

UDC 539.43:  
621.792.3.052.2

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-432

薄板接着継手の疲れ強さについての実験的研究

池田為治・藤沢良昭

1975年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 薄板接着継手の疲れ強さについての実験的研究\*

池田 為治\*\* 藤沢良昭\*\*

## Experimental Investigation of the Fatigue Strength of Bonded Lap Joints under Fluctuating Tension

—Single Lap Joints of Thin Sheets—

By Tameharu IKEDA and Yoshiaki FUJISAWA

Fatigue tests under fluctuating tension “ $R=0.1$ ” were carried out on AF-126-2 adhesive bonded single lap joints of 2024C-T3 Al-clad thin sheets to determine the effect of the sheet thickness, the lap length and the distance from the lap end to the grip end at room temperature, and a specimen group was also tested at low temperature “ $-55^{\circ}\text{C}$ ” to determine the effect of the environmental temperature.

The experimental results are summarized as follows:

- 1) The effect of the sheet thickness and the lap length on the fatigue strength showed similar tendencies as the results already carried out by other researchers<sup>(1)</sup>.
- 2) Increasing the distance from the lap end to the grip end resulted in a slight increase of the fatigue strength and the static strength, and a decrease of the scatter for endurance “ $N$ ” of the specimens, and increases of the distance over a certain value had no effect on the “ $S-N$ ” curve and the static strength.
- 3) At low temperature “ $-55^{\circ}\text{C}$ ”, the endurance “ $N$ ” under higher fluctuating tension load was shorter than the “ $N$ ” at room temperature, however the reverse tendency was obtained under lower fluctuating tension load.

### 1. ま え が き

最近における金属用接着剤の研究開発には目覚ましいものがあり、これに伴い航空機の機体構造の分野でも、接着剤が用いられることが多くなりつつある。特に、ハニカム構造部材の開発は航空機の軽量化に大きく寄与している。これには高性能接着剤の開発と、接着技術の向上が大きな役割を果しているといえる。また、最近では、機体外板の相互継ぎ合せや、板と補強材、外板と骨組縦通材などの接合構造のような強度上重要な継手部分でも、従来のリベット構造から接着構造に移行する傾向もある。これらの接着継手構造には種々の利点が期待されるが、まだ充分信頼性の高いものといえない。接着剤について

は、夫々固有の主要性能が定量的に明示されている。しかし、これらの性能は生産工場での接着加工技術に大きく左右され、研究室で丹念に行われた場合と必ずしも一致した結果が得られるとは限らない。これらのことから、接着構造に充分高い信頼性を期待するためには、より多くの定量的資料の蓄積が望まれている。特に我国においては、これらの資料がほとんど発表されていないのが現状である。

筆者らは上述の観点から、さきに薄板継手について、リベットと接着および両者の併用継手による静的強度および疲れ強度を実験的に調べ、接着継手がリベット継手と同等以上の強度を有することを確認した。<sup>(2)</sup>ここでは、接着継手の基礎資料として、単純重ね接着継手の疲れ強度に及ぼす、ラップ長、板厚、ラップ端から荷重端までの距離及び低温雰囲気などの影響を調べるために行った

\* 昭和50年8月4日受付

\*\* 原 動 機 部

実験的研究について述べる。

なお本文では、疲れ試験とその結果について述べ、試験片の製作については付録で記述する。低温試験用の低温槽については別に報告することとする。

### 2 記号と単位

- $t$  : 継手の板厚 (mm)
- $b$  : 継手の板幅 (mm)
- $l$  : 継手のラップ長 (mm)
- $L$  : 継手試験片の全長 (mm)
- $\alpha$  : 継手の接着層厚さ (mm)

- $M$  : 継手ラップ端から荷重端までの距離(みぞ幅 mm)
- $N$  : 種別毎の試験片番号
- $W_B$  : 静引張破壊荷重 (Kg)
- $\tau_B = W_B / lb$  : 接着層の静引張はくり破壊強度 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $\bar{\tau}_B$  :  $\tau_B$  の算術平均値 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $\tau_B^*$  : 式(1)による  $\tau_B$  の計算値 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $\sigma_B = W_B / bt$  : 継手母材の静引張破断強度 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $\bar{\sigma}_B$  :  $\sigma_B$  の算術平均値 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $W_{min}$  : 繰返最小引張荷重 (Kg)
- $W_{max}$  : 繰返最大引張荷重 (Kg)
- $R = W_{min} / W_{max}$  : 繰返荷重比
- $\sigma_a = W_{max} / bt$  : 継手母材を基準にした疲れ強度、または継手母材の疲れ破断に対する母材の疲れ強度 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $\tau_a = W_{max} / lb$  : 接着層のはくり疲れ強度 (Kg/mm<sup>2</sup>)
- $K_t$  : 応力集中率
- $N$  : 疲れ破壊までの繰返数

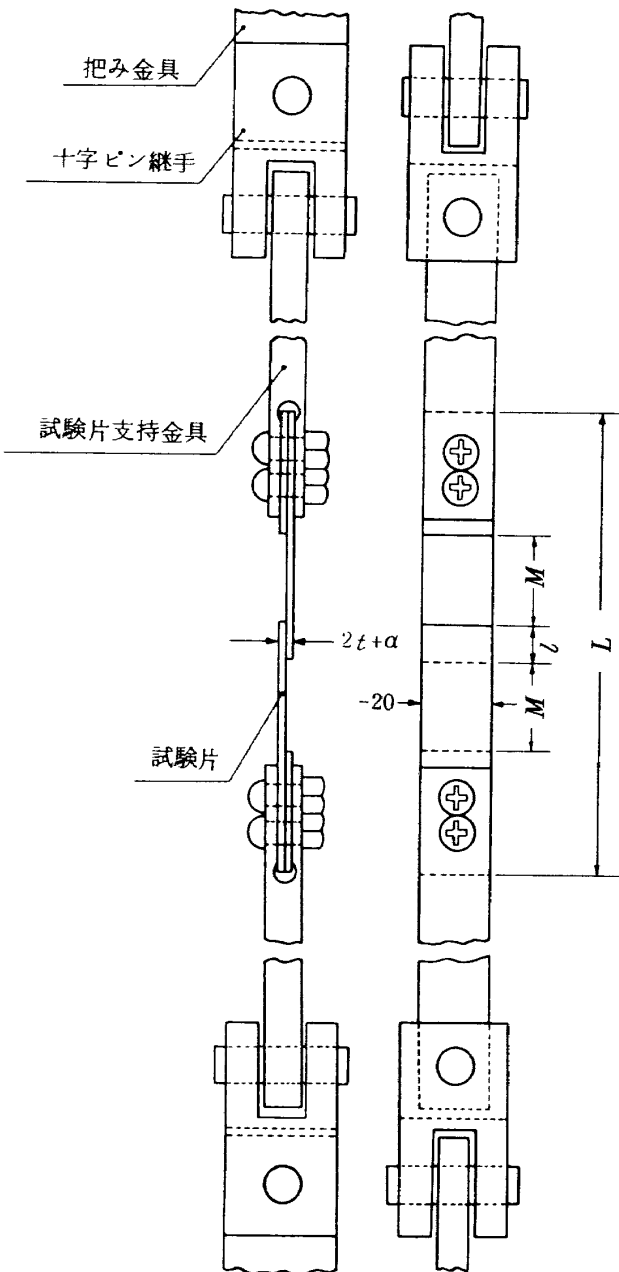


図 1 試験片と支持金具

### 3 試験片

試験用継手は、接着による単純重ね形式である。図1に試験片を支持金具に締め付け、十字ピン継手に継いだ状態を示す。なおこの十字ピン継手には種々の配慮がなされている。これについては次節4で述べる。

試験片の寸法は12通りで、詳細は図1および表1の通りである。

供試母材はアルコア社の高力アルミニウム合金2024 C-T3材である。接着には、米国3M社製のエポキシ

表1 試験片寸法

板厚 $t$ (mm)	ラップ $l$ (mm)	みぞ幅 $M$ (mm)	全長 $L$ (mm) ( $l + 2M + 35$ )	板幅 $b$ (mm)	膜厚 $\alpha$ (mm)
1.6 (0.063in.)	9.5	25/6	52.8	20.0	0.26
		25	94.5		
		150	344.5		
	38.0	25/6	81.3		
		25	123.0		
		150	373.0		
0.8 (0.032in.)	9.5	25/6	52.8		
		25	94.5		
		150	344.5		
	27.0	25/6	70.3		
		25	112.0		
		150	362.0		

樹脂系フィルム状接着剤AF-126-2を用いた。また、接着に当り、プライマとして、3M社製のEC-2320接着剤をスプレー吹付した。

試験片は同じ板厚の幅約455mm(1.5ft)、長さ約1830mm(6ft)の薄板を2枚貼り合せたものから所定寸法に切り出したものである。なお、貼り合せたままの原寸法の状態で、試験片採取予定部分の接着状況を調べ、欠陥の疑いがない部分から試験片を採取するようにした。また試験片採取に先立ち、原材料の中央部と両端などから単純重ね形式の標準試験片を切り出し、静引張により接着強度を調べ、定められた標準の強度が得られていることも確認した。なお、試験片のラップ端から荷重端までのMの部分は試験片寸法に切断したあとで切削加工によって取除いたものである。

