

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-246

YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験 (III)

——フェールセーフ試験による機体の被害状況——

野原利雄・伊藤誠一
笹田栄四郎・田村光司

1973年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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
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	航空機用ヒーター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 鑛一, 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
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年 5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 河崎武敏, 多田保夫 林 洋一, 戸田勸一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井池一 森高橋 実, 東久保正年

YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験 (III)*

— フェールセーフ試験による機体の被害状況 —

野原利雄**・伊藤誠一**・笹田栄四郎***・田村光司****

1. はじめに

YS-11A-500/600 型は原型機より最大離陸重量が 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、疲れ強さおよびフェールセーフ特性を確認するために、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。

この試験のうち、疲れ強さの確認を行なうためのセーフライフ試験による試験状況およびセーフライフ試験による供試体の被害状況については、すでに、報告した。¹⁾

このセーフライフ試験に引き続いて、疲れ破損が生じた後の安全性の確認を行なうためのフェールセーフ

* 昭和 48 年 6 月 29 日受付

** 機体第一部

*** 日本航空機製造(株)

**** 川崎重工業(株)

試験は昭和 46 年 7 月より 47 年 6 月のほぼ 1 年間にわたって行なったが、本報告では、その試験状況、試験中に発生した供試体の被害状況およびその対策について述べる。

本試験により、YS-11A-500/600 型の主翼の主構造は十分なフェールセーフ性を有することが確認され、また、今後の実機運航上の整備方式を定めるための資料を提供することができた。

2. フェールセーフ試験の概要

フェールセーフ試験は加速試験および saw cut 試験の 2 項目について行なった。

加速試験は試験時間を短縮して、き裂の発生しやすい部材を早く発見するために、セーフライフ試験荷重²⁾のうち、累積損傷が無視しうる程度の荷重である ±12 ft/sec 突風荷重を除いた荷重プログラムを負荷して行なった試験である。加速試験の荷重プログラムは

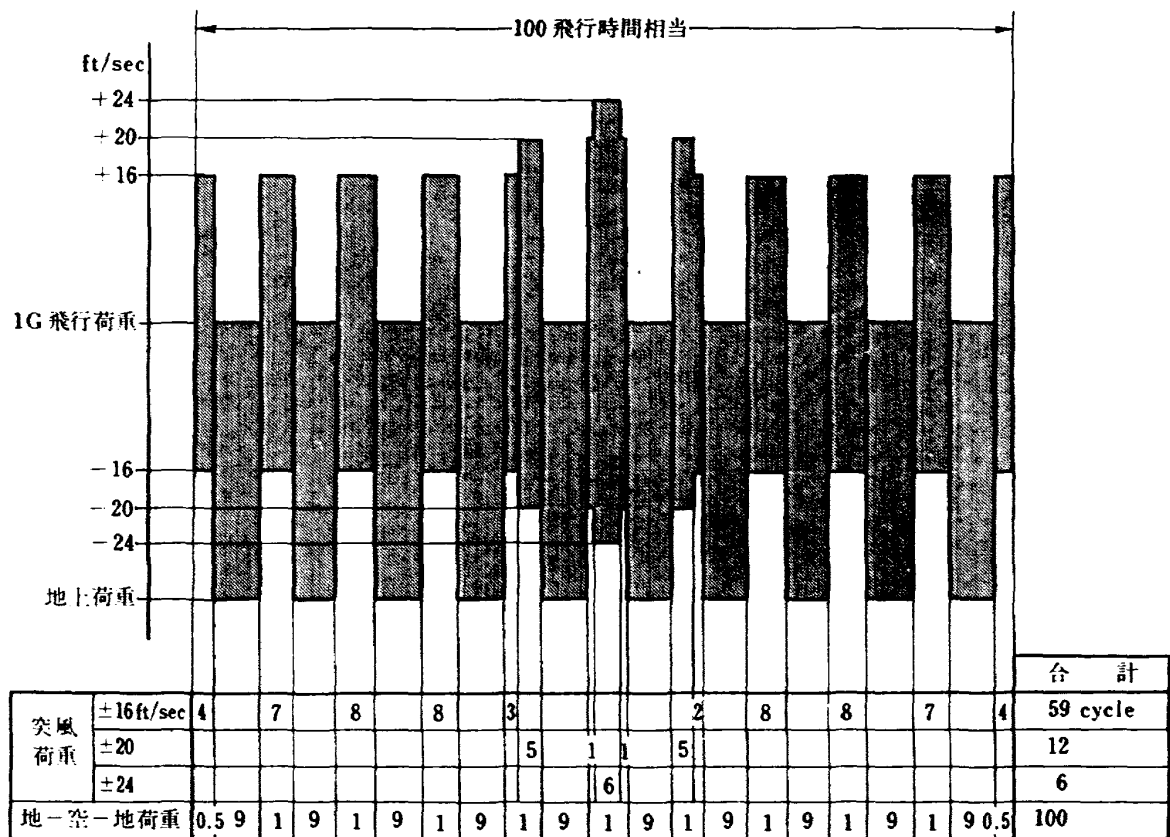


図 1 加速試験の荷重プログラム

図1に示すように、荷重順序は1ブロック（100飛行時間相当）内で、突風荷重をLow-High-Low（小さい荷重振幅のものから次第に大きい荷重振幅の荷重を負荷し、つぎに、次第に小さい荷重振幅の荷重を負荷する）の順序とし、地一空一地荷重は10飛行時間相当分をまとめてほぼ等間隔に組み込んだ。

Saw cut試験は下面ストリンガー、後桁下部スパーキャップ、後桁ウェブなどの主要部材に人工的に鋸刃で鋭い切欠きを作り、その先端から発生するき裂の挙動およびその切欠きを入れた主要部材にき裂が発生した場合に他の部材に及ぼす影響を調べるための試験である。Saw cut試験に用いた荷重はセーフライフ試験荷重プログラム（±12 ft/sec 突風荷重も含む）と同じである。

セーフライフ試験も含めて、これらのフェールセーフ試験の日程を図2に示す。

フェールセーフ試験において発生した被害は初期き裂が発生してから、あるいは、saw cutを入れてから、運用機の点検期間（6,000飛行時間相当）の2.5倍に相当する15,000飛行時間相当以上の繰返し数を負荷して、き裂の伝ば状況を調べた。また、き裂の伝ば状況を調べた後、あるいは、き裂が危険な状況まで伝ばした時点で、フェールセーフ荷重¹⁾（±33 ft/sec 突風荷重の1.15倍）を静的に負荷して、残留強度を調べた。

フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べた

後、被害の比較的大きいと思われるものは改修して補強を行なった。

フェールセーフ荷重を負荷した時期、供試体の改修を行なった時期および試験中において被害を発見するために行った大点検と小点検（点検要領は文献1）に説明している）の時期は図2に示した。

3. 供試体の被害状況

フェールセーフ試験による供試体の被害は、大点検7回（臨時点検も含む）および小点検54回によって、左主翼に87件、中央翼に13件が発見された。このうち、約60%が大点検において発見されたものである。

これらの供試体の被害の発見個数と発見時の試験繰返し数との関係はセーフライフ試験の被害も含めて図3に示す（被害は1件で数個発見された場合があるので、発見個数は発見件数より若干多い）。この図から明らかなように、発見された被害は加速試験では比較的少ない。

フェールセーフ試験において発見された被害の発見時における相当飛行時間、発生位置および被害内容を左主翼については表1に、中央翼については表2に、それぞれ示す。

供試体の被害の分布状況はセーフライフ試験の被害も含めて、図4に示す（図中の番号は被害発見順序を

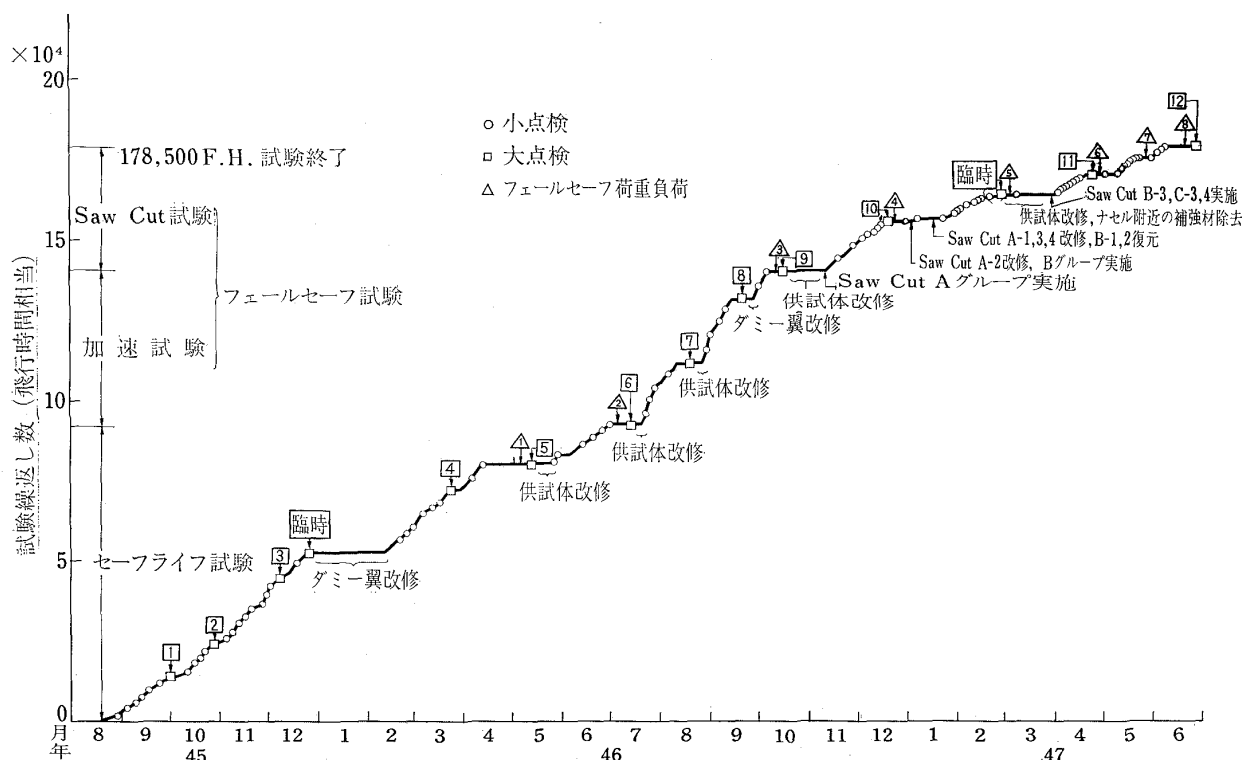


図2 YS-11A-500/600型主翼疲れ試験経過

表 1 フェーセルセーフ試験によって発見された左主翼の被害

発見 順序	被害番号	発 見 時 相 当 飛 行 時 間	Wing Station	被 害 内 容	参 照 図	備 考	区 分
58	²⁾ 10-008	107,400	4,800	下面ストリンガナー #17 のリベット孔よりき裂	図 8	111,400 F.H. ⁴⁾ で 40 mm に伝ばしたので改修した	11
59	14-010	115,500	2,120	上面バツグタンク注油口ダブラーの 2 箇所のスクリュー孔から 4 ケ所にき裂 (最大 3 mm)	図 7	151,900 F.H. で 5 mm に, 167,500 F.H. で 6 mm に伝ばした	5
60	16-006	123,700	750	上面, 水・メタノールタンク給油口カバーにき裂	図 6	140,000 F.H. で 12 mm に, 170,000 F.H. で 15 mm に伝ばした	3
61	11-005	127,000	4,100	下面コレクタータンク後方のダブラーと外板の結合リベットの頭に 3 mm のき裂	図 5	127,700 F.H. で 5 mm に伝ばした	6
62	10-009	127,700	5,030	下面点検孔周辺の外板にストリンガナー #20 との結合リベット孔よりき裂	図 8	140,000 F.H. で 5 mm に, 170,000 F.H. で 15 mm に伝ばした	2
63	13-005	131,600	2,280	ナセル補強材取付ジョウボルトがゆるみ 1 mm のすきま	図 6	163,500 F.H. でジョウボルトを打ち換えた	1
64	16-007	"	700	上面, 水・メタノールタンク給油口ダブラーの 2 箇所のスクリュー孔よりき裂		170,000 F.H. で 3 mm に伝ばした	5
65	16-008	"	0	前桁結合金具 #24 の R 部に条痕 (円周の約 1/6)		178,500 F.H. で精密検査の結果き裂でないことが判明した	13
66	³⁾ 1-001△	140,000	13,200~ 13,430	前桁ウェーブに幅 30 mm, 長さ 200mm, 深さ 0.7 mm のくぼみ	図 59	170,000 F.H. で深さ 0.7 mm が 3 mm に増大した	1
67	1-002△	"	12,500~ 13,200	後桁ウェーブに 4 箇所のくぼみ (最大幅 60 mm, 長さ 230 mm, 深さ 2.5 mm)		その後変化なし	1
68	2-001△	"	12,750~ 13,200	前桁ウェーブに 2 箇所のくぼみ (最大幅 50 mm, 長さ 250 mm, 深さ 2.5 mm)	図 59	170,000 F.H. で深さ 2.5 mm が 4 mm に増大した	1
69	2-002△	"	12,250~ 12,500	後桁ウェーブに幅 40 mm, 長さ 200 mm, 深さ 1.0 mm のくぼみ		その後変化なし	1
70	5-002△	"	10,200	下面隔壁部の後桁とストリンガナー #16 の間の外板に 1.7 mm のき裂		155,000 F.H. で 19 mm に, 178,500 F.H. で 22 mm に伝ばした	12
71	9-011△	"	5,100	下面後桁の外板に 5 mm のき裂		その後変化なし	12
72	10-010	"	5,100	下面ストリンガナー #16 の上面に 15 mm の saw cut		表 4 参照	18
73	11-006	"	4,000	下面ストリンガナー #20 とシャタイの間に 20 mm の saw cut		表 4 参照	18
74	12-006△	"	3,444	下面ナセル内側の外板のリベット孔より 10 mm のき裂	図 38	144,000 F.H. で 12 mm に伝ばした	19
75	14-011	"	1,850	下面ストリンガナー #17 に 20 mm の saw cut		表 4 参照	18
76	15-009△	"	1,570	下面点検孔周辺の改修部の外板に 35 mm, ストリンガナー #20 に 7 mm のき裂		その後変化なし	6
77	15-010△	"	1,800	ストリンガナー #19 と #20 の間の隔壁下部の補強材のリベット頭破断		リベット打直した	2

78	15-011△	140,000	1,280	下面外板のリベット3本に浮き			その後変化なし	1
79	16-009	"	960	下面点検孔周辺の外板にき裂	図 31		その後変化なし	6
80	16-010	148,000	530	下面点検孔ダブラーにスクリュー孔より 19mm のき裂	図 31, 32		151,900 F.H. で 27mm に伝ばし, 155,000 F.H. で 30mm に伝ばしリベ ット孔に入った	4
81	15-012	151,000	1,798と 1,801	後桁下部スパーキャップの外板に 1mm と 3mm のき裂			163,500 F.H. で 1mm 伝ばした	19
82	16-011	151,900	1,100	下面ストリンガー #23 と #24 間の下部シャタイに 13mm のき裂	図 40, 41		155,000 F.H. で 27mm に, 162,000 F.H. で 32mm に伝ばした	12
83	9-012	155,000	6,100	下面点検孔ダブラーに取付けてあるプレートナットにき裂	図 33		その後変化なし	4
84	9-013△	"	6,100	下面点検孔周辺の外板に2箇所のリベット孔よりき裂	図 33		159,000 F.H. で 15mm に伝ばしリベ ット孔に入った	6
85	9-014△	"	5,400	下面ストリンガー #20 のリベット孔に 20mm の saw cut			表 4 参照	18
86	11-007△	"	4,000	下面ストリンガー #17 の結合金具の結合ボルト 8 本除去			表 4 参照	18
87	14-012△	"	2,482	前桁上部前縁取付材のフランヂR面に 13mm のき裂			178,500 F.H. で 24mm に伝ばした	19
88	16-012△	"	0	下面ストリンガー結合金具の結合ボルト除去			表 4 参照	18
89	16-013△	"	1,047	後桁下部スパーキャップに 20mm の saw cut			表 4 参照	18
90	11-008	156,000	4,005	前桁下側スパーキャップに 24mm (外板まで) のき裂			163,500 F.H. で上方向へ 16.5mm 伝 ばした。163,500 F.H. で改修した	15
91	16-014	"	50	下面ストリンガー #19 の結合金具にき裂	図 46, 47		163,500 F.H. で結合金具を交換した	14
92	8-003	156,400	6,970	前桁下部スパーキャップに 8mm のき裂	図 51		163,500 F.H. で改修した	15
93	8-004	"	7,190	隔壁補強材のストリンガー #22 上部に 26mm のき裂とリベ ット頭破損	図 42		その後変化なし	12
94	9-015	"	5,640	前桁下部スパーキャップに 8mm のき裂	図 50		その後変化なし	15
95	9-016	"	6,110	前桁下部スパーキャップに 18mm のき裂	図 50		161,000 F.H. で 24mm に伝ばし, リ ベット孔に入った 163,500 F.H. で改 修した	15
96	9-017	"	6,530	下面点検孔ダブラーに約 36mm のき裂	図 33, 34		き裂が, ストリンガーの下に入ったた めその後は不明	4
97	10-011	"	4,545	前桁下部スパーキャップの2箇所に 8mm のき裂			その後変化なし	15
98	11-009	"	4,470	前桁下部スパーキャップに 8mm のき裂	図 52		162,000 F.H. で上方向に 9mm のき 裂, 163,500 F.H. で改修した	15
99	14-013	160,000	2,210	下面点検孔の周辺の改修したダブラーにき裂			163,500 F.H. で改修した	4

100	14-014	161,000	2,242	下面点検孔改修部のダブラーに 24mm のき裂				163,500 F.H. で改修した	4
101	14-015	"	2,262	ストリンガー #20 の改修部のジョーボルト破断				163,500 F.H. でジョーボルトを打ち換えた	2
102	9-018	161,500	5,355	前桁下部スパーキャップにスクリュー孔より 2mm のき裂		図 50		その後変化なし, 163,500 F.H. で改修した	15
103	9-019	"	6,015	前桁下部スパーキャップにスクリュー孔より 2mm のき裂		図 50		163,500 F.H. で 3mm に伝ばし, 改修した	15
104	9-020	"	6,175	"		図 50		その後変化なし, 163,500 F.H. で改修した	15
105	9-021	"	6,250	"		図 50		"	15
106	9-022	"	6,670	"		図 50		163,500 F.H. で 8mm に伝ばし改修した	15
107	10-012	"	4,870	"				その後変化なし, 163,500 F.H. で改修した	15
108	11-010	"	4,440	"				"	15
109	14-016	163,300	2,085	"				その後変化なし	15
110	15-013	"	1,170	"				"	15
111	15-014	"	1,200	"				"	15
112	15-015	"	1,230	"				"	15
113	15-016	"	1,265	"				"	15
114	15-017	"	1,550	"				167,500 F.H. で 4mm に伝ばした	15
115	16-015	"	790	"				178,500 F.H. のフェールセーフ荷重負荷後 4mm に伝ばした	15
116	16-016	"	915	"				その後変化なし	15
117	16-017	"	940	"				"	15
118	6-001A	163,500	10,100	ストリンガー #20 に 20mm の saw cut				174,000 F.H. で 8mm に伝ばしたその その後変化なし	15
119	9-023	"	6,113	下面点検孔ダブラーに約 32mm のき裂		図 33, 35		表 4 参照	18
120	9-024A	"	5,341	後桁ウェブの下部に 20mm の saw cut				その後変化なし	4
121	9-026	165,200	6,180	下面点検孔周辺の外板に 10mm のき裂		図 33		表 4 参照	18
122	10-013	165,700	4,500	下面点検孔 #16 と #17 の間の外板にリベット孔より 7mm のき裂		図 43		178,000 F.H. で 13mm に伝ばした 170,000 F.H. で 8mm に伝ばした	6 12

123	12-007	165,700	3,570	下面点検孔周辺の外板にリベット孔よりき裂	図 38	167,500 F.H. で 10 mm に伝ばした	6
124	16-018	"	630	前桁下間スパーキャップにスクリュエー孔より 1 mm のき裂		その後変化なし	15
125	16-019	167,500	160	後桁結合金具 #14 にき裂	図 44		13
126	16-020	"	45	ストリンガー #20 結合金具にき裂	図 46	175,000 F.H. で 40 mm に伝ばした	14
127	16-021	170,000	830	上面バグダタンク給油口ダブラースクリュー孔にき裂	図 6	その後変化なし	5
128	16-022	177,000	160	前桁結合金具 #24 に 74 mm のき裂	図 44, 45		13
129	16-023	178,000	11~ 120	下面前後桁部の外板取付リベットの頭の破損およびゆるみ		178,500 F.H. で前桁側リベット 5 本欠損	2
130	16-024	"	567	前桁下部スパーキャップにスクリュエー孔より 1 mm のき裂		178,500 F.H. で 4 mm に伝ばした	15
131	16-025	"	855	前桁下部スパーキャップにスクリュエー孔より 1 mm のき裂		その後変化なし	15
132	8-005△	178,500	7,786	下面点検孔周辺の外板に 2 箇所のリベット孔より 3 mm と 6 mm のき裂	図 36		6
133	8-006△	"	7,816	下面点検孔周辺の外板にリベット孔より 2.5 mm のき裂	図 36		6
134	9-027△	"	6,180	下面点検孔周辺の外板にリベット孔より 3 mm のき裂	図 33		6
135	9-028△	"	6,600	下面点検孔周辺の外板に 2 箇所のリベット孔より 2 mm のき裂	図 33		6
136	9-029△	"	5,335	下面ストリンガー #17 端末近くの外板にリベット孔より 5 mm のき裂	図 37		8
137	10-014△	"	4,800	下面点検孔周辺の補強外板にリベット孔より 25 mm のき裂			6
138	12-008△	"	3,334	下面ダブラー取り外し後, 脚室内ダブラー端部の外板に 23 mm のき裂を発生			9
139	14-017	"	2,440	下面ストリンガー #22 にリベット孔より 3 mm のき裂	図 39		10
140	16-026△	"	400	下面ストリンガー #20 と #21 の間の外板にリベット孔より 4.5 mm のき裂			12
141	16-027△	"	695	下面点検孔周辺の外板にリベット孔より 4 mm のき裂	図 31		6
142	16-028△	"	880	下面点検孔周辺の外板に 2 箇所のリベット孔より 10 mm と 13 mm のき裂	図 31		6
143	16-029△	"	0	ストリンガー #15 の結合ボルトの首下部にき裂	図 53		16
144	16-030△	"	0	ストリンガー #22 の結合ボルトの首下部にき裂	図 53		16

注 1) 発見順序は発見件数を示す, 2) 供試体の区分, 3) 区分内の被害発見順序
 4) F.H.; 飛行時間相当, 5) △; フェールセーフ重負荷後に発見されたもの

