

UDC 620.174.175:
621.791.03

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-618

ファン中空翼の強度に関する実験的研究

祖父江 靖 ・ 池田 為治
藤沢 良昭 ・ 宮地 敏雄

1980年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ファン中空翼の強度に関する実験的研究

祖父江 靖** 池田 為治**
藤沢 良昭** 宮地 敏雄**

Experimental Study of the Strength of Hollow Fan Blades

Yasushi SOFUE, Tamezi IKEDA, Yoshiaki FUJISAWA
and Toshio MIYACHI

ABSTRACT

Succeeding the results of references 1 to 3, an experimental study of the strength of diffusion bonded hollow blades for turbo-fan engine was carried out. In order to examine the strength and stiffness of hollow blades, model blades were made and tested. The model blades had a uniform cross section of 80mm chord length, 4mm maximum thickness, 1mm skin thickness and three spanwise webs (2mm in width) in the middle part (170mm) of the span. The model blades had a 300mm total span and solid parts (65mm) at both ends. The degree of hollowness of the cross section was about 27%.

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

- (1) No separation could be detected in the bonded areas after the bending and torsional failure tests.
- (2) The positions of the cracks which were generated by the bending fatigue tests were dispersed from the solid part to the hollow part of the model blades. However, the relation between the maximum cyclic bending stress and life of the model blades was nearly the same as the σ -N relation of the model material (Ti-6Al-4V).
- (3) The failure modes which were generated by the torsional fatigue tests were more complicated than those of bending fatigue tests. The results of the torsional fatigue tests indicate that the cracks were generated by maximum principal stresses of about a half of those maximum stresses in the bending fatigue tests.

1. ま え が き

ターボファンエンジンの軽量化のために、ファン動翼を中空構造とすることが各国で研究されている。バイパス比の高いターボファンエンジンにおいてはエンジンの重量に占めるファン部分の重量の割合が大きくなる。この場合、ファン動翼の重量を軽減することは、ファン動翼を保持するディスク、軸、軸受、ファンフレームなど

の軽量化に波及効果があるので、エンジンの軽量化に対する効果が大きい。

当研究所でも、ファン動翼を中空構造とするための研究を数年にわたり行っている。研究内容としては、中空翼で特に問題となる構造の強度に関するものであり、既に、次に示すような研究を行ってきた。

理論的研究¹⁾としては有限要素法によるねじり応力およびねじり剛性の計算を行った。また、曲げ応力と曲げ剛性の計算も行った。それによると、中空率((中空部断面積/中空部も含む翼断面積) × 100)を30%とし

* 昭和55年5月14日受付

** 原動機部

た場合、内部補強リブの数は2～3本とすれば応力集中は十分に緩和されることが明らかになった。また、間隔の等しい3本の補強リブをもつ中空翼は中実翼に比較して、曲げ剛性は11.5%低下し、ねじり剛性は13.9%低下するが、単位翼断面積当りで換算すると曲げ剛性は25.8%増加し、ねじり剛性は22.4%増加することが明らかになった。

実験的研究としては²⁾ アクリル板を用いて補強リブを長手方向に平行にした場合と斜めにした場合の中空箱形模型を製作し、補強リブ構造の違いによる剛性の比較をするため、曲げおよびねじりの剛性試験を行った。それによると、ねじり剛性には両者の差が認められないが、曲げ剛性には前者の方が有利であることが確認できた。また、チタン合金(Ti-6Al-4V)薄板を用いてI形や中空箱形模型を拡散接合で製作し、それらの接合部の評価試験を行った。それによると、静強度は素材の強度に近い強さが得られたが、繰返し荷重に対する疲れ強度は一体構造物に比べ低くなった。これらの結果を踏まえて³⁾ 中空率約27%の一樣断面の中空翼模型およびそれと同じ外形をもつ中実翼模型の曲げおよびねじり試験、曲げ疲れ試験を行った。これらの試験によると、中空翼は中実翼に比べ曲げ剛性は9%低下し、ねじり剛性は11%低下することが明らかになった。中空率と剛性の低下からみて中空翼が軽量化に有効であることが実験からも確認できた。また、両端支持の曲げ振動による疲れ試験の結果、中実、中空の各供試翼とも素材の曲げ疲れ強さと同等であることが確認できた。

上記のような研究によって中空ファン動翼の翼部の強度、剛性に関しては設計の参考となる資料が得られたが、翼部から翼根部の接続部分のように断面形状が急変している部分(この部分を断面急変部と称することにする)が強度にどのような影響を及ぼすかは明らかにされていない。このため、断面急変部の強度に関する研究が必要

となるが、このような構造の三次元応力分布を有限要素法で計算するためには、かなり大規模な計算を必要とする。また、接合部分の強度は実験によって確認することが最も適切であるように思われる。実験に用いた中空翼は、前報³⁾の供試翼と外形寸法が等しいもので、これを用いて塑性域までの曲げおよびねじり試験、曲げおよびねじり疲れ試験を行い断面急変部および補強リブにおける応力集中の影響および接合部の剥離などの強度特性について調べようとするものである。また、これと併せて曲げ剛性およびねじり剛性の確認も行おうとするものである。

2. 供 試 翼

供試翼の材質はチタン合金(Ti-6Al-4V)である。母材の化学成分および機械的性質を表1に示す。なお、供試翼には中空翼およびこれと外形の同じ中実翼の2種類がある。

実機ファン動翼の翼部と翼根部の接続部では断面が急変する。中空構造の翼の場合図1に示すような翼根部構造が考えられるが、試験には以下に述べるような製作が最も容易な形状の翼根部(この部分を模擬翼根部と称することにする)を有する中空翼を用いることにした。

中空翼は背側とする板に中空構造とするための溝と背側となる翼型を加工し、これに腹側となる薄板を重ね合わせて拡散接合した後、前後縁部を翼型に加工したものである。拡散接合は真空炉またはアルゴンガス炉で行った。表2に拡散接合条件を示す。中実翼は板材を翼型に切削加工した後、アルゴンガス炉で温度920℃、2時間保持の熱処理を行ったものである。

図2は、中空翼および中実翼の形状寸法を示したものである。なお、本報告では供試翼の各部の名称を次のようにする。翼表面の曲面側を背側、平面側を腹側とする。また、供試翼の80mm方向を翼弦方向、300mm方向を

表1 供試翼母材の化学成分および機械的性質

(チタン合金 AMS4911)

	化 学 成 分 %								機 械 的 性 質	
	C	Fe	N ₂	AL	V	H ₂	O ₂	Ti	引張強さ kgf/mm ²	伸び%
中空翼の背側の母材	0.02	0.15	0.010	6.0	3.9	—	0.157	残部	103.7	13.5
中空翼の腹側の母材	0.025	0.13	0.016	6.2	4.0	0.0067	0.133	残部	102.1	11.6
中 実 翼 の 母 材	0.028	0.12	0.008	6.2	4.0	0.0028	0.136	残部	96.5	11.1

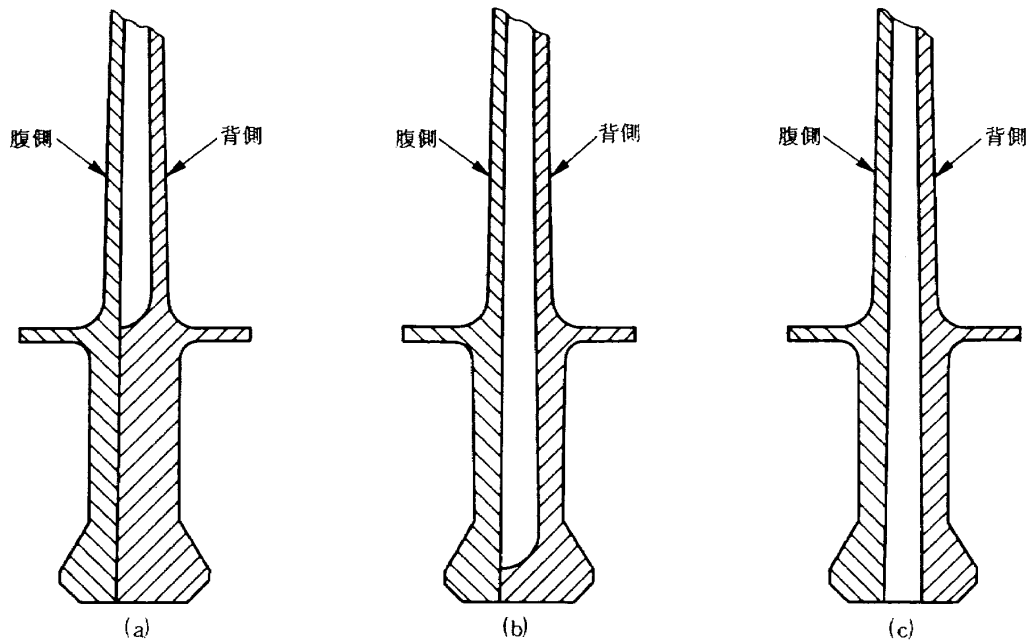


図1 翼根部形状の概念図

表2 拡散接合条件

	真空炉	アルゴンガス炉
接合温度	900℃	920～940℃
保持時間	2時間	2時間
接合加圧力	0.4 kgf/mm ²	0.1～0.14 kgf/mm ²
接合雰囲気	真空度 1×10 ⁻⁴ torr	高純度 アルゴンガス

翼幅方向と称することにする。1枚の翼で片持ち曲げおよびねじりによる疲れ試験を行うため中空翼の内部構造は図に示したように翼幅方向の両側には端から65mmの模擬翼根部とするための中実部があり、中実部と中実部の間には補強リブで仕切られた4つの中空部がある。中空翼は真空炉またはアルゴンガス炉で拡散接合して中空構造にするため中実部に中空部と外気を結ぶ通気孔を設けた。なお、供試翼には真空炉で拡散接合した中空翼No.1, No.2, No.3, No.4, No.6, No.7, No.8, No.9の8枚とアルゴンガス炉で拡散接合した中空翼No.5A, No.10A, No.11A, No.12A, No.13Aの5枚およびアルゴンガス炉中で熱処理した中実翼Aがある。