通常薄板を継ぐ場合には、必要な寸法だけ重ね合せて接着する。これに比べて2枚の大板を貼り合せるとは、接着面積が大きくなり、接着面全体を一樣に加圧することがむずかしく、空洞(Void)を生ずる恐れも多くなる。しかし本実験に用いるような種々の寸法の試験片を同じ条件で作成するためには有利である。

接着強度を調べる方法として単純重ね継手を用いることが定められており、その場合の規格寸法は、 $l=12.7$ mm(0.5in)、 $M=50.8$ mm(2.0in)である。<sup>(4)</sup> 本実験用の試験片の $l=9.5$ mm(3/8in)はやや短い、これは、 $t=0.8$ mmの薄板でも静引張荷重に対して接着部がはくり破壊となるように考慮したためである( $l=12.7$ mmでは母材破断も起ることがある)。また $l=27$ mmと38mmの寸法は夫々の板厚に対し、規定寸法のリベットを打つことのできる長さを考慮して決めた。Mの長さは25/6、25および150mmである。この150mmの長さは、航空機胴体における縦通材間隔を想定して決めたもので、他の長さは、それぞれ1/6および1/36にしたものである。また、試験片の採取では、板材のロール方向が、試験片の長手方向と直角になるようにしたが、これは航空機胴体の縦通材に外板を取付ける場合を考慮して決めた。

#### 4. 実験

主たる実験は室温における疲れ試験である。試験荷重は $R=0.1$ になるような部分片振引張である。この荷重比は、航空機の外板等の疲れ試験を行う場合に通常用いられるものである。試験は室温における場合の他、一種の試験片グループについてのみ-55℃における低温疲れ試験も行った。この試験温度は、航空機が高空を飛行する場合の環境温度を考慮して決めた。試験は、この他に試験片グループ毎3~4本宛静引張試験も行った。

疲れ試験には、室温および低温試験とも容量1ton±1ton、回転数毎分2700回の偏心振子型万能疲れ試験機(島津UV-1)を使用した。低温試験には、CO<sub>2</sub>ガス噴出式の小型低温槽を使用した。この槽は、本実験のために、乾燥した低温雰囲気を得られるように特に考慮して製作したもので、その主な性能は、温度が室温から-70℃、持続時間が約3時間(-55℃)、ガス消費量が毎時約7Kg(-55℃)である。なお、低温疲れ試験では槽の低温持続に時限がある(3時間で $N=5 \times 10^5$ )ため、1時限以内で試験片が破壊しない場合には断続的に試験を行い、繰返し数の累計が $\Sigma N=1 \times 10^6$ に達したところで試験を中止した。静引張試験では、室温試験には容量2tonのオルゼン式万能試験機(島津RS-2.ギヤー負荷方式)を、低温試験には疲れ試験機(島津UV-1分銅負荷方式)を用いた。静引張試験における引張速度は準静的で、一定増荷重毎にのびと荷重の安定を待ち、次の荷重を増すようにした。のびの安定はダイヤルゲージで監視した。

なお本実験では、負荷装置に試験片を取付けるのに図1に示したような十字ピン継手を用いた。この継手は、さきに報告した圧縮機動翼植込部の疲れの研究<sup>(3)</sup>で用いた試験ラグ取付金具で、図示のように、互いに直交した2本のピンを介して把み金具に試験片を連結できるものである。この継手金具と支持金具および把み金具のピン穴は各々10φmmである。ピン径は、継手金具ピン穴と接するところでは9.9φmm(隙間0.1mm)、支持金具と把み金具のところでは、 $R=30$ mmの円弧状で、中央ふくらみ部の最大径は9.5φmm(隙間0.5mm)である。また継手金具と支持金具および把み金具との隙間は両側各1mmとし、この隙間には0.3φmmの針金を挟んでいる。この継手を用いることにより、負荷装置把み部相互間や試験片との総合的な僅かな偏心やねじれに対し充分な自在性が保持でき、また試験片の着脱が容易になることその他、本研究で行った低温疲れ試験でも、負荷装置把み部から低温槽内への伝熱を少なくするためにも有効である。

#### 5. 実験結果とその考察

##### 5・1 静引張試験結果

静引張試験の結果を表2に示す。なお第4列で、試片No.の左側に○印を付記したものは、 $N=1 \times 10^7$ を超えても疲れ破壊が起らなかった試験片で静引張試験を行ったことを示す。

試験結果では、薄板で $l$ の長い3種類の試験片のみが母材破断であり、他はすべて接着層のはくり破壊である。はくり破壊である場合の $t_B$ と $t$ および $l$ との関係は、 $t$

表 2  
静 引 張 強 度 その1

板 厚 $t$ mm(in.)	ラップ $l$ mm	みぞ幅 $M$ mm	試片 %	破壊荷重 $W_B$ Kg	へくり破壊応力		母材破断応力		備 考
					$\tau_B$ Kg/mm <sup>2</sup>	$\bar{\tau}_B$ Kg/mm <sup>2</sup>	$\sigma_B$ Kg/mm <sup>2</sup>	$\bar{\sigma}_B$ Kg/mm <sup>2</sup>	
1.6 (0.063)	9.5	25/6	○11	630	3.316	3.290			
			17	620	3.263				
			18	480	(2.526)				
		25	21	652	3.432	3.446			
	22		662	3.484					
	23		650	3.421					
	150	○ 9	610	(3.211)	3.750	低温試験 (-55℃)			
		26	735	3.868					
		27	690	3.632					
	1	○ 3	650	3.421	3.475				
		7	680	3.579					
		13	651	3.426					
1.32	25	1	870	3.277	3.350		追加試験		
		2	900	3.385					
		3	905	3.387					
38	25/6	1	1424	1.874	1.866				
		○18	934	(1.229)					
		○11	1412	1.858					
	25	1	1424	1.874	1.865				
		2	1416	1.863					
		○ 6	1412	1.858					
150	17	1454	1.913	1.904					
	○18	1448	1.905						
	19	1440	1.895						
0.8 (0.032)	9.5	25/6	13	474	2.495	2.504			
			14	500	2.632				
			15	450	2.368				
	25	14	525	2.763	2.724				
		16	415	(2.184)					
		○21	515	2.684					
	150	○ 7	560	2.947	3.123				
		9	520	(2.737)					
		12	600	3.158					
		20	620	3.263					
	1.32	25	1	694	2.649	2.609	追加試験		
			2	685	2.612				
3			680	2.567					
27	25/6	○18	722			4.349		4.361	
		20	724			4.361			
		21	726			4.374			
	25	13	730			4.398		4.420	
		14	733			4.416			
		15	738			4.446			
	150	9	730			4.398		4.369	
		12	720			4.337			
		13	726			4.373			

註；○印、疲れ試験後・( )は平均値に含めず

を増せば $\tau_B$ が増し、 $l$ を増せば $\tau_B$ が減少する。また、 $\tau_B$ と $M$ の関係は、 $M$ を増せば $\tau_B$ が増すようであるが、 $M$ が25/6 mmからその36倍の150 mmまで長くなっても $\tau_B$ は精々20%増( $t = 0.8$  mmの場合)である。低温における $\tau_B$ は室温の場合に比べて約9%高い値が得られた。母材破断である場合の $\sigma_B$ は、いずれもほぼ同じであり、 $M$ に無関係のようである。

5.1.1 静引張試験結果の考察

単純重ね接着継手については、多くの研究者によって古くから研究が為されており、また、接着剤の接着強度を知るための基礎資料として、この種継手の静引張強度が重要な目安にされている。

従来の研究結果によれば、エポキシまたはフェノール樹脂系接着剤を用いた単純重ね接着継手の静引張強度 $\tau_B$ は次式のように継手母材の $t$ と $l$ の関数であるとされている<sup>(5)</sup>

$$\tau_B^*(\text{ksi}) = \frac{15\sqrt{t/l}}{1 + 1.5\sqrt{t/l}} \quad (1)$$

ここで $\sqrt{t/l}(\text{in.}^{-1/2})$ はJoint Factor(継手係数)と呼ばれている。

通常の試験では、 $M$ が25.4~50.8 mm(1~2 in.)の

範囲で行われている。この $M$ の長さ式(1)には考慮されていない。本実験の結果のうち、 $M = 25$  mmの試験片で得られた実験値を図2に示す。なお、この図には、試験片採取前に行った接着強度の確認試験の結果(付録1)と、本実験後の追加試験の結果および式(1)で求めた計算値を示す曲線も併記してある。静引張試験は各グループにつき数本宛行っている。図示した実験値は、夫々の算術平均値である。ただし、実験値のうち特に異状と思われるものは平均値に含めていない。なお、表3に夫々の実験値の平均値 $\bar{\tau}_B$ と式(1)による計算値 $\tau_B^*$ を示す。

本実験等で得られた強度 $\bar{\tau}_B$ は、式(1)から求めた $\tau_B^*$ に比べてほぼ安全側であるといえる。しかし、 $l = 9.5$  mmの試験片で得られた $\bar{\tau}_B$ は、いずれも $\tau_B^*$ より低く、しかも、 $l$ が12.7 mmと13.2 mmのときの $\bar{\tau}_B$ とほぼ同じである。これは $l$ が或長さ以下では、計算で期待される程 $\tau_B$ が増加しないことを意味している。また、薄板で $l = 27$  mmの場合については、破壊はすべて母材破断であり、このときの $\bar{\tau}_B$ は $\tau_B^*$ とほぼ一致している。母材破断は、接着層におけるせん断強度より母材強度が低いために起るもので、もし母材強度が高ければく離破壊となり、その場合の $\tau_B$ は $\tau_B^*$ より高くなるといえる。この種継手では、は

