

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-585

拡散接合構造ファン中空翼の強度試験

藤 沢 良 昭 ・ 池 田 為 治 ・ 祖 父 江 靖  
宮 地 敏 雄 ・ 小 河 昭 紀

1979年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 拡散接合構造ファン中空翼の強度試験\*

藤 沢 良 昭\*\* 池 田 為 治\*\* 祖父江 靖\*\*  
宮 地 敏 雄\*\* 小 河 昭 紀\*\*

## Experimental Study on Strength Characteristics of Diffusion Bonded Hollow Fan Blades

By

Yoshiaki FUJISAWA, Tameharu IKEDA, Yasushi SOFUE,  
Toshio MIYACHI and Akinori OGAWA

### ABSTRACT

Models of hollow blades were made and tested to prove the applicability of hollow blades as fan rotor blades for the turbo-fan engine.

The hollow blade models were fabricated by the diffusion bonding of two plates which were made of a titanium alloy. One of the plates had three spanwise stiffeners and the other was a constant thickness plate. By this method, the models were completed to a satisfactory accuracy of shape and size. No defect could be found in the diffusion bonded areas by an ultrasonic detector.

The models had uniform cross sections of 80 mm chord length, 4 mm maximum thickness and 1 mm skin thickness. The hollowness rate of the cross section was about 27%. The length of the model was 300 mm.

Tests on the bending stiffness, the torsional stiffness and the bending fatigue properties of the model were carried out and the following results were obtained.

- 1) The bending stiffness and torsional stiffness of the hollow blade model were reduced to about 90% of the value of the solid blade model. Experimental results of the bending and torsional stiffness properties compare closely to the theoretically predicted results.
- 2) The mode of fatigue failure of the models which were tested with cyclic bending was, without exception, a chordwise crack which originated from the outer surface of the model. The relation between the cyclic maximum bending stress and life of the model was nearly the same as the  $\sigma$ -N relation of the model material. No separation could be detected in the bonded areas after the test.

According to the above-mentioned results, it can be said that properly designed hollow blades of this type will have satisfactory stiffness and strength as fan rotor blade for the turbo-fan engine and will be effective for reducing the weight of the engine.

---

\* 昭和54年6月12日 受付

\*\* 原動機部

## 1. まえがき

航空機用ジェットエンジンには、推力重量比の大きいことが要求されるため、エンジン性能の向上とともに重量軽減に多大の努力が続けられている。ターボファンエンジンでは、バイパス比の増大に伴って、エンジン全体の重量に対するファン部重量の割合が増大する。このファン部の軽量化は、エンジン全体の重量軽減に重要な役割を占める。なお、ファン部はエンジンの最前部に位置するため、航空機の運航にあたり、鳥や氷その他の異物等の吸込みに対して、所要の強度が保証されなければならない。従ってファン翼には、適度な剛性のある軽量なものが要求される。

筆者らは、種々の観点から、中空翼がファン部の軽量化に有望であると考え、中空翼の構造と強度について、有限要素法による数値解析<sup>1)</sup>や、これに関連した基礎的実験<sup>2)</sup>を行った。これらの研究成果をもとに、内部補強リブ形式の拡散接合による一様断面中空翼模型の試作と、この試作翼模型の強度試験を行った。翼模型の材料には、ファン部材に用いられている高強度チタン合金 6Al-4V-Ti 材を用いた。翼模型として、このチタン中空翼模型の他、これと外形寸法および材料が同じチタン中実翼模型、また別種の材料としてステンレス SUS304 材で、チタン模型と同じ形状の中実翼模型(ろう接合)および中実翼模型も製作した。本報では、これらの翼模型の曲げ試験、ねじり試験および曲げ疲れ試験とその結果、および拡散接合によるチタン中空翼模型の試作結果等について述べる。

## 2. 記号と単位

$E$	: 縦弾性係数 (kgf/mm <sup>2</sup> )
$(EI)$	: 曲げこわさ (kgf·mm <sup>2</sup> )
$(EI)_e$	: 曲げこわさの実験値 (kgf·mm <sup>2</sup> )
$(EI)_c$	: 基準寸法から数値計算した曲げこわさ (kgf·mm <sup>2</sup> )
$(EI)_c^*$	: 実測値から数値計算した曲げこわさ (kgf·mm <sup>2</sup> )
$(EI)_3$	: 最大翼厚の 3 乗に比例するとして求めた曲げこわさ (kgf·mm <sup>2</sup> )
$G$	: 横弾性係数 (kgf/mm <sup>2</sup> )
$(GJ)$	: ねじりこわさ (kgf·mm/rad)
$(GJ)_e$	: ねじりこわさの実験値 (kgf·mm/rad)
$(GJ)_c$	: 基準寸法から数値計算したねじりこわさ (kgf·mm/rad)
$(GJ)_c^*$	: 実測値から数値計算したねじりこわさ (kgf·mm/rad)

$(GJ)_3$	: 最大翼厚の 3 乗に比例するとして求めたねじりこわさ (kgf·mm/rad)
$K_f$	: 応力集中係数
$l_0$	: 4 点曲げ外側支点間距離 (mm)
$l_2$	: 4 点曲げ内側支点間距離 (mm)
$l_1$	$= (l_0 - l_2) / 2$ (mm)
$l_m$	: ねじり試験における標点間距離 (mm)
$R$ (側)	: 翼模型の背側およびこれを示す添字
$S$ (側)	: 翼模型の腹側およびこれを示す添字
$T$	: ねじりモーメント (kgf·m)
$t_{max}$	: 最大翼厚 (mm)
$R_1$	: 4 点曲げ反力 (kgf)
$W_0$	$= 2 R_1$ (kgf)
$\alpha$	: $l_m$ 間のねじれ角(度)
$\delta_0$	: $l_0$ 間の最大たわみ (mm)
$\epsilon$	: ひずみ
$\epsilon_{1,2}$	: 主ひずみ
$\nu$	: ポアソン比
$\sigma$	: 応力 (kgf/mm <sup>2</sup> )
$\sigma_T$	: 母材の引張強さ (kgf/mm <sup>2</sup> )
$\sigma_f$	: 引張強さの実験値 (kgf/mm <sup>2</sup> )
$\sigma_{0.2}$	: 0.2% 耐力 (kgf/mm <sup>2</sup> )
$\sigma_a$	: 曲げ疲れ試験の片振幅繰返し応力 (kgf/mm <sup>2</sup> )

## 3. 翼模型

翼模型には、図 1 に示した形状寸法の中実翼模型と、これと同じ外形の中実翼模型との 2 通りがある。また、翼模型材質にも 2 通りがある。一方がチタン合金、他方がステンレス鋼である。チタン中空翼模型にも 2 通りあり、それぞれの翼模型を呼称 AH<sub>Ti</sub>、BH<sub>Ti</sub> で区別した。これらは、材質と機械加工および接合条件に違いがある。チタン中実翼模型は、呼称 AS<sub>Ti</sub> とし、これは AH<sub>Ti</sub> と材質が同じである。また、ステンレス中空翼模型は呼称 BH<sub>Su</sub> とし、またステンレス中実翼模型は呼称 BS<sub>Su</sub> とした。BH<sub>Su</sub> および BS<sub>Su</sub> は同じ材質である。表 1 に、母材の機械的性質、表 2 に、母材の化学成分を示す。なお、表 2 には、BH<sub>Ti</sub> 用チタン母材の成分が示してあるが、AS<sub>Ti</sub>、AH<sub>Ti</sub> 用母材の成分もほぼ同じである。

いずれの翼模型も長さは 300 mm である。断面形状は、内外形とも両端まで一様である。翼形は、背側が円弧、腹側が平面である。前縁半径、後縁半径はともに 0.35 mm である。写真 1 に、中空翼模型断面を示す。中空翼模型は、背・腹側板厚が 1 mm、補強リブが 3 本で幅は

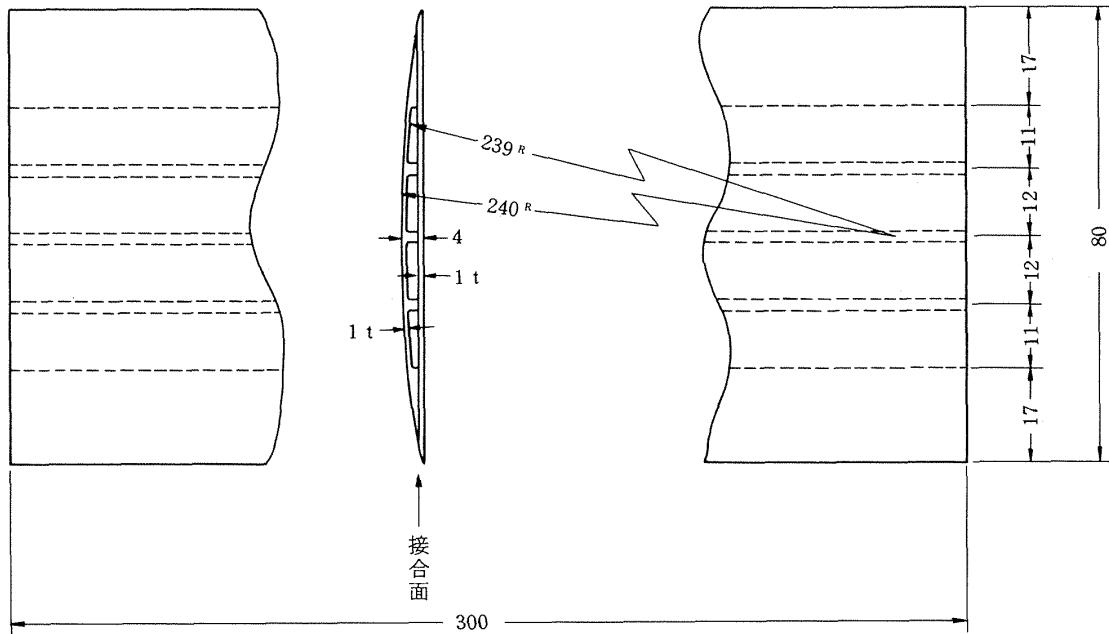


図1 翼模型の形状寸法

表1 母材の機械的性質

種類	使用場所	機械的性質		
		引張強さ $\sigma_T$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	伸び (%)
チタン (AHTi) ASTi AMS-4907	中空, 中実翼模型 全体	* 100.0	* 90.0	* 14.0
チタン (BHri) AMS 4911-C	中空翼模型用 S側 1 mm薄板 R側 4 mm薄板	103.5 104.7	95.5 97.2	12.5 11.0
ステンレス (BHSu) BSsu SUS 304	中空, 中実翼模型 全体	64.0		55.0