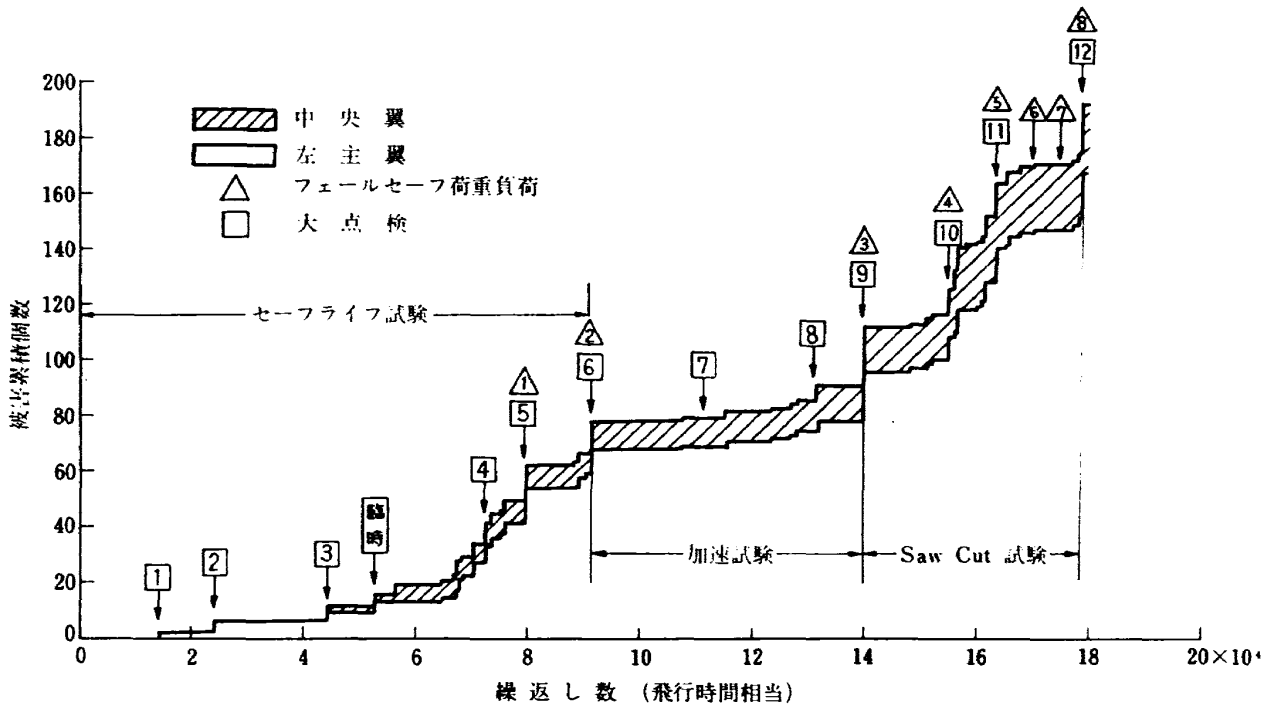


図 3 被害累積個数

表 2 フェールセーフ試験によって発見された中央翼の被害

発見順序	被害番号	発見時 相当飛行時間	Buttock Plane	被害内容	参照図	備考	区分
8	18-004	127,700	1,065	隔壁の補強材に 20 mm のき裂		140,000 F.H. で 48 mm に伝ば 151,900 F.H. で 51 mm に伝ばした	12
9	17-005	131,600	1,067	下面桁結合金具 #24 との結合部の外板にリベット孔より 5 mm のき裂	図 9	その後変化なし	17
10	17-006	140,000	495	下面ストリンガー #20 に 20 mm の saw cut		表 4 参照	18
11	18-005	"	1,400	上面桁結合金具 #1 のブッシングに損傷		その後変化なし	19
12	17-007	151,000	530	下面ストリンガー #20 上の渡し材に 54 mm のき裂			12
13	18-006	155,000	1,065	隔壁の補強材に 10 mm のき裂		163,500 F.H. で 15 mm に伝ばした	12
14	17-008	156,000	1,350	ストリンガー #18 の結合金具に 20 mm のき裂	図 48	163,500 F.H. で 36 mm に伝ばし、結合金具を交換した	14
15	17-009	"	"	ストリンガー #15 の結合金具に 17 mm のき裂	図 48	163,500 F.H. で結合金具を交換した	14
16	18-007	"	"	ストリンガー #18 の結合金具に 18 mm のき裂	図 48	" "	14
17	18-008	"	"	ストリンガー #16 の結合金具に 20 mm のき裂	図 48	" "	14
18	18-009	"	850	下面外板のリベット孔より 31 mm のき裂	図 9	170,000 F.H. で 35 mm に伝ばした	17
19	17-010	158,000	1,350	ストリンガー #20 の結合金具に 18 mm のき裂	図 48, 49	163,500 F.H. で結合金具を交換した	14
20	17-011	178,500	"	ストリンガー #22 の結合金具に 17 mm のき裂	図 48		14

示し、左主翼については 58、中央翼については 8 以降がフェールセーフ試験による被害である)。

被害を発生箇所によって概略的に区分分けをし、発見時の相当飛行時間別にまとめたものを表 3 に示す。

表 3 被害区分による被害個数と被害発見繰返し数との関係 (括弧内は中央翼)

区分	被害内容	被害発見繰返し数 (×10 ⁴ 飛行時間相当)										合計
		セーフライフ試験					フェールセーフ試験					
							加速試験			saw cut 試験		
		0~2	2~4	4~6	6~8	8~9.14	9.14~10	10~12	12~14	14~16	16~17.85	
1	ウェーブおよびその他の変形		4	4		3			1△			12△
2	リベット頭の破断	1			2				1△		1△	5△
3	水・メタトルタンク給油口カバーのき裂			1					1			2
4	点検孔ダブラーのき裂			2	3△					4	2	11△
5	バッグタンクおよび水・メタノールタンク給油口ダブラーのき裂					△		2	2		1	5△
6	点検孔周辺の外板のき裂				10				1△	△	4△	15△
7	コレクタータンク周辺の外板のき裂				4	△						4△
8	ストリンガー末端部の外板のき裂				7△						△	7△
9	脚室内ダブラー端部の外板のき裂				5						△	5△
10	脚室内ダブラー端部のストリンガーのき裂				3						1	4
11	点検孔周辺のストリンガーのき裂				1	1		1				3
12	隔壁下部の補強材およびその付近のき裂			(2)	3				△(1)	2(2)	1△	6△(5)
13	桁結合金具の損傷およびき裂				(2)	△(△)			1		2	3△(2)(△)
14	ストリンガー結合金具のき裂									1(5)	1(1)	2(6)
15	前桁下部スパーキャップのき裂									7	19	26
16	翼胴結合ボルトのき裂										△	△
17	中央翼下面外板のき裂								(1)	(1)		(2)
18	Saw cut によるき裂									7(1)	2	9(1)
19	その他の被害	1		(4)		1△				1△(2)		3△(6)
合計		2	4	7(6)	38△(2)	5△(△)	0	3	7△(2)	22△(11)	34△(1)	122△(22)(△)

注) 括弧なしは左主翼, 括弧内は中央翼を表わす

△ はフェールセーフ荷重負荷後に発見されたもの (ただし, 必ずしもフェールセーフ荷重によって発生したものとは限らない)

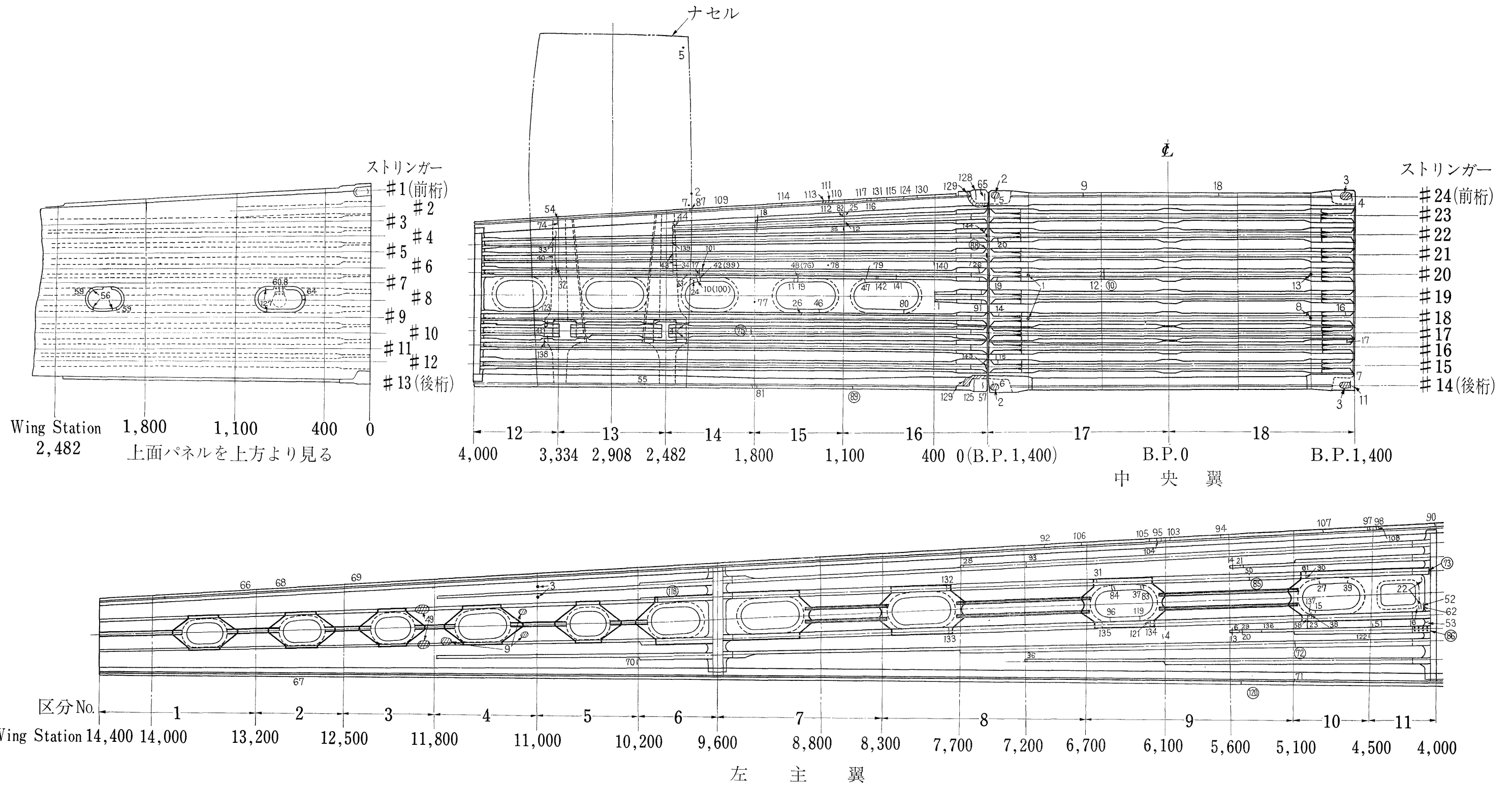


図4 供試体の被害の概略 (番号は発見順序, ○印は saw cut を示す)

3.1 加速試験による被害状況

加速試験はセーフライフ試験（繰返し数 91,400 飛行時間相当）以後、140,000 飛行時間相当まで行なった。その間に、供試体の被害は左主翼に 10 件、中央翼に 2 件発見された。その被害箇所はリベット頭の破断、水・メタノールタンク給油口カバーのき裂、水・メタノールタンクおよびバッグタンク給油ダブラーのき裂、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、中央翼隔壁下部の補強材のき裂、中央翼下面外板のき裂などであった。

以下、これらの被害について説明する。

(1) リベット頭の破断

リベット頭が破断した箇所は W.S. (Wing Station) 4,000 付近のコレクタータンク周辺のダブラーと外板との結合リベットであり（図 5 の被害番号 11-005 参照）、この付近の外板には、図 5 に示すように、セーフライフ試験において多くのき裂が発生していた。

(2) 水・メタノールタンク給油口カバーのき裂

このき裂は左主翼上面の W.S. 750 にある水・メタノールタンク給油口カバーの切欠き部のコーナーに発生したもので（図 6 の被害番号 11-006 参照）、この部

分はセーフライフ試験中の繰返し数 44,400 飛行時間相当時において一度き裂が発生し、52,600 飛行時間相当相当時にカバーを交換した所である。

フェールセーフ試験において発生したき裂は繰返し数 123,700 飛行時間相当時に発見されており、カバーを交換してから約 70,000 飛行時間相当を経過したものである。

(3) 水・メタノールタンクおよび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の W.S. 750 にある水・メタノールタンクおよび W.S. 2,120 にあるバッグタンク給油口のダブラーに発生したもので、加速試験中に 4 箇所発見した。

ダブラーのき裂は、いずれも、コーナー部のスクリュー孔から発生したものである（図 6 の被害番号 16-007 および図 7 の被害番号 14-010 参照）。

(4) 点検孔周辺の外板のき裂

このき裂は W.S. 5,000 の点検孔周辺のダブラー端部の外板にリベット孔から発生したもので、繰返し数 127,000 飛行時間相当時に発見した（図 8 の被害番号 10-009 参照）。