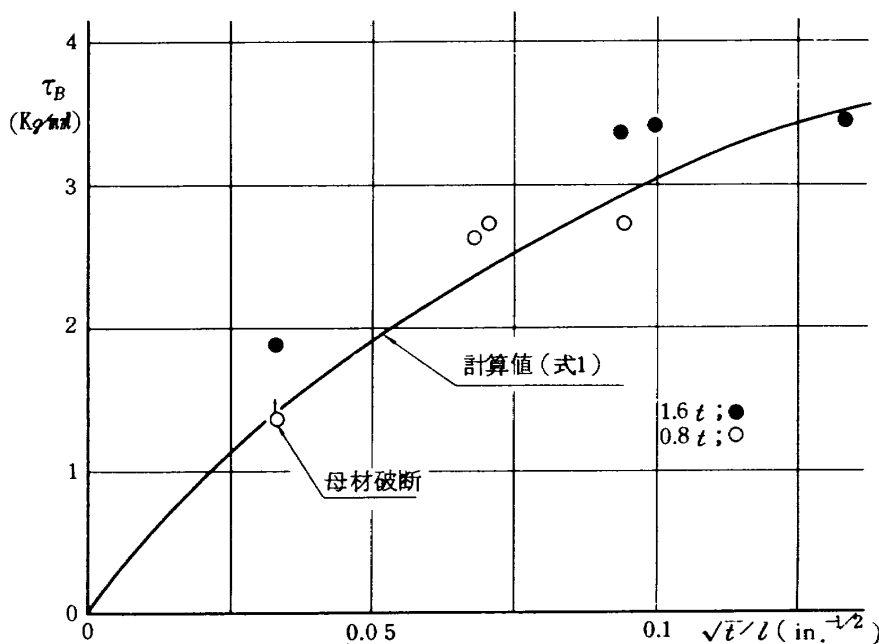


図2 静引張強度(板厚とラップ長)

くり破壊でも、母材破断でも事実上の破壊である。従って式(1)から $\tau_B^*$ を推定し、併せて母材強度も吟味したうえで継手の設計に当らねばならない。

従来の研究では、ラップ端から荷重端(支持金具)までの距離(以下みぞ幅とする) $M$ と $\tau_B$ との関係について調べられたという発表が見当たらない。単純重ね継手では、軸方向の負荷により偏心荷重を生じ、継手部を回転させるモーメントが作用する。これが $M$ 部分の母材の曲げ荷重となり、 $M$ 部がそり返るようにたわむ。 $M$ 部のそりは荷重の他、 $M$ 部の曲げ剛性にもよる。 $M$ が長くなれば剛性低下により $M$ 部がそりやすくなって、ラップ端母材の応力集中率の緩和となる。図3に本実験における $\tau_B$ と $M$ の関係を示す。結果では、薄板の $0.8t-9.5l$ の $\tau_B$ が $M$

の増加につれて直線的に高くなるが、厚板の $1.6t-9.5l$ では、 $M$ が $25/6-25$ の間で $\tau_B$ が約10%高くなり、 $25-150$ の間では $\tau_B$ の差が認められない。 $l$ が長い場合には、いずれの板厚でも、 $M$ による $\tau_B$ の差は認められない。なお薄板で $l=27$ のときには、いずれも母材破断である。従って $\tau_B$ に及ぼす $M$ の効果は、 $l$ が短かくて、板厚が薄いときに顕著であるといえる。また母材破断となる場合には、母材の応力集中部が高い荷重により塑性変形を生じ、応力分布が緩和されて一様化し、この応力が母材の抗張力に達したところで母材破断となる。従って、この場合には静強度に及ぼす $M$ の影響が現れにくいといえる。

低温試験では、 $\tau_B$ が室温での値より約9%増、破壊が

表3 静引張強度(その2)

板厚 $t$ (mm)	ラップ $l$ (mm)	みぞ幅 $M$ (mm)	継手係数 $\sqrt{l/l}(\text{in}^{-1/2})$	静引強度 $\text{Kg/mm}^2$		備考
				$\tau_B$	式(1) $\tau_B^*$	
1.6 (0.063)	9.5	25	0.1331	3.446	3.511	3本/3本平均
	● 12.7	50.4	0.0996	3.421	3.007	19本/18本平均
	13.2	25	0.0937	3.350	2.941	3本/3本平均
	38.0	25	0.0333	1.865	1.407	3本/3本平均
0.8 (0.032)	9.5	25	0.0941	2.724	2.924	3本/2本平均
	● 12.7	50.4	0.0704	2.720	2.445	20本/12本平均
	13.2	25	0.0678	2.609	2.384	3本/3本平均
	27.0	25	0.0331	→ 1.360	1.411	3本/3本平均 (母材破断)

注 ●印、幅  $b$  25.4 mm

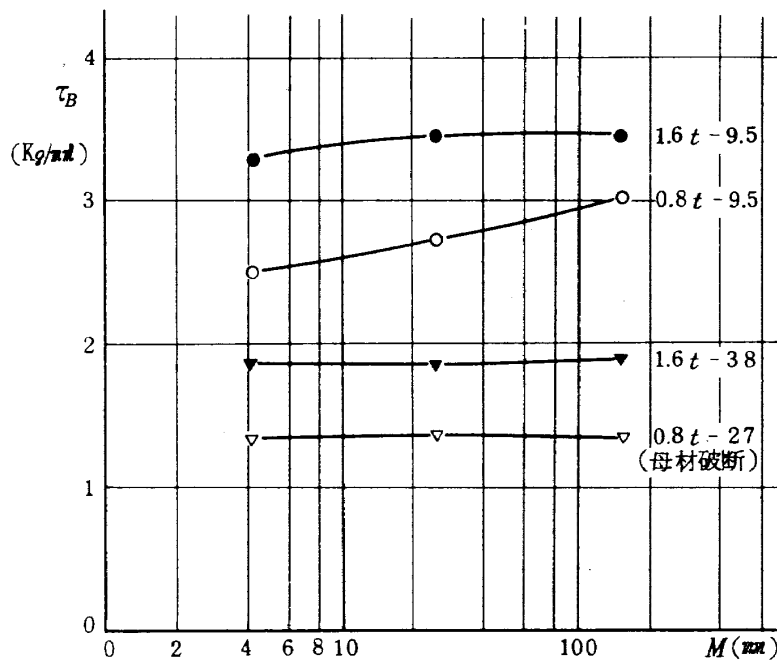


図3 静引張強度(みぞ幅)

はくり破壊である。一般にこの種接着剤は、低温で脆性を増し、衝撃と引きはぎの強度および振動耐久力が減少する。しかし硬化処理条件によっては、準静的低温せん断強度が室温の場合より高くなることもある。本実験用継手の処理条件(付録1)で得られる低温せん断強度(-55℃)のカタログ表示値は、室温(24℃)の場合より約9.4%増である。従って本実験で得られた低温強度については、ほぼカタログ仕様の性能が得られているといえる。

5・2 疲れ試験結果

疲れ試験の結果を6通りに分類し、図4~9にS-N線図で示す。夫々の図の縦軸には $\sigma_a$  (Kg/mm<sup>2</sup>)を、横軸にはNをとってある。図示の記号に印を付したもの(○▲など)は接着層のはくり破壊を、無印のもの(○▲など)は母材破断を示す。また、N=10<sup>6</sup>~10<sup>7</sup>付近の記号に→を付したものは、夫々のNで破壊しなかったことを示す。

図4は、M一定(M=25mm)で、板厚tとラップ長lが異るときの $\sigma_a$ とNの関係を示したものである。図示の曲線は種別毎の実験値に対し、目のこによって求めたもので、実線が母材破断、破線がはくり破壊、2点鎖線が両者を含む場合の夫々の領域を示す。また1点鎖線は小型平滑材のS-N曲線で、先に報告した同種の試験条

件(材質・繰返荷重比など)によって得た結果<sup>(2)</sup>を引用したものである。

図5~8は、tとlが同じで、Mが異るときの $\sigma_a$ とNの関係を示す。なお、M=25mmのときの実験値は図4に示した実験曲線で代用してある。

図9は厚板(t=1.6mm)で、l=9.5mm、M=25mmの試験片による室温と低温における実験結果である。

図10は、疲れ破壊が接着層のはくり破壊である場合の実験値をまとめて示したものである。このときの応力は、接着面の繰返しせん断応力(以下はくり疲れ強度とする) $\tau_a$ とした。図の縦軸には種別毎の $\tau_a$ とはくり静強度の平均値 $\bar{\tau}_B$ との比 $\tau_a/\bar{\tau}_B$ を、横軸にはNをとってある。なお図示記号は無印であるが、すべてはくり破壊である。また実験値の一部を曲線で代用したものもある。夫々の $\bar{\tau}_B$ は便宜上N=1とその周辺に $\bar{\tau}_B$ との比 $\tau_B/\bar{\tau}_B$ で示してある。ただし破壊が異状と思われる実験値(3点の大きな記号)は平均値に含めてない。