ただし、\*印は要求値である。

S側：翼腹側，R側：翼背側

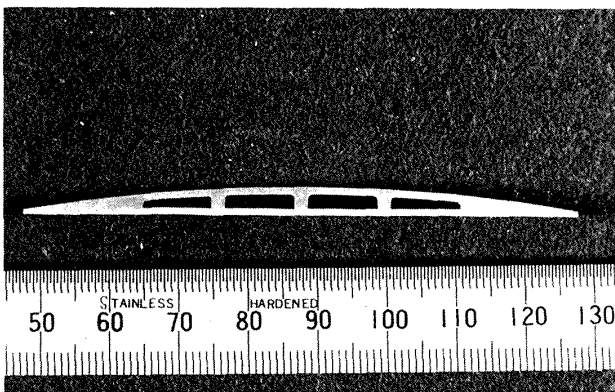


写真1 チタン中空翼模型断面形状

各々2 mm，翼弦長は80 mm，最大翼厚は4 mmである。中空翼模型母材には，板厚1 mm（腹側に使用）と4 mm（背側に使用）との2種類を使用した。それぞれの材質は表1と表2に示したが，チタン材は6Al-4V-Ti合金薄板で，これは表示したAMS規格番号に相当する材料である。この引張強さは $\sigma_T > 100 \text{ kgf/mm}^2$ ，0.2%耐力は $\sigma_{0.2} > 90 \text{ kgf/mm}^2$ ，伸び $> 12\%$ ，である。ステンレス材は，SUS 304薄板である。

この中空翼模型の中空率は，図面寸法で（以降基準寸法とする）計算したときには27.9%，チタン模型の重量による実測値では27.2%である。また，ステンレス模型の重量による実測値は24.3%であった。なお，中空率は，

表 2 母材の化学成分

チタン中空翼模型母材 (BH<sub>Ti</sub>)

AMS 4911 C TITANIUM SHEET	化 学 成 分 ( % )							
	C	Fe	N <sub>2</sub>	Al	Va	H <sub>2</sub>	O <sub>2</sub>	その他
S側 1 mm薄板	0.01	0.16	0.020	5.9	4.0	120 PPM	0.147	
R側 4 mm薄板	0.01	0.16	0.013	6.3	4.1	94 PPM	0.128	

ただし、S側：翼腹側，R側：翼背側

ステンレス中空，中実翼模型母材 (BH<sub>Su</sub>，BS<sub>Su</sub>)

SUS 304	化 学 成 分 ( % )							
	C	Si	Mn	P	S	Ni	Cr	その他
中空，中実翼両用	0.06	0.58	1.10	0.028	0.009	8.78	18.46	

表 3 チタン中空翼模型の拡散接合条件

	AH <sub>Ti</sub>	BH <sub>Ti</sub>
接合温度	900°C	930 ~ 940°C
保持時間	2時間	2時間
接合加圧力	0.4 kgf/mm <sup>2</sup>	0.1 kgf/mm <sup>2</sup>
接合雰囲気	真空炉 1×10 <sup>-4</sup> torr	高純度アルゴンガス炉

表 4 ステンレス中空翼模型のろう接合条件(BH<sub>Su</sub>)

ろう材	AMS 4772 (銀ろう)
炉温	980°C
保持時間	30分
雰囲気	H <sub>2</sub>

次の通りである。

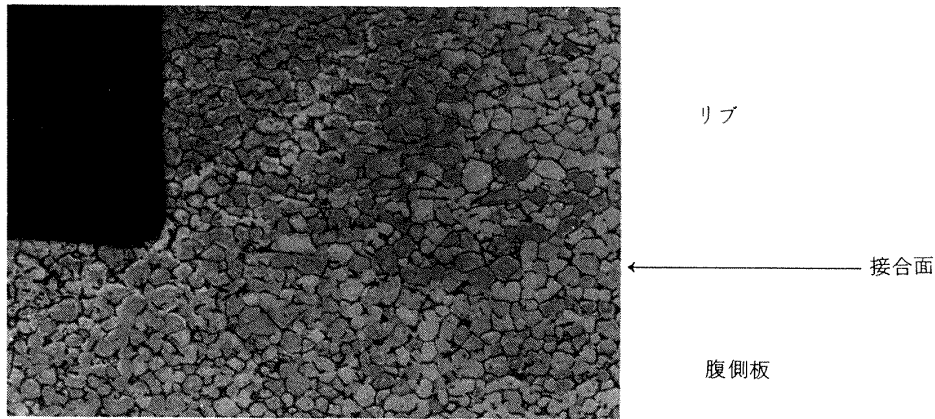
$$\text{中空率}(\%) = \frac{\text{中実翼重量} - \text{中空翼重量}}{\text{中実翼重量}} \times 100$$

いずれの中空翼模型も、補強リブは背側母材からの削り出しによる一体構造である。このリブ付背側部材に腹側薄板を、拡散接合することで中空構造が形成される。中空部とされない翼の前後縁付近は、二枚重ねで拡散接合(ステンレス模型ではろう接合)した後、翼の形状に機械加工仕上げが行われた。なお、中空翼模型AH<sub>Ti</sub>は、背側となる母材(4 mm厚薄板)から補強リブを削り出した後、翼形の背側形状に熱間整形し、次いで、これに腹側母材(1 mm厚薄板)を拡散接合した後、模型の前後縁を切削加工で仕上げた。また、この翼模型AH<sub>Ti</sub>の表面には、残留応力等をあたえない程度のブラスト処理が施された。中空翼模型BH<sub>Ti</sub>は、厚さ4 mmの背側板材から補強リブを削り出した後、腹側板材を拡散接合し、ついで翼背面と前後縁部を切削加工により仕上げた。この翼模型の表面は、ブラスト処理が施されていない。

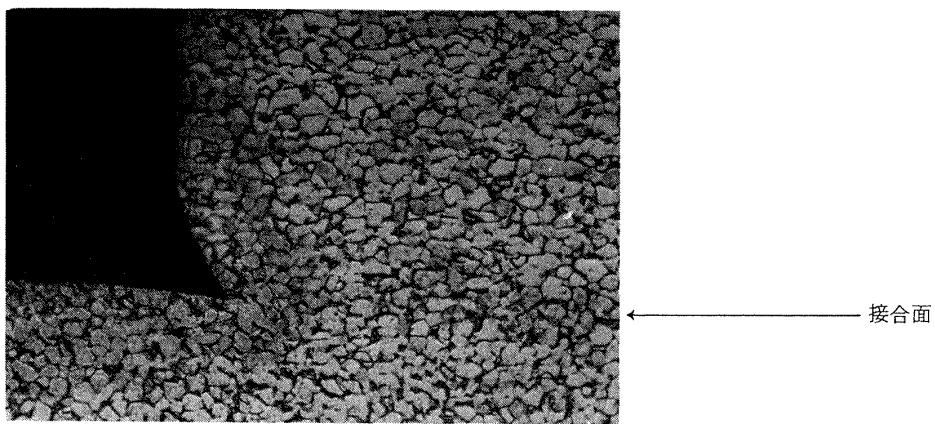
この種のチタン合金の拡散接合は、一般に、真空中で行うことが望ましいが、アルゴンガスのような不活性ガ

ス中でも可能である。翼模型AH<sub>Ti</sub>は真空中で、BH<sub>Ti</sub>はアルゴンガス炉内で、接合加工された。なお、中実翼模型AS<sub>Ti</sub>は、AH<sub>Ti</sub>と同じ熱処理(ただし加圧なし)が施された。表3に、AH<sub>Ti</sub>およびBH<sub>Ti</sub>の拡散接合条件を示す。表示の接合温度は、使用したチタン合金の相変態温度を超えない程度である。ステンレス中空翼模型は、ろう接合構造である。この製作工程は、接合条件を除き、チタン中空翼模型BH<sub>Ti</sub>と同様である。表4に、ろう接合条件を示す。

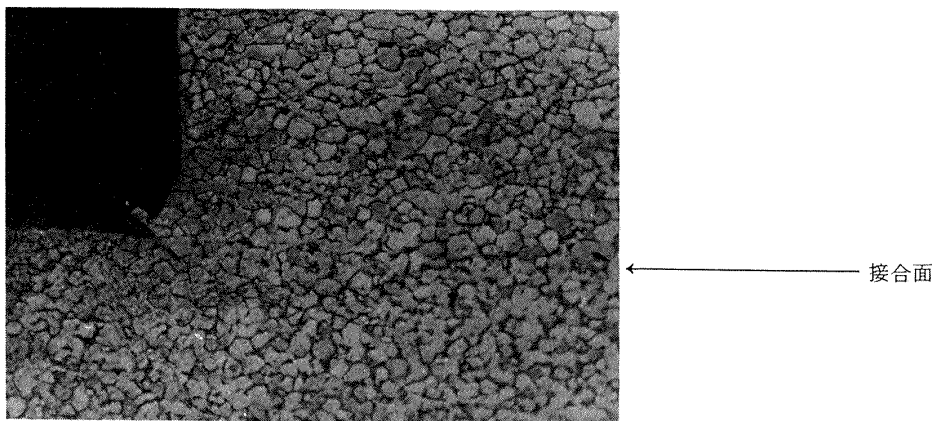
写真2は、リブと腹側薄板との拡散接合部における金属顕微鏡写真である。写真の模型は、チタン中空翼模型AH<sub>Ti</sub>である。この顕微鏡観察による検査は、模型を長さの3等分に切断した断面の各接合部について行った。写真はこのうちの代表例を示したものであるが、他の部分における接合状態もほぼ同様である。この検査は、後述の強度試験に先立って行ったものである。なお、模型には、接合法も含め、2通りの製作条件があるため、それぞれ完成した模型のうちから各1枚を任意に選んで検査を行った。リブと腹側板の接合部外周における接合状況は、写真(b)に見られるように、切欠状断面を有する継ぎ目が残る場合が多い。これは、接合面となるリブのエ



(a)



(b)



(c)

写真2 チタン中空翼模型拡散接合部の状態

ッジ部の仕上げを、理想的な状態に加工することができないためである。このことから、拡散接合の場合には、接合部の条件が同じであれば、接合部外周に写真(b)のような切欠状継ぎ目が残ることは避けられないと思われる。写真(a)は、理想的な接合状況を示したものであるが、この場合でも、接合部の仕上げに特別な配慮がなされたわけではなく、むしろ、稀に観察されたものである。写真

(c)は、(a)と(b)の中間的な状況であろう。しかし、いずれの場合でも、接合内部の拡散状況は理想的で、一体構造とみなすことができる。これらの写真にみられる、接合部の状況は、切断面の顕微鏡観察で知ることができるが、後述のような超音波非破壊検査では知ることができない。従って、一般には、写真(b)のような接合状態であると考えられる。なお、チタン中空翼模型 BHTi についても断



図 2 超音波探傷装置による非破壊検査 (AHTi)

