

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-445

接着構造胴体模型の内圧荷重疲労試験

熊倉郁夫・岩崎和夫

1976年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 接着構造胴体模型の内圧荷重疲労試験\*

熊倉郁夫\*\* 岩崎和夫\*\*

## Fatigue Strength of Adhesive-Bonded Joints in a Simplified Model of a Fuselage Structure under Repeated Cabin Pressure

By Ikuo KUMAKURA and Kazuo IWAZAKI

Adhesive-bonding of fuselage panels is expected to improve fatigue life at the joints as well as fail-safe characteristics of the airframe, because there is no need for the consideration of factors caused by spot mechanical fastening as in riveted structures. In addition, with bonding cabin pressurization is also simplified because of a continuous barrier to fluid entry at the bondline.

In Japan, however, until very recently adhesive-bonding has not been applied to aircraft structures except control surfaces, helicopter rotor-blades, or secondary parts such as cabin floors, doublers, etc., and bonding is a relatively new process in aircraft manufacturing in this country.

One of the problems in practical use of adhesive-bonded joints is the difficulty of ensuring uniform quality. But, in view of many factors, (material constants, dimensions of the joints, details of surface treatment and bonding process, loading and environmental conditions, etc.), there is not enough information to establish many trends even qualitatively.

The aims of this experimental study are: (1) to obtain fatigue data on four types of bonded/riveted skin joints in the fuselage structure under repeated cabin pressure (maximum hoop stress at the skin: 6.0, 10.0 or 14.0 kg/mm<sup>2</sup> according to specimen; load ratio:  $R=+0.1$ ; material: 2024-T3 Alclad), and (2) to evaluate the applicability of an ultrasonic transducer-resonance method to the non-destructive inspection of adhesive layers.

The adhesive system used is a thermo-setting film adhesive of modified epoxy, and the parts and the assembled fuselages to be bonded were hot-cured in an autoclave.

Test results left much room for improvement on careful control of bonding process for actual production, but confirmed the validity of a combination of bonding and riveting as well as waffle-doubler (chem-milled after bonding) for adding static and fatigue strength to the fuselage panel.

### 1 ま え が き

航空機構造における接合方法として従来はリベットによる接合が多用されて来たが、接着剤の開発が進むとともに、構造の一部に接着接合が積極的に用いられるようになってきた。<sup>1)~8)</sup> その主な理由は、接着によって強度特性のすぐれた接合部が得られることと工作上に利点があることである。たとえば、接着剤の選定および処理を

適切に行った場合、薄板の接着接合はリベット接合にくらべつぎのような強度上の特徴が示される。すなわち、(1)引張りせん断荷重を受ける重ね継手の静強度および疲労強度が高められる。(2)補強パネルにおける疲労き裂発生時期が遅く、また、その進展速度が小さい。(3)接着した補強材の付近ではき裂の進展を妨げるクラック・ストップパとしての特性や残留静強度がすぐれているためにフェール・セーフ構造として有効である。(4)面内圧縮荷重を受ける補強パネルまたは積層パネルは一体構造に近い強度特性を示す。

\* ) 昭和49年5月7日受付

\*\* ) 機体の一部

しかしながら、接着接合部は構造要素として重要な信頼性という点においてまだ問題を残している。たとえば、接着接合部の強度（接着層の破壊が生じる場合）の変動係数が一般に大きいこと。各種環境下で長時間使用した場合、強度変化が大きいこと。さらに、接着層の状態を検出する非破壊検査方法が確立されていないこと、などである。

これらの接着接合の問題に関して従来得られているデータの大部分は標準形試験片または部分的な継手構造やパネル試験片によるものであり、実機に関する強度データや処理条件に関する詳細な報告はほとんど公表されていない。とりわけ、内圧荷重を受ける胴体構造についてはほとんど報告例がない。

このような状況から、本報告は繰返し内圧荷重下における接着接合外板継手の疲労強度を実験的に調べたものである。すなわち、この報告の目的は、航空機と圧胴体構造模型を実用的な工作方法を用いて製作し、この供試体に対し繰返し内圧荷重疲労試験を行ない、(1)接着接合を含む4種類の接合方法について継手の疲労強度を調べ、これらを比較すること、(2)と圧胴体構造に接着接合を採り入れる際の製作技術上の問題点を探ること、および、(3)接着層の強度を非破壊検査法で調べることを試みること、などである。

## 2 供試体

### 2.1 供試体の形状および構造

供試体は円筒形の部分胴体構造模型であり、製作した4個の供試体は全て同一の形状、寸法ならびに構造を有する。ただし、これらの供試体には床構造および開口部が無く、この点では実機の胴体構造と同じではない。しかし、本実験は胴体の一般断面を対象とした疲労強度試験であるので、供試体としては単に円形断面をもつ半張殻構造とした。

つぎに、供試体の外板にたいする補強構造をフローティング型とした。すなわち、外板には合計33本のZ形断面ストリंगाが後述の方法によって機軸方向に接合され、一方、7個のチャンネル形断面フレームがシャ・タイを介して外板に結合されている（胴体フレームは直接に外板へ接合されていない）。

さらに、供試体の外板は16等分されている。すなわち、円筒形の供試体は、機軸方向に2等分され、さらに周方向に8等分された大きさの外板16枚からできている。これらの外板は、後述の接合方法による補強と継手構造によって結合され、円筒形に組立てられている。

供試体の外観を写真1に示す。また、供試体のストリंगा番号（以下STR#とする）、フレーム番号（以下

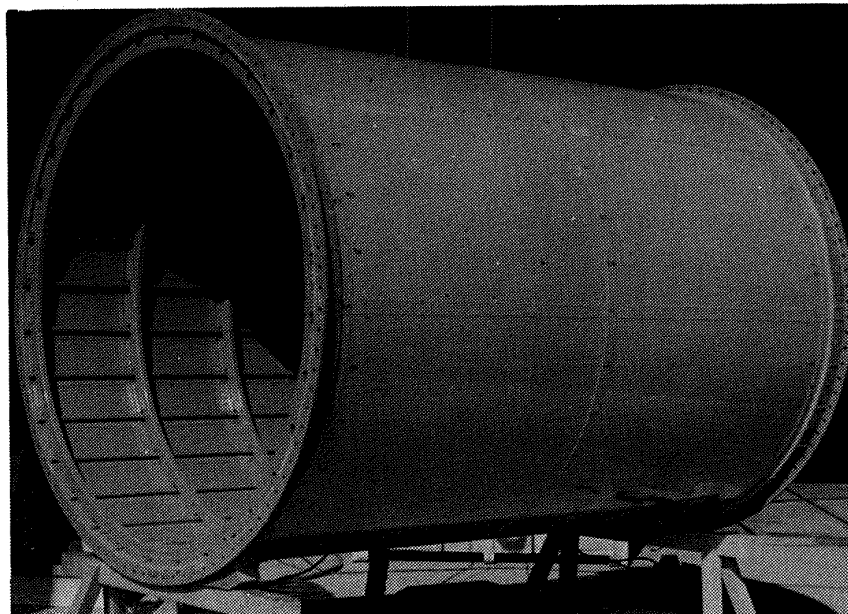


写真1 供試体。実験においては供試体の両側に端板が取り付けられる。

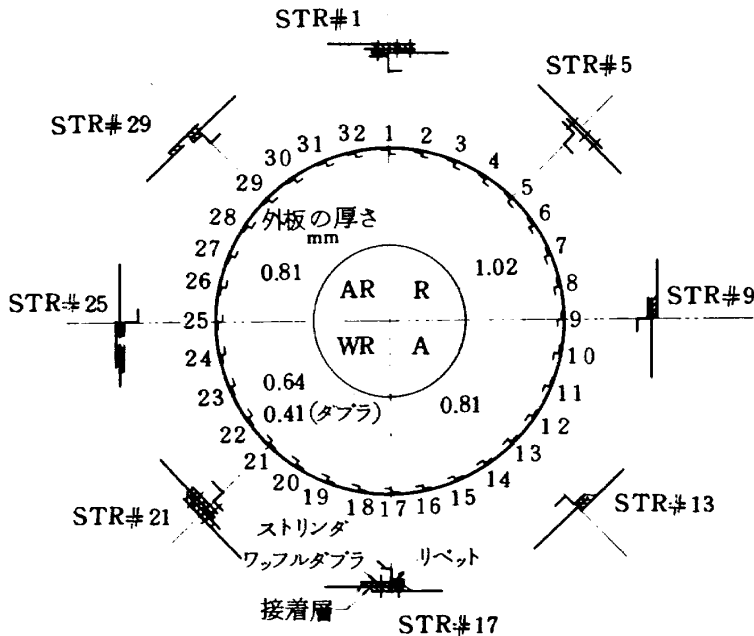
FRA#とする)および外板継手位置(以下該当位置のストリング番号STR#で示す)を図1(a)および(b)に示し、接合部分の詳細を付録1に示す。

2.2 接合方法

本研究で実験の対象とした接合方法は、以下に示す4

種類である。

- (1) 外板継手および補強材のリベット接合
- (2) 外板継手および補強材の接着接合
- (3) 外板継手および補強材の、接着剤およびリベットによる併用接合



外板とストリング(およびシャ・タイ)の接合方法

- R リベット接合
- A 接着接合
- WR 接着ワッフル・ダブラ上でリベット接合
- AR 接着剤とリベットの併用接合

図 1(a) 胴体外板の周方向継手の位置および形状

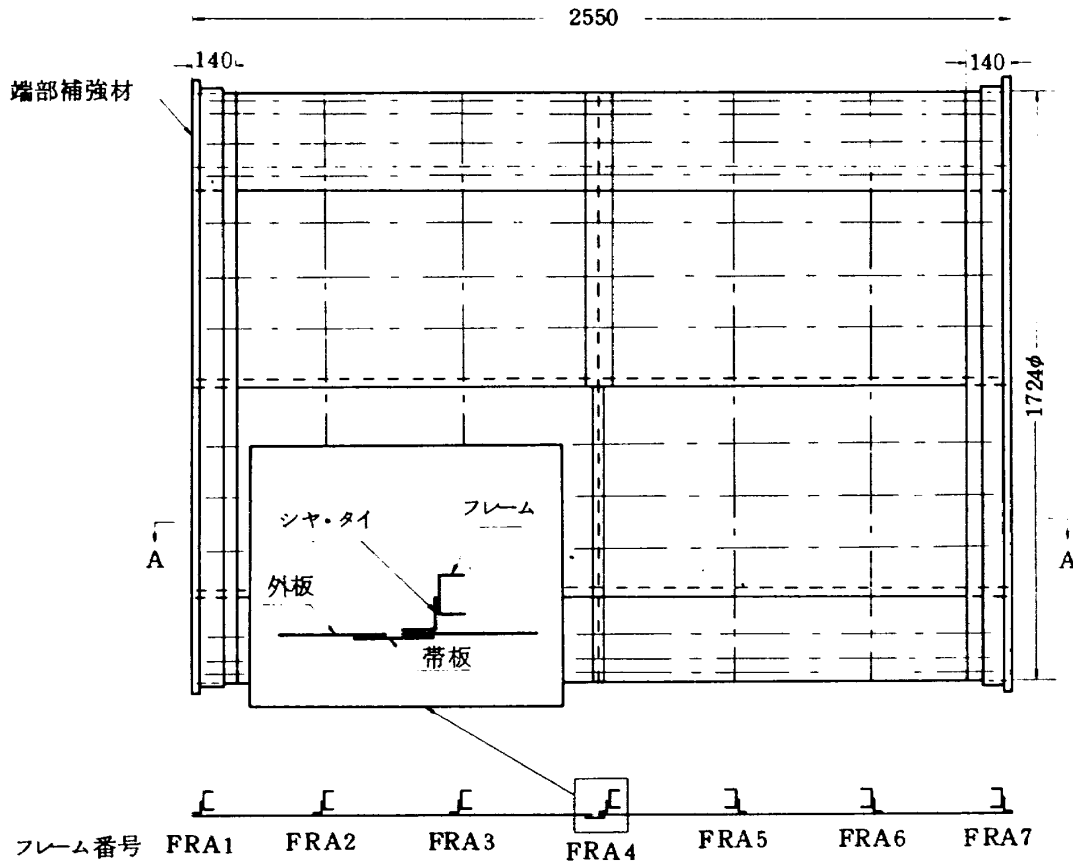


図 1(b) 与圧構造胴体模型の側面図

#### (4) ワッフル・ダブル (waffle-doubler) の接着接合

図1(a)および表1に示すように、これらの接合方法による外板継手および補強はそれぞれの供試体に全て組み込まれている。これらの接合方法による外板継手の諸元を以下に述べる。

### 2.3 接合部の諸元

供試体の外板継手の寸法は疲労強度に基いて決定した。すなわち、与圧胴体構造の疲労強度に関して一般に内圧繰返し荷重が最も大きい影響を与えることが多いことから、係試体の強度設計の基準値として、胴体外板の周方向応力値 (内圧荷重を外板のみで受け持つとした膜力を板厚で割った応力値) を考えた。その際、つぎのような一つの機体を想定した。すなわち、機体の上昇限度を 40,000 ft (約 12,200 m)、このときの客室の与圧高度 8,000 ft (約 2,400 m) とし、また、胴体の断面形状を外径 3.8 m の円筒形とする。この場合の与圧荷重の最大値 (制限荷重) は約  $0.6 \text{ kg/cm}^2$  (ゲージ圧) であり、これによって外板に生ずる周方向張力は、単位板幅当り最大  $11.5 \text{ kg/mm}$  である。

外板継手の寸法は荷重の繰返し数を  $1 \times 10^5$  回としたときの疲労強度から決定した。この繰返し数の値は特別の意味を持たないが、多くの輸送機の保証寿命は  $3 \times 10^4 \sim 1 \times 10^5$  飛行時間であることから、このように決めた。

供試体の外板および補強材の材料は、航空機の胴体構造用材料として最も普通に使用される高力アルミニウム合金合せ板 2024-T3 Alclad である。

以下に、各接合方法による周方向外板継手の概要を記す。

#### (1) リベット接合による周方向外板継手

リベット接合は、航空機に用いられる薄板の接合方法として一般的な方法であるので、本実験において、標準的な継手構造とした。

使用リベットは、最近多く用いられるようになったシヤ・ヘッド・リベット (shear-head rivet: NAS1097 AD-4) である。外板の継手は、実機で行なわれた例の多い3列リベット重ね継手とし、リベットの配列は、リベット・ピッチ 20mm およびリベット列間隔 20mm の「ちどり型」とした。

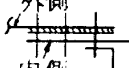
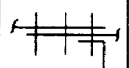

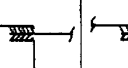
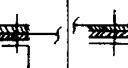
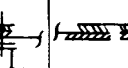
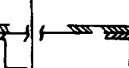

継手部の疲労強度を考慮して、外板の周方向応力レベルを  $11 \text{ kg/mm}^2$  以下に制限すると、前述の周方向張力  $11.5 \text{ kg/mm}$  にたいして必要な外板の厚さは、 $1.04 \text{ mm}$  である。しかし、ほぼ同じ条件の小形試験片による実験例 (一軸片振り引張り荷重を受ける重ね継手)<sup>9)</sup> から、板厚を標準板厚  $1.02 \text{ mm}$  ( $0.040''$ ) としても、 $1 \times 10^5$  回の繰返し荷重に耐えるであろうと推定した。

#### (2) 接着接合による周方向外板継手

この継手に採用した接着方法ではビス締め用の穿孔部

表1 周方向外板継手の諸元

(単位 mm)

継手の位置		STR#1	STR#5	STR#9	STR#13	STR#17	STR#21	STR#25	STR#29
		外板の重ね長さ	47	47	20	20	37	37	20(×2)
外板の厚さ	外側	0.81	1.02	1.02	0.81	0.81	0.64	0.64	0.81
	内側	1.02	1.02	0.81	0.81	0.64	0.64	0.81	0.81
ダブルの厚さ	外側	0.41	—	—	—	—	0.41	0.41	—
	内側	—	—	—	—	0.41	0.41	—	—
接合方法	外板継手	リベット3列	リベット3列	接着	接着	リベット2列	リベット2列	接着	接着
		ダブルの接着				接着	接着		
	ストリंगाと外板	リベット1列	リベット1列	接着	接着	リベット1列	リベット1列	接着	接着
		接着	接着	接着	接着	接着	接着	接着	接着
シヤ・タイと外板	リベット1列	リベット1列	接着	接着	接着	接着	接着	接着	
リベット・ピッチ	20	20	—	—	28	28	—	—	
外板継手の形状	外側 								

分が存在する。この部分における応力集中係数を3.0と見なすとき、定振巾の片振り引張り荷重を受ける2024-T3 Alclad板の疲労強度は、約14kg/mm<sup>2</sup>（破壊までの繰返し数 $N=1 \times 10^5$ ）である。前述の周方向張力11.5kg/mmと、疲労強度の値から外板の厚さを決めると0.82mmとなるが、供試体では外板の厚さを、標準板厚0.81mm(0.032")とした。

継手の形式は外板重ね継手とした。外板重ねの重ね長さは、破損にたいする補修を考慮すると、実用上、20mmが下限の値である。重ね長さ20mmの標準形試験片による強度試験の結果は、この重ね長さの値が強度的に十分であることを示した。すなわち、使用する接着剤（後述）によって接着された試験片の引張りせん断荷重にたいする静強度は、外板の応力値で平均43.5kg/mm<sup>2</sup>であった。ただし、試験片は12個で、このうち3個は板の破断である。また、強度の変動係数は0.011である。さらに、疲労試験の結果（図2）を図上で最小自乗法により直線近似すると、

$$\log \sigma \doteq -0.25 \log N + 2.56$$

である。この関係から外板の最大応力 $\sigma=14 \text{ kg/mm}^2$ のときの試験片の破断繰返し数は $N \doteq 4.0 \times 10^5$ である。ただし、試験片の破断は全て外板で生じており、接着層の破断ではなかった。

以上の結果から、外板の重ね長さを20mmとした。

(3) 接着剤およびリベットによる併用接合外板継手

この併用接合におけるリベットは、接着層のはく離進展を防止し、かつ接着接合のバック・アップの役割を持つ。この意味で、使用したシャ・ヘッド・リベットは、制限荷重に耐える静強度を持てばよいものとした。継手の形式を外板重ね継手とし、リベットの配列を2列に減らすことにすれば、必要なリベット・ピッチは28mm（ただし、リベットの平均せん断強度は168kg）となる。この場合、接着強度には余裕があるので、リベットの強度にたいする安全率を1.0とした。外板の厚さは(2)の場合と同じく0.81mmである。

(4) ワッフル・ダブル

ワッフル・ダブルは機体構造の軽量化、すぐれたフェール・セーフ性および製作方法を与える効果的な方法の一つであり、後述のように、図3の工程に従って製作される。ケミカル・ミリングにおいては接着層もマスカントの役割を果たしている。この工程は他の方法、例えば薄板に帯状のダブルを格子状に接着する方法、と比較して、組立て精度および強度の点ですぐれている。

ワッフル・ダブルを含む周方向外板継手は、リベットおよび接着剤の併用継手とし、外板およびワッフル・ダブルの厚さを以下のように与えた。すなわち、外板の厚さは、静強度の要求から、リベット孔の影響を考慮しない場合の値0.55mmに近い標準板厚0.64mm(0.025")とした。ただし、この場合、材料の引張り強さは42.0kg/mm<sup>2</sup>であり、この値にたいする基本安全率を1.5、さらに

