

UDC 620.178.3:  
629.735.018.4

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-167

## YS-11A-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——

竹内和之・川島矩郎  
熊倉郁夫・松岡陽一

1970年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 既 刊 資 料

TM-131 遷音速タービン翼列二次元試験(III)	1968年5月	近藤 博, 萩田 光弘 山崎 紀雄, 古川 昇
TM-132 行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-133 フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中 幸彦, 斎藤 浩一 古田 敏康, 川島 矩郎 三木本 茂夫, 小川 鉄一 越出 慎一, 朝田 洋 熊倉 郁夫, 大竹 邦彦
TM-134 AGARD 標準模型HB-1, HB-2の超音速風洞試験	1968年5月	斎藤 秀夫, 石原 久蔵 原 開根 英利, 野田 順一
TM-135 歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川 鉄一, 遠藤 修司
TM-136 "NAL-16・31" および "NAL-25・31" 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 瞳一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男
TM-137 ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138 片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	塙 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139 薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田宗四郎
TM-140 二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究(II)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141 超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一晋 八山 優, 高森 一晋
TM-142 二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究(III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 伸
TM-143 端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144 真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145 スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒 登美子 山本 浩通
TM-146 双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塙 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147 浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148 吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋 安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149 NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150 リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151 フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市川 輝雄
TM-152 ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檍崎 哲二, 中野 富雄
TM-153 FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 坂井 紀穂 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-154 FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 木村 友昭 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-155 極超音速風洞 M7ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一

# YS-11A-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——

竹内和之\*\*・川島矩郎\*\*  
熊倉郁夫\*\*・松岡陽一\*\*\*

## 概要

国産ターボ・プロップ中型輸送機 Y S-11A-300 型の胴体構造の疲労強度およびフェール・セーフ性を調査するために、実機胴体による疲労試験を行なった。試験には当研究所調布分室に設置されている「胴体内圧繰り返し荷重試験装置」を用い、供試体には、運用中に受ける荷重として、内圧荷重と外荷重とを組み合わせた荷重パターンによる繰り返し荷重を負荷した。この試験によって試験部分の胴体構造の、保証寿命にたいする耐久性が認められた。

## 1.はじめに

国産ターボ・プロップ中型輸送機 Y S-11A-300 型は従来の Y S-11-100 型の改造型の一種(貨客混載型)である。

新たに設計された機体の強度については耐空性基準の規定によって運用機にたいする保証を要求されるが、本試験はその規定に基づき、胴体の改造部分およびその周辺の構造を対象に、運用機の保証寿命である 3 万飛行時間にたいする疲労強度およびフェール・セーフ(fail-safe) 性を調査するための試験である。

試験は当研究所調布飛行場分室に設置されている胴体内圧繰り返し荷重試験装置を用い、供試体には内圧と外荷重とを組み合わせた荷重パターンを繰り返し負荷する。

疲労試験は昭和43年3月に開始し、約1年1か月を要して昭和44年4月に終了し、引き続き安全性確認のための過荷重試験と、人為的に saw-cut を施して繰り返し荷重を負荷する saw-cut 試験(すなわちフェール・セーフ試験)とを実施した。

本試験の結果、試験部分の胴体構造は、保証寿命である 3 万飛行時間相当の繰り返し荷重にたいして十分な安全性を有することが確認された。

この報告は疲労試験の経過および結果について整理したものである。

## 2.供試体

### 2.1 YS-11A-300 型の概要

YS-11A-300 型はいわゆる貨客混載型 (Cargo & Passenger type) で従来の標準型 Y S-11-100 の改造型の一種である。そのおもな仕様を表 1 に示す。主要な改造内容は

(1) 中部胴体の前半分は荷物を搭載できる構造にし、胴体の左玄側には上方に開く大型貨物室扉を設けた。  
(2) 乗降口は胴体後部左玄側に移し、(3) 乗降口のさらに後方に非常脱出口を設けた。(4) 最大離陸重量は 24,500 kg で、YS-11-100 型のそれよりも 1,000 kg 増大させた、などである。

中部胴体 (STA-10,260～STA+8,080)\* のうち STA-8,280～STA+6,120 の部分は外径 2,880 mm の一定円断面である。中部胴体の外板には機軸に沿った方向にほぼ等間隔に合計 66 本の Z 型断面ストリングがリベットで結合され、その内側に 360～560 mm の間隔で合計 41 個の Z 型断面フレームがあり、リベットによってストリングに結合され、またシヤ・タイを介して外板にも結合されている。構造の大部分はフェール・セーフ構造となっており、外板の材料は、板厚 0.81mm(0.032") 以上のアルミニウム合金板 2024-T3 クラッド材(疲れき裂の進展速度が、抗張力の大きい 7075-T6 材に比べて小さく、また耐食性がある)を使用

\* STA は胴体断面の位置を示す station number の略号で、機軸に沿って 89% MAC から前方は -、後方は + とし、数値の単位は mm である。

\* 昭和44年11月29日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* 日本航空機製造(株)

表1 Y S-11A-300 型 および Y S-11-100 型 の仕様の比較

	Y S-11A-300	Y S-11-100
標準仕様 <sup>注1)</sup>		
自重	46 席	60 席
運用自重	15,200 kg	14,610 kg
最大ペイロード(重量制限)	15,810 kg	15,100 kg
最大離陸重量	6,190 kg	5,600 kg
最大着陸重量	24,500 kg	23,500 kg
荷物室容積	24,000 kg	22,500 kg
	14.72 m <sup>3</sup>	9.48 m <sup>3</sup>
最大運用限界速度 <sup>注2)</sup>	245 kt EAS	245 kt EAS
制限運動荷重倍数 (ラップ上げ)	+迎角 -迎角	+2.5 -1.0
制限突風荷重倍数 <sup>注3)</sup>		
最大離陸重量	+迎角	+3.13
(同 ラップ上げ)	-迎角	-1.13
重量 15,350 kg	+迎角	+4.13
(同 ラップ上げ)	-迎角	-2.13
重心限界(最大離陸重量) <sup>注4)</sup>	22.4~36 % MAC	21.5~36 % MAC
キャビン常用運用圧力差 <sup>注5)</sup>	0.29 kg/cm <sup>2</sup>	0.29 kg/cm <sup>2</sup>
航続距離(最大ペイロード時)	1,350 km	1,100 km
最大航続距離/ペイロード	2,296 km/2,650 kg	2,296 km/3,360 kg

注1) 外形寸法はほぼ同じ

注2) E A S : 等価対気速度

注3) 高度 4,000 m

注4) M A C : 平均空力翼弦

注5) 高度 6,100 m, キャビン内高度 2,440 m

用し、ストリングとフレームにはおもに板厚 1.27mm (0.05") のアルミニウム合金板 7075-T6 を使用している。中部胴体内面はシール剤により気密が保持される。

## 2.2. 供試体

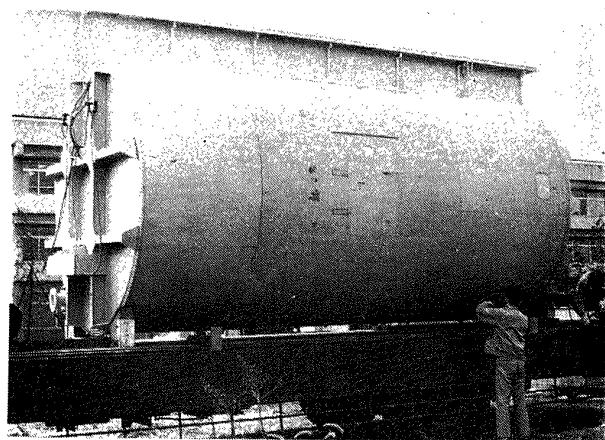
供試体は図1に示すように改造部分を対象とした部分胴体であり、疲労試験用に製作された実機胴体である。胴体の他の部分はすでに従来型での疲労試験の結果<sup>1)</sup>、その強度が確認されているので今回の試験の対象にはしない。また強度部材でない内装部品は除かれ、

試験を実施する為に必要な端板やバルブ類が取り付けである。供試体は中部胴体構造全体の約60%の部分を占める。なお供試体は水没させて試験を行うため表面に防錆用の塗料を吹き付けてある。

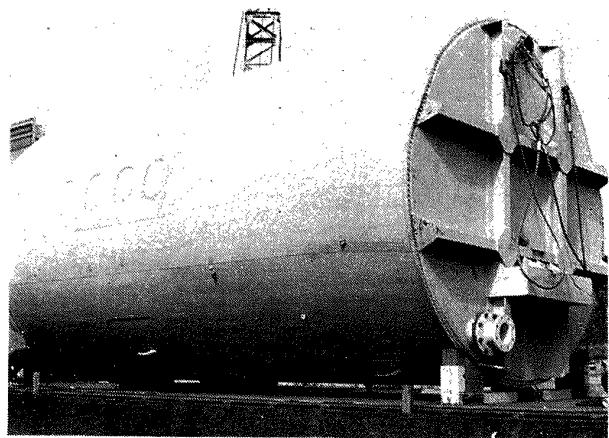
### (1) 中部胴体前部(大型貨物室側) 供試体

中部胴体前部左玄側には、STA-9180 と STA-6390 のフレーム、およびストリング #5 と #24\* とで囲まれる部分に幅約 2.5 m(98")、高さ約 1.8 m(72") の大型貨物口がある。扉は4個のヒンジによって胴体

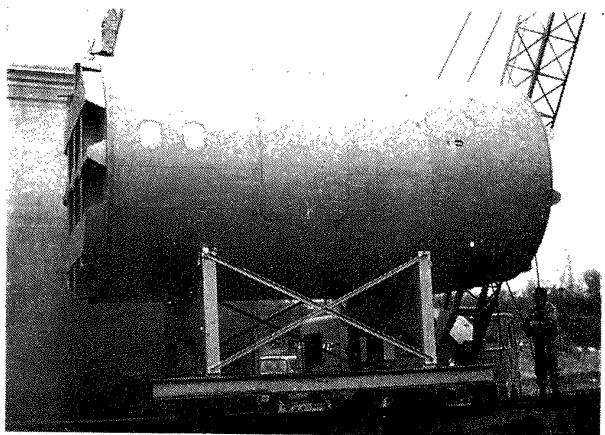
\* ストリングの番号を #印で表わしたが、その位置は図9の展開図に示した。



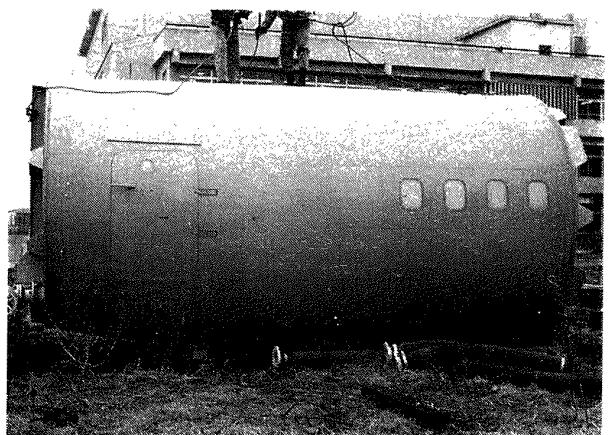
(a) 中部胴体前部 左玄



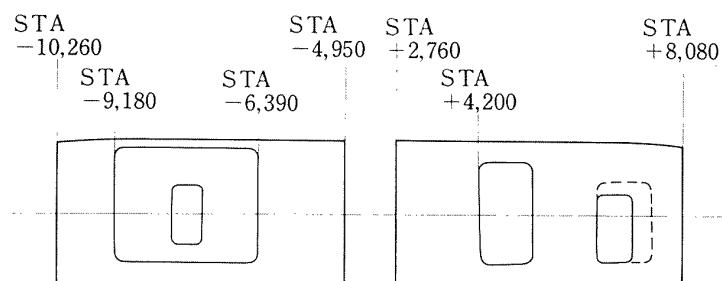
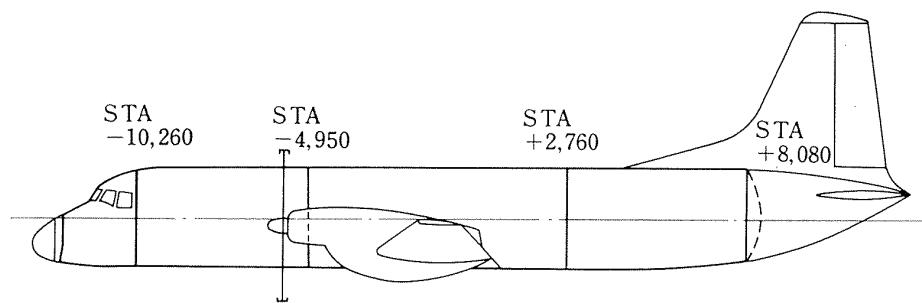
(b) 中部胴体前部 右玄



(c) 中部胴体後部 左玄



(d) 中部胴体後部 右玄



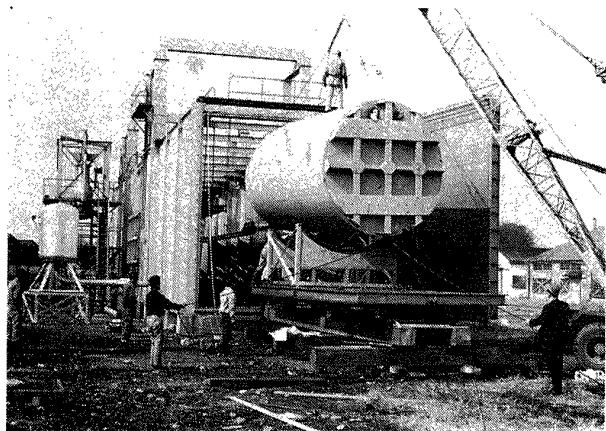
大型貨物室口

乗降口

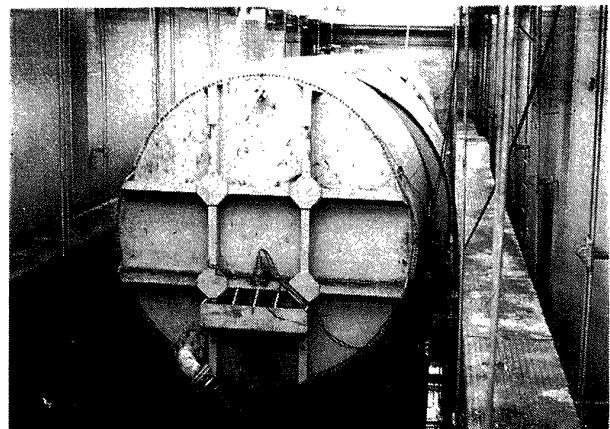
非常脱出口（左玄）  
後方荷物口（右玄）

(e)

図 1 供 試 体



(a) 供試体搬入



(b) 供試体据付け状態

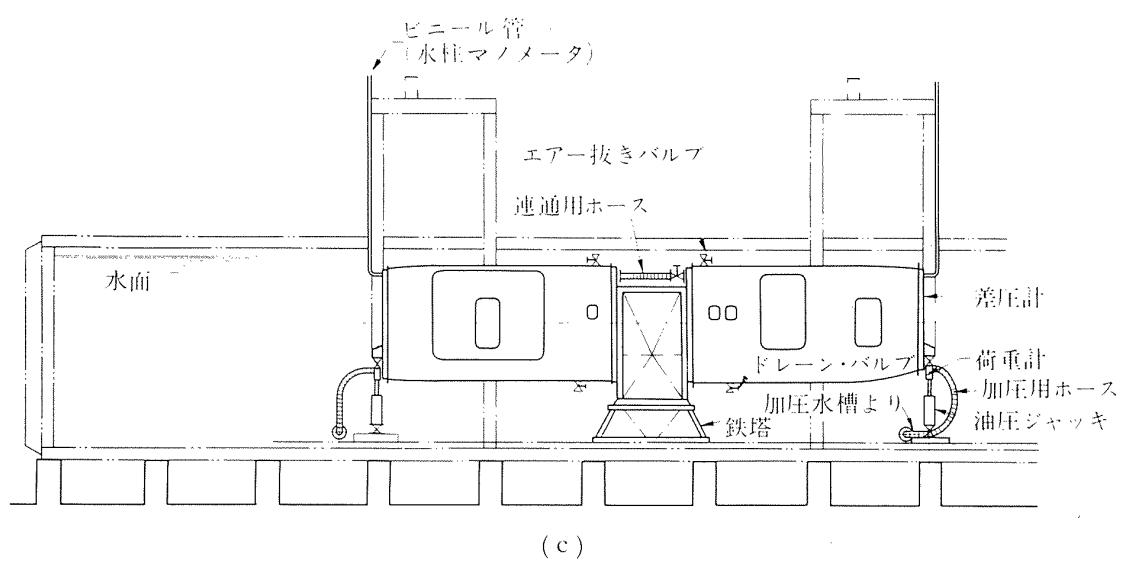


図2 試験装置概略図

上部で取り付けられており、4個のフックによって胴体にロックされる。貨物室の床構造は強化され、従来型の2倍程度の床強度（約3.6トン/m<sup>2</sup>（150lb/ft<sup>2</sup>））を有する。大型貨物口扉には小扉を設けてある。

### （2）中部胴体後部（乗降口側）供試体

左玄側にはSTA+4200とSTA+5300のフレーム、およびストリンガ#7と#22とで囲まれる部分に乗降口が設けられ、乗降口扉は上下1本ずつ、左右4本ずつ合計10本のデテント型ラッチ（形状は図11参照）でロックされる。STA+6280とSTA+7080のフレーム、およびストリンガ#13と#22とで囲まれる部分には後部非常脱出口があり、その扉は6本のラッチで胴体にロックされるが緊急時にはロックをはずして落下できる。

右玄側のSTA+6600とSTA+7580のフレーム、およびストリンガ#13と#22とで囲まれる部分には後部荷物口が設けられているがこれは従来のままである。

## 3. 疲労試験の概要

本試験に用いられた試験装置、荷重パターンおよび試験の実施要領はYS-11・0-2号機の実機疲労試験のそれ<sup>2)</sup>に準ずるものである。

### 3.1. 試験装置

当研究所調布飛行場分室に設置されている胴体内圧繰り返し荷重試験装置の詳細についてはすでに航技研報告<sup>3)</sup>にまとめられている。本試験に際しても制御方式をはじめ、機能的には同じであるが供試体の特徴に対応させて、機器の配置換え、増設、補強などの改造および改修作業を、本試験の実施に先立って行う必要があった。そのおもなものを列挙すると

- 1) 油圧ジャッキ取り付けのための水槽床面ビーム補強
- 2) 油圧配管系統の変更
- 3) 内圧系統のレリーフ・バルブ、ヒジ型バルブおよび同制御系統についての予備的な増設
- 4) 油圧ジャッキを水中動作させるため、防水型荷重計をはじめ機器の水に対する措置