面の顕微鏡観察を行ったが、状況は上述の場合とほぼ同じであった。

翼模型については、翼の形状に加工する前の段階において、すべて超音波探傷装置による非破壊検査を行った。図2は、チタン中空翼模型 AHTi の検査の1例を示したものである。検査は水浸法であり、探傷方向が腹側面に垂直方向になるように探傷子を向け、これを翼弦長方向の一端から他端までトラバースして行った。探傷子は約  $3\phi$  (呼称  $\frac{1}{8}$  インチ)、この周波数は 10 MHz である。図に見られる不連続な黒線部は、中空部であることを示している。なお、平行に並んだ黒線の相互間隔が大きく開いている部分は、トラバース線が開いていることを示す。検査の結果では、図でも明らかなように、補強リブ接合部が明瞭に示され、また、前後縁部でも充分接合されていることがわかる。なお、この検査はチタン中空翼模型の全数について行ったが、結果はいずれも同様であった。ステンレス翼模型については、断面の顕微鏡観察や超音波検査を省略した。

本試験に用いた拡散接合によるチタン中空翼模型の大きさは、中型ターボファンエンジンのファン動翼の大きさに近い。また、この種の大きさの中空翼を拡散接合で製作したのは我国で始めてである。これの設計当初には、高温加圧条件による接合工程で、中空部の「へこみ」や全体の「そり」および「ねじれ」の他に拡散接合部の接合状態、その他の不安が多かった。しかし、上述の接合部断面における顕微鏡観察や超音波検査、および完成品の外形寸法検査等の結果では、実機翼の製作条件を充分満足することがわかった。なお、中実翼模型も、それぞれ中空翼模型と同様に外形検査を行ったが、充分満足できるものであった。

#### 4. 試験とその方法

前節の翼模型を用いて行った試験は、4点曲げ試験、

ねじり試験、曲げ疲れ試験である。

##### 4.1 4点曲げ試験

この試験は、先に行ったアクリル箱形中空模型試験の場合と同様な方法で<sup>2)</sup>行った。なお、翼模型が背側円弧、腹側平面の翼型であるため、後節 4.2 の図3に示したねじり試験用治具の支持金具を用いた。翼背側支持部には、背側曲率に合せた  $5\text{ mm}\phi$  鋼製丸棒(ロッド材)を固定した支持金具、腹側支持部は、直線状  $5\text{ mm}\phi$  ロッド材を固定した支持金具である。翼模型の支持条件は、次に述べる2通りの支持間隔と、曲げ方向を組み合わせた4通りである。支持間隔は、外支点が  $l_0 = 260\text{ mm}$  一定で、内支点が  $l_2 = 100\text{ mm}$  である場合と、 $l_2 = 180\text{ mm}$  である場合の2通りである。曲げ方向の条件は、翼背側が凹に曲がる場合と、凸に曲がる場合の2通りである。外側支持部には、万能試験機の荷重台上に固定した鋼製ブロックを用い、これと翼模型の間に上述の支持金具を置いた。この支持高さは約  $200\text{ mm}$  で、これはたわみ計測用のダイヤルゲージが設置できる高さである。内側支持部には、厚さ約  $15\text{ mm}$  の鋼製の押え板を用い、これと翼模型の間に支持金具を置いた。負荷部は押え板の中央部であり、両者が点接触状態になるように配慮した。また、支点となる  $5\text{ mm}\phi$  ロッド材と翼模型との間には、薄い鋼板を挟み、翼模型の局所的な接触や変形をできるだけ緩和するようにした。試験機は、容量  $2\text{ ton}$  の島津 RS-2 型(力量計  $100\text{ kg}$ ) 万能試験機である。負荷は手動で行った。たわみ量は、外側支持台を固定した荷重台上に設置したダイヤルゲージで計測した。この位置は支点間中央の最大たわみが生ずる場所 ( $l_0/2$ ) である。ゲージの最小目盛は、 $1/1000\text{ mm}$  である。計測は順次一定増荷重毎に、力量計が安定するのを待って、力量計とダイヤルゲージの値を読み取る方法で行った。この計測は、同一支持条件で数回繰返して行った。なお、荷重の大きさは、いずれの支持条件でも、翼模型の弾性たわみ限度内にとどめた。

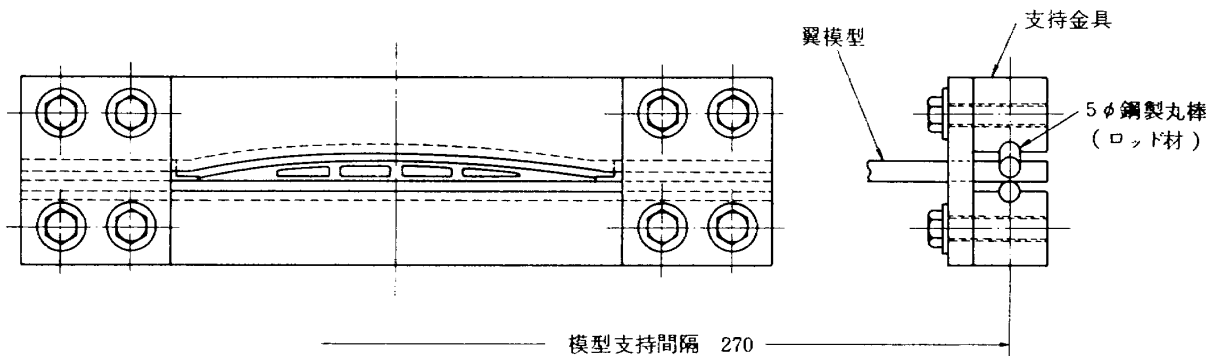


図3 ねじり試験用治具



## 4.2 ねじり試験

この試験も、先に報告した箱形中空模型<sup>2)</sup>と同様に行った。翼模型は、前述の曲げ試験に用いた支持金具で、図3で示すように翼模型の両端を締め付けた後、この治具部を試験機の支持部に取り付けた。翼模型と治具の締め付け加減は、翼模型が自重で抜け落ちない程度とし、負荷によるねじれに対する翼模型長手方向の支持部の拘束を可及的に少なくした。また、翼模型と金具の鋼製丸棒との間には、薄い銅板を挟み、支持部における局所的な変形を少なくするように留意した。翼模型の支持間隔は270 mmである。ねじり試験機は、容量50kgm左右両用形の森ねじり試験機(力量計10kgm)である。ねじれ角は、細いガラス管(長さ約1000mm)2本を一定の平行間隔 $l_m$ (以降、標点間という)で翼模型に取り付け、このガラス管の先端の変位を読み取り望遠鏡で計測して求めた。負荷は手動で行い、この大きさは、翼模型の弾性ねじれ限度内にとどめた。負荷試験では、一定増荷重(トルク)毎に、トルクとねじれ角の安定を待って、力量計の読みと標点間の変位の読みを計測した。この計測は、同一翼模型について同一支持のままで、標点間 $l_m$ を78mmの場合と117mmの場合との2通りで行い、次いで、模型を試験機から外し、支持端側とねじり端側を入れかえて裏向き(背側上向きより、腹側上向きへ)に支持し、同様に2通りの $l_m$ で行った。なお、1通りの支持条件につき、数回繰返し計測を行った。

## 4.3 曲げ疲れ試験

曲げ疲れ試験は図4に示す治具に翼模型を取付けて行

った。この治具は翼模型に大振動を容易にさせるため、また、翼模型の支持部付近に生ずる応力集中の問題を避けるように考慮して製作したものである。翼模型の支持には玉軸受の軸受箱を用い、単純支持に近い支持条件となっている。治具の左側の軸受箱は固定であるが、右側の軸受箱は下部の軸受によって揺動できる構造であり、振幅が大きい時にも翼模型を長さ方向に拘束しないようになっている。この治具を加振機に乗せ、上下方向に加振し、振動数を翼模型の1次曲げ固有振動数と一致させ、1次曲げ振動モードで振動させる。当然ながら、この場合の曲げ応力の最大値はスパンの中央に生じ、疲れ破壊もこの付近に生ずる。

この方法によって、片持はりの振動による場合に生ずる固定端付近の応力集中の問題を避け、曲げ疲れ特性を純粹に求めることができたと考える。

図5に、試験装置の系統図を示す。加振機には、動電加振機を用いた。試験中の翼模型のたわみ振幅は、光学式振幅計の出力を電圧計とシンクロスコープで常時監視し、さらにレベルレコーダーにも同時記録する。疲れ試験の過程で、翼模型に何らかの欠陥が生ずると、剛性が低下して固有振動数が変化する。このような状態では、加振力を増しても設定振幅が維持できなくなり、また、著しく剛性が低下すれば振動しなくなる。疲れ寿命は、翼模型に亀裂を生じ加振条件が著しく変動、または励振不能の状態に至るまでの経過時間とし、この時間と一次曲げ固有振動数から疲れ破損までの回数を算出した。翼模型の繰返し応力は、たわみ振幅の最大になる模型の中