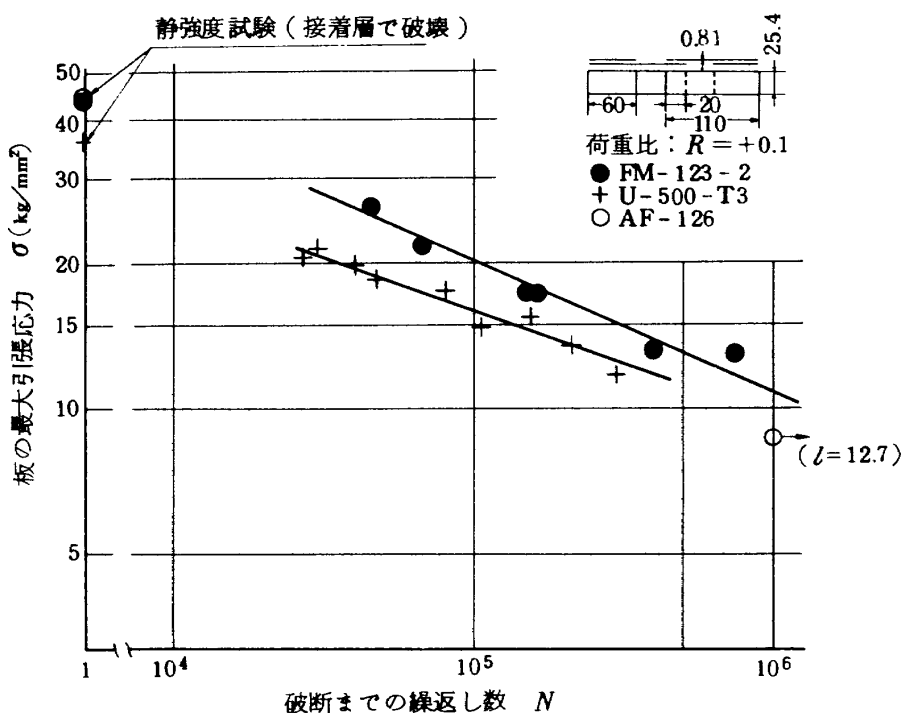


図 2 標準形試験片による疲労試験の結果

これに割増し率として1.33を掛けた。ワッフル・ダブルの厚さは、継手部のリベット孔付近で、外板の厚さとの合計が、(3)と同様に、疲労強度による必要板厚0.82mm以上となるように、標準板厚0.41mm(0.016")とした。

#### (5) 接着結合シヤ・タイ

シヤ・タイはフレームと外板との間で両者を中継し、おもに、構造のせん断変形を拘束する。シヤ・タイと外板との接着結合では、外板に垂直な方向へ作用する荷重が、強度的に問題となる。すなわち、内圧荷重によって生ずる外板の半径方向変位を、シヤ・タイを介してフレームが拘束するように作用するので、この接着結合部にはく離荷重が生ずる。はく離荷重による接着層の疲労強度はまだ調べられていないため少くともシヤ・タイの接合部は必要な静強度を持つように接着し、この部分の疲労強度は、本実験の結果から求めることとした。シヤ・タイの接着層端部におけるはく離荷重は付録3に示す近似式<sup>10)</sup>を用いて求めた。その際、フレームの相当断面積は実断面積の1/2と見なして代入した。このことはZ形断面またはこれに類する開断面のフレームを使った補強円筒に対して、内圧荷重を与えた実験で認められている<sup>11)</sup>。さらに、軸方向のストリンガの効果は、外板の曲げ剛性の中に平均化して含めた。したがってフレーム位置で求めた垂直力をシヤ・タイ(組立て上、1個当りの最大長さは118mm)に配分すると、単位長さ当りの線荷重は0.75kg/mm(平均)となる。一方、使用する接着剤のはく離強度は、T形はく離で0.84kg/mm(カタログ

値)であり、一般にはく離開始は、接着層端部で開裂強度(cleavage strength. 普通、はく離強度の数倍またはそれ以上の値を示す)に達してからである。以上から少くとも静強度は得られていると考えられる。

### 3 接着剤および接着処理

#### 3.1 接着剤の選択

接着剤の選択にあたり考慮した点は、加熱温度(高力アルミニウム合金は約127℃以上で結晶粒界腐食を生じやすくなる)、強度とその信頼性、および接着処理を含め実際の組立て工程での使い易さなどである。使用温度範囲-55℃~+80℃で必要な強度が得られ、かつ、上記の条件を満たす接着剤としてはエポキシ樹脂系が適しているので、エポキシ系加熱硬化性フィルム状接着剤を採用した。

使用した接着剤の規格は以下のとおりである。

型名: AF-126(米国, スリー・エム社製造)

形態: 合成繊維のチップを支持体として含む、厚さ約0.25mmの接着剤フィルム

強度: 米国の連邦規格MMM-A-132 Type I Class 2および米軍規格MIL-A-25463 Type I Class 2の強度基準を満たす。

硬化開始温度: 107℃(225°F)

揮発成分: 1% (重量) 以下

加圧条件: 標準値は約3 kg/cm<sup>2</sup>

規格の強度基準および標準試験片で得られる強度を表

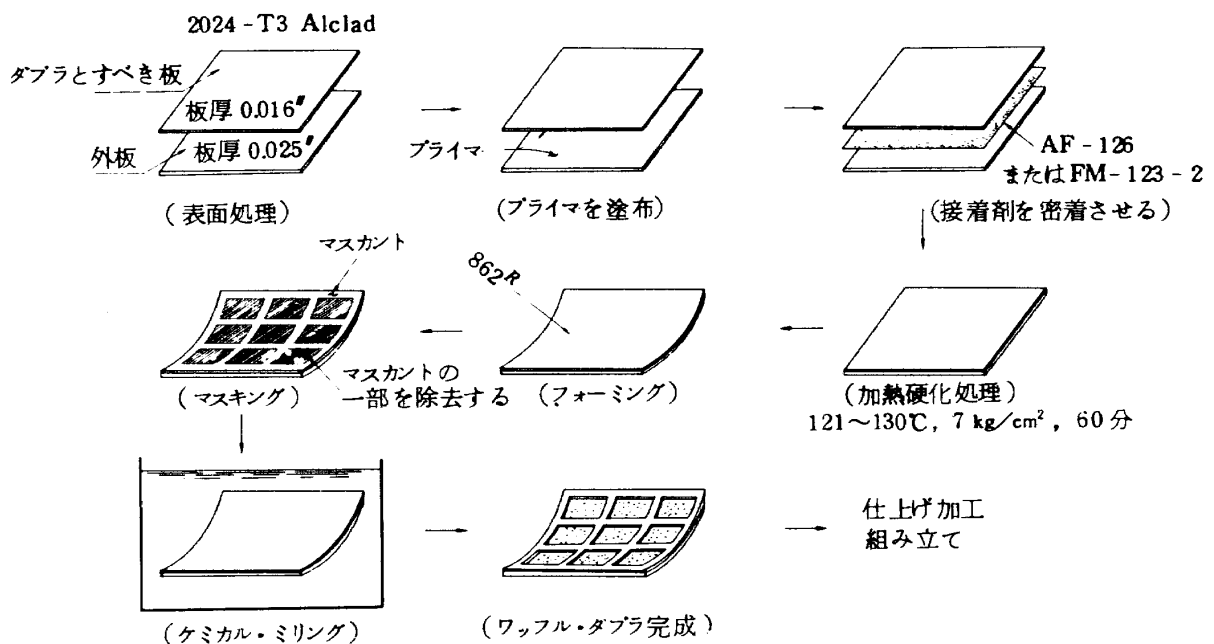


図3 ワッフル・ダブルの製造方法

2に示す。

ワッフル・ダブラの接着においては、一部分に以下に示す変性ニトリル・エポキシ系のフィルム状接着剤を用いた。この接着剤の形態、強度特性および硬化処理条件などはAF-126とほぼ同じである。

型名：FM-123-2(米国, American Cyanamide 社製造)

揮発成分：2% (重量) 以下

最終的な組立て部分となる、胴体中央における軸方向結向部のストリング連結および外板継手のために、以下のようなエポキシ系常温硬化性接着剤を用いた。

型名：U-500-T3(セメダイン社試作)

形態：液状

### 3.2 接着処理

接着構造の製作は、まず(1)被着材の表面処理、つぎに(2)接着剤の硬化処理、最後に(3)必要な成形加工の順に行う。以下にそれぞれの工程の詳細を述べる。

#### (1) 被着材の表面処理

被着材は高力アルミニウム合金合せ板 2024-T3 であり、外板の表面に、以下のような一般的に採用されている表面処理の手順に従った処理を施した。

(i) 表面の付着物を有機溶剤で除去する。

(ii) 水洗い

(i) エッチング処理：エッチング溶液は、重クロム酸ソーダ、濃硫酸および精製水を、それぞれ重量比で1：10：30としたクロム硫酸混液である。この溶液の液温を68℃に保ち、被着材のエッチングは、この溶液中に被着材を約10分間浸漬することで行う。

(ii) 水洗い

(iii) 乾燥

(iv) プライマの塗布

接着剤がAF-126の場合はEC-2320を使う。

接着剤がFM-123-2の場合はBR-123を使う。

#### (2) 接着剤の硬化処理

接着剤の種類と接着部分によって、保持温度、接着圧力および保持時間を適当に選び、オートクレーブ中で接着剤の硬化処理を行った。接着部分とその硬化処理条件を表3に示す。

#### (3) 硬化処理後の成形加工

##### (i) 接着接合による周方向外板継手の場合

接着圧力を与える目的で、硬化処理中に使用したビスを除去し、その部分を粘着テープおよびシーラントで被った。

(ii) 接着剤およびリベットによる併用接合外板継手の場合

まず、(i)と同様な目的で使用したビスを除去した。その

表 2 接着剤の強度特性

強度試験の主な項目	MMM-A-132 Type 1, Class 2 (規格)	AF-126	FM-123-2	U-500T3
A Tensile shear	psi	psi	psi	psi
Normal Temp., 75 F	2500	5300	4900	5300
10 min., at 180 F	1250	3260	3350	600
10 min. at -67 F	2500	5960	4350	3000
75 F, after 30days salt water spray	2250	5170	4725	3100
75 F, after 7days immersion in JP-4 fuel	"	5120	4800	3500
75 F, after 30days at 120 F and 95~100% R. H. <sup>a)</sup>	"	4980	4895	3200
B Creep rupture (max. deformation)				
75 F, 192 hours at 1600 psi	0.015	0.0000	0.0004	—
180 F, 192 hours at 800 psi	"	0.0023	0.0017	—
C Fatigue				
75 F, 750 psi, 10 <sup>6</sup> cycles	no glue line failure	no glue line failure	no glue line failure	—
D Other tests				
75 F, T-peel	15 piw <sup>b)</sup>	43 piw	27 piw	—

a) 相対湿度 b) 単位は pounds per inch width で、板厚が0.020 in の場合



うえてリベット穴を加工し、シャ・ヘッド・リベットの打鉋を行った。ただしU-500-T3を用いた部分は硬化処理の前に打鉋を行った。

(イ) ワッフル・ダブラの場合

2板の薄板を接着した後、曲げ加工により胴体外板の曲率を与えた。この曲げ加工による接着強度の低下は認められなかった。このあとマスキングを施して化学研磨によりダブラを形成した。

## 4 実験方法

### 4.1 実験荷重の選択

実験荷重は繰返し一定振幅の内圧荷重(荷重比0.1)のみとし、その値は接着補強パネルの外板(厚さは0.81mm)の周方向応力値(外板のみで荷重を受け持つとした場合の応力値)により決めた。すなわち、周方向応力として、 $14 \text{ kg/mm}^2$ (接着接合外板継手における設計値)、

表3 接着接合部分と処理条件

接着の対象	接着部分の位置	接着剤	保持温度(°C)			接着圧力(kg/cm <sup>2</sup> )
			保持温度(°C)	保持時間	保持温度(°C)	
外板と ストリング	STR#9~#16 STR#25~#32	AF-126	121~130	60分	2.8(No.1,2) 0.8(No.3,4)	
周方向 の外板継手	STR#9,#13,#17 #21,#25,#29	AF-126	110~115(No.1) 130(No.2) 120(No.3~4)	4時間	厚板を介し、14cm間隔でビス 締めした接触圧力	
外板と シャ・タイ	STR#9~#17 STR#25~#32~#1	AF-126	121~130	60分	厚板を介し、両端をビス締めし た接触圧力	
胴体中央断面 ストリング連結	STR#1~#32	U-500-T3	30	24時間	組立てリベットによる 締結圧力	
ワッフル ダブラ	STR#17~#25	AF-126	121~130	60分	7.0	
	STR#17~#21, } (No.3) FRA1~4 STR#17~#21 (No.4) STR#21~#25 } (No.4) FRA1~4	FM-123-2	121~130	60分	7.0	
胴体中央断面 周方法帯板	全周	U-500-T3	70~90(No.1,4) 30(No.2) 70~90(No.3)	4時間 24時間 3時間	各組立て方法による接触圧力	

(注) STR# .....ストリング番号, FRA .....フレーム番号, No.....供試体番号

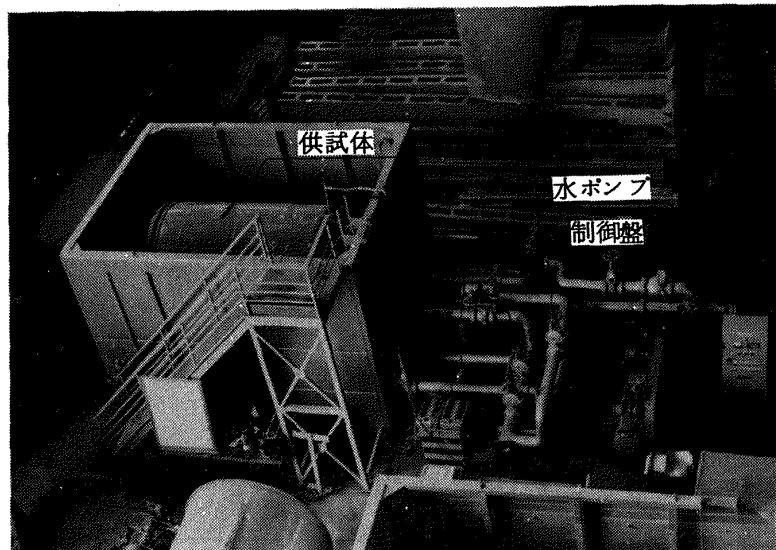


写真2 試験装置全景

10kg/mm<sup>2</sup>および6kg/mm<sup>2</sup>の3点を選び、それぞれの荷重レベルについて供試体の疲労強度を調べた。これらの応力値に対応する内圧の値は、それぞれ、1.32kg/cm<sup>2</sup>（供試体No.1）、0.94kg/cm<sup>2</sup>（供試体No.2およびNo.4）および0.56kg/cm<sup>2</sup>（供試体No.3）である。

4.2 試験装置

試験装置の全景を写真2に示し、供試体の設置状態を図4に示す。内圧の負荷は、水中に置かれた供試体の内部へ水圧を加える方法で行い、上記の内圧荷重は供試体の内圧から供試体の外側の静水圧を差し引いた差圧として与えるものとした。この目的で製作した試験装置は、供試体に負荷する内圧の最大値および最小値と圧力の上昇および降下速度の調節ならびに、ある一定圧力を保持

することが可能である。疲労試験は内圧荷重の1サイクルに要する時間を約6秒として行った。供試体内外の圧力差を差圧計で検出して連続的に記録した結果、設定値にたいする内圧荷重の変動は3%以内であった。荷重の記録例を図5に示す。

4.3 点検方法

接着部分にたいしての点検は、内圧を加える前、最初の数回の負荷を終了した時、および、原則として、6000回の負荷終了ごと、などにおいて行った。点検方法としては肉眼検査のほか超音波振動子共振法による非破壊検査を行った。疲労試験で供試体が破壊した場合は破壊部分を補強し、可能な限り実験を続けた。

なお、超音波振動子共振法は接着層のはく離の検出ば

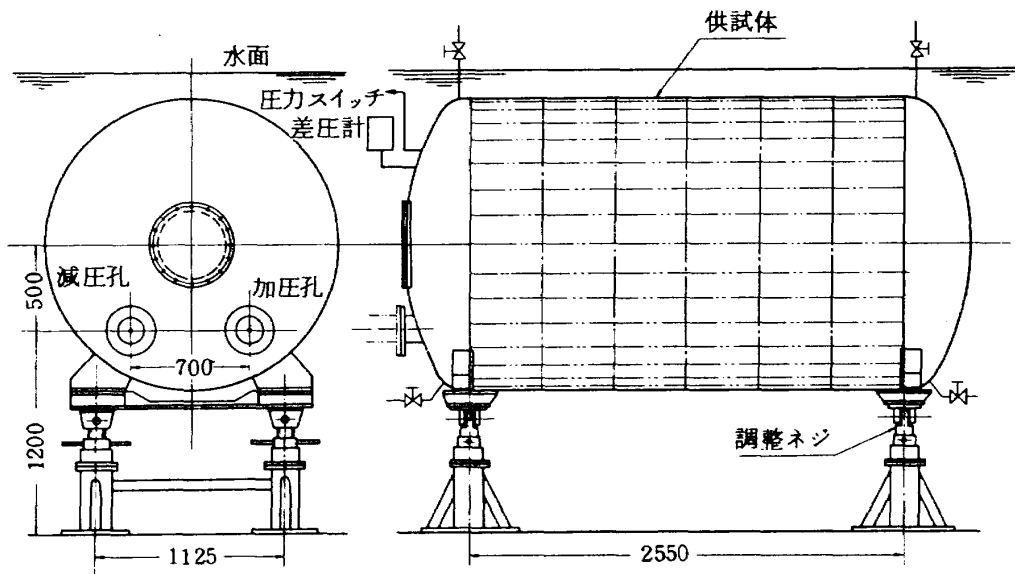


図4 供試体の支持方法

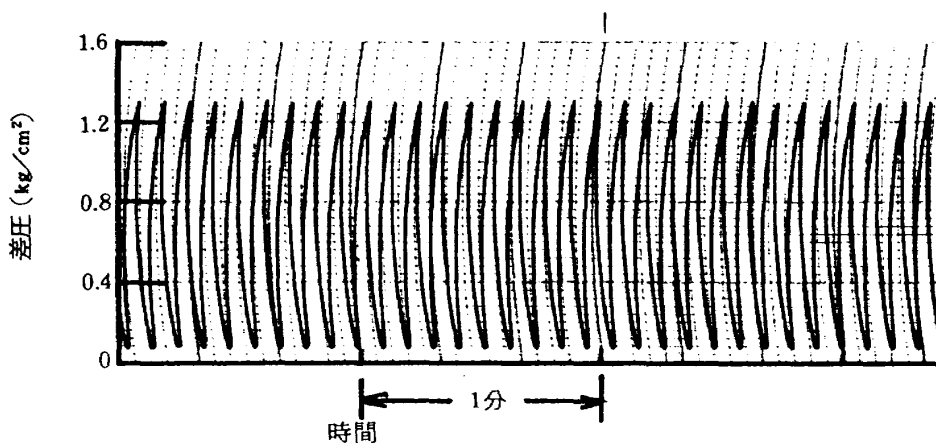


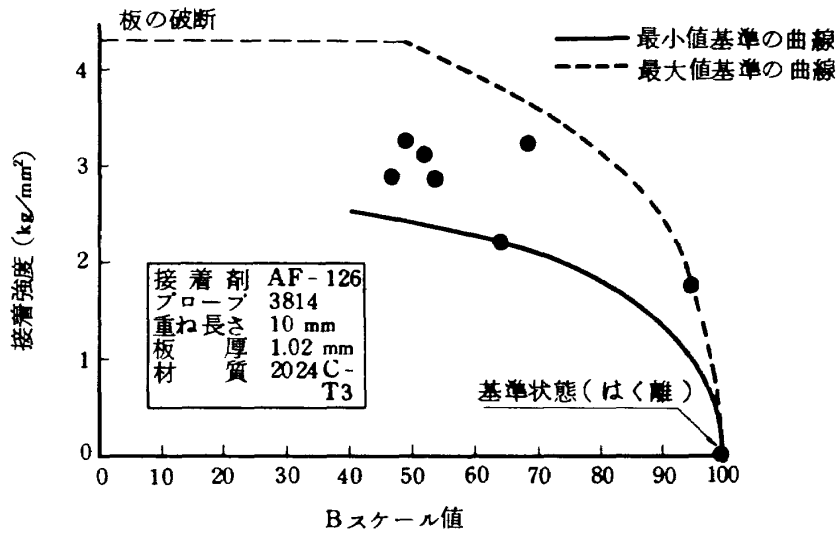
図5 内圧荷重の記録（供試体No.1）

かりではなく、接着状態にある接着層の引張りせん断強度の推定も可能である。使用した非破壊検査装置（ボンド・テスタ，付録2参照）は Fokker Bond Tester， Model 67（オランダ N.V. Koninklijke Nederlandse Vliegtuigenfabriek Fokker 製造）である。ボンド・テスタによる測定値と接着継手の引張りせん断強度の関係は以下のようにして決めた値を使った。まず、種々の接着強度の試験片を製作するために、2枚の平板を 10 mm の長さに重ね合せ、接着剤（AF-126）の硬化処理のとき接着面に薄いスペーサを段階的に挿入して接着圧力に不均一性を持たせた。接着終了後、標準形試験片に切出して静強度試験を行った。得られた結果を図6