3. 試験とその方法

前節の供試翼を用いて、曲げ試験、ねじり試験、曲げ疲れ試験、ねじり疲れ試験を行った。これらの試験方法について以下に述べる。

3.1 曲げ試験の方法

供試翼の曲げ試験は曲げモーメントを负荷してたわみおよび応力を計測し、弾性限度内および塑性域までの翼部の曲げ特性を調べようとするものである。供試翼として中空翼No.1, No.2の2枚を用いた。応力計測のため翼幅および翼弦の中央に背側、腹側各1枚づつ3軸ロゼット歪ゲージを接着した。

曲げ試験は図3に示したような4点曲げである。支点には直径5mmの鋼製丸棒を用いた。なお、供試翼と支点の間に薄い銅板を挟み、支点における片当りおよび负荷に伴うたわみの拘束などをできるだけ緩和するようにした。负荷に対する最大たわみはダイヤルゲージで計測した。また、主応力を求めるため歪も計測した。

弾性限度内の試験には、供試翼の背側を凹に曲げる場合、背側を凸に曲げる場合、これらの内支点を変えた場合など1枚の供試翼について4通りの负荷を行った。この試験による负荷とたわみの関係からはり理論によって曲げ剛性を求めた。

塑性域までの試験に用いた供試翼は、一連の弾性限度内の試験を終ったものである。なお、塑性域まで背側を

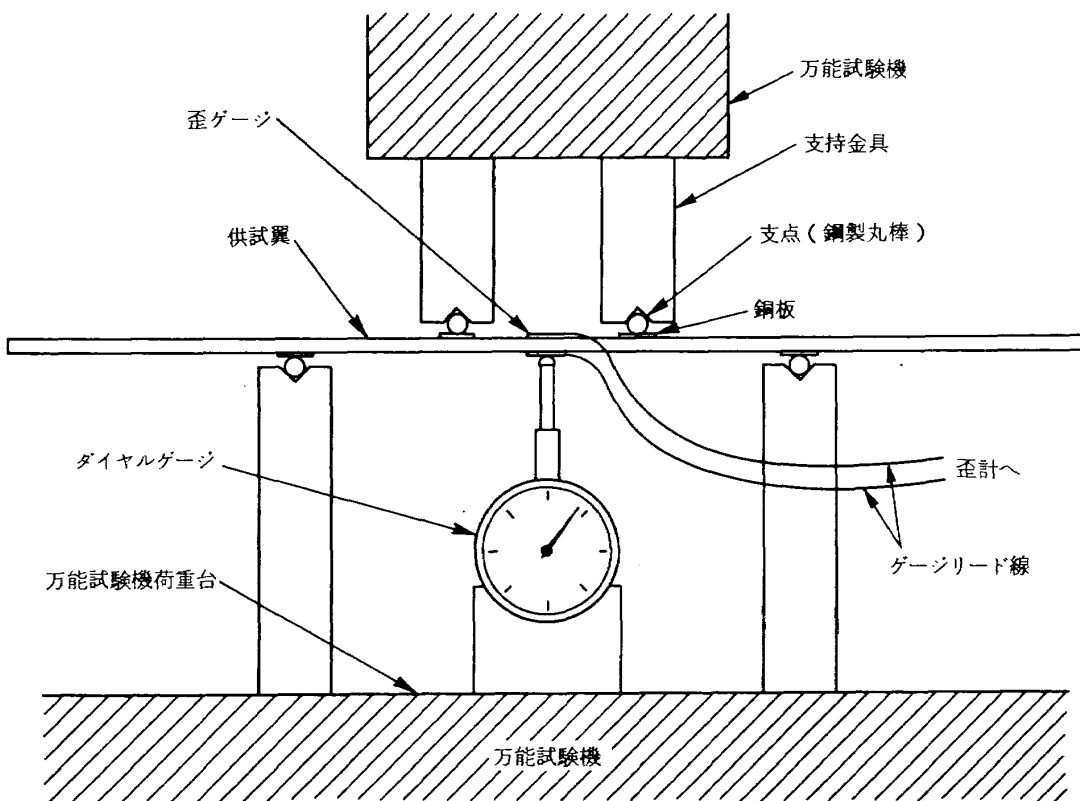


図3 4点曲げ試験

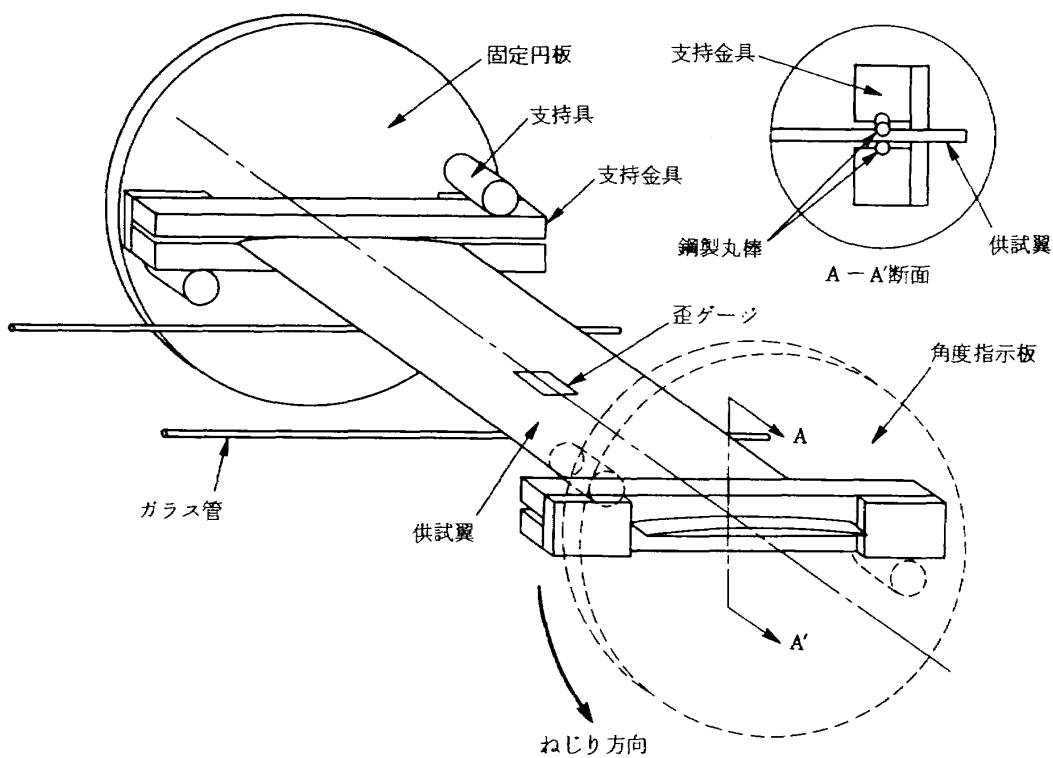


図4 反時計方向のねじり試験

凹に曲げる試験には中空翼 No. 1 を用い、背側を凸に曲げる試験には中空翼 No. 2 を用いた。この試験では、負荷の増加に対するたわみおよび主応力を測定し、塑性変形の様子を調べた。

3.2 ねじり試験の方法

供試翼のねじり試験は、ねじりモーメントを負荷したときのねじり角および応力を計測して弾性限度内および塑性域までのねじり特性を調べようとするものである。供試翼として中空翼 No. 3, No. 4, No. 5A の 3 枚を用いた。

図 4 は、ねじり試験機に供試翼を取り付けた様子を示したものである。供試翼は、まず直径 5mm の鋼製丸棒を介して支持金具に挟んで固定され、これをねじり試験機の支持具で支えた。支持部間の長さは 270mm である。供試翼と支持金具との間に鋼製丸棒を用いたのは、支持面を少なくし、しかもこの締め加減も軽く抜けない程度に緩くして供試翼のねじりに対する拘束を極力小さくするためである。弾性限度内の試験では、中空部分のねじり角の計測のため翼中央から約 117mm 振り分けた位置

に長さ約 1,000mm のガラス管 2 本を平行に取り付けた。また、中空翼 No. 4 には応力計測のため 3 軸ロゼット歪ゲージを翼幅および翼弦の中央に背側、腹側各 1 枚ずつ接着した。

弾性限度内におけるねじり角は、図 5 に示すように 2 本のガラス管の先端を標点として、この標点の変位を讀取望遠鏡で計測して求めた。また、これと同時にねじり試験機の角度指示板によるねじり角も計測した。なお、この角度指示板の指示値は中実部を含めたものであり、しかも測定ねじり角が小さい割合に支持部の誤差（金具や支持具、その他試験機のかたさや遊びなども含む）も大きいことが予想される。しかし、中実部も含めた支持部間のねじり角の概略も知るため、ガラス管と試験機の角度指示板との 2 通りの方法でねじり角を計測した。この結果標点の変位から求めた中空部のねじり角 (θ_p) と角度指示板で読み取った支持部間のねじり角 (θ_s) は図 6 のような比例関係にあることがわかった。なお、この図では各中空翼ごとに縦軸を横にずらし、記号を変えて測定値を示した。