供試体の取付け状況は図2に示すように、水槽床面の中央に供試体取付用の架台を固定し、供試体は端板とこの架台とをボルトによって片持ちの状態に結合して取付け、外荷重用油圧ジャッキは供試体端板と水槽床面補強ビームとの間にユニバーサル・ジョイントを介して取付けた。また内圧負荷用のゴムホースは端板

にある開口部に結合されており、さらに両供試体も同様にゴムホースで連結されている。これによって試験は供試体の一方だけについて行なうことも、両供試体を同時に行なうことも可能である。

荷重の負荷は、外荷重についてはサーボバルブをコントロールして油圧ジャッキによって、また内圧荷重は加圧水槽へ送られる圧縮空気の圧力を、サーボバルブでコントロールされた調整弁で変化させ、供試体に流入する水量によって水頭差を生じさせて負荷する。

試験を水中で、水を用いて行なう理由は、内圧負荷時に供試体が破壊した場合の危険を防ぐためであるが、空気を用いる場合に比べ繰り返しに要する時間を短縮できるという利点もある。

### 3.2. 試験荷重

本試験における繰り返し荷重はいわゆるflight-by-flight型の荷重パターンを用いている。これらの荷重値に関しては報告<sup>2)</sup>と同様の計算方法で決定されているが今回は特に前部胴体での「地上静止荷重」場合については着地の際のブレーキング荷重をとりGAGサイクル（ground-to-air-ground cycle）として負荷している。

#### （1）各荷重場合における機体の状態

##### a) 飛行時の状態

機体重量	22,400 kg
機体重心位置	25% MAC
巡航高度	4,570 m (15,000 ft)
飛行速度	370 km/h (200 kt) EAS

##### b) 地上静止荷重場合

機体重量	17,894 kg
機体重心位置	28% MAC

#### （2）荷重パターン

本機の胴体構造が1飛行で受ける荷重を、1g（g：重力の加速度）で巡航中のバランス荷重、±5.5m/s（±18 ft/s）の上下方向代表突風荷重、地上静止荷重、および大気圧と与圧客室との差圧を組み合わせて表現する。すなわち、

1. 内圧なし , 1g 巡航時の荷重
2. 最大常用運用内圧, "
3. " , +5.5 m/s 突風荷重
4. " , -5.5 m/s 突風荷重
5. " , 1g 巡航時の荷重
6. 内圧なし , "
7. " , 地上静止荷重（胴体前部はブレーキング荷重）

表2 標点での荷重

		1g 巡航	+5.5m/s突風	-5.5m/s突風	地上静止	フェール・セーフ
胴体前部	外荷重* STA-6390	3,206 kg	5,010 kg	111 kg	-1,739 kg	9,521 kg
	内圧荷重	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0 kg/cm <sup>2</sup>	0.34 kg/cm <sup>2</sup>
胴体後部	外荷重* STA+4200	-2,887 kg	-4,310 kg	-1,466 kg	-2,139 kg	-8,636 kg
	内圧荷重	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0.32 kg/cm <sup>2</sup>	0 kg/cm <sup>2</sup>	0.34 kg/cm <sup>2</sup>

\* 外荷重値はせん断力

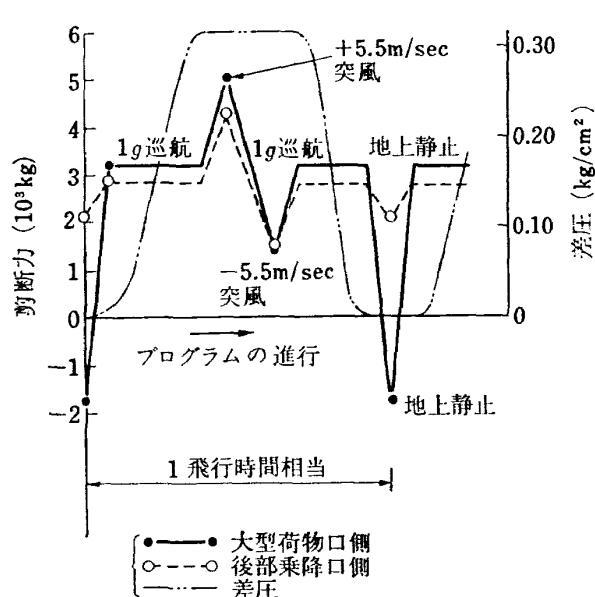


図3 YS-11A-300 部分胴体疲労試験荷重パターン

図3にこれらの荷重の組み合わせとその順序を示す。この荷重パターンを繰り返して供試体に負荷するが、本機の場合1飛行は平均的に1時間とみて保証寿命3万飛行時間の疲労試験を行なうには疲れ寿命の安全率を7.5として、この荷重パターンを合計225,000回繰り返す\*。

本試験のように比較的簡単な荷重負荷方法では、実際の飛行荷重と試験荷重とを供試体の全断面で一致させることができないので各荷重場合について構造上最もつらいと考えられる部分を標点にし、この断面でのせん断力が計算値に一致し、曲げモーメントが近似的に一致するようにジャッキ荷重を決めた。これらの標点は1g巡航時の荷重と上下代表突風荷重についてはSTA-6390(大型貨物口のコーナ部分)とSTA+4200(乗降口のコーナ部分)、また地上静止荷重についてはSTA-9180(大型貨物口のコーナ部分)およびSTA+4200である。

標点における荷重値を表2に、またせん断力線図と曲げモーメント線図を、本試験の負荷値と全機に対する計算値と比較して図4および図5に示す。負荷値の大部分は計算値に比べて大きく、試験結果の評価に関して安全側にある。

ジャッキ荷重には、供試体の自重、供試体の端板の重量、ジャッキ取付けジグの重量および供試体の浮力などの影響を除いた荷重を与えている。

外荷重と内圧との組み合わせはあらかじめプログラムして設定され、それぞれの目標値に達すると自動的に次ぎの組み合わせに切換える。

\* 保証寿命にたいする安全係数は、疲労強度のバラッキと構造の信頼性とを考慮して与えられる。本試験の場合は標本が1個で、安全係数を7.5とした<sup>4)</sup>。

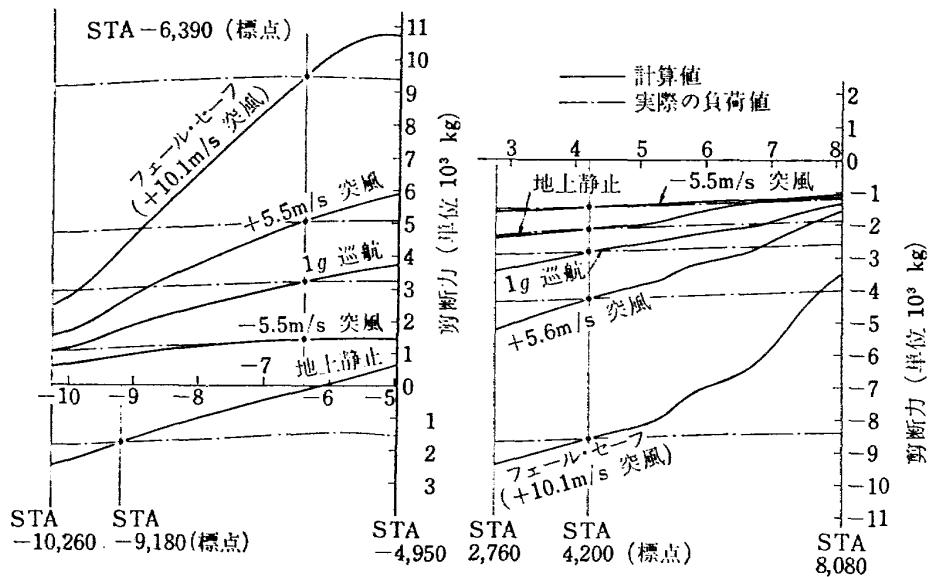


図 4 各荷重場合における剪断力線図

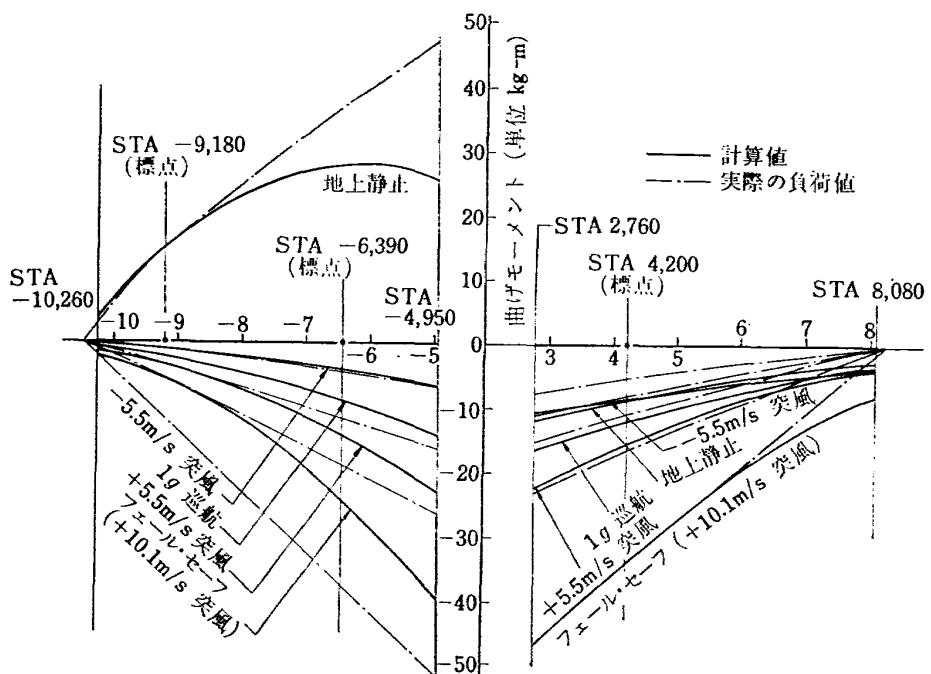


図 5 各荷重場合における曲げモーメント線図

表3 被 告 記 錄

被告記録No.	相当飛行時間	被害部品分類	胴体位置	発生状況	図No.	備考
1	8,700	リベット	-9,180	床横機と補強板との結合リベット、1本破断		
2~9	12,000~	"	+4,200~+7,080	乗降口、非常脱出口ダグラのハック・リベットのゆるみ		繰返し数10 <sup>3</sup> 回で改修
10	116,025	ラッチ・ボルト	+7,580	後方荷物室扉のラッチ・ボルト破断		被害 No. 11 まで放置
11	123,000	"	"	"		新品と交換
12	"	リベット	-8,665	主荷物口扉外板のリベット破断	13	放 置
13	127,500	ストリンガ	+6,600	右玄 Str # 27. 注) フレームとの結合リベット孔からき裂	"	
14	"	リベット	"	右玄 Str # 28. フレームとの結合リベット 破断	"	
15	"	シャ・タイ	"	右玄 Str # 26~29. の間にあるシャ・タイの変形(1.5~3mm)	"	
16	"	ストリンガ	+6,120	右玄 Str # 32. の変形		放 置; saw-cut
17	132,000	"	-8,665	右玄 Str # 30. フレームとの結合リベット孔からき裂	"	SC-1-2
18	"	"	"	右玄 Str # 26.	"	"
19	"	"	-8,080	右玄 Str # 23.	"	"
20	"	"	-8,665	左玄 Str # 28.	"	" ; SC-1-1
21	"	"	-7,350	左玄 Str # 33.	"	"
22	136,000	リベット	+7,580	後方荷物室扉外板のリベット1本 破断		"
23	140,000	外 板	+6,600	右玄 Str # 27. のリベット列で、外板にき裂	15	" ; SC-8-1
24	144,000	ラッチ取付板	+5,170	乗降扉ラッチ・ボルト押え金具の取付板にき裂	14	" ;
25	152,000	ストリンガ	-8,665	右玄 Str # 23. フレームとの結合リベット孔からき裂	"	"
26	156,000	"	"	右玄 Str # 24.	"	" ; SC-1-1
27	160,000	"	"	左玄 Str # 29.	"	"
28	164,100	"	"	左玄 Str # 30.	"	"

29	"	"	-9,180	右玄 Str # 3.	"	" ;	" ;	
31	180,000	"	"	右玄 Str # 5.	"	" ;	" ;	
32	184,000	補強板	-7,758~-6,780	左玄 Str # 31.	の補強板の変形	"	"	
33	"	"	-9,540~-8,665	左玄 Str # 23.	の補強板の変形、軽減孔の変形	"	"	
34	188,000	ストリンガ	+7,080	左玄 Str # 27.	フレームとの結合リベットよりき裂	"	"	
36	196,000	クリップ	+4,200	右玄 Str # 23.	とフレームを結合するクリップの破断	"	"	
37	"	リベット	+5,300	乗降扉外板のリベット1本破断	"	"	"	
38	"	ブレケット	+7,580	後方荷物扉後方上部ブレケットおよびボルトの破断	"	"	"	
39	"	リベット	-8,665~-8,080	主荷物室扉外板のリベット破断	"	"	"	
40	"	ヨーク	-7,090	荷物口ヨーク破断				
41	200,000	クリップ	-6,390	主荷物室口縫床機のクリップにき裂				
42	204,000	フレーム	+4,715	左玄 Str # 1.	に付くフレームにき裂	19	放位置	
43	"	ストリンガ	+6,120	右玄 Str # 32.	クリップとの結合リベット孔よりき裂	18	放位置: SC-9	
44	216,000	"	-8,080	左玄 Str # 30.	フレームの結合リベット孔よりき裂	"	"	
45	"	板	+6,350	非常脱出口にき裂				
46	220,000	ストリンガ	-8,665	左玄 Str # 32.	フレームとの結合リベット孔よりき裂	20	"	
47	225,000	"	+6,120	右玄 Str # 21.	"	"	"	

注) No.30, 35 は欠番

Str: ストリンガ

#### 4. 疲労試験の経過および結果

##### 4.1. 疲労試験の経過

疲労試験の進行状況を図6に示す。供試体の点検は4,000飛行時間相当の繰り返し荷重を終了するごとにない、疲労被害が発生したときはフェール・セーフ荷重を負荷して構造の安全性を調べた。点検項目の主なものをあげると

(1) 供試体の内圧低下速度。供試体に内圧のみを規定値まで負荷し加圧装置との連絡を断って、圧力値が半減するまでの時間を計測する。

(2) 構造の被害状況。主水槽の排水後、被害状況を調査する。扉のラッチ・ボルト、フック、ヨーク等のおもな金具を取りはずし染色探傷を行なう。被害の進展状況を記録する。

(3) 窓ガラスの点検。客室窓ガラスを取りはずして損傷の有無を調べ、また saw-cut を入れてその後の状況を記録する。

(4) フェール・セーフ性\*。損傷部分は原則として放置したまま試験を続行し、またフェール・セーフ荷重を負荷してフェール・セーフ性を確認してから試験続行に必要な場合は新品と交換する。

なおフェール・セーフ荷重と機体状態はつぎの通りである。

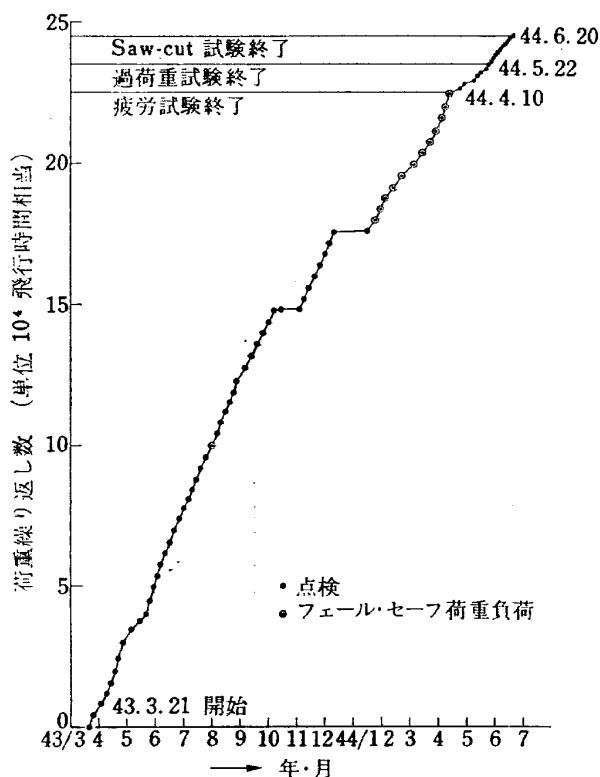


図 6 疲労試験進行状況

##### a) 荷重 (表2参照)

上向き突風 = +10.1 m/s (+33 ft/s) EAS

内 壓 = 0.34 kg/cm<sup>2</sup>

##### b) 機体状態

機体重量 18,800 kg

機体重心位置 15% MAC

飛行高度 3,960 m (13,000 ft)

飛行速度 454 km/h (245 kt) EAS

##### 4.2. 疲労試験の結果

供試体の内圧半減時間を図7に、被害発生状況を図8に示す。点検によって発見された被害を発見順序に従って表3に、被害発生位置を図9に、また疲れき裂の進展状況を図10に示した。これらをまとめると、

(1) 11万飛行時間相当の繰り返し数まで疲れき裂は検出されなかった。

(2) 疲れき裂の検出数\*\*は27であった。その内訳は、ストリング(1), フレーム(1), 脊椎外板(1), ラッチボルト(2), クリップ(2), 屋のラッチプラケット(1), 屋ヨーク(1), ラッチ取付けビーム(1), および屋枠材(1)で、ストリングに生じたき裂が、検出数の2/3を占めた。なおストリングのき裂はその大部分が開口部の床下側で生じたものである。

(3) 大型貨物室扉、枠材およびそのヒンジやフックなどの主要金具に損傷はなかった。

(4) 乗降口扉のラッチ取付部のビームや、非常脱出口枠材にき裂が生じたが安全性は確認された。

以下におもな被害状況の概略を記す。

(a) 後方荷物口扉のラッチボルトの破断(図11参照)

ラッチボルトは扉が受ける内圧荷重を支える部材で構造的に曲げとせん断力とが作用する。被害 No. 10 (表3参照、以下同じ) の状況は以前の例<sup>5</sup>と同様に曲げモーメント最大の位置であったが、破断部およびラッチボルト全体の顕微鏡検査を行なった結果、このラッチボルトのみ、その表面に一様に無数の微小き裂が生じており、その状態から、このラッチボルトの製作工程の研磨の段階で焼割れを生じたものと判定された。他の運用機では検出されなかったが研磨工程での指示事項は一部変更された。