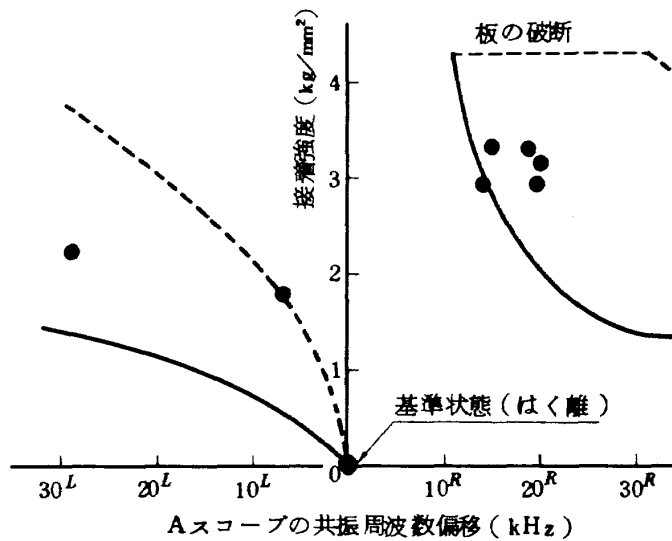
(a)および(b)に示す。これらの図において実線および破線で示す曲線はデータの傾向を表わすために加えたものであり、それぞれ、最低値または最高値の傾向を示す。図6(a)に示す曲線は、Fokker社の社内試験における傾向曲線の形から与えた。また、図6(b)に示す曲線は、Jonge<sup>13)</sup>の理論（付録2参照）を試験片に適用して与えた。本実験においてはいずれも実線を評価の基準とした。

### 5 実験結果ならびに考察

接着構造の強度試験結果には、材料、構造、接着の処理条件または試験方法などに含まれる多くのパラメータが関係し、それぞれは結果に大きな影響を及ぼすである



(a) 接着強度とボンド・テスタ Bスケール値



(b) 接着強度とボンド・テスタ Aスコープ値

図 6 ボンド・テスタによる測定値と接着継手試験片の引張りせん断強度

う。また、本実験の結果はデータ数としても余り多くはないので、以下においては、実験結果にたいする総合的な考察を述べるのみに止める。

5.1 接着処理

(1) 接着層の厚さの測定

接着剤の硬化処理後に測定した接着層の厚さを表4(a)~(d)に示す。これらの値は、全体の厚さ(被着材および

接着層を含む)から被着材の厚さを差し引いて、間接的に求めたものであり、表4の値は、それぞれ、6点以上の測定から得た結果である。

一般に接着層の厚さは0.1~0.2mm程度で一様であることが強度上最適とされているが<sup>12)</sup>、表4の値はこの値に近いものであり、接着は比較的的良好に行なわれたことを示す。とくに、真空バッグを利用した接着部分(ワッ

表4(a) 外板とストリングの接着層厚さの測定値 (単位mm)

供試体	STR#9~#12		STR#13~#16		STR#25~#28		STR#29~#1	
	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値
NQ1	0.07	0.04~0.10	0.07	0.05~0.08	0.06	0.06~0.10	0.07	0.04~0.11
NQ2	0.07	0.04~0.10	0.07	0.03~0.13	0.07	0.04~0.08	0.06	0.03~0.12
NQ3	0.07	0.05~0.08	0.08	0.04~0.10	0.09	0.06~0.14	0.09	0.05~0.14
NQ4	0.10	0.08~0.14	0.08	0.05~0.10	0.10	0.05~0.13	0.11	0.06~0.23

表4(b) 周方向外板継手の接着層厚さの測定値 (単位mm)

供試体 継手位置	No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値
STR# 9	0.16	0.12~0.18	0.13	0.10~0.17	0.18	0.16~0.21	0.17	0.15~0.22
STR#13	0.17	0.10~0.21	0.14	0.09~0.20	0.14	0.08~0.18	0.23	0.16~0.28
STR#17	0.19	0.12~0.28	0.23	0.18~0.27	0.26	0.15~0.31	0.16	0.11~0.20
STR#21	0.21	0.12~0.31	0.24	0.22~0.26	0.27	0.26~0.30	0.14	0.07~0.18
STR#25	0.22	0.16~0.30	0.13	0.10~0.18	0.13	0.10~0.17	0.09	0.06~0.14
STR#29	0.22	0.17~0.32	0.17	0.10~0.28	0.10	0.08~0.11	0.08	0.05~0.10

表4(c) ワッフル・ダブルの接着層厚さの測定値 (単位mm)

供試体	STR#17~#21		STR#21~#25	
	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値
NQ1	0.10	0.09~0.11	0.11	0.09~0.11
NQ2	0.12	0.10~0.14	0.10	0.08~0.12
NQ3	0.10	0.07~0.13	0.12	0.10~0.14
NQ4	0.12	0.10~0.13	0.11	0.10~0.13

表4(b) 外板とシャ・タイの接着層厚さの測定値 (単位mm)

供試体	STR#9~#13		STR#13~#17	
	平均値	最小値~最大値	平均値	最小値~最大値
NQ1	0.08	0.06~0.12	0.09	0.06~0.10
NQ2	0.08	0.05~0.12	0.08	0.03~0.11
NQ3	0.11	0.05~0.15	0.13	0.05~0.15
NQ4	0.11	0.06~0.15	0.09	0.04~0.13

フル・ダブルおよび外板とストリングの接着)の接着層は接着剤の硬化中に比較的一様な接着圧力を受けているため、ほぼ均一な厚さをもっている。これにたいして、真空バックの利用が困難であるために厚板(約14cm間隔でビス締め)を介して接着圧力を与えた外板継手においては、接着圧力を均一かつ一定に保つことが容易でないため、接着層の厚さの変動がやや大きい。

後者の方法は大型の構造を組立てる手段として有効であると考えられるので、さらに接着圧力を均一化するための改良を必要とする。

後述するように、接着層の厚さと、疲労試験で破壊した接着部分の位置との明らかな関係は認められなかった。

## (2) 接着層の状態の観測

接着接合外板継手の接着状態をボンド・テストのBスケールを用いて検出した例が図7(a)に示す折線の値である。このBスケール値と図6(a)により、各接着部分での引張りせん断強さが推定できる。図7(a)の印は接着の処理工程で接着圧力を与えるために使用したビスの位置を表わしており、完成後にこれらのビスは除去してある。

図7(a)に示される傾向は、他の接着継手部分においても同様であり、さらにAスコープによる測定によってもほぼ同様の傾向を示した。

このような結果に対応して図7(b)および写真3に接着継手の破壊後の接着面を示す。この接着面は疲労破壊面ではなく、供試体がパースト状態で破壊したときに急速にはく離が伝播した部分である。これらの破壊面の状態と、標準形試験片(静強度用)の破壊状態とを比べると、供試体の継手における接着処理(表面処理および接着圧力)に不均一が存在したものと推測される。すなわち、標準形試験片における破壊後の接着面はほぼ凝集破壊状態を示したのに対して、継手の接着面では界面におけるはく離が顕著であり、破壊様式が異っていた。この相異は主として接着面における表面処理状態の差異が原因であると考られ、後述のように、接着層内の応力分布の差異の影響よりも大きいと思われる。つぎにビス孔付近では破壊様式が凝集破壊である部分が多く、接着強度と接着層の剛性との相関を仮定したボンド・テストの測定値から、ビス孔付近での密着強度が大きいと推定され、この部分では接着圧力が他の凝集破壊部分より高かったと推測される。すなわち、一般に接着圧力の差異により接着層の剛性や界面でのはく離強度が変化すると考えられている。以上から、標準試験片と供試体接着継手において現われた破壊状態の差異は表面処理および接着圧力を含めた接着処理条件の差異によるものであると考えら

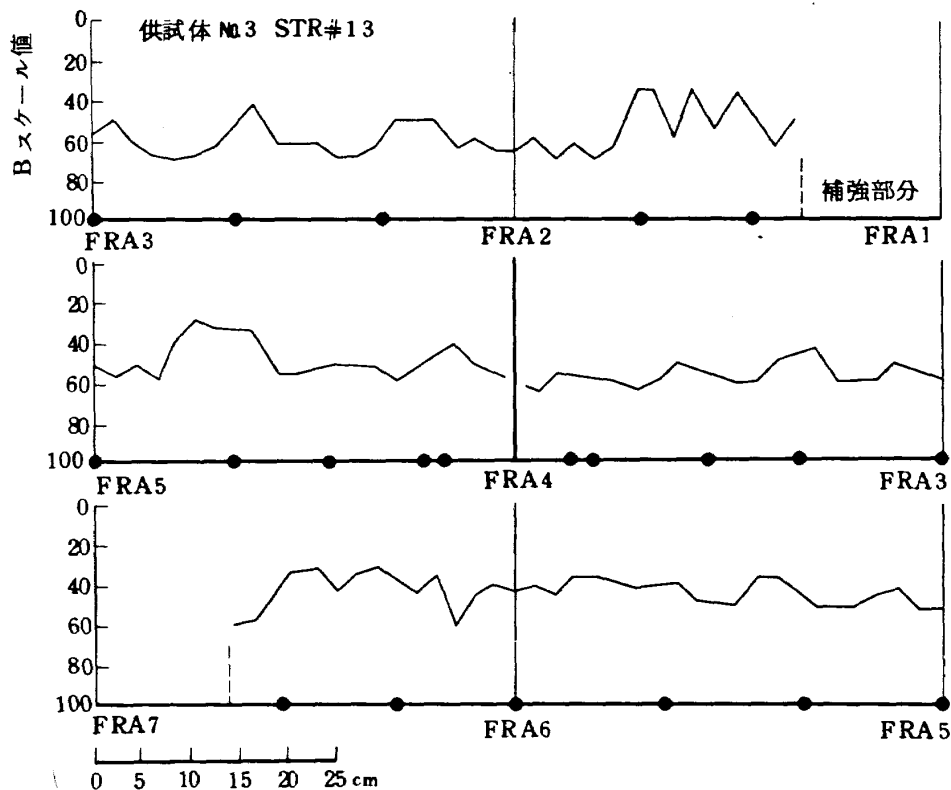


図7(a) ボンド・テストによる接着継手の測定例(Bスケールに基づく場合)

れる。

(3) 接着層の初期欠陥の検出

接着接合補強パネルを製作する一次工程と、さらに外板継手によって 体の形状に組立てる二次工程において、それぞれ通常行なわれるマレット・タッピング法によって接着層の初期欠陥を検査した。一次工程で欠陥が検出された補強パネルは供試体に使用せず、二次工程で検出された欠陥についてはその規模により補強または放置し

て実験中の挙動を調べることにした。実機においては初期欠陥にたいする許容限度が極めて厳しいものであることは言うまでもない。

二次工程で検出した欠陥は全て補強パネルの端部に存在した。すなわち、供試体No.1ではFRA4 STR#29の位置で大きさ20mm×21mmの欠陥(接着の不良)が検出された。これは2本のリベットで補強した。ほかに微小な欠陥部分が6箇所発見された。供試体No.2ではFRA4

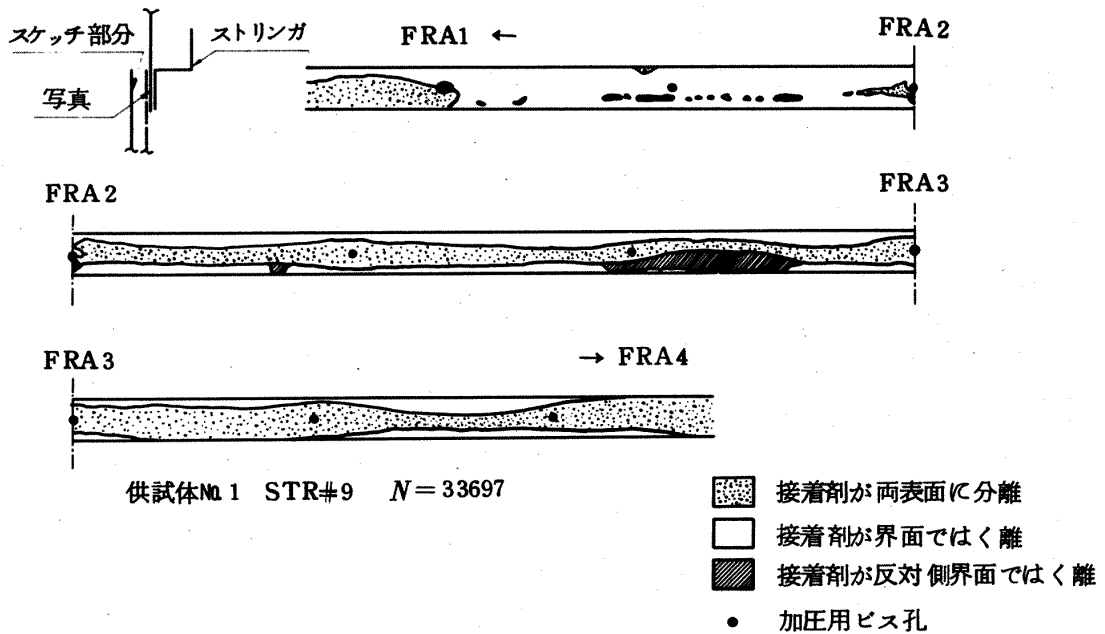


図 7(b) はく離破壊後の接着面の状態 (スケッチ部分)

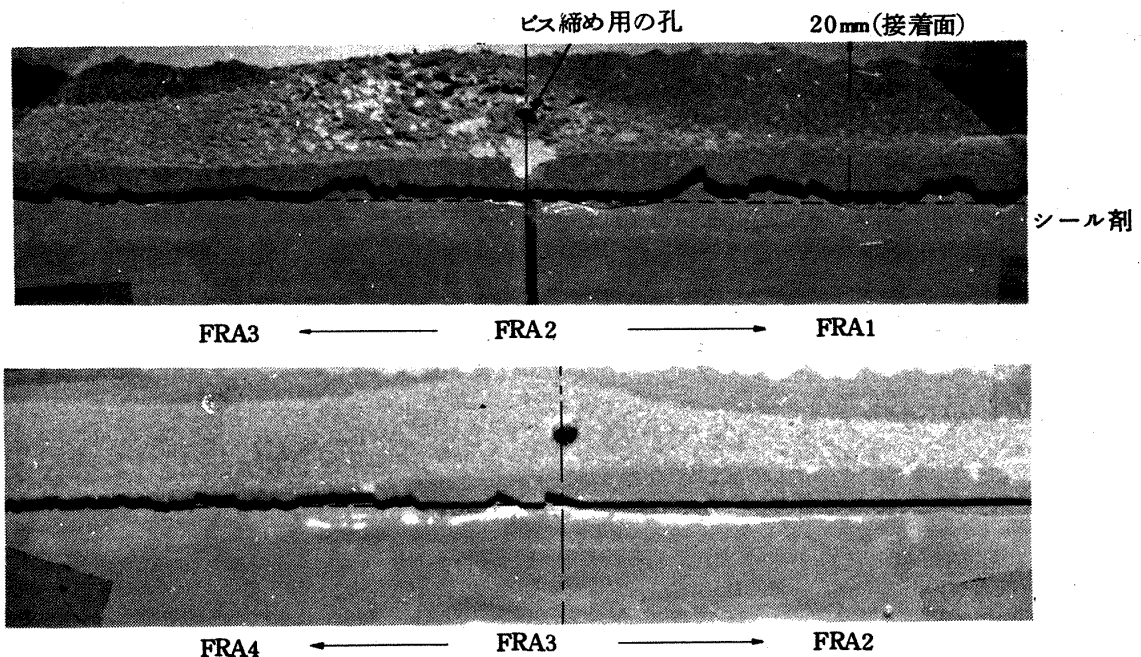


写真 3 はく離破壊後の接着面の状態  
供試体No.1 STR#9 (図1参照)

STR#9および#29の位置で、それぞれ、大きさ $12\text{mm} \times 100\text{mm}$ および $17\text{mm} \times 100\text{mm}$ の欠陥が発見された。これらはいずれも補強板を接着剤（エポキシ樹脂の液状接着剤EC2216）で接着して補強した。ほかに微小な欠陥が9箇所検出され、いずれも接着剤EC2216の充填後に硬化処理が行われた。供試体No.3およびNo.4ではマレット・タッピングで検出された初期欠陥はなかった。

これらの欠陥部分は、供試体の最終組立てダブラを結合する位置に存在したので接着層の最終的な疲労破壊に影響を及ぼさなかった。

ボンド・テストによっても初期欠陥を点検した。この結果は図11における内圧繰返し数 $n=0$ （実験の前に行った点検）の場合である。これによると供試体No.2の、STR#29における欠陥（はく離と推定）部分は実験開始後早期（ $N=8043$ ）に破壊に至った。供試体No.4の、STR#9の欠陥は実験中には破壊に至らなかった。No.4はSTR#25および#29の位置で実験開始後早期（それぞれ、 $N=4977$ および $N=7192$ ）に破壊に至ったが、ボンド・テストによっては初期欠陥が検出されなかった。

## 5.2 供試体の強度

### (1) 外板の表面ひずみ

防水型ひずみゲージ（型名：KFW-5-C1-23L100, 接着剤：CC-15, 共和電業㈱製）を用いて、供試体No.3の周方向ひずみを測定した。その結果を図8に示す。この図においては、実線で示した円周の位置をひずみのゼロ点とし、半径方向に円周より外側に正、内側に負のひずみ値を示した。黒丸印は、隣り合うフレームの中間点での外板のひずみ測定値を示し、白丸印は、フレーム位置の外板のひずみ測定値を示す。破線で描いた円周は、外板のみで内圧荷重を支えるとした場合のひずみの予測値を示す。ひずみ値のスケールはSTR1の位置に示す。

