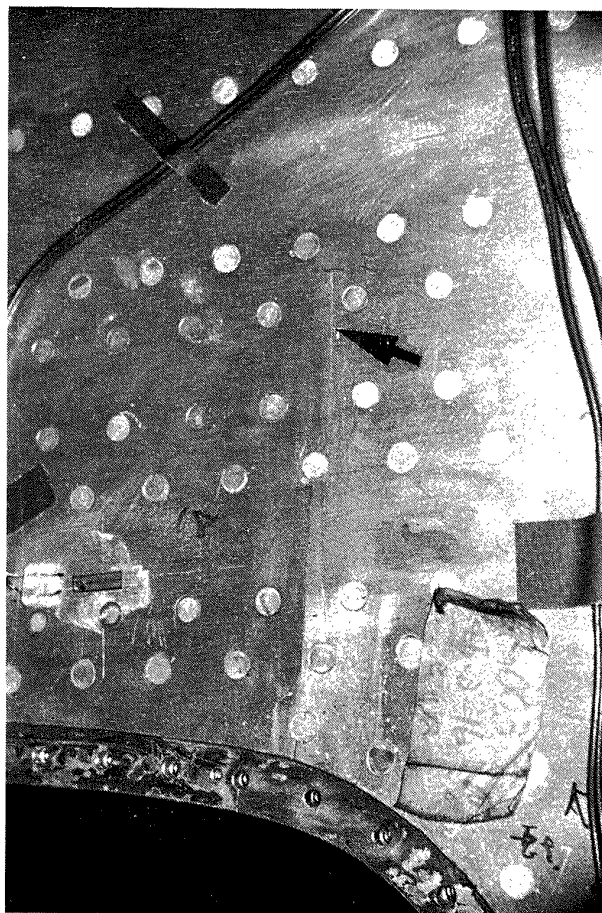


図 48 フェールセーフ荷重負荷後の外板のき裂 (矢印き裂)