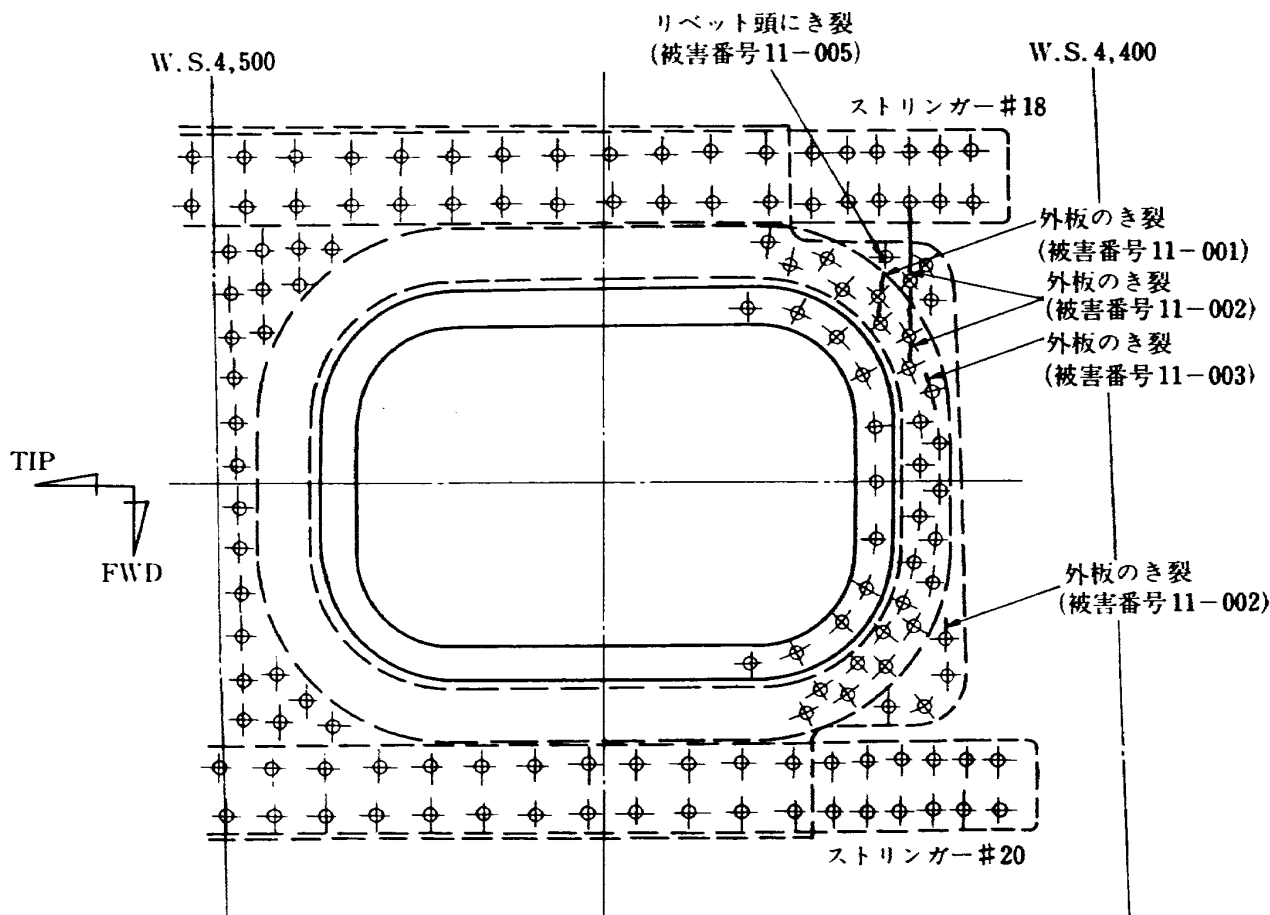


図 5 コレクタータンク周辺のき裂

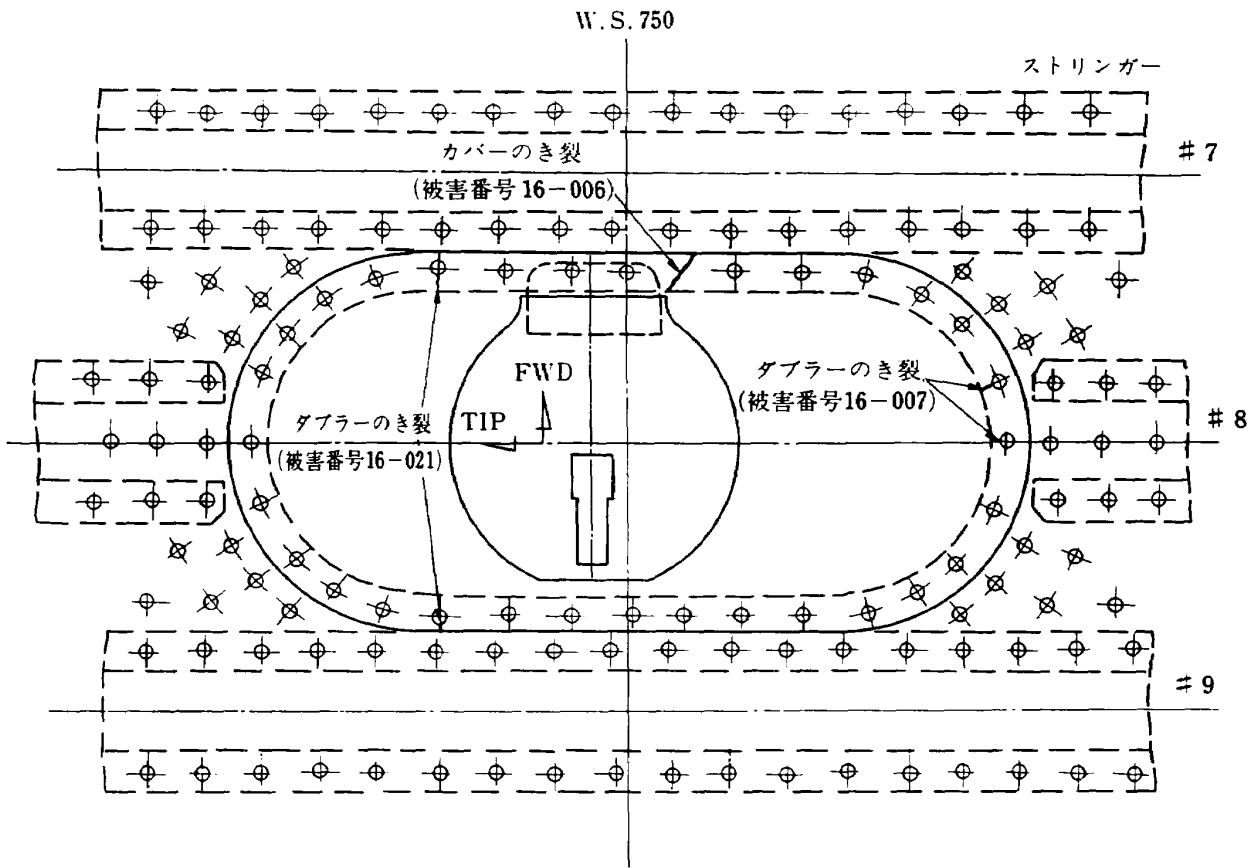


図 6 左主翼上面水・メタノールタンク給油口のき裂

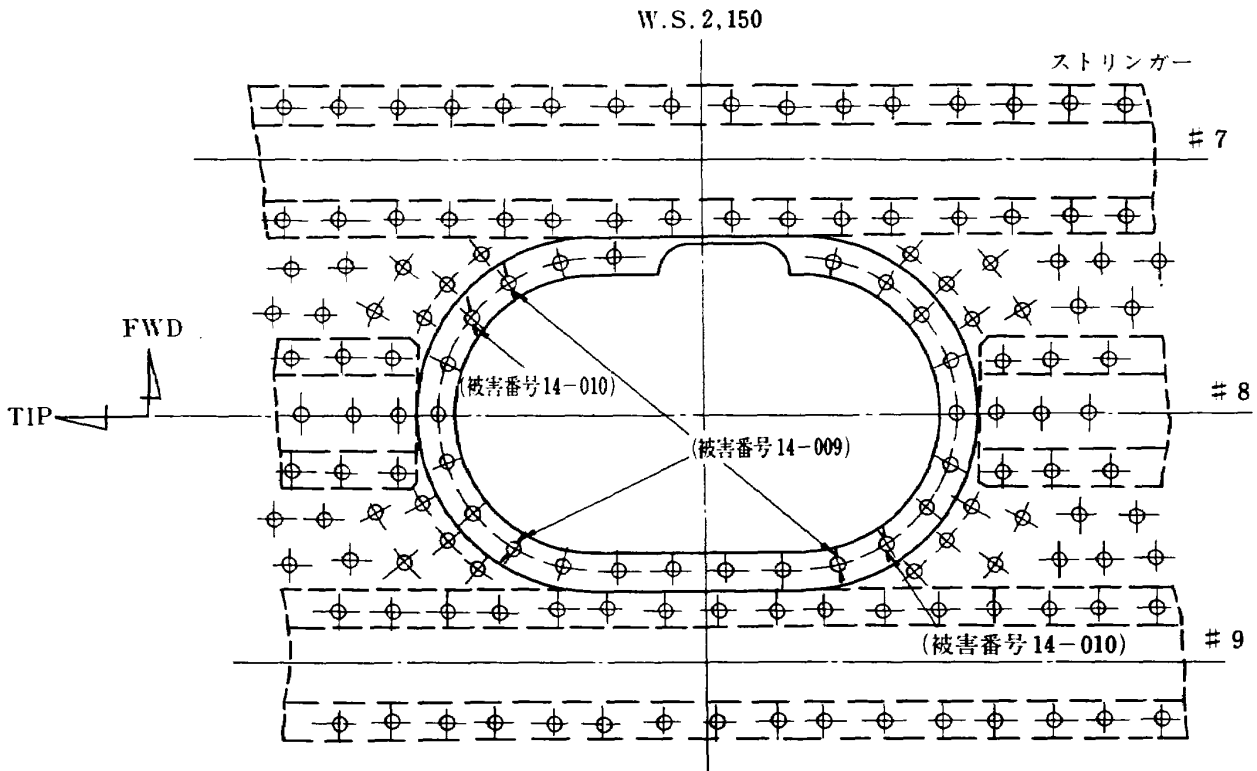


図 7 左主翼上面バグタンク給油口ダブラーのき裂

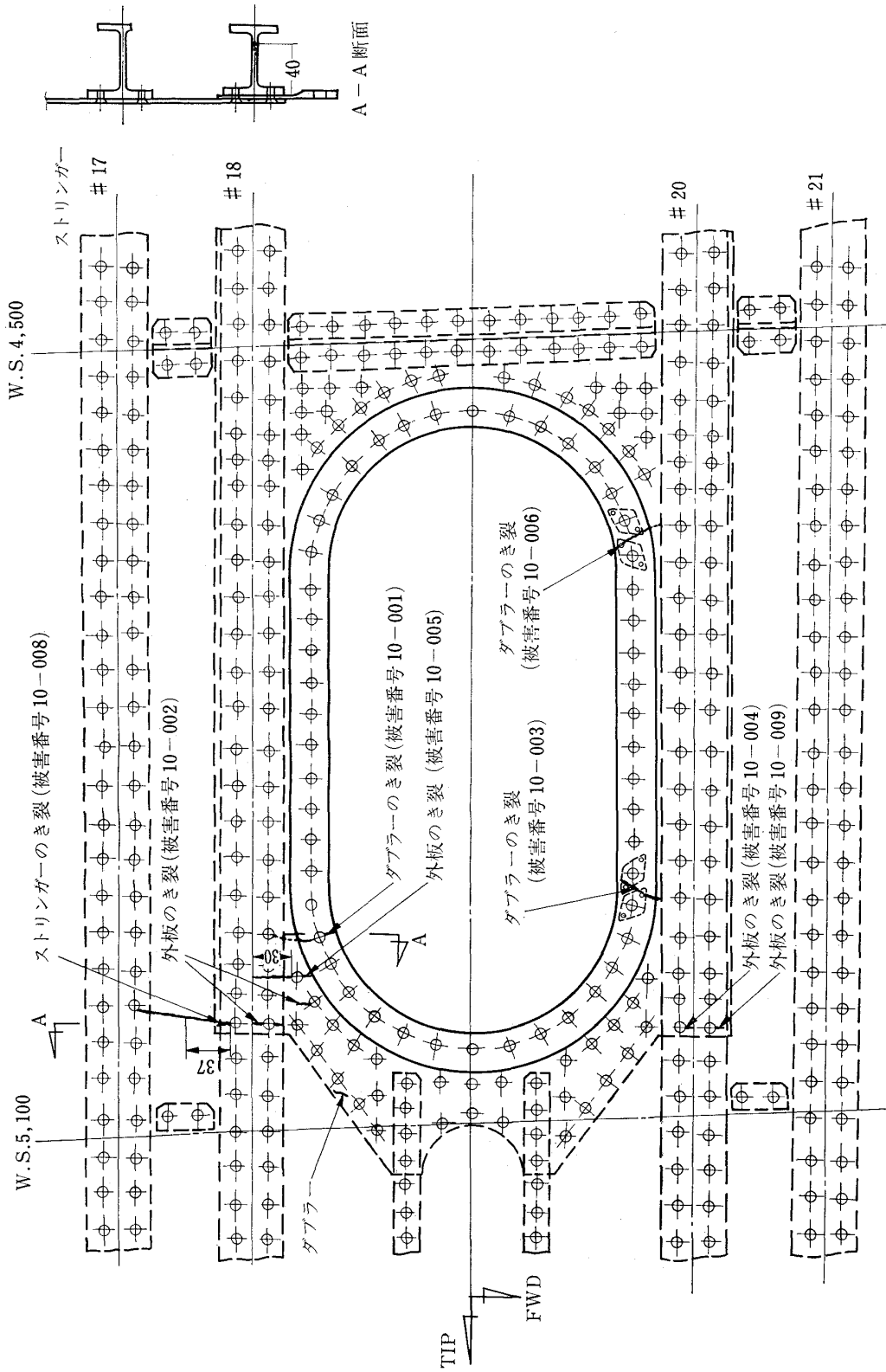


図 8 点検孔の周辺のき裂 (W.S. 4,800 付近) 単位 mm

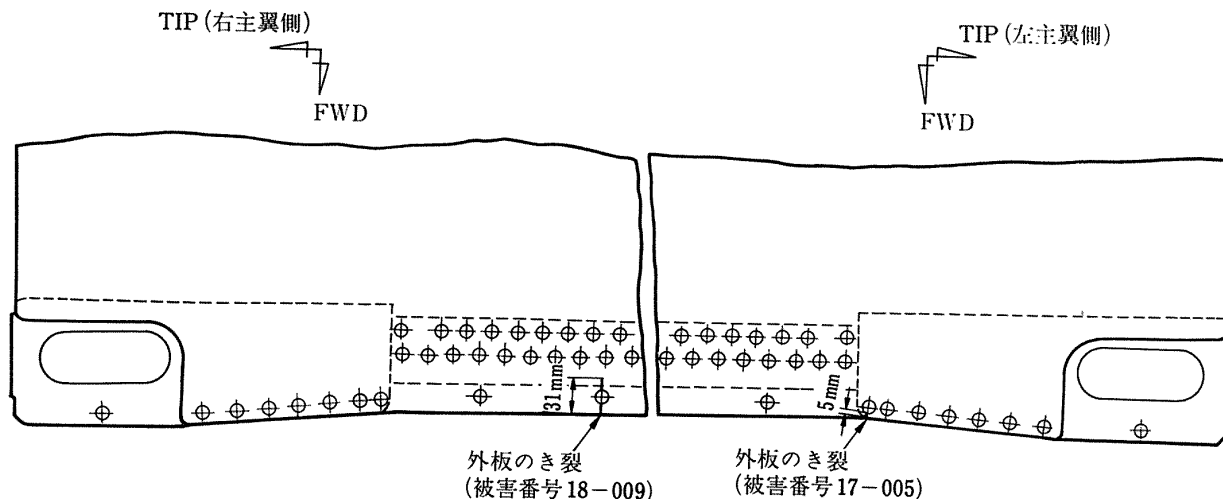


図 9 中央翼下面外板のき裂

(5) 点検孔周辺のストリンガーのき裂

このき裂は W.S. 5,000 の点検孔周辺のストリンガー #17 のリベット孔から発生したもので、繰返し数 107,400 飛行時間相当時に発見した (図 8 の被害番号 10-008 参照)。この近くの外板にはセーフライフ試験中にいくつかのき裂が発生しており、その一つは図 8 に示すように、リベット孔から 37 mm に伝ばしていた。

ストリンガーのき裂は発見してから 4,000 飛行時間相当の繰返し試験後に、図 8 の断面図に示すように、40 mm に伝ばしたので改修を行なった。

(6) 中央翼隔壁下部の補強材のき裂

このき裂は中央翼 B.P. (Buttock Plane) 1065 の隔壁の補強材に発生したもので、セーフライフ試験中に発生したもの (被害番号 17-001) と同じ種類のものである。

(7) 中央翼下面外板のき裂

このき裂は中央翼の前桁結合金具 #24 の最端部の下面外板にリベット孔から発生したものである (図 9 の被害番号 17-005 参照)。

3.2 Saw cut 試験による saw cut 部の被害状況

Saw cut 試験は供試体の主要部材に人工的にき裂を発生させ、そのき裂の伝ば状況およびその付近の被害の発生状況を調べ、構造物の安全性を確認するために行なったものである。

Saw cut を入れた箇所は全部で 10 箇所であるが、相互の干渉をさけるために、これを A, B および C の 3 つのグループに分けて、それぞれ、繰返し数 140,000, 155,000 および 163,500 飛行時間相当時に入れた。その saw cut を入れた位置および saw cut 部の被害状況を表 4 に示す。

Saw cut は、まず、中心にドリルによって 5 mm の孔をあけ、そこから鋸刃によって切込みを入れ、さらに、その切込みの先端をカミソリ状の刃によって鋭い切り欠き形状に仕上げた (図 10 参照)。

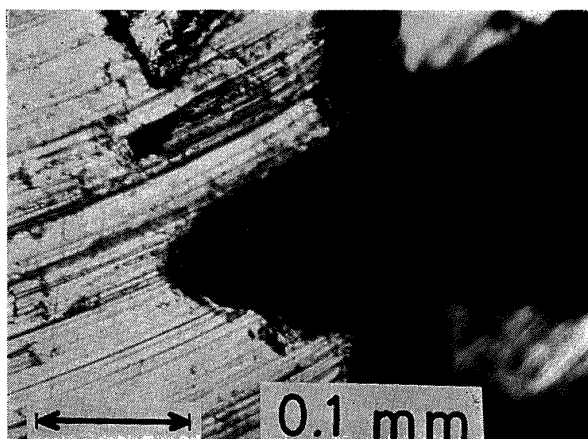


図 10 Saw-cut の先端の形状

Saw cut 部は各々最低 15,000 飛行時間相当の繰返し試験を行なって、saw cut から発生するき裂の挙動を調べた。

以下、saw cut 試験による saw cut 部の被害状況を述べる。

(1) Saw cut A-1

Saw cut A-1 は中央翼の小骨結合付近のストリンガー #20 に入れたもので、その状況を図 11 に示す。

Saw cut の長さは最初 20 mm としたが、saw cut を入れてから 4,000 飛行時間相当の繰返し試験後においてもき裂が発生しなかったため、saw cut を 40 mm に延長した (図 12 参照)。

図 11 に示すように、saw cut を入れてから 15,000 飛行時間相当の繰返し試験後にストリンガーのほとん

表 4 Saw Cut の状況

Saw Cut No.	Saw Cut 時の繰返し数	Saw Cut 箇所	被害番号	Saw Cut 後の被害状況	参照図
A-1	140,000	中央翼 B.P. 540 小骨結合部付近のストリンガー #20	17-006	N=144,000 F.H. で saw cut を 40 mm に拡大, N=148,000 F.H. で下部のリベット孔までき裂が発生 (図11参照), N=155,000 F.H. で改修	図 11, 12 13, 14
A-2	"	左翼 W.S. 1,800 小骨結合部付近のストリンガー #17	14-011	N=144,000 F.H. で saw cut を 40 mm に拡大, その後, 図 15 に示すようなき裂が発生, N=155,000 F.H. で改修	図 15
A-3	"	左翼 W.S. 4,000 下面スプライスのストリンガー #20 とシヤタイの間	11-006	N=144,000 F.H. で saw cut を 30 mm に拡大したが異常なく, N=148,000 F.H. で saw cut を 40 mm に拡大したが異常なし	図 16, 17
A-4	"	左翼 W.S. 5,100 小骨結合部付近のストリンガー #16	10-010	N=144,000 F.H. で saw cut を 15 mm 追加, その後, 図 19 に示すようなき裂が発生, N=156,000 F.H. で改修	図 18, 19 29, 21
B-1	155,000	左翼ストリンガー結合金具 #20 の結合ボルト除去	16-012	N=156,000 F.H. で復元	
B-2	"	左翼 W.S. 1,050 の後桁下部スパーキャップ	16-013	N=176,000 F.H. で 15 mm のき裂が発生した, この時点で saw cut を拡大し, その後図 22 に示すようにき裂が伝ばした	図 22, 23 24, 25
B-3	"	左翼 W.S. 4,000 のストリンガー結合金具の結合ボルト除去	11-007	N=156,000 F.H. で復元し, N=163,500 F.H. で再び除去, 異常なし (図 26 参照)	図 26
B-4	"	左翼 W.S. 5,400 のストリンガー #20	9-014	N=163,800 F.H. で下部全体にき裂が伝ば, N=175,000 F.H. で上方向に 20 mm 伝ば, N=176,000 F.H. で saw cut で全断	図 27
C-3	163,500	左翼 W.S. 5,600 の後桁ウェーブ	9-024	異常なく, N=174,000 F.H. で上部のリベット孔に 6.5 mm の saw cut を入れた。き裂の発生なし	図 28, 29
C-4	"	左翼 W.S. 10,200 の点検孔近くのストリンガー #20	6-001	N=174,000 F.H. で上方向 35 mm まで saw cut を入れた, N=176,000 F.H. で saw cut で全断した	図 30

どが破断した。図 13 はそのストリンガーのき裂を示す。この箇所は繰返し数 156,000 飛行時間相当時に於いて, 図 14 に示すように, 側面からアングル材によって補強を行なった。

(2) Saw cut A-2

Saw cut A-2 は左主翼の W.S. 1,800 の小骨結合部付近のストリンガー #17 に入れたもので, その状況を図 15 に示す。Saw cut A-1 と同様に, saw cut を入れてから 4,000 飛行時間相当の繰返し試験後においてもき裂が発生しなかったため, saw cut を 40 mm に延長した。

図 15 に示すように, き裂は saw cut を入れてから 15,000 飛行時間相当の繰返し試験後にストリンガー下部のリベット孔まで伝ばした。この時点で, この箇所は saw cut A-1 と同様な補強を行なった。

(3) Saw cut A-3

Saw cut A-3 は左主翼のストリンガー #20 と W.S. 4,000 の隔壁のシヤタイの間の下面スプライスと外板に入れたもので, その状況を図 16 および図 17 に示す。

この saw cut は 8,000 飛行時間相当の繰返し試験後 40 mm に延長したが, き裂は発生しなかった。

この箇所は saw cut を入れてから 16,000 飛行時間相当の繰返し試験後に, き裂の発生はしなかったけれども, 外板の下面に平板によって補強を行なった。

(4) Saw cut A-4

Saw cut A-4 は W.S. 5,100 の小骨結合部付近のストリンガー #16 (I 型ストリンガー) の上面の片側に 15 mm の saw cut を入れたものである (図 18 参照)。

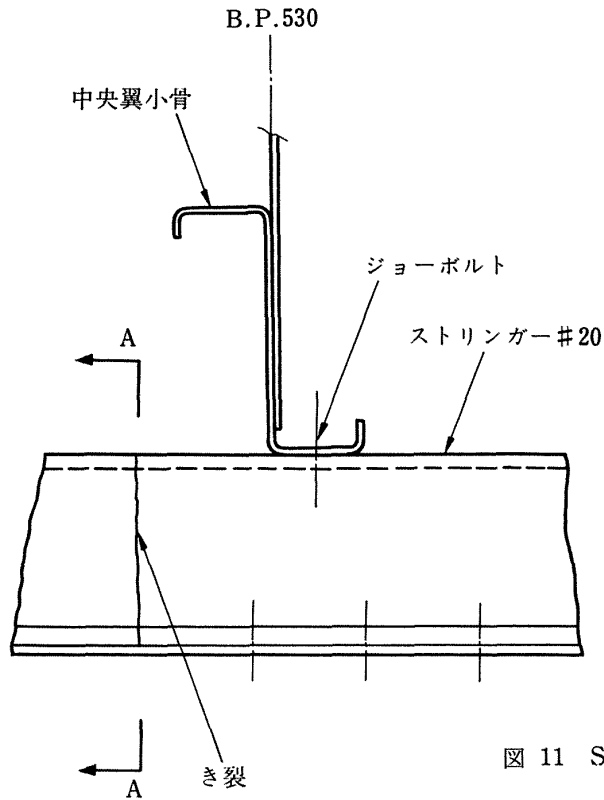


図 11 Saw cut A-1

- 140,000 F.H. で入れた Saw Cut
- 144,000 F.H. で延長した Saw Cut
- 148,000 F.H. までのき裂
- 155,000 F.H. までのき裂

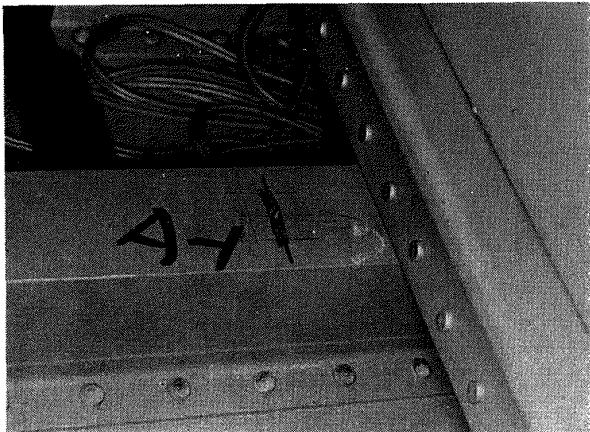
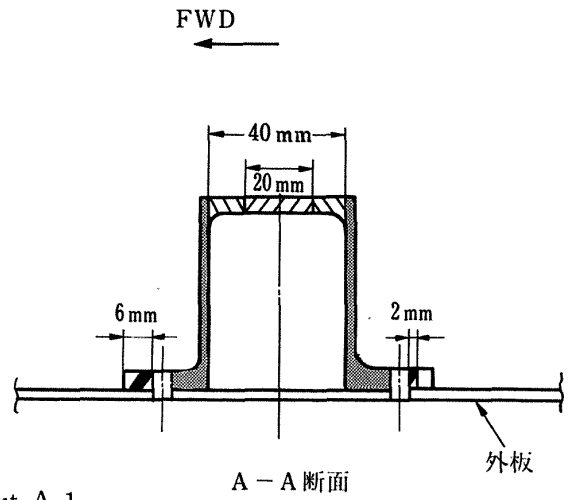


図 12 Saw cut を 40 mm に延長した saw cut A-1

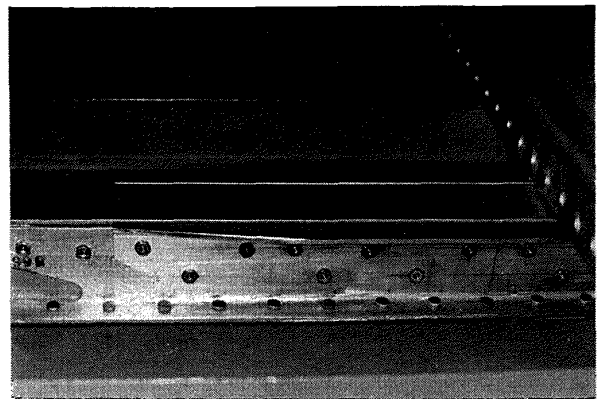


図 14 Saw cut A-1 の改修

- 140,000 F.H. で入れた Saw Cut
- 144,000 F.H. で延長した Saw Cut
- 148,000 F.H. までのき裂
- 154,000 F.H. までのき裂
- 155,000 F.H. までのき裂



図 13 Saw cut A-1 のき裂

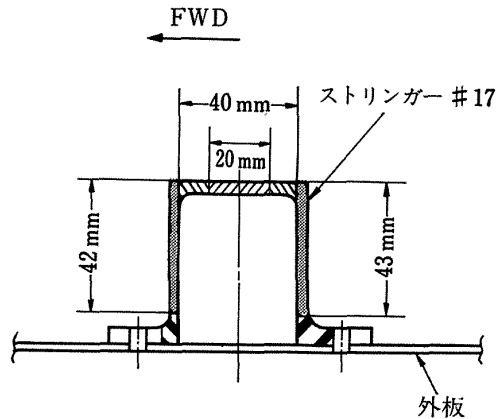


図 15 Saw cut A-2 (W.S. 1,800)

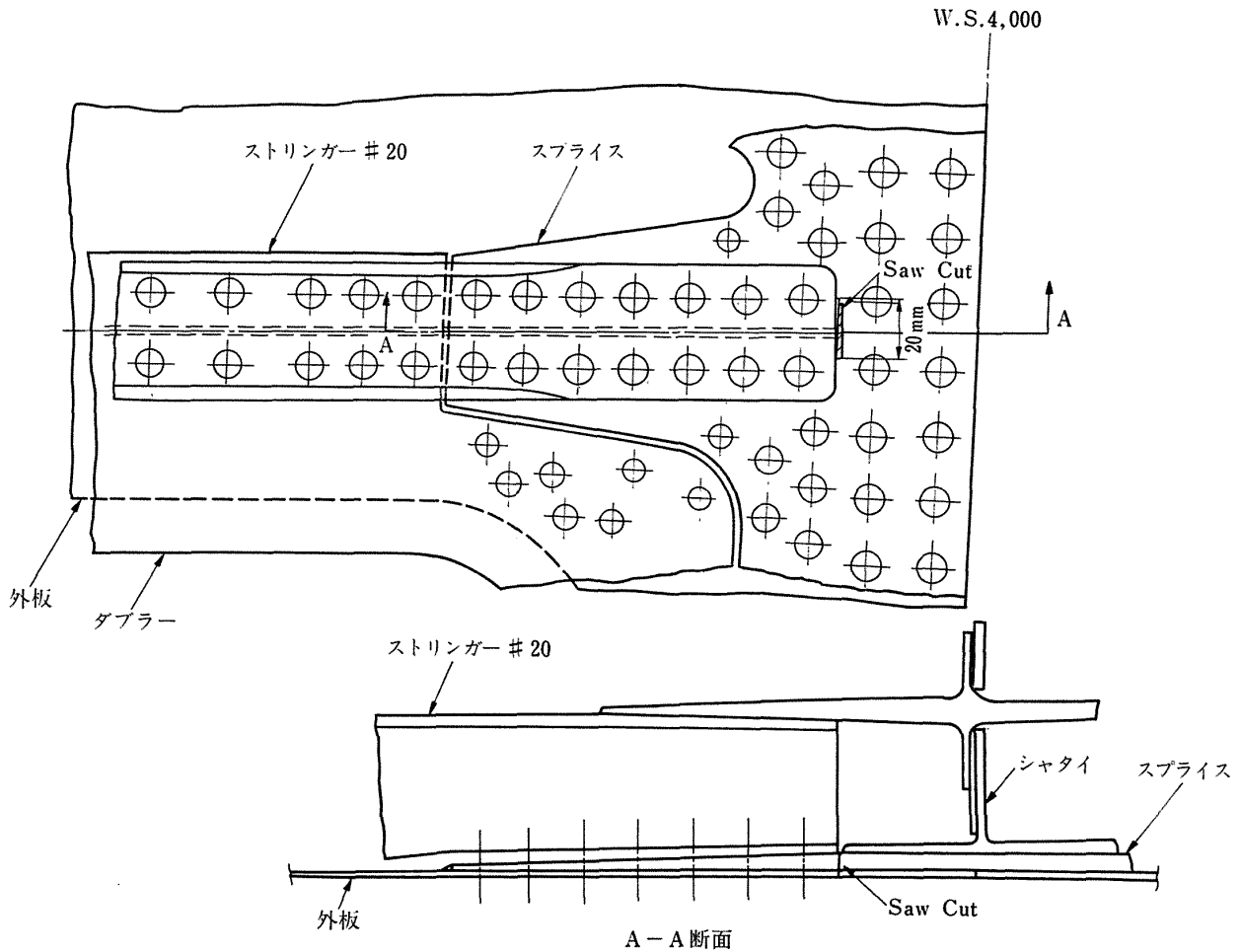


図 16 Saw cut A-3

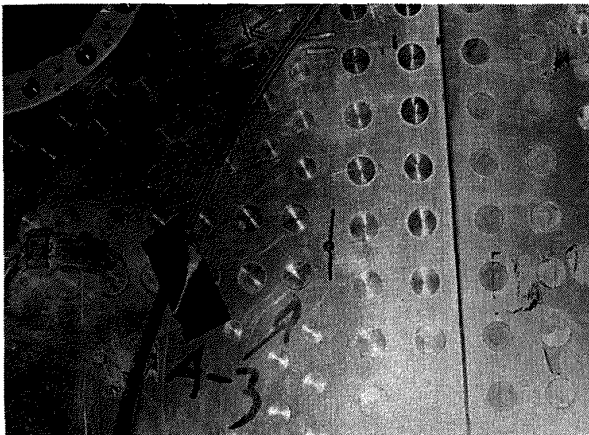


図 17 Saw cut A-3

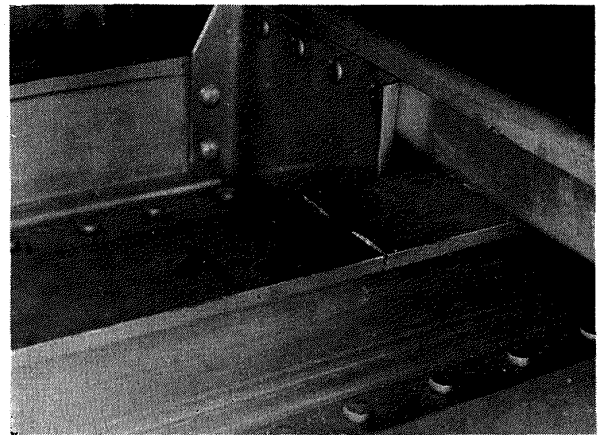


図 18 Saw cut A-4

4,000 飛行時間相当の繰返し試験後においてもき裂が発生しなかったため、saw cut をストリンガー上面の反対側に増加した (図 19 参照)。

Saw cut を増加してから 4,000 飛行時間相当の繰返し試験後に、き裂はストリンガー下部 45 mm まで伝ばした (図 20 参照)。さらに、8,000 飛行時間相当の繰返し試験後 (saw cut を入れてから 16,000 飛行