\* 構造の一部が破壊してもある時間内での負荷にたいして全体的には安全性が保たれる機能。

\*\* ここでいう「き裂」には、リベットの変形や頭部破断、その他の部材の変形などを整理上入れていらない。

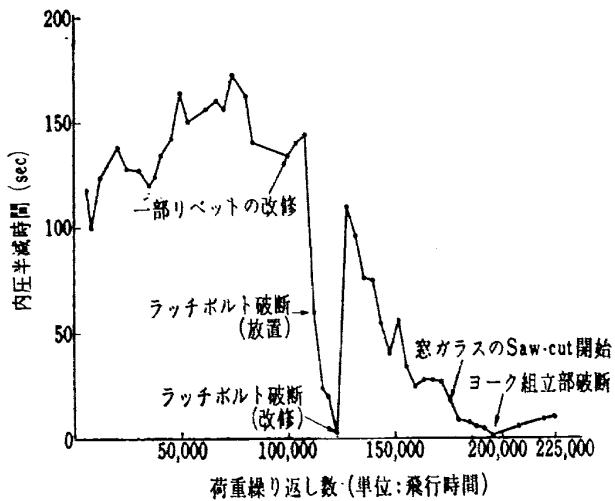


図 7 内圧半減時間

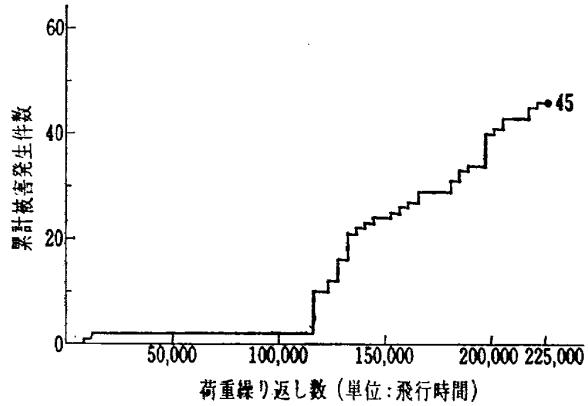


図 8 累計被害発生件数

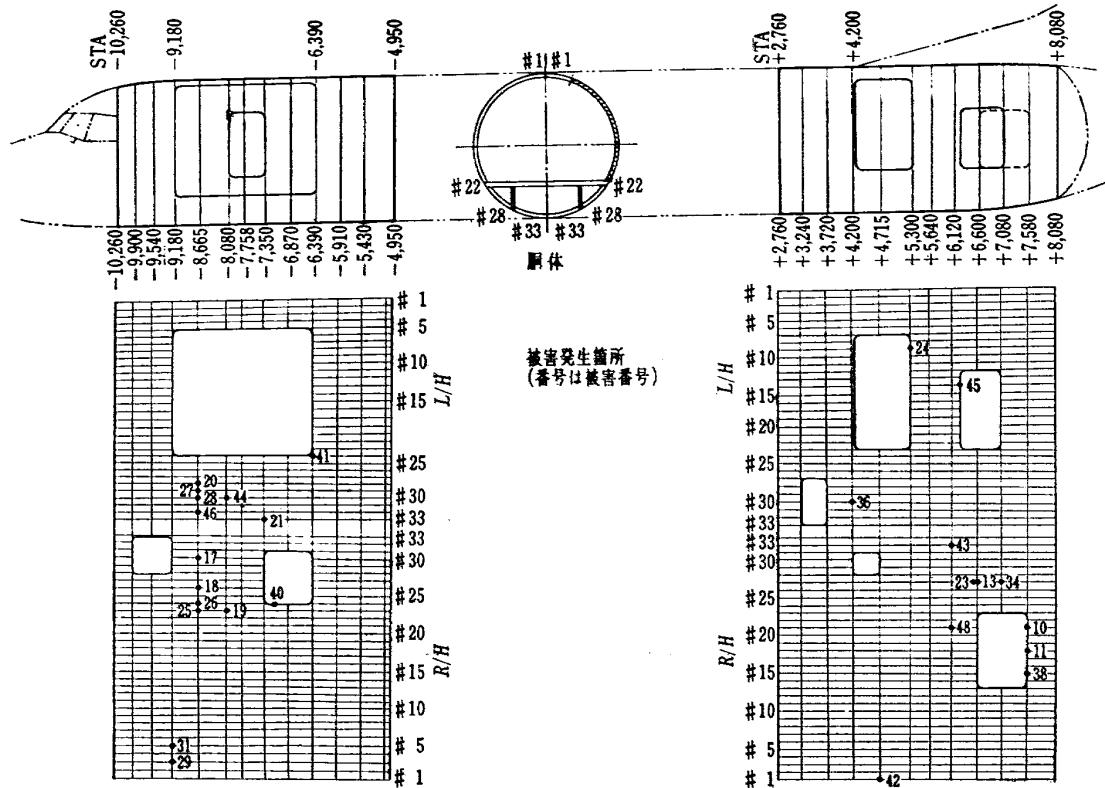
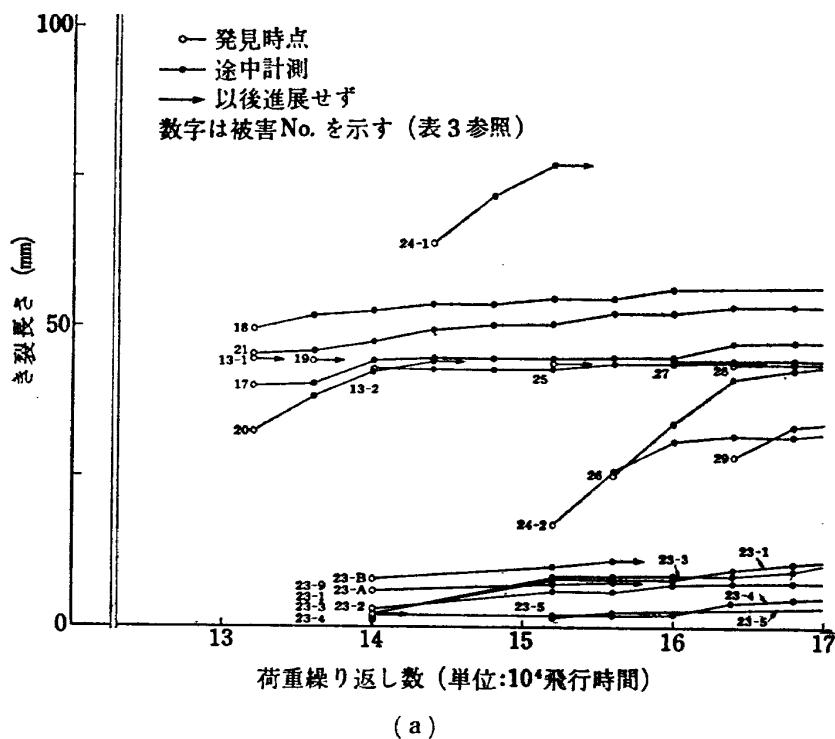
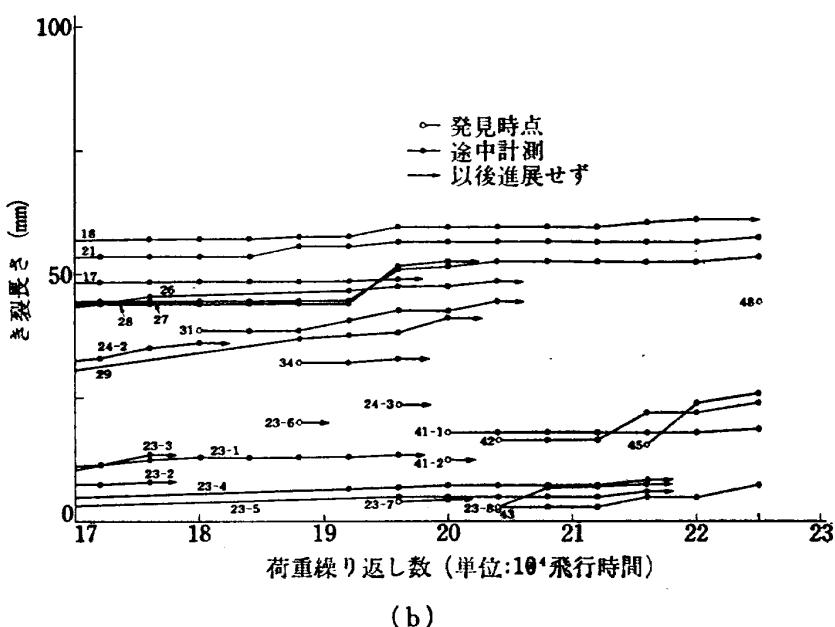


図 9 被害発生箇所



(a)



(b)

図 10 き裂進展状況

被害 No. 11 (ラッチボルト) および No. 38 (ブラケット, 図12参照) は No. 10 を放置して試験を続行したために過大な応力を生じたためである。被害 No. 11が生じた時点で新品と交換したラッチボルトは以後試験完了まで全く損傷が見られなかった。

#### (b) ストリンガに生じたき裂

ストリンガのき裂は大部分がフレームとの結合リベット位置から生じており、胴体の開口部の床下側に集中している(図9参照)。その発生状況は大部分が図13に示すようなものである。構造的に比較的点検が困難なこともあるが検出時には断面の曲がり部までき裂が達しているものが多かった。これらのき裂は主として内圧によってフレーム間の外板およびストリンガがたわみ、その中間支点であるフレームとの結合リベット孔で応力集中が生じたために発生したと考えられ、その後においては隣接ストリンガにもき裂が生じた例が多い。これらの破損部は最高12回のフェール・セーフ荷重にたいしてもき裂の進展は小さく安全性が認められた。

#### (c) 胴体外板のき裂

被害 No. 23 は STA+6600 の右玄ストリンガ #27 のリベット列に生じた外板のき裂であるがこれは被害 No. 13 (ストリンガ) の影響によると考えられる。しかしき裂の進展速度は平均  $3.24 \times 10^{-4}$  (mm/飛行時間) と小さく、また運用機においても点検が容易であるので十分にフェール・セーフであることが認められた(図14参照)。

#### (d) 前部床下荷物室口のヨーク組立部の破断

被害 No. 40 は図15に示すように二組のヨーク組立のうち一方のフック受けヨーク金具が破断したものである。調査の結果破断したヨークの調整(ネジ部での位置調整)に不具合があり金具が受けもつ荷重がアンバランス状態となっていたことがわかったが、この状態で放置して試験を続行し、4,000 飛行時間相当の繰り返し荷重負荷の後に新品と交換するまで他方のヨークには損傷が認められず点検が容易であることとともにそのフェール・セーフ性が証明された。なお調整に関してはその後新たな指示事項が加えられた。

#### (e) 乗降口扉最上部ラッチ・ボルト押え金具取付ビームに生じたき裂 (被害 No. 24)

このき裂はラッチボルトの扉側ブラケットの取付けボルト部分で発生し図16のように進行した。このき裂は疲労試験終了まで放置してこの間に 81,000 飛行時間相当の繰り返し荷重と12回のフェール・セーフ荷重が負荷されたが、き裂の平均の進展速度は  $2.0 \times 10^{-3}$

(mm/飛行時間) であり、他部材には影響が及ばずフェール・セーフ性が確かめられた。

#### (f) フレームのき裂 (被害 No. 42)

き裂は図17に示すようにフレームの接ぎ目の補強板のすぐ外側にあるストリンガとの結合リベット孔より発生した、フレームに発生したき裂はこれのみである。試験終了まで放置して、この間5回のフェール・セーフ荷重が負荷されたがき裂の進展速度は  $4.4 \times 10^{-4}$  (mm/飛行時間) と小さく、その後過負荷試験およびsaw-cut 試験では全く進展しなかった。

#### (g) 後方非常脱出口の前方枠材のき裂(被害 No. 45)

これは繰り返し数約12,000飛行時間相当から生じていたハック・リベットのゆるみ部で発生したもので図18に示す。き裂の発生時の繰り返し数は216,000飛行時間相当であり、2回のフェールセーフ荷重が負荷されき裂の進展速度は  $1.6 \times 10^{-3}$  (mm/飛行時間) であった。その後の進展速度は小となり過荷重試験で  $4.4 \times 10^{-4}$  (mm/飛行時間) であり、点検が容易であることなどからフェール・セーフ性は十分であると考えられる。

#### (h) 客室窓ガラスの saw-cut 試験

この試験は窓ガラスの疲労強度およびフェール・セーフ性を調べる目的で行なわれた。繰り返し数が176,000 飛行時間相当までは窓枠から取りはずして窓ガラスを点検し微細なき裂の検出と、その進行が全くないかまたは無視しうるほどに小さいことを確認したので、つぎに窓ガラスの取付け孔から saw-cut を入れ、試験回数に従って saw-cut を増加しその挙動を調べた。実施個数は6個である。その saw-cut 状況を図19に示す。試験の結果 saw-cut からはき裂発生がほとんど見られず、また12回のフェール・セーフ荷重に耐え、フェール・セーフ性は確認された。

以上のはかに、リベットのゆるみ(図20参照)や破断、クリップの破断(図21参照)やき裂の発生、ストリンガ、シャ・タイ、補強材の変形がいくつか見られたがいずれも他の隣接部材には被害を誘発していない。

### 4.3. 考 察

#### (1) 内圧半減時間と被害発生件数

被害発生に伴って内圧半減時間が低下してくるのはいわば当然とも考えられるが、検出された被害の多く(扉ラッチボルトやヨークは除く)は必ずしも内圧低下に直接影響するものではなく、むしろ気密を保持するためのシール剤やパッキンの劣化に関係づけられ、そのはく離やき裂の増加によって低下を来たしたと考

えられるので、内圧半減時間の測定により重要な被害の発生を知ることができるほかに、他の被害発生の可能性を示す構造の劣化の様子が知られる。なお図7に示したように試験の初期には内圧半減時間がやや増加する傾向が見られるが、これは各種の扉のパッキンとストライカとの密着性が、パッキンの“なじみ”によって増したためと思われる。しかしこの傾向も外板の接合部、ストリンガ、シャタイその他のリベット列に施してあるシール剤が劣化していく時期（水中で試験を行なったためもあって空気による試験例よりきわめて早い）から低下の方向に転じている。

### (2) リベットのゆるみ（図20参照）

被害としてはさほど重要ではないが、主として胴体後部扉口の内板でリベットのゆるみが見られた。すなわち乗降口、非常脱出口および後方荷物口の各コーナー部からラッチ・ブラケット取付部にかけての内板のリベットは摩耗や変形で締結力が低下し、枠材と内板との間にわずかに隙間が生じた部分もある。しかしこれらはいずれもリベットの破断には至らず、またある程度までゆるみの生じたリベット数が増加した後は新たな増加は見られなかった。これらの開口部のコーナー部は負荷による荷重集中が大きいが、その発生状況からリベットのゆるみは外荷重による扉口の変形の影響よりも、扉への内圧荷重がラッチボルトによって集中荷重として扉口枠材に伝えられるため、枠材の局部的変形がその要因となっていると思われる。大型貨物口ではこの種のリベットのゆるみは生じなかつたが、これは乗降口のように扉の側面でラッチボルトによって胴体へ扉をロックする機構を探っていないために扉口枠材の変形がなめらかであるためであろう。大型貨物室扉外板ではフックからの集中荷重が伝わる補強材に沿ってリベットの破断や破損が生じた。

### (3) ストリンガの被害

ストリンガのき裂の発生は大別して大型貨物口の床下側および後方荷物口の床下側とで顕著であった。これらの部分は荷重の伝達に関しては開口部に近くつらいが、荷重集中の大きい開口部のコーナーからはやや離れた位置にあるといえる。設計上コーナ部分は高い荷重集中に対処するために補強枠材、ダブルなどで補強し剛性が高くなっているので、負荷に際してはこれらの補強部分に近い補強されていない部分での変形や応力がむしろ大きくなる場合が考えられるが、被害はちょうどこのような位置で発生しているように思われる。特に胴体前部の場合には外荷重にたいして最もつらいフックに連なるフレームに沿ったストリンガにき裂の

発生が多い。

## 5. 過荷重試験

疲労試験終了後、引き続き安全性確認のための資料を得る目的で過荷重試験を行なった。この試験は疲労試験荷重より大きい荷重を繰り返し負荷して疲労試験荷重では発生しない、または潜在的な、疲労強度の劣る部分を見出して参考資料とし、さらに後に実施する saw-cut 試験の標定箇所を求めることも目標としている。

### 5.1. 試験荷重

過荷重値を疲労試験荷重と比較すると、

- (1) 外荷重値は疲労試験荷重のうち 1g 巡航時の荷重値にたいする他の荷重振幅を 20% 増加した値。
- (2) 内圧荷重値は飛行高度約 7,620 m (25,000 ft) で胴体内高度 2,440 m (8,000 ft) に相当する値、すなわち

$$\begin{aligned} P &= (\text{大気圧} - \text{胴体内与圧}) + \text{suction の補正} \\ &= 0.382 \text{kg/cm}^2 (5.43 \text{psi}) + 0.025 \text{kg/cm}^2 (0.35 \text{psi}) \\ &= 0.407 \text{kg/cm}^2 (5.78 \text{psi}) \end{aligned}$$

これは疲労試験荷重の 1.28 倍である。

荷重の組み合わせは疲労試験と同様で、総繰り返し数は 10,000 飛行時間相当とし、1,000 飛行時間相当の繰り返し終了ごとに点検を行なった。

### 5.2. 試験結果および考察

過荷重試験によって新たに生じた被害を表4に示す。被害 No. 49（図22参照）のヨークは被害 No. 40 のヨークと対になって床下荷物室扉の内圧荷重を支える金具であるが、後者は破断後放置され繰り返し荷重を 4,000 飛行時間相当負荷された履歴があつて、過荷重試験でその影響が現われたものと考えられる。

被害 No. 53 の結合金具は供荷体支持のために端板と供荷体のストリンガとを結合していて運用機には関係がないが、破断後もストリンガ側には全く損傷が生じなかつた。

被害 No. 54（大型貨物口補強材の破断、図23参照）は類似型機の試験状況や、本供試体で荷重を負荷して変形の状態を観察した結果、扉口付近の変形の特徴からこの補強材は主として曲げによってき裂を生じたと考えられるが被害は他の部材には及ばなかつた。

以上の他の被害は疲労試験で生じた被害とおおむね同様の状況であり、その進展速度もきわめて小さかつた。

表4 過荷重試験被害記録

被記録番号	過荷重負荷時間 相当飛行時間	分類	胴体位置	発生状況	図No.	備考
48	3,000	外板	S T A +6,600 ヨーク クリップ ストリンガ " " " "	右玄 # 29. ストリンガとの結合リベットで外板にき裂 胴体前部荷物室扉ヨークの破断		放置
49	"	外板	-6,650			新品と交換
50	4,500	ヨーク クリップ ストリンガ " " " "	-9,180 -8,080	大型貨物室口前方下コーナーの横棟結合部のクリップにき裂 左玄 # 29. ストリンガフレームとの結合リベット孔からき裂		放置
51	"	外板	+6,120	右玄 # 24. ストリンガ 供試体と端板との取付金具, 右玄 # 1, 左玄 # 1, 4, 5, 6, 7	"	"
52	6,000	結合金具 補強材 外板	-4,950 -9,180 -7,758	大型貨物室口の前方上コーナー部分補強材の破断 フレームとの結合リベット列で外板にき裂	"	"
53	"	外板				
54	"	外板				
55	8,500	外板				