5・2・1 考察1  $\sigma_a$ または $\tau_a$ に及ぼすtとlの影響

本実験の疲れ破壊には、はくり破壊と母材破断とがある。lが短い場合には、 $\sigma_a$ が高いときにはくり破壊、 $\sigma_a$ が低いときに母材破断である。lが長い場合には、すべて母材破断である。なお、静引張試験では、薄板でlが長い(t=0.8, l=27mm)場合のみ母材破断で、他はす

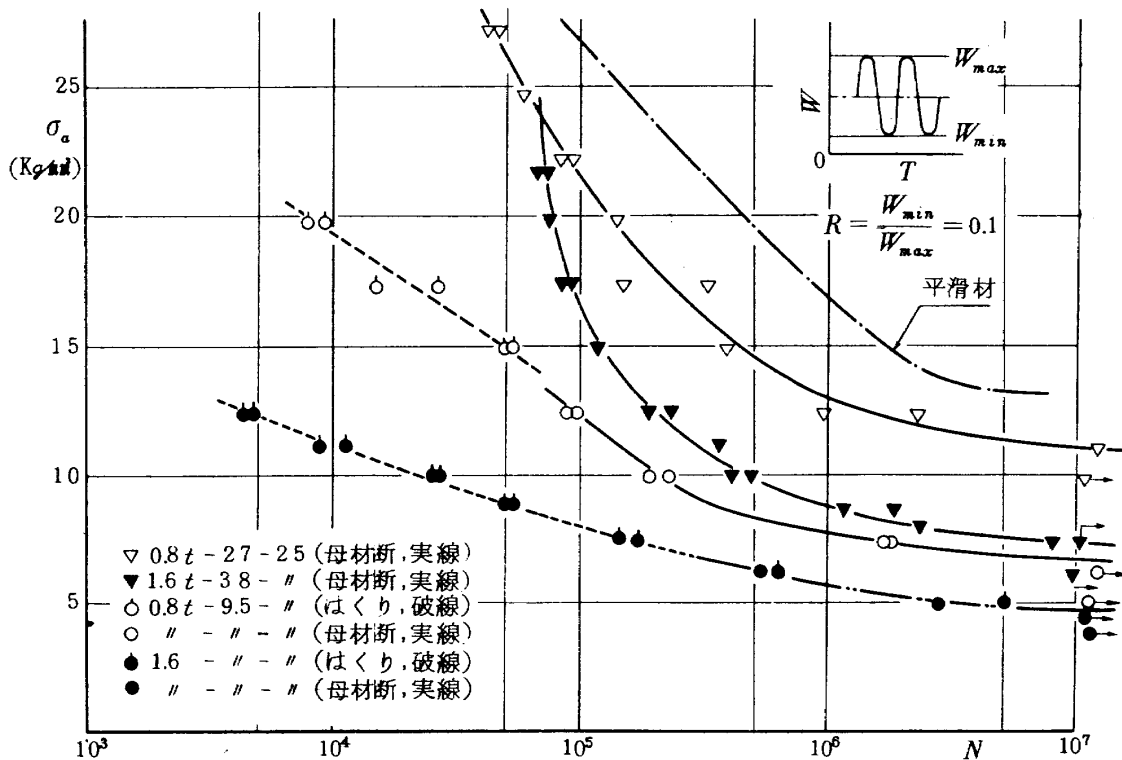


図4 疲れ強度(板厚とラップ長)



べてはくり破壊である。従って繰返し引張と静引張との破壊様式は必ずしも一致しないことがわかる。これは接着面と継手母材の疲れ特性の相異、即ち接着面の $\tau_e-N$ 曲線は緩やかな勾配であるのに比べ、継手母材の $\sigma_e-N$ 曲線の勾配がやや急であり、夫々の曲線が交るところで破壊様式が変わるためである。なお実験結果には、両者のうちで常に低い方の疲れ強度が現れる。本実験では、 $N \div 1 \times 10^3$ 以上における $\sigma_e$ を調べることに主眼をおいたため、静はくり破壊となる継手では、 $\sigma_e$ が比較的低いため、疲れ母材破断となることが多かったが、静はくり強度に近い値まで $\sigma_e$ が高くなれば(母材の疲れ強度が高い場合には)、疲れはくり破壊になるといえる。

疲れはくり破壊の場合には、疲れ強度を接着面のはくり疲れ強度 $\tau_e$ で検討する。実験結果をまとめて図10に示した。結果では、図示のように、すべての実験値は、 $\tau_e/\tau_B = (1 - 0.129 \log N) \pm 0.08$ で示される直線の範囲内である。このような結果から、はくり破壊であるときの $\tau_e$ と $N$ の関係は、その継手の静強度 $\tau_B$ を基にして推定できるといえる。この $\tau_B$ は、ほぼ継手係数 $\sqrt{t/l}$ の関数であるので、 $\tau_e$ についても同様のことがいえる。この定性的傾向は従来から知られているものと同じである。なお定量的には従来(5)よりやや $\tau_e/\tau_B$ が高めである。

疲れ母材破断の場合には、疲れ強度を母材の疲れ強度

$\sigma_e$ で検討する。実験結果を図4~8に示す。結果では図4に見られるように $\sigma_e$ と $N$ の関係は $t$ および $l$ によって著しい相異がある。これは主として継手部の偏心荷重によるラップ端母材の応力集中率 $K_t$ の差による。この $K_t$ は極く低い荷重のときに大きく、最大値は $K_t = 4$ (6)である。なお継手部は荷重の増加により、荷重偏心の度合が小さくなるように回転し、これに伴って $K_t$ が低下する。この $K_t$ の低下は、 $M$ 部分の曲げ剛性の低下( $t$ の減少と $M$ の増加または弾性率の低い継手母材など)や $l$ の増加および荷重の増加などによる。特に、ラップ端母材の集中応力が弾性限度を超えるような高い繰返し荷重に対しては、応力集中部が一部塑性変形を伴い、一様な応力分布に近づくため、継手母材の疲れ強度は母材平滑材の疲れ強度に漸近する。従って $N$ が小さくなるにつれて $\sigma_e$ は平滑材の $\sigma_e$ に近づくように高くなるといえる。本実験結果でも、 $N$ が小さい領域では $\sigma_e$ が互いに接近して平滑材の $\sigma_e$ に近づき、 $N$ が大きくなるにつれて $\sigma_e$ の差が大きくなる傾向である。

$N$ が大きい領域において、同一板厚に対する $l$ の相異については、薄板では、 $l = 9.5$ のときの $\sigma_e$ に比べて27%のときにはほぼ1.7倍である。厚板では、明らかでないが推定約1.5倍以上である。同材質とみなし、 $l$ が同じである場合の板厚の相異については、薄板のときに $\sigma_e$

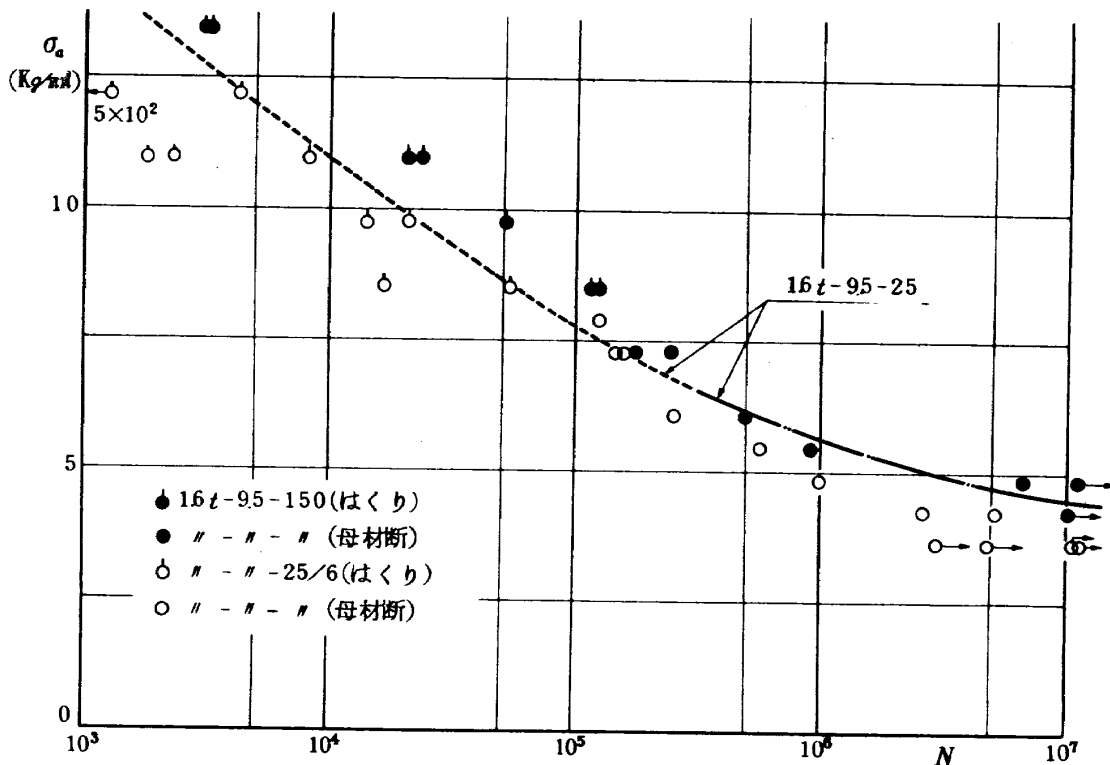


図5 疲れ強度(9.5*l*, 厚板とみぞ幅)