時間相当後)、き裂はストリンガー下部まで伝ばしたので (図 19 参照)、図 21 に示すように、側面からアングル材で補強を行なった。

(5) Saw cut B-1

これは左主翼と中央翼のストリンガー結合金具 #20 の結合ボルトを除去したものである。

結合ボルトを除去してから、1,000 飛行時間相当の

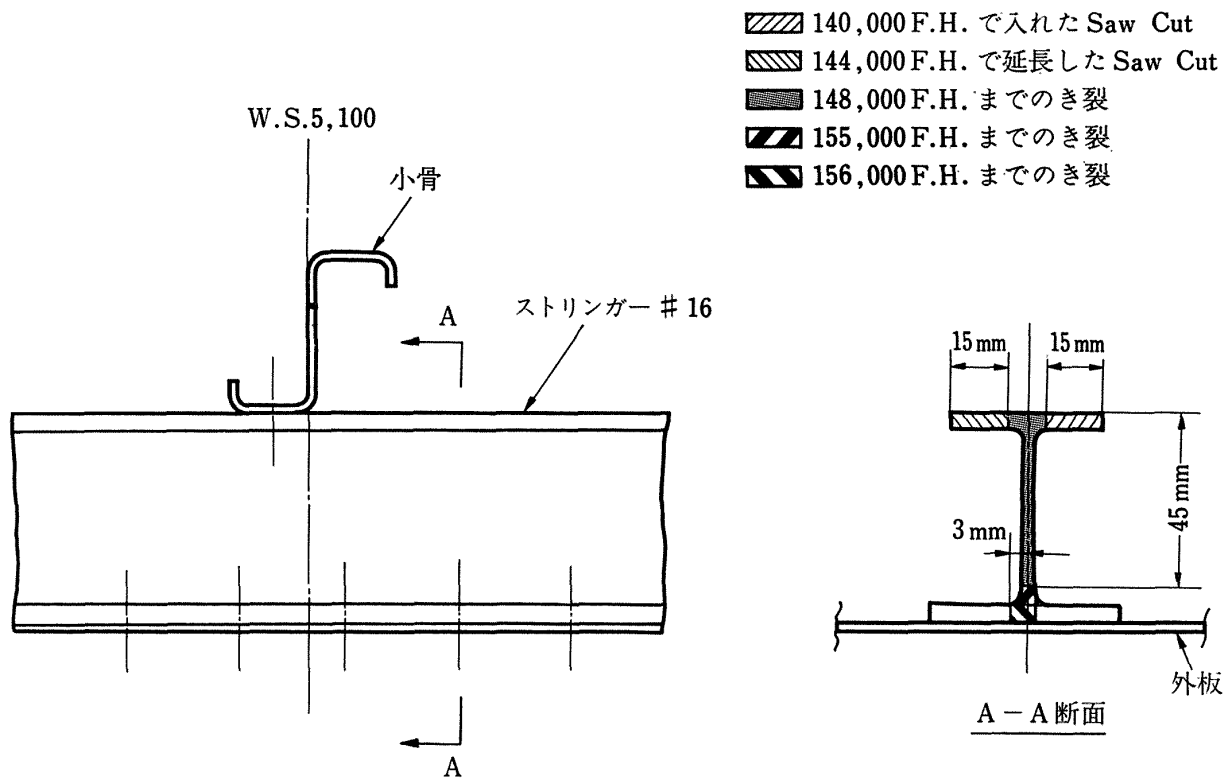


図 19 Saw cut A-4

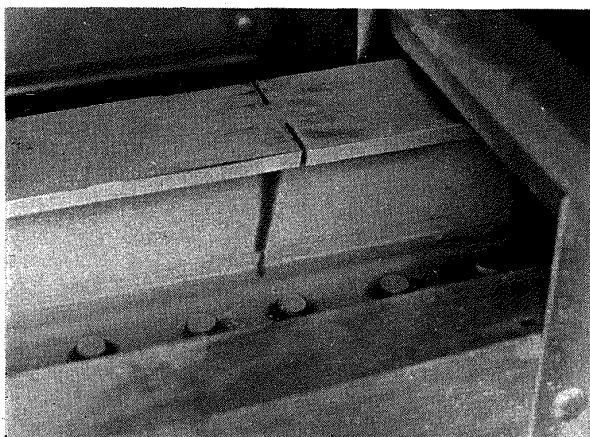


図 20 Saw cut A-4 のき裂



図 21 Saw cut のき裂の補強

繰返し試験後に、近くのストリンガー結合金具 #19 にき裂が発生したので（被害番号 16-014）、除去した結合ボルトを取り付けた。

(6) Saw cut B-2

Saw cut B-2 は左位翼の W.S. 1,047 の後桁下部スーパーキャップにリベット孔より 20mm の saw cut を入れたもので、その状況を図 22 および図 23 に示す。

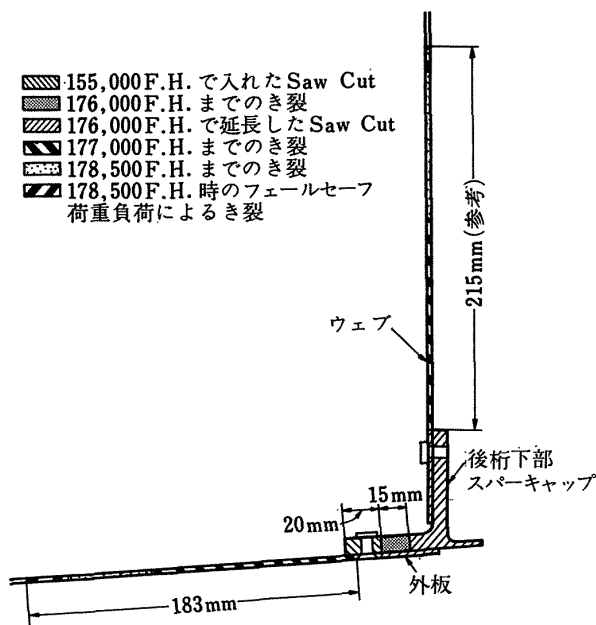


図 22 Saw cut B-2 (W.S. 1,047)

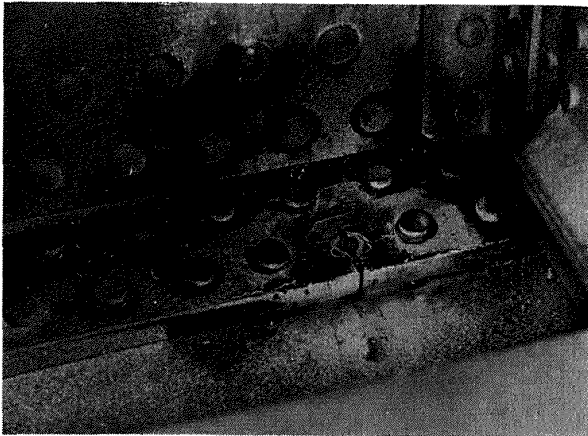


図 23 後桁下部スパーキャップの saw cut (B-2)

Saw cut を入れてから 21,000 飛行時間相当の繰返し荷重を負荷した結果、き裂は 15mm 成長した (図 22 参照)。き裂の伝ば速度が非常に遅いことが確認されたので、saw cut を延長してスパーキャップを全断し (図 24 参照)、さらに、ウェブと外板に図 22 に示すような saw cut を入れた。

Saw cut の延長後、2,500 飛行時間相当の繰返し試験によって、き裂の長さはウェブに 215mm、外板に 183mm に成長した (図 22 および図 25 参照)。

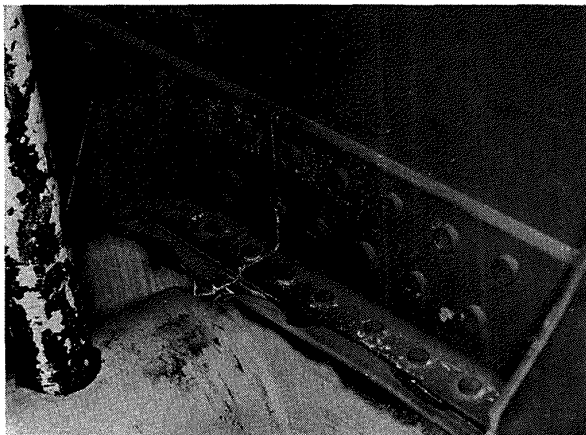


図 24 後桁下部スパーキャップに延長した saw cut

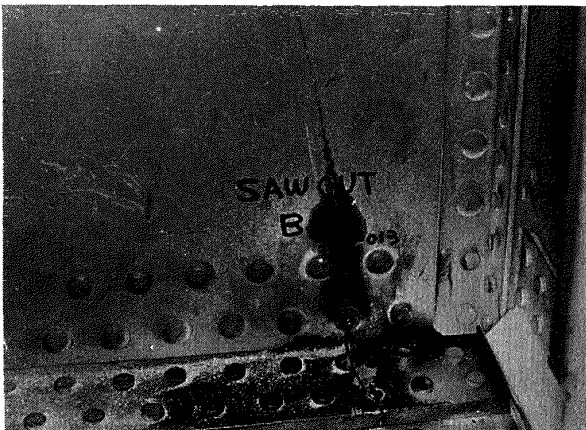


図 25 後桁ウェブのき裂

(7) Saw cut B-3

これは左主翼の W.S. 4,000 のストリンガー #17 と結合金具の取付ボルト 8 本を除去したものである (図 26 参照)。

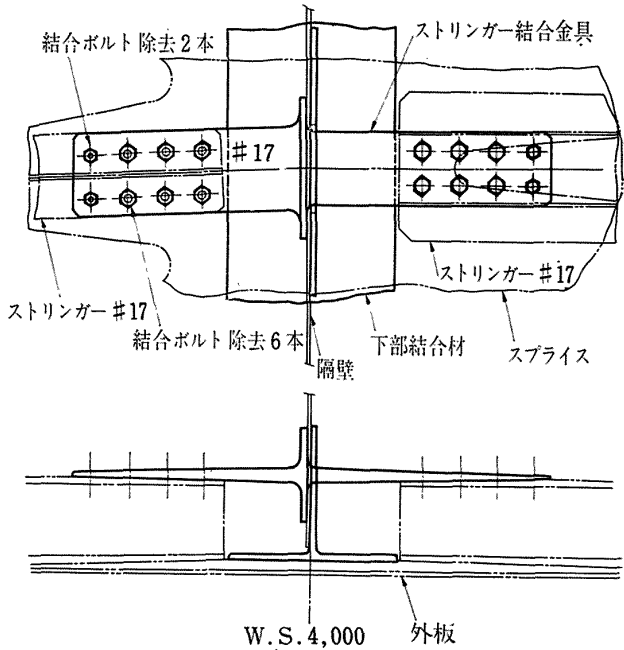


図 26 Saw cut B-3

取付ボルトを除去してから 1,000 飛行時間相当の繰返し試験後に、前桁下部スパーキャップにき裂が発生 (被害番号 11-008) し、付近への被害の影響が大きいと考え、取付ボルトを取付けた。

この取付ボルトは 163,500 飛行時間相当時に付近の被害を改修して、再び、除去した。

(8) Saw cut B-4

Saw cut B-4 は左主翼 W.S. 5,400 のストリンガー #20 の下部にリベット孔から 20mm の saw cut を入れたもので、その状況を図 27 に示す。

- ▨ 155,000 F.H. で入れた Saw Cut
- ▨ 163,800 F.H. までのき裂
- ▨ 172,000 F.H. までのき裂
- ▨ 175,000 F.H. までのき裂
- ▨ 176,000 F.H. で Saw Cut によって残りを切断

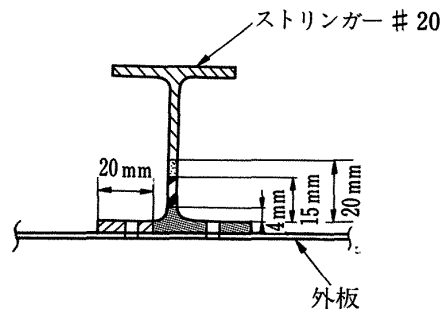


図 27 Ssw cut B-4 (W.S. 5,400)

この部分は saw cut を入れてから 8,800 飛行時間相当の繰返の試験後にストリンガーの下部全体にき裂が伝ぱし、さらに、11,200 飛行時間相当の繰返し試験後にき裂長さは上方へ 20mm 生長した (図 27 参照)。

このストリンガーは 176,000 飛行時間相当時 (saw cut を入れてから 21,000 飛行時間相当の繰返し試験後) に、残り全体を saw cut によって切断した。

(9) Saw cut C-3

Saw cut C-3 は左主翼の W.S. 5,600 の後桁ウェブに 20 mm の saw cut を入れたもので、その状況を図 28 に示す。

この saw cut からはき裂が発生せず、その後、図 28 に示すように、100 mm まで saw cut を延長したが (図 29 参照)、試験終了時の 178,500 飛行時間相当時においてもき裂は発生しなかった。

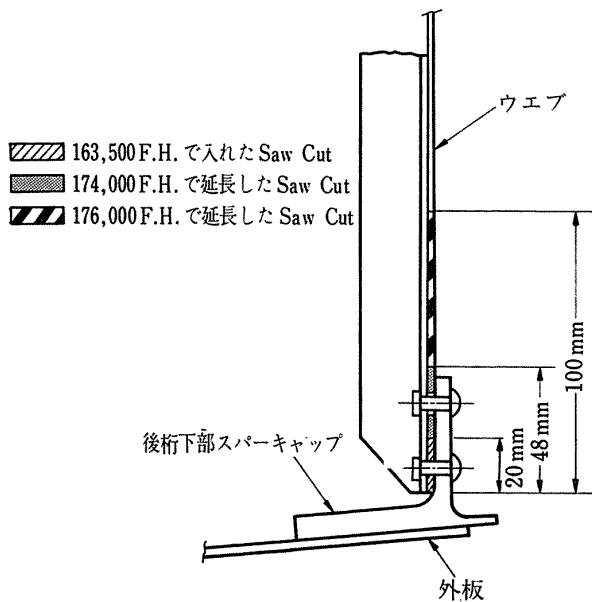


図 28 Saw cut C-3 (W.S. 5,600)

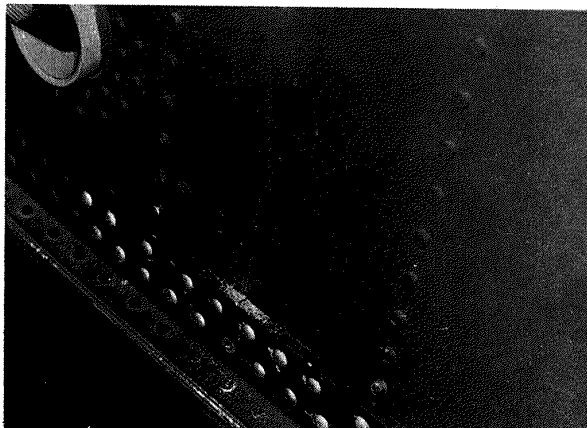


図 29 後桁ウェブの saw cut

(10) Saw cut C-4

Saw cut C-4 は左主翼 W.S. 10,200 の点検孔周辺のストリンガー #20 の下部に 20 mm の saw cut を入れたもので、その状況を図 30 に示す。

- 163,500 F.H. で入れた Saw Cut
- 174,000 F.H. で延長した Saw Cut
- 176,000 F.H. で延長した Saw Cut

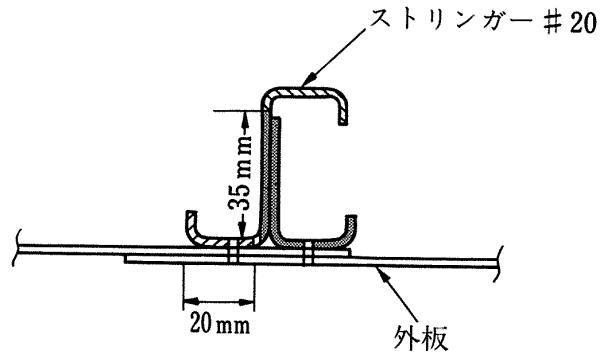


図 30 Saw cut C-4 (W.S. 10,100)

この saw cut からはき裂が発生せず、その後、図 30 に示すように、saw cut を延長し、176,000 飛行時間相当時で、ストリンガーを saw cut によって全断した。

3.3 Saw cut 試験による saw cut 部以外の部分の被害状況

Saw cut 試験は加速試験終了後 (140,000 飛行時間相当)、178,500 飛行時間相当まで行なった。

Saw cut 試験中に発見された供試体の被害は左主翼に 75 件 (フェールセーフ荷重負荷後に発見されたものも含む)、中央翼に 12 件である。それらの被害の発見個数は発生箇所による区分わけによって表 3 に示す。

表 3 から明らかなように、saw cut 試験によって、新しく発生した種類の被害は前桁下部スパーキャップのき裂、ストリンガー結合金具のき裂および翼胴結合ボルトのき裂である。その他、セーフライフ試験中にも発生したことがある被害として、点検孔ダブラーのき裂、点検孔周辺の外板のき裂、隔壁下部の補強材のき裂などがある。

以下、これらの被害について、表 3 による区分わけに従って説明する。

(1) 点検孔ダブラーのき裂

左主翼下面点検孔ダブラーのき裂は点検孔切欠き内縁のコーナー部のスクリー孔から発生したもので、セーフライフ試験中の繰返し数 79,700 飛行時間相当以後の発見されていなかったが、148,000 飛行時間相

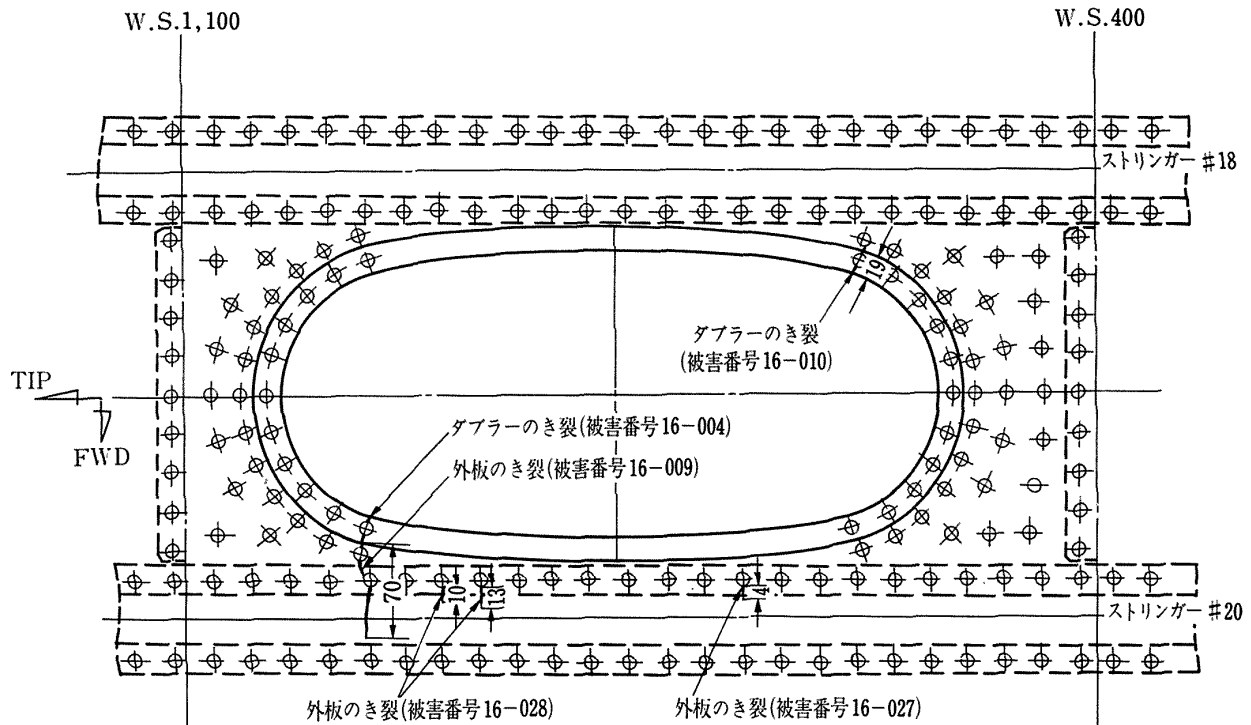


図 31 点検孔周辺のき裂 (W.S. 800 付近) 単位 mm

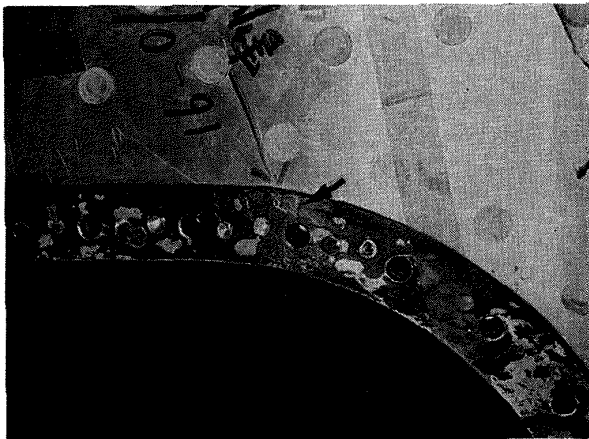


図 32 点検孔ダブラーのき裂 (矢印)
(被害番号 16-010)

当時になって W.S. 800 付近に当見された (図 31 の被害番号 16-010 および図 32 参照)。

その後、W.S. 6,400 付近の点検孔にも発生した (図 33 の被害番号 9-017 および 9-023 参照)。このき裂は点検孔カバー締付用ナットの取付けねじ孔から発生したものである (図 34 および図 35 参照)。