表5 saw cut 試験実施部位

saw-cut番号	胴体位置	saw cut 状況	図No.	備考(対象被害 No.)
1-1	S T A -8, 665	# 28. および # 29. ストリンガ (左玄) 間の外板にフレーム方向の saw cut	S C-1-1	(20, 27)
1-2	"	# 30. ストリンガ (右玄) の外板にストリンガ方向の saw cut	-1-2 (28)	
2	-9,100 付近	大型貨物室口の前方上コーナー部の外板およびユーミング・ストリングの切断	-2	
3	-6,870	大型貨物室扉の最後方ヒンジ取付部の外板およびヒンジ金具の切断	-3	
4	-8,700	大型貨物室扉の最前方フックの除去		繰り返し荷重 2,000 回まで
5	+5,300 付近	乗降口の後方下コーナー部の外板およびユーミング・ストリンガの切断	-5	
6	+6,280 付近	後方非常脱出口の前方下コーナー部より乗降口へ向って外板および枠材に saw cut	-6	
7	+5,300	乗降口の後側ユーミング・フレームに saw cut	-7	
8-1	+6,600	# 27. ストリンガ (右玄) の外板にストリンガ方向の saw cut	-8-1 (23)	
8-2	+6,120	# 32. ストリンガ (左玄) の外板にフレーム方向の saw cut	-8-2 (43)	
9	+4,715	# 1. ストリンガの位置でフレームおよび外板に saw cut	-9 (42)	

## 6. Saw-Cut 試験

saw-cut 試験は、き裂の進展または発生を想定し、人為的に cut によってこれらの状態を表わして構造の残留強度を調べるフェール・セーフ試験である。

試験の対象とした部分は、疲労試験で発生した被害のうち代表的な 5 か所と、疲労試験と過荷重試験では被害が検出されなかったが構造強度設計上比較的大きい荷重分担が予想される開口部のコーナ部分や、隣接した開口部との干渉の影響が大きいと予想される部分の部材などを 6 か所、合計 11 か所である。表 5 に saw-cut 部分を列挙し、図 SC-1-1～図 SC-9 にその状況を示した。図中丸で囲んだ数字は saw-cut のステップを表わす。

本試験での saw-cut は、各ステップでの saw-cut 長さの大部分は薄くした band-saw によって行ない、その先端部ではナイフ状の saw によって可能なだけ先端の切欠半径を小さくした（切欠半径約 0.05 mm）。

### 6.1. 試験荷重

試験荷重および荷重パターンは疲労試験荷重のそれらと同一であり、1,000 飛行時間相当の繰り返し荷重負荷ごとにフェール・セーフ荷重を負荷し、点検を行なったが、総繰り返し数は 10,000 飛行時間相当であり、この間、aerodynamic effect を考慮して、4.1. に記したフェール・セーフ荷重を 1.15 倍したフェール・セーフ荷重を合計 10 回負荷している。

### 6.2. saw-cut の状況およびその挙動

Item 1-1 (図 SC-1-1)：対象部分は疲労試験によって胴体前部床下左玄側で最初に発生したストリンガのき裂であり、その後このストリンガに隣接したストリンガに順次き裂を生じている状況により、#28 ストリンガ部の外板にフレームに沿う方向へ saw-cut を入れた。saw-cut の最終ステップ④を終了した後でステップ③から 1.5 mm のき裂が発生したがその後き裂は進展しなかった。

Item 1-2 (図 SC-1-2)：この部分は Item 1-1 と同様の状況にあるストリンガを対象にし、saw-cut の方向はストリンガに沿っており Item 1-1 との相異を調べる目的である。saw-cut のステップ②で 2.0 mm、③で 2.5 mm のき裂を生じたがその後進展していない。

Item 2 (図 SC-2)：大型貨物口の前方上コーナ部は外荷重に対して荷重分担が大きいことからコーナ部のコーミング・ストリンガおよび外板に saw-cut を

施した。ステップ③から発生したき裂の進展速度は  $1.2 \times 10^{-3}$  (mm/飛行時間)、⑥では  $2.5 \times 10^{-3}$  (mm/飛行時間) と小さい。

Item 3 (図 SC-3)：大型貨物室扉の最後部ヒンジは下向きの外荷重に対して最も大きな引張り側の荷重を受けることから、扉側のヒンジ金具にき裂が生じた想定で saw-cut を施したが全ステップでき裂の発生は見られなかった。

Item 4 (図 SC-4)：大型貨物室扉の最前方フックは Item 3 と同様に最も大きな荷重を受けることから、このフックが破断したという想定でフックを取り除き 2,000 飛行時間相当の荷重を負荷したが他のフックやヒンジ等の部材には何ら損傷は検出されなかった。

Item 5 (図 SC-5)：乗降口後方上コーナ部分は Item 2 とほぼ同様の理由に被害 No. 24 を加味したもので外板およびコーミング・ストリンガにき裂が生じた場合の影響を調べた。この saw-cut から生じたき裂はその発生時期が早くまた進展速度も他の Item と比較すると大きいものに属し、ステップ①ですでにき裂を生じ、最大のき裂進展速度はステップ②で  $1.15 \times 10^{-2}$  (mm/飛行時間) であった。しかしこのあとステップ⑥まで saw-cut を増大させたがき裂の進展速度は増加せずフェール・セーフ性は認められる。

Item 6 (図 SC-6)：これは後方非常脱出口前方下コーナ側から乗口の後下コーナ部へ向ってほぼ床面に沿う saw-cut を入れたもので、これら 2 つの近接した開口部の干渉を考慮して非常脱出口の枠材および胴体外板に最終的には全長約 700 mm におよぶステップ⑦まで、その挙動を調べたが、き裂の発生は全く認められなかった。

Item 7 (図 SC-7)：乗降口後コーミング・フレームと #12 ストリンガとの交点でコーミング・フレームに saw-cut を入れてある。Item 6 と同様に両開口部の干渉を予想したもので、脱出口の上方コーミング・ストリンガが #12 ストリンガである。ステップ③で発生したき裂の進展速度は他の Item のそれよりも大きいが最大で  $1.5 \times 10^{-2}$  (mm/飛行時間) でありフェール・セーフ性が認められる。

Item 8-1 (図 SC-8-1)：これは胴体後部右玄 #27 ストリンガにき裂発生後胴体外板のリベット列からき裂が発生した部分での saw-cut で、順次既存のき裂をつないでいったが、き裂の進展速度は  $3.0 \times 10^{-3}$  (mm/飛行時間) 以下で小さかった。

Item 8-2 (図 SC-8-2)：この部分は胴体前部の Item 1-1, 1-2 同様に Item 8-1 との比較の目的で

saw-cut をフレームに沿う方向に入れたものである。しかしき裂の発生はなかった。

Item 9 (図 S C-9) : 疲労試験中フレームに生じた唯一のき裂がこの対象である。既存のき裂を saw-cut で延長しその後胴体外板に、ストリンガ方向へ saw-cut を入れた。フレームではき裂の進展はなかったが外板では saw-cut の両端でき裂が発生した。しかしその進展速度は  $1.7 \times 10^{-3}$  (mm/飛行時間) と小さくフェール・セーフ性は認められた。

### 6.3. 試験結果および考察

saw-cut 試験の Item 3, 4, 6 および 8-2 は試験終了まで新たなき裂の発生は見られなかった。その他の Item ではき裂の発生と進展が見られたが、それらのいずれもきわめて小さく、試験部分の安全性が大であることが再び確認された。saw-cut 部以外には新たな疲労被害は発生しなかったが、これは過荷重試験の荷重値にたいして saw-cut 試験では疲労試験荷重にもどしてあるためであろう。

また X 線による探傷で外観上検出不可能な部分の調査を行なったが新たな重要な被害は検出されなかった。

### 7. む す び

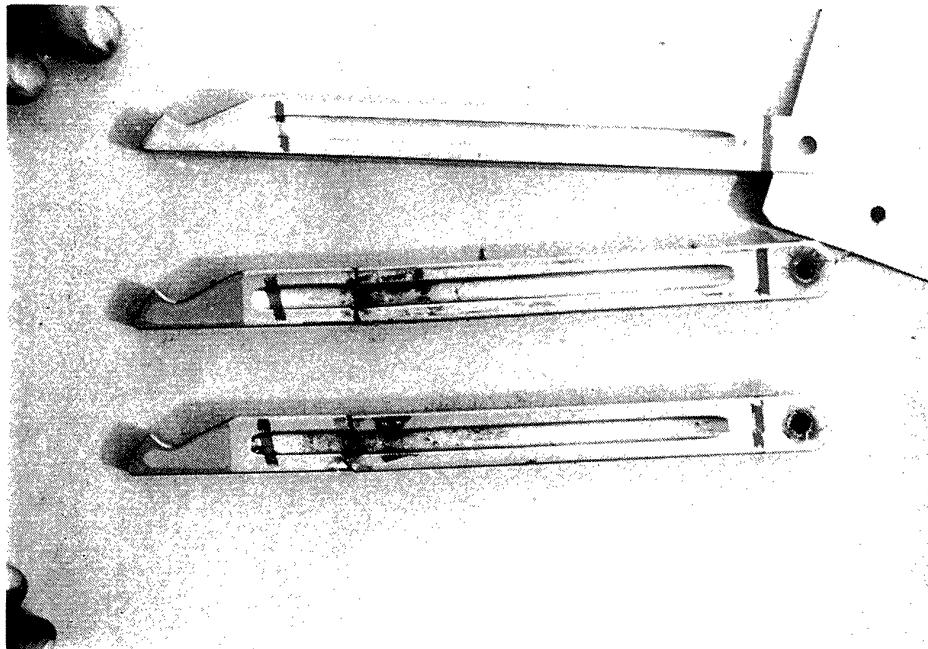
以上の結果により、本機の改造部分およびその付近の構造でいくつか疲労被害が生じたが、リベットのゆ

るみを除けばいずれも 11 万飛行時間相当の繰り返し荷重が負荷された後の被害であり、またき裂の進展状況は、フェール・セーフ荷重負荷後も特に異常な進展が見られず大部分のき裂の進展が停止しているなど、試験部分の疲労強度と安全性が確認された。

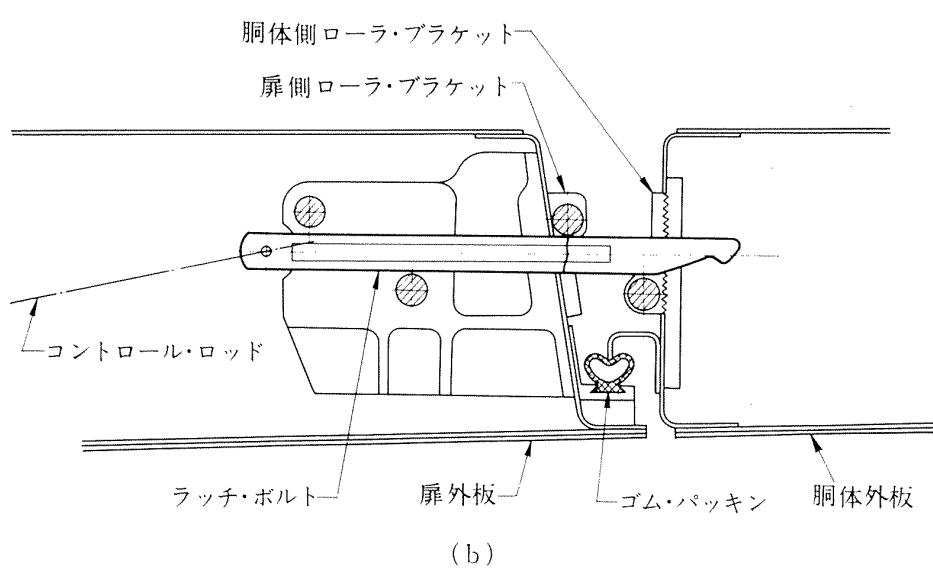
なおこの試験は日本航空機製造(株)の依頼によって行なわれたもので、試験の実施は、三菱重工業(株)名古屋航空機製作所の関係者各位、および当所機体第一部の森谷弘明、森久保修司、小林正利および大野誠一の諸氏の協力によって進められた。

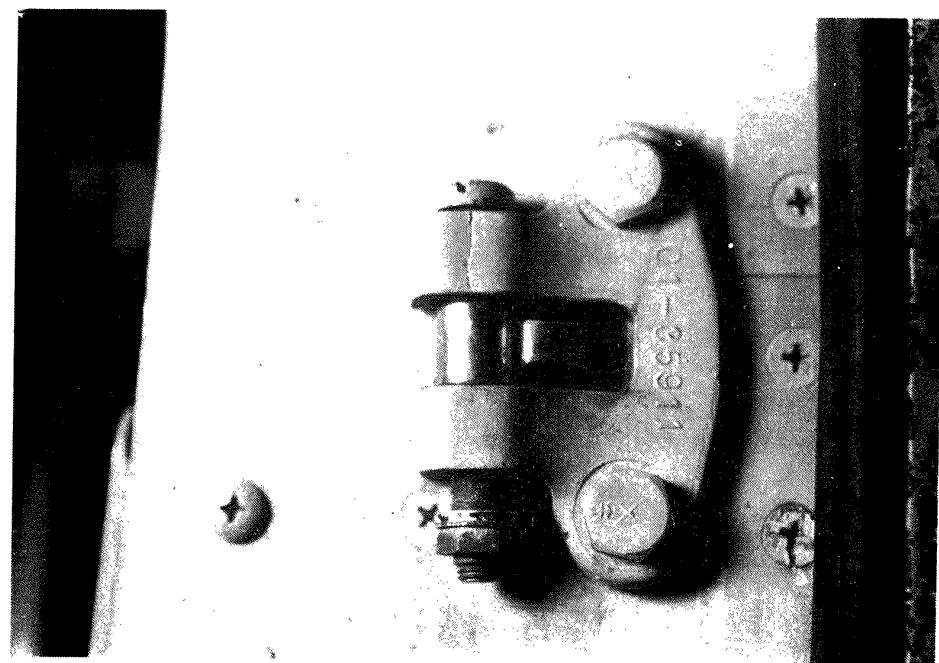
### 文 献

- 1) 竹内和之、川島矩郎、塩原竹治；国産中型輸送機 YS-11 脇体疲労試験 (II)，航技研資料 TM-66 (1965-11)
- 2) 同上 (I) 航技研資料 TM-40 (1964-9)
- 3) 竹内和之、川島矩郎、野原利雄；脇体内圧繰り返し荷重試験装置について、航技研報告、TR-40 (1963)
- 4) 上山忠夫；航空機構造の疲れ寿命の安全率、日本航空学会誌 vol. 9 No. 88 (1961) p. 141—
- 5) 竹内和之、野原利雄、松岡陽一；国産中型輸送機 YS-11 部分脇体疲労試験、航技研資料 TM-67 (1965-11)

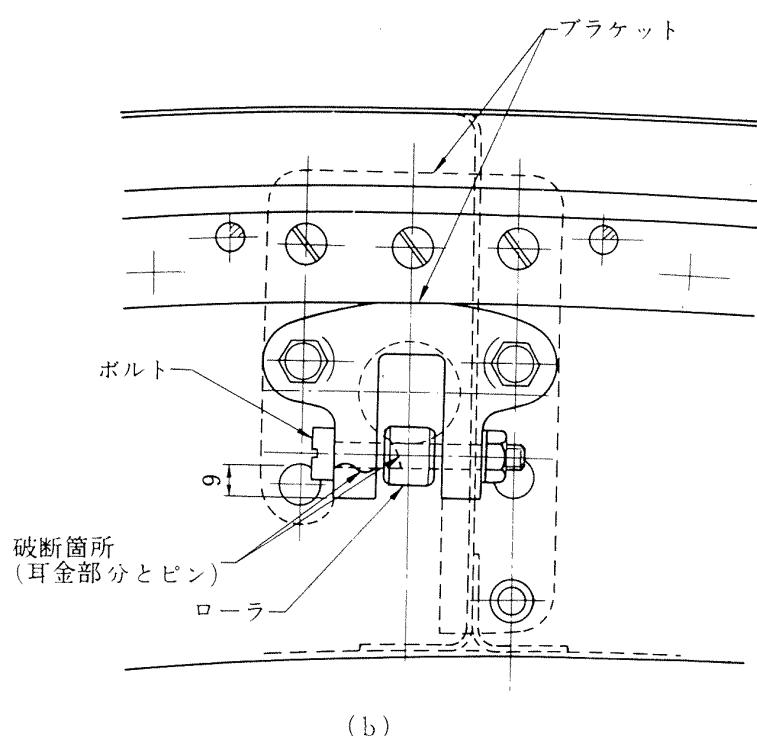


(a) 上 正常のラッチボルト  
中・下 破断したラッチボルト



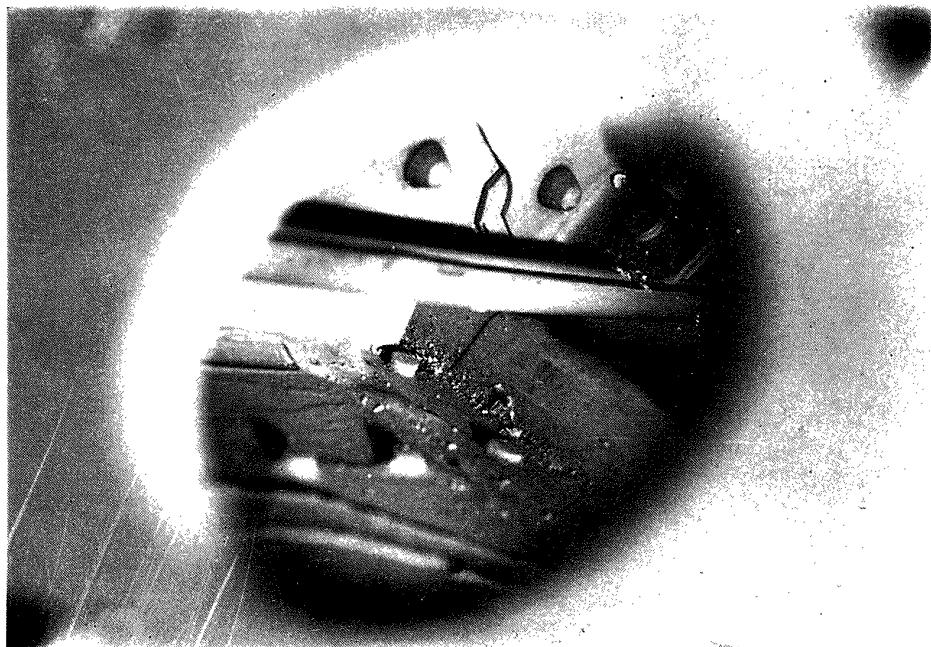


(a) 破断状況



(b)