周方向表面ひずみの大きさと分布は継手の種類によって異っているが、附録3の結果をSTR#13の近傍（黒丸印）にあてはめると、外板の中央部（隣り合うストリング間の中間点）でのひずみ測定値 $700\mu$ （平均）および継手の接着層端部近傍での測定値 $-280\mu$ は、それぞれ、その予測ひずみ値 $860\mu$ および $-285\mu$ にほぼ近い値となっている。ただし、後者の予測ひずみ値は、接着層端より $5\text{mm}$ だけ離れた位置における計算値であり、貼付したひずみゲージ（ゲージ長さは $5\text{mm}$ ）の中心はこの位置にほぼ一致している。

### (2) 周方向外板継手の強度

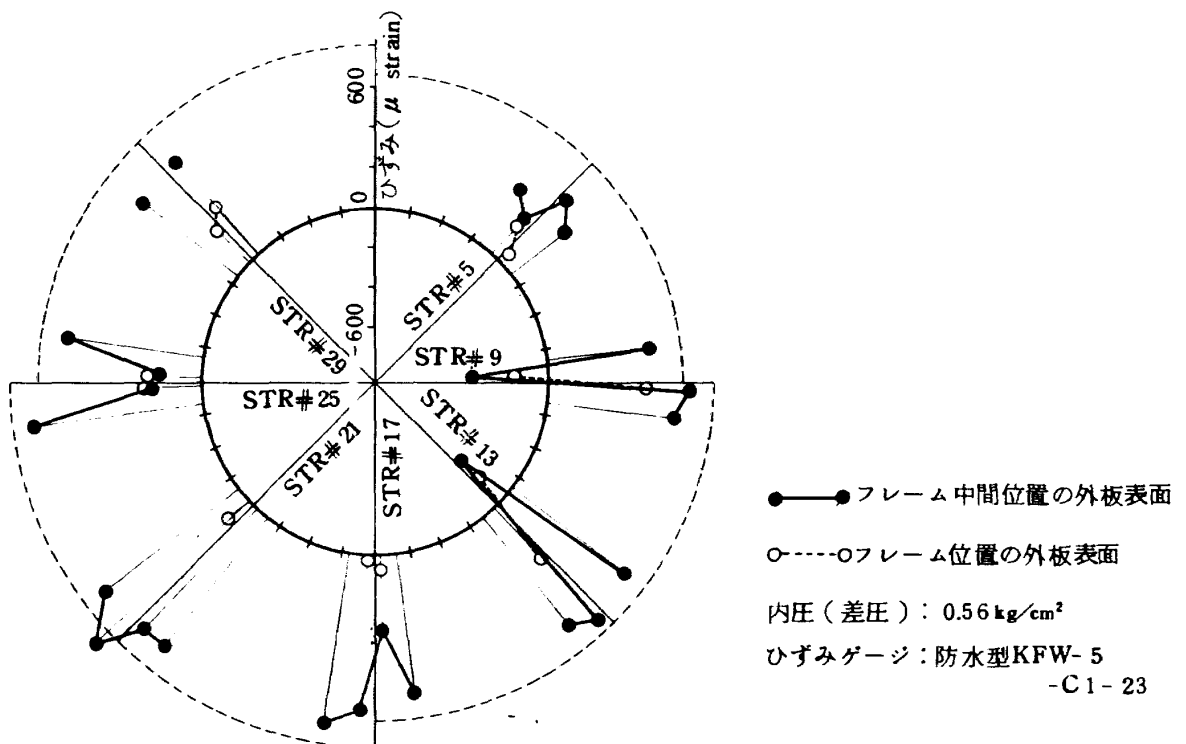


図8 外板の周方向ひずみ（供試体No.3）

- (a) リベット接合継手の強度  
各供試体においてリベット接合継手の疲れ損傷は試験終了まで全く生じなかった。
- (b) 接着接合継手の強度  
接着接合継手の疲労損傷は接着層のはく離として生じ、

外板そのものにおけるき裂は生じなかった。  
疲労試験の結果を図9および表5に示す。この図において、継手位置を示す記号のうち同形で小さい方は以前に発生した破壊の影響を受けて二次的にはく離破壊に至ったと見なす継手を示している。

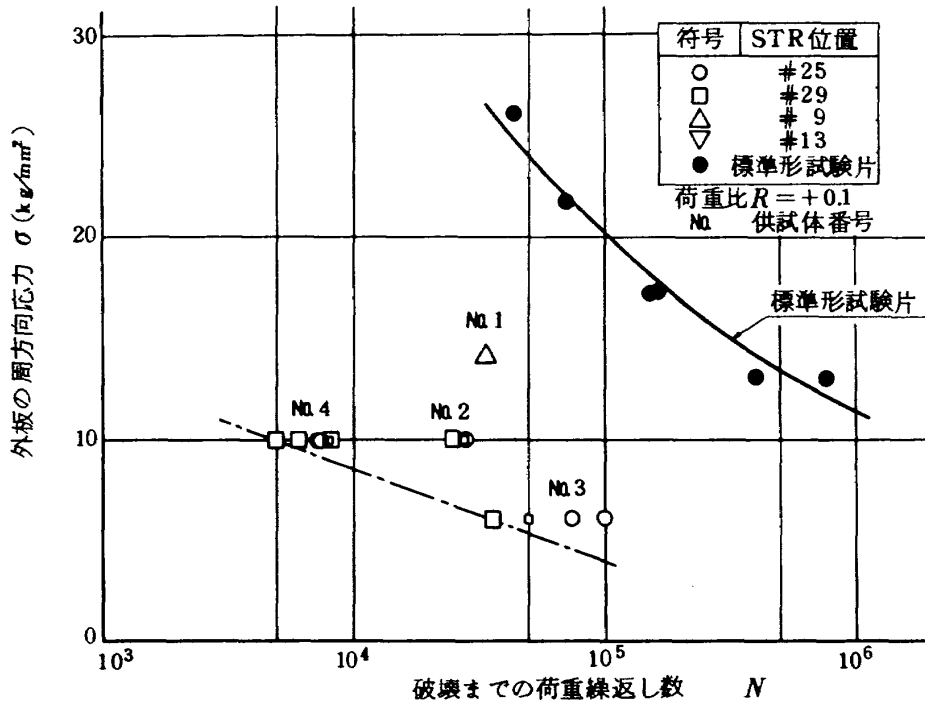


図 9 接着接合継手の疲労試験結果

表 5 接着接合継手の破壊と内圧繰返し数

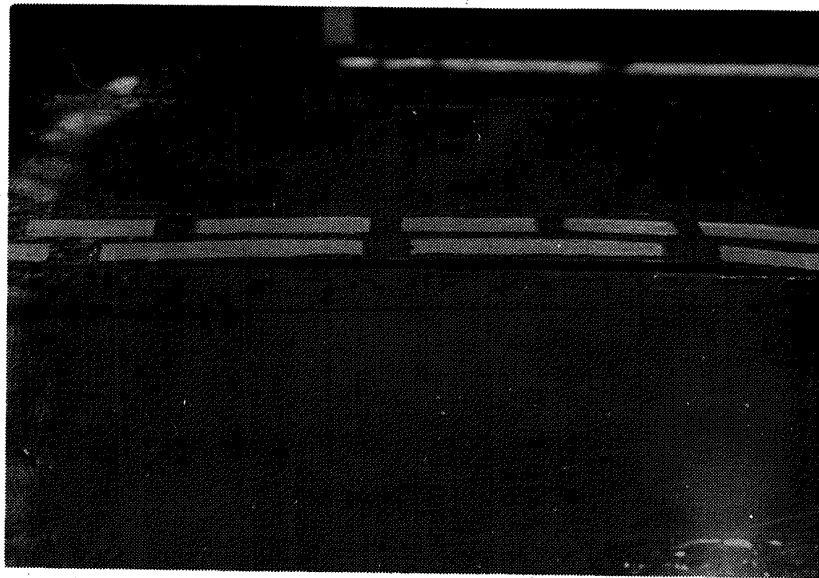
供試体	内 圧 (差圧)kg/cm²	破 壊 箇 所		内圧繰返し数	破壊後の処置	備 考
		ストリング位置	フレーム位置			
No.1	1.29	# 9	1~4	33,697	改修困難のため試験中止	
No.2	0.94	#29	5~6	8,043	改 修	
		#29	2~3	24,638	"	
		#29	1~2	27,119	"	
		#25	1~2 3~4	28,204	改修困難のため試験中止	
No.4	0.94	#29	2~3	4,977	改 修	
		#29	4~7	6,079	"	
		#25	2~3	7,192	"	
		#25	4~7	7,293	"	
		#29	4~7	7,836	改修困難のため試験中止	改修部分の破壊
No.3	0.56	#29	2~3	36,000	打 鋸	ボンドテストにより検出
		#29	1~2 3~4	49,257	改 修	
		#25	5~6	73,130	"	
		#25	1~2 3~4	100,000		ボンドテストにより検出 試験終了



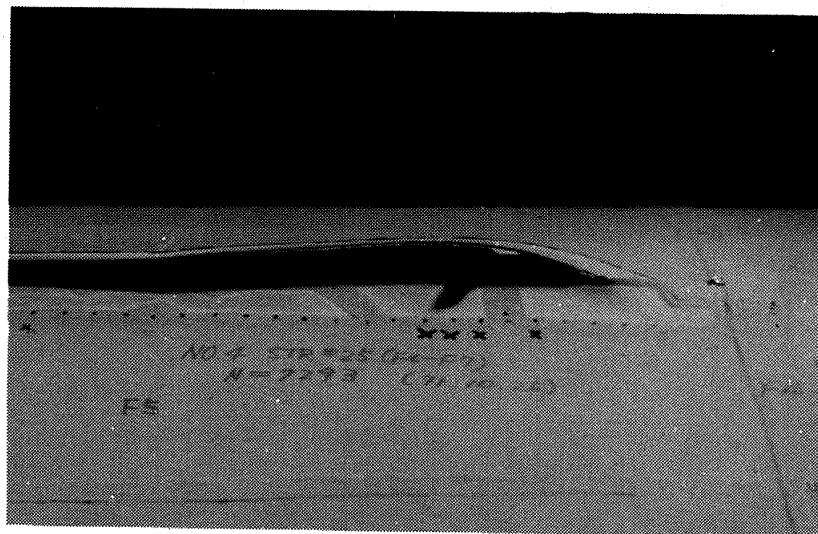
供試体の実験結果を標準形試験片の結果と直接図9上で比較することは、それぞれの破壊状態が全く異なるのでできない。すなわち、図9の縦軸は、供試体にたいしては、内圧荷重を外板のみで受け持つと仮定した場合の膜応力であるが、標準形試験片の場合は、試験荷重を被着材の断面積で割った応力値である。いま、上記のような試体の膜応力値と、標準形試験片の公称応力値で比較すると、繰返し数 $1 \times 10^5$ にたいする疲労強度は標準形試験片で約 $20 \text{ kg/mm}^2$ であり、供試体で最小の値を示した、STR#29では約 $4 \text{ kg/mm}^2$ （最小値を結ぶ直線の延長上での予測値）である。一方、破壊しなかった継手では少なくとも $6 \text{ kg/mm}^2$ の応力レベルに耐えた。このように、供試体と標準形試験片における強度には見掛け上大きな

差が生じた。また破壊様式は、供試体の場合には接着層の破壊であり、標準形試験片の場合の疲労試験では全て被着材の破壊であった。そこで以下では両者の相違に影響を与える因子について検討する。

標準形試験片と供試体の結果の差に影響する因子としては接着層内の応力分布の差異が考えられるので、付録3の付表3(2)に接着継手における接着層端部応力の予測値を示した。この表にはGolandおよびReissnerの式<sup>14)</sup>による標準形試験片の場合の値および供試体の場合としてこの式に内圧荷重の効果を重ね合わせた値が示されている。これによると、供試体の場合、内圧荷重による端部応力の増加率はせん断応力値で22~26%程度であり、図9上における標準形試験片と継手の疲労強度の差は依



(a) 供試体No. 2 STR#29  $N = 8043$



(b) 供試体No. 4 STR#25  $N = 7293$

写真4 接着接合継手の破壊状態

然として大きい。また垂直応力（はく離方向の応力）の増加率は72～90%であるが、No.1 供試体を除き、やはり疲労強度の差は大きい。しかもNo.1 供試体においても破壊様式は接着層ではく離破壊であり、標準形試験片の破壊様式とは異っている。さらに、内圧荷重による板表面の最大引張り応力の増加率は26～29%であり、標準形試験片における疲労強度との差は大きいままである。以上から、接着接合外板継手の疲労強度が標準形試験片の結果を大きく下回った原因は、主として、接着接合継手における破壊様式が標準形試験片の破壊様式と異なるためであり、また供試体における接着処理条件の不均一さも強度の低下とばらつきを生じさせたものと考えられる。

つぎに、はく離の進展状況について検討したが、個々の進展速度ははく離発生位置により違っており、ボンド・テストによる点検では、1フレーム間隔に及ぶ強度低下部分が検出されても直ぐには破壊に至らない場合と、

微小欠陥部から急速に破壊する場合が存在した。しかしながら、これらの破壊状態と応力レベルとの関連性は見られなかった。

供試体の破壊状況を写真4および写真5に示す。

(c) リベットと接着剤の併用継手の強度

ボンド・テストによって検出された被害は、供試体No.1のSTR#21 ( $n=12000$ )、供試体No.2のSTR#17および#21 ( $n=1$ )における接着層の局部的はく離である。これらのはく離は徐々に拡大しているが、その進展速度は小さく、継手の破壊または気密性の低下には至らなかった。供試体No.3およびNo.4においては被害が認められなかった。

このことから、接着接合継手については強度の安全率を大きくとり、はく離にたいする補修方法も考慮する必要があるが、リベットと接着剤の併用継手における打釘は、はく離進展防止の効果ばかりではなく、継手の強度

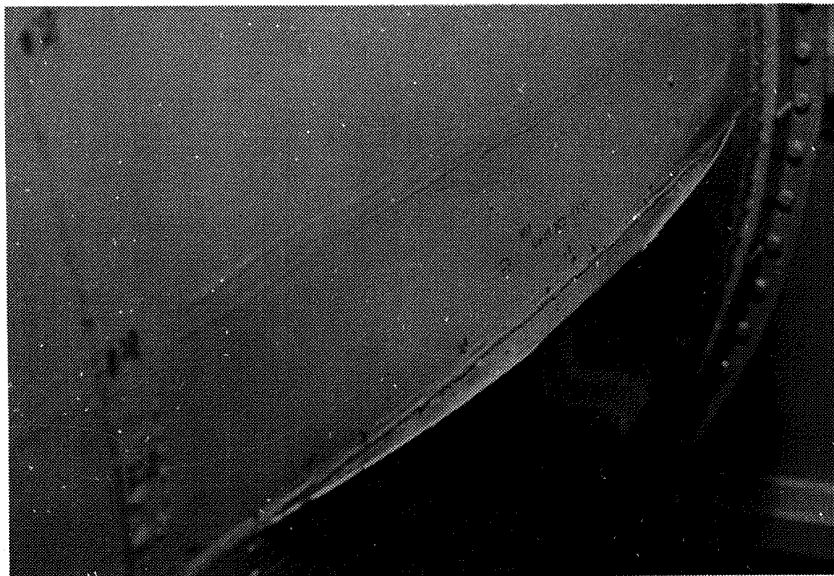


写真4 (c) 供試体No.3 STR#29  $N=49257$

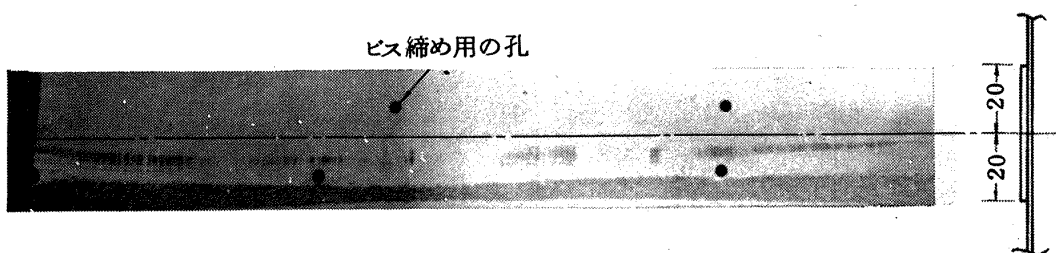


写真5 はく離開始部の接着面の状態  
供試体No.4 STR#29 (図1 参照)

のばらつきを小さくする効果があると考えられる(文献<sup>15)</sup>参照)。

(3) ワッフル・ダブラにおける被害

ワッフル・ダブラにおける被害は供試体No.1のみで検出された。被害の発生箇所は図10に示すように、主として、ワッフル・ダブラとシャ・タイをリベット接合した部分およびその付近で、主として外板の曲げ変形によって接着層のはく離が生じたものである。図10で明らかのように被害はSTR#21~#25の間の外板部分に集中したが、その原因は製作工程で生じたものと推測するのが妥当であろう。その他の被害としては、FRA2およびFRA3におけるリベット頭部の破壊(いずれもシャ・タイ接合用リベットで合計3個)が生じた。これはいずれもフレームと外板との間に働く垂直力の作用によるものである。

この他の供試体においては全く被害が生じていない。

(4) 接着接合シャ・タイにおける被害

実験開始後初期の内圧荷重負荷( $n=1\sim50$ )では各供試体におけるシャ・タイのはく離が生じた部分は認められず、初期欠陥の拡大も認められなかった。これは接着層の必要静強度が十分に得られていたことを示すものである。各供試体の接着接合シャ・タイにおける被害状況は以下の通りであった。

供試体No.1(内圧荷重は $1.32\text{ kg/cm}^2$ )では、外板から完全に分離したシャ・タイが検出されたのは $n=6\times 10^3\sim 12\times 10^3$ の間であり、以後周辺に順次波及する状態が増加し、最終的にはく離したシャ・タイの数は14個までに達した。

供試体No.2(内圧荷重は $0.94\text{ kg/cm}^2$ )では、 $n=2.4\times 10^4$ で完全にはく離に至ったFRA2 STR#16~#17を除けば、全体的にはきわめて小規模な被害にとどまっている。

供試体No.4(内圧荷重は $0.94\text{ kg/cm}^2$ )では、 $n=7836$ までに2個のシャ・タイが完全に分離し、3個のシャ・タイの端部にも局部的にはく離が生じた。

供試体No.3(内圧荷重は $0.56\text{ kg/cm}^2$ )では、 $n=4.4\times 10^4$ でシャ・タイの局部的にはく離が1箇所存在した。

以上の結果から、これらの供試体の接着接合シャ・タイは $0.56\text{ kg/cm}^2$ の内圧荷重の繰返しにたいしても疲労強度が十分ではないように思われる。しかしながらこの点は、シャ・タイと外板との接合部におけるシャ・タイの形状を変更し、接着剤のsqueeze outを有効に利用すれば容易に改善されるものと考えられる。

(5) 外板とストリングの接合部分における被害

リベット接合およびリベットと接着剤の併用接合では供試体全てについて被害が検出されなかった。

接着接合の場合には供試体No.2 FRA5 STR#14で欠陥部分が検出されたがこの欠陥部分は成長しなかった。

また、供試体No.1 FRA6 STR#10では $n=6\times 10^3\sim 12\times 10^3$ の間ではく離した部分が1箇所検出されたがこの部分もその後成長しなかった。