塑性域までのねじり試験では、大きなねじり角が生じ

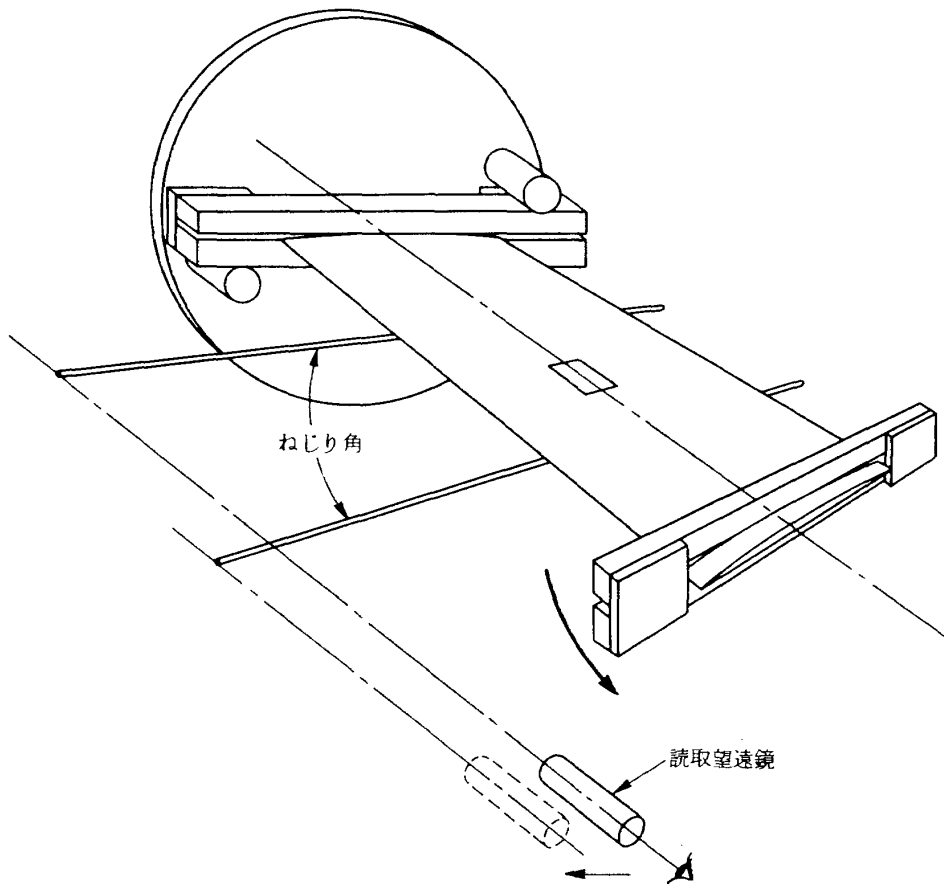


図 5 中空部分のねじり角計測

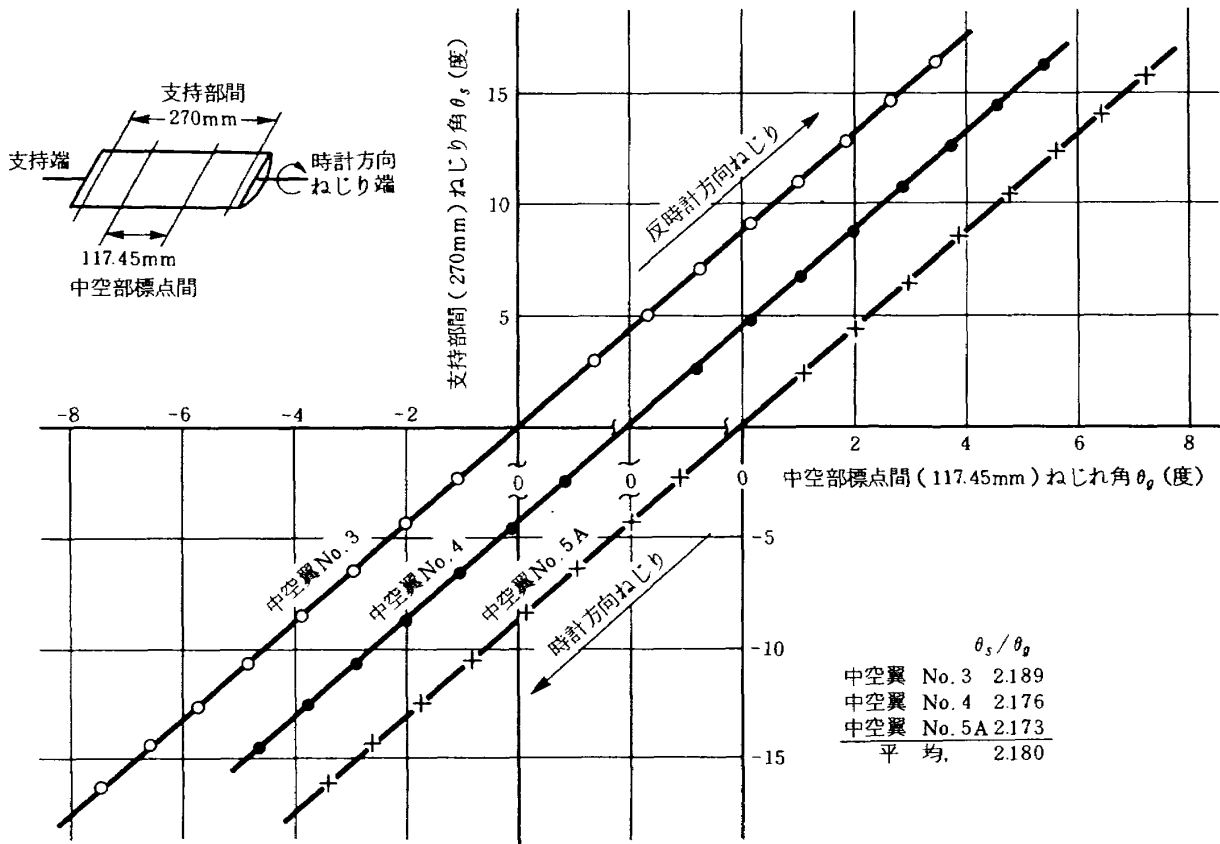


図6 中空翼ねじり試験結果 ($\theta_s \sim \theta_g$)

る。このため、標点の変位によるねじり角の計測が不可能であるので角度指示板だけで計測した。

ねじり試験のねじり方向には、時計方向および反時計方向の2通りある。弾性限度内における試験では、ねじりモーメントに対するねじり角の関係から中空部のねじり剛性を求めた。また、塑性域までの試験では、大きな塑性変形が生じるまでのねじりモーメントとねじり角の関係を調べ、さらに、これらの両振り塑性ねじりの繰返しによって生ずる損傷などについて調べた。なお、中空翼の拡散接合部がねじりの負荷で剥離することが予想されるので、超音波を用いて剥離が生じていないことを確かめながら試験を行った。

3.3 曲げ疲れ試験の方法

曲げ疲れ試験は、動電型加振機による片持ち曲げ振動を利用したものである。この試験は、曲げ疲れによって断面急変部および補強リブと背、腹側板との付け根の隅に亀裂が生ずることがないか、接合部に剥離が生ずることがないかを調べ、さらにこれらの部分の曲げ強度が他の翼部に比べて低くないかどうかを明らかにするためのものである。なお、試験には中空翼8枚と中実翼1枚の

計9枚を用いた。

図7に、供試翼を加振台上に治具で固定した状態を示す。この治具は取付台、敷板、押え金具からなる。供試翼の模擬翼根部を取付台上の敷板の上に片側固定となるように置き押え金具で固定した。取付台は上下振動となるように加振機の台上に固定した。敷板と押え金具の材質には、チタン合金より弾性係数が小さい高力アルミニウム合金を用い、最大曲げモーメントのかかる固定端に亀裂が生じないように考慮した。模擬翼根部の背側に接する押え金具面の曲率半径は、背側の曲率半径よりわずかに大きくした。これは、供試翼を固定するとき押え金具を充分締め付けることで模擬翼根部と押え金具が一樣な面圧で全面接触となるようにするためである。

曲げ疲れ試験は、供試翼の片持ち1次曲げ固有振動を利用したものである。曲げ振動によって起る自由端の振幅を光学式変位計で計測するため、供試翼の自由端中央に上下に白黒に色分けしたターゲットを図7に示すように接着した。疲れ試験の系統図を図8に示す。光学式変位計には、ターゲットの変位に比例した電圧が出力される。この電圧をシンクロスコープおよび電圧計で監視し、レベルレコーダで連続記録した。この記録からわかる疲

れ試験の経過時間と供試翼の1次曲げ固有振動数から破損までの繰返し回数を求めた。疲れ試験の振幅は、動電型加振機の振動制御装置により、振動数および加振力で適宜調整するようにした。

曲げ疲れ試験では、各供試翼の繰返し応力を比較するため、翼表面の一定位置に一軸歪ゲージを接着し、曲げ

振動によって生ずる繰返し曲げ歪を計測した。なお、この計測歪から翼幅方向の繰返し曲げ応力を求めた。ゲージは図9に示したように押え金具より20mmの位置の背側と腹側の翼弦中央部に1枚ずつ接着した。歪ゲージの位置としては、応力の高くなる場所で、なおかつ中空翼と中実翼が比較できる場所であることが望ましい。一方、