図 12 後方荷物口扉ラッチブラケットの破断



(a) STA-8080, 右玄 #23 ストリンガのき裂  
(床面の軽減孔から見た状態)

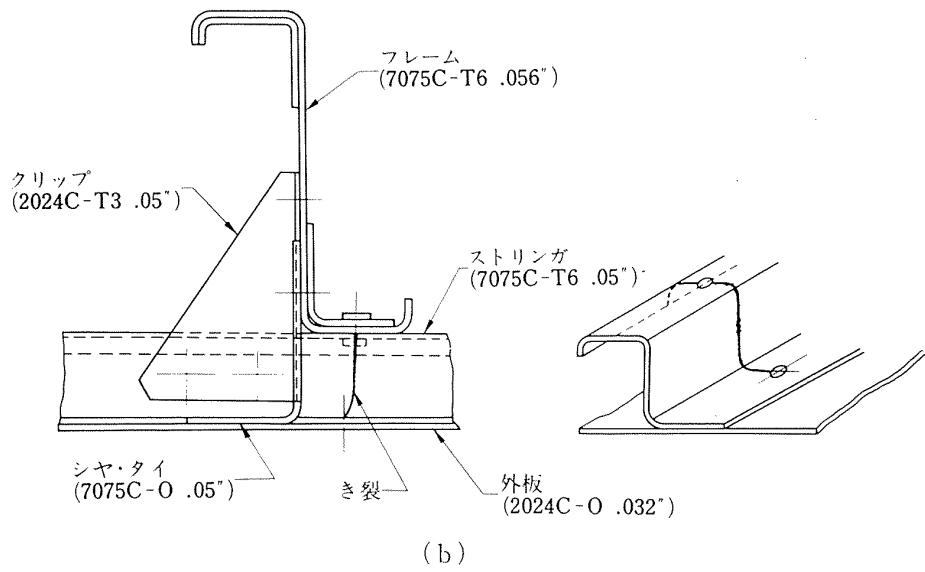
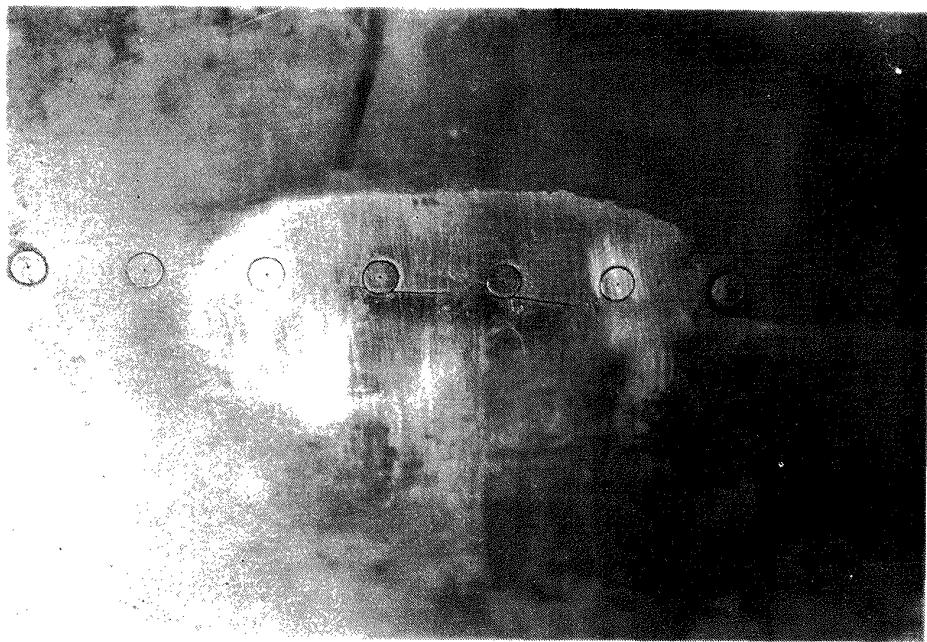
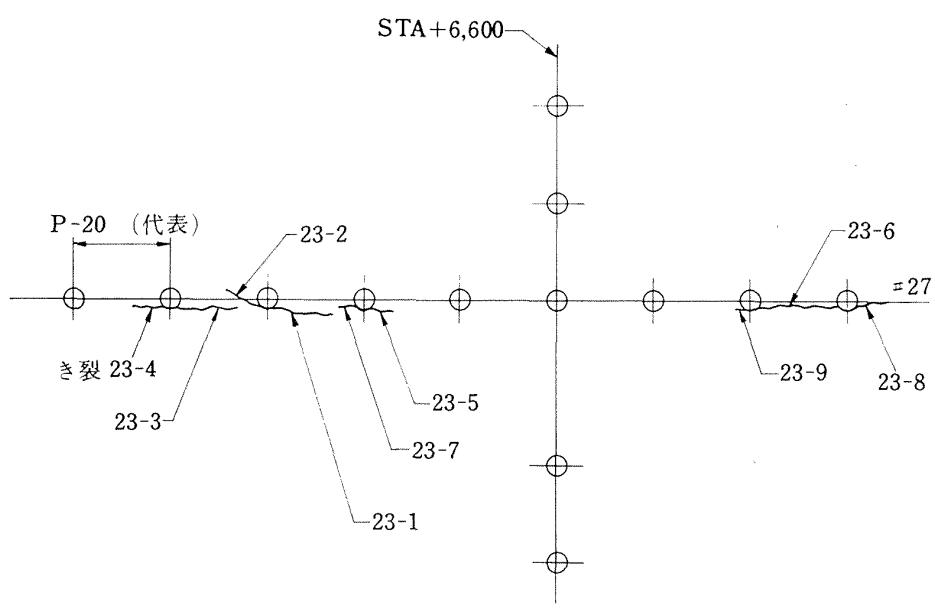


図 13 ストリンガのき裂の代表例

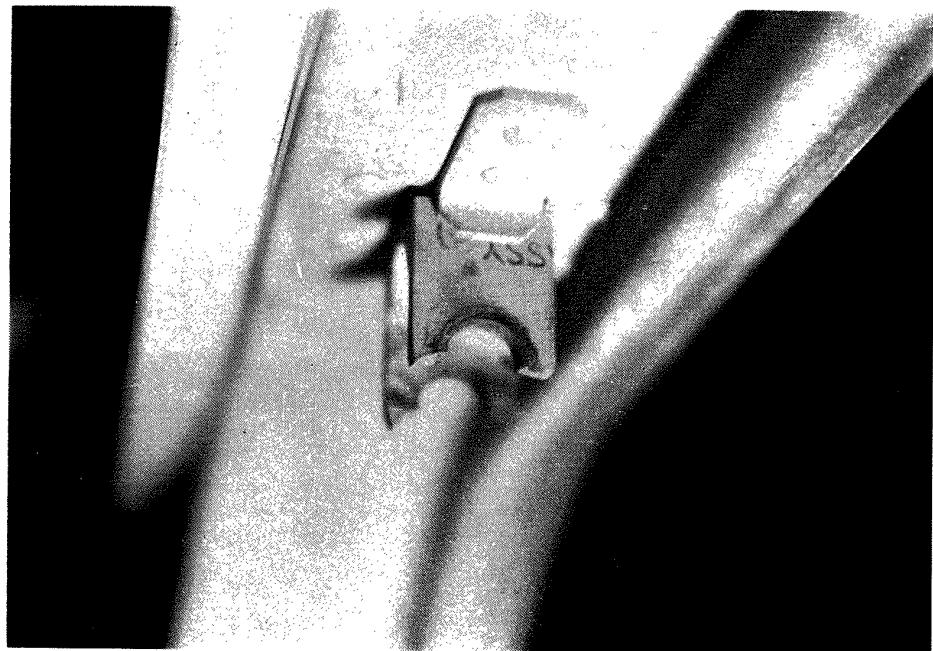


(a) き裂の状況

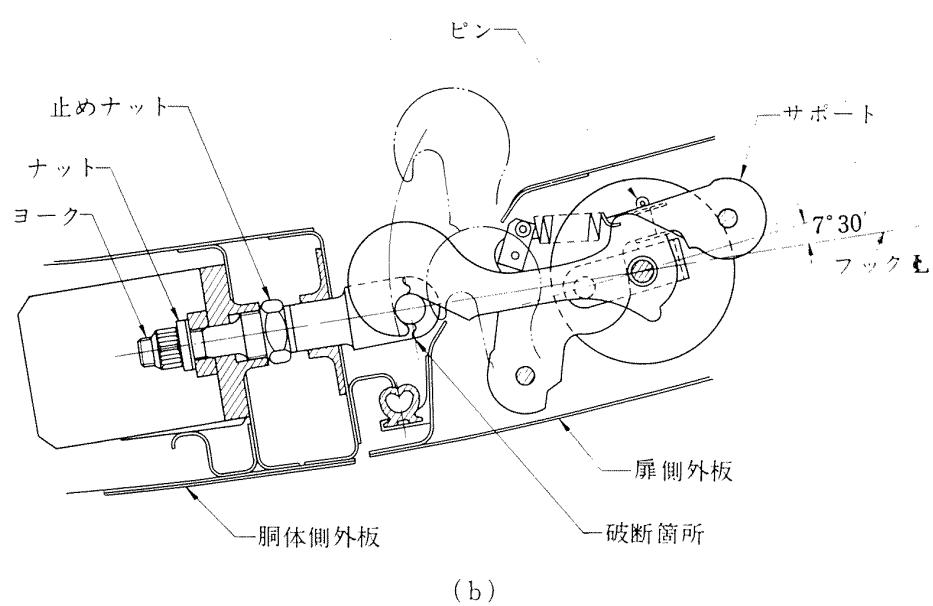


(b)

図 14 中部胴体 後部外板のき裂

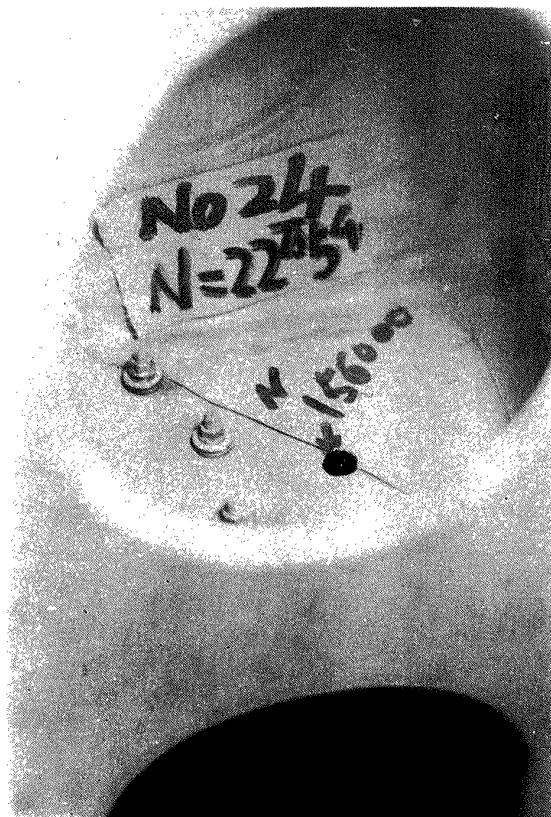


(a) 機内（床下）より見た破断箇所



(b)

図 15 床下荷物口のヨーク組立の破断



(a) 軽減孔より見たき裂

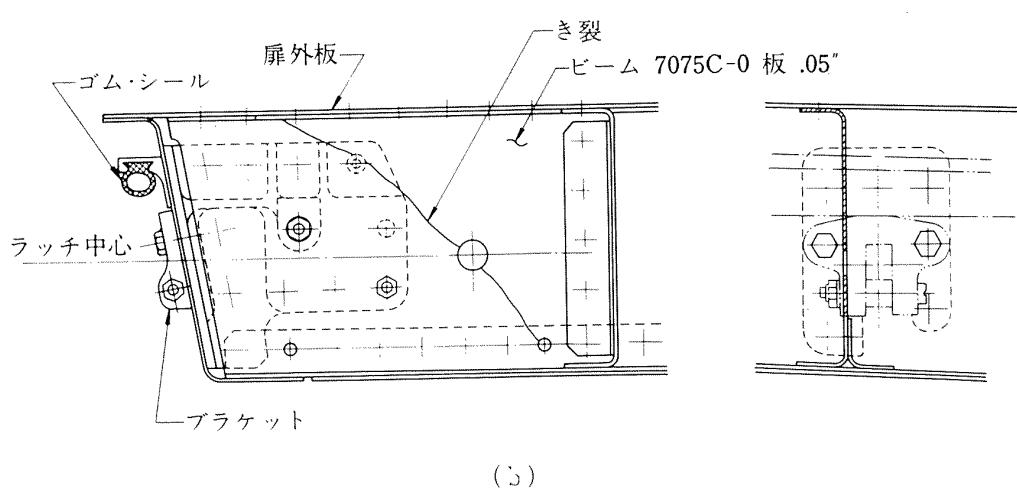
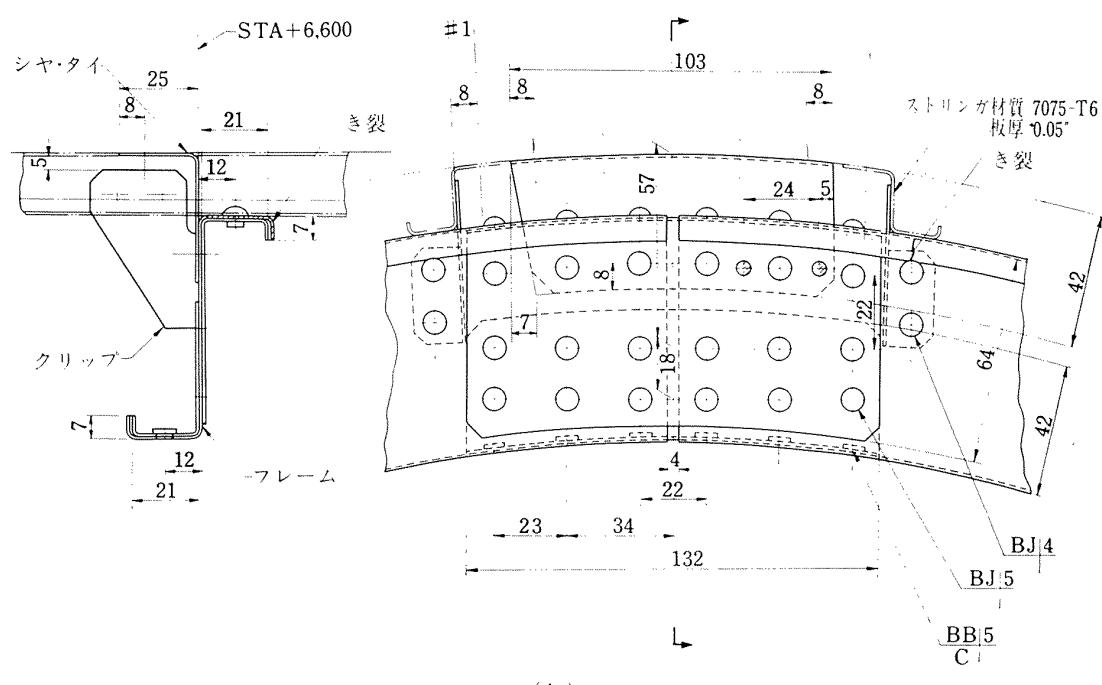


図 16 乗降口扉のビームに生じたき裂

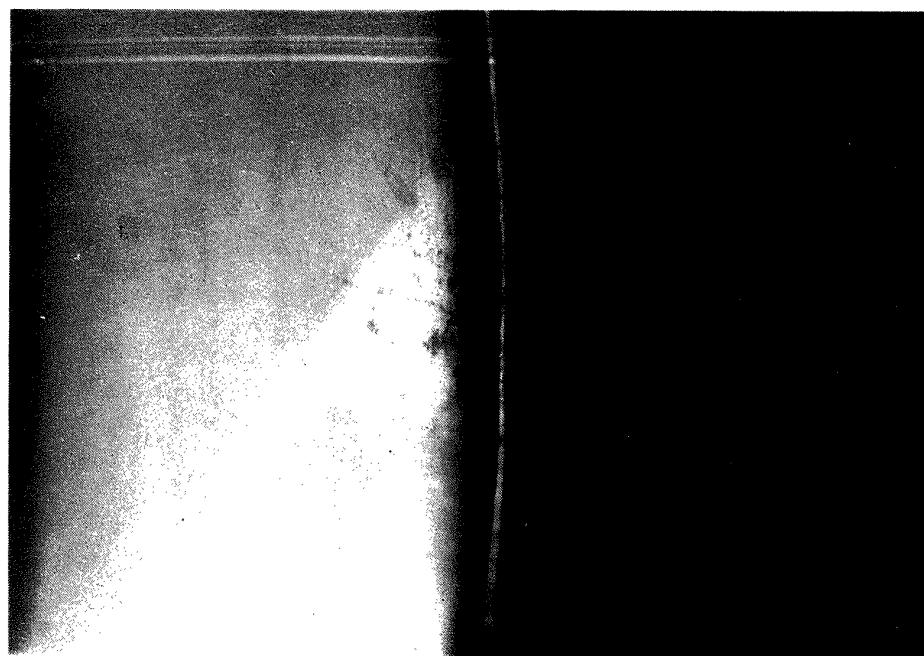


(a) き裂発生状況(矢印の上のリベット付近)

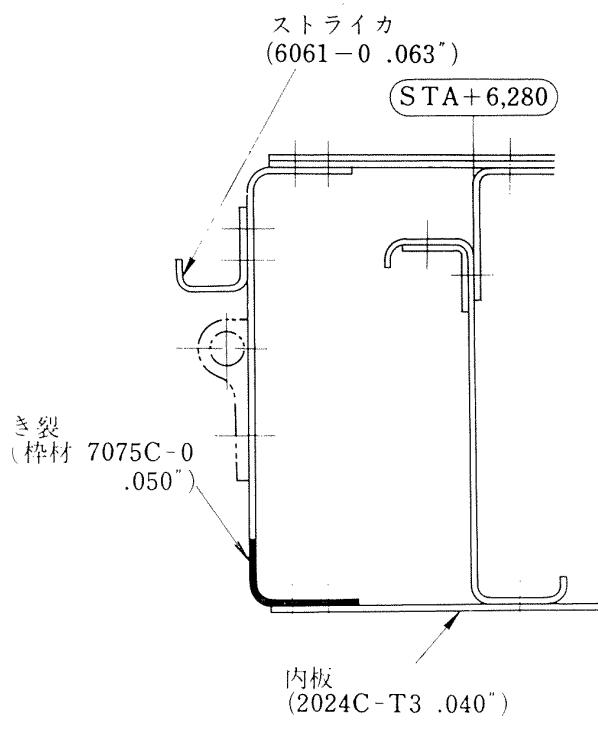


(b)