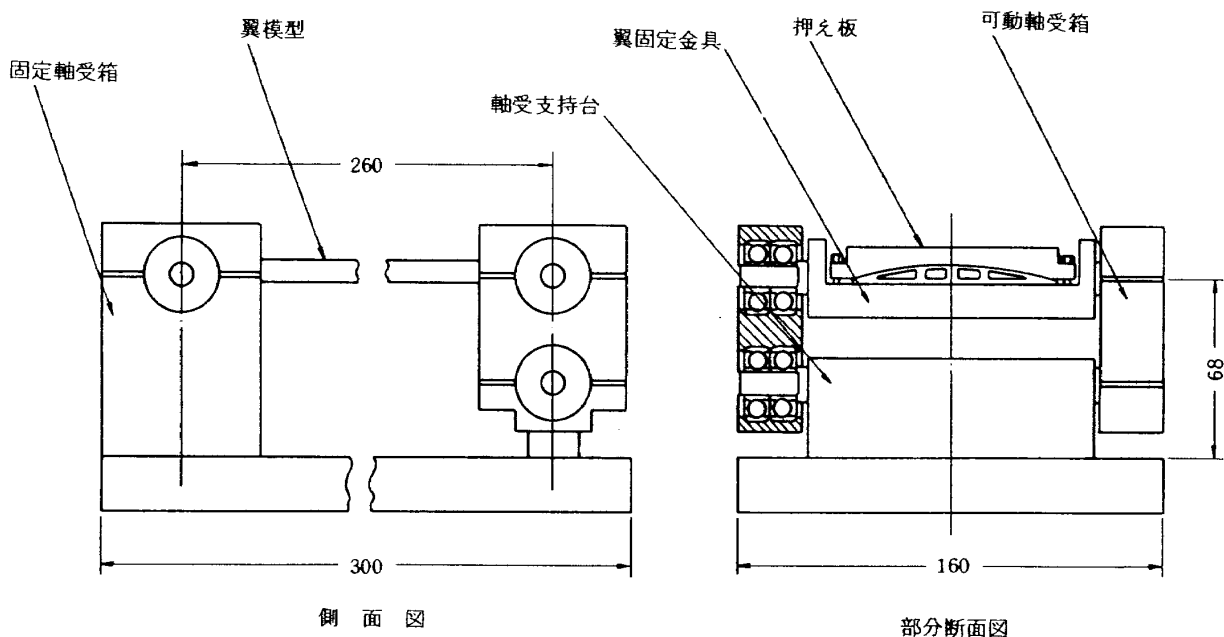


図4 疲れ試験用治具

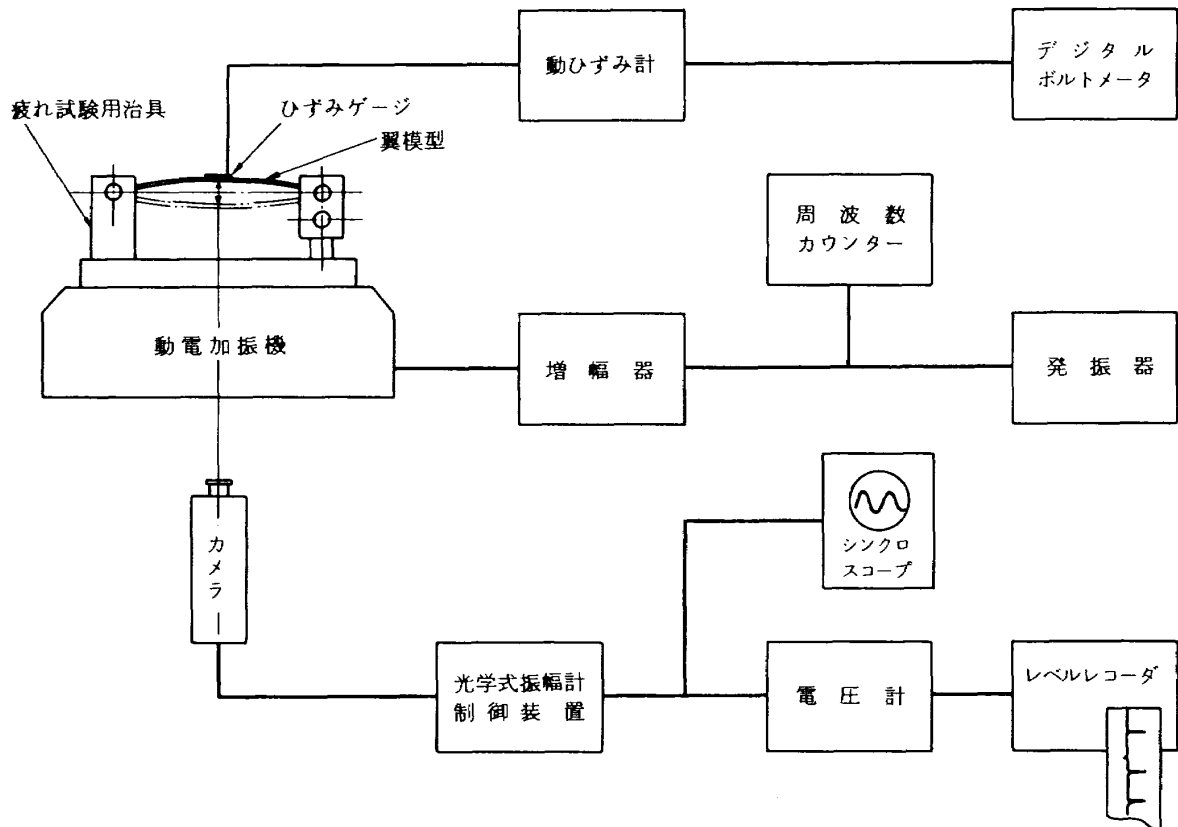


図5 曲げ疲れ試験系統図

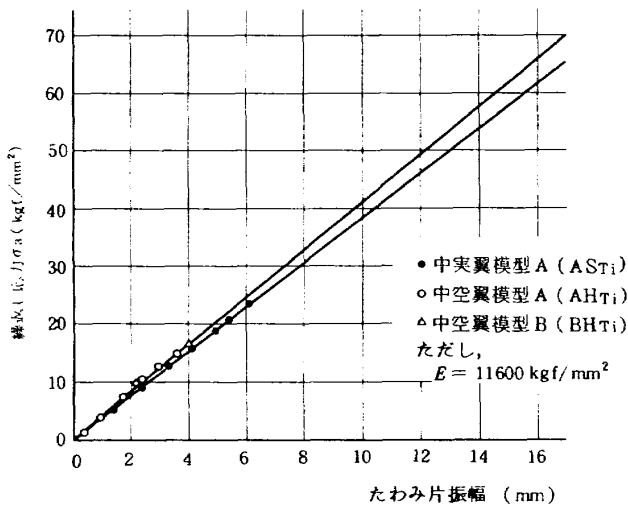


図6 応力-たわみ片振幅特性図

中央部にひずみゲージを貼り、曲げ振動によって生ずる動ひずみを計測して求めた。疲れ破損が起るような大きいたわみ振幅では、ひずみゲージの抵抗値の変化およびリード線の断線等によって、ひずみゲージが正常に機能しなくなることがある。従って、低いたわみ振幅から徐々に振幅を増し、ひずみゲージが正常に機能する振幅までのひずみと、その時のたわみを計測した。これらの実測値から外挿して、疲れ試験におけるたわみ振幅に対する繰返し応力を推定した。図6に、これらの実測値と外挿

するための線図を示す。図6に示した繰返し応力は、ひずみゲージによる測定値に翼模型の縦弾性係数を乗じたものである。

この翼模型では、同一荷重に対するたわみは曲げ方向によって差があり、背側が凸に曲がる場合のたわみは、凹に曲がる場合より大きくなる。なお、ひずみの絶対値と曲げモーメントの関係は、曲げ方向に関係なくほぼ等しい。三軸ロゼットひずみゲージによる曲げひずみ測定では、主ひずみ  $\epsilon_1$  と長手方向のひずみはほぼ一致していること等が、静曲げ試験から知ることができた。疲れ試験においても、曲げ方向によりたわみに差はあるが、ひずみ測定部（背側軸方向中央の最大たわみ部）におけるひずみと曲げモーメントの関係は、曲げ方向によって変わらないと考えられる。しかし、疲れ試験におけるたわみ振幅は、曲げ方向による差を明らかに分けることができない。従って、たわみは計測全振幅の  $\frac{1}{2}$  とし、また応力も軸方向の計測ひずみと縦弾性係数の積として求めた。図6に示した線図は、上述のようにして得られたものである。なお真の繰返し応力を知るには軸方向と直角なひずみによる補正を要する。しかし、本試験では、個々の疲れ寿命を比較するためには応力の補正なしでも支障ないと考えた。

翼模型の繰返したわみ振幅は、動ひずみ計測と併せて

模型中央部における最大たわみ部を、光学式振幅計で測定した。この振幅計は、白黒に塗り分けられた標的の振幅に比例した電圧が出力として得られるものである。なお、振幅計測用カメラと翼模型の上面に接着された標的との距離は、1 mである。

### 5. 試験結果とその考察

#### 5.1 曲げ試験の結果とその考察

図7に、4点曲げ試験で得られた荷重 $W_0$ とたわみ $\delta_0$ の関係を示す。図7(a)は、真空炉中での拡散接合加熱条件によるチタン中空翼模型(AHTi)および中実翼模型(AS<sub>Ti</sub>)の $W_0$ と $\delta_0$ の関係、図7(b)は、アルゴンガス炉中での拡散接合加熱条件によるチタン中空翼模型(BHTi)、図7(c)は、水素炉中でのろう接合加熱条件によるステンレス中空翼模型(BH<sub>Su</sub>)および中実翼模型(BS<sub>Su</sub>)の関係を示したものである。図の記号は各計測値を示し、これらは2~4回の計測によって得られた値の算術平均値である。計測結果は、図でも明らかなように $W_0$ と $\delta_0$ がほぼ比例関係にある。それぞれの $W_0$ と $\delta_0$ が直線関係にあるとみなして、各計測値より最小自乗法で求めた結果を、直線(実線および破線)で図示した。各計測値は、それぞれの直線によくのっている。この翼模型の曲げ条件を真直はりともなし、上述の各直線の勾配から、それぞれの曲げこわさ $(EI)_e$ をはりの計算式で求めると表5の通りである。

試験は各翼模型について、同一模型で曲げ方向が異なる(背側が凹または凸に曲がる)場合と、支点間隔が異なる( $l_2 = 100$  mmまたは $l_2 = 180$  mm(ただし、 $2l_1 + l_2 = \text{一定}$ ))場合を組み合わせた4通りの支持条件で行ったものである。同一方向の曲げで、 $l_2$ が異なる場合の実験値 $(EI)_e$ は同一翼模型においてはほぼ一致している。しかし、曲げ方向が異なる場合には $(EI)_e$ に明らかな差が認められ、背側が凸に曲がる時には曲りやすい( $(EI)_e$ が小さい)ことがわかった。この差はチタン翼模型で4~7%、ステンレス翼模型で3~4%である。中実翼模型と中空翼模型の $(EI)_e$ は、チタン翼模型では中空翼模型が12~14%小さくなったが、ステンレス翼模型では逆に約4%増加、または同様であった。チタン中空翼模型(AHTi)と(BHTi)の $(EI)_e$ は、ほぼ同じである。

翼模型は、いずれも長さ方向にわたり一様な断面形状で設計したものである。模型を一樣断面のはりともなしした場合、これの曲げこわさ $(EI)$ は断面形状と材質から求められる。基準寸法(図1)をもとに前報<sup>1)</sup>と同様な方法で数値計算を行い、それぞれの $(EI)_e$ を算出した。

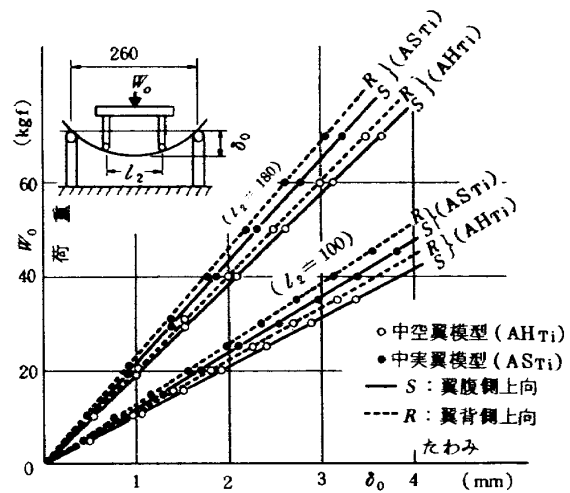


図7(a) 曲げ試験結果(チタン翼模型AHTi, AS<sub>Ti</sub>)

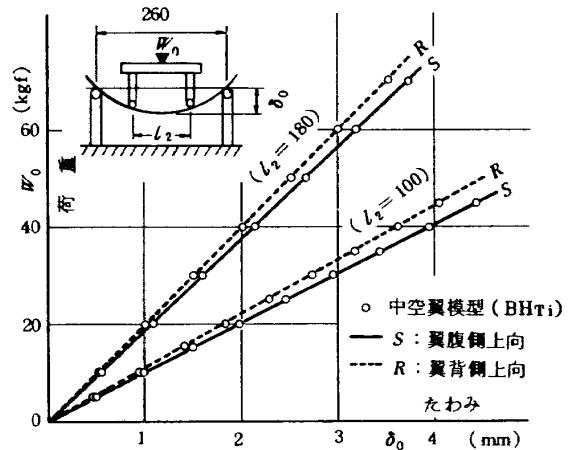


図7(b) 曲げ試験結果(チタン翼模型BHTi)