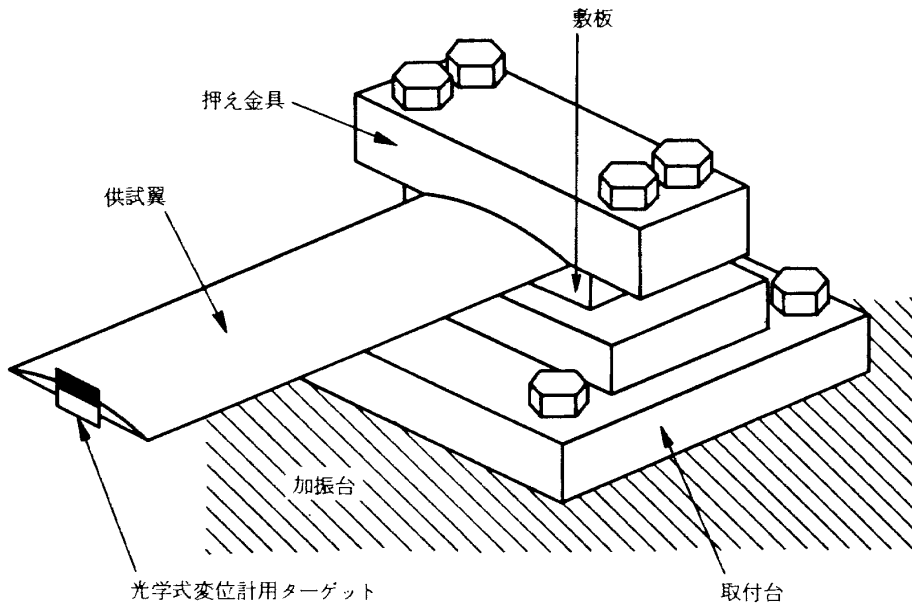


図7 翼固定用治具

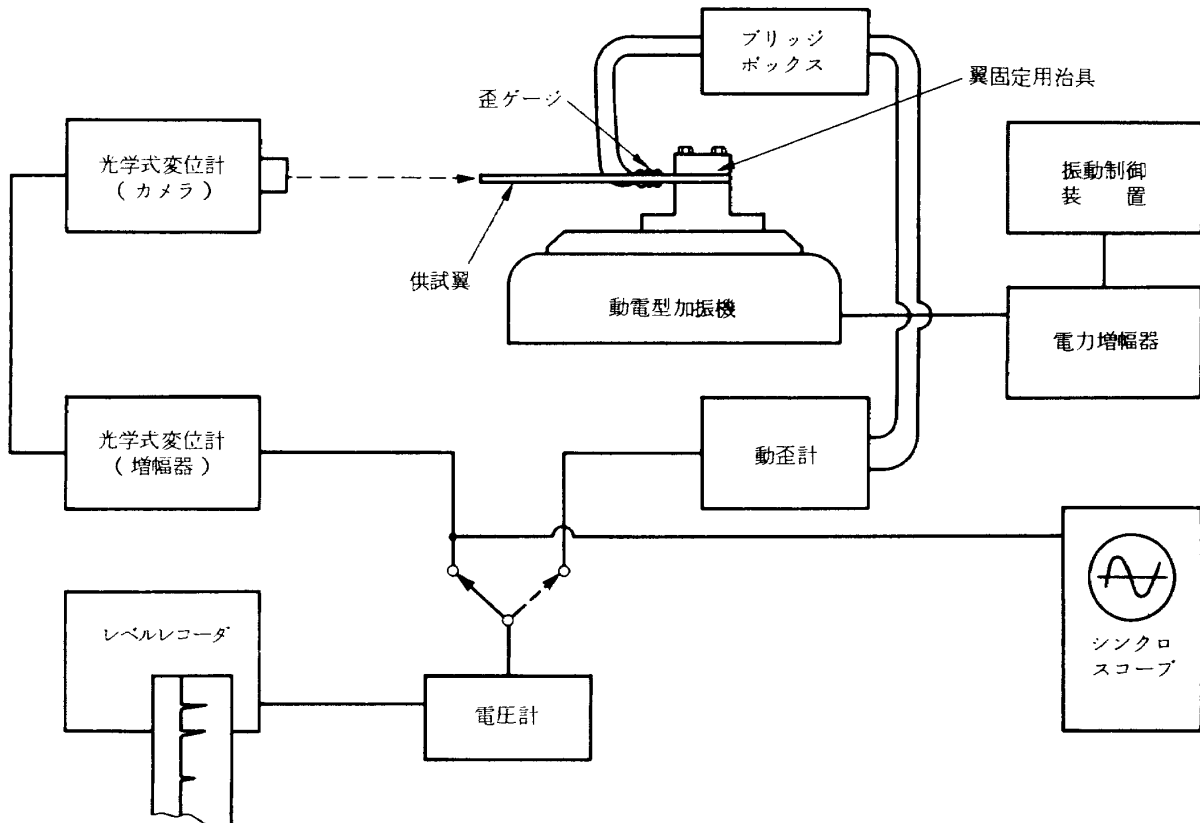


図8 疲れ試験の計測系統図

図2で示したように、中空翼は翼端から65mmまでが中空部分である。従って、押え金具から20mm（翼端から80mm）の位置は完全な中空部分であるので、この位置に接着した。なお、疲れ試験を行う振幅では歪振幅が大きいので、歪ゲージの疲れによる抵抗変化およびリード線の断線などが予想される。よって低いたわみ振幅から段階的に振幅を増し、歪ゲージで正常に計測できる振幅の大きさまでの歪とたわみの関係を求め、この結果から

疲れ試験における繰返し応力を外挿した。一例として中空翼No.6の計測結果と外挿するための線図を図10に示す。各計測値はほぼ直線に乗っている。なお、計測値は表面歪であることから次式で計測部の表面応力を求めた。

$$\sigma = \frac{E \varepsilon}{1 - \nu^2}$$

ここで、 σ ；表面応力（応力振幅）、 E ；材料の縦弾性

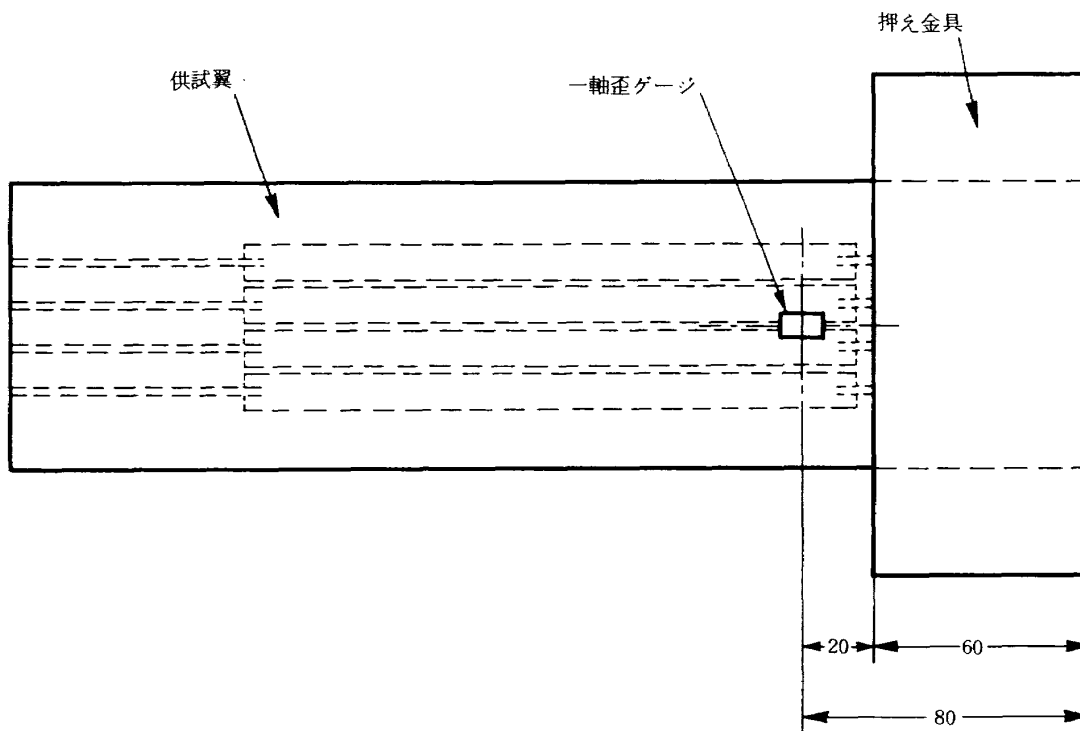


図9 歪ゲージ接着位置（曲げ疲れ試験の場合）

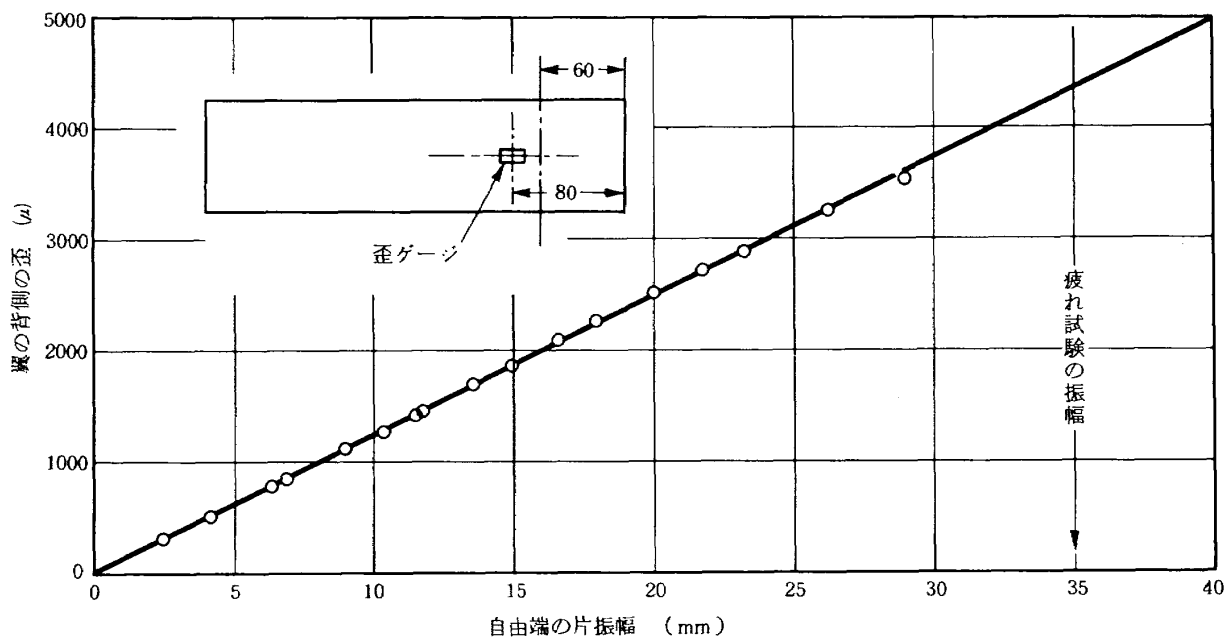


図10 中空翼No.6の曲げ振動による歪

係数 11, 600 kgf/mm², ϵ ; 外挿した推定歪, ν ; ポアソン比 0.323 とした。

疲れ試験によって供試翼に亀裂または拡散接合部に剥離が発生した場合、これを初期に発見することは非常に困難である。それは、振動状態の変化が必ずしも亀裂または接合部の剥離発生と結びつかないからである。このため、目視で亀裂の判別ができる程度まで疲れ試験を行った。これは以下の理由によるものである。振動状態にわずかな変化が生じて、目視で亀裂の判別ができない場合には、より精密な検査を行うため供試翼をいったん固定治具から外さねばならない。しかし、精密検査で疲れ亀裂などが発見されない場合には疲れ試験を続行しなければならないが、供試翼を治具から外すと支持条件を完全にもとにもどすことは非常に困難である。供試翼の固定条件が変わると自由端の振幅と応力振幅の関係も異なったものとなり、同じ応力振幅で疲れ試験を続行することができなくなる。なお、著しい振動状態の変化が生じた場合には、試験を中止し接合部の剥離などを検査する予定であったが、このようなことはなかった。この方法では、微細な亀裂発生までの疲れ寿命を測定できないが、次の理由により妥当であると考えた。