以上の結果から、外板とストリングとの接合部はほぼ所期の強度が得られていると考えられる。

5.3 ポンド・テストによる検査結果

ポンド・テストのBスケールによる接着層点検結果の一例を図11に示す。この図においては、供試体のスト

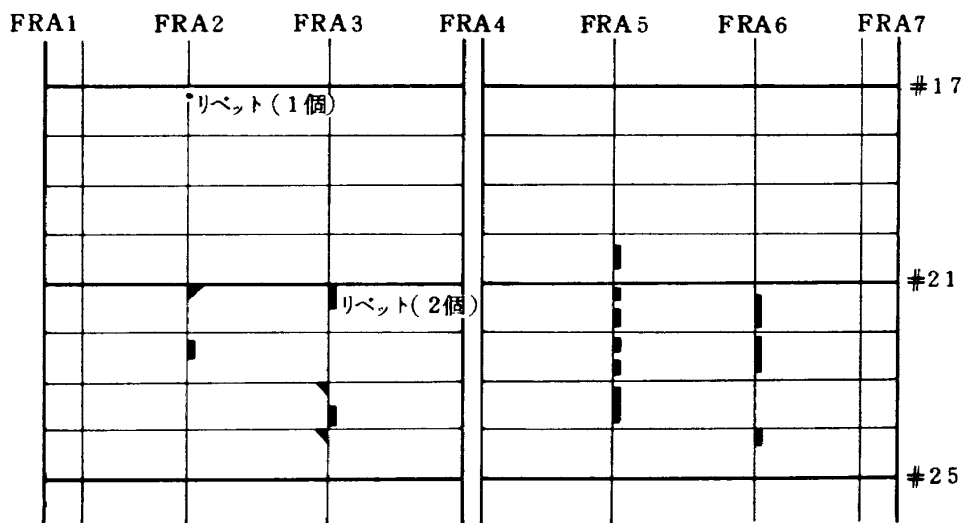


図 10 ワッフル・ダブラの被害(供試体No.1  $N=33.697$  ; 推定による)

リング番号とフレーム番号に沿った接着接合部（周方向外板継手、外板とストリングの接着部および接着接合シャ・タイ）を展開図上に表わし、その被害状況を内圧荷重繰返し数に対応させて表示した。荷重繰返し負荷後の接着層の変化を、ボンド・テストBスケール値の大きさに従って以下のような3段階に分割した。すなわち、予備実験の結果に基づいてBスケール値が50以下（図中では特に表示をしていない部分）、50～80（図中では

□ で表示した部分）、および80～100（図中では ■ で表示した部分）に分割した。それぞれの値は、接着層の静強度が標準形試験片の値にほぼ等しい部分、強度低下または接着層の小規模な欠陥を含む部分、および接着層のはく離もしくは著しい欠陥を含む部分に対応すると考えられる。ただし、これらの境界の値は、点検毎の測定位置の誤差、プローブ接触圧変動による若干の誤差、測定部分の表面状態、および構造の違い、などから、±10～±15の誤差が含まれていると考えられる。

供試体が乾燥状態のときはプローブの直径（3/8"）程度のはく離部分を完全に検出することが可能である。さらにはく離が拡大して接着面が水と接触する状態になると、はく離間隙に水が浸入し接触媒体に近い働きをして見掛け上はまだ強度を有する部分として検出される場合がある。たとえば、供試体No.1 STR#9 FRA1～4は最終的に破壊に至ったが、6×10<sup>3</sup>回の荷重負荷後に検出した状態は接着層の局部的はく離と判断され、その後

の点検では強度を有する状態として検出された。

以上のように、供試体を水中に設置して実験を行なったことは測定に誤差を含む可能性を与えた。しかし接着層の変化を追跡する過程ではこの誤差はほとんど問題とはならなかった。

つぎに、破壊に至った接着層についてボンド・テストAスコープによる測定値の一例を荷重の繰返し数に対応させて図12に示した。接着層の状態変化は図11の場合にほぼ等しい。ただし、共振ピークがスコープ内に現れない状態の接着部分は、Bスケール値との対比から、高い接着強度を有すると判定した。これらの状態を図12ではピーク・シフト50KHz（スコープ上の測定限界）の位置にプロットした。また、Aスコープによる点検の際にスコープ内で複数のほぼ同強度のピークが出現した場合には、偏多量が小さい方（接着強度が小さい）のピーク位置を採用した。このような状態は、プローブを接触させた供試体の表面が粗面である場合、供試体に多重の補強がある場所、またははく離間隙に水分が浸入した場合などで生じた。

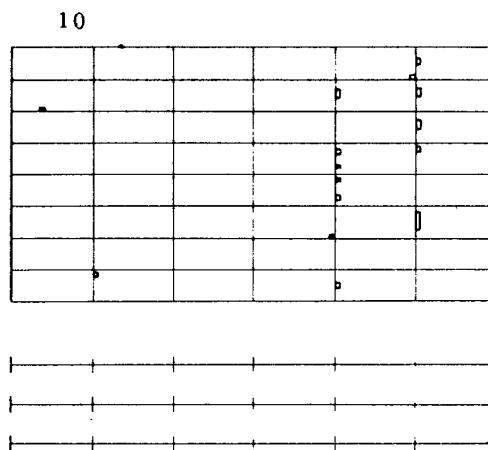
このように、薄板の接着においては振動子共振法が現在最も簡単で高い精度を得る方法と認められるが、測定方法上、測定位置の再現性を高めることが必要であることと、面積の大きい接着層を検査する場合に測定時間の点で不利であることは実機へ適用する場合の難点となるであろう。

図 11 内圧繰返し数と接着接合部の状態変化  
(Bスケールによる検出例)

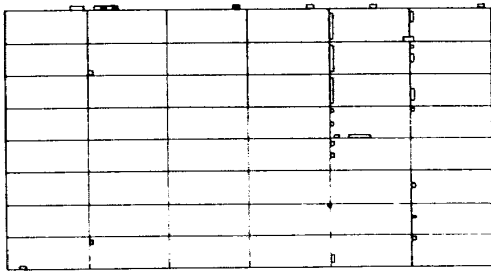
ただし、

- 測定値が80～100(はく離または著しい欠陥)
  - 50～80(強度低下または小さな欠陥)
- その他の部分は良好な接着状態にある部分である。

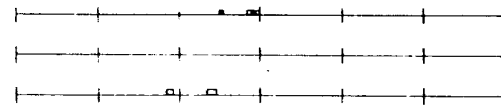
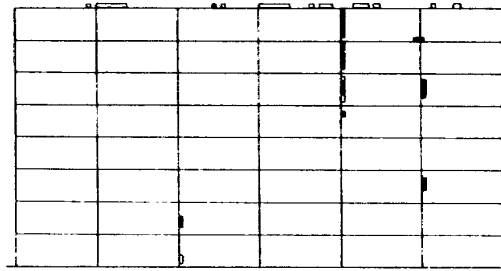
供試体No.1 内圧繰返し数



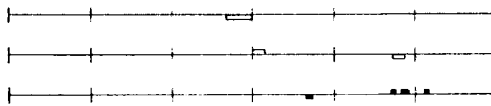
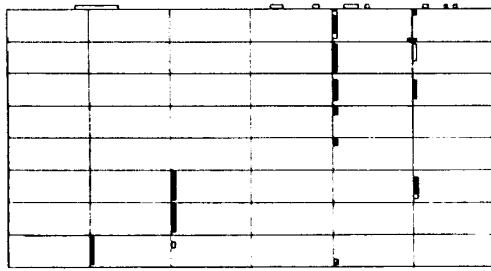
6000



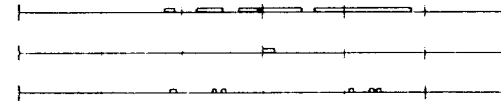
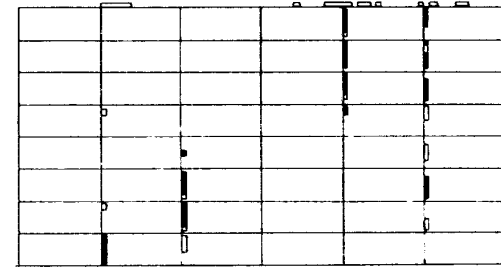
12000



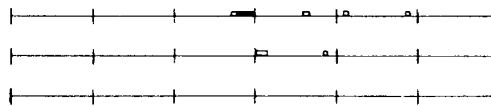
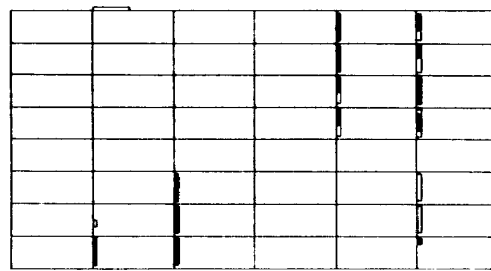
18000



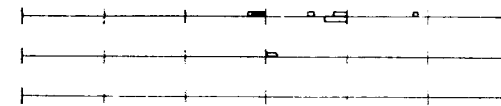
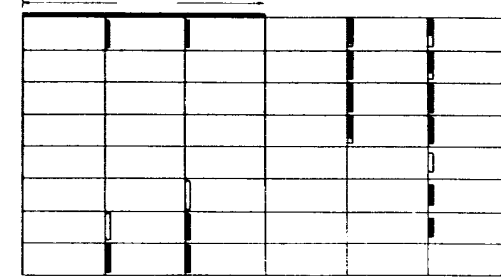
24000



32000



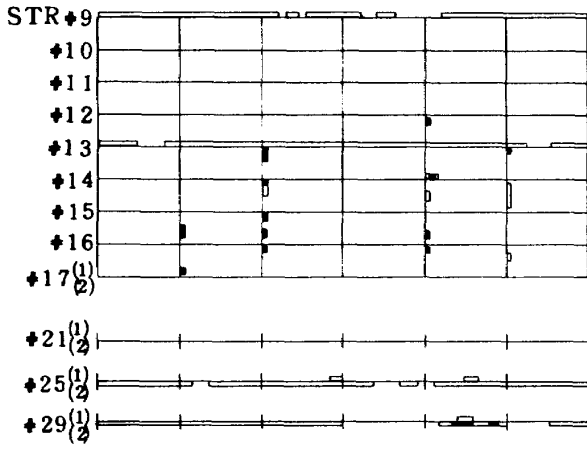
33697



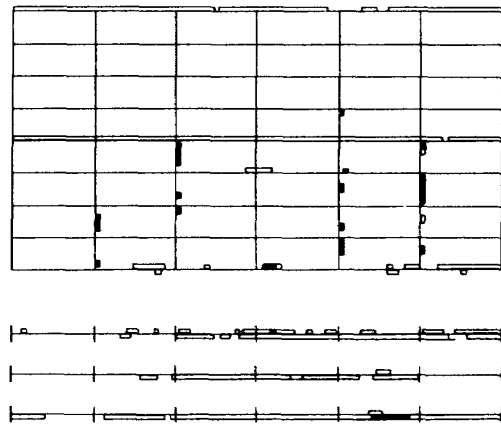
供試体№ 2

$n = 0$

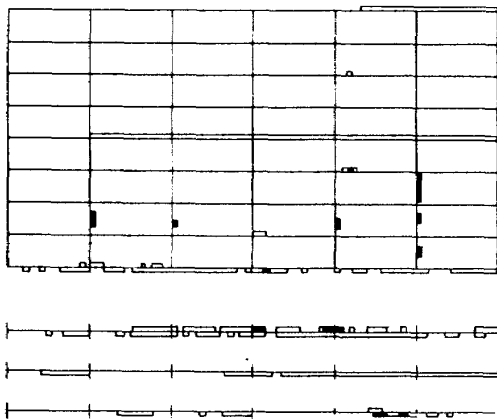
FRA1 FRA2 FRA3 FRA4 FRA5 FRA6 FRA7



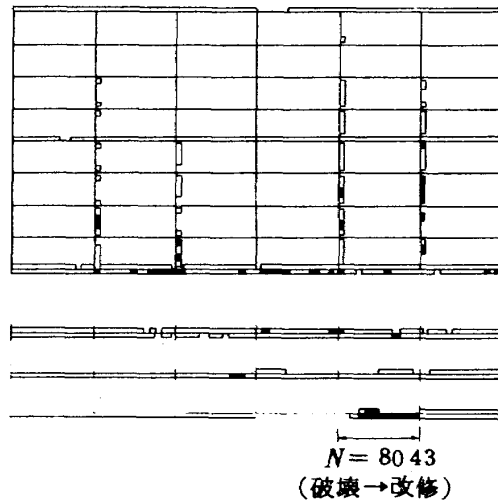
1



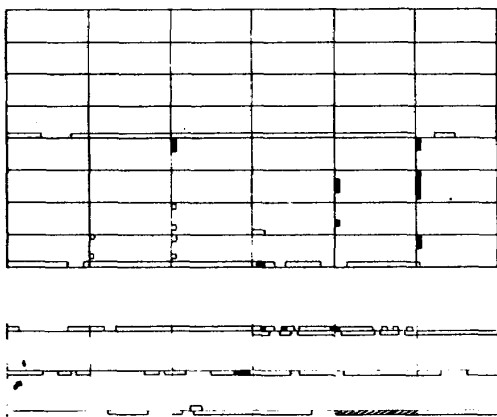
6250



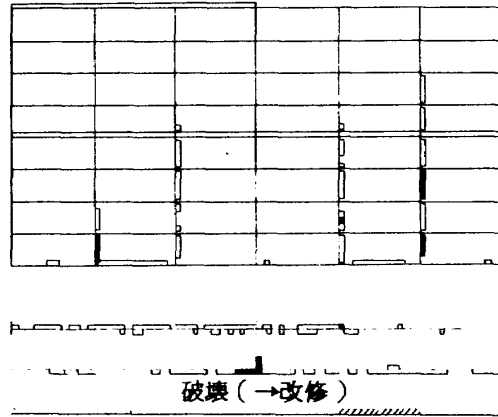
12000



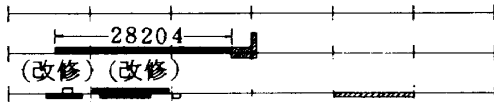
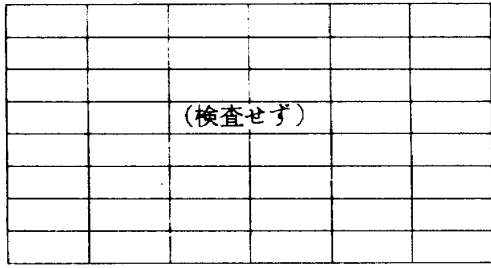
18400



24000



28204



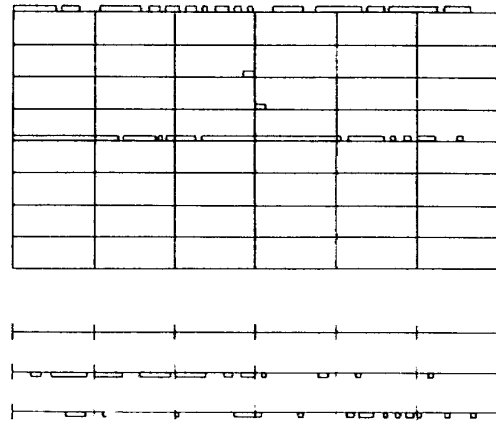
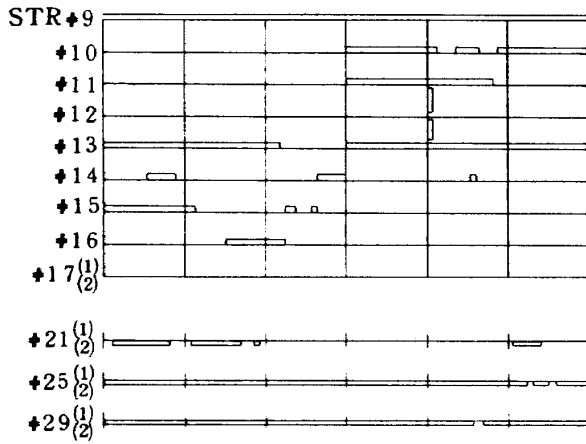
N=27119 N=24638

供試体No 3

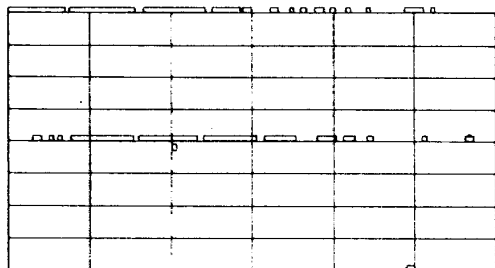
n = 0

FRA1 FRA2 FRA3 FRA4 FRA5 FRA6 FRA7

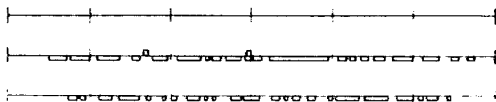
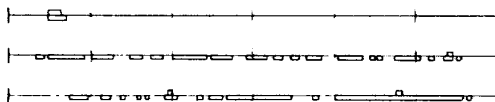
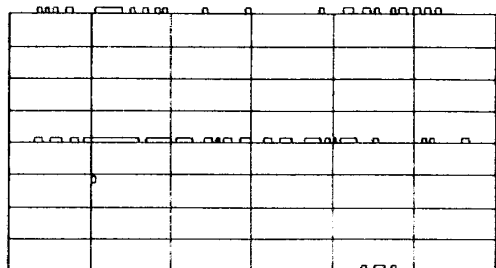
50



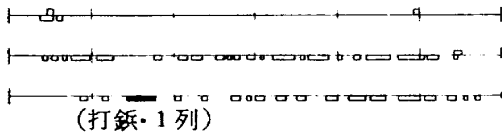
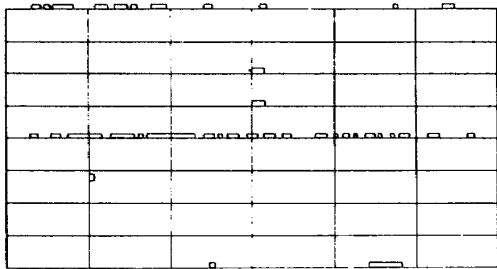
6000



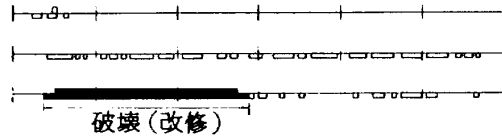
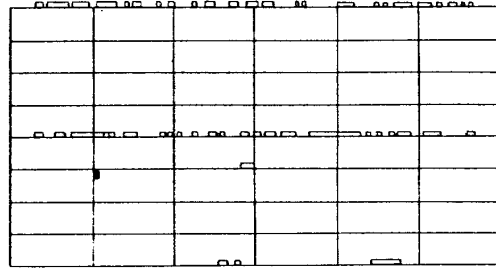
30000



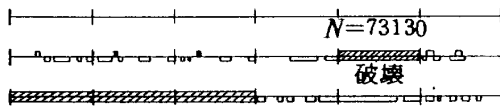
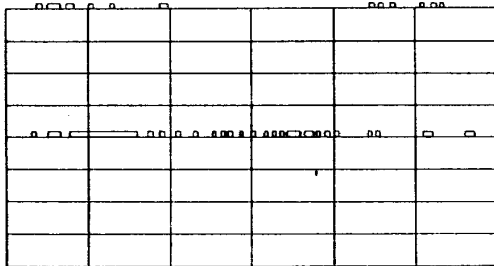
36000