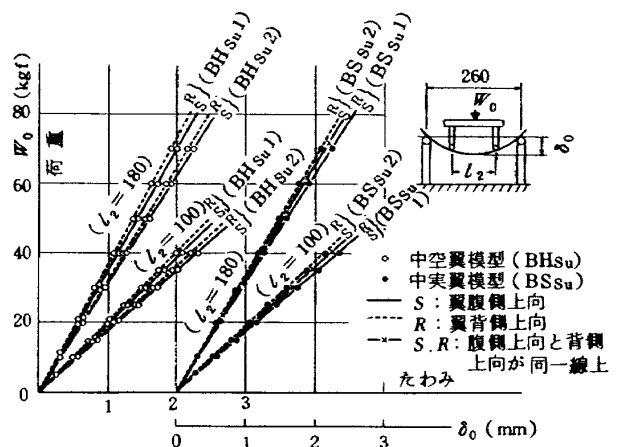


図7(c) 曲げ試験結果(ステンレス翼模型BH<sub>Su</sub>, BS<sub>Su</sub>)

ただし、翼模型材の縦弾性係数には、チタン材では $E = 11,600$  kgf/mm<sup>2</sup>、ステンレス材では $E = 19,700$  kgf/mm<sup>2</sup>を用いた。結果は表7の通りである。この $(EI)_e$ は、曲げ支点間隔および曲げ方向に関係なく一定である。

表 5 (a) 曲 げ 試 験 結 果

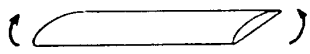
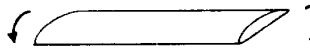
曲 げ こ わ さ $(EI)_c \times 10^6$ (kgf·mm <sup>2</sup> )							
チ タ ン 翼 模 型 A							
曲 げ 方 向							
内側支点間 $l_2$	180	100	平均値	180	100	平均値	差 (%)
中実翼模型 ASTi	3.76	3.76	3.76	3.54	3.50	3.52	⊖ 6.4
中空翼模型 AHTi	3.29	3.26	3.23	3.15	3.07	3.11	⊖ 3.7
両者の差	(中空翼模型) ⊖ 14.1%			(中空翼模型) ⊖ 11.6%			

表 5 (b) 曲 げ 試 験 結 果

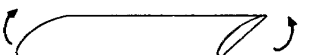
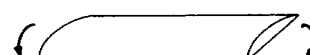
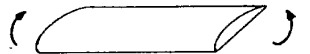

曲 げ こ わ さ $(EI)_c \times 10^6$ (kgf·mm <sup>2</sup> )							
チ タ ン 翼 模 型 B							
曲 げ 方 向							
内側支点間 $l_2$	180	100	平均値	180	100	平均値	差 (%)
中空翼模型 BHTi	3.28	3.28	3.28	3.08	3.00	3.04	⊖ 7.3

表 5 (c) 曲 げ 試 験 結 果

曲 げ こ わ さ $(EI)_c \times 10^6$ (kgf·mm <sup>2</sup> )							
ス テ ン レ ス 翼 模 型 B							
曲 げ 方 向							
内側支点間 $l_2$	180	100	平均値	180	100	平均値	差 (%)
BS <sub>Su</sub> 1 中実翼模型	5.32	5.27	5.295	5.14	5.05	5.095	⊖ 3.8
BS <sub>Su</sub> 2	5.51	5.47	5.490	5.36	5.28	5.320	⊖ 3.1
BH <sub>Su</sub> 1 中空翼模型	5.96	5.92	5.940	5.71	5.68	5.695	⊖ 4.1
BH <sub>Su</sub> 2	5.31	5.31	5.310	5.11	5.09	5.100	⊖ 4.0

曲げ試験における計測結果から、真直はりの曲げとみなして求めた前述の各翼模型の曲げこわさ  $(EI)_c$  は、曲げ方向により明らかに差があり、背側が凸に曲がる場合の曲げこわさの方が小さいが、この小さい  $(EI)_c$  でも上述の  $(EI)_c$  より大きな値となった。なお、同一曲げ方向では  $l_2$  を変えても  $(EI)_c$  はほぼ一定であり、これ

は実験が正しく行われたことを示しているといえる。上述の数値解析では、翼模型断面を三角要素に分割し、模型断面の重心を通り、S側面に平行な線に対する断面二次モーメント(I)を各要素毎に求め、これの総和から  $(EI)_c$  を算出したものである。従って、この  $(EI)_c$  には曲げ試験で得られたような曲げ方向による違いは含

表7 翼模型の数値計算による曲げ，ねじりこわさ

種	類	曲げこわさ $\times 10^8$ [kgf $\cdot$ mm $^2$ ]			ねじりこわさ $\times 10^6$ [kgf $\cdot$ mm/rad]			断面積 (mm $^2$ )		
		$(EI)_c$	$(EI)_c^*$		$(GJ)_c$	$(GJ)_c^*$		$t=4.00$	$t=4.22$	$t=4.27$
	翼厚 (mm)	$t=4.00$	$t=4.22$	$t=4.27$	$t=4.00$	$t=4.22$	$t=4.27$	$t=4.00$	$t=4.22$	$t=4.27$
チタン Ti-6Al-4V	中実翼模型	2.912		3.526	3.905		4.687	230.62		244.60
	中空翼模型	2.650	3.044		3.477	4.010		165.66	171.58	
ステンレス SUS 304	中実翼模型	4.945			7.166			230.62		
	中空翼模型	4.500			6.380			165.66		

ただし チタン  $E=11600$  kgf/mm $^2$  , ステンレス  $E=19700$  kgf/mm $^2$

チタン  $G=4360$  kgf/mm $^2$  , ステンレス  $G=8000$  kgf/mm $^2$

まれない。一般には，はりのたわみに伴い，断面形状と重心がわずかつづ変わるが，非対称断面形状では，この変化が曲げ方向により対称的にならないため，曲げ方向によるたわみと荷重の関係にも差が生ずると考えられる。これらのことから，上述のように， $(EI)_c$ と $(EI)_e$ の違いを考察することに無理はあるが， $(EI)_c$ をもとに評価すれば $(EI)_e$ はいずれの模型についても大きめであるといえる。なお非対称断面形状のはりでは，曲げ方向による $(EI)$ の違いを数値解析で評価するには，たわみに伴う断面形状や重心の変化を考慮した，より高度な解析によらねばならないが，曲げ試験で得られた $(EI)_e$ の違いについての傾向は定性的に妥当なものである。

これらの翼模型の製作においては，経済的見地から寸法精度を $\pm 0.25$  mm以内とした。この精度は翼模型断面の寸法に比べて大きな値である。翼模型はいずれも，基準寸法よりやや大きめであった。これらの寸法のうち，最大翼厚( $t_{max}$ )は $(EI)$ に及ぼす影響が大きく，ほぼ $(t_{max})^3$ に比例する。 $(EI)_c$ はいずれも， $t_{max}=4$  mmで算出したものである。チタン中実翼模型(AS<sub>Ti</sub>)の翼厚は，実測値がやや大きめで，支点区間内の厚さ分布の3乗平均値は $\bar{t}_{max}=4.27$  mmであった。翼長および前後縁の曲率半径を基準寸法のまま， $\bar{t}_{max}=4.27$  mmになるような背側曲率の形状で数値計算により求めた $(EI)_c^*$ を，前述の表7に併記した。この $(EI)_c^*$ は，実験値のうちの小さい $(EI)_e$ (背側が凸に曲がる)と極めてよく一致していることがわかる。なお，この中実翼模型の $(EI)$ を基準翼厚( $t_{max}=4$  mm)との比の3乗に比例するとして $(EI)_c$ から概算した $(EI)_3$ は， $(EI)_c^*$ より0.45%大きいだけである。また，チタン中空翼模型(AH<sub>Ti</sub>)についても $\bar{t}_{max}=4.22$  mmであり，背側と腹側の厚さも基準寸法とわずかな差がある。これらの実測寸法での数値計算値も表7に併記した。この小さい $(EI)_e$ は $(EI)_c^*$ より2.1%大きいだけで，ほぼ

一致している。また，最大翼厚の比の3乗で概算した $(EI)_3$ は $(EI)_c^*$ より2.2%大きく，小さな $(EI)_e$ と同じであった。チタン中空翼模型(BHT<sub>Ti</sub>)は， $\bar{t}_{max}=4.15$  mmである。この模型は拡散接合後，背側を切削加工で仕上げたため，背側の厚さの実測を行っていないので，数値解析は行わなかった。この模型の小さい方の実験値 $(EI)_e$ は，最大翼厚の比の3乗に比例するとして $(EI)_c$ から求めた値より2.7%大きいだけで，ほぼ一致しているといえる。ステンレス翼模型についても，上述のチタン翼模型の場合と同様に，翼厚の比の3乗に比例するとして $(EI)_3$ と $(EI)_e$ は，ほぼ一致することがわかった。これらのことから，先に述べた $(EI)_c$ と $(EI)_e$ の違いに及ぼす影響として翼模型の最大厚さの差が考えられ，また，この翼厚の差がわずかであれば，基準寸法で詳細に計算した $(EI)_c$ から翼厚の比の3乗に比例するとして補正しても大きな誤差がないこともわかった。

基準寸法での中空翼模型の中空率は，前節3で述べたように，数値解析では28%，各翼模型の重量実測値では27%であり，両者はよく一致している。これに対し，中空翼模型の $(EI)$ は，基準寸法による数値解析値では中実翼模型より9%小さいだけである。なお，上述のように最大翼厚は，曲げこわさ $(EI)$ に及ぼす影響が大きいため，薄い翼では製作精度にも充分留意する必要がある。

翼模型は，背側と腹側の形状が中立軸に対称形ではない。従って，翼模型断面における応力分布も，両側で対称にならない。断面を微小部分に分割して数値積分することによって求めた断面の重心位置，すなわち，はり理論における中立軸は，背側表面より腹側表面に近く，この割合は約2.5/1.5である。また，この中立軸は，中空翼模型より中実翼模型が腹側面にわずかに近くなる。翼模型表面の曲げ応力は，中立軸より距離が遠い程大きい。翼表面にひずみゲージを貼付して計測したひずみは，上

述の事をよく示しており最大翼厚部の背側面ひずみは腹側面に比べて大きく、ほぼ2.5/1.5に近い値である。この比は中実翼模型でわずかに大きく、また、これはたわみの増加とともにわずかに変ることもわかった。