が明らかに高くなる。なお  $t, l, M$  および荷重などが  $\sigma_a$  に及ぼす効果について、より定量的な説明を行うには本実験の範囲では不十分であろう。

5・2・2 考察2  $\sigma_a$  または  $\tau_a$  に及ぼす  $M$  の効果

一般に航空機における薄板継手では  $M$  を著しく小さくする必要がない。通常の継手の強度試験では、試験機、加工、材料費その他の条件から、 $M$  が 25~50 mm で行われることが多い。材力の観点からすれば、 $M$  が小さければラップ端における応力集中が著しく高いが、 $M$  が長くなるにつれて応力集中は低下する。 $M = 25 \sim 150$  mm についての実験は、上述の定性的な傾向を確認するためである。なお本実験では、 $M$  を 25 mm の 1/6 にした場合についても調べ、併せて夫々の関係を明らかにしようとした。

図5~8は各継手グループについて、 $\sigma_a$  に及ぼす  $M$  の効果が対比できるように実験値を図示したものである。結果では、疲れはくり破壊である場合には、いずれも  $M$  が長くなれば  $\sigma_a$  も高くなることが認められる。静はくり破壊でも  $M$  が大きくなれば  $\tau_B$  も僅かに高くなる。

$\tau_a/\bar{\tau}_B - N$  線図(図10)で対比すれば、 $t = 1.6$  mm,  $l = 9.5$  mm では、 $M = 25 \sim 150$  mm のとき、 $\tau_a/\bar{\tau}_B$  は約 8~10% 増であるが、 $t = 0.8$ ,  $l = 9.5$  mm では殆んど

同じである。 $M$  が短い場合 ( $M = 25/6$  mm) には、 $M = 25$  mm の場合に比べて  $\tau_a/\bar{\tau}_B$  が低くなることと、実験値のばらつきが著しく大きくなる傾向である。夫々の試験継手の接着条件、切削加工条件または仕上り寸法等は  $M$  の長短に関係なく同じであるとみなせる。またラップ端の仕上り状態は必ずしも理想的な一定の幾何学的形状でないが、これも  $M$  の長さとの関係がない。 $M$  が短い場合の実験値のばらつきが大きくなる原因については、負荷による  $M$  部のそりが小さくなることと、ラップ端の仕上りや接着の状態と寸法等の僅かな相異が疲れ寿命に微妙に影響しているものと考えられる。

疲れ母材破断である場合については、いずれのグループも  $M = 25 \sim 150$  mm では実験値は極めて良く一致しており、 $M$  が 25 mm を超えれば疲れ強度に及ぼす  $M$  の効果がないといえる。しかし  $M$  が短い場合には、疲れはくり破壊であるときと同様に  $\sigma_a$  が低くなり、ばらつきも大きくなる傾向である。しかしこの場合には、 $N$  が小さい領域では  $\sigma_a$  は  $M = 25$  mm のときの値に近くなり、 $N$  が大きくなるにつれて差が明らかになる傾向である。

5・2・3 考察3 低温疲れ特性

航空機が高空を飛行する場合には、機体外板は低温の雰囲気中にさらされる部分もある。本実験では、このよう

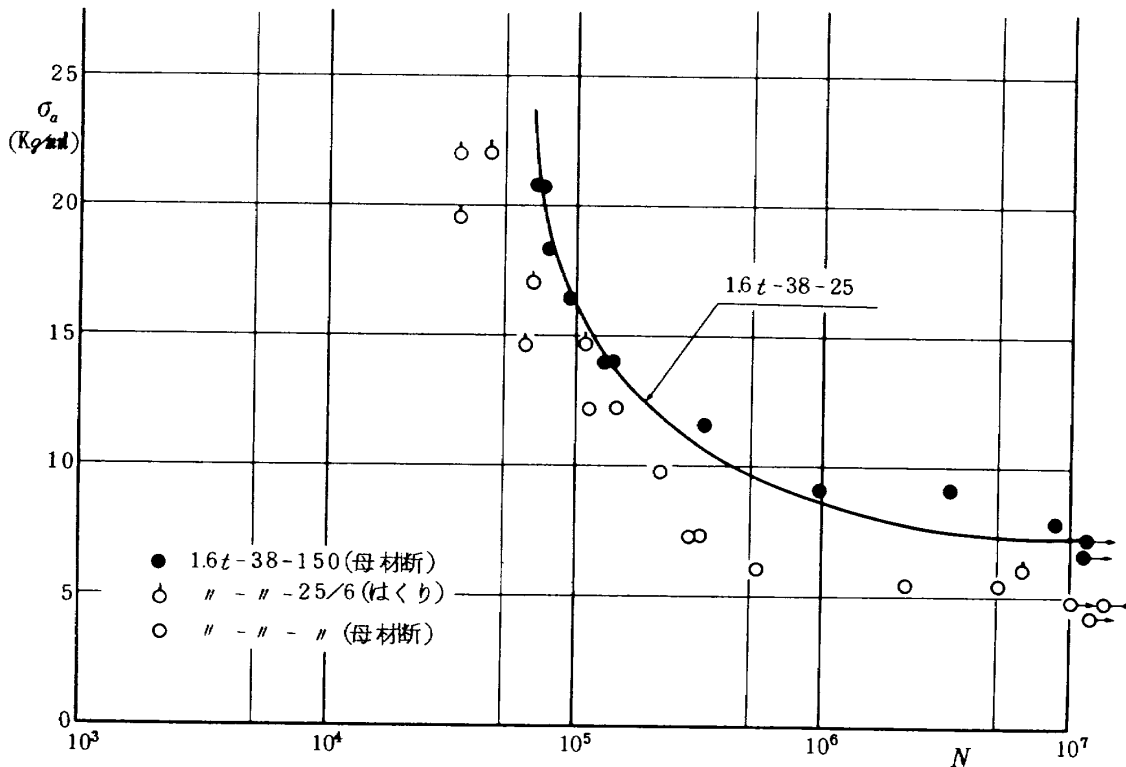


図6 疲れ強度 (38ℓ, 厚板とみぞ副)

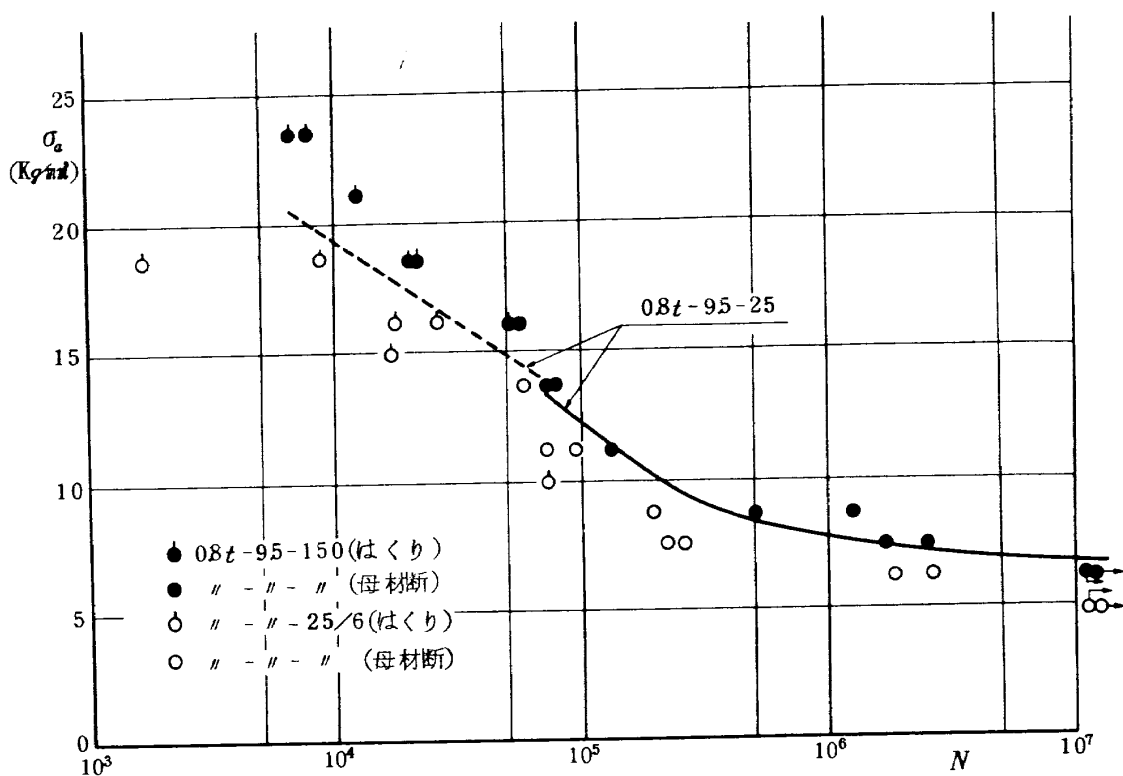


図 7 疲れ強度 (9.5%, 薄板とみぞ幅)