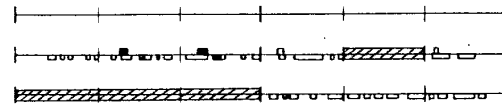
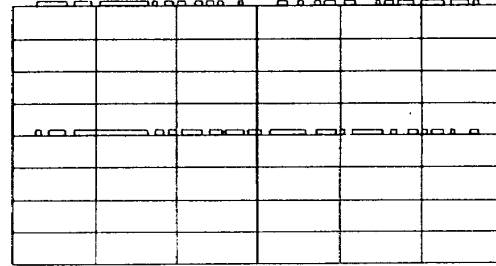
49257



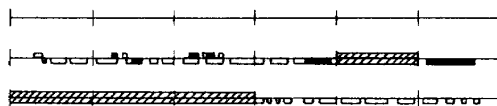
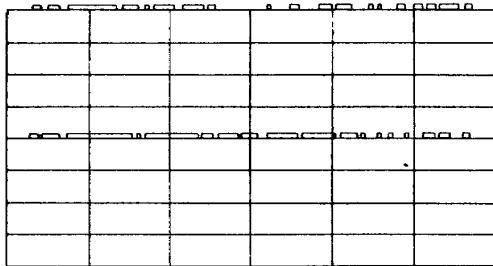
82130



92000



100000

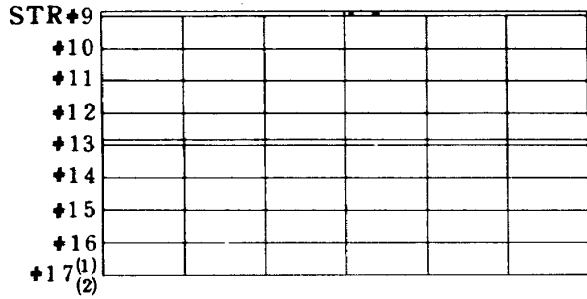




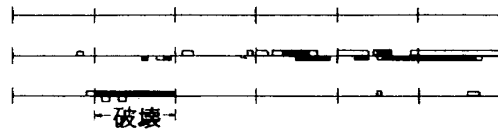
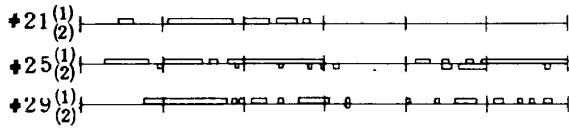
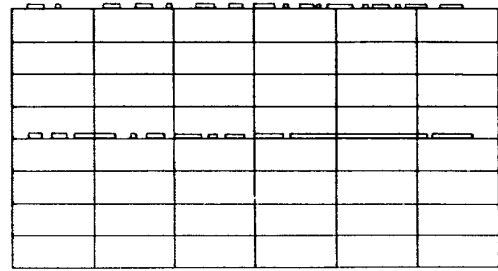
供試体№4

n = 0

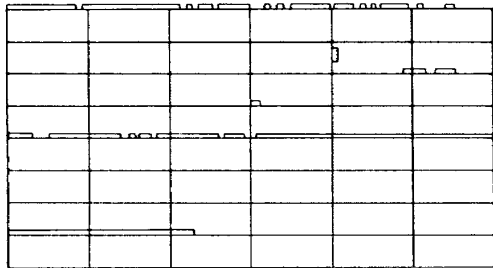
FRA1 FRA2 FRA3 FRA4 FRA5 FRA6 FRA7



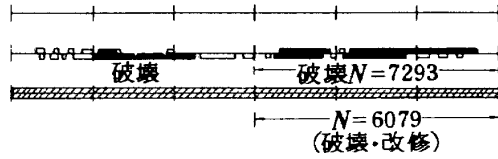
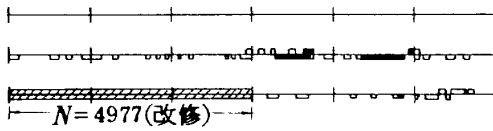
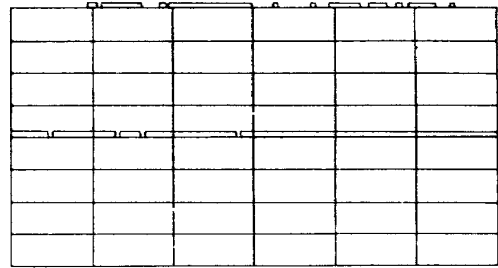
4977



6000



7192



7836

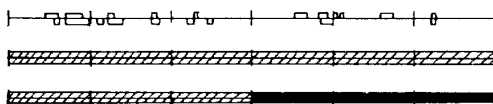
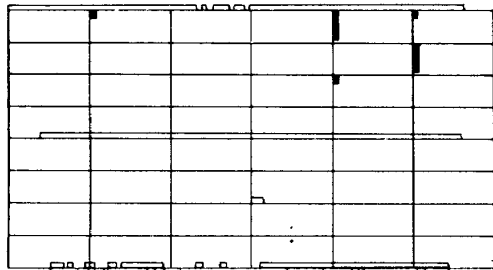
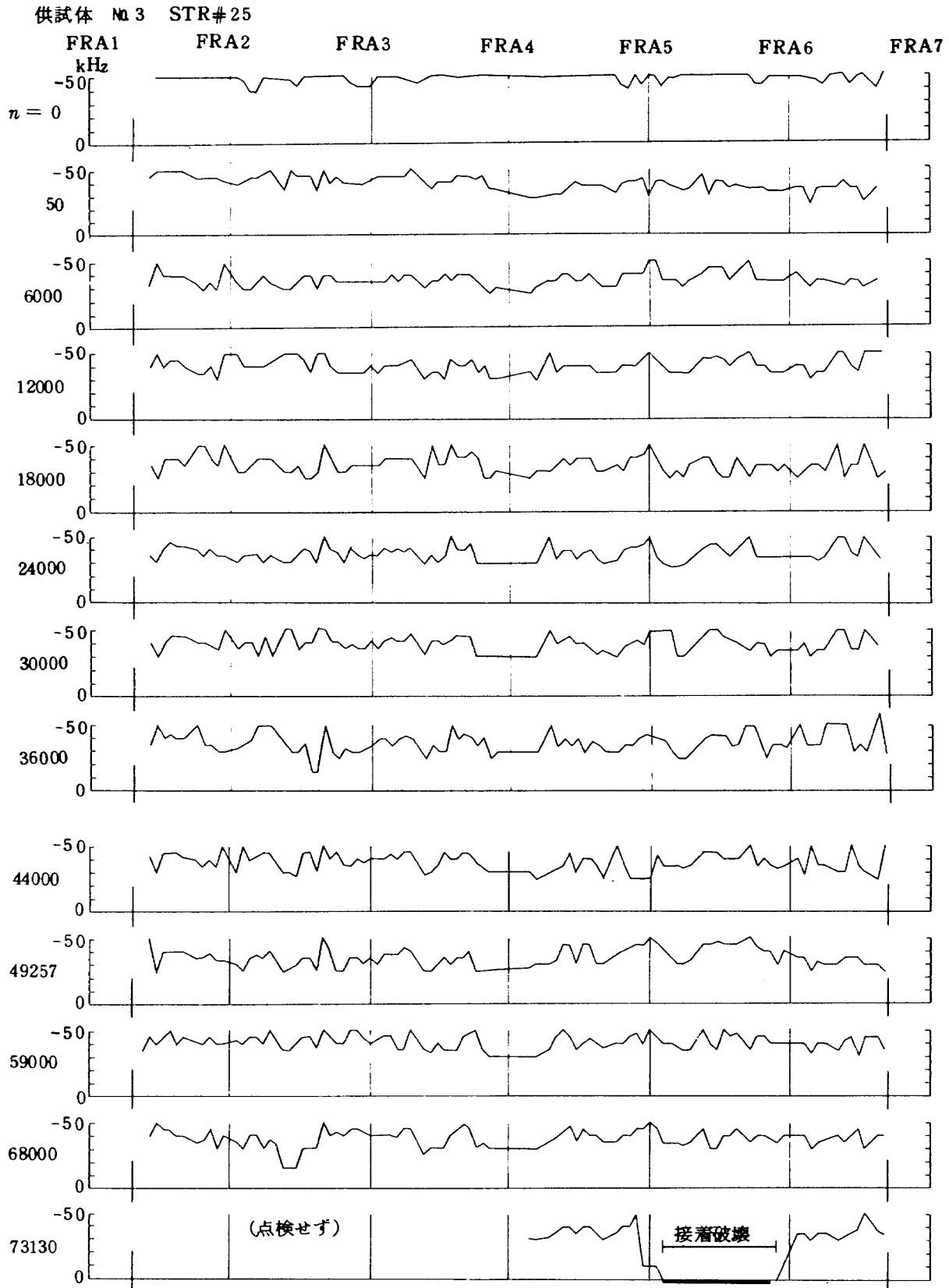
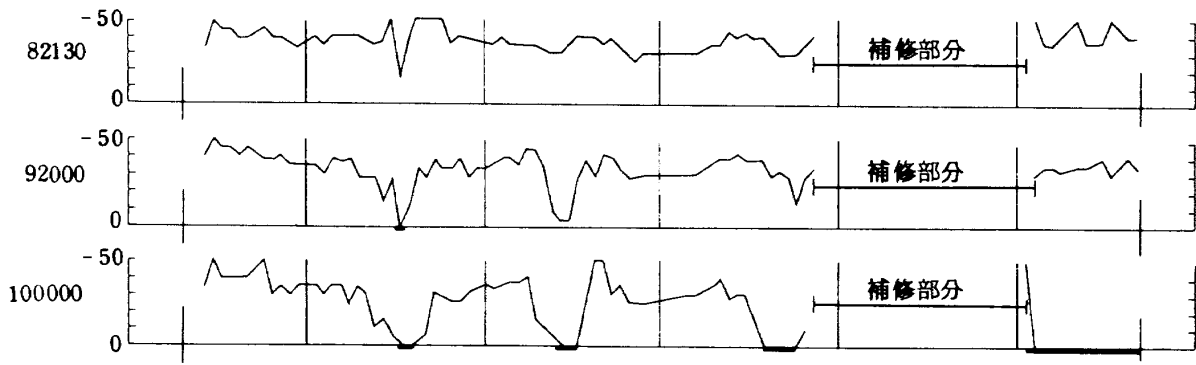
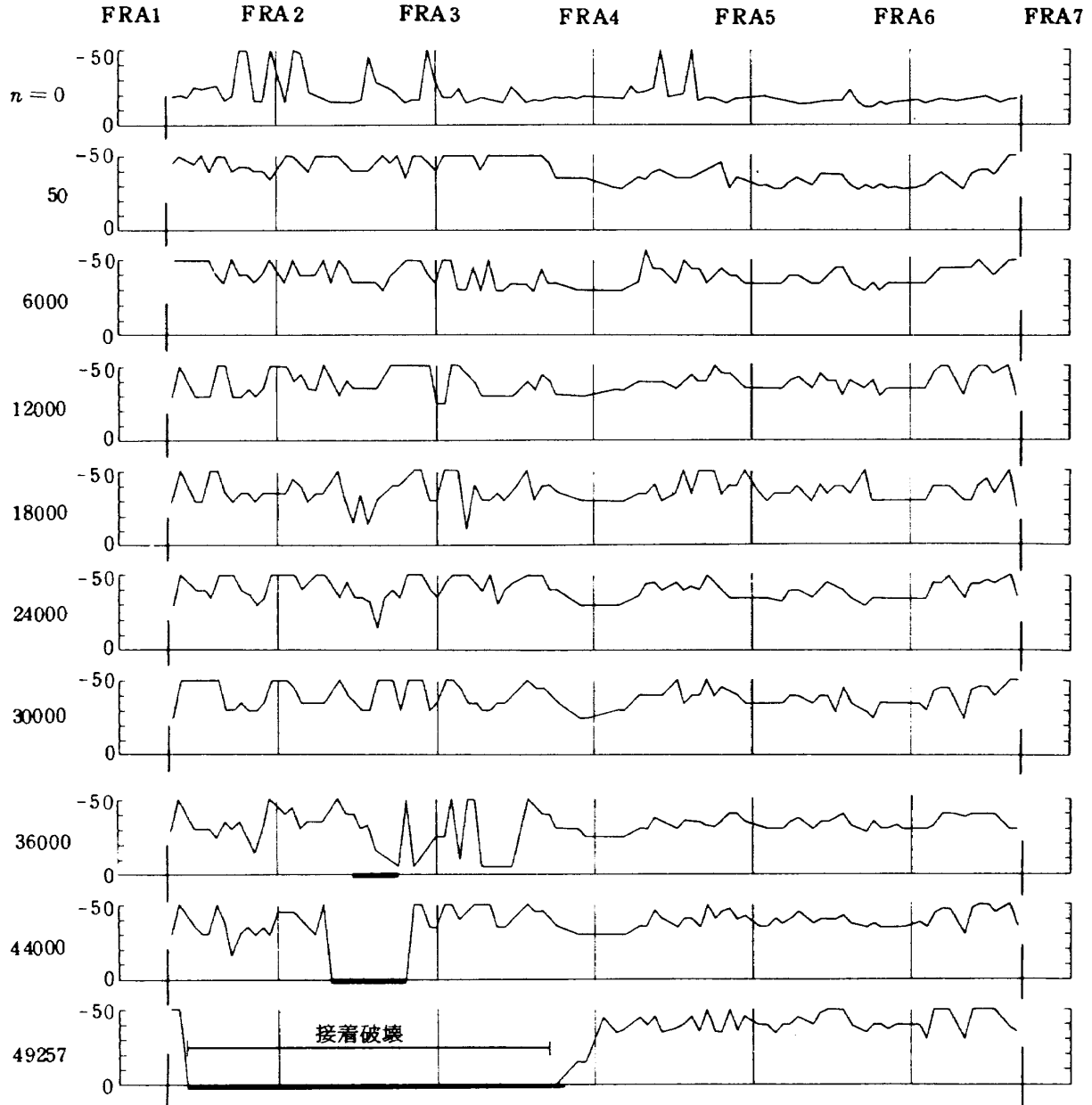


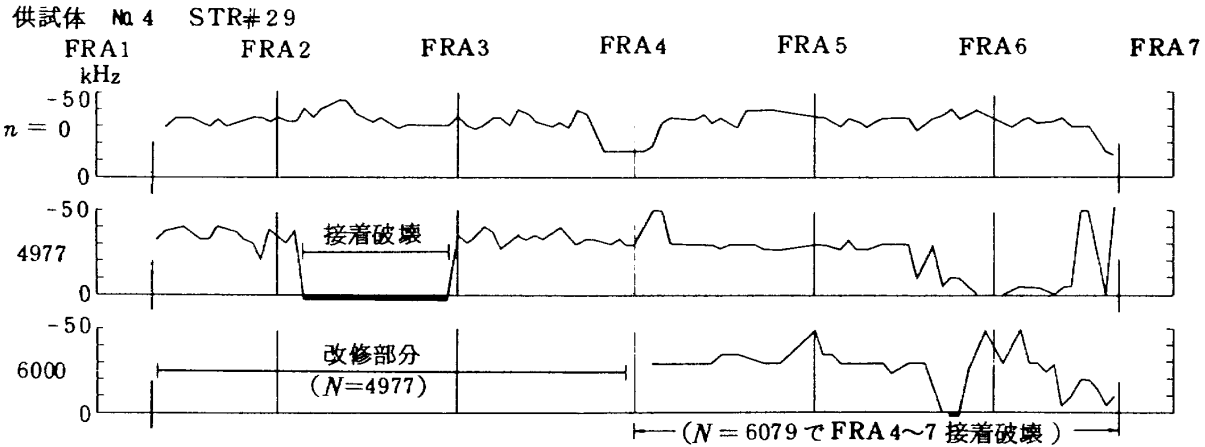
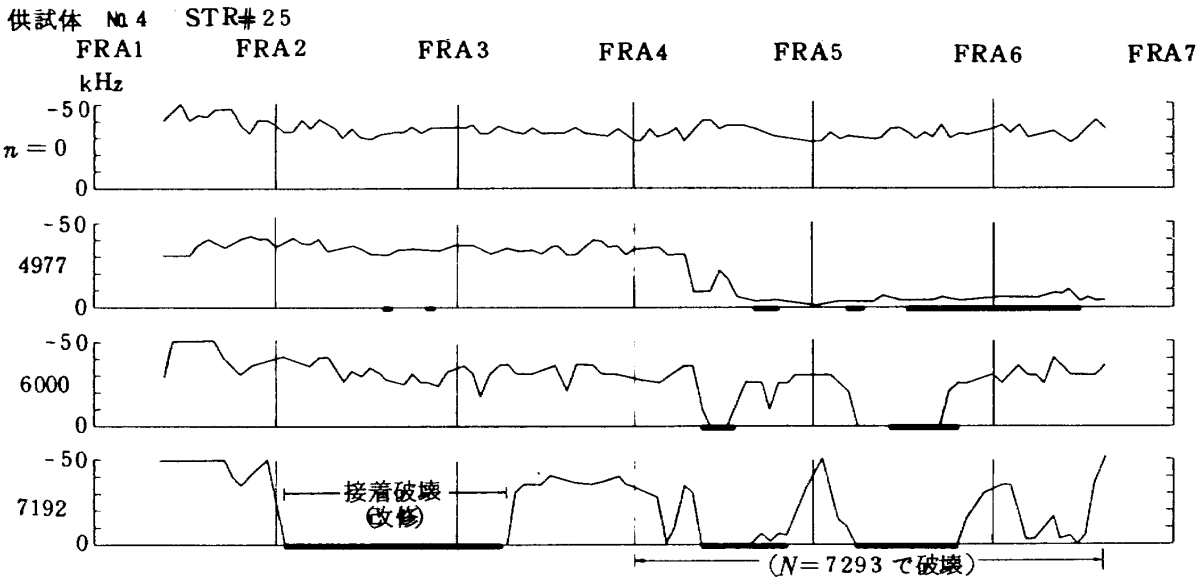
図 12 内圧繰返し数と接着継手の状態の変化 (Aスコープによる検出例)  
 ただし ■■■ はBスケール値により接着層の剝離と判定した部分 測定点の間隔は20mmである





供試体 №3 STR#29





## 6 結 論

接着接合を実機に应用するための基本的データを収集する目的で各種の接着構造により組み立てた胴体構造模型供試体を試作し、この供試体についての疲労試験を行った。得られた結論の主なものを以下に列挙する。

(1) 各種の接着接合における接着層の厚さの測定値は、強度的に最適であるとされる値  $0.1 \sim 0.2 \text{ mm}$  に近いものであった。しかし、接着層の厚さは補強パネルの製作に使用した真空バッグ法による接着方法の場合は、外板継手に用いた接着方法の場合と比較して、変動が小さかった。

(2) 接着接合補強外板継手の疲労破壊は、最終的に供試体をバースト状態に導く場合が多く、また強度のばらつきが大きかった。実験結果は繰返し数  $10^5$  の負荷に耐える応力レベルが  $4 \text{ kg/mm}^2$  程度（突き合せ型重ね継手）であり、標準形試験片の場合の外板応力（約  $20 \text{ kg/mm}^2$ ）のおよそ  $1/5$  であった。これは制限応力  $14 \text{ kg/mm}^2$  を