5.2 ねじり試験の結果とその考察

図8に、ねじり試験で得られたモーメント $T$ と標点間ねじれ角 $\alpha$ の関係を示す。図(a)は、チタンの中実翼模型(AS<sub>Ti</sub>)と中空翼模型(AH<sub>Ti</sub>)および(BH<sub>Ti</sub>)の $T$ と $\alpha$ の関係、図(b)は、ステンレス中空翼模型(BH<sub>Su</sub>)の関係を示したものである。図の記号は各計測値を示し、これはそれぞれ2回ずつ繰返し計測した値の算術平均値である。計測結果では、 $T$ と $\alpha$ とがほぼ比例関係にある。図中の直線(実線、破線)は、先の曲げの場合と同様に、各計測値より最小自乗法で求めたものである。各計測値はそれぞれの直線によくのっている。これらの直線の勾配から、それぞれのねじりこわさ $(GJ)_e$ を求めると表6に示した通りである。

実験は各翼模型について、同一模型で標点間距離を変えて( $l_m = 78\text{ mm}$ と $117\text{ mm}$ )2通り、次いで、支持端側とねじり端側を入れ替えて裏向きに支持し同様に2通り、計4通りについて行った。同一翼模型の $(GJ)_e$ は、いずれの場合もほぼ同じである。チタン中空翼模型(AH<sub>Ti</sub>)の $(GJ)_e$ は、中実翼模型(AS<sub>Ti</sub>)より8%小さかった。また、チタン中空翼模型(BH<sub>Ti</sub>)の $(GJ)_e$ は、(AH<sub>Ti</sub>)よりさらに8.3%ほど小さかった。

ねじりこわさについて数値計算を行い、それぞれの $(GJ)_c$ を求めた。ただし、翼模型材の横弾性係数には、チタン材では $G = 4,360\text{ kgf/mm}^2$ 、ステンレス材では $G = 8,000\text{ kgf/mm}^2$ を用いた。これらの $(GJ)_c$ を前述の表7に示した。この $(GJ)_c$ は、ねじれ計測標点間隔 $l_m$ およびねじり方向に関係なく一定である。ねじり試験における計測値から求めた各翼模型のねじりこわさ $(GJ)_e$ にも、その傾向が認められた。これは、本試験が正しく行なわれたことを示すものである。しかし、 $(GJ)_e$ は $(GJ)_c$ より、いずれも大きな値である。ねじりこわさ $(GJ)$ についても曲げこわさと同様に、最大翼厚( $t_{\max}$ )の比の3乗にほぼ比例する。ねじり試験に使用した翼模型は、先に述べた曲げ試験を行ったものと同じである。これらは最大翼厚が違い、そのため、各翼模型のねじり標点間 $l_m$ 範囲内における厚さ分布の3乗平均値について、再度数値計算を行い、 $(GJ)_c^*$ を求めた。その値も表7に併記した。実験値 $(GJ)_e$ は、曲げ試験の場合と同様に $(GJ)_c^*$ とほぼ一致し、チタン中実翼模型(AS<sub>Ti</sub>)の $(GJ)_e$ が3.5%、チタン中空翼模型(AH<sub>Ti</sub>)の $(GJ)_e$ が11.2%と、それぞれ $(GJ)_c^*$ より

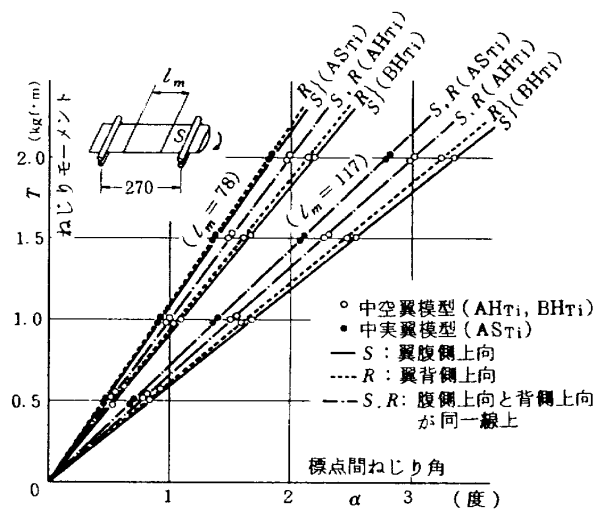


図8(a) ねじり試験結果(チタン翼模型)

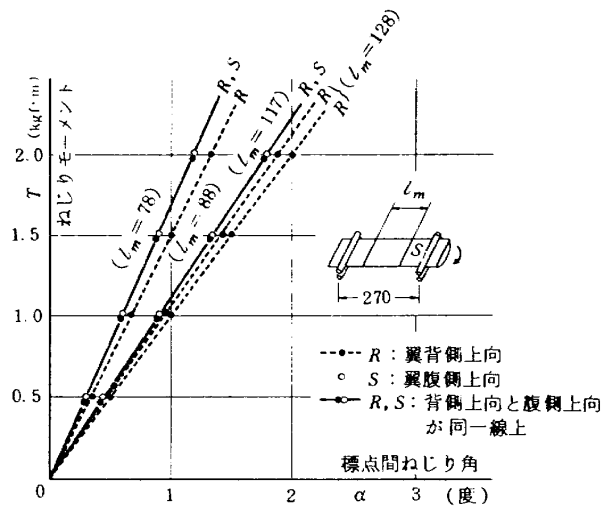


図8(b) ねじり試験結果  
(ステンレス中空翼模型, BH<sub>Su</sub>)

大きいだけである。チタン中空翼模型(BH<sub>Ti</sub>)については、曲げこわさの場合と同様の理由(肉厚計測なし)により、数値計算を行わなかったため、前節の曲げの場合と同様に考えて $(GJ)$ が最大翼厚の比の3乗に比例するとしたときの $(GJ)_3$ に比べると、実験値 $(GJ)_e$ が約5.3%ほど大きかった。ステンレス翼模型についても、上述のチタン翼模型の場合と同様であることがわかった。なお、数値計算の結果では、中空翼模型のねじりこわさ $(GJ)_c$ は、同じ外形寸法の中実翼模型に比べて約11%小さい。

5.3 曲げ疲れ試験の結果とその考察

この疲れ試験は、チタンの中実翼模型1枚および中空翼模型3枚について行った。表8および図9に曲げ疲れ試験結果を示す。この試験における荷重繰返し数(振動

表 6 (a) ねじり試験結果

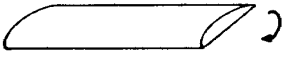
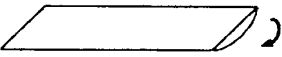
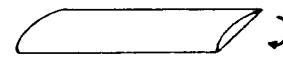
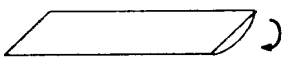
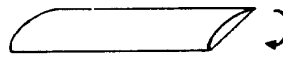
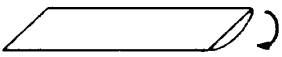
ねじりこわさ $(GJ)_e \times 10^6$ (kgf·mm/rad)					
チ タ ン 翼 模 型 A					
ねじり方向	支持 		支持 		
標点間 $l_m$	117	78	117	78	平均値
中実翼模型 ASTi	4.82	4.91	4.81	4.85	4.85
中空翼模型 AHTi	4.44	4.51	4.42	4.48	4.46
両者の差 (中空翼模型) $\ominus$ 8.0%					
チ タ ン 翼 模 型 B					
ねじり方向	支持 		支持 		
標点間 $l_m$	117	78	117	78	平均値
中空翼模型 BHTi	4.12	4.17	3.99	4.08	4.09

表 6 (b) ねじり試験結果

ねじりこわさ $(GJ)_e \times 10^6$ (kgf·mm/rad)					
ス テ ン レ ス 翼 模 型 B					
ねじり方向	支持 		支持 		
標点間 $l_m$	117	78	117	78	平均値
中空翼模型 BHSu	7.48	7.53	7.50	7.53	7.51
	$l_m=128$ 7.37	$l_m=88$ 7.51			
	7.77				

数)は、負荷方法が加振機による励振であるため、個々の翼模型やたわみ振幅の大きさにより違いがあるが、約 80~100 Hz である。なお、この振動数は、同一翼模型では模型の固定条件や振幅が同じであれば、後述のような亀裂破損が生ずるまで変化することがなかった。表示した繰返し応力は、前節(4.3)で述べたように、応力全振幅の $\frac{1}{2}$ で示してある。翼模型の数が少ないため、試験の目標として、 $10^5 \sim 10^6$ 回の曲げ疲れ試験で、拡散接合部に剝離が生じないことの確認と、中実翼模型との疲れ寿命の比較検討ができる目安を得ることに留めた。従って、予定した繰返し数で亀裂または接合部の剝離が

生じない場合には、同一翼模型について、より大きな繰返し応力で再度曲げ疲れ試験を行った。図9に示した記号種別は翼模型別であり、中空翼模型 A No.2 (記号、○印)は翼模型に疲れ亀裂が生ずるまで、順次繰返し応力を大きくしたものである。また同図には、中空翼模型 B No.3とNo.4の背側部に用いた同一熱処理母材について行った後節(5.5)の試験結果も示してある。

翼模型の疲れ破損は、いずれも背側中央部の最大応力部表面からの亀裂によるものである。この亀裂は、翼模型長手方向に直角である。しかし、試験後における中空翼模型の超音波非破壊検査では、いずれの翼模型も拡散

表 8 チタン翼模型の曲げ疲れ試験結果

翼の種類		試験時間 (秒)	振動数 (Hz)	疲れ寿命 N (回)	たわみ 片振幅 (mm)	片振幅繰返し 応力 $\sigma_a$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	備考
中実翼模型 A	No.1	2460	95.2	234192	13.6	52.4	破 損
中空翼模型 A	No.2	19550	102.7	2007785	9.5	39.1	破損せずその2を行う
	No.2 その2	10060	101.0	1016060	10.8	44.4	破損せずその3を行う
	No.2 その3	53900	100.0	5390000	11.8	48.5	破損せずその4を行う
	No.2 その4	16277	79.5	1294021	13.2	54.3	破損せずその5を行う
	No.2 その5	3380	78.5	265330	15.0	61.6	破 損
中空翼模型 B	No.3	1224	102.5	125460	8.9	36.6	破 損
	No.4	730	100.0	73000	10.5	43.2	破 損

注) 中空翼模型 A No.2 の実験その4およびその5で、一次曲げ固有振動数が低いのは、大きなたわみ振幅が得られるように翼の中央にブリキ板を巻付け 120gf 重量を増したためである。

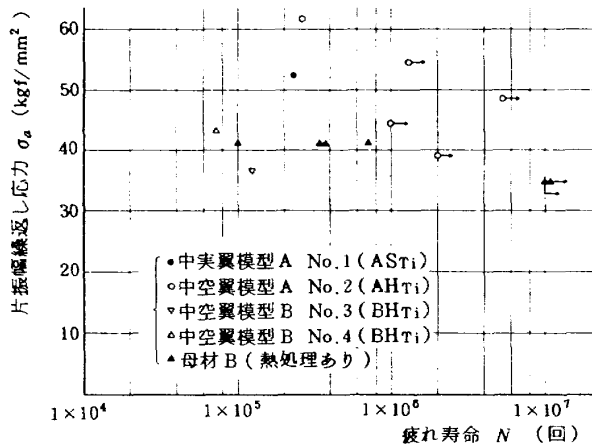


図 9 チタン翼模型の曲げ疲れ試験結果

接合部の剥離は認められなかった。中空翼模型 A No.2 の疲れ寿命は、熱処理および材質が同じである中実翼模型 A No.1 の 5 倍を超えており、 $N \approx 2.5 \times 10^5$  における時間疲れ強度も中空翼模型が 16% 増となった。この寿命における時間強度は  $\sigma_a = 61.6 \text{ kgf/mm}^2$  と  $52.4 \text{ kgf/mm}^2$  であり、この種の材料の引張強さ ( $\sigma_T \approx 100 \text{ kgf/mm}^2$ ) からみて、ほぼ妥当な値である。両者の試験は一本宛であり、この結果のみから信頼性の高い比較検討を行うことはできないが、繰返し曲げ荷重に対する中空翼模型 A No.2 の疲れ強度特性は、ほぼ中実翼模型 A No.