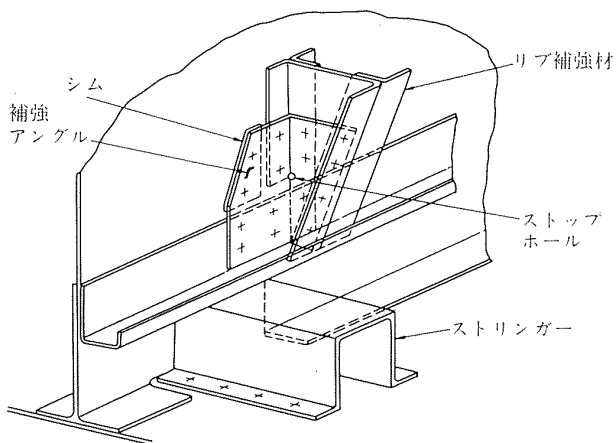


図 49 中央翼の補強材の補強

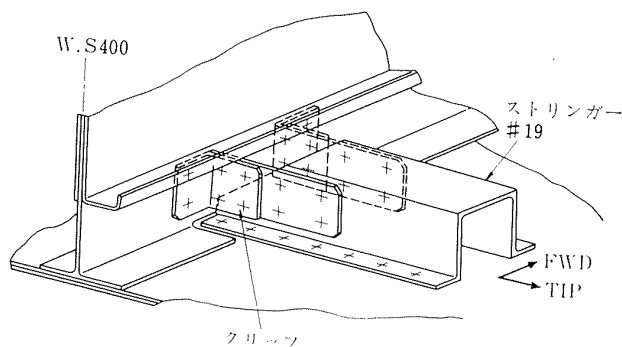


図 50 ストリンガー #19 の端末部の改修

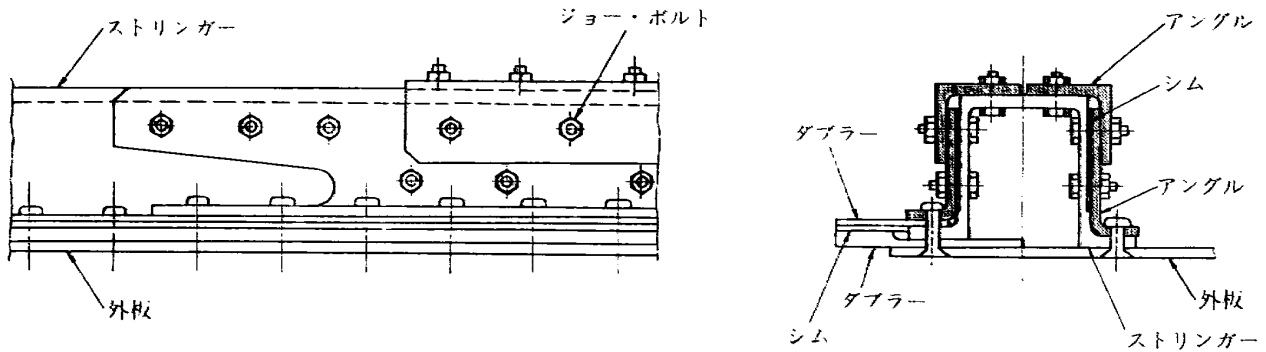


図 51(a) ストリンガーの補強方法

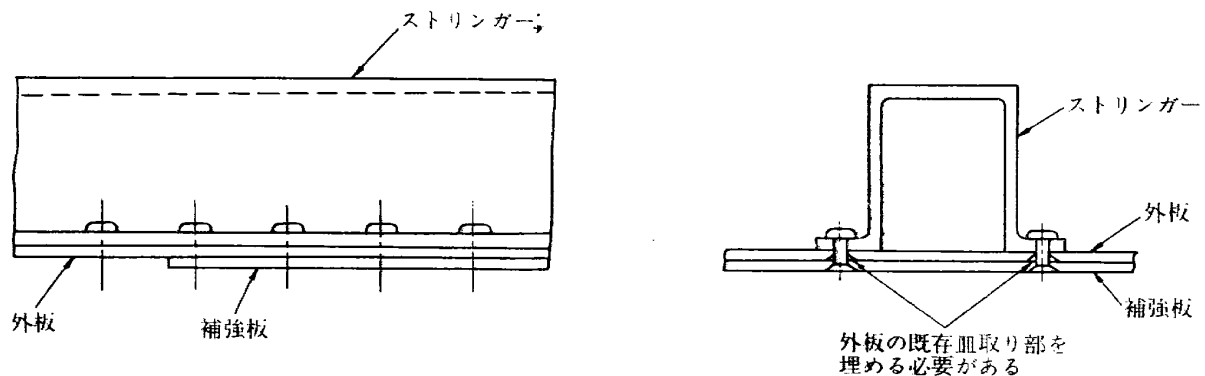


図 51(b) 外板の補強方法

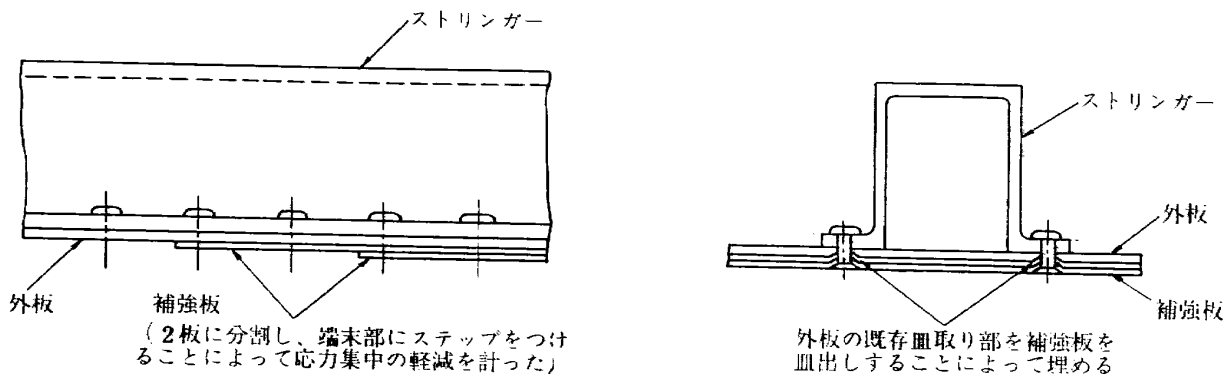


図 51(c) 外板の補強方法

およびストリンガーには前に述べたように表 7 および図 46 に示すような被害がありフェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べたが、その後、図 51 に示した方法と同様の改修を行なった。