図 17 フレームのき裂



(a) き裂の状況（右方が客室）



(b)

図 18 後方非常脱出材のき裂

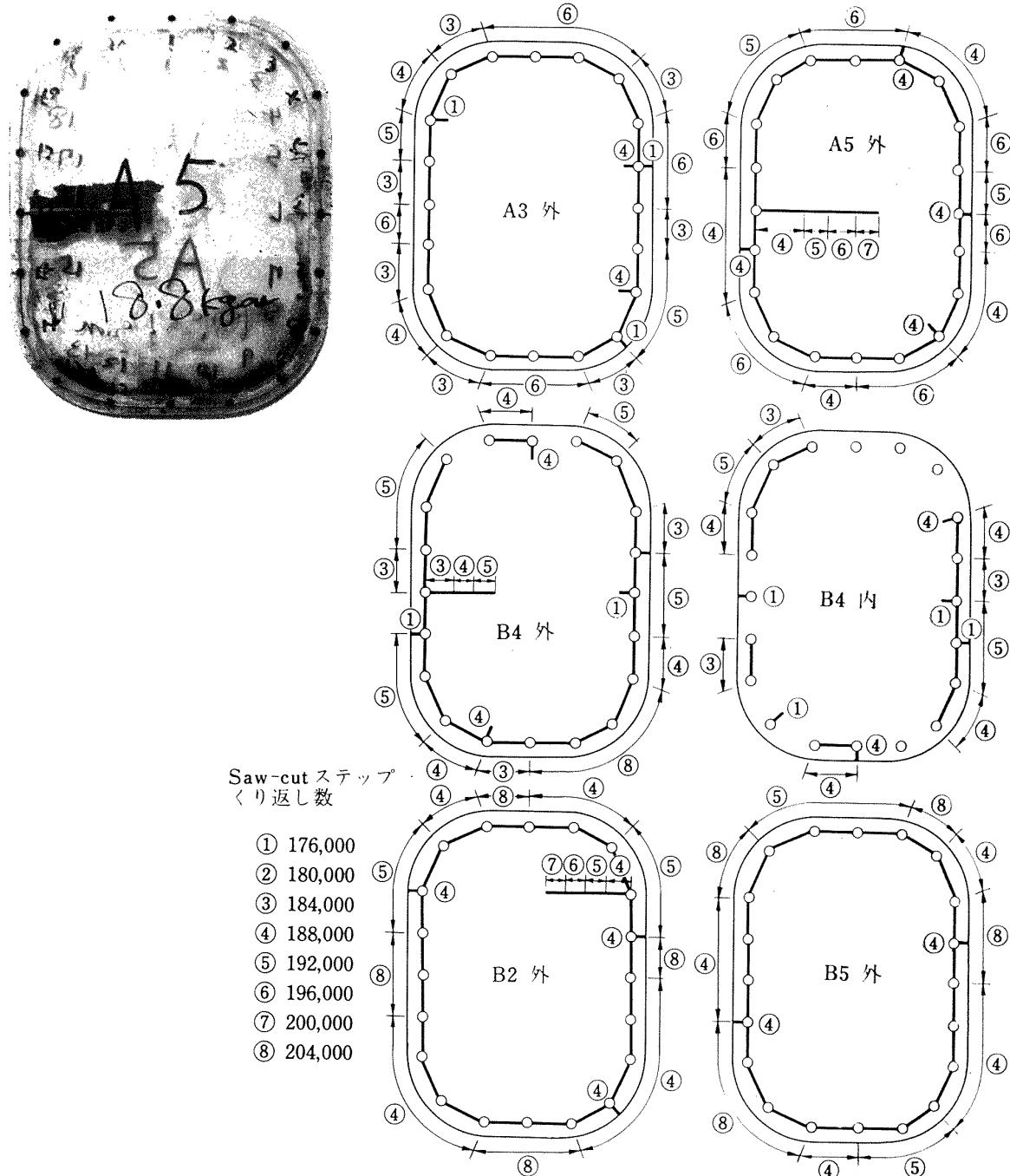
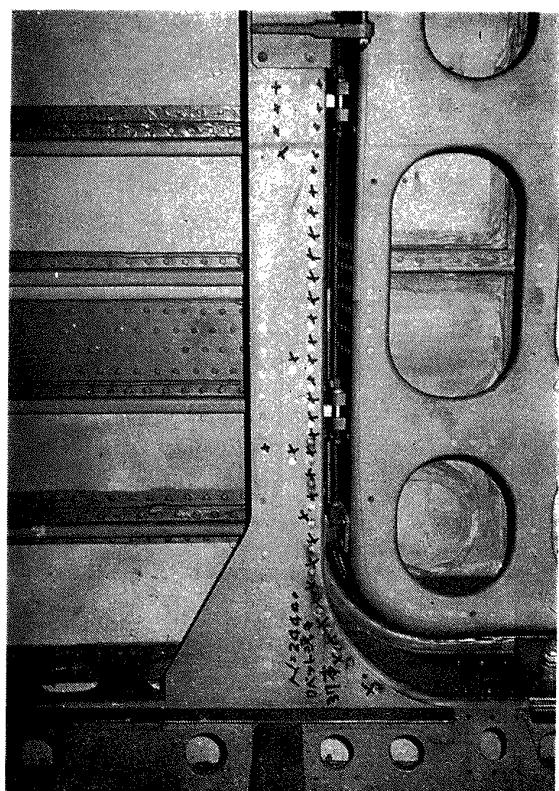
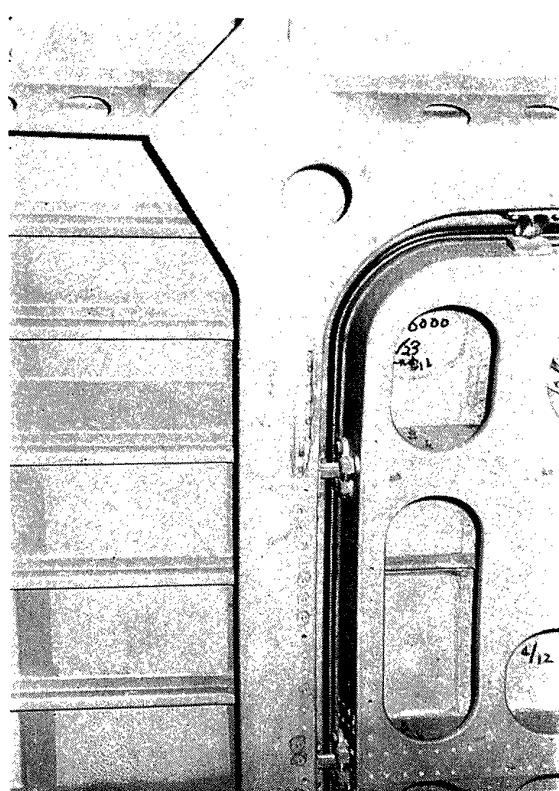


図 19 窓ガラスの saw-cut 状況



(a) 乗降口内板のリベットのゆるみ



(b) 非常脱出口内板のリベットのゆるみ

図 20 扇口内板のリベットのゆるみ

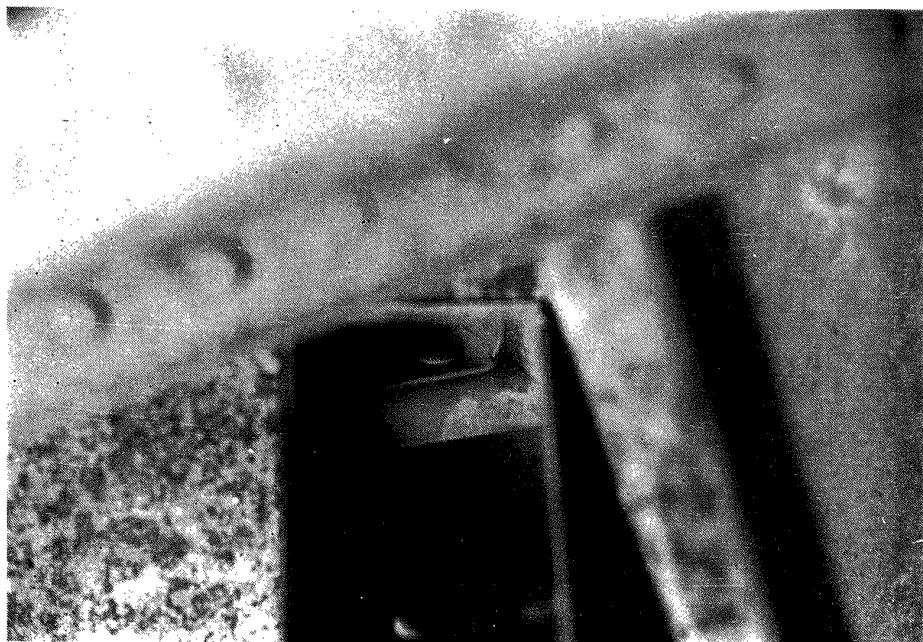
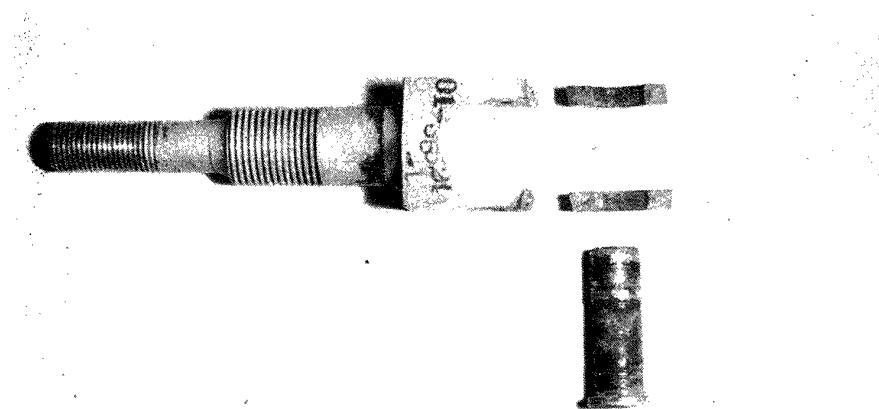


図 21 クリップの破断



床下荷物口 ヨーク  
Over Load  $N=3000$

図 22 床下荷物口のヨーク組立の破断  
(過荷重試験)

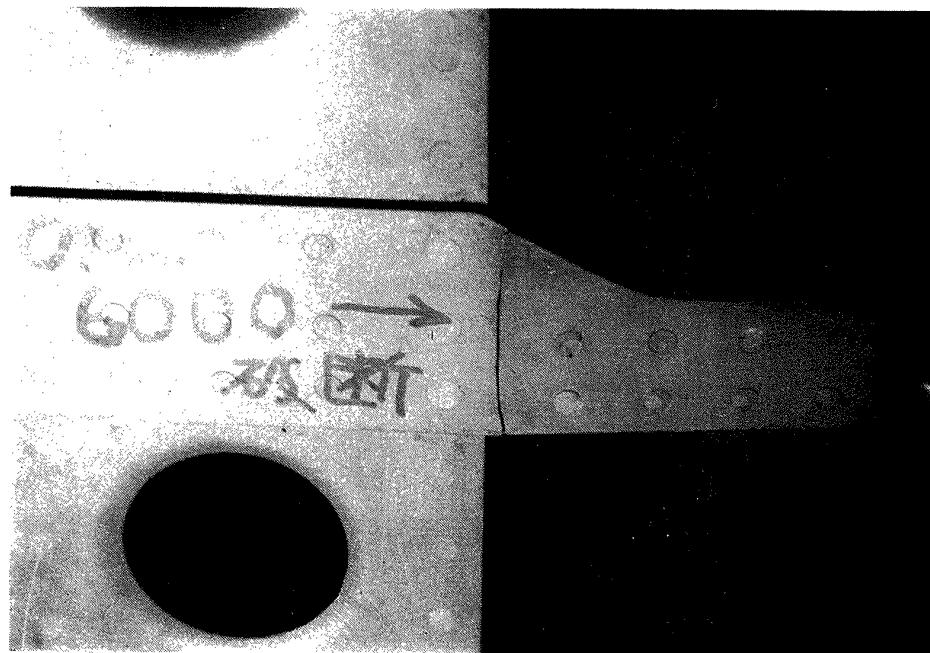
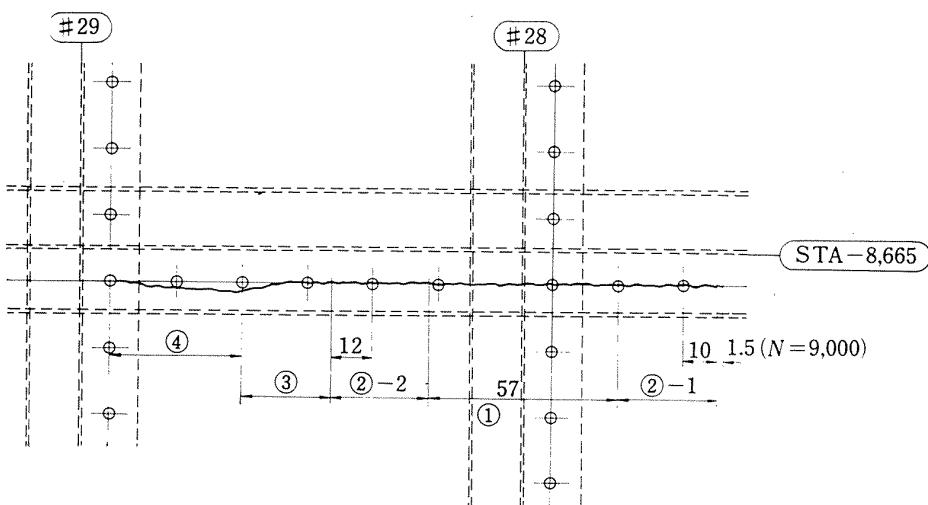


図 23 大型貨物室口補強材（ダブラ）のき裂  
(過荷重試験)

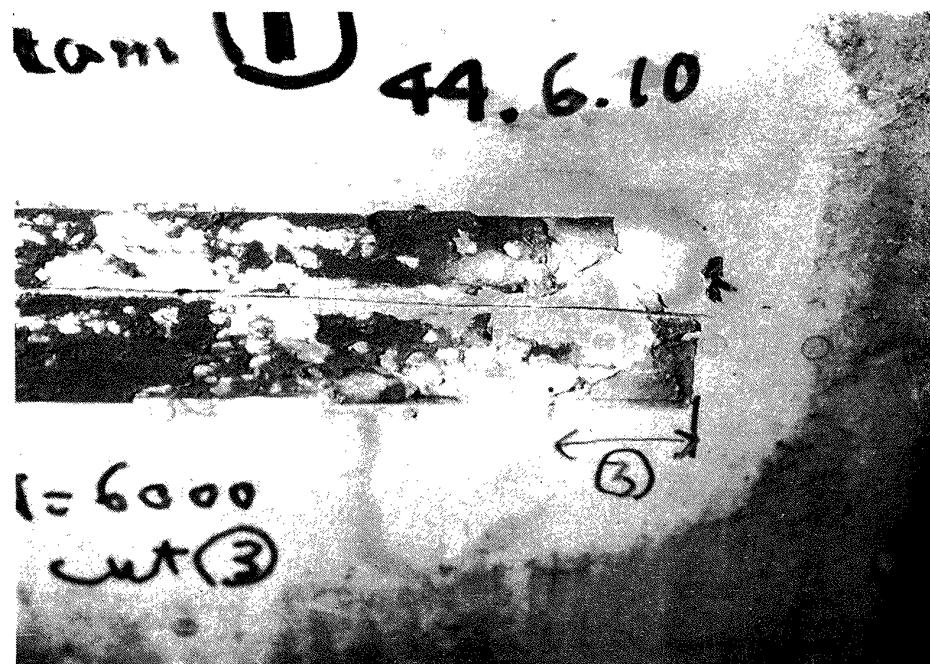


( a ) saw-cut の状況

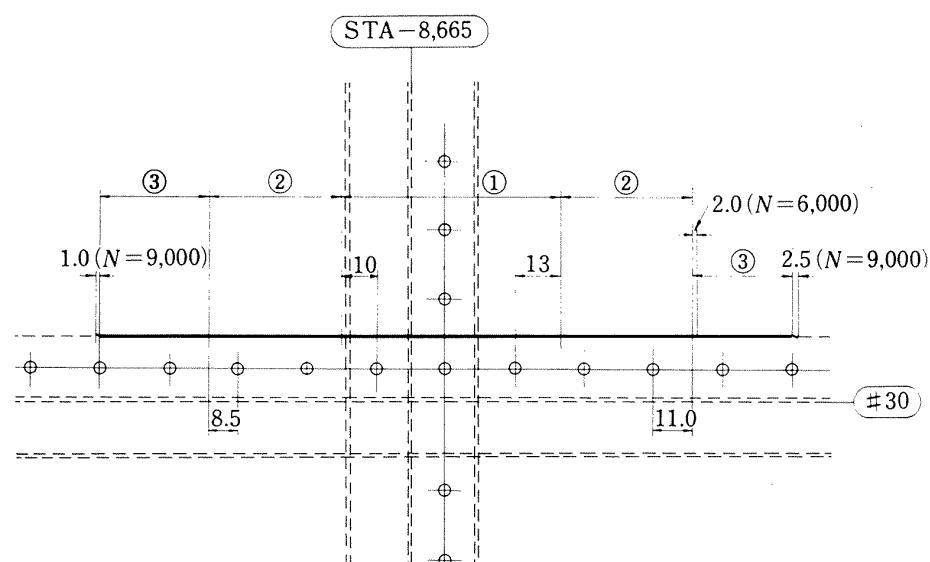


( b )

図 SC-1-1 saw-cut Item 1-1



( a ) saw-cut の状況 (部分)