(1) 疲れ試験中に供試翼と治具との緩みまたは馴染みなどで固有振動数がわずかに変化し、設定した自由端の振幅が変化することがある。この場合には、加振をいったん停止して、目視による亀裂の発見に努めたが、異状が認められない場合には治具の緩みなどをなくすようにして疲れ試験を続行した。このように、振動状態の変化が直ちに亀裂または剥離などの異状の発生に結びつかない。

(2) 接合部における微小な剥離または接合部以外に微細な疲れ亀裂が発生した後も同じ応力振幅で供試翼を加振すれば、急速に剥離または亀裂が進み剛性が低下して振動状態が著しく変化するはずである。その時間は、それまでの連続加振時間に比べて無視できるほど短いと考えられる。

3.4 ねじり疲れ試験の方法

ねじり疲れ試験は、動電型加振機による片持ちねじり振動を利用したものである。この試験は、ねじり疲れによって断面急変部および補強リブと背、腹側板との付け根の隅に亀裂が生ずることがないか、接合部に剥離が生ずることがないかを調べ、さらにこれらの部分のねじり強度が他の翼部に比べて低くないかどうかを明らかにするためのものである。なお、供試翼は曲げ疲れ試験に使用したものと同一のものであるが、曲げ支持部から亀裂位置までの部分を切断した残りのものである。後節 4.3 で述べるが、曲げ疲れによる亀裂は支持部付近に生じた。このため、支持部からなるべく短く、しかも亀裂部分が完全に取り除かれるように切断したため、翼幅方向の長さは各供試翼によって多少異なる。

図 11 に、供試翼を加振台上に固定した状態を示す。固定法は前節 3.3 の曲げ疲れ試験の場合と同じである。なお、供試翼の支持部は曲げ試験の場合の反対側である。曲げ亀裂を取り除いた自由端側には図に示したように不釣合錘を取り付けた。この不釣合錘は二つ割りになっており、供試翼の背側と腹側を挟み込むように当て、自由端の翼弦方向の一方に腕を張り出した形に取り付けられる。また、不釣合錘によって生ずるねじりモーメントの

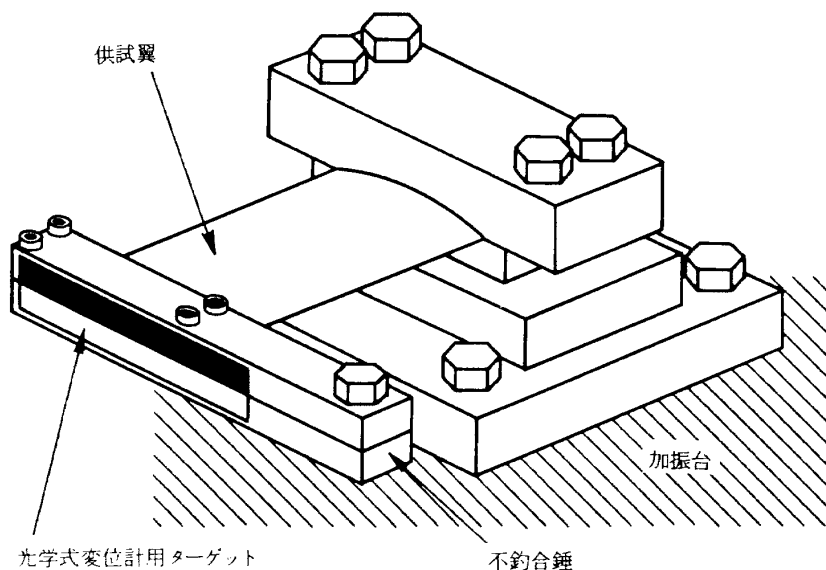


図 11 ねじり疲れ試験用治具

効果を大きくするため腕の先にボルト、ナットを取り付けた。なお、不釣合錘の材質には、供試翼が錘のきわで亀裂を生じないように考慮して高力アルミニウム合金を用いた。また、不釣合錘には振幅を計測するため上下に白黒に色分けしたターゲットを接着した。

供試翼のねじり疲れ試験は、1次ねじり固有振動を利用したものである。この試験では、不釣合錘を用いてねじり振動を生じさせたため、図12に示すような振動状態になる。このような場合のねじり角およびねじり中心などのねじり振動条件を知るため光学式変位計を翼弦長10mm間隔に平行移動させながら各標点の振幅を計測した。

この疲れ試験では、各供試翼の繰返し応力を比較するため翼表面の一定位置に3軸ロゼット歪ゲージを接着し、ねじり振動によって生ずる繰返し歪を計測した。なお、この歪からゲージ接着位置の繰返し応力を求めた。図13に3軸ロゼット歪ゲージの接着位置を示す。歪ゲージは押え金具より20mmの位置の背側と腹側の翼弦中央部に1枚ずつ接着した。なお、歪ゲージの位置条件は曲げ疲れ試験の場合と同じである。この歪ゲージは45°の開きのある三方向の歪が計測できるものである。なお、この

試験では翼幅方向の歪を ϵ_0 、不釣合錘の腕が張り出している方向の歪を ϵ_{45} 、これと反対方向の歪を ϵ_{-45} と名付けた。

歪ゲージでは、ねじり疲れ試験においても曲げ疲れ試験と同様な理由で、疲れ試験における歪振幅を精度よく計測できなかった。このため、低いたわみ振幅から段階的に振幅を増し、正常に歪が測定できる振幅までの歪とたわみの関係を調べ、この結果から疲れ試験における試験条件を設定した。一例として、中空翼No.6の測定結果と疲れ試験における歪を外挿するための線図を図14に示す。計測歪は、腹側より背側の歪ゲージの方が大きい値を示したため、背側の値を用いた。各計測値はほぼ直線に乗っている。なお、他の供試翼の結果も同様な傾向であった。

供試翼にねじりモーメントを負荷したとき、ねじり中心がほぼ翼断面の図心上を通る場合には歪 ϵ_0 は小さいことが予想される。しかし、この試験のように不釣合錘によるねじり振動である場合には、ねじり中心が翼幅方向と平行でないため ϵ_0 が相当大きな値となった。なお、この ϵ_0 の歪の符号は ϵ_{45} の歪と同じであった。

供試翼の応力条件は、主応力 σ_1 、 σ_2 とその方向によ

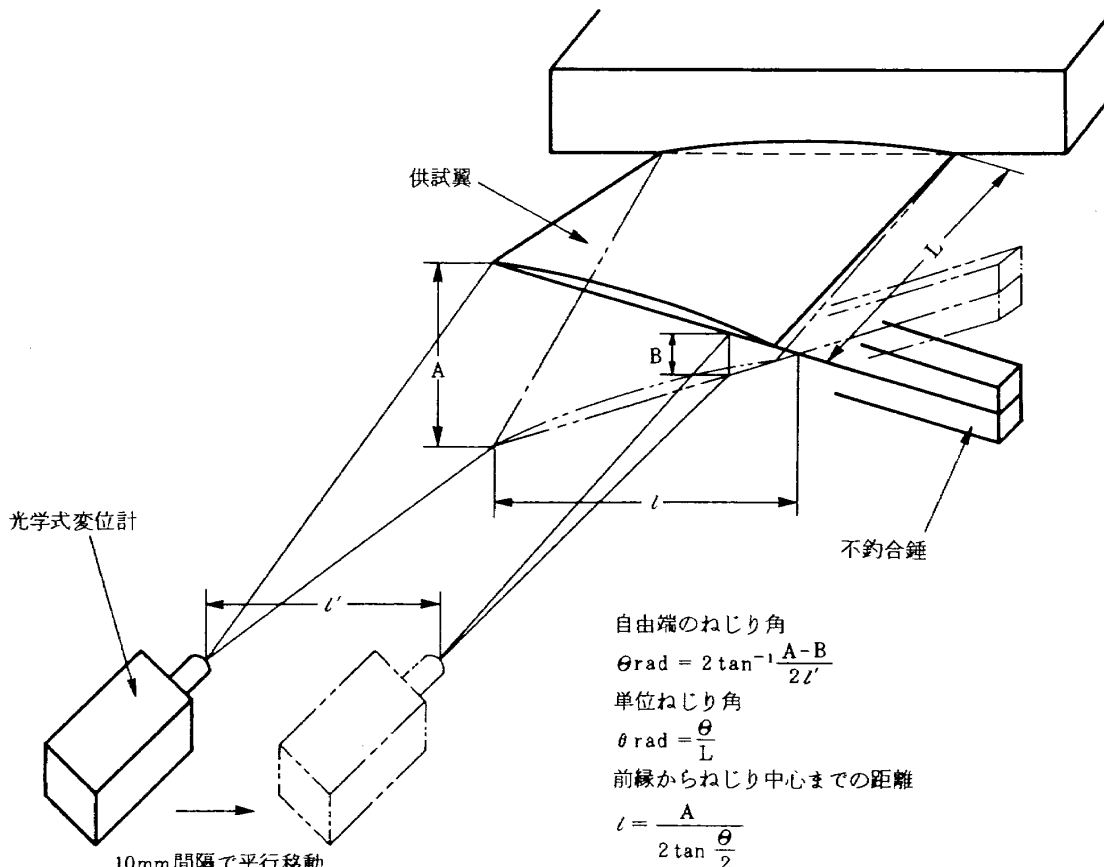


図12 ねじり振動による振幅

って決まる。そこで、計測した三方向の歪 ϵ_{45} , ϵ_0 , ϵ_{-45} から外挿した疲れ試験における歪を基に、次式より、主歪 ϵ_1 , ϵ_2 および ϵ_1 が ϵ_0 となす角 ϕ を求めた。

$$\begin{cases} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \end{cases} = \frac{\epsilon_{45} + \epsilon_{-45}}{2} \pm \frac{1}{2} \sqrt{(2\epsilon_0 - \epsilon_{45} - \epsilon_{-45})^2 + (\epsilon_{-45} - \epsilon_{45})^2}$$

$$\tan 2\phi = \frac{\epsilon_{-45} - \epsilon_{45}}{2\epsilon_0 - \epsilon_{45} - \epsilon_{-45}}$$