以上は供試体の被害についての改修要領であるが、ストリンガー #19 の端末部の改修方法は設計変更がなされ、実機に適用されている。その他の被害に対する改修要領は実機に被害が発生した場合に適用されるものと思われるが、設計変更をすることについては今後検討されるものと思われる。

## 6. む す び

以上にセーフライフ試験およびフェールセーフ荷重

による試験の状況、供試体の被害およびその対策について述べた。

91,400 飛行時間相当のセーフライフ試験荷重の繰返しにおいて、供試体の被害は左主翼 57 件、中央翼 7 件を発見したが、特に被害の発生しやすいのはナセルの脚室内のダブラー端部、点検孔周辺およびストリンガー端末部であった。

試験中最も初期に発見されたストリンガー #19 の端末部 (W.S. 400) の被害は設計変更することにより改善された。

点検孔周辺の被害は繰返し数 52,600 飛行時間相当でダブラーのスクリー孔よりき裂が発見され、その後、外板にもリベット孔からき裂が発見されたがその

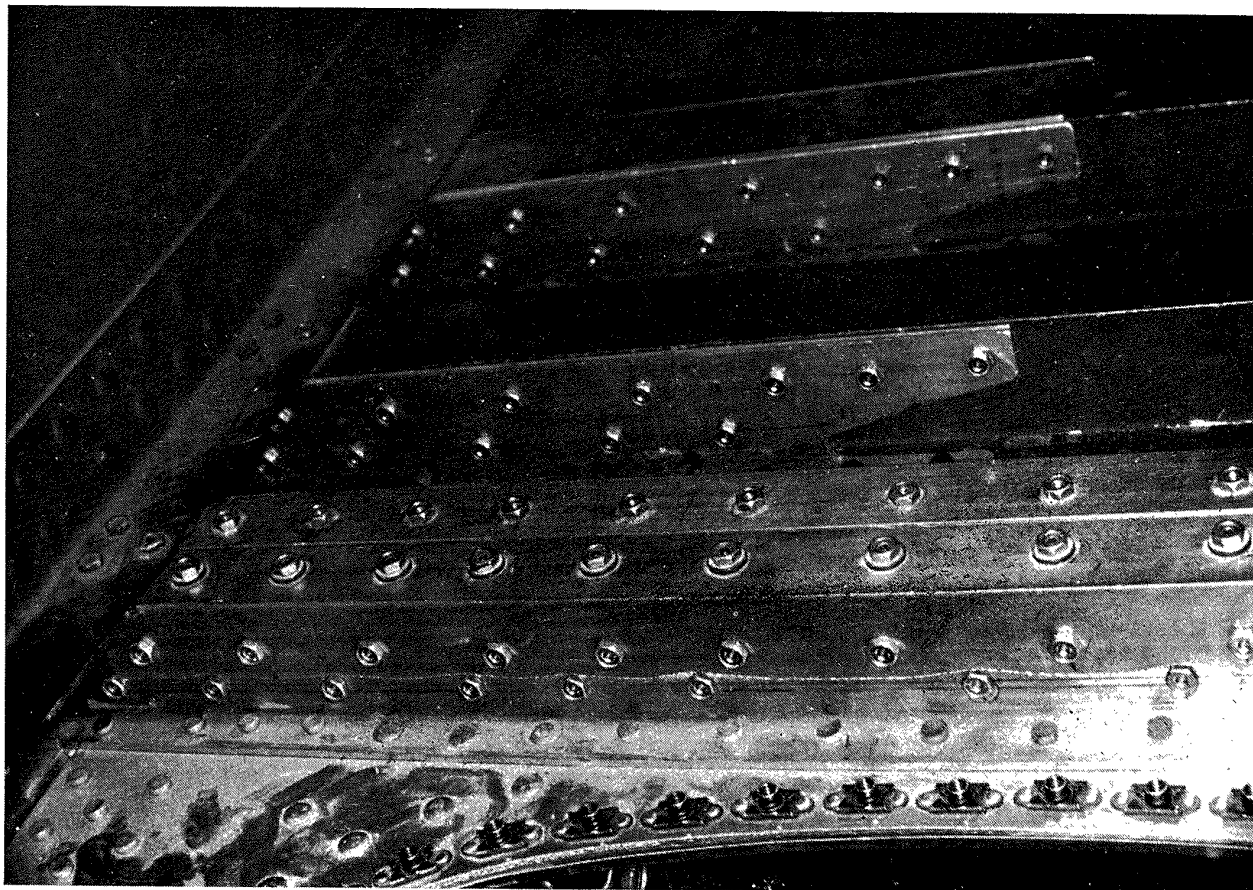


図 52 点検孔周辺のストリンガーの補強 (W.S 2,482 付近)