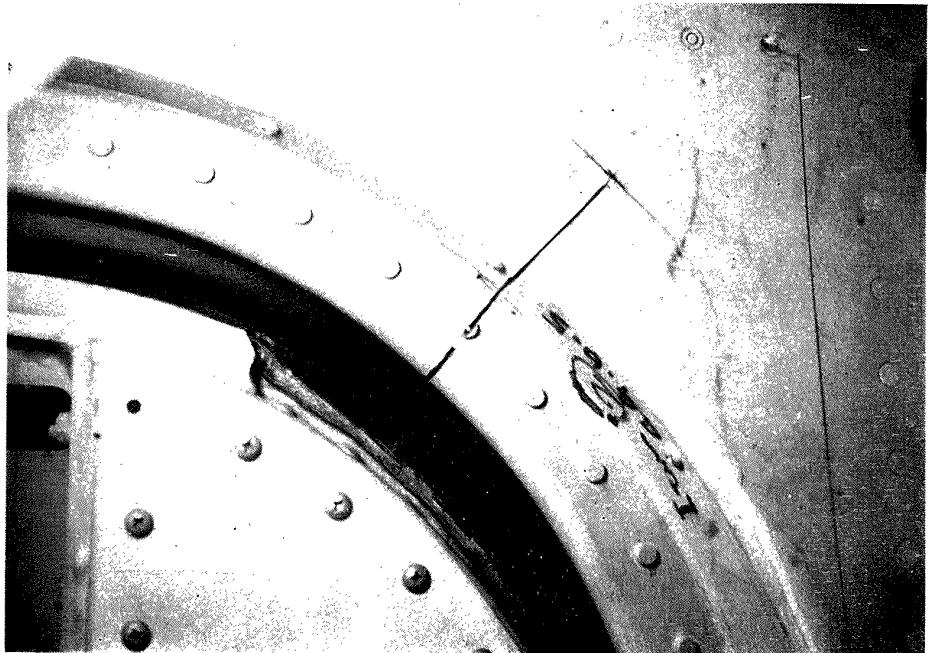


( b )

図 SC-1-2 saw-cut Item 1-2

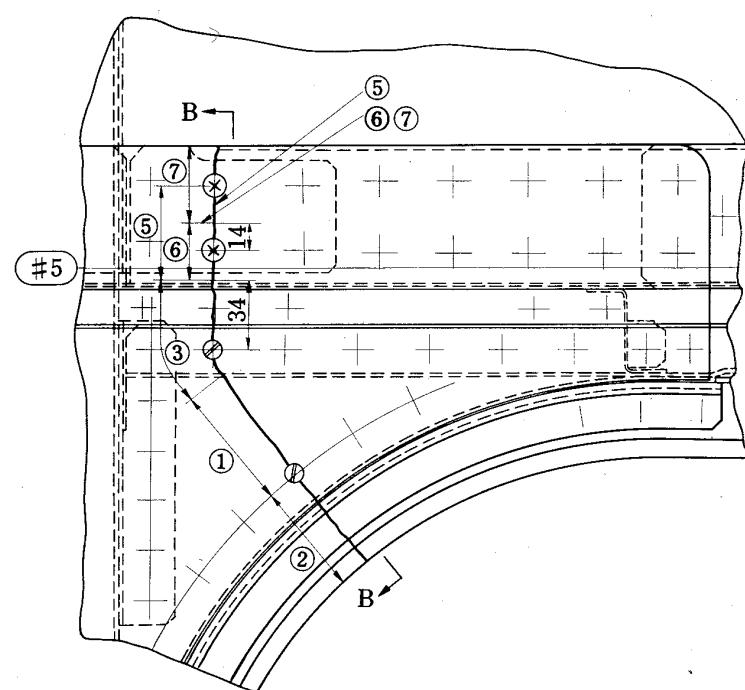
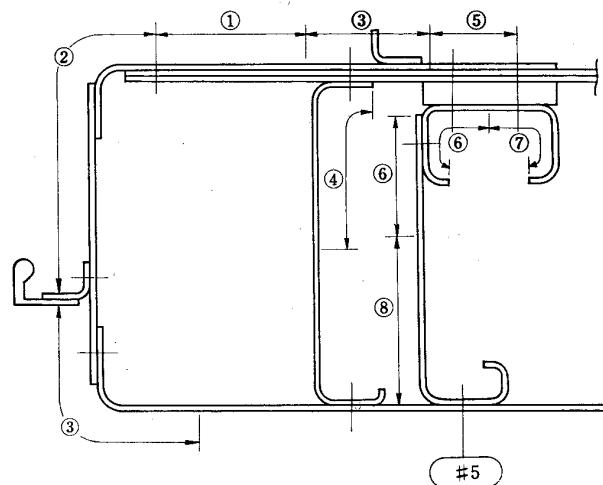


(a) 外板の saw-cut



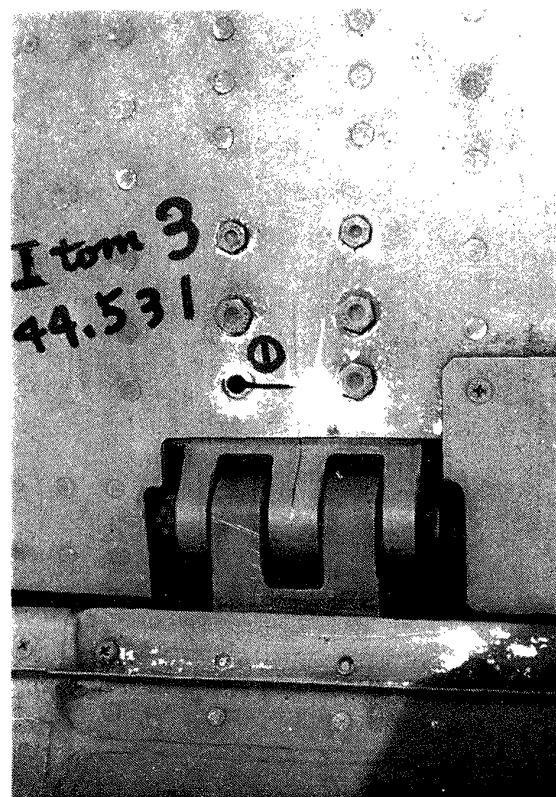
(b) 内板およびストライカの saw-cut

図 SC-2 saw-cut Item 2



(c) saw-cut 状況

図 SC-2 saw-cut Item 2



( a ) saw-cut の状況 (ステップ①)

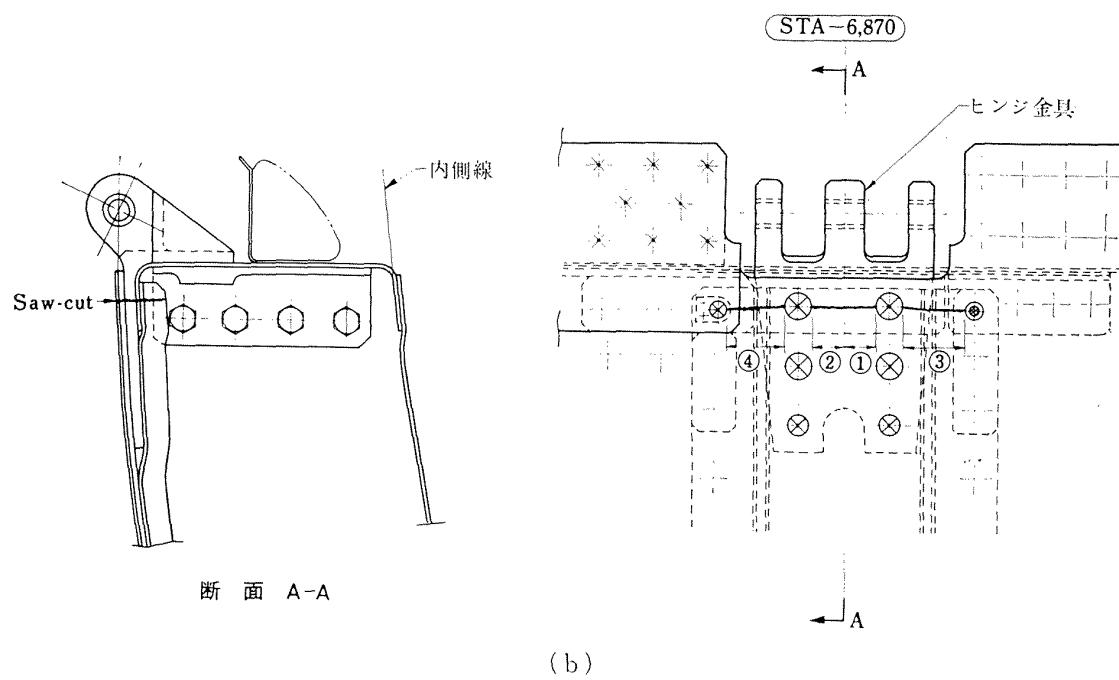


図 S C-3 saw-cut Item 3



図 SC-4 saw-cut Item 4

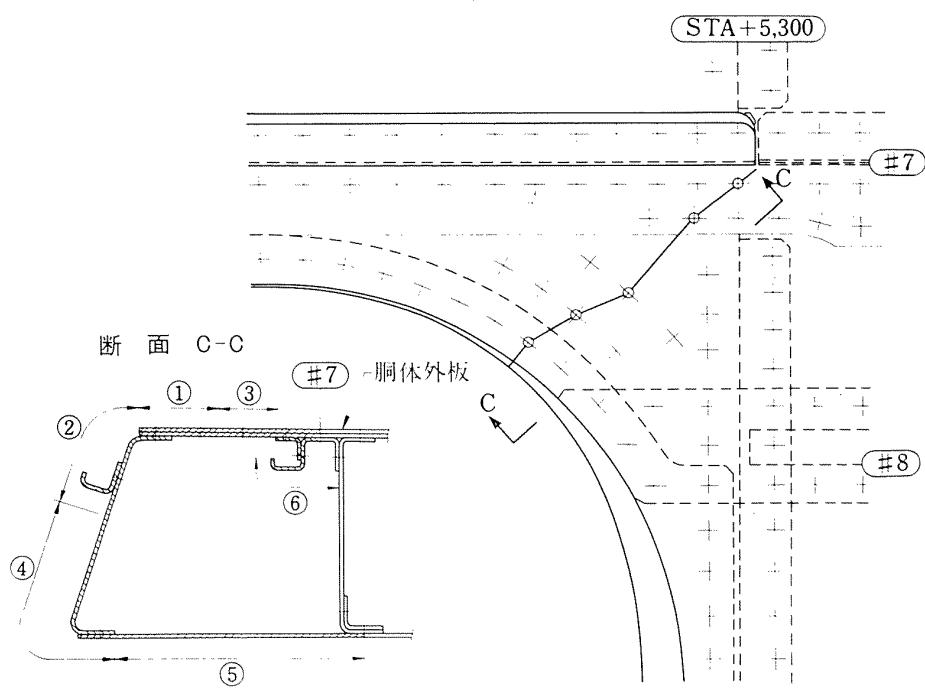
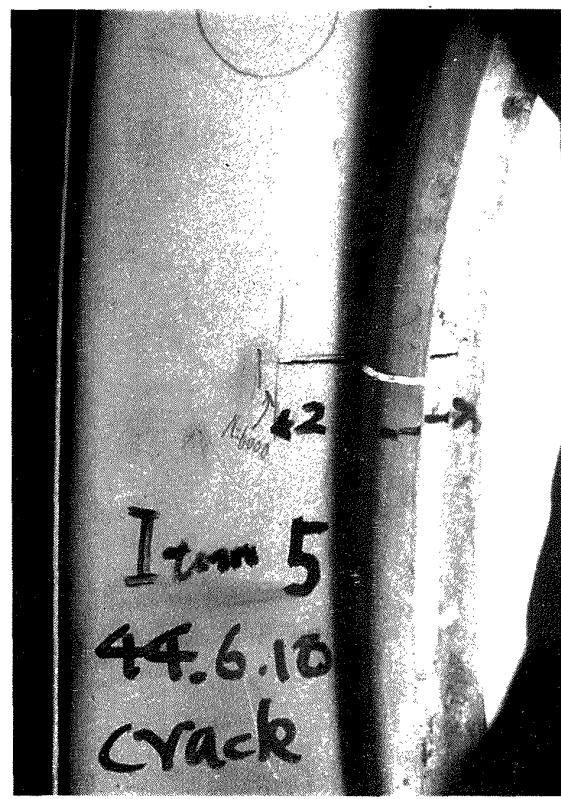


図 SC-5 saw-cut Item 5

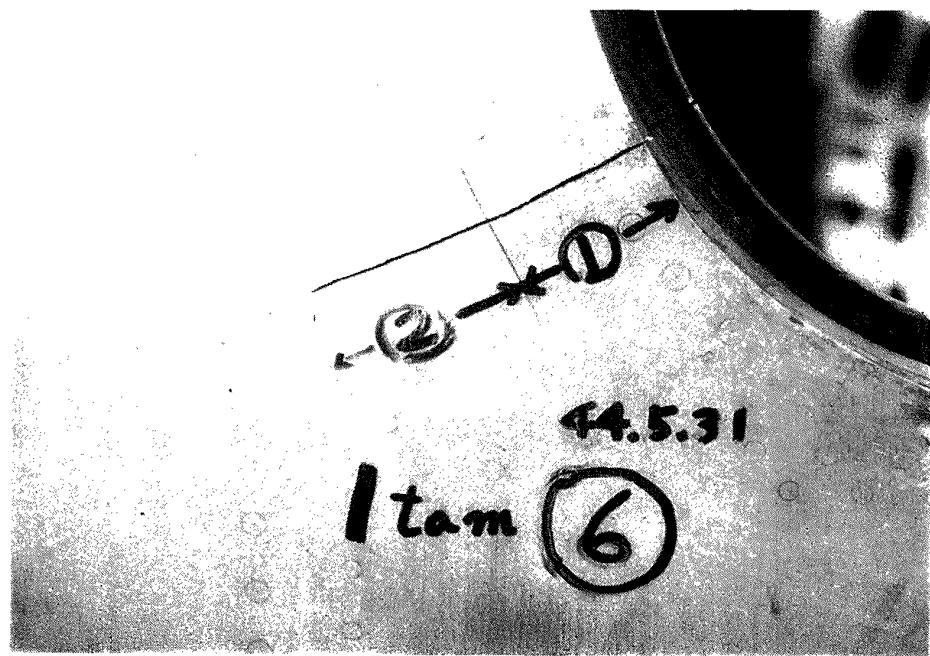
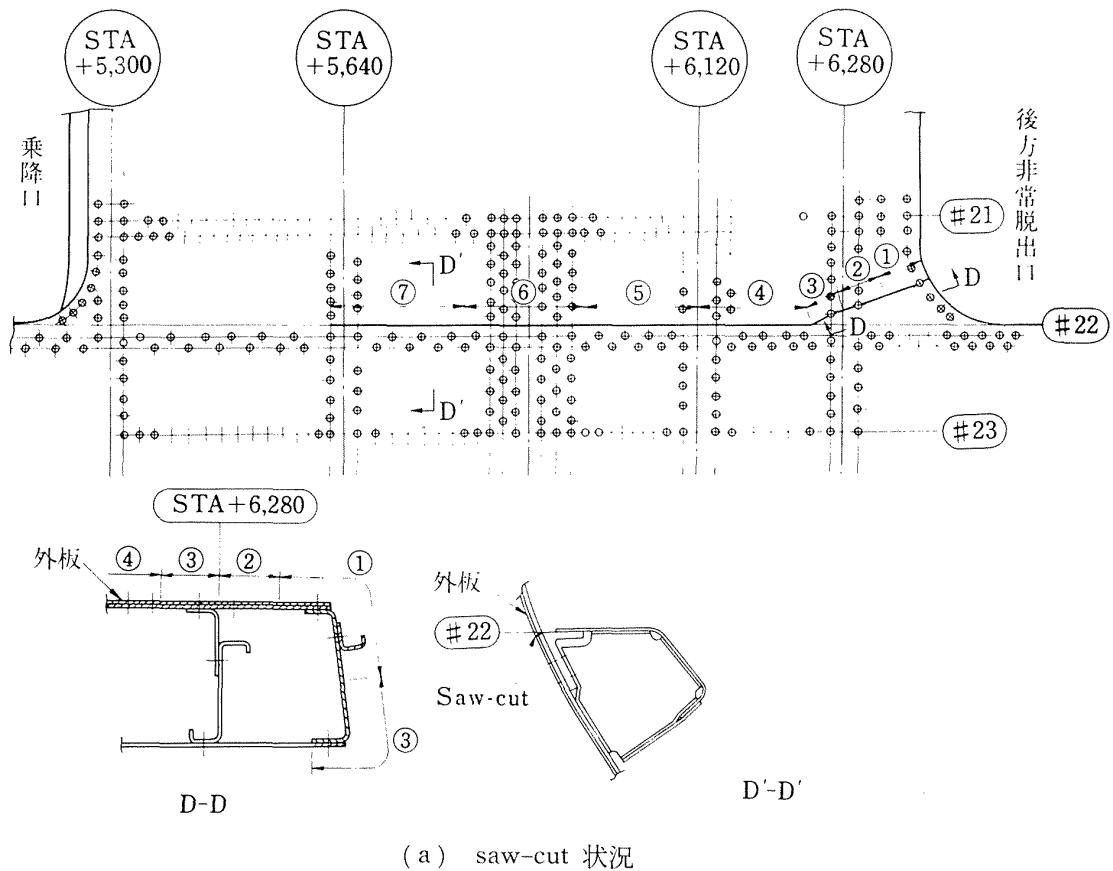