また、主歪 ϵ_1 , ϵ_2 から主応力 σ_1 , σ_2 を次式で求めた。

$$\sigma_1 = \frac{E}{1-\nu^2} (\epsilon_1 + \nu\epsilon_2)$$

$$\sigma_2 = \frac{E}{1-\nu^2} (\epsilon_2 + \nu\epsilon_1)$$

ここで、 E ; 材料の縦弾性係数 $11,600 \text{ kgf/mm}^2$, ν ; ポアソン比 0.323 とした。

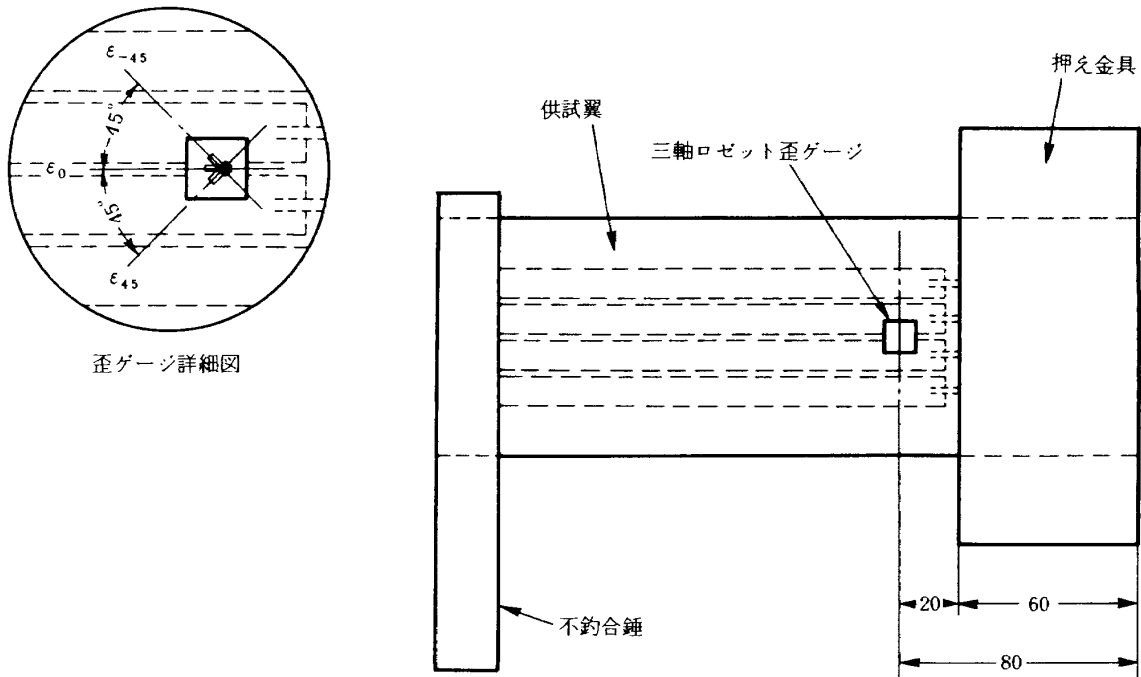


図 13 歪ゲージ接着位置(ねじり疲れ試験の場合)

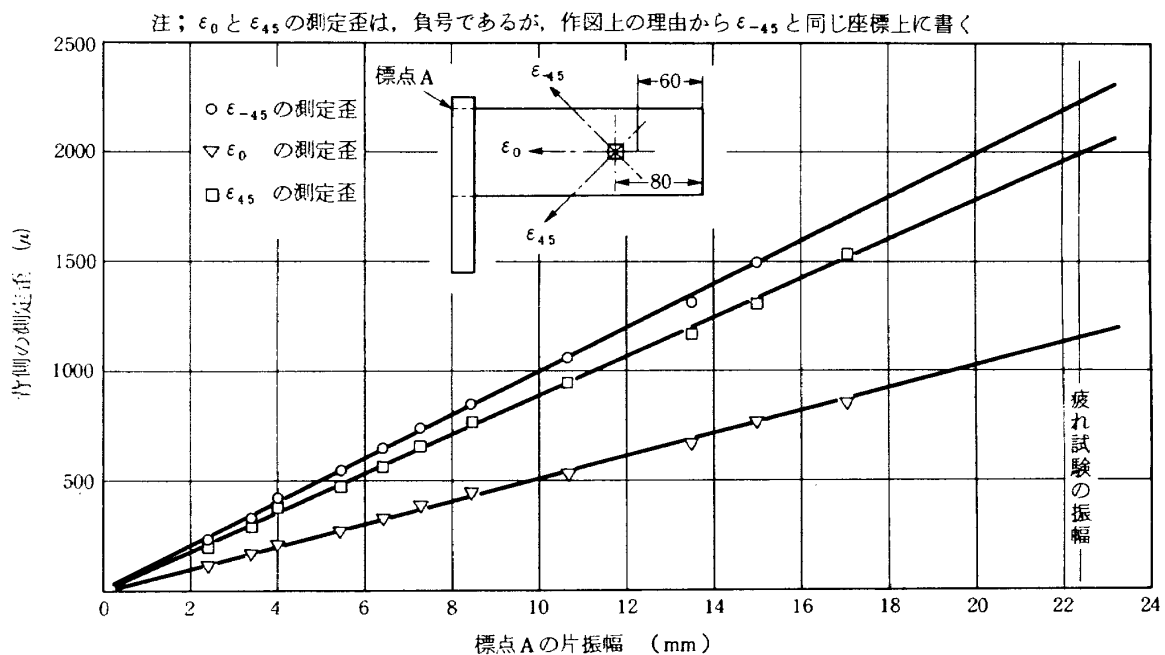


図 14 中空翼 No. 6 のねじり振動による歪

4. 試験結果とその考察

4.1 曲げ試験結果とその考察

図 15 は、中空翼についての弾性限度内における荷重とたわみの関係を示したものである。この図では各供試翼ごとに縦軸を横にずらし、支点間隔および曲げ方向別に記号を変えて測定値を示した。●、○印は供試翼の背側を凹に曲げるときで支持間隔が異なる場合、+、×印は背側を凸に曲げるときで支持間隔が異なる場合を示したものである。各測定値はほぼ直線に乗っている。なお、図の直線は、測定値が直線関係にあると仮定して最小自乗法によって求めたものである。この荷重とたわみの直線関係からは理論によって求めた曲げ剛性を表 3 に示す。曲げ方向が同じで支点間隔が異なる場合、曲げ剛性の差は 1～2% 程度ではほぼ一致している。しかし、曲げ方向が異なる場合には、背側を凹に曲げる場合の方が約 8.7% 曲げ剛性が高い。これは、中空翼の背側と腹側では対称形でないため、同じ荷重でも断面の変形状態が異なり、断面 2 次モーメントに差が生じるためであると考えられる。

図 16 は、中空翼 No. 2 について曲げモーメント (M) と翼表面の主応力との関係を示したものである。ここで、

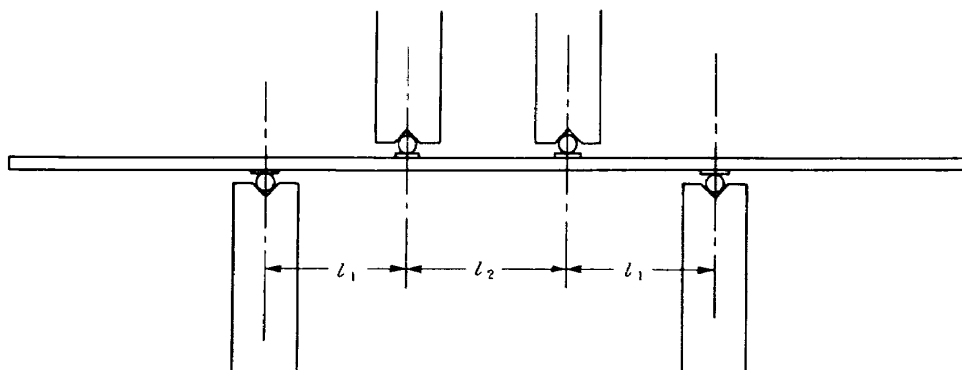
背側の主応力を σ_{R1} 、 σ_{R2} 、腹側の主応力を σ_{S1} 、 σ_{S2} とする。なお、 σ_{R1} 、 σ_{S1} の方向は翼幅方向、 σ_{R2} 、 σ_{S2} の方向は翼弦方向である。また、●印と○印は背側の引張応力と圧縮応力、+印と×印は腹側の引張応力と圧縮応力を示したものである。なお、実線と破線はそれぞれの記号を結んだものである。この図に示すように翼幅方向の主応力 σ_{R1} と σ_{S1} との大きさを比較すると曲げ方向の違いによる差はきわめて小さい。これに対し、たわみは図 15 に示したように曲げ方向の違いによって明らかな差がある。このように、応力とたわみでは曲げ方向の違いによって生ずる現象が異なることがわかった。 σ_{R1} と σ_{S1} の比は背、腹表面から中立軸までの距離の比を示すが、荷重の増加につれて曲げ方向によって僅かに差が生じてくる。また、 σ_{R2} 、 σ_{S2} が零にならないのは翼弦方向にも変形していることを示す。この変形は曲げ方向で違いがあり、翼弦方向のそりは背側を凹に曲げるより凸に曲げる方が大きくなる。このように、曲げ方向によって背、腹表面から中立軸までの距離の比および翼弦方向の変形が変わる。これが、曲げ方向によって断面 2 次モーメントに差を生じる理由であると思われる。

塑性変形までの試験結果を図 17、図 18 に示す。図 17 は、中空翼 No. 1、No. 2 の M とたわみの関係を示したも

表 3 曲げ試験による曲げ剛性

翼の種類	中空翼 No. 1				中空翼 No. 2				
	背側を凸に曲げる		背側を凹に曲げる		背側を凸に曲げる		背側を凹に曲げる		
支点間隔	l_1	35mm	45mm	35mm	45mm	36mm	43mm	35mm	41mm
	l_2	74mm	54mm	71mm	50mm	74mm	60mm	71mm	59mm
曲げ剛性	kgf·mm ²	2.265	2.257	2.481	2.435	2.368	2.427	2.620	2.594