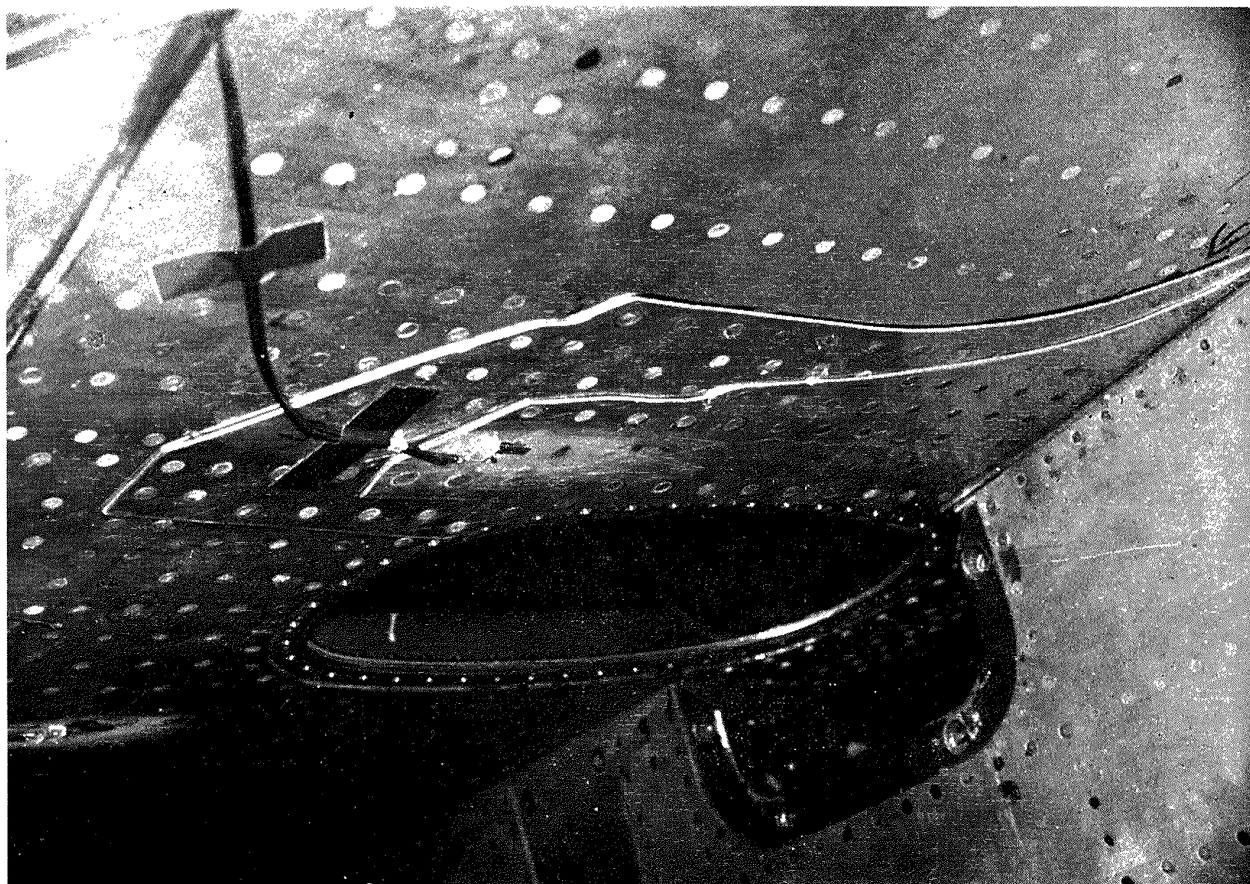


図 53 点検孔周辺の外板の補強 (ナセル内側付近)

伝ば速度は約 50 mm/10,000 飛行時間相当であり、また、ストリンガーには繰返し数 75,900 飛行時間相当でき裂が発見されたがフェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べ、き裂が急激に伝ばして致命的な被害にはならないことが確認された。

この試験には日本航空機製造(株)の担当者、ならびに、川崎重工業(株)の担当者、機体第1部竹内和之室長、朝田洋雄、森谷弘明、太田幹雄、大野誠一、坂本嘉資、坂本健の諸氏に御協力をいただいたことを付記します。

#### 参 考 文 献

- 1) 竹内和之, 野原利雄, 朝田洋雄; YS—11A 500/600 型主翼疲れ試験 I. セーフライフ試験荷重と試験方式, 航技研報告 TR—241 (1971. 7)
- 2) 竹内和之, 飯田宗四郎, 塩原竹治, 中井治夫; 国産中型輸送機 YS—11 主翼疲労試験 (第II報), 航技研資料 TM—45 (1964. 12)
- 3) E.A. Rossman, W.T. Shuler; A Critical Review of Fail-Safe and Fatigue Design Methods, International Series of Monographs in Aeronautics and Astronautics Division 9, Volume 20. (1969)
- 4) 耐空性審査要領 (1969. 8)
- 5) J. Schijve, D. Broek and P. de Rijk; Fatigue—Crack Propagation under Variable—amplitude Loading. NLR—TN M. 2094 (1961. 12)
- 6) 野原利雄, 森谷弘明; 2024—T<sub>3</sub> アルミニウム合金板のき裂伝ばの過大荷重負荷による影響について, 第 14 回材料研究連合講演会前刷集 (1970. 9)
- 7) J. Schijve and F.A., Jacobs; Program—Fatigue Tests on Nothed Light Alloy Specimens of 2024 and 7075 Material. NLR TR M2070

TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田 亘洋 白井 正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部 俊夫
TM-199	航空機用ヒータの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内 正司, 本間 幸吉 矢萩 恵一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾 治朗, 小野 孝次 矢沢 健司, 塚野 雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代 富文, 岡部祐二郎 清水 昭紀, 伊藤 克弥 西村 久男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用デジタル コントローラについて	1971年7月	小川 敏一, 島村 正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の 推定について	1971年7月	河崎 俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシ ステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島 弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダ ンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田 為治, 熊倉 郁夫 竹内 和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹 邦彦, 遠藤 修司 野口 義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測 定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村 博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性 試験	1972年1月	鳥崎 忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺 義一, 小暮 泰之 川崎 純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺 義一, 小暮 泰之 川崎 純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中 龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッドの自動安定装置 性能試験 (I)—製作時性能試験—	1972年7月	小川 敏雄, 甲斐 忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッドの自動安定装置 性能試験 (II)—実験前性能試験—	1972年7月	小川 敏雄, 甲斐 忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッドの脚性能試験	1972年5月	渋谷 昭義, 川崎 純男
TM-220	フライングテストベッドのテレメータ性 能試験	1972年5月	小野 幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷 喬, 高島 一明 関根 英夫, 中村 正剛

注：欠番は配布先を限定したもの

## 航空宇宙技術研究所資料222号

昭和47年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
〒182 東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹 (0422) 47-5911 (大代表)  
印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷  
東京都文京区水道 2-7-5