はるかに下回った。これは荷重状態および接着処理状態によるものと考えられた。

(3) リベットと接着剤の併用継手は破壊に至らず、 $6 \text{ kg/mm}^2$  の応力レベルで繰返し数  $10^5$  の負荷に耐えた。

(4) 振動子共振法による接着強度の非破壊検査装置（ボンド・テスタ）は従来の検査方法では困難な欠陥および接着層の強度変化の検出に有効であった。

## む す び

接着構造の研究の一環として、実用的な継手構造をもつ与圧胴体構造模型によって実施した内圧荷重疲労試験の結果についてまとめた。前述のとおり、この種の実験データはきわめて少く、また実機の詳細なデータは公表されない場合が多い。本実験の結果が航空機構造接合部分の研究における一つの比較データとなれば幸いである。

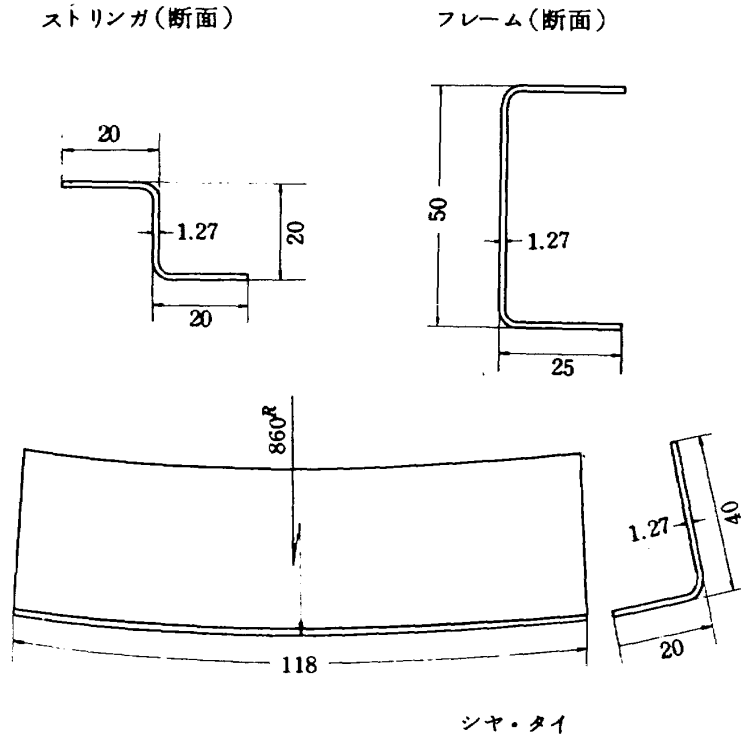
最後に、この実験は計画の段階から終始御指導と御助言を戴いた当研究所機体第一部の竹内和之室長に負う所

が多い。供試体の製作に当っては富士重工業(株)宇都宮製作所航空機工場の関係諸氏、特に技術部の林孝哉、小林宏、檜垣英一ほかの方々から貴重な御助言を戴いた。そして接着構造胴体の製作は初めての試みであり、その技術的困難にもかかわらず所期の供試体が出来た。また実験の実施に当り、当研究所機体第一部実機強度研究室の坂本嘉資、坂本健、伊藤誠一、ほかの方々から多大な御協力と御助言を戴いた。末筆ながらこれらの方々へ厚く謝意を表します。

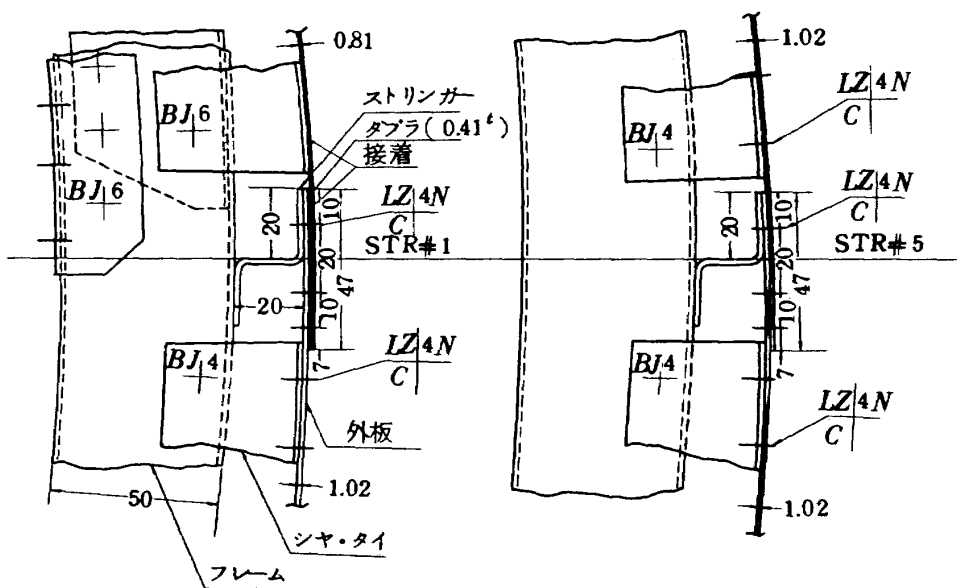
### 参 考 文 献

- 1) de Bruyne, N.A., et al: 'Bonded Aircraft Structures', Bonded Structures Ltd., 1957
- 2) Denny, M.A.: Aircraft Engineering, 1964, p. 65
- 3) Winter, D.E.: Aircraft Production, 1959, P. 150
- 4) Hong, J.: SAE Paper 700863, 1970
- 5) Bodnar M.J., ed.: 'Structural Adhesive Bonding', Interscience Publishers, 1966
- 6) 種田, 山本: 金属材料, vol. 11, no. 10, 1971, p. 102
- 7) Schliekelmann, R.J.: 'Metalkleben-Konstruktion und Fertigung in der Praxis', Deutscher Verlag für Schweißtechnik(DVS) GMBH, 1972
- 8) 熊倉: プラスチックス, vol. 24, no. 9, 1973, p. 98
- 9) Hilton, R.J.: 'Structural Adhesive Bonding'(Bodnar, M.J., ed.), Interscience Publishers, 1966, p. 191
- 10) Timoschenko, S.P., Woinowsky-Krieger, S.: 'Theory of Plates and Shells', 2nd ed., McGraw-Hill, 1959
- 11) ARC Current Paper No 217
- 12) Hertel, H.: 'Leichtbau', Spriger-Verlag, 1960, p. 410
- 13) Jonge, J.B.: NLR TN-M2098, 1962
- 14) Goland, M., Reissner, E.: J. Appl. Mech., vol. 66, 1944, A-17
- 15) 池田, 熊倉, 竹内: 航技研資料 TM-208, 1971

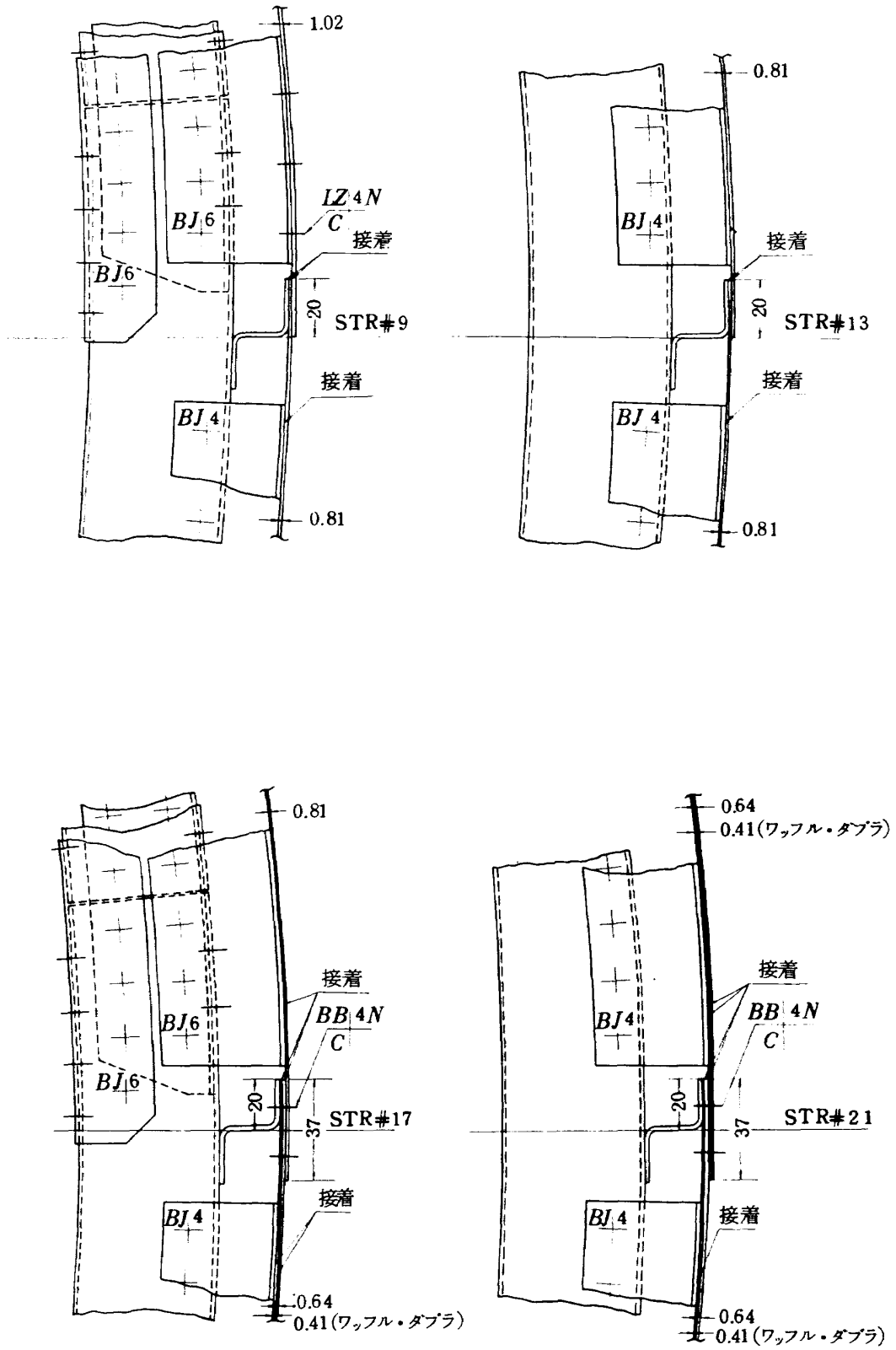
付録1 供試体の接合部分の形状

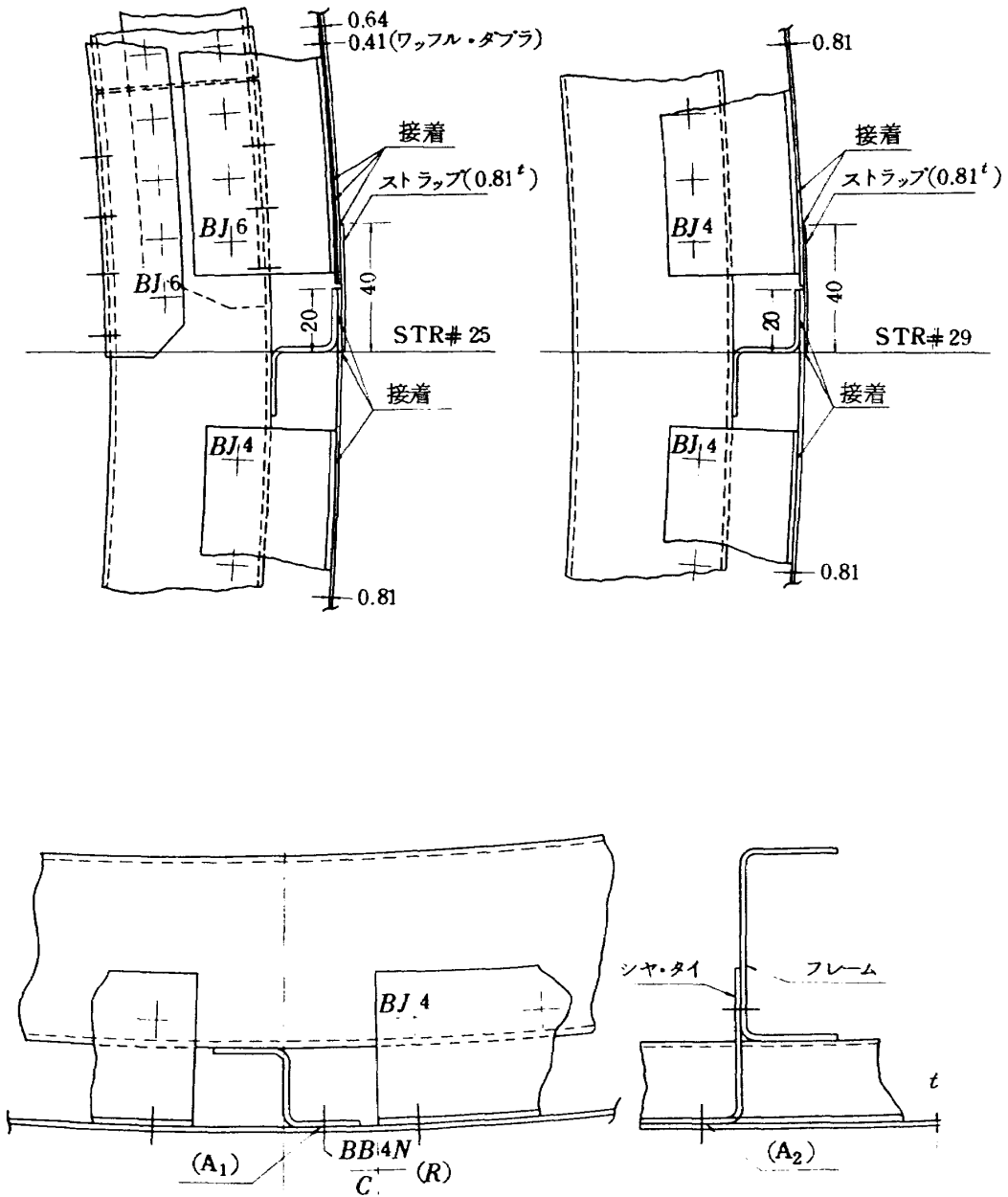


付図1(a) ストリンガ、フレームおよびシヤ・タイの方法



付図1(b) 外板の周方向継手

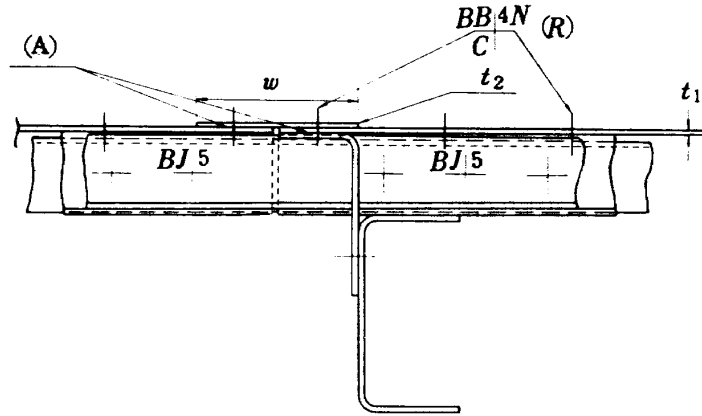




ストリング番号 符号	STR #2~#4 #6~#8	STR #10~#12 #14~#16	STR #18~#20 #22~#24	STR #26~#28 #30~#32
A <sub>1</sub> (接着の有無)	無	有	無	有
A <sub>2</sub> ( " )	無	有	有	有
R (リベットの有無)	有	無	有	有
t (外板の厚さ)	1.02	0.81	0.64 +0.41	0.81

付図1(c) 外板とストリングおよび外板とシヤ・タイの接合

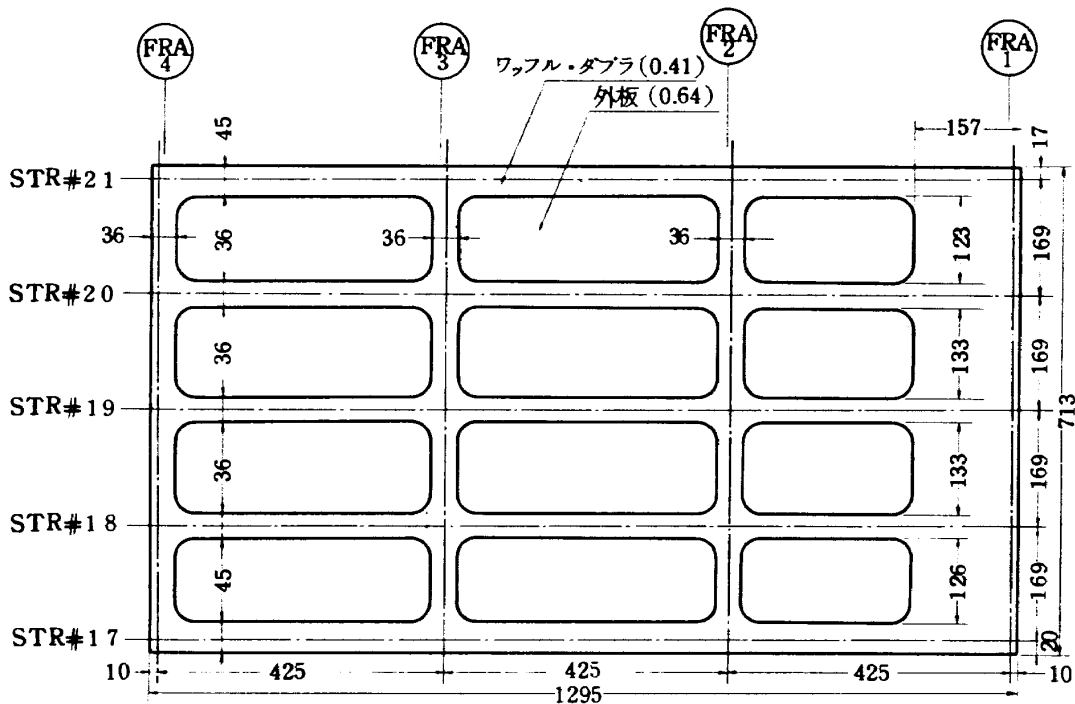




(単位 mm)

ストリング番号 符号	STR #2~#4 #6~#8	STR #10~#12 #14~#16	STR #18~#20 #22~#24	STR #26~#28 #30~#32
A (接着の有無)	無	有	有	有
R (リベットの有無)	4列	無	2列	2列
t <sub>1</sub> (外板の厚さ)	1.02	0.81	0.64 +0.41 (ワッフル・ダブル)	0.81
t <sub>2</sub> (帯板の厚さ)	1.27	0.81	0.81	0.81
w (帯板の幅)	70	40	40	40

付図1(d) 胴体外板中央断面における軸方向継手



付図1(e) ワッフル・ダブル (STR#17~#21, FRA1~4の例)

付録2 ボンド・テスト

この装置は、圧電振動子を接着構造に接触させ、振動子と接着構造から成る振動系の共振状態が、接着層の凝集特性に従って変化することを利用する。この振動子がある周波数帯域の一定振幅正弦波電気振動で掃引し、振動系の周波数応答を調べ、基準状態（普通は、接着層の完全なはく離状態）における共振周波数からの偏移および振幅の変化を求める。これらの偏移および振幅と接着強度との間に良い相関が得られることを利用して接着強度を推定することができる。