注； l_1 、 l_2 は下図に示す支点間の距離である



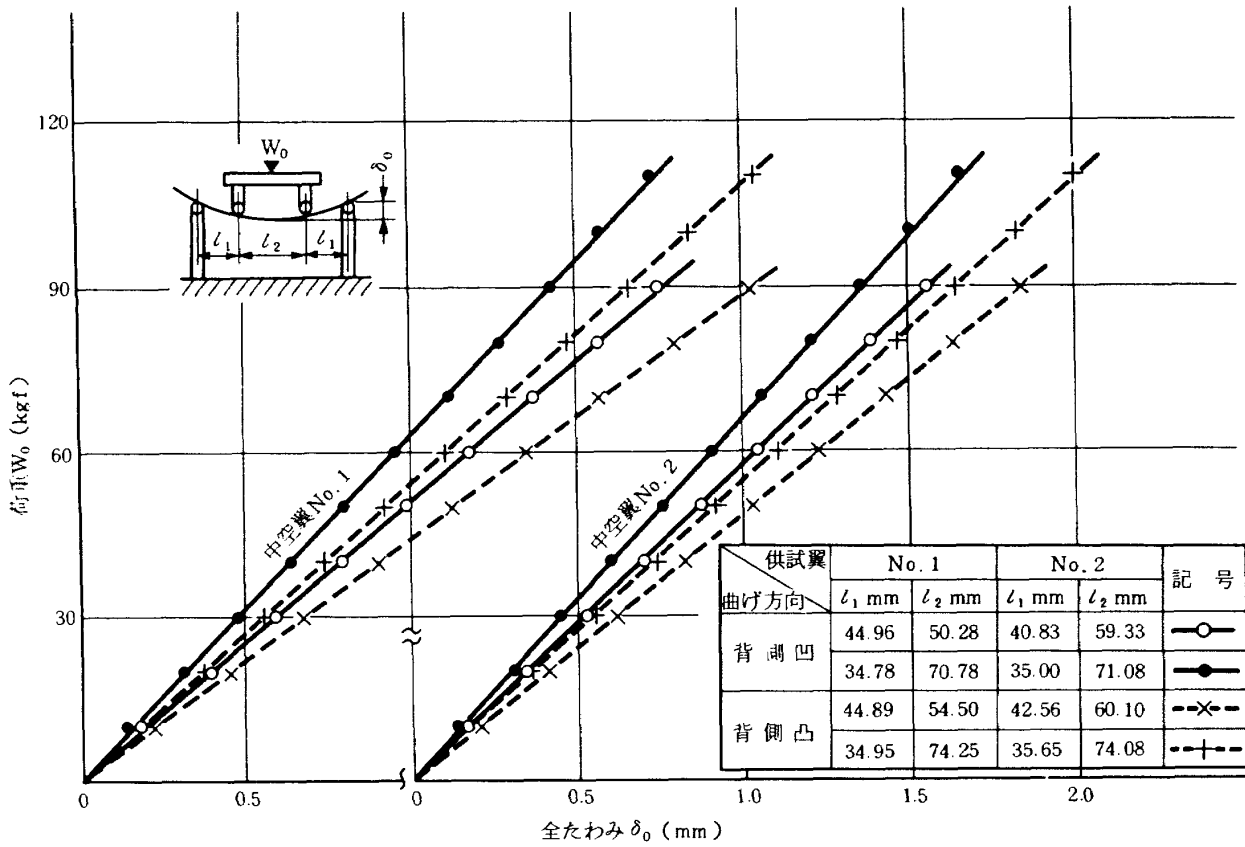


図 15 中空翼曲げ試験結果 ($W_0 \sim \delta_0$)

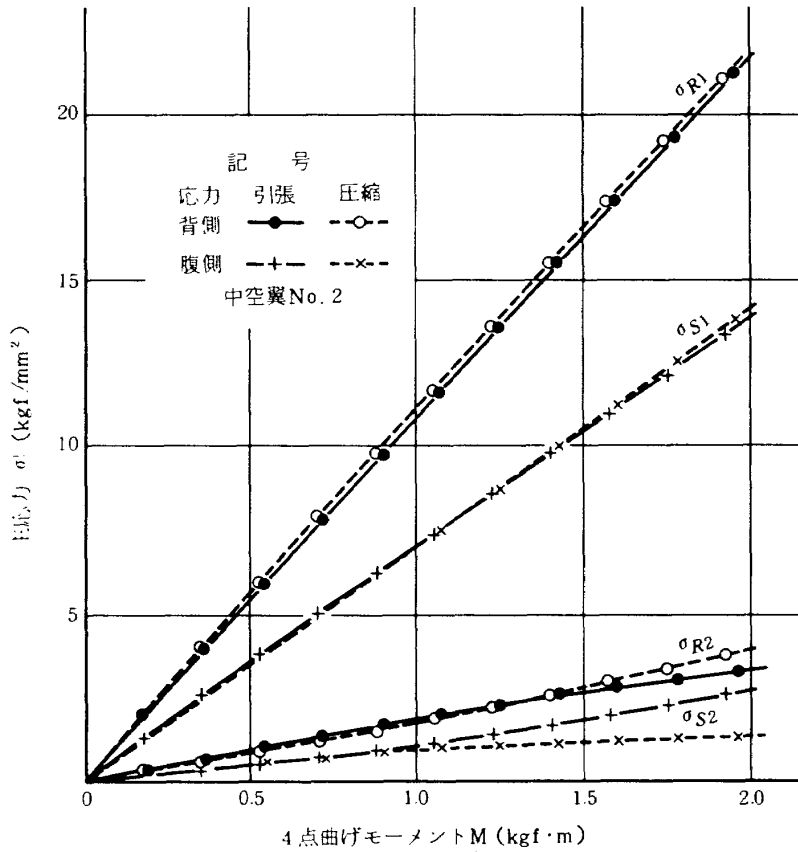


図 16 中空翼曲げ試験結果 ($\sigma \sim M$)

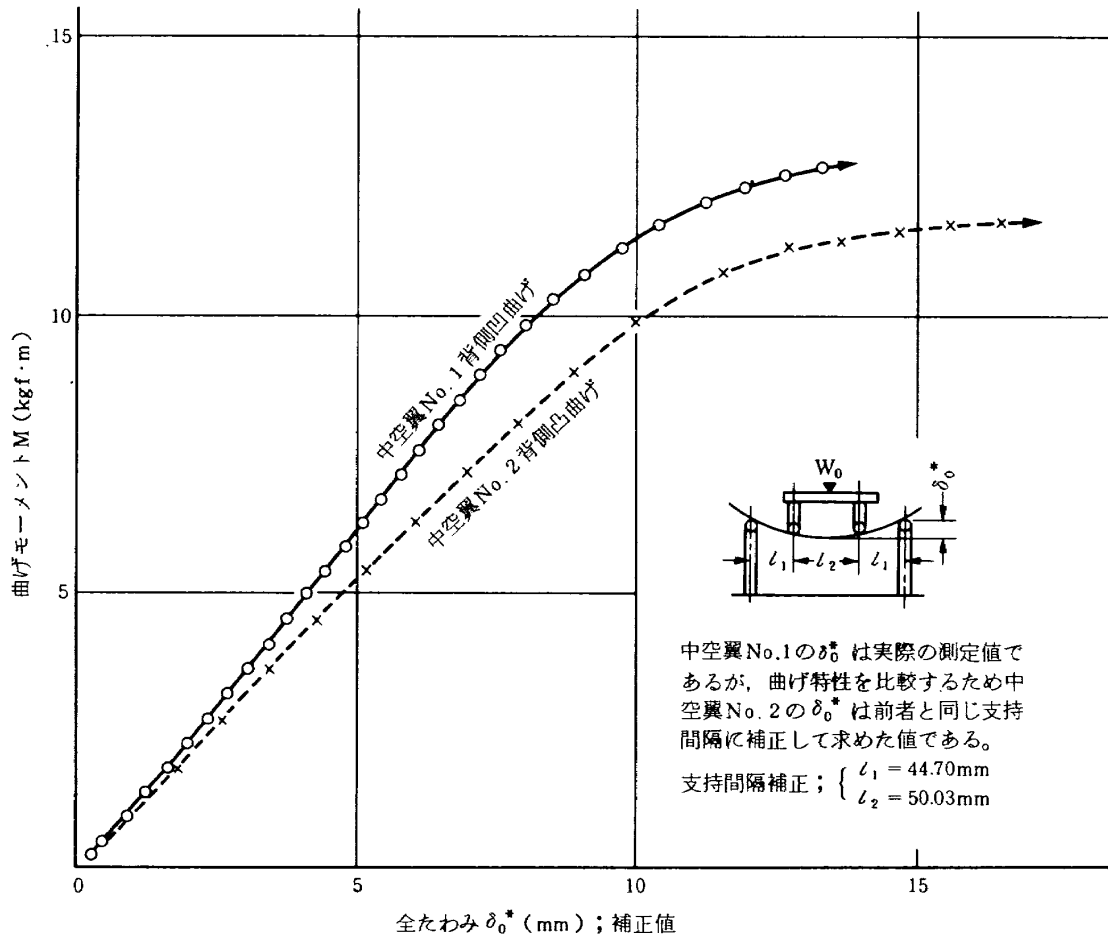


図 17 中空翼の曲げ特性 ($M \sim \delta_0^*$)

のである。なお、この図に示した両者の曲げ試験では、供試翼の支持間隔が同じでないので、支持間隔で剛性が変わらないと仮定して同じ支持間隔に補正して図示した。図に示したように、完全に荷重が一定になるまでの実験はできなかったが、この実験範囲では背側を凸に曲げるより背側を凹に曲げる方が曲げ強さが高くなる傾向が認められる。また、表 3 で示したように、弾性限度内の実験では両者の曲げ剛性の違いが僅かであるが、塑性域における曲げ剛性の違いは大きくなる傾向がある。