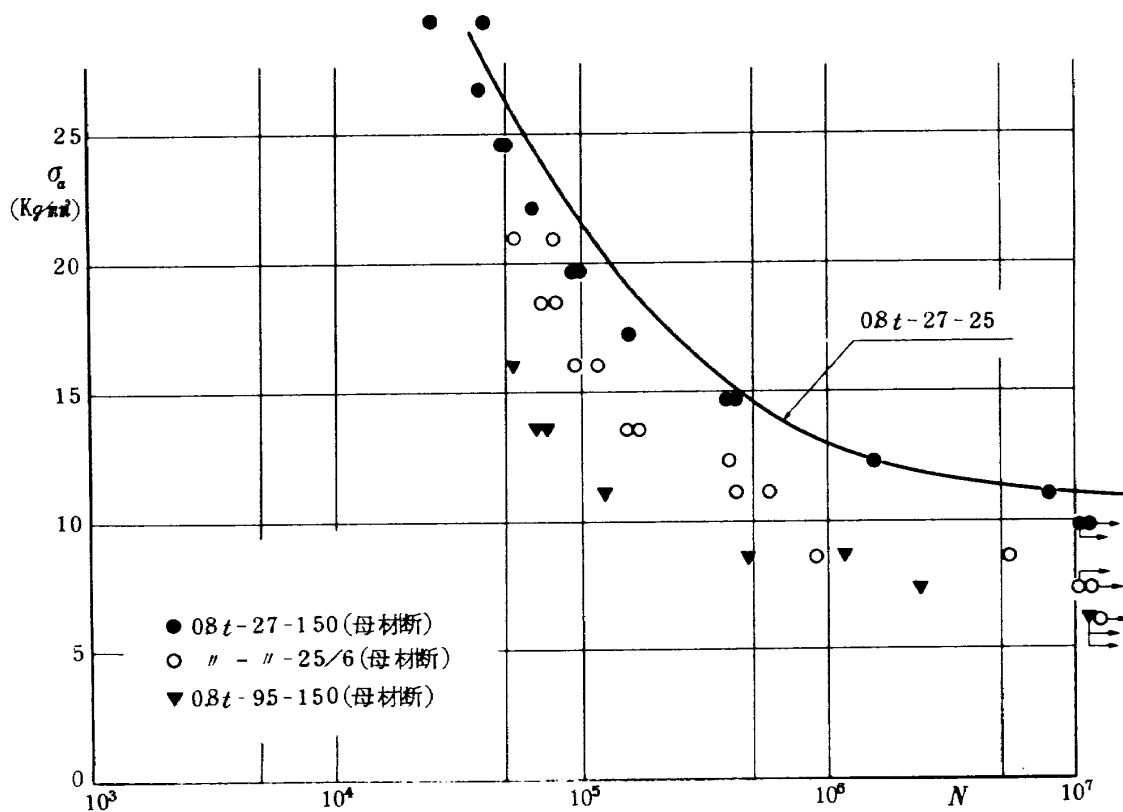


図 8 疲れ強度 (27%, 薄板とみぞ幅)

な場合を想定し、-55℃における接着継手の疲れ特性についても調べた。

一般にこの種接着剤は、低温になると脆性を増し、衝撃や引きはぎ強度および振動耐久力が低下する。従って繰返し荷重のもとでは、低温における接着継手の疲れ強度が低下すると考えられる。しかし、長いラップ(リダックス接着剤, 1.2t-25ℓ)の場合、低温では静引張強度が室温のときより低くても、疲れ強さは高くなるという報告<sup>(7)</sup>もある。

図9は本実験で得られた結果を示したものである。結果では、 $N$ が小さい領域では、低温における $\sigma_a$ は室温での $\sigma_a$ より低くなるのがわかる。しかし $N$ が大きくなるにつれ、 $\sigma_a$ は室温における値に近づき、ついには逆に低温における $\sigma_a$ が高くなり、同時に室温における母材疲れ強度より高い $\sigma_a$ で母材破断となることもわかる。これは夫々のS-N曲線の傾向が異なることで、低温における $\sigma_a$ が室温の場合に比べて同じ割合で低下しないことを意味している。

$N$ が小さい領域における $\sigma_a$ の低下については、接着剤が低温で脆性を増し、短時間の高い振動的(45 Hertz)繰返し荷重に対し、衝撃と引きはぎの強度の低下による疲れ寿命の減少が考えられる。また $N$ が大きい領域における $\sigma_a$ の上昇については、やや長時間( $N = 5 \times 10^5$ で

約3時間)にわたる片振り繰返し荷重に対し、ラップ端での接着剤のクリープを伴う応力集中の緩和と、低温における $\tau_B$ の上昇、および継手母材の低温における $\sigma_a$ の上昇などの相互作用によるものか、または本実験に用いた接着剤の低温疲れ特性とも考えられる。

これらのことから、この種継手の低温における疲れ強度は、荷重変動が急激でなければ、ほぼ室温における疲れ強度が得られると考えられるが、より安全を期待するには、ラップを長くすることでも充分効果があるであろう。

### 5. まとめ

以上本実験の結果を要約すれば次のようである。

- (1) 静引張強度と疲れ強度に対する $t$ と $\ell$ の関係については、従来からいわれている継手係数 $\sqrt{E/\ell}$ をもとに夫々の強度を推定することができるが、 $\ell$ が或値以下に短くなったり、母材破断になるような場合には、計算による推定値より危険側になることもある。特に母材破断のときには母材の抗張力に留意すべきである。
- (2) みぞ幅 $M$ については、 $M = 25 \sim 150$  mmの間では、疲れはくり強度 $\tau_a$ は $M$ が増すと上昇するが、疲れ母材強度 $\sigma_a$ は $M$ に無関係である。静強度は薄板で $\ell$ が短いときに $M$ が増すと $\tau_B$ も上昇するが、他の場合には殆んど無関

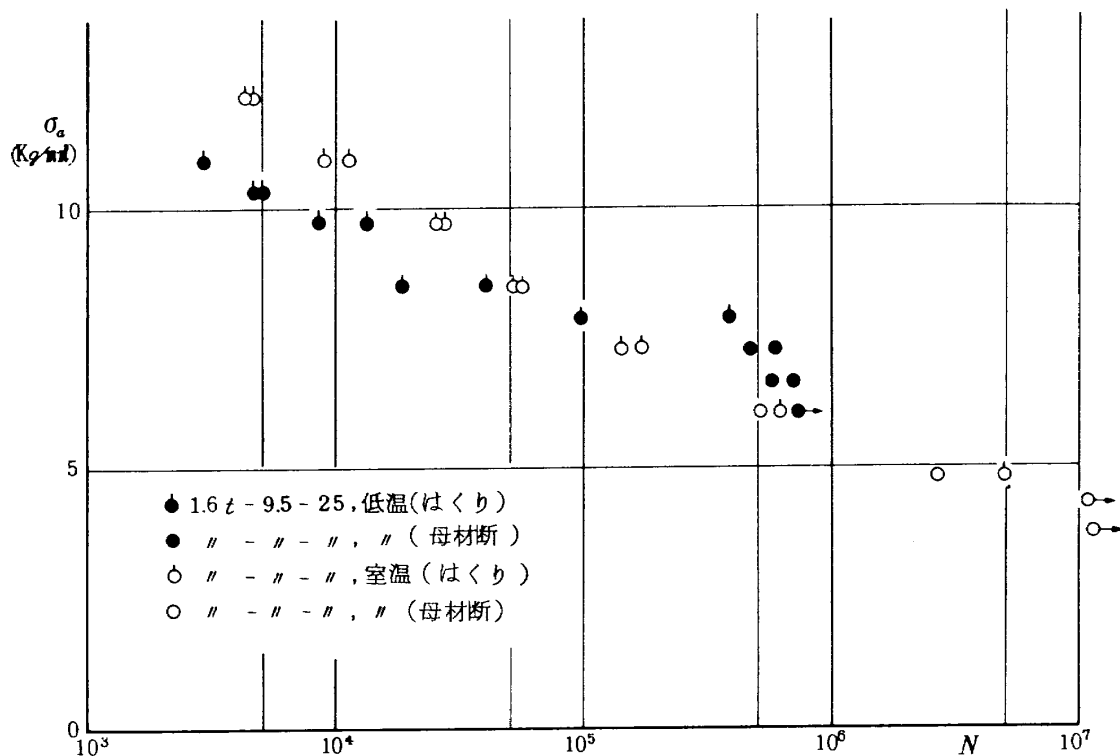


図9 疲れ強度(9.5ℓ,厚板,室温と低温)

係である。また  $M$  が  $25/6$  mm では静強度と疲れ強度の低下、および疲れ寿命のばらつきが大きくなる。

(3) 低温疲れ強度については、繰返し速度による影響が考えられ、繰返し速度が速くなれば、室温における疲れ強度と同等以上であると推定される。なお、これは低温における静強度が室温における値より低くならない場合である。

なお、一般にこの種継手の実験では、実験値のばらつきが比較的大きいものである。本実験では、 $M$  が小さいときを除けば比較的ばらつきが少なく、夫々の寸法条件と強度との関係を定量的に知ることのできる良好な結果が得られた。これは試験片作成計画と接着加工技術および実験方法などに十分な考慮がはらわれたためである。しかし実際に用いられる薄板継手では、必要なラップ寸法で接着を行うため、本実験用の試験継手との間に接着条件の相異があることを考慮しなければならない。

終りに臨み、本実験の計画については当所機体第1部の竹内、川島の両室長、試験片作成を担当された富士重工XX宇都宮製作所の関係者、また一部の試験片作成を依頼した当所工作課の方々等の御協力を受けた。ここに感謝の意を表します。