1 と同等であるとの目安が得られた。中空翼模型 B No.3 と No.4 は、翼模型母材および熱処理条件とも中実翼模型 A No.1 と異なるため、これらの曲げ疲れ特性を単純に比較することには無理があるが、中空翼模型 B の時間強度は幾分低く、中実翼模型 A に比べて約 20% 低くなった。各翼模型から切り出した引張試験片について行った後節 (5.4) の結果では、中空翼模型材 B (翼模型 B より採取) は先の中実翼模型材 A (翼模型 A より採取) に比べて伸びに差がある。しかし、他はほぼ同等な引張強度特性である。この種のチタン合金の伸びは、通常 10% 余りであるとされている。翼模型材の引張試験における伸びは、試験片の破断よりわずか前における断面寸法の計測によるものである。この方法では、破断後における標点間の伸び計測による一般的方法より伸びが大きくなると思われるが、それでも中実翼模型材 A の伸びはやや過大であり、中空翼模型材 B は逆にやや小さいといえる。このような伸びの差が疲れ寿命に影響を及ぼしていることが考えられる。なお、図 9 にも示したように、中空翼模型 B No.3 と No.4 の疲れ寿命は、模型と同じ熱処理をした同一母材の疲れ寿命にほぼ近い値である。いずれの中空翼模型も、補強リブと腹側板の接合部には微少な切欠き状の継ぎ目が残っていると思われるが、疲れ亀裂がいずれも背側中央表面からであり、切欠き状継ぎ目は疲れ強さに影響を及ぼしていないといえる。



上述のような結果から、本試験に用いた断面形状の内部補強リブ形式拡散接合構造翼は、繰返し曲げ荷重に対して拡散接合部が剝離しないこと、疲れ寿命において接合部の微小切欠き状継ぎ目の集中応力による破壊より背側表面の曲げ応力による破壊が先行すること、および実験範囲の疲れ寿命に対する曲げ疲れ時間強度が、中実翼模型または同一母材とほぼ同等であること等がわかった。

5.4 チタン翼模型母材の引張試験の結果とその考察

この引張試験は、前節(4.3)で述べた疲れ試験に用いたチタン合金翼模型の材料特性を検討するために行ったものである。

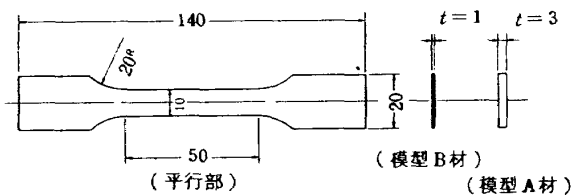


図10 チタン翼模型母材の引張試験片

図10に、引張試験片の形状寸法を示す。試験片は、疲れ破損した翼模型の腹側より削り出した。なお、翼模型の肉厚の関係から、中空翼模型Bより1mm厚の引張試験片を、中実翼模型Aから3mm厚の試験片を各2本宛採取した。この試験片の採取に当たり、試験片の長手方向が翼模型の長手方向と一致するようにした。試験機は、曲げ試験で使用したものと同一である。試験片の支持には、十字ピン継手を用いた。この継手は、先に報告した接着継手の疲れ試験<sup>3)</sup>に用いたものと同一である。ひずみの計測は、試験片中央部両側に貼付したひずみゲージで行った。負荷は手動で行い、一定増荷重ごとにひずみと荷重の安定を待ち、力量計とストレンメーターを読みとり、次の荷重を増すようにした。しかし、ひずみが増すにつれて、ひずみゲージでは追従できなくなるため、そのあとは外側キャリパゲージとポイントマイクロメーターにより、試験片の変形が大きな部分の厚みと幅とを

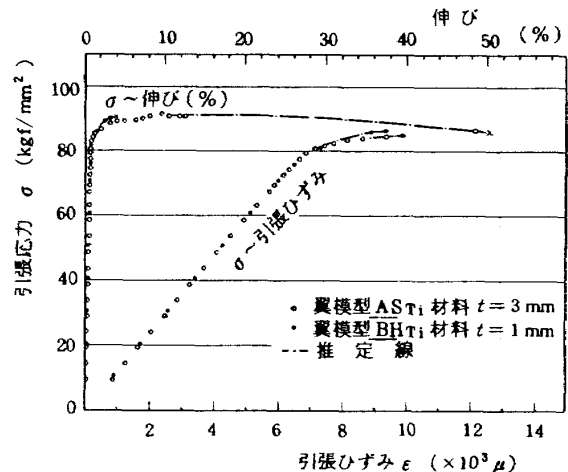


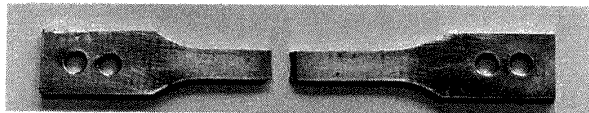
図11 チタン翼模型母材の引張試験結果

計測し、断面の収縮から体積不変とみなして、伸びを計算した。この寸法計測は、試験片が破断するまで、一定の引張距離ごとに繰返し行った。なお、破断における伸びは、破断前の引張荷重とそのときの断面収縮の計測から推定した。

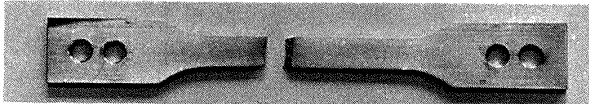
続いて試験結果を述べる。図11に、引張試験で得られた引張応力 $\sigma$ と引張ひずみ $\epsilon$ の関係を示す。図には破断までの一連の計測値と、ひずみの小さい範囲における計測値とを示してある。図の×印と一点鎖線は、断面収縮から推定した破断伸びと、それまでの応力と伸びの線図である。図に示した結果は、翼模型ASTiの試料A( $t=3\text{mm}$ )とBHtiの試料B( $t=1\text{mm}$ )の各1本について得られたものであるが、他の各1本の結果も図示のものと同様一致していた。図でも明らかなように、弾性領域における $\sigma$ と $\epsilon$ の関係は、試料A・Bとも非常によく一致している。表9に、この試験より得られた4本の試験片についての引張強さ $\sigma_t$ 、0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$ 、伸び、弾性係数 $E$ を示す。なお、 $E$ は弾性領域内における各計測値より最少自乗法で求めた。表でも明らかなように、それぞれの材料の引張強さ $\sigma_t$ と0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$ は、かなり近い値である。しかし、伸びはA材がB材より4.4

表9 チタン翼模型母材の引張試験結果

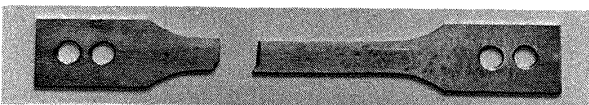
種類	試験片番号	引張強さ $\sigma_t$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	0.2%耐力 $\sigma_{0.2}$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	伸び (%)	弾性係数 $E$ (kgf/mm <sup>2</sup> )
ASTi 材 $t=3\text{mm}$	1	96.597	84.0	48.6	11587
	2	100.962	83.5	40.7	11785
BHti 材 $t=1\text{mm}$	1	97.380	84.0	9.3	11463
	2	96.157	86.5	4.3	11432



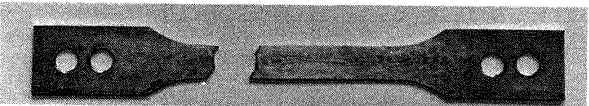
中実翼模型試料  $t = 3 \text{ mm}$   $\sigma_t = 96.6 \text{ kgf/mm}^2$



中実翼模型試料  $t = 3 \text{ mm}$   $\sigma_t = 101.0 \text{ kgf/mm}^2$



中空翼模型試料  $t = 1 \text{ mm}$   $\sigma_t = 97.4 \text{ kgf/mm}^2$



中空翼模型試料  $t = 1 \text{ mm}$   $\sigma_t = 96.2 \text{ kgf/mm}^2$

写真3 チタン翼模型母材の引張試験結果

～11.3倍と大きな値を示した。なお、弾性係数 $E$ は、A材がわずかに2.1%ほど大きいだけで、ほぼ同じであるといえる。試験片の破断状態を、写真3に示す。破断面はせん断状であり、切れ口はシャープであった。この試験から、翼模型AとBの母材特性は、伸びに大きな違いが認められたが、他はほぼ同じであり、その値もこの種の材料の規格を充分満しているものである。

### 5.5 チタン翼模型B母材の疲れ試験の結果とその考察

この試験は、チタン中空翼模型BH<sub>Ti</sub>の背側部材に用いた母材についての、曲げ疲れ特性を検討するために行ったものである。

この母材は、厚さ4mmの板材である。図12に、疲れ試験片の形状寸法を示す。試験片は、製作されたまま（以降、熱処理なしとする）のものと、製作後熱処理を施した（以降、熱処理ありとする）ものとの2種類である。熱処理は、2段階処理である。一次処理は、アルゴンガス炉中での加熱および冷却で、935℃で2時間保持後760℃まで400℃/hの速度での冷却、二次処理は、540℃で6時間保持後の空冷である。この処理条件は、翼模型の拡散接合における熱処理と同じである。疲れ試験は、片持り形式の一次曲げ振動によるもので、支持条件の他は先の翼模型の曲げ疲れ試験と同じ方法で行わ