その他、W.S. 2,200 付近の点検孔改修部 (セーフライフ試験中の 79,700 飛行時間相当時に一度き裂が発生し、改修したものに、改修してから約 80,000 飛行時間相当の繰返し試験後に再びき裂を発見した)。

(2) 水・メタノールタンク給油口ダブラーのき裂

このき裂は繰返し数 170,000 飛行時間相当におい

て、ダブラーのスクリー孔から発見されたものである (図 9 の被害番号 16-021 参照)。

(3) 点検孔周辺の外板のき裂

このき裂は点検孔周辺の外板にリベット孔から発生したものである。

これらのき裂の発生箇所は点検孔のコーナー部のダブラーに発生したき裂の近くの外板 (図 31 の被害番号 16-009 参照)、あるいは、点検孔周辺のダブラー端部の外板 (図 33 の被害番号 9-026, 027, 028 および図 36 の被害番号 8-005 参照) が多い。

その他、点検孔周辺の外板のき裂は 16 箇所発見された (例えば、図 31 の被害番号 16-027 および 028 参照)。

(4) ストリンガー端部の外板のき裂

図 4 に示すように、主翼のストリンガーは翼端まで達していないものがいくつかある。このき裂はそのストリンガー末端部の外板のリベット孔より発生したもので、セーフライフ試験において多く発生したものと同様のものである。発生箇所はストリンガー #17 の末端部で、試験終了後に発見された (図 37 の被害番号 9-029)。

(5) 脚室内ダブラー端部の外板のき裂

この箇所の外板はセーフライフ試験中にかなりの数のき裂が発生し、繰返し数 79,700 飛行時間相当時に改修を行なった部分である。試験終了後、改修した補

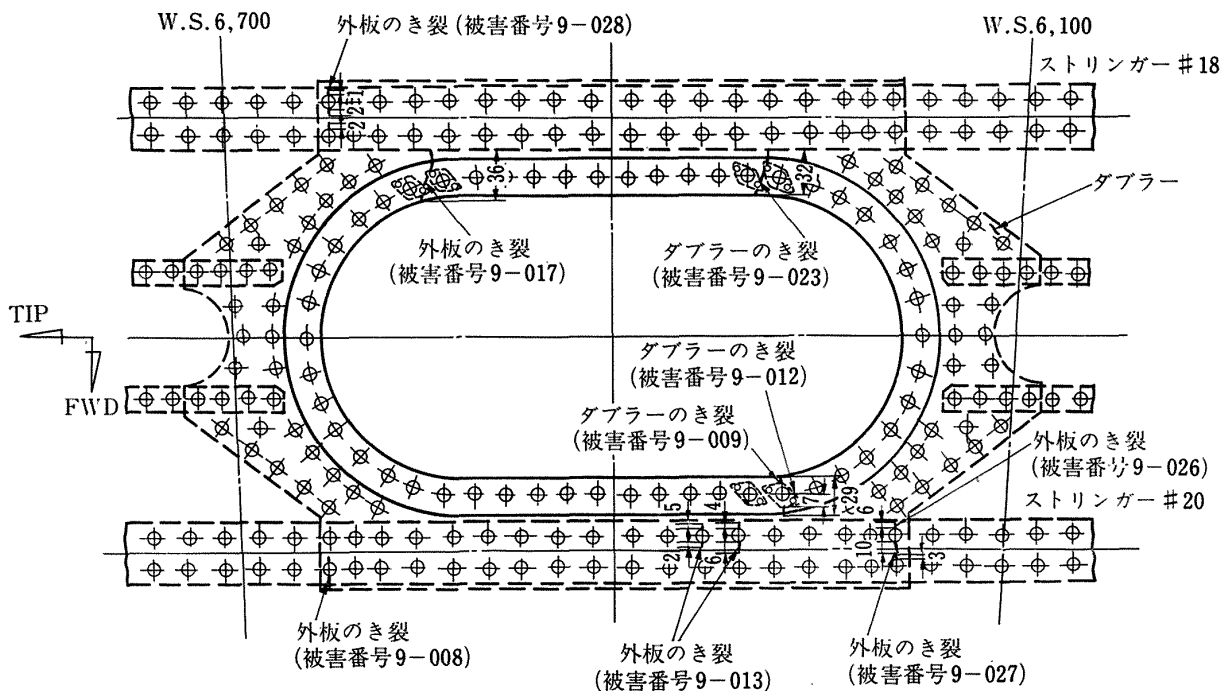


図 33 点検孔周辺のき裂 (W.S. 6,400 付近) 単位 mm

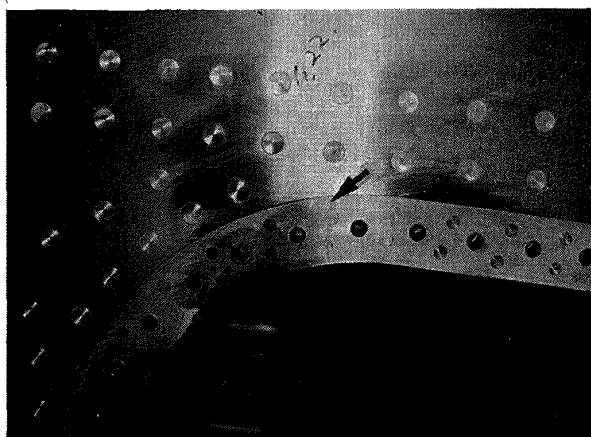


図 34 点検孔ダブラーのき裂 (矢印)
(被害番号 9-017)

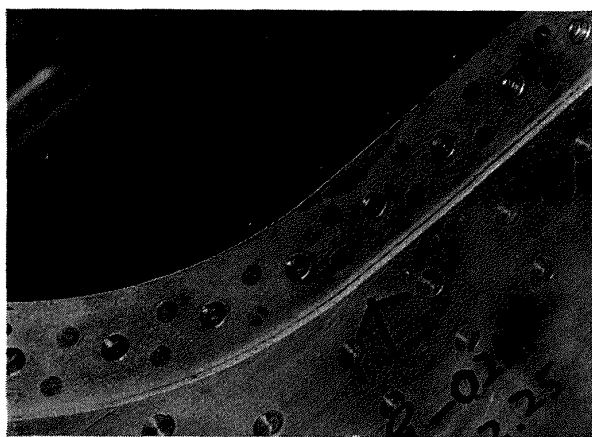


図 35 点検孔ダブラーのき裂 (矢印)
(被害番号 9-023)

強材を除去した後にき裂を発見した (図 38 の被害番号 12-006 参照)。

(6) 脚室内ダブラー端部のストリンガーのき裂

この箇所のストリンガーは外板と同様に、セーフライフ試験中にき裂が発生し、繰返し数 79,700 飛行時間相当時に改修したが、163,500 飛行時間相当時に改修した補強材を除去して試験を続行していた所である。試験終了後、このストリンガー #22 のリベット孔からき裂を発見した (図 39 の被害番号 14-017 参照)。

(7) 隔壁下部の補強材およびその付近のき裂

このき裂は隔壁下部のシャタイおよびシャタイと外板との結合部などに発生したもので、その状況を図 40～図 43 に示す。

図 40 および図 41 に示すき裂は W.S. 1,100 のシャタイと外板との結合部の折り曲げ部に発生したものである。

図 42 に示すき裂は W.S. 7,200 の小骨の R 部でストリンガー #22 との結合部に発生したものである。

き裂の発生した W.S. 1,100 および W.S. 7,200 の位置は荷重を負荷する翼挟みを取りつけている場所である。

図 43 に示すき裂は W.S. 4,500 の隔壁のシャタイと外板との結合部で外板のリベット孔から発生したものである。

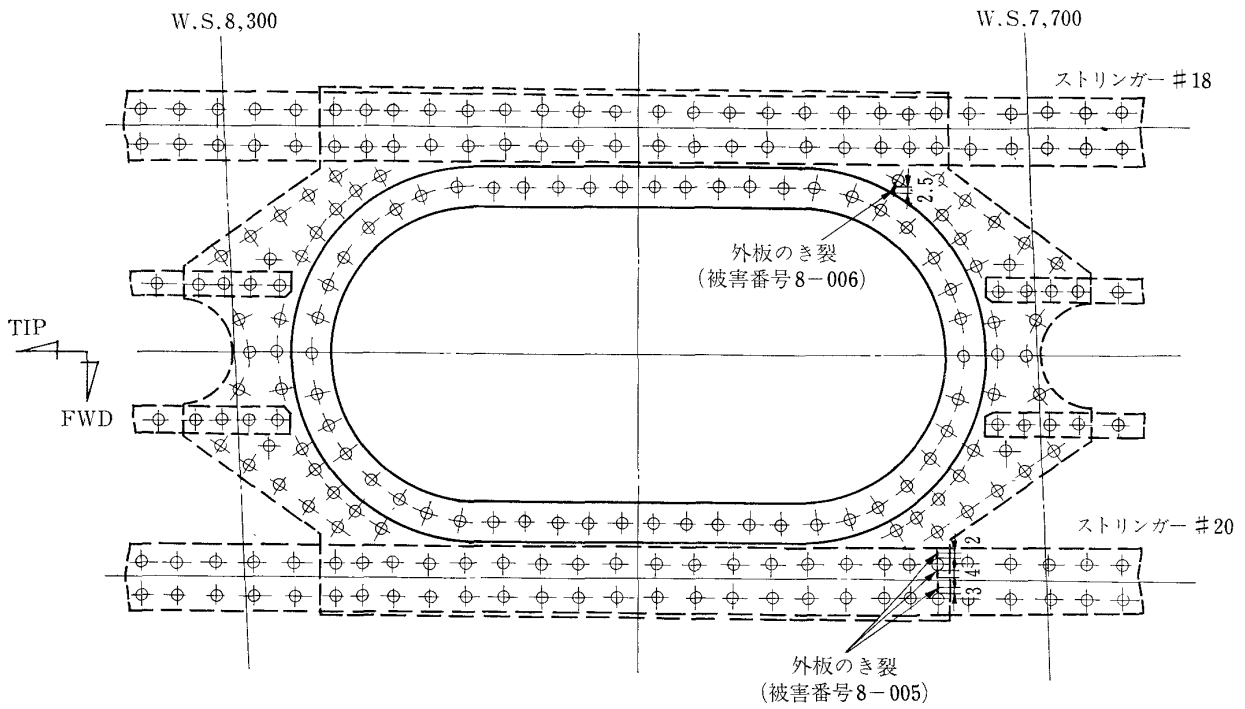


図 36 点検孔周辺のき裂 (W.S. 8,000 付近) 単位 mm

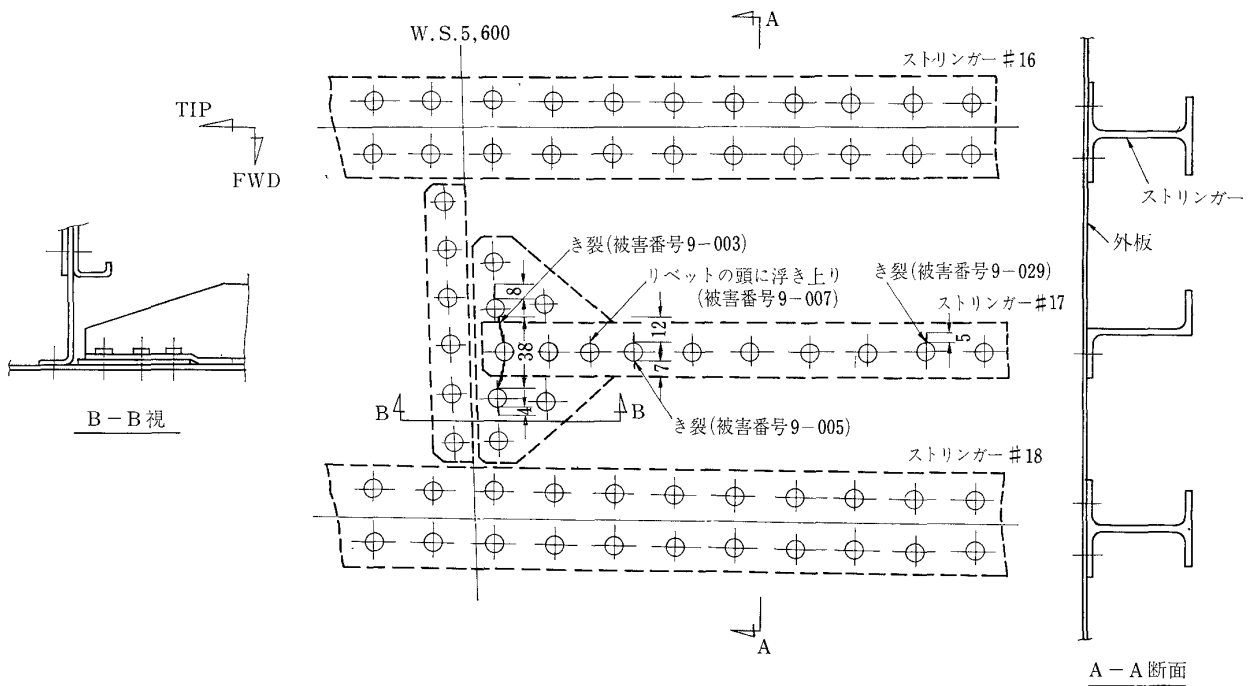
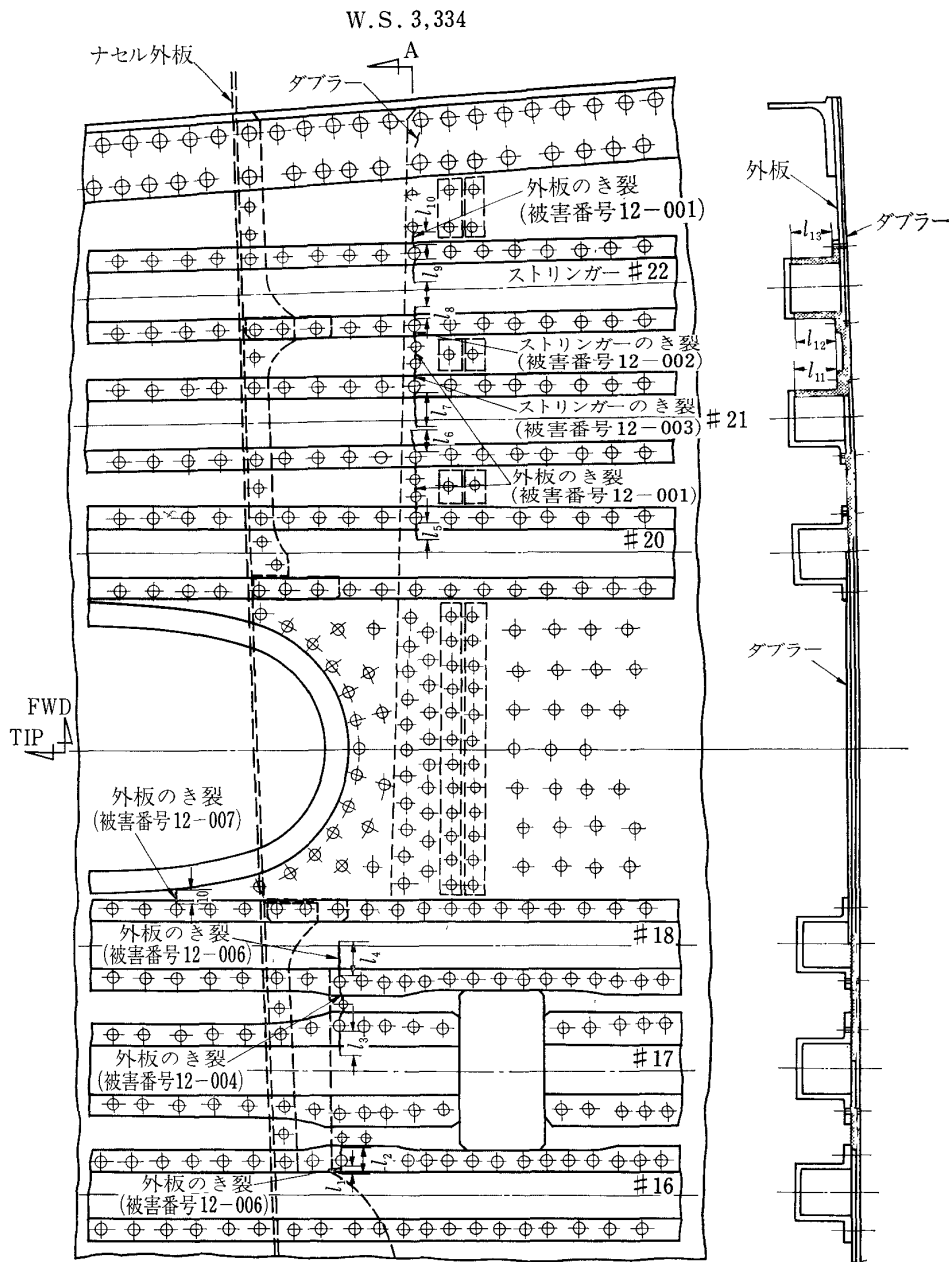
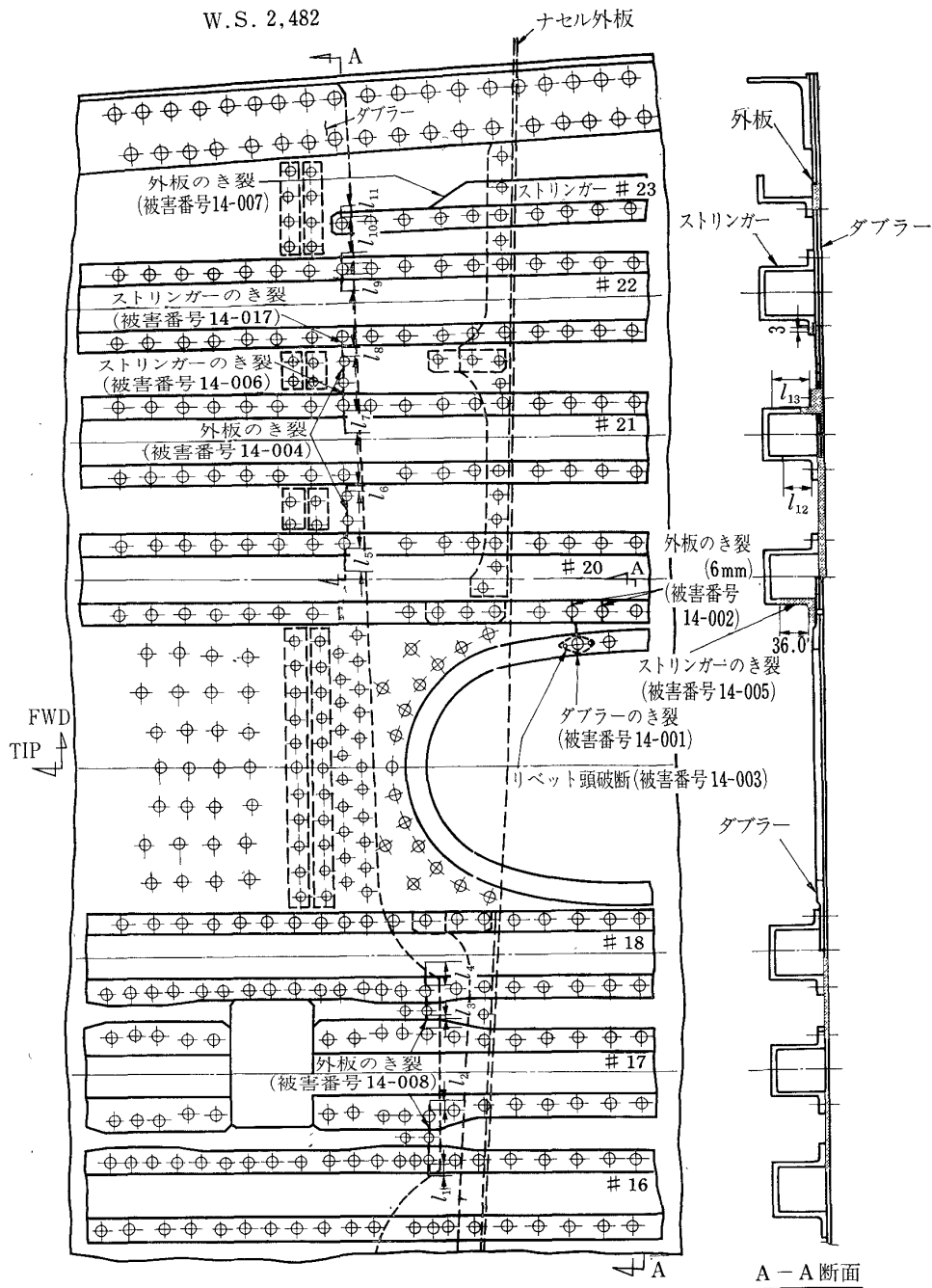


図 37 ストリンガー #17 端末部のき裂 (単位 mm)



繰返し数 (F.H.)	き 裂 長 さ (mm)										繰返し数 (F.H.)	き裂長さ (mm)		
	l_1	l_2	l_3	l_4	l_5	l_6	l_7	l_8	l_9	l_{10}		l_{11}	l_{12}	l_{13}
79,700					13	17	30	18	17	10	167,500	5		
フェールセーフ 荷重負荷後			0	9	15	18	33	35	18		168,500	20	25	12
156,000				33				38			169,600		37	35
170,000			4	34	22		33		18		170,000	40		
178,500	6	23	29	34	28	l_5 と l_7 はつながる		l_8 と l_9 はつながる			178,500	46	42	45

図 38 脚室内ダブラー端部 (W.S. 3,334 付近) のき裂 (単位 mm)



繰返し数 (F.H.)	き 裂 長 さ (mm)											繰返し数 (F.H.)	き裂長さ(mm)	
	l_1	l_2	l_3	l_4	l_5	l_6	l_7	l_8	l_9	l_{10}	l_{11}		l_{12}	l_{13}
79,700	0	0		0	15	10	20	6	14	11	12	79,700		10
フェールセーフ 荷重負荷後		0	5	9	25	30	14	14	11			163,500		20
156,000	7	0							14	11		165,500		24
170,000	10		5	15	29				14	11		170,000	0	33
178,500	13	7	12	21	35	l_6 と l_7 はつながる			33	l_{10} と l_{11} はつながる		178,500	28	41

図 39 脚室内ダブラー端部 (W.S. 2,482 付近) のき裂 (単位 mm)

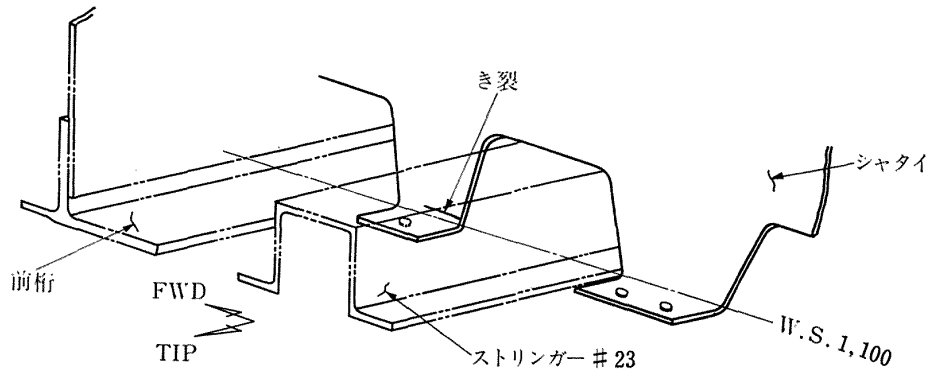


図 40 隔壁下部シャタイのき裂 (被害番号 16-011)