文 献

- 1) Jacobs, F.A. and Hartman, A; The effect of sheet thickness and overlap on the fatigue strength at repeated tension of redux bonded 75S-T clad simple lap joints. N.L.L. report M.1969 (1954)
- 2) 池田為治, 熊倉郁夫, 竹内和之; 薄板継手構造の強度についての実験, 航技研資料 TM-208(1971)
- 3) 池田為治, 山岸 崇; 軸流圧縮機動翼植込部の疲れについての実験的研究, 航技研報告 TR-214 (1971)
- 4) アメリカ規格 MIL-A-5090B (航空機構造用金属対金属接着剤)
- 5) R.B. Heywood; Designing Against fatigue, Chapman and Hall LTD, pp.242-247
- 6) D.Y. Wang; The effect of stress distribution on the fatigue of adhesive-bonded joints, ASD-TDR-63-93(1963)
- 7) A. Hartman, F.A. Jacobs; The Fatigue Strength at Fluctuating Tension ( $R=0.1$ ) of Redux Bonded 75S-T clad Simple Lap Joints from  $-45^{\circ}\text{C}$  to  $+80^{\circ}\text{C}$ , NLL-TN-M2016 (August-1956)

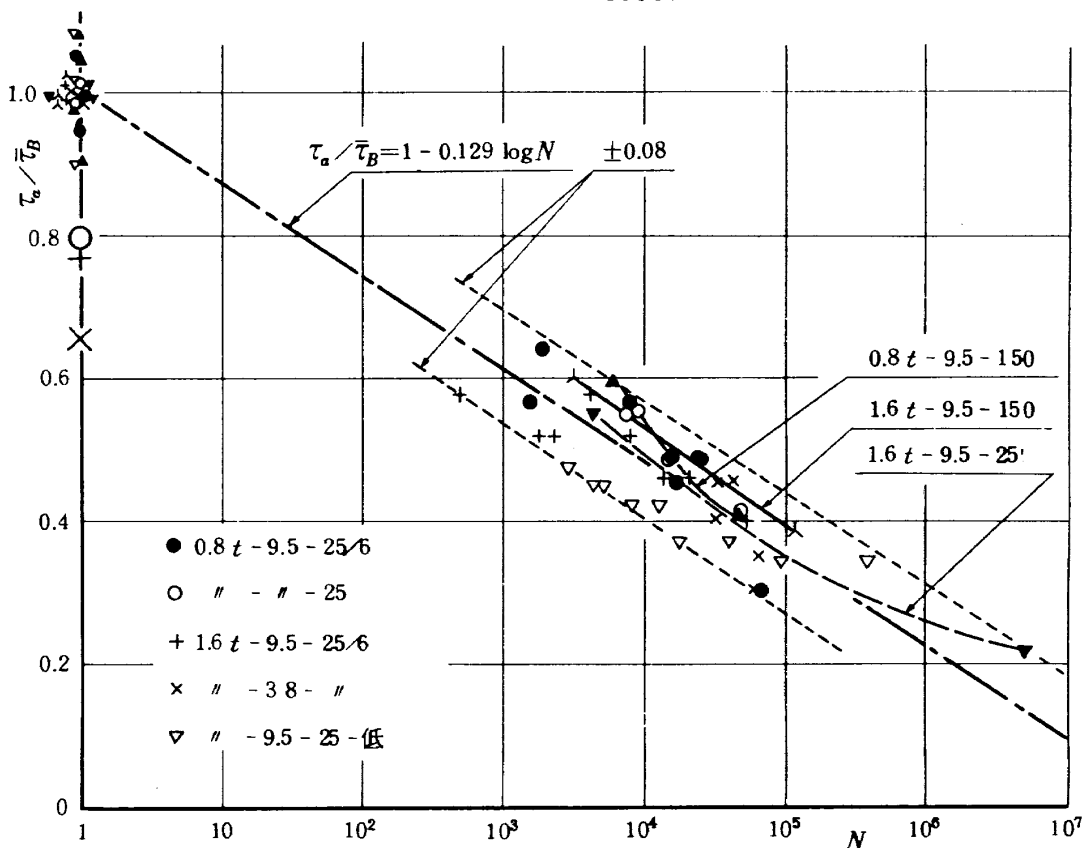


図 10 疲れ強度 (はくり破壊)

付録 試験用接着継手の製作手順

1. まえがき

一般に接着強度は接着処理技術に影響される。従って、この種試験片の製作は前処理や接着および硬化処理などに充分考慮し乍ら実験室的に行われる。しかし、この方法では、疲れ試験用等、多量の試験片を同一条件で製作するには不利である。また生産工場と実験室との接着処理や加工工程等に必然的な相異があるため、充分信頼性のある強度が得られないこともある。

本実験では、疲れ強度に及ぼす継手の寸法効果と雰囲気の影響を調べることを目的として、板厚、ラップ長等13通り各20本、合計260本の試験片を準備することにした。従って、これらの試験片の製作についてはできるだけ大きな板を同一条件で接着することとし、加工はすべて生産工場で行った。ここでは、これらの接着加工、寸法加工その他について述べる。

2 使用原材料と接着処理および接着状況

(1) 原材料

継手母材；高力アルミニウム合金，2024C-T3  
 (アルコア社製)  
 寸法・1830mm(6ft.)×455mm(1.5ft.)  
 板厚・1.6mm(0.063in.)，  
 0.8mm(0.032in.)

接着剤；AF-126-2(0.06PSf)フィルム状接着剤  
 EC-2320 液状プライマ  
 (いずれも3M社製)

(2) 接着前処理

エッチング処理；硫酸-重クロム酸ソーダ  
 プライマ処理；エッチング処理当日内  
 清浄濾過空気でのスプレー塗布  
 塗布乾燥膜厚・5μ(色合の目視判定)  
 乾燥・塗布後1晩、風乾

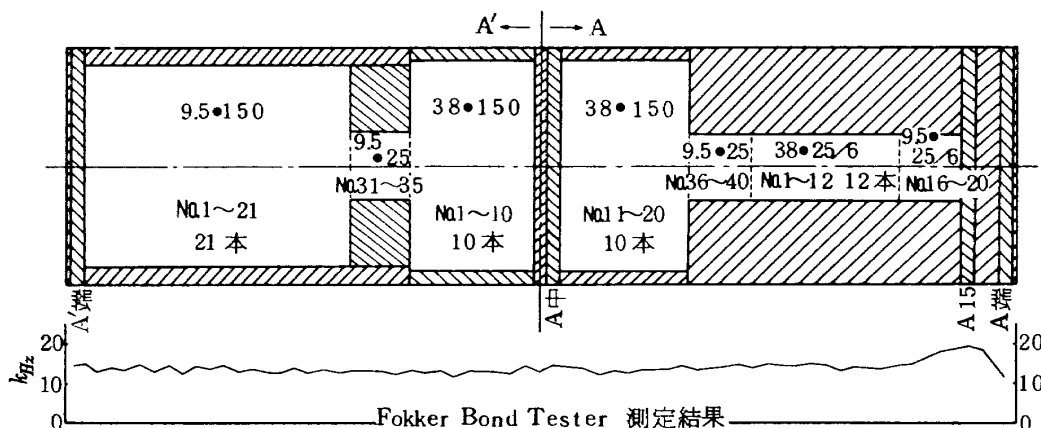
(3) 接着硬化処理

原寸大同一板厚同志全面重ね接着  
 温度，107°C(225°F)  
 時間，90分  
 圧力，3.5kg/cm<sup>2</sup>(50psi)

(4) カタログ表示接着強度

試験片；単純重ね接着継手，2024-T3，  
 $l=12.7\text{mm}$ ， $t=1.6\text{mm}$   
 静引張せん断強度， $\tau_B=4.13\text{Kg/mm}^2(5893\text{psi})$ ，  
 $-55^\circ\text{C}(-67^\circ\text{F})$   
 $3.77\text{Kg/mm}^2(5387\text{psi})$ ，  
 $24^\circ\text{C}(75^\circ\text{F})$

(5) 接着状況および接着強度の確認



板厚；1.6mm(0.063in.)・A材

試験片	A'端上	A'端中	A'端下	A中上	A中中	A中下	A15	A端上	A端中	A端下
ラップmm	12.725	12.875	12.75	12.625	12.825	12.825	12.875	12.90	12.875	12.775
幅mm	25.45	25.45	25.45	25.45	25.45	25.45	25.475	25.50	25.475	25.475
最大荷重Kg	1095	1167	1112	1118	1112	1126	600	1126	1132	1115
接着強度Kg/mm <sup>2</sup>	3.38	3.56	3.43	3.48	3.41	3.45	1.83	3.43	3.45	3.43
破壊状況	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	Void状態	ハクリ	ハクリ	ハクリ

付図 1

予定した継手部分について、フォッカーボンドテストを用いて接着状況を調べた。その結果を付図1~4の折線グラフに示す。図の縦軸は測定値、横軸は位置である。この折線グラフが滑らかにつながっている部分は接着状態が良いことを、急激な折れ曲りや切れている部分は不良な状態であることを示す。

接着強度については、原寸法重ね板の両端(エッジから幅約6mm以上を除去)と中央部(付図参照)から各々上中下3段各1本の計9本の試験片を採取して調べた。また接着不良と判断された一部分についても調べた。これらの試験片は所要寸法の短冊形に切断したあと、ボンドテストでラップ予定部分の接着状況を再調査し、継手として不要な部分を削除し、所定のラップ長と把み部とを仕上げた。寸法その他次の通り。

形状寸法; 単純重ね接着継手(本文図1参照)

ラップ長  $l = 12.7\text{mm}$  (0.5 in.), 幅  $b = 25.4\text{mm}$  (1.0 in.)