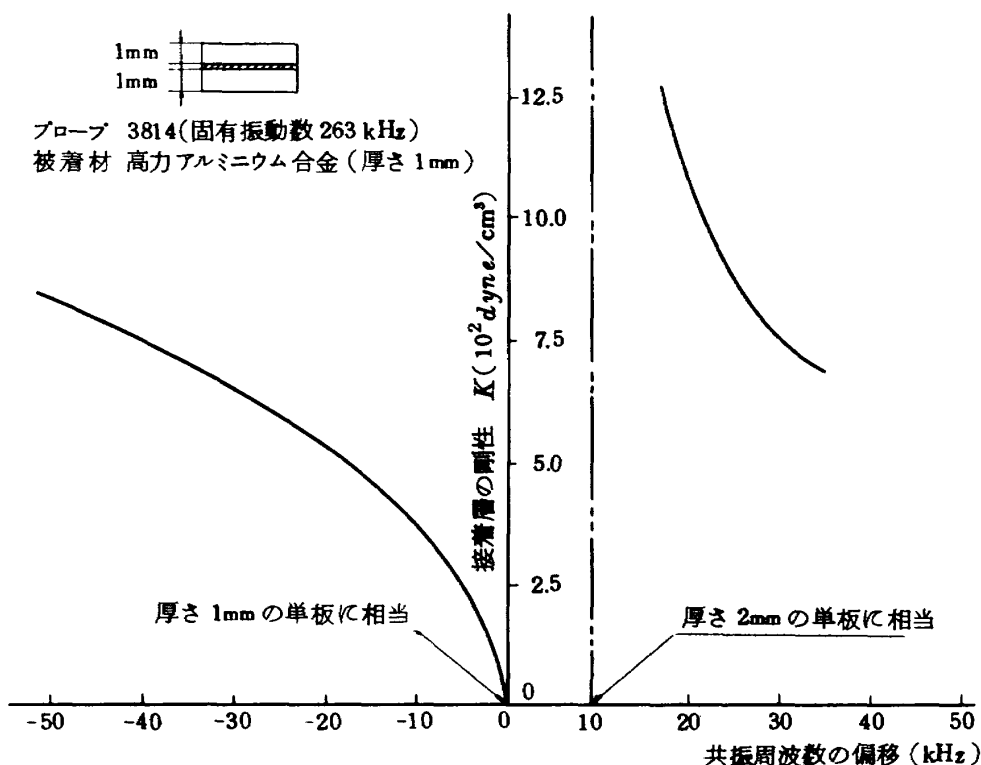
使用する振動数は1MHz以下であり、共振周波数付近の周波数帯域（40～80KHz）で振動子を掃引してブラウン管（これをAスケープと呼んでいる）上のスケールによって共振点の偏移を読みとる。また、振動子の電圧を表示する指針をもつメーター（これをBスケールと呼んでいる）からも、接着状態の判定ができる。平板どうしの接着においては主としてAスケープを利用し、また、平板と軽量心材との接着においてはBスケールを利用することが多い。

プローブの接触媒質は鉱油、グリセリン水溶液または水溶性セルロース・ガム・ゲルなどが適しており、時には水を使用することもできる。

接着強度と共振周波数偏移との関係は、接着層の剛性および被着体の質量を考慮して簡単な説明が与えられているが、現象的にはプローブの変形モードをはじめその他の因子の影響が含まれるため、この説明ほどは単純な関係にないことが指摘されている<sup>\*</sup>。接着層の剛性を考えに入れた計算例を付2(c)に示す。計算モデルは、振動子、付加質量としての被着材および質量を無視してスプリングと見なす接着層からなる振動系である。接触媒質およびダンピングを考慮しない計算から、振動系の共振角振動数 $\omega$  (rad/sec)と接着層の剛性(単位面積当り, dyne/cm<sup>2</sup>)との間につきの関係式が与えられている<sup>\*\*</sup>。

$$K = m_2 \omega^2 \frac{1 + \frac{E_t}{m_1 \omega c} \tan \frac{\omega l}{c}}{1 + \frac{m_2}{m_1} + \frac{E_t}{m_1 \omega c} \tan \frac{\omega l}{c}}$$

ここで、 $m_1$  は表面板の単位面積当りの質量 (g/cm<sup>2</sup>)、 $m_2$  は裏面板の単位面積当りの質量 (g/cm<sup>2</sup>)、 $E_t$  は振動



付図2(c) 共振周波数偏移の計算例<sup>\*\*</sup>)

\* ) Schlichtmann, R.J. : Fokker Report R-479 (E), 1965

\*\* ) de Jonge, J.B. : NLR TN M-2098, 1962

子のヤング率 ( $\text{dyne/cm}^2$ ),  $c$  は振動子中の音速 ( $\text{cm/sec}$ ),  $l$  は振動子の厚さ ( $\text{cm}$ ) である。

ボンド・テストの検査精度は対象となる接着部分での材質, 板厚および接着剤などで異なる。アルミニウム合金板を接着した標準試験片 (重ね長さ  $1/2$  in., 接着剤は変性エポキシ系, ニトリル・フェノーリック系その他の5種類) でのボンド・テストの読みにたいする接着強度のばらつきは, 95%信頼限界で,  $\pm 25 \sim \pm 67 \text{ kg/cm}^2$  であり, 他の方法 (STUB-Meter および Coinda Scope) と比較して良好な結果が得られる<sup>\*\*\*</sup> <sup>\*\*\*\*</sup>。

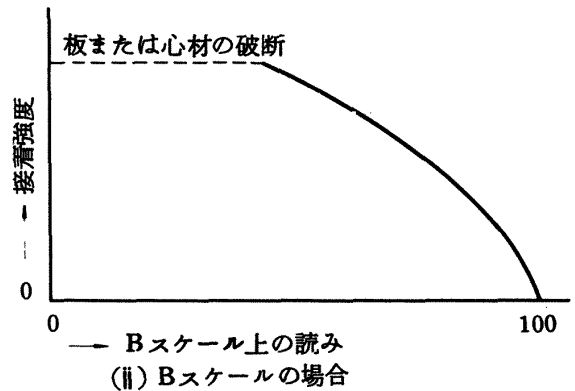
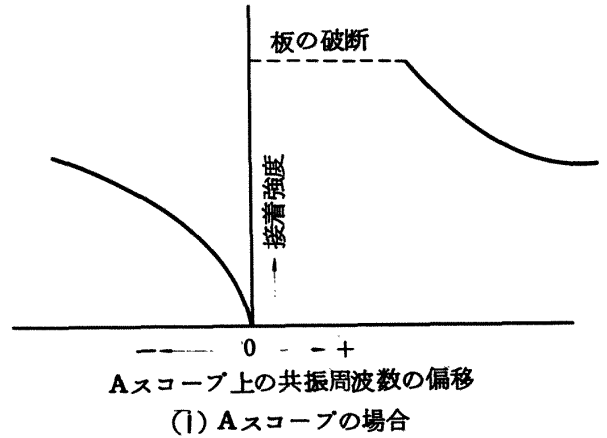
注意を要するのは, このボンド・テストを用いて接着界面における接着層のはく離強度 (これは被着材の表面処理の品質を判定するために用いられる) を検出することは原理的に不可能であることである。したがって, 接着層の破壊が界面でのではなく離として生じたデータを較正曲線の作成段階で採用すると, ボンド・テストの読みにたいする接着強度の誤差範囲を大きくすることになる。

なお, 付2(a)にはボンド・テストを, また, 付2(b)にはボンド・テストによる測定値と接着強度との関係を示す。

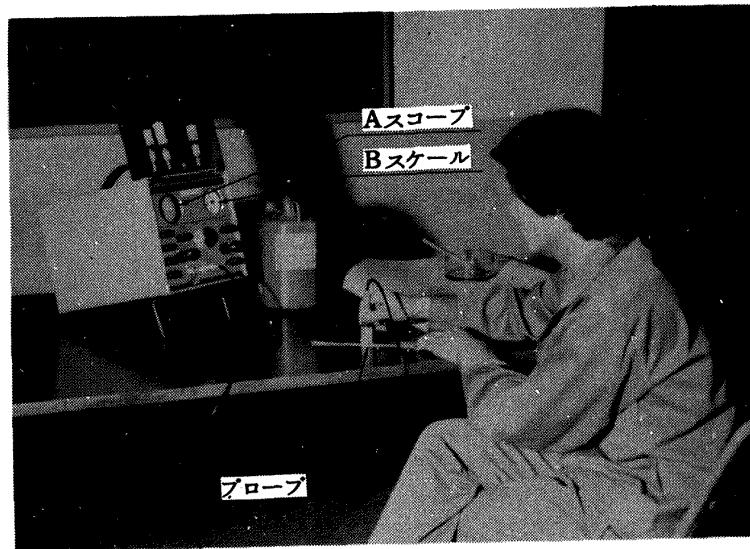
付録3

(1) リングによって補強された薄肉円筒

付3図(1)に示すような円筒殻に内圧  $p$  が作用するとき, 補強リングと外板との間には, 以下に示す式で与えられ



付図2(b) AスケールおよびBスケールの測定値と接着強度との一般的な関係



付図2(a) ボンド・テスト

\*\*\* ) Miller, M.B., Boruff, V.H. : Adhesives Age, 1963, p.32

\*\*\*\* ) Smith, D.F., Cagle, C.V. : "Structural Adhesives Bonding", Interscience Rib., 1966

る荷重  $p$  が生ずる\*)。ただし、弾性係数は外板および補強材について同一とする。

$$P = p(1 - \frac{\nu}{2}) / [\beta \{x_1(2\alpha) - \frac{1}{2} \frac{x_2^2(2\alpha)}{x_3(2\alpha)}\} + \frac{t}{Ae}]$$

ここで、

$\nu$  : ポアソン比

$$2\alpha = \beta l = \sqrt{3(1-\nu^2)} \cdot l / \sqrt{at}$$

$$x_1(2\alpha) = (\cosh 2\alpha + \cos 2\alpha) / (\sinh 2\alpha + \sin 2\alpha)$$

$$x_2(2\alpha) = (\sinh 2\alpha - \sin 2\alpha) / (\sinh 2\alpha + \sin 2\alpha)$$

$$x_3(2\alpha) = (\cosh 2\alpha - \cos 2\alpha) / (\sinh 2\alpha + \sin 2\alpha)$$

$Ae$  : 補強リングの有効断面積

$t$  : 外板の厚さ

$l$  : 補強リングの間隔

$a$  : 円筒殻の半径

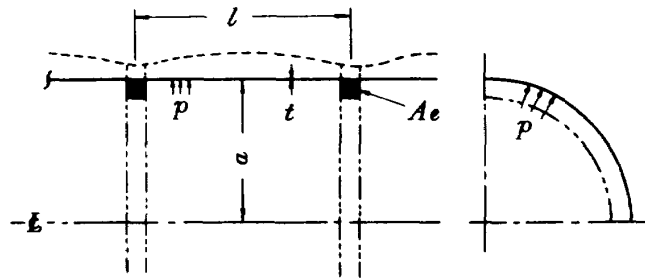
付表 3(1)に供試体についての値を示す。 $f$  ははく離荷重をシヤ・タイに受け持たせた線荷重値である。

(2) 接着継手に生ずる最大応力

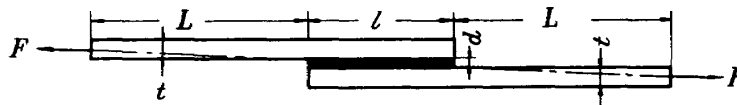
付図 3(2)に示すような重ね継手において、接着層に生ずるせん断応力  $\tau$  および板厚方向の引張応力  $\sigma$  は接着層の端部で最大値となり、それぞれ次式で与えられる\*\*。

付表 3(1) シヤ・タイにおけるはく離力

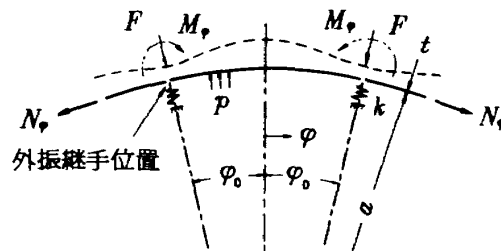
内 圧 $p$ kg/cm <sup>2</sup>	反 力 $P$ kg/mm	平均はく離力 $f$ kg/mm
0.56	0.22	0.32
0.94	0.37	0.53
1.32	0.52	0.75



(1)



(2)



(3)

付図 3

\*) Timoshenko, S.P., Woinowsky-Krieger, S.: 'Theory of Plates and Shells', 2nd ed., 1959, p.480, Mc Graw-Hill

$$\tau_{max} = \frac{F}{4l} \{ (1+3k)\sqrt{2K} \coth\sqrt{2K} + 3(1-k) \}$$

$$\sigma_{max} = \frac{F}{t} \left( \frac{2t}{l} \right)^2 \left\{ \lambda^2 \frac{k}{2} \left( \frac{\sinh 2\lambda - \sin 2\lambda}{\sinh 2\lambda + \sin 2\lambda} \right) - \lambda k' \left( \frac{\cosh 2\lambda + \cos 2\lambda}{\sinh 2\lambda + \sin 2\lambda} \right) \right\}$$

ここで、

$$K = Gl^2 / Etd$$

$$k = \cosh u_1 / (\cosh u_1 + 2\sqrt{2} \sinh u_1)$$

$$k' = \frac{u_2}{4L} \left\{ \frac{\cosh u_1 \cosh u_2}{\sinh u_2 \cosh u_1 + (u_2 l / 8u_1 L) \cosh u_2 \sinh u_1} \right\}$$

$$\lambda = (l/2t) \sqrt[4]{6E_a t / Ed}$$

$$u_1 = (l/2t) \sqrt{3(1-\nu^2)F/2Et}$$

$$u_2 = (2L/t) \sqrt{3(1-\nu^2)F/Et}$$

G : 接着剤の横弾性係数

E<sub>a</sub> : 接着剤の縦弾性係数

E : 被着材の縦弾性係数

F : 被着材の端部での引張荷重

その他の、上記の式に含まれているパラメータは付3図(2)に示す形状寸法である。

接着層端部で被着材に生ずる曲げモーメントおよびせん断力は、それぞれ、kFt/2および2k'Ft/lである。

なお、参考文献\*)では、σ<sub>max</sub>の式の右辺中括弧第2項の前が+となっているが、実際は-が正しい。

付表3(2)に、本実験における供試体の場合の値を示す。表中、(1)に示す値は上記の式によるものであり、また(2)

付表3(2) 標準試験片および供試体接着継手の接着層端部応力の予測値

外板の応力 σ <sub>0</sub> kg/mm <sup>2</sup>	せん断応力 τ <sub>max</sub> kg/mm <sup>2</sup>	引張り応力 σ <sub>max</sub> kg/mm <sup>2</sup>			
		d	0.2mm	0.1mm	0.2mm
6	(1)	0.70	0.96	0.41	0.58
	(2)	0.87	1.19	0.70	0.99
10	(1)	1.13	1.53	0.60	0.85
	(2)	1.40	1.91	1.09	1.55
14	(1)	1.54	2.07	0.77	1.09
	(2)	1.92	2.61	1.47	2.08

ただし(1)は標準試験片の場合にGoland-Reissnerの式を適用した値  
(2)は内圧による荷重を重ね合せた場合の、供試体にたいする値  
dは接着層の厚さ

に示す値は付録3(3)で求めた曲げモーメントおよびせん断力の効果をkおよびk'に含めて重ね合せた場合の結果である。計算に当り、G=25kg/mm<sup>2</sup>, E<sub>a</sub>=70kg/mm<sup>2</sup>, E=7000kg/mm<sup>2</sup> およびt=0.81mmなどの値を用いた。重ね合せの効果は以下のとおりである。

$$\Delta\tau_{max} = \frac{3M^*}{2tl} \sqrt{2K} \tanh\sqrt{2K}$$

$$\Delta\sigma_{max} = \frac{4\lambda^2}{l^2} \cdot \frac{\sinh 2\lambda + \sin 2\lambda}{\sinh 2\lambda - \sin 2\lambda} \cdot M^* - \frac{2\lambda}{l} \cdot \frac{\cosh 2\lambda - \cos 2\lambda}{\sinh 2\lambda - \sin 2\lambda} \cdot V^*$$

ただし、Δτ<sub>max</sub>, Δσ<sub>max</sub> は端面での付加モーメントM\*およびせん断力V\*によるせん断応力および垂直応力の増加分である。

(3) 周方向継手部分に生ずる荷重

ストリング位置にある周方向継手に生ずる荷重を、付3図(3)に示すような長い円筒のモデルから求める。ここでストリングは半径方向変位を拘束するスプリング(ばね定数k)と見なす。微小変形を仮定して、内圧pにたいする半径方向変位wと周方向変位vの関係は、平衡方程式から次のように表わされる\*)。

$$\frac{1}{a} \left( \frac{\partial^2 v}{\partial \varphi^2} - \frac{\partial w}{\partial \varphi} \right) + \frac{t^2}{12a^3} \left( \frac{\partial^3 w}{\partial \varphi^3} + \frac{\partial^2 v}{\partial \varphi^2} \right) = 0$$

$$a\nu \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial \varphi} - w - \frac{t^2}{12a^2} \left( \frac{\partial^4 w}{\partial \varphi^4} + \frac{\partial^3 v}{\partial \varphi^3} \right) - \frac{a^2 p (1-\nu^2)}{Et} = 0$$

境界条件は、付3(3)に示すような、ストリングで等分される円周の一部について、

$$\varphi = 0 \text{ および } \pm\varphi_0 \text{ で、 } \frac{\partial w}{\partial \varphi} = 0 \text{ および } v = 0,$$

$$\varphi = \pm\varphi_0 \text{ での反力は } F = -kw \text{ とする。}$$

以上より、半径方向変位は

$$w = w_0 [1 - f(\varphi) / \{f(\varphi_0) + 2Et \sin\varphi_0 / ka(1-\nu^2)\}]$$

ここで、

$$w_0 = -pa^2(1-\nu/2-\nu^2)/Et$$

$$f(\varphi) = (12a^2/t^2)(\sin\varphi_0/\varphi_0)$$

$$- (1 + 12a^2/t^2) \{ \varphi \sin\varphi + (1 + \varphi_0 \cot\varphi_0) \cos\varphi \} / 2$$

接着層のはく離に関して最も厳しい条件として、継手位置でw=0の拘束をうける場合を考える。上式で

k=∞とおけばφ=±φ<sub>0</sub>における周方向応力σ<sub>φ</sub>, 曲げモーメントM<sub>φ</sub>およびせん断力F/2は、それぞれ、以下のようになる。

$$\sigma_\varphi = (pa/t) \{ 1 + (1-\nu/2-\nu^2) \cos\varphi_0 / f(\varphi_0)(1-\nu^2) \},$$

$$M_\varphi = Et w_0 (\sin\varphi_0/\varphi_0 - \cos\varphi_0) / f(\varphi_0)(1-\nu^2),$$

$$F/2 = -Et w_0 \sin\varphi_0 / a f(\varphi_0)(1-\nu^2)$$

本実験における供試体の場合の、これらの値を付表3(3)に示す。

\*\*) Goland, M., Reissner, E. : J. Appl. Mech., vol.66, 1944, p. A-17

付表 3(3) 周方向継手部分に生ずる荷重 ( $k = \infty$ )

内 圧 $p$ kg/cm <sup>2</sup>	周方向応力 $N_{\varphi}/t$ kg/mm <sup>2</sup>	曲げモーメント $M_{\varphi}$ kg <sup>-</sup> mm/mm	反 力 $F$ kg/mm
0.56	5.81	0.41	$2.91 \times 10^{-2}$
0.94	9.76	0.69	$4.89 \times 10^{-2}$
1.32	13.70	0.97	$6.86 \times 10^{-2}$

---

## 航空宇宙技術研究所報告445号

昭和51年2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  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---