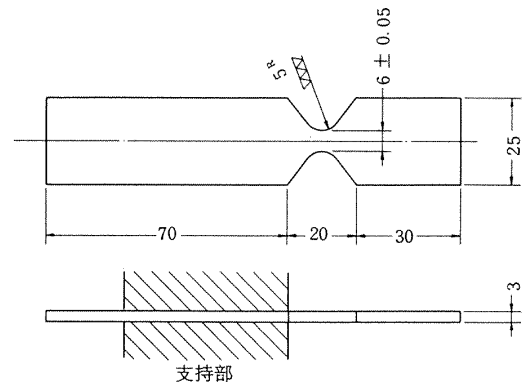


図12 疲れ試験片（チタン翼模型BH<sub>Ti</sub>母材）

れた。加振機には動電加振機、たわみ振幅の計測には光学式振幅計を用い、疲れ寿命の計数法も先の方法と同じである。なお、本加振機はたわみ振幅計の出力により、たわみ振幅を一定に自動制御することができる。また、曲げ応力の算定も翼模型の場合と同様な方法であり、ひずみゲージによりたわみ片振幅と繰返し応力片振幅の関係線図を求め、この結果から、疲れ破損が起る大きなたわみ振幅に対する応力を外挿した。この線図には、たわみ量により2通りあるが、これの1例を図13に示す。なお、この線図の横軸には、振幅計の出力電圧(V)の自乗平均値をとってある。また、図示の測定値の記号はそれぞれ同一振動数で行ったものであり、この振動数は約570Hzである。図でも明らかなように、各測定値は多少のバラツキがあるが、ほぼ直線的であり、熱処理の影響もほとんど認められない。

表10と図14に、母材の疲れ試験結果を示す。なお、表

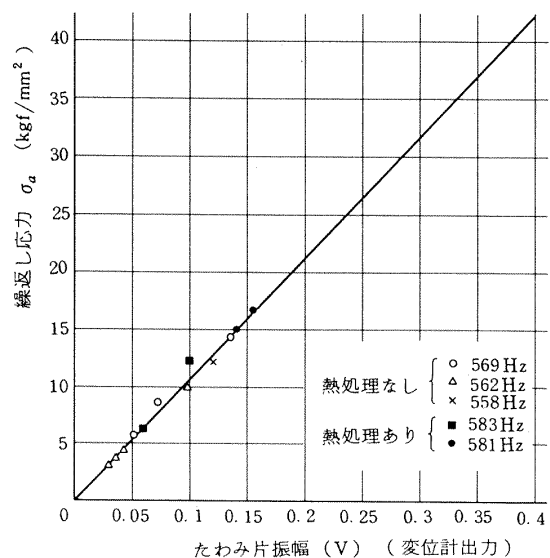


図13 応力-振幅特性図

(チタン翼模型BH<sub>Ti</sub>母材)

表 10 チタン翼模型 BH<sub>Ti</sub> の母材の疲れ試験結果

種 類	試験時間 (秒)	振動数 (Hz)	疲れ寿命 N (回)	片振幅繰返 し応力 $\sigma_a$ (kgf/mm <sup>2</sup> )	備 考	
熱 処 理 な し	No. 1	2400	562	1348800	40.0	破 損
	No. 2	420	568	238560	40.0	破 損
	No. 3	540	568	306720	40.0	破 損
	No. 4	10860	573	6222780	35.0	破 損
	No. 5	18000	577	10386000	35.0	破 損せず
	No. 6	5580	574	3202920	35.0	破 損
	No. 7	17460	572	9987120	35.0	破 損せず
熱 処 理 あ り	No. 8	600	562	337200	35.0	破 損
	No. 9	17160	582	9987120	30.0	破損せずそ の 2 を行う
	No. 9 その 2	1200	572	687600	35.0	破 損
	No.10	180	573	103140	35.0	破 損
	No.11	17040	585	9968400	30.0	破損せずそ の 2 を行う
	No.11 その 2	600	587	352200	35.0	破 損

示の繰返し応力  $\sigma_a$  は、図13から外挿した値を示しているが、この疲れ試験では疲れ亀裂が切欠部縁より生ずることから、試験片切欠部の応力集中係数  $K_t = 1.17$  を乗じた値で結果を図示した。図に示した記号  $\circ \cdot \phi$  は、それぞれ最初の試験で  $N = 1 \times 10^7$  回の繰返し数でも疲れ破損を生じなかったものと、さらにこの試験片を用いてより高い繰返し応力で再試験した結果を示したものである。なお、記号  $\circ$  と  $\phi$  は、別の試験片であることを示す。図でも明らかなように、熱処理なし母材の疲れ強さは約40

kgf/mm<sup>2</sup> である。これに対し、熱処理あり母材では疲れ強さが約5 kgf/mm<sup>2</sup> 低く、熱処理の影響が認められた。これらの疲れ強さは、前節(5.4)に示した引張試験の引張強さ  $\sigma_t \doteq 97$  kgf/mm<sup>2</sup> からみて、やや低いようである。前節(5.4)でも述べたように、翼模型AとBの母材は同じ6AL-4V-Ti合金で、 $E$ 、 $\sigma_{0.2}$ および $\sigma_t$ ともほぼ同等であるが、翼模型B母材の破断伸びが、翼模型Aに比べて著しく小さかった。この少くない伸びが、低い疲れ強さを示したものと思われる。

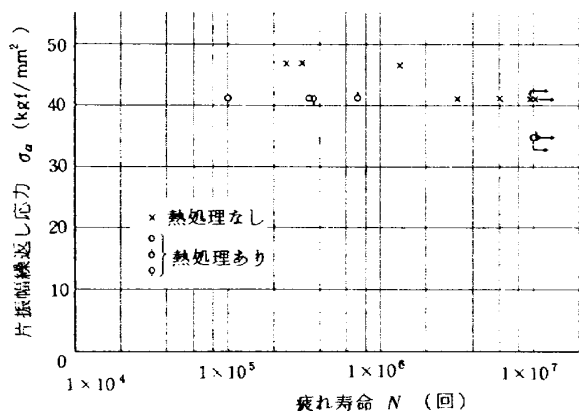


図 14 チタン翼模型 BH<sub>Ti</sub> 母材の疲れ試験結果

## 6. まとめ

ターボファンエンジン用ファン翼を軽量化するため、中空率約27%の内部補強リブ形式の一樣断面中空翼模型を拡散接合により試作した。また、この翼模型の曲げとねじりおよび曲げ疲れ等の強度特性について、実験的に検討を行った。これらの結果を要約すると次のようである。

- (1) 翼模型の拡散接合状態については、接合部外周(写真2参照)に、わずかな切欠き状継ぎ目が残ることは避られなかった。しかし、接合した面の拡散状況は良好で、翼模型切断による断面観察検査や、

超音波非破壊検査では未拡散状の空隙等が認められず、ほぼ一体構造とみなせるものであった。

- (2) 翼模型の形状寸法については、高温加圧のもとで接合したものであるが、ねじれ、そりおよび補強リブや外板の局部的変形も極めてわずかであり、また翼外形の厚さ分布や外板の厚さ、リブの太さや位置その他の寸法および中空率等も要求値を満しており、期待した通りの翼模型を得られることが明らかになった。
- (3) 中空翼模型の曲げこわさ $(EI)_c$  およびねじりこわさ $(GJ)_c$  については、同じ外形寸法の中実翼模型に比べて $(EI)_c$  が9%、 $(GJ)_c$  が11%低下する。しかし、この低下は中空率28%より小さいことが、実験的にも明らかになった。この両者の差約20%が、剛性的にみた軽量効果であることも確かめられた。
- (4) 翼模型の剛性については、曲げこわさの実験値 $(EI)_c$  が曲げ方向により違いがあり、背側が凸に曲がる場合の $(EI)_c$  は、凹に曲がる場合より小さくなる。なお、この小さい場合の $(EI)_c$  は数値解析結果にほぼ一致する。また、 $(GJ)_c$  は数値解析結果よりやや大きな値である。従って数値解析で得られる剛性は、いずれもわずかに小さく評価することになる。これらの $(EI)_c$ 、 $(GJ)_c$  が最大翼厚の比の3乗にほぼ比例することも実験的に確かめられた。
- (5) 曲げ疲れ試験における中空翼模型の疲れ破損は、背側表面における繰返し最大曲げ応力によるもので、この疲れ強さは中実翼模型および模型母材の疲れ強さとほぼ同等であること、また中空翼模型の接合面が剝離する形跡や、接合部外周に残る切欠状継ぎ目の応力集中部にも疲れ亀裂が認められないこと等が明らかになった。

以上の結果から、内部補強リブ形式の拡散接合による中空翼は、ターボファンエンジンの軽量化に極めて有望であることがわかった。しかし、本翼模型の試験結果でも明らかなように、曲げこわさやねじりこわさは最大翼厚の比の約3乗に比例することから、薄翼の場合には寸法精度に充分留意する必要がある、またこのことは、中空翼の翼厚を同形の中実翼の翼厚よりわずかに厚くすれば中実翼相当の剛性が得られることでもある。なお、翼模型の形状寸法は比較的小さく、工作上的制約もあり、剛性的には約20%の軽量化が期待される程度であるが、より大型のファンでは40~50%の軽量化を期待することができる。これがエンジン重量の軽減に及ぼす効果は極めて大きいといえる。

## 7. あとがき

ファン翼の軽量化については、複合材の適応性が試みられたり、ハニカム構造の中空翼が計画されたりしている。しかし、これらの開発には、まだ多くの課題が残されていることその他、製作工程の複雑さも予想される。本試験に用いた内部補強リブ形式の拡散接合構造中空翼は、従来の切削加工と、新しい接合技術である拡散接合加工によるもので、比較的容易に開発できることが予想される。また、この種の中空翼模型は我国で始めて製作されたもので、中空部の構成には切削加工が施されたが、板金加工的な手法や超塑性加工等により切削加工工数の低減と、原材料の節減も期待できる。なお、本試験用翼模型は、形状が比較的単純な一様断面形であること、数量が少なく、限られた試験のみであること等から、直ちに実用化に続くものではない。ファン動翼では、変断面で、しかもねじりやそりのある形状であり、ディスクとの結合についての問題の他、特にエンジン運航中におこる異物吸込に対する耐久性や、ねじりおよび引張りの繰返し荷重に対する強度特性の把握など、多くの課題が残されている。また、これらが今後の研究すべき課題になることを付記する。

なお、本研究の全般にわたり、東京大学の塩入教授、当所原動機部の松木部長、航空機公害研究グループの鳥崎総合研究官の方々の御指導を仰いだ。また、翼模型は石川島播磨重工業(K.K)と三菱重工業(K.K)の両社に、製作と拡散接合部の検査および超音波非破壊検査を依頼し、翼模型母材の疲れ試験は石川島播磨重工業(K.K)において行われた。曲げおよびねじり試験用治具は、当所工作課で製作された。終りに臨みこれらの方々に感謝の意を表します。

## 8. 参考文献

- 1) 小河昭紀, 他; 中空翼の構造解析, 航技研報告 TR-533
- 2) 池田為治, 他; 拡散接合ファン中空翼の構造と強度および接合に関する実験的基礎研究, 航技研資料 TM-360
- 3) 池田為治, 他; 薄板接着継手の疲れ強さについての実験的研究, 航技研報告 TR-432

---

## 航空宇宙技術研究所報告585号

昭和54年9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 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---