静引張速度, 1 mm/分

夫々の試験結果は付図に併記してある。

この試験では、夫々の測定値のばらつきが少なく、各部分ともほぼ一様な接着強度であることが確認された。なお接着不良と判定された部分の強度は、他の部分に比べて明らかに低い値を示し、ボンドテストによる調査結果が正しいことを意味している。また薄板の試験結果で

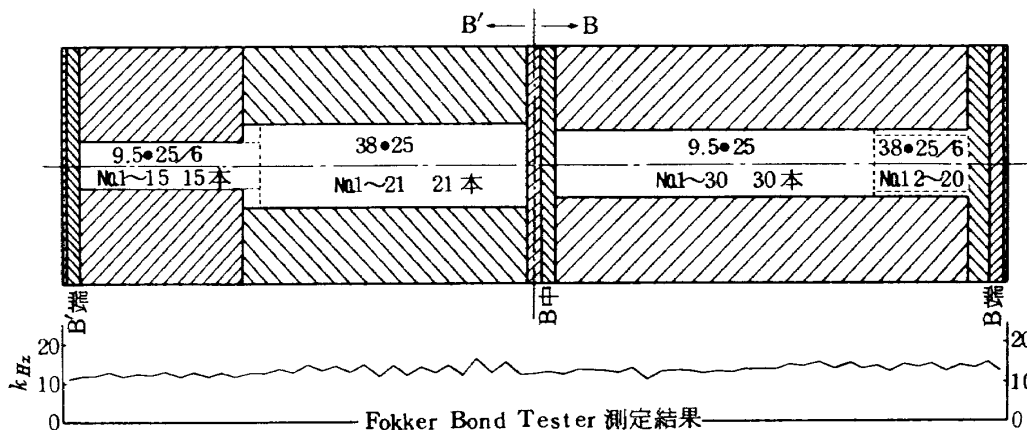
は一部の試験片が母材破断となり、そのときの強度は、はくり破壊のときに比べて約10%低い。この種薄板の抗張力が、ほぼ40~45 Kg/mm<sup>2</sup>であることから、板厚に対するラップ長がやや長過ぎたため、母材の抗張力と接着強度が近くなり、切削加工上の欠陥その他の条件により母材破断になることもあるといえる。なお厚板(1.6 mm)の接着強度の平均値は、 $\bar{\tau}_B = 3.42\text{ Kg/mm}^2$ であり、カタログ表示値(3.77 Kg/mm<sup>2</sup>)より約9%低い結果となった。

3. 試験片形状加工条件

試験片は、長手方向が原材のロール方向に直角となるように採取することとし、その採取状況を付図1~4に示す。この加工手順は次の通り。

- (1) 接着不良と判定された部分を切除
- (2) 各種寸法試験片採取予定ブロック毎に帯鋸で切断し
- (3) 各寸法幅の短冊形に帯鋸で切断したあと最終幅にフライス加工仕上
- (4) 所定のみぞ幅  $M$  (ラップ端から荷重端まで) をフライス加工切削仕上
- (5) 試験片仕上り状況

寸法測定の結果では、仕上り寸法精度は所定寸法に対しほぼ3%以内であり、接着層の厚さは  $0.256 \pm 0.004\text{ mm}$  であった。



板厚; 1.6 mm (0.063 in.) · B材

試験片	B'端上	B'端中	B'端下	B中上	B中中	B中下	B端上	B端中	B端下
ラップ mm	12.875	12.90	12.925	12.725	12.95	12.925	12.85	12.875	12.525
幅 mm	25.475	25.35	25.45	25.45	25.45	25.425	25.45	25.45	25.50
最大荷重 Kg	1109	1079	1140	1124	1144	1159	1085	1122	1098
接着強度 Kg/mm <sup>2</sup>	3.38	3.30	3.47	3.47	3.47	3.51	3.32	3.43	3.44
破壊状況	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ

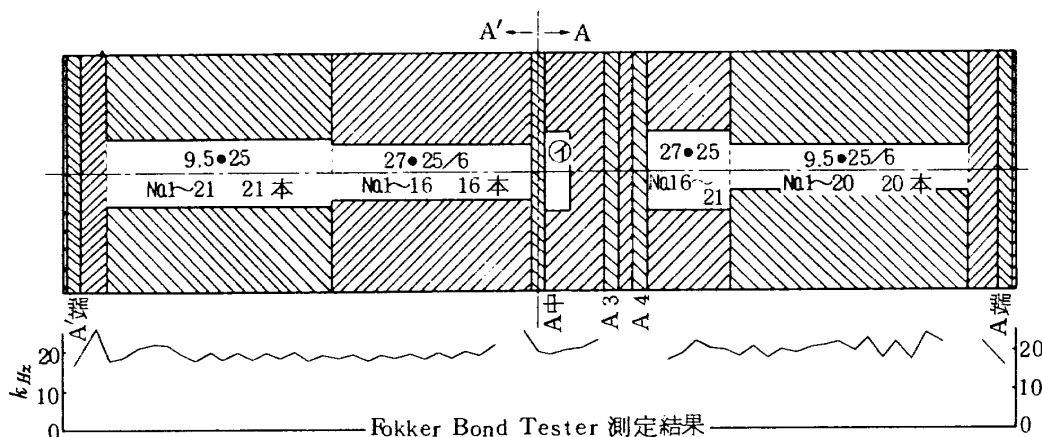
付図 2

4. あとがき

同一接着条件の試験片を多量に必要としたため、実用に供する大きさの板を全面重ね接着することで試験片を製作した。接着面が大きいにもかかわらず、比較的欠陥の少ない良好な試験片を準備することができた。

しかしラップ端部の仕上り状況は、加工上の制約もあ

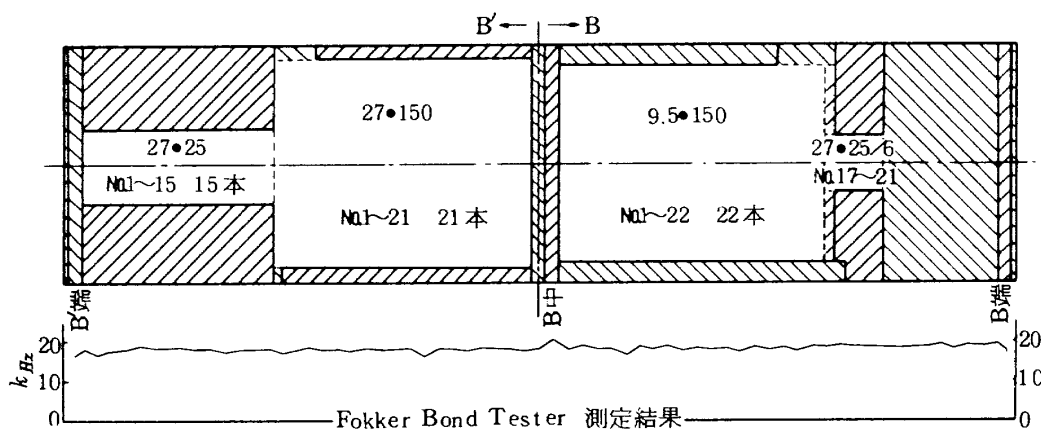
り、理想的な一定の形状にはならなかった。また実用の接着継手では、所定のラップ長で接着するため、この接着処理とラップ端の仕上り状況が本試験用継手と相異なる。これらが疲れ特性に影響を及ぼすことには充分留意しなければならない。



板厚；0.8 mm (0.032 in.)・A材 ① 9.5 • 25/6 2本

試験片	A' 端上	A' 端中	A' 端下	A 中上	A 中中	A 中下	A 3	A 4	A 端上	A 端中	A 端下
ラップ長 mm	12.875	12.925	12.675	12.90	12.525	12.875	12.825	12.925	12.625	12.875	12.10
幅 mm	25.45	25.45	25.45	25.50	25.50	25.45	25.45	25.45	25.425	25.45	25.40
最大荷重 Kg	900	894	898	874	876	878	119	675	890	668	792
接着強度 Kg/mm <sup>2</sup>	2.75	2.72	2.78	2.66	2.74<	2.68	0.31	2.05	2.77	2.04<	2.58<
破壊状況	ハクリ	ハクリ	ハクリ	ハクリ	母材破断	ハクリ	Void状態	ハクリ	ハクリ	母材破断	母材破断

付図 3



板厚；0.8 mm (0.032 in.)・B材

試験片	B' 端上	B' 端中	B' 端下	B 中上	B 中中	B 中下	B 端上	B 端中	B 端下
ラップ長 mm	12.575	12.925	12.85	12.80	12.875	12.90	12.425	12.80	12.925
幅 mm	25.45	25.50	25.45	25.40	25.50	25.475	25.45	25.50	25.45
最大荷重 Kg	866	877	781	876	808	886	876	890	782
接着強度 Kg/mm <sup>2</sup>	2.71	2.66	2.39<	2.70	2.46<	2.70	2.77	2.73	2.38<
破壊状況	ハクリ	ハクリ	母材破断	ハクリ	母材破断	ハクリ	ハクリ	ハクリ	母材破断

付図 4



---

## 航空宇宙技術研究所報告 432号

昭和50年10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

---