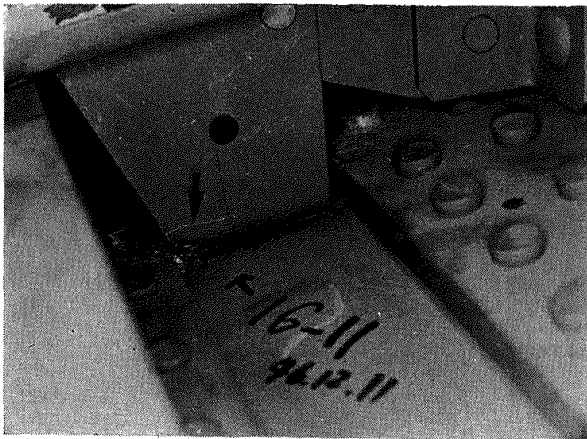


図 41 隔壁下部シャタイのき裂 (矢印) (被害番号 16-011)

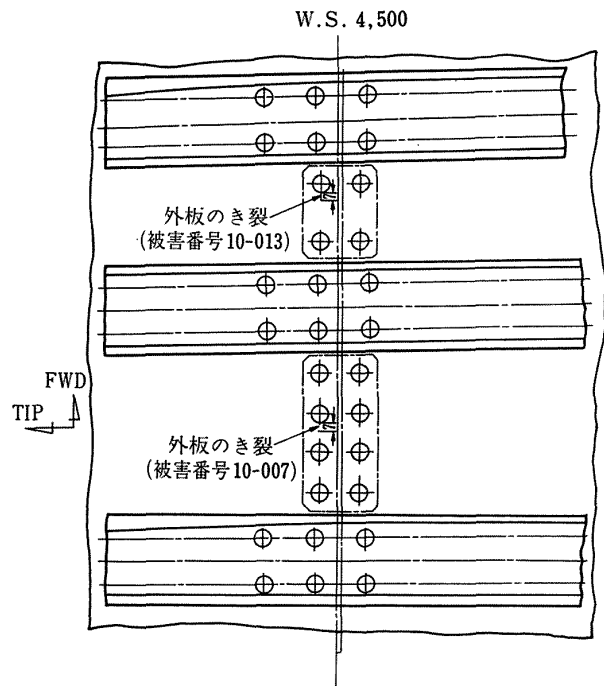


図 43 肋材下部シャタイと外板結合部の外板のき裂 (単位 mm)

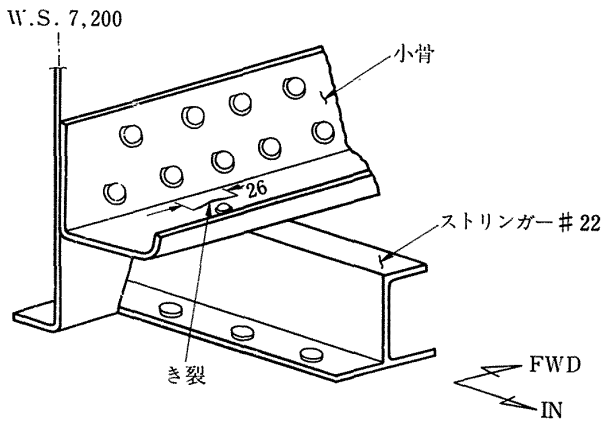


図 42 隔壁下部渡し材のき裂 (被害番号 8-004)

(8) 桁結合金具のき裂

このき裂は繰返し数 167,500 飛行時間相当以後に発見されたもので、左主翼下部の前桁および後桁の両方に、図 44 および図 45 に示すように、リベット孔を通して発生した。

(9) ストリッガー結合金具のき裂

このき裂は繰返し数 156,000 飛行時間相当以後に発

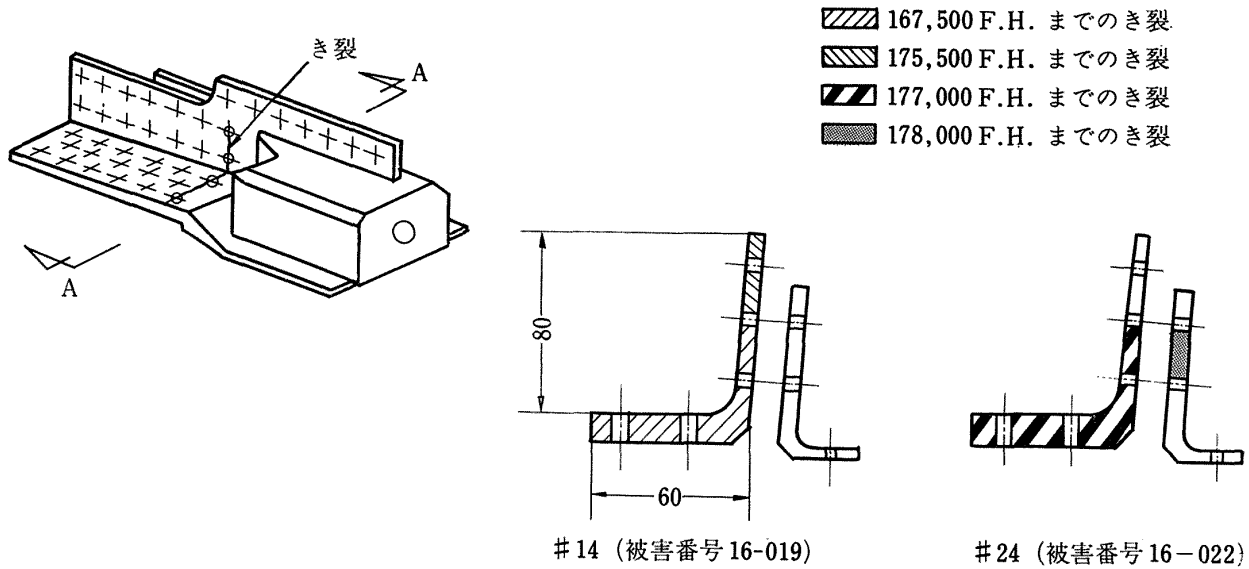
見されたもので、結合金具の W.S. 50 の位置の外板と結合リベット孔から発生し、最大 43mm に生長した (図 46~49 参照)。

ストリッガー結合金具のき裂は左主翼側に 2 本、中央翼側に 6 本発生した、その詳細は図 46 および図 48 の断面図に示す。

き裂が発生したストリッガー結合金具は繰返し数 163,500 飛行時間相当において新品と交換して試験を続行したが、試験終了まで新しく被害を発生したものはなかった。

(10) 前桁下部スパーキャップのき裂

このき裂は前桁下部スパーキャップの前縁取付用スクルー孔から発生したもので、繰返し数 156,500 飛行時間相当以後に発見され、W.S. 500 から W.S. 7,000



A-A 断面

図 44 桁結合金具のき裂 (単位 mm)

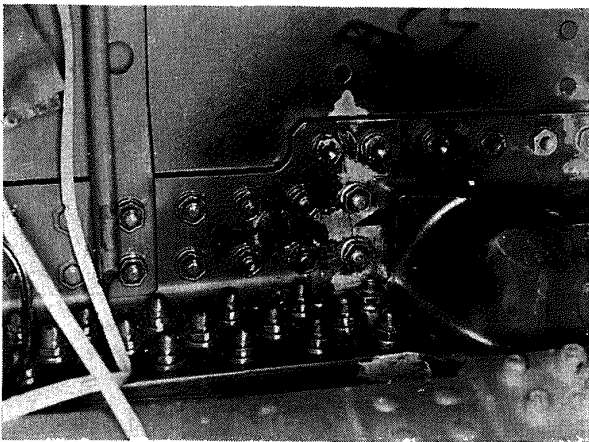


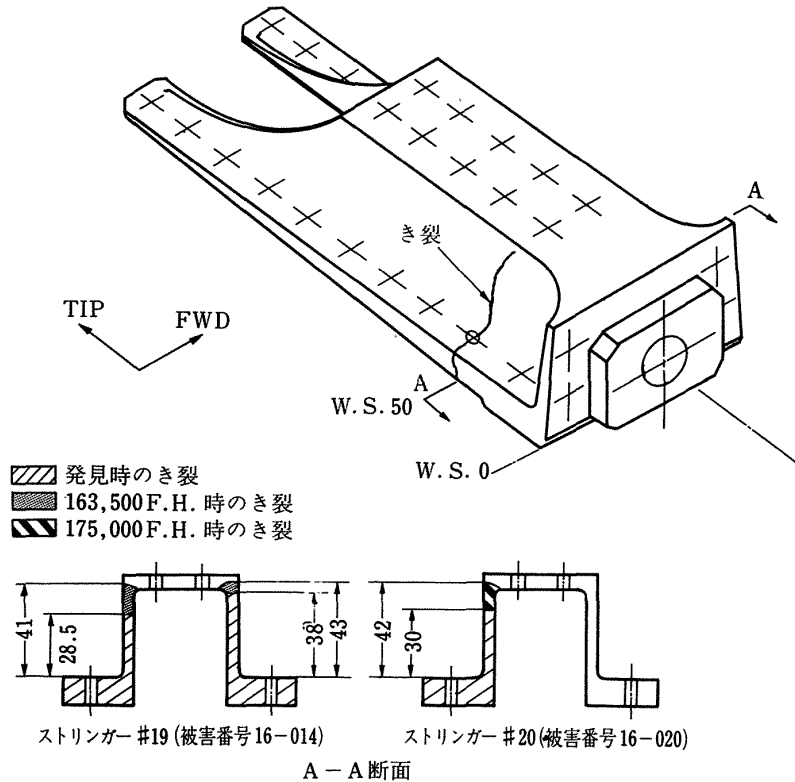
図 45 桁結合金具のき裂 (矢印) (被害番号 16-022)

の間に、合計 26 箇所が発生した。その 1 例を図 50～図 52 に示す。

これらのき裂長さは 2~8mm が多く、図 50 の断面図に示すように、全断面の約 2/3 に生長したものも若干あった。しかし、これらのき裂はフェールセーフ荷重に対しても十分な残留強度があった。

(11) 翼胴結合ボルトのき裂

このき裂は翼胴結合ボルトのうち、#15 および #22



A-A 断面

図 46 左主翼ストリンガー結合金具のき裂 (単位 mm)

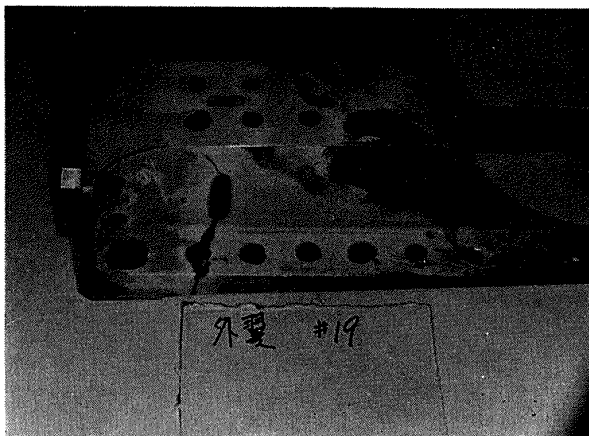


図 47 外翼結合金具のき裂 (被害番号 16-014)

のボルト頭首下の R 部に全周にわたって、図 53 に示すような hair crack が発生したものである。このき裂は試験終了後に発見した。

(12) 中央翼下面外板のき裂

このき裂は中央翼下面外板の前方のスクリー孔から発生したものである (図 9 の被害番号 18-009 参照)。

(13) その他の被害

この被害は上記の区分わけ以外のもので、例えば、前縁取付材のフランジ面のき裂などである。

3.4 セーフライフ試験中に発生した被害のうち、フェールセーフ試験中に伝ばしたき裂の状況

セーフライフ試験中に発見された供試体の被害は文

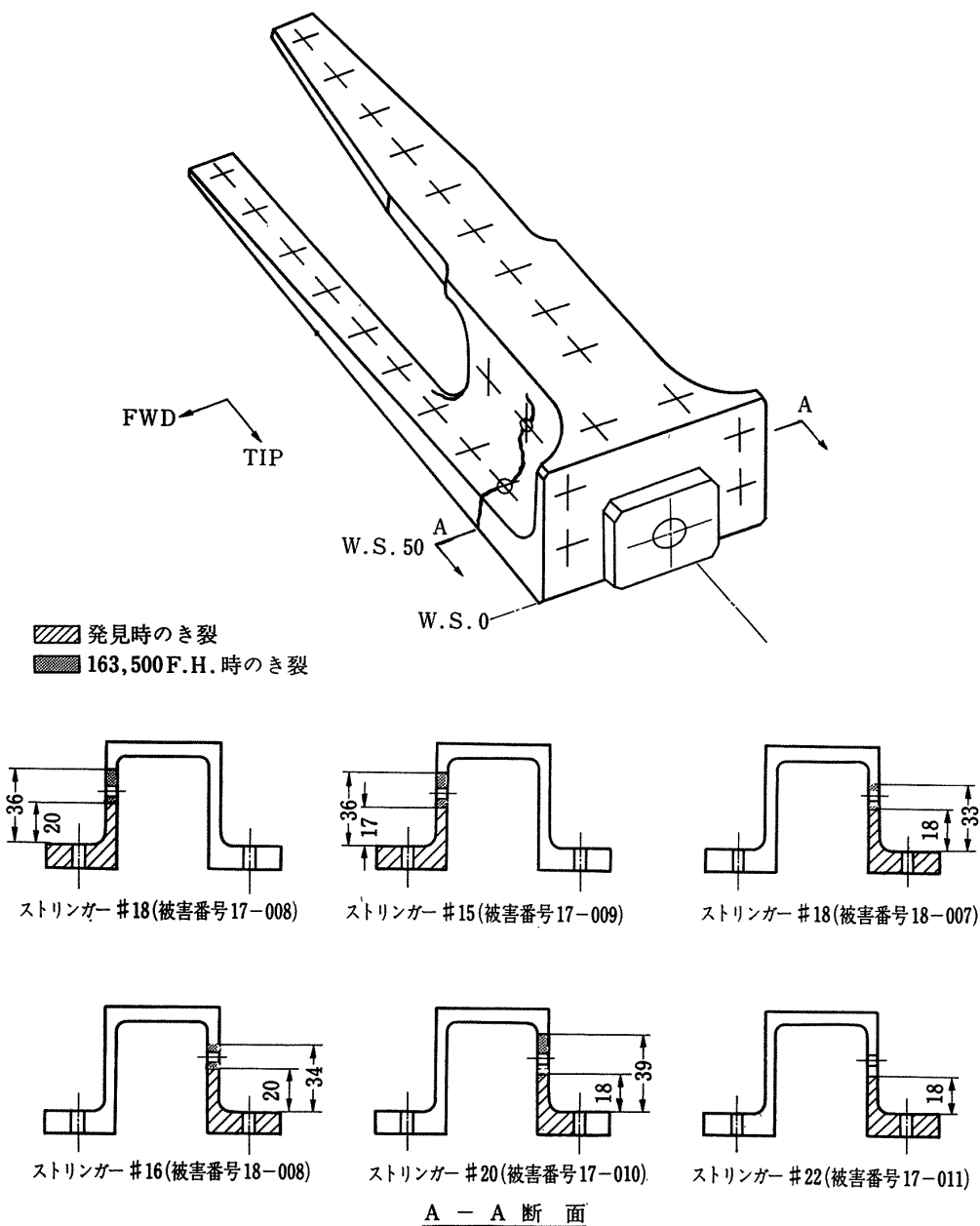


図 48 中央翼 Stringer 結合金具のき裂 (単位 mm)

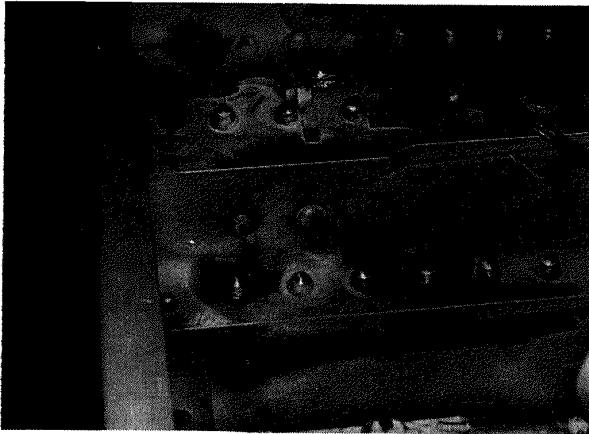


図 49 中央翼ストリンガー結合金具のき裂
(被害番号 17-010)

献 1) で報告しているが、その後のフェールセーフ試験においてき裂が伝ばしたのについて、その状況を表 5 に示す。

これらの被害のうち、特に、顕著なものは脚室内ダブルラダー端部の被害 (被害番号 12-001, 002, 003, 004 および 14-004, 006, 007, 008) である。この箇所は外板の外側をダブルラダーで補強されており、この被害はそのダブルラダー端部 (W.S. 2,482 および W.S. 3,334) の外板およびストリンガーにき裂が発生したものである。

この箇所はセーフライフ試験中の繰返し数 79,700 飛行時間相当時に改修をして補強を行なったが、き裂

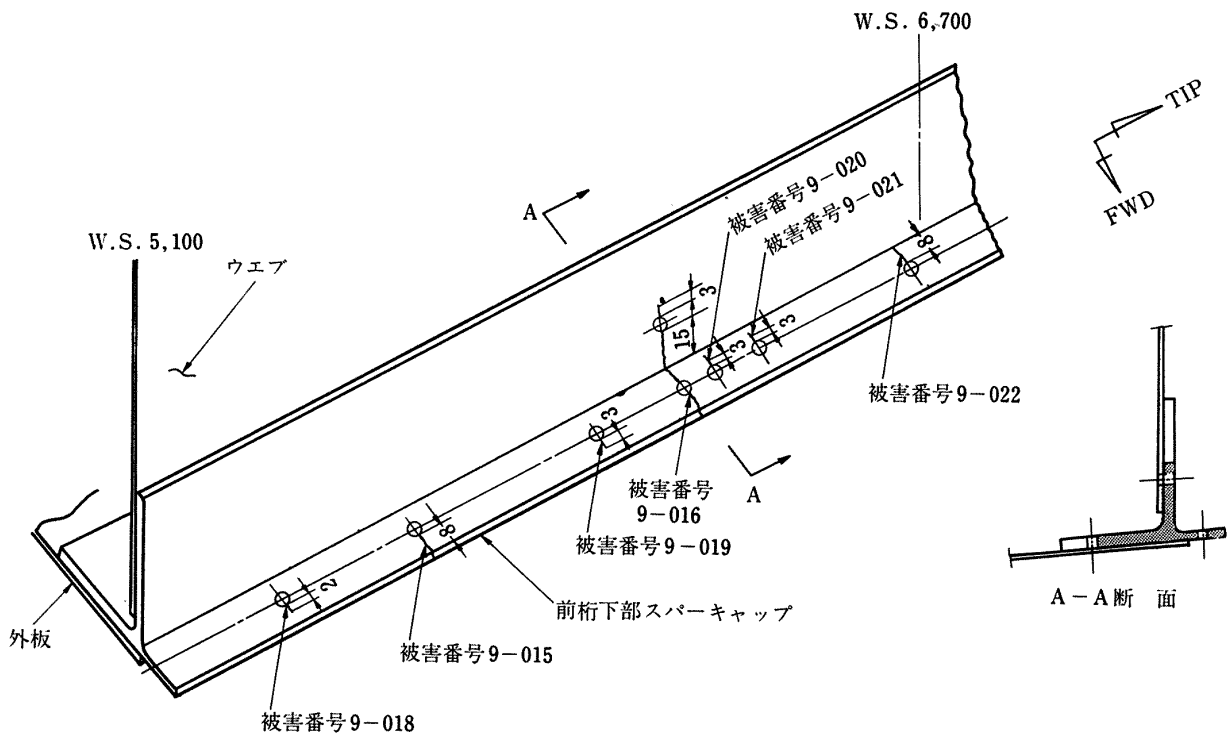


図 50 前桁下部スパークャップのき裂

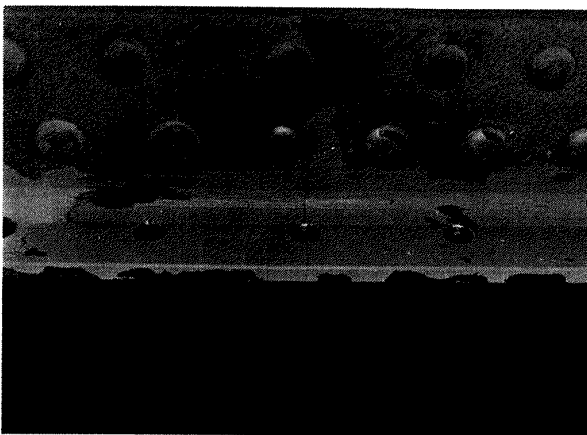


図 51 前桁下部スパークャップのき裂
(被害番号 8-003)

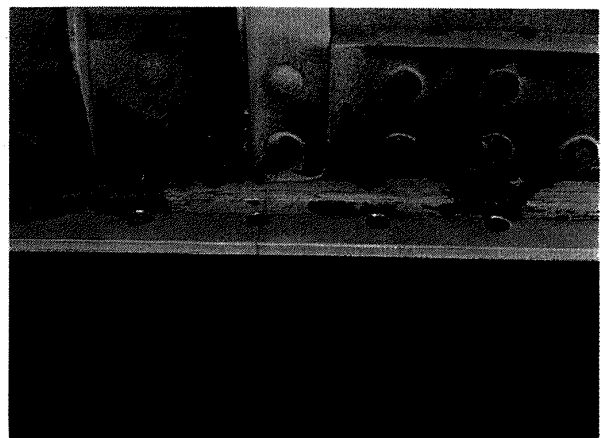


図 52 前桁下部スパークャップのき裂
(被害番号 11-009)