(b) 脊体外板(扉口コーナー)の saw-cut



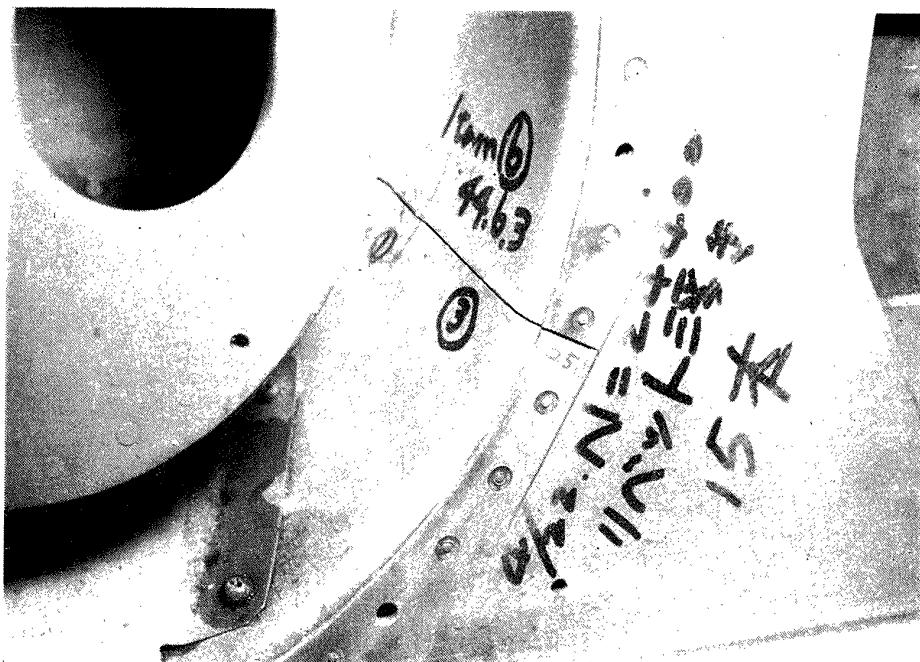
(c) コーミング・フレームの saw-cut

図 SC-5 saw-cut Item 5

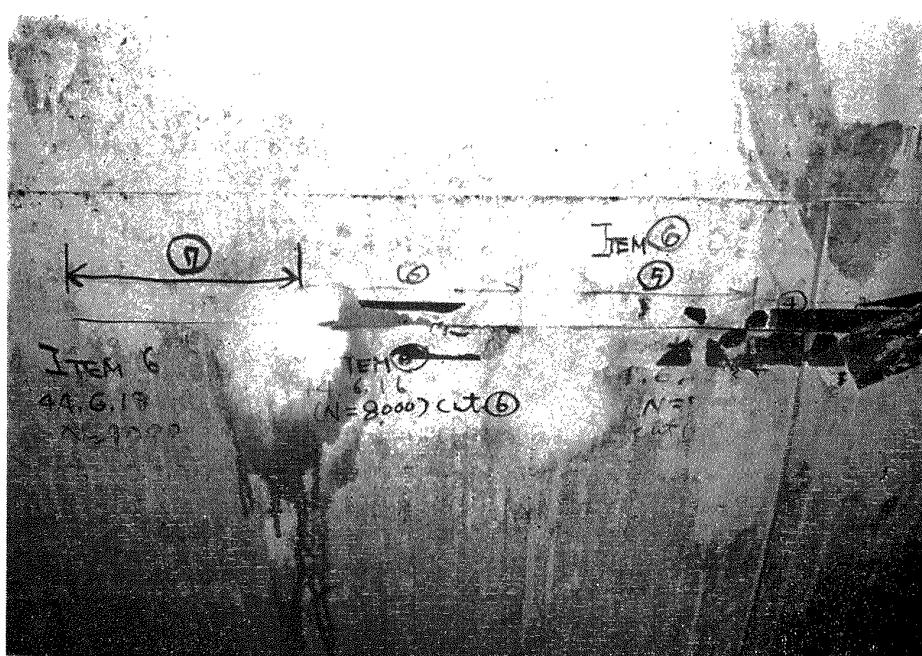


(b) 脇体外板の saw-cut

図 SC-6 saw-cut Item 6

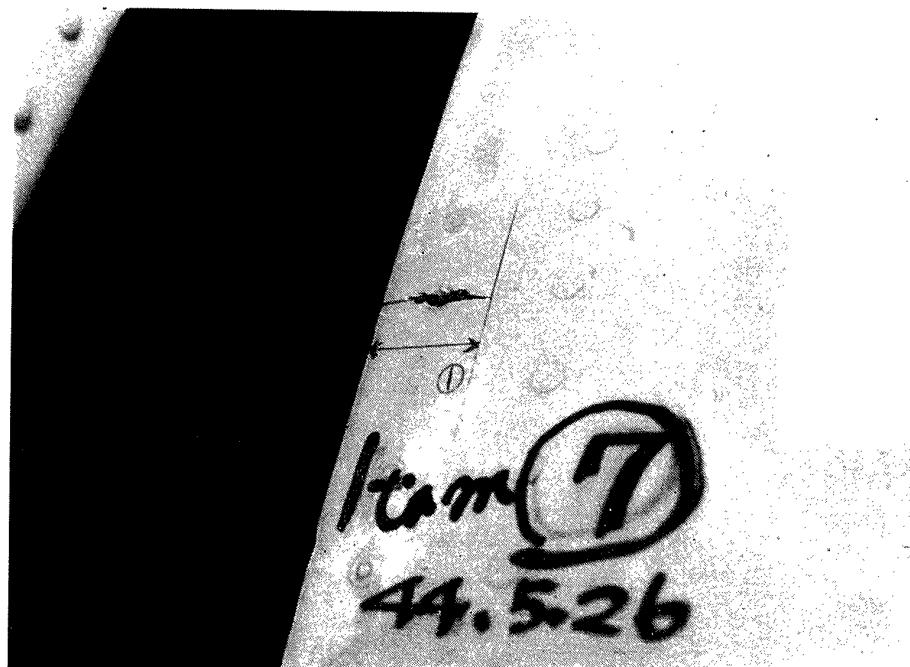


(c) コーミング・フレームの saw-cut

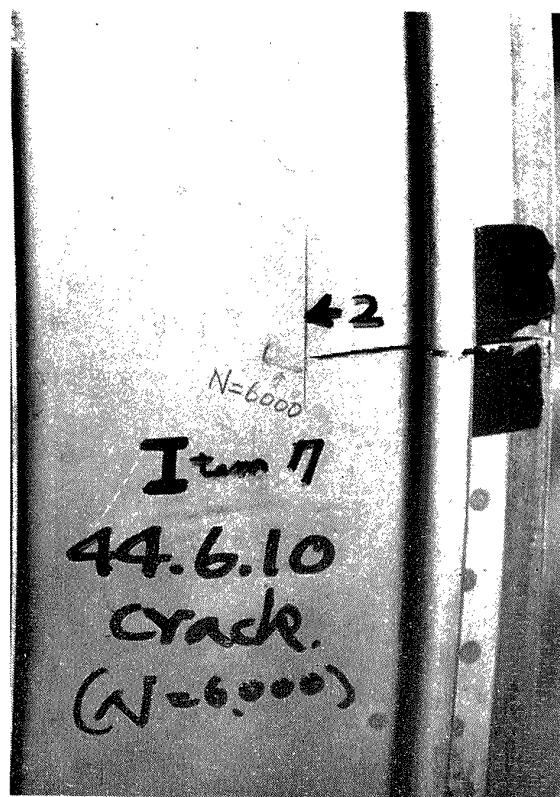


(d) 胴体外板の saw-cut

図 SC-6 saw-cut Item 6



(a) 脇体外板の saw-cut



(b) フレームおよびストライカの saw-cut

図 SC-7 saw-cut Item 7

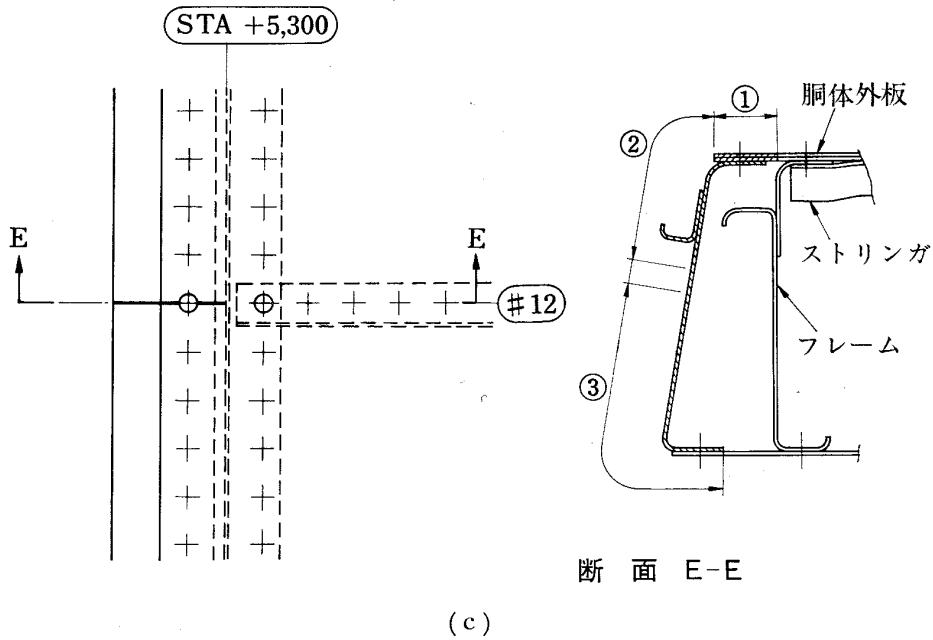


図 SC-7 saw-cut Item 7

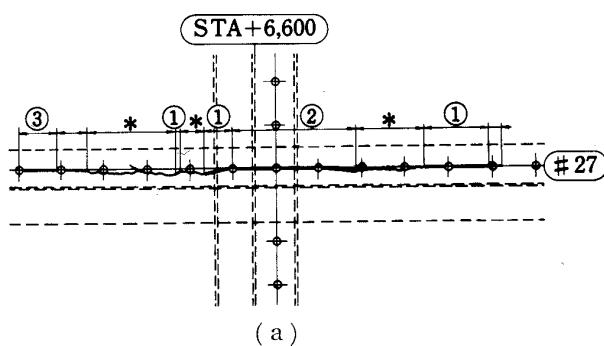


図 SC-8-1 saw-cut Item 8-1

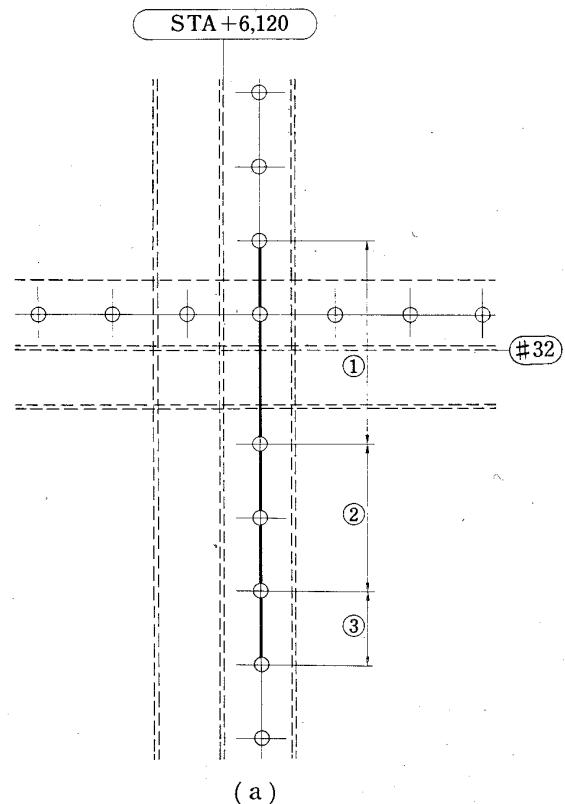
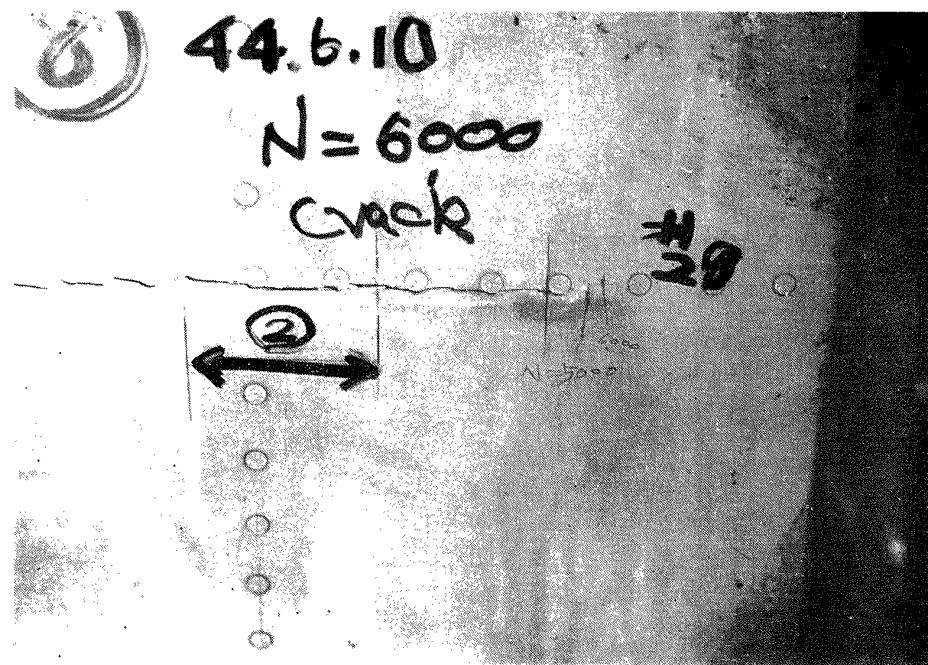


図 SC-8-2 saw-cut Item 8-2



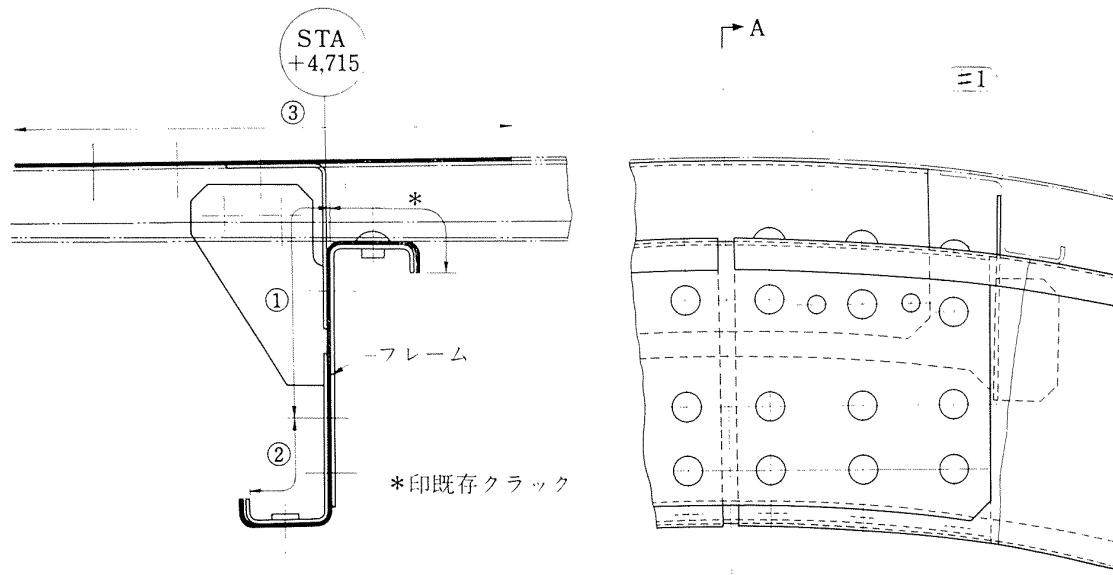
(b)

図 SC-8-1 sau-cut Item 8-1



(b)

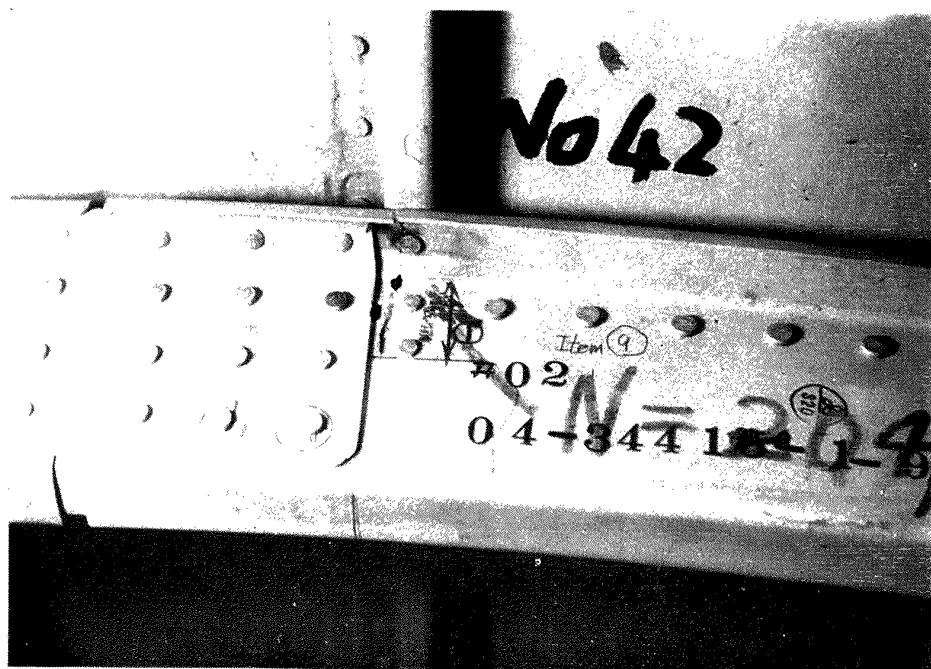
図 SC-8-2 saw-cut Item 8-2



断面 A-A

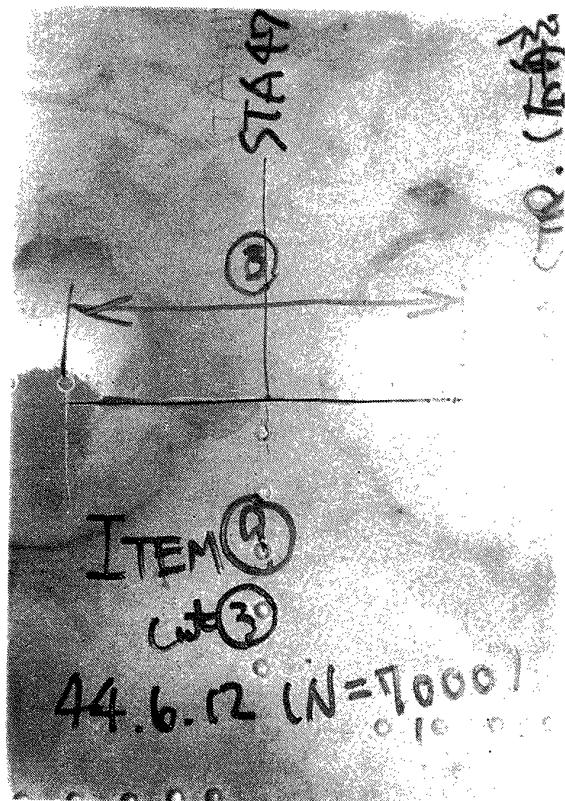
A

(a) saw-cut 状況



(b) フレームの saw-cut

図 SC-9 saw-cut Item 9



(c) 外板の saw-cut

TM-156 自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月 戸川隼人, 丸山治雄
TM-157 機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月 中正夫, 山本芳樹 大石晃
TM-159 可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月 西村博史, 藤枝郭俊
TM-160 極超音速風胴計測装置について	1969年7月 長洲秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161 燃料蒸発管に関する研究(II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月 鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162 境界層内圧力変動および板の振動変位の測定	1969年9月 藤森義典, 山崎浩
TM-163 ある双発プロペラ STOL 機動安定風胴実験	1969年9月 別府護郎, 鈴木友昭
TM-164 ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月 別府護郎, 岡遠一
TM-165 フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月 吉田敏康, 野口義男
TM-166 ガスターイ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 堀内正司, 本間幸吉 宮坂彰

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167号

昭和45年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武藏野三鷹(0422)44-9171(代表) 182

印刷所 一誠社総合印刷株式会社  
東京都武藏野市御殿山1-6-10