表 5 セーフライフ試験において発見された被害のその後の状況

発見 順序	被害番号	発見 時 相当飛行時間	Wing Station	被 害 内 容	そ の 後 の 状 況
12	1 ¹⁾ 16-003	64,700	1,100	肋材の下部補強渡し材のき裂	167,500 F.H. ⁸⁾ で近くに新しくき裂が発見され、170,000 F.H. で 22mm と 54mm に伝播した
13	9-003	67,100	5,600	ストリンガー #17 の端末部外板のリベット孔からのき裂	170,000 F.H. でリベット孔から 3mm および 6mm 伝播した
14	9-004	"	5,600	ストリンガー #21 の端末部外板のリベット孔からのき裂	155,000 F.H. でリベット孔から 2mm 伝播した
15	10-001	"	4,800	下面点検孔ダブラーのスクリーナ孔からのき裂	111,400 F.H. で改修した
16	11-001	67,800	4,120	下面コレクタタータラ周辺の外板のリベット孔からのき裂	140,000 F.H. で 25mm に伝播した
18	15-002	"	1,800	ストリンガー #23 の端末部外板のリベット孔からのき裂	140,000 F.H. で 44mm に伝播した
20	9-005	70,200	5,600	ストリンガー #17 の端末部外板のリベット孔からのき裂	148,000 F.H. で 12mm に伝播した
21	9-006	"	5,000	ストリンガー #21 と外板の結合リベット頭の割れ	144,000 F.H. で 10mm に伝播した
22	11-002	"	4,120	下面コレクタタータラ周辺の外板のリベット孔からのき裂	140,000 F.H. で 18mm に伝播した
23	10-002	72,600	4,800	下面点検孔周辺の外板のリベット孔からのき裂	111,400 F.H. でき裂がストリンガー #17 のリベット孔まで伝播し、改修した
26	15-005	"	1,400	下面点検孔周辺の外板のリベット孔からのき裂	170,000 F.H. で 6mm に伝播した
27	10-003	"	4,930	下面点検孔ダブラーのリベット孔からのき裂	111,400 F.H. で改修した
28	8-001	73,600	7,680	ストリンガー #22 端末部外板のリベット孔からのき裂	144,000 F.H. で 5mm に伝播した
29	9-007	"	5,600	ストリンガー #17 と外板の結合リベット頭の破断	111,400 F.H. でリベットを打ち換えた
30	10-004	"	5,030	下面点検孔周辺の外板のリベット孔からのき裂	155,000 F.H. で 7mm に伝播した
31	9-008	75,400	6,700	下面点検孔周辺の外板のリベット孔からのき裂	155,000 F.H. で 8mm に伝播した
32	12-001	75,900	3,374	脚室内ダブラー端の外板のリベット孔からのき裂	171,000 F.H. で前桁金具の所まで伝播した
33	12-002	"	3,374	ストリンガー #22 のリベット孔からのき裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去した 178,500 F.H. で上方向に 45mm 伝播した
34	14-004	"	2,440	下面外板のリベット孔からのき裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去した 178,500 F.H. で 380mm に伝播した
35	15-006	"	1,100	隔壁の下部整形材フランズの R 部のき裂	170,000 F.H. で 18mm に伝播した

36	8-002	797,700	7,200	ストリンガー #15 端末部外板のリベット孔からのき裂	140,000 F.H. で 3 mm に伝ばした
37	9-009	"	6,100	下面点検ダブラーのスクリー孔からのき裂	131,600 F.H. で 37 mm に伝ばし, ストリンガーの下に入 った
38	10-005	"	4,800	下面点検孔周辺の外板のリベット孔からのき裂	111,400 F.H. で改修した
39	10-006	"	4,600	下面点検孔ダブラーのスクリー孔からのき裂	103,400 F.H. で 39 mm に伝ばし, 111,400 F.H. で改修し た
40	12-003	"	3,375	ストリンガー #21 のリベット孔からのき裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去した 178,500 F.H. で上方向に 46 mm 伝ばした
41	12-004	"	3,424	ストリンガー #17 と #18 間の外板のリベット孔からのき 裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去した 171,400 F.H. で 6 mm に伝ばした
43	14-006	"	2,440	ストリンガー #21 のリベット孔からのき裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去し, 反対側のリベット孔から 2 mm のき裂を発見した
44	14-007	"	2,440	ストリンガー #23 の端末部外板のき裂	178,500 F.H. で 12 mm に伝ばした
45	14-008	"	2,358	下面外板の 2 箇所のリベット孔からき裂	79,700 F.H. で改修した補強材を 163,500 F.H. で除去した 178,500 F.H. で 68 mm と 69 mm に伝ばした
47	16-004	"	960	下面点検孔ダブラーのスクリー孔からのき裂	140,000 F.H. で 40 mm に伝ばした
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付近のき裂	140,000 F.H. でダイチェックをした結果, き裂でないこと が判明した
51	10-007	91,400	4,500	下面外板のリベット孔からのき裂	165,700 F.H. で 7 mm のき裂を発見し, 178,000 F.H. で 9 mm に伝ばした
52	11-003	"	4,120	下面コレクタータンク周辺の外板のリベット孔からのき裂	140,000 F.H. で 7 mm に伝ばした
53	11-004	"	4,000	下面ストリンガー #17 と #18 の間のダブラーのき裂	111,400 F.H. でダイチェックをした結果き裂でないことが 判明した
54	12-005	"	3,334	前桁上部前縁取付材フランズの R 面のき裂	178,500 F.H. で 30 mm に伝ばした
55	13-004	"		ナセル後方下部のウェーブのき裂	178,500 F.H. で 14 mm に伝ばした
56	14-009	"	2,150	上面注油口ダブラーのスクリー孔からのき裂	167,500 F.H. で 20 mm に伝ばした
57	16-005	"	0	後桁下部桁結合金具 #14 の R 部の条痕	131,600 F.H. でダイチェックをした結果き裂ではなく, W ッシヤの当り傷と推定した
1 ⁴⁾	17-001	44,400	-400	バルクヘッドの補強材のき裂	123,700 F.H. で 44.5 mm に伝ばした

- 注 1) 供試体の区分
 2) 区分内の被害発見順序
 3) F.H.; 飛行時間相当
 4) 中央翼の被害

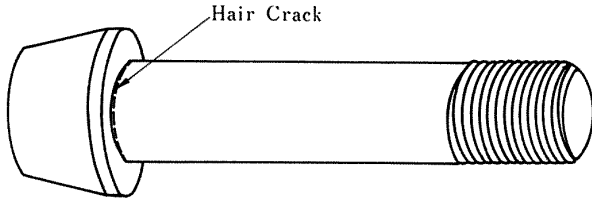


図 53 翼胴結合ボルトのき裂

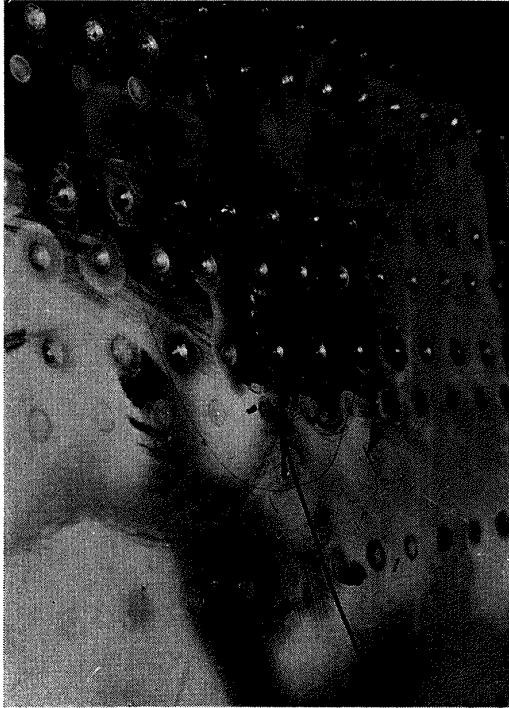


図 54 疲れ試験終了後の点検孔周辺の外板のき裂 (矢印) (被害番号 15-003)

発生後の挙動を調べる期間が 15,000 飛行時間相当に達していないので、繰返し数 163,500 飛行時間相当において補強材を除去し、疲れ試験を続行した所である。そのき裂伝ば状況を図 38 および図 39 に示す。

この部分の外板のき裂は下面からはダブラーのために発見できず、また、左主翼の内部からはストリガーのために一部分しか発見できないので、X線撮影によって測定した。

この箇所のき裂は図 38 および図 39 に示すように、外板には 350~380 mm、ストリガーには最大 46 mm にも生長した。しかし、フェールセーフ荷重を負荷し、その安全性が確認された。

点検孔周辺の外板のき裂のうち、最も顕著なもの (被害番号 15-003) を図 54 に示す。代表的な外板のき裂伝ば状況を図 55 に示すが、この図から明らかなように、き裂伝ば速度は最も速いものでもき裂の発見後、10,000 飛行時間相当の荷重繰返しに対して約 30 mm であり、十分に安全であると思われる。

コレクタータンク周辺の外板のき裂の伝ば速度は図 55 に示すように、非常に遅かった。

ストリガー末端部の外板のき裂は図 56 に示すように、フェールセーフ試験中 (繰返し数約 90,000 飛行時間相当以後) はほとんど伝ばしなかった。

セーフライフ試験の繰返し数 72,600 飛行時間相当時に発見された中央翼の前桁結合金具 # 24 の条痕 (被

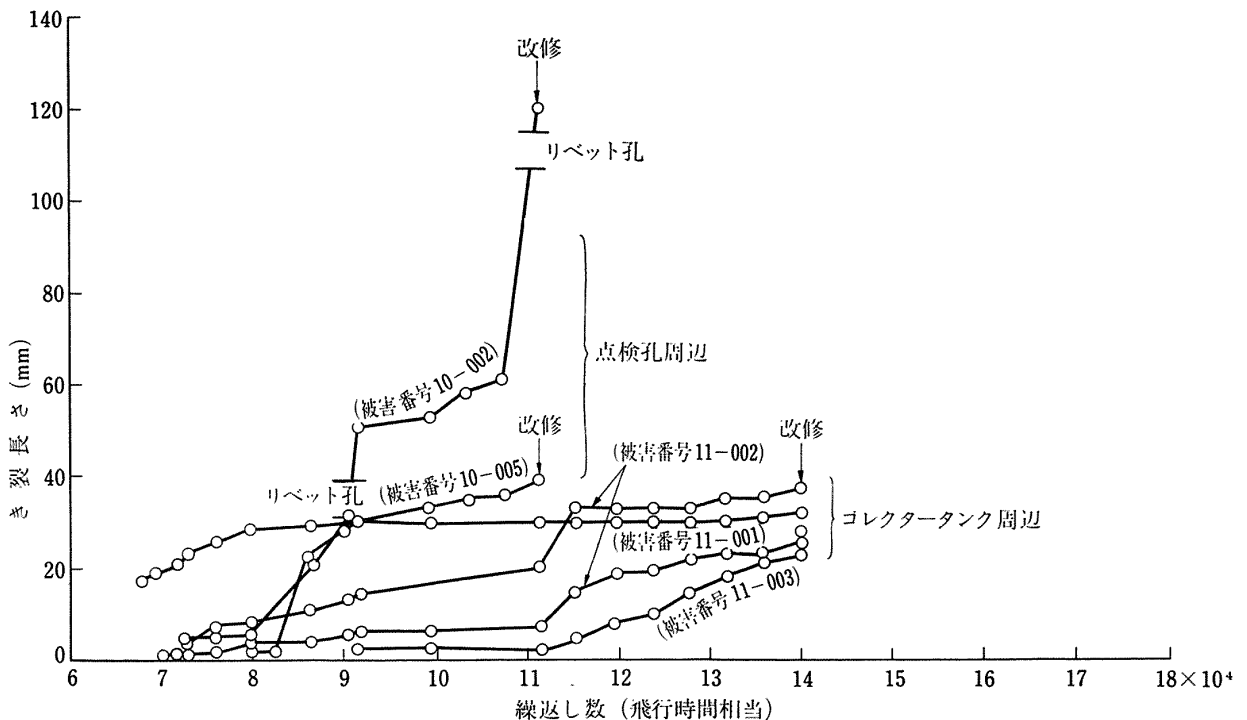


図 55 点検孔周辺の外板のき裂伝ば状況

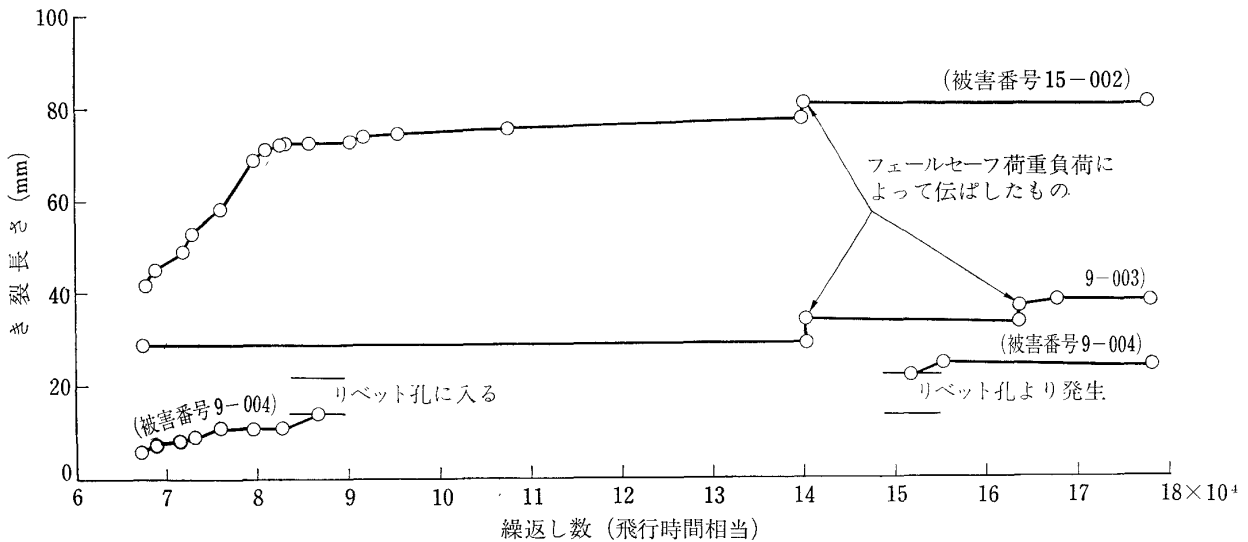


図 56 ストリンガー末端部の外板のき裂伝ば状況

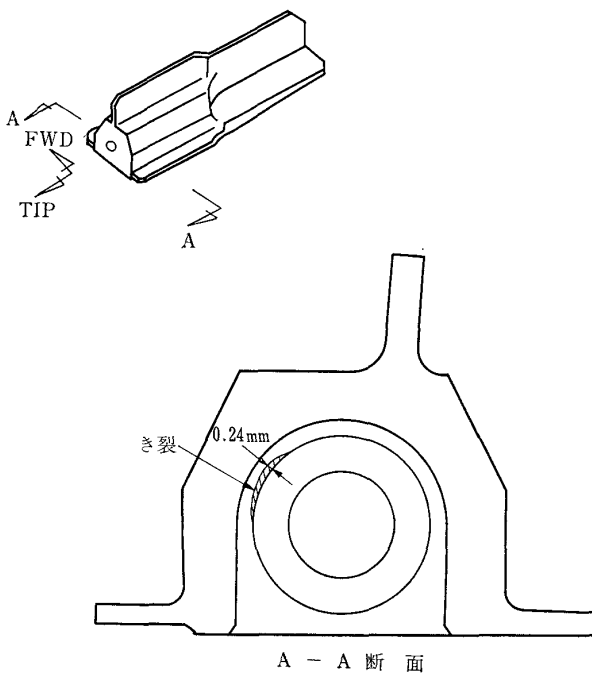


図 57 中央翼下部桁結合金具のき裂の1例 (被害番号 17-003)

害番号 17-003) はその後の検査の結果、図 57 に示すようなき裂が発生していた。

4. フェールセーフ荷重負荷による供試体の状況

供試体に発生したき裂の伝ばが比較的速くなった場合に、その伝ば状況を調べた後、残留強度およびフェールセーフ性を調べるために、フェールセーフ荷重を負荷した。

フェールセーフ荷重は供試体の被害の大きいと思わ

れる付近に抵抗線型ひずみゲージを貼付し、そのひずみを記録計でモニターしながら負荷を行なった。

フェールセーフ荷重は8回負荷したが、その負荷時の繰返し数および被害状況を表6に示す。最初の2回の試験については文献1)で報告した。この報告では第3回以降の試験について概略を述べる。

(1) 第3回フェールセーフ荷重負荷試験

第3回のフェールセーフ荷重は加速試験終了後(繰返し数140,000飛行時間相当)に負荷したもので、加速試験終了後の被害状況の確認のために行なったものである。

供試体には、すでに、140,000飛行時間相当の繰返し荷重を受けており、多数の被害が発生し、また、いくつかの改修も行なわれている。これらの被害のうち、特に、注目される被害はW.S. 950付近の下面点検孔ダブラーおよび外板のき裂(図31の被害番号16-004および16-009参照)、およびW.S. 4,000付近のコレクタータンク周辺の外板のき裂(図5の被害番号11-001, 002, 003および004参照)であった。

W.S. 950付近のダブラーおよび外板には図58の断面図に示すようなき裂が発生しており、その付近のひずみ測定値から求めた応力を図58に示す。この図から、き裂がその下の外板にまで達しているストリンガー #20の応力は他のストリンガーに比較して、やや大きい値(115%荷重で20.7 kg/mm²)を示しており、その近くの外板の応力は他の外板に比較して、やや小さい値を示していることがわかる。

フェールセーフ荷重負荷によって伝ばした被害は表6に示しているが、その他、新しく発見されたもの

表 6 フェールセーフ荷重負荷による影響

フェールセーフ荷重負荷試験 No.	繰返し数 (飛行時間相当)	標定の対象となった主な被害状況	フェールセーフ荷重の負荷によってき裂が伝ばした被害番号 (括弧内はき裂長さ mm)	備考
1	79,700	W.S. 2,000~3,500 の点検孔周辺の外板に 79mm, ストリンガー #20 と #21 に最大 36mm のき裂	文献 1) で説明	
2	91,400	W.S. 1,500 の点検孔周辺の外板に 56mm, ストリンガー #20 に 46mm のき裂	文献 1) で説明	
3	140,000	W.S. 950 付近の点検ダブルに 25mm, ストリンガー #17 の端末部の外板に 37mm のき裂, 中央翼下部桁結合金具のき裂	8-001(3), 9-003(5), 007(1), 009(1) 1-001(3), 003(4), 15-002(2), 16-004(15), 006(0.5)	
4	155,000	Saw cut A グループのき裂	9-009(2), 17-007(1), 10-004(2), 14-012(13)	
5	163,500	W.S. 4,000~7,200 の前桁下部スパーキャップに 24ヶ所のき裂, ストリンガー結合金具 #15, #16 #18, #19, #20 に最大全断面の 4/5 にき裂	9-003(2), 020(1), 023(1), 11-008(5), 14-013(2), 15-012(1), 16-003(2), 17-008(2), 18-006(2)	
6	170,000	W.S. 2,482, W.S. 3,334 の脚室内ダブル端部の外板およびストリンガーにき裂	12-001(2), 003(2), 14-002(2), 16-013(1)	
7	175,000	W.S. 2,482, W.S. 3,334 の脚室内ダブル端部の外板およびストリンガーにき裂	9-026(5), 12-002(2), 003(2) 14-004(4), 006(3), 007(5), 16-013(1), 019(7), 020(2)	
8	178,500	W.S. 2,482, W.S. 3,334 の脚室内ダブル端部の外板およびストリンガーにき裂 Saw cut B グループのき裂	12-002(10), 003(3), 14-006(13), 017(2), 16-024(3)	フェールセーフ荷重 125% 負荷

としてウェブの変形がある。この被害は翼端に近い W.S. 12,250~W.S. 13,430 間の前桁および後桁のウェブに深さ約 2.5mm のくぼみが 8 箇所発見されたものである。この被害の一例を図 59 に示す。この被害箇所の近くには荷重を負荷する翼挟み取り付けられており (W.S. 13,200), そのフェールセーフ荷重負荷による影響と考えられる。

(2) 第 4 回フェールセーフ荷重負荷試験

第 4 回のフェールセーフ荷重は saw cut A グループに対して saw cut を入れてから 15,000 飛行時間相当の繰返し試験を行なった後に負荷したもので、負荷前における saw cut を入れたストリンガー 3 本は図 11, 図 15 および図 19 に示すように、ほとんど破断していた。

供試体の応力は saw cut を入れた付近 11 箇所を測定したが、特に、大きい値を示したのは saw cut A-3 付近で 29 kg/mm² であった。

被害のうちでフェールセーフ荷重負荷によって伝ばしたき裂は saw cut A-1 および A-2 で、そのき裂長さは 2~5mm であった。その他、外板に伝ばしたき裂長さは 1~2mm 程度であった。

(3) 第 5 回フェールセーフ荷重負荷試験

第 5 回のフェールセーフ荷重は W.S. 4,000~7,200 間の前桁下部スパーキャップおよび左主翼と中央翼のストリンガー結合金具にき裂が発生した繰返し数 163,500 飛行時間相当時に負荷したものである (図 46, 図 48 および図 50 参照)。

前桁下部スパーキャップのひずみ測定値から求めた応力を図 60 に示す (図中の (3) は材料の弾性限を越えているので MIL-HDBK-5A³⁾ の応力-ひずみ曲線から応力を算出したものである)。

フェールセーフ荷重負荷によって伝ばしたき裂の長さは前桁下部スパーキャップで 1~4mm, ストリンガー結合金具で 2mm 程度であった。

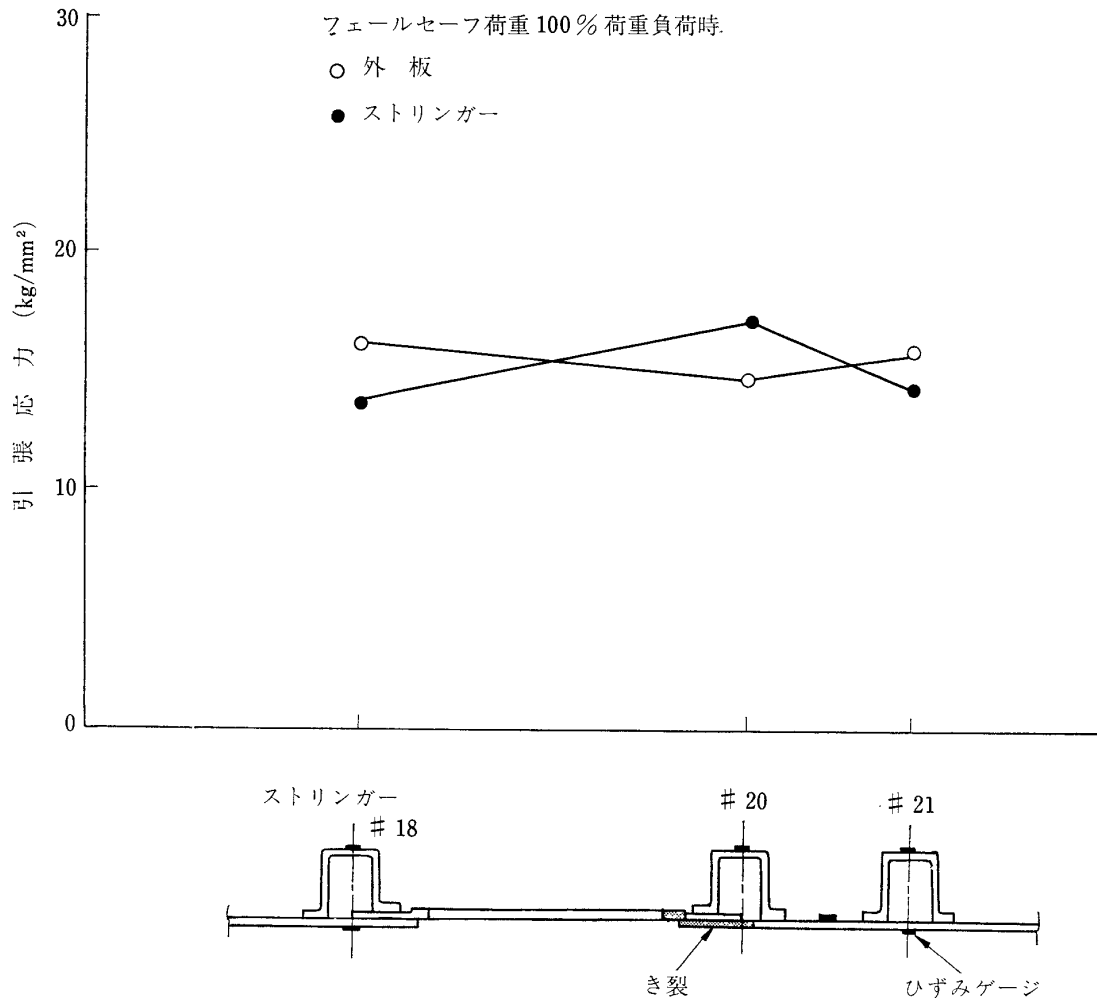


図 58 W.S. 950 付近の点検孔周辺の外板およびストリンガーの翼の長手方向の応力

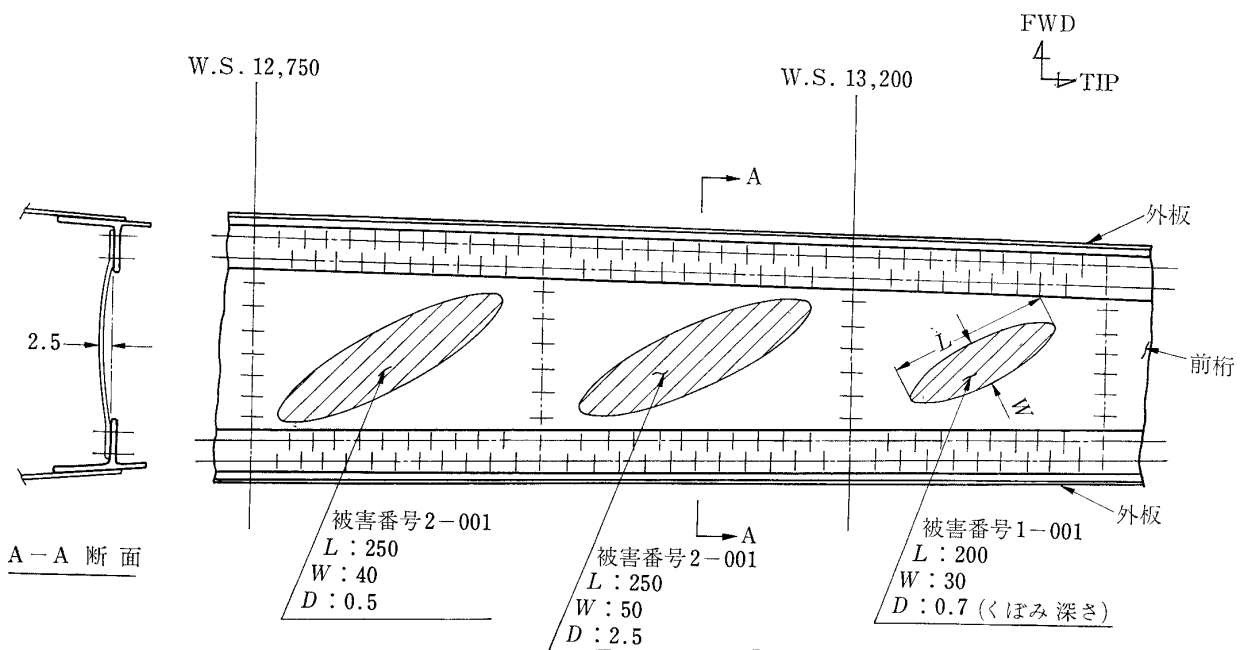


図 59 前桁ウェブの変形

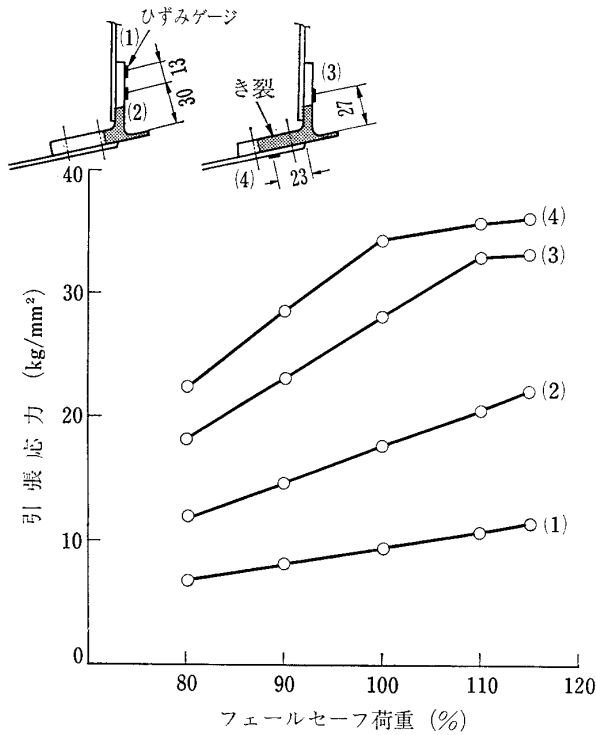


図 60 前桁下部スパーキャップの翼の長手方向の応力

(4) 第6回フェールセーフ荷重負荷試験

脚室内ダブル端部の被害は繰返し数 163,500 飛行時間相当において、改修した補強材を除去して疲れ試験を続行し、き裂の伝ば状況を調べた。この箇所の残

留強度およびフェールセーフ性を確認するために、繰返し数 170,000 飛行時間相当において、第6回のフェールセーフ荷重を負荷した。

フェールセーフ荷重負荷前のその他の主な被害としては後桁結合金具のき裂 (図 44 の被害番号 16-019 参照) およびストリンガー #20 の結合金具のき裂 (図 46 の被害番号 16-020 参照) があった。

脚室内ダブル端部付近のストリンガーのひずみの測定値から求めた応力を図 61 および図 62 に示す。

き裂の発生状況は図 61 および図 62 の断面図に示すが、W.S. 2,422 付近では図 61 に示すように、き裂が発生しているストリンガー #20 の隣りにあるストリンガー #21 の応力は他のストリンガーより大きく、115% 荷重の負荷時における応力は 18.0 kg/mm^2 であった。

また、W.S. 3,394 付近では図 62 に示すように、前桁下部スパーキャップの応力が最も大きく、115% 荷重の負荷時における応力は 21.4 kg/mm^2 であった。

(5) 第7回フェールセーフ荷重負荷試験

脚室内ダブル端部の外板およびストリンガーのき裂は繰返し数 175,000 飛行時間相当で、発見してから延べ 15,300 飛行時間相当を放置したことになり、目標の 15,000 飛行時間相当を経過したので、この時点でフェールセーフ荷重を負荷した。

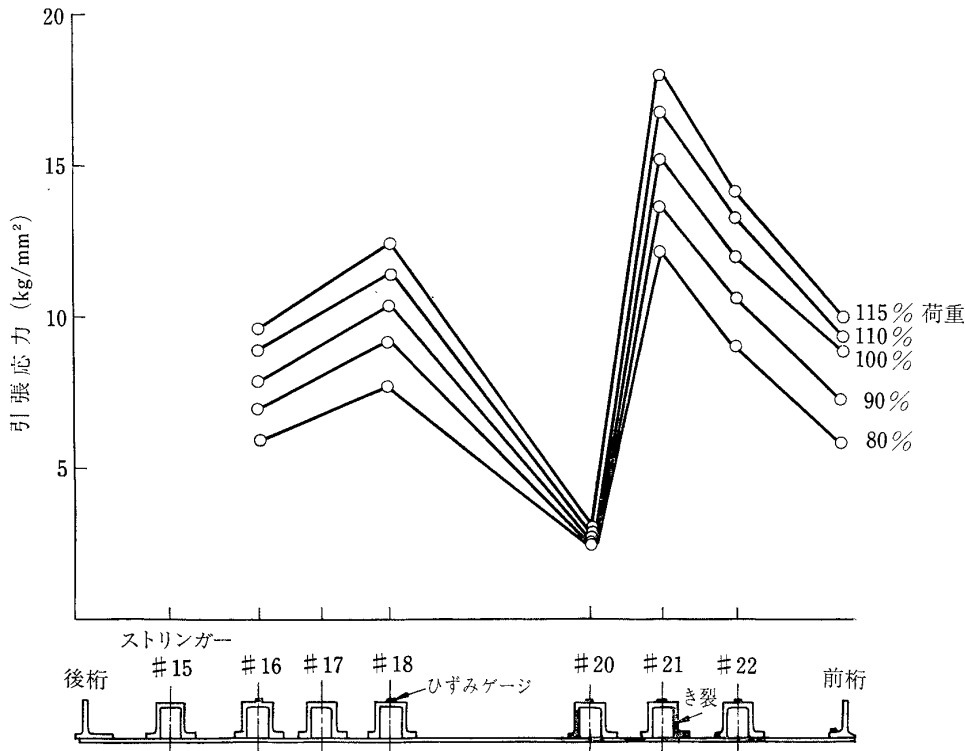


図 61 W.S. 2,422 のストリンガーの翼の長手方向の応力 (ヤング率 $7,380 \text{ kg/mm}^2$)

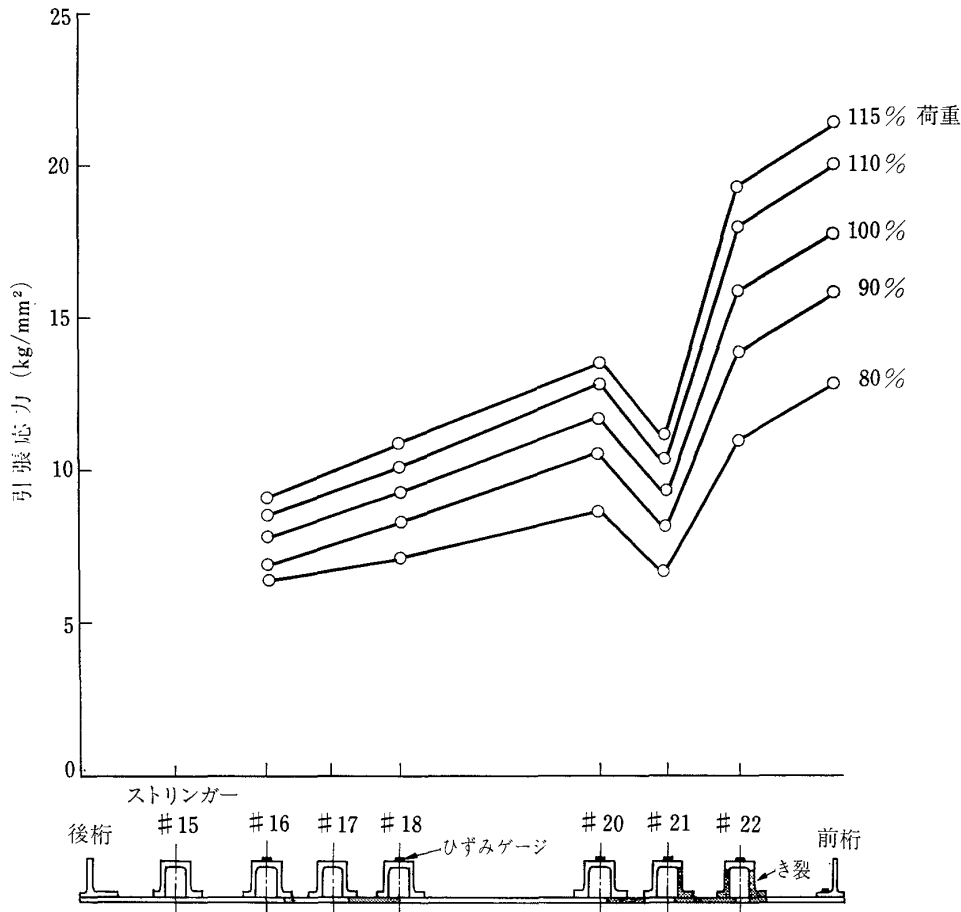


図 62 W.S. 3,394 のストリンガーの翼の長手方向の応力 (ヤング率 7,380 kg/mm²)

(6) 第8回フェールセーフ荷重負荷試験

Saw cut の C グループは繰返し数 178,500 飛行時間相当で 15,000 飛行時間相当の繰返し荷重を負荷したので、疲れ試験を終了した。

第8回のフェールセーフ荷重は疲れ試験終了後負荷したものである。今回のフェールセーフ荷重負荷試験は最終試験であるため、供試体が破損してもかまわないとの考えから、115% 荷重以上を負荷した。荷重は125% 荷重まで負荷し、試験を終了した。

第1回から第8回までのフェールセーフ荷重負荷試験

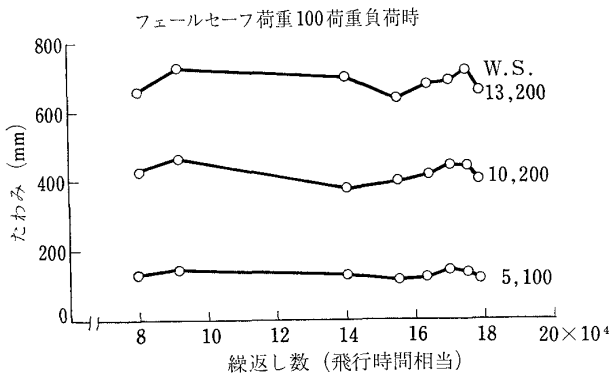


図 63 フェールセーフ荷重による左主翼のたわみ

における 100% 荷重負荷時の左主翼 W.S. 13,200, 10,200 および 5,100 の位置のたわみを図 63 に示す。

この図から明らかなように、各フェールセーフ荷重負荷時におけるたわみには大差がないことがわかった。

以上のフェールセーフ荷重負荷試験により、この機体は残留強度を十分に有していることが確認された。

5. 疲れ被害に対する対策

供試体に発生したき裂のうち、特に、供試体に対する被害が大きいと思われるものについては、き裂の伝ば状況を調べ、さらに、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を確認した後に、その箇所を改修して補強した。

この補強の目的は、補強しないで試験を続けた場合、このき裂の影響が他の部材に及ぼし、最悪の場合、供試体の被害が大きく試験が続行できなくなると思われるからである。

供試体の改修箇所は表 7 に示すように、セーフライフ試験中も含めて全部で 14 箇所を行なったが、大別すると、ストリンガー #19 の端末部、脚室内ダブラ

表 7 供試体の改修

改修順序	改修時繰返し数 (飛行時間相当)	改修位置	被害内容	被害番号	備考
1	52,600	中央翼	隔壁補強材のき裂	17-001	文献 1) で説明
2	79,700	W.S. 2,482 W.S. 3,334	脚室内ダブラー端部の外板およびストリンガーのき裂	12-001~004 14-001~00.5	" "
3	"	W.S. 400	ストリンガー #19 の外板との取付リボットの破断	16-001	" "
4	91,400	W.S. 1,550	点検孔周辺のダブラー, 外板, ストリンガーのき裂	15-001, 003, 005 007, 008	" "
5	111,400	W.S. 4,800	点検孔周辺のダブラー, 外板, ストリンガーのき裂	10-001, 002, 003 005, 006, 008	
6	140,000	W.S. 950 W.S. 1,550	点検孔周辺のダブラー, 外板, ストリンガーのき裂	15-009 16-004, 009	
7	"	W.S. 4,000	コレクタータンク周辺の外板のき裂	11-001, 002, 003 005	
8	"	中央翼	下面, 前後桁結合金具のき裂	17-003, 004 18-002, 003	桁結合金具を交換
9	155,000	W.S. 1,800	Saw cut A-2 のき裂	14-011	
10	156,000	中央翼 W.S. 4,000, 5,100	Saw cut A-1, A-3, A-4 のき裂	17-006 10-010, 11-006	
11	163,500	W.S. 0	ストリンガー #19 の結合金具のき裂	16-014	結合金具を交換
12	"	W.S. 4,000~7,200	前桁下部スパーキャップのき裂	8-003, 9-016, 017 9-019~023 10-011, 012 11-008~010	
13	"	W.S. 2,200	点検孔周辺の改修部材のき裂	14-013, 014	
14	"	中央翼	ストリンガー結合金具のき裂	17-008~010 18-007, 008	結合金具を交換

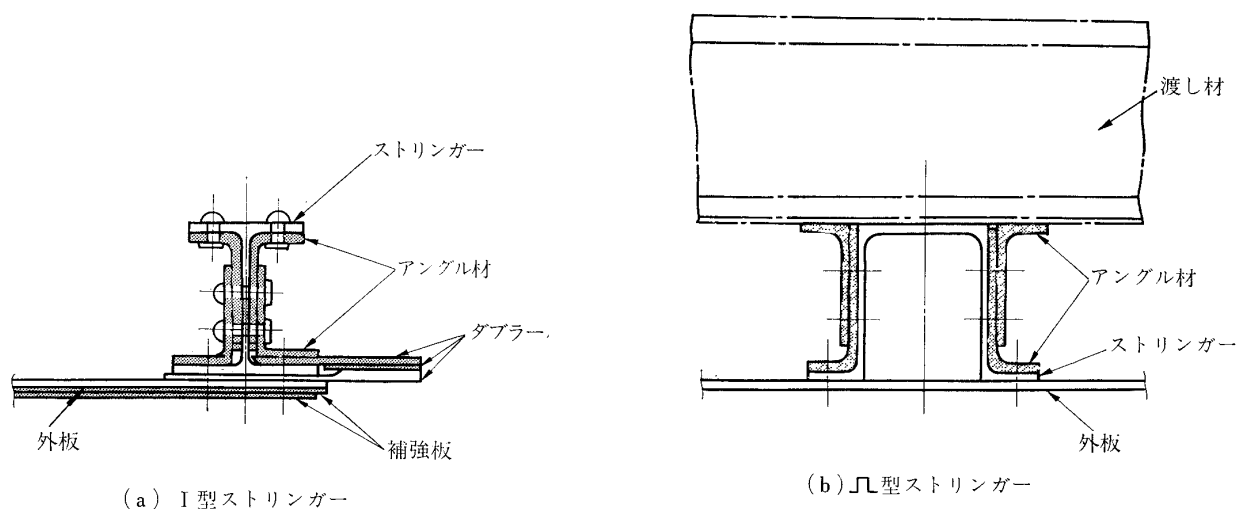


図 64 ストリンガーの補強方法

一端部、ナセル付近の点検孔周辺、前桁下部スパーキャップ、桁結合金具および saw cut 部であった。

改修方法は、ストリンガーについてはアングル材で側面または上面から補強し、外板については外板の1/2厚の板を2枚重ねて補強した(これらの補強方法の詳細は参考文献1)参照)。

ストリンガーの補強方法の一例を図64に示す。

前桁下部スパーキャップは、図65に示すように、側面には板で補強し、外板には点検孔周辺の場合と同様に、外板の1/2厚の板2枚を重ねて補強した。

点検孔周辺の外板の補強方法の一例を図66に示す。

以上の改修方法は本試験において発生した供試体の被害に用いたものであるが、実機に適用する場合には、さらに、検討されるものと思われる。

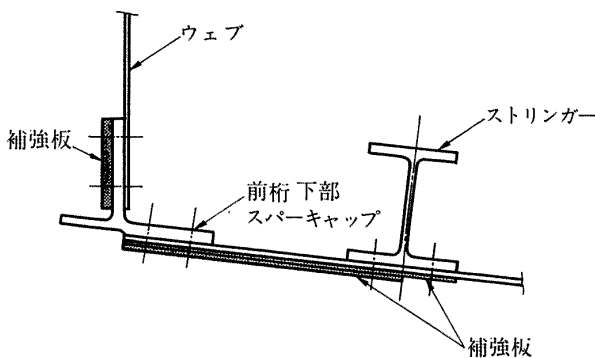


図65 前桁下部スパーキャップの補強方法



図66 点検孔周辺の外板の補強の一例

6. むすび

以上に、フェールセーフ試験の試験状況、試験による供試体の被害状況およびその対策について述べた。

フェールセーフ試験はセーフライフ試験(繰返し数91,400飛行時間相当)以後に、加速試験および saw cut 試験の2項目に分けて178,500飛行時間相当まで行ない、被害の発生箇所および当生したき裂の挙動を調べた。

加速試験において発生した被害は非常に少なく、左主翼に10件、中央翼に2件であった。

それらの被害は水・メタノールタンク給油口カバーのき裂、水・メタノールタンクおよびバグタンク結油口ダブラーのき裂、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、中央翼隔壁下部補強材のき裂、中央翼下面外板のき裂などであった。

点検孔周辺に発生した外板のき裂はその伝ば速度が最も早いものでも約30mm/10,000飛行時間相当であり、また、点検によって発見も容易な所であり、十分に安全であると思われる。

Saw cut 試験では下面ストリンガー、後桁下部スパーキャップ、後桁ウェブなどの主要部材の10箇所 saw cut を入れ、その saw cut から発生するき裂の伝ば状況や、その付近の被害発生状況を調べた。

Saw cut 部に発生したき裂の伝ば状況は15,000飛行時間相当以上の繰返し荷重を負荷して調べ、さらに、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べた。

Saw cut 試験中に発生した被害は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、前桁下部スパーキャップのき裂、ストリンガー結合金具のき裂、桁結合金具のき裂など左主翼に75件、中央翼に12件であった。これらのき裂についても、伝ば状況を調べ、さらに、フェールセーフ荷重を負荷して残留強度を調べた。

その結果、この機体のフェールセーフ性は十分であることが確認された。

さらに、本試験によって、この機体を運航していく上での主翼および中央翼に対する点検要領および疲れ被害が発生した場合の被害に対する改修要領などの整備方式を定めるために必要な資料を得ることができた。

最後に、この試験の実施にあたって、日本航究機製造(株)ならびに、川崎重工業(株)の担当者、機体第1部の竹内和之室長、川島矩郎室長、岩崎和夫、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) 野原利雄, 松岡陽一, 田村光司; 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——航技研資料 TM-222 (1972.5)
- 2) 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)
- 3) Metallic Materials and Elements for Flight Vehicle Structures, MIL-HDBK-5 (1962.8)

TM-246 正誤表

	誤	正
1 p. 右下から 3 行目	無親	無視

TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しよう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(I)	1972年7月	斎藤隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 中村公昭 川崎純男, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田晃, 新岡嵩 三谷徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験(続報)	1972年10月	近藤博, 長谷川聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定の時遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我 国男, 小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 侅
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下 洸, 西村博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-243	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(II)	1973年6月	檜崎哲二, 野溝国生 荻原巖千男, 吉原正一
TM-244	ジェットノズルの箱型模型実験	1973年6月	坂口 一, 近藤博 高森 晋, 岩下敬吾
TM-245	コンポジット固体ロケット推進薬のポアソン比測定	1973年8月	大竹邦彦, 遠藤修司 種村利春

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246号

昭和48年8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