図 18 は、中空翼 No. 1 の M と主歪の関係を示したものである。ここで、 ϵ_{R1} は背側、 ϵ_{S1} は腹側の翼幅方向の主歪、 ϵ_{R2} は背側、 ϵ_{S2} は腹側の翼弦方向の主歪である。 $M = 8 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ 位までは、 M と翼幅方向の主歪は M の増加につれて直線的に増加するが、これより M が大きくなると主歪の増加率が高くなる。なお、 $M = 11.5 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ を超えると背側の主歪だけが急に折れ曲がる。これは、背側中空部の一部に座屈が生じはじめたためであると考えられる。なお、塑性変形までの曲げ試験を終了した後、

超音波により拡散接合部の検査を行ったが剥離は認められなかった。

4.2 ねじり試験結果とその考察

図 19 は、中空翼についての弾性限度内におけるねじりモーメント (T) とねじり角 (θ_0) の関係を示したものである。この図では各中空翼ごとに縦軸を横にずらし、ねじり方向別に記号を変えて測定値を示した。 T と θ_0 の関係はほぼ直線状である。図の直線は、同じねじり方向の各測定値が直線関係にあると仮定し最小自乗法により求めたものである。なお、この直線と測定値には図で示される程度の誤差がある。

表 4 のねじり剛性は T と θ_0 の直線関係から求めたものである。なお、ねじり方向の違いによって T と θ_0 の関係の勾配に僅かな差が認められた。曲げ試験では、曲げ方向により曲げ剛性に明らかに差があったが、ねじり試験では、ねじり中心に対して正しくねじる場合には、ねじり方向によってねじり剛性に差を生ずることはない

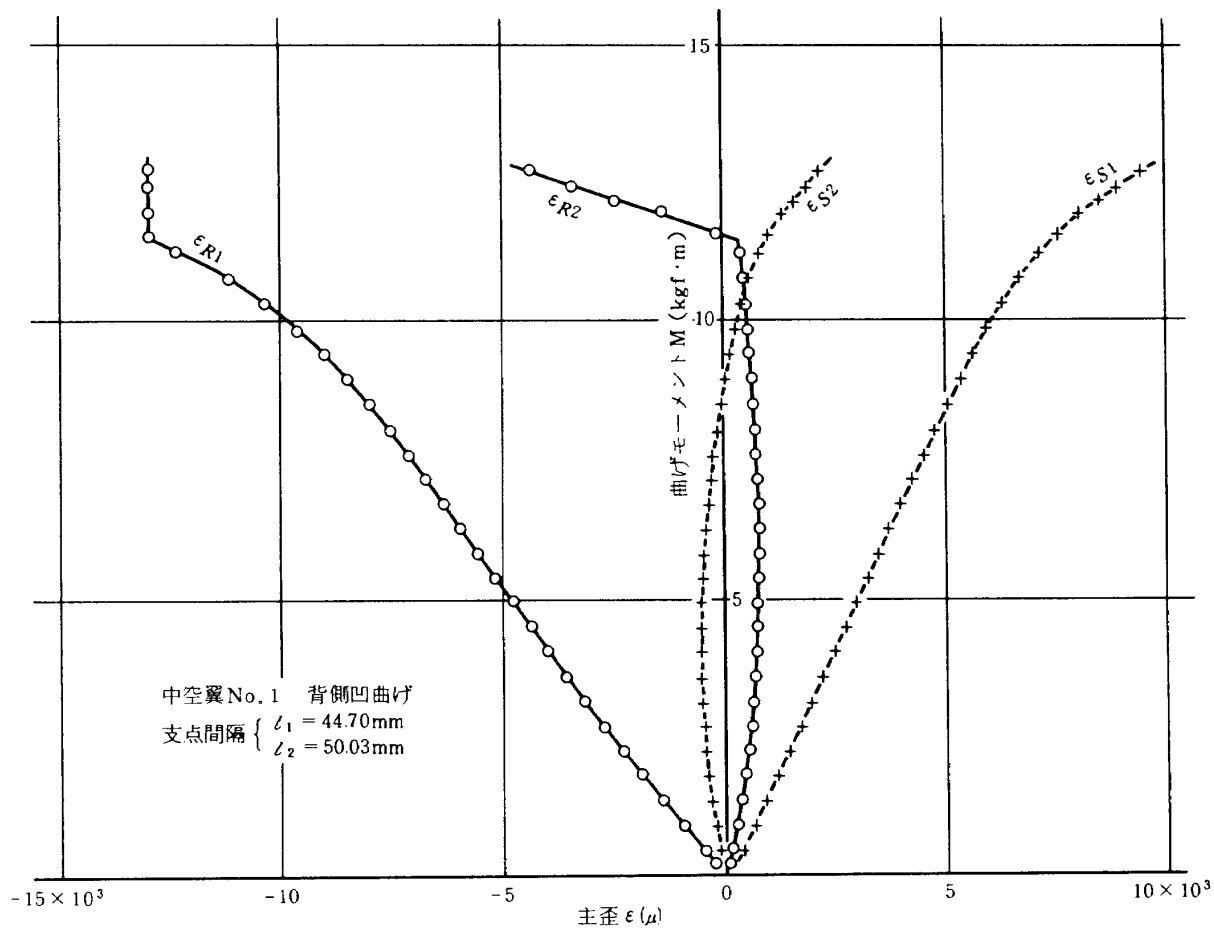


図 18 中空翼の曲げ特性 ($M \sim \epsilon$)

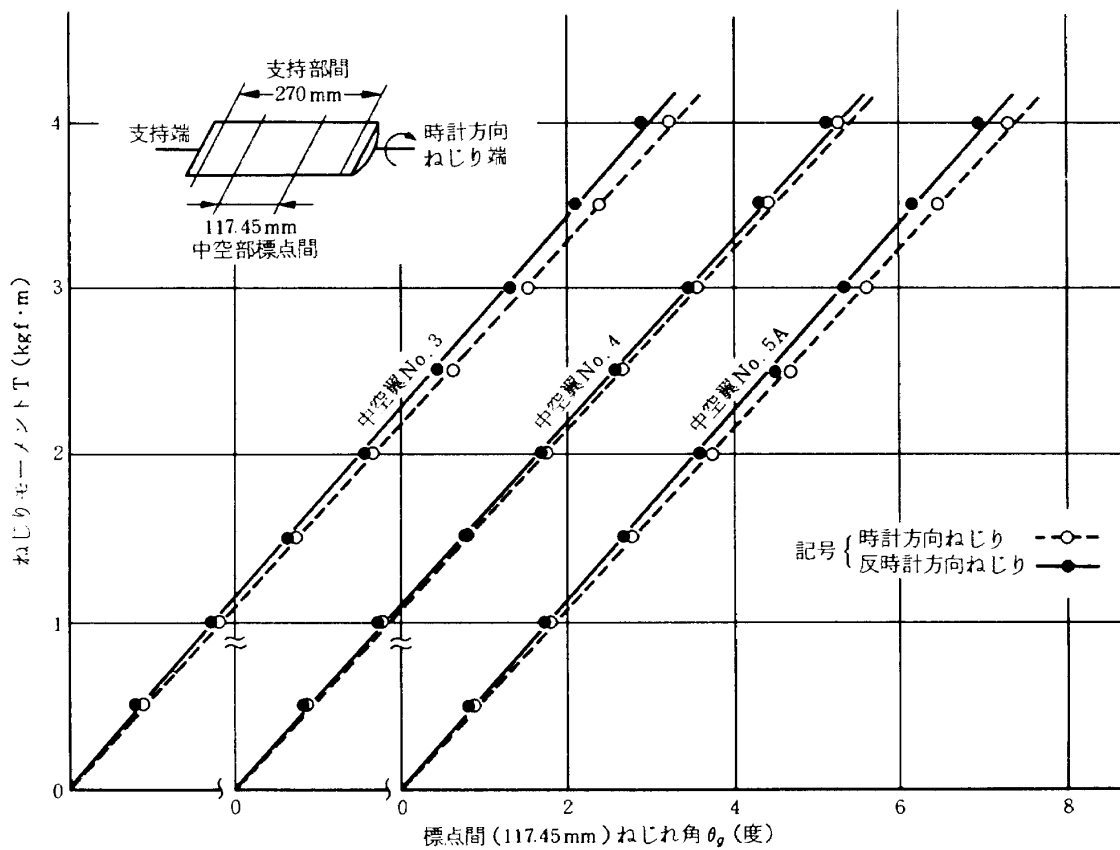


図 19 中空翼ねじり試験結果 ($T \sim \theta_g$)

と考えられる。図19および表4で示したように、直線と測定値の誤差およびねじり剛性がねじり方向によって差があるのは、供試翼のねじり中心を中心としてねじることが困難なため、ねじりに伴ない僅かながら曲げ変形を生ずるためであると考えられる。

図20は、中空翼No.4のねじり試験におけるねじり角と最大翼厚部表面の主応力および翼幅方向の歪の関係を示したものである。ここで、 σ_{R1} 、 σ_{R2} は背側の主応力、

σ_{S1} 、 σ_{S2} は腹側の主応力である。また、 ϵ_R は背側、 ϵ_S は腹側の翼幅方向の歪である。主応力はどのねじり方向でも引張応力よりも圧縮応力の方が大きい。これは、翼弦長が翼厚に比べ20倍も大きいので、翼前後縁に近くなるにつれて翼幅方向の引張応力が大きくなり、翼中央部では圧縮応力が大きくなるためである。なお、主応力は、時計方向ねじりでは σ_{R1} 、反時計方向ねじりでは σ_{S1} が大きく、ねじり方向により大きな違いが認められる。

表4 中空翼のねじり剛性

供試翼の種類	時計方向ねじり	反時計方向ねじり	両方向の平均
中空翼 No. 3	3.760×10^6 kgf·mm/rad	3.848×10^6 kgf·mm/rad	3.804×10^6 kgf·mm/rad
中空翼 No. 4	3.707×10^6 "	3.698×10^6 "	3.703×10^6 "
中空翼 No. 5A	3.729×10^6 "	3.829×10^6 "	3.779×10^6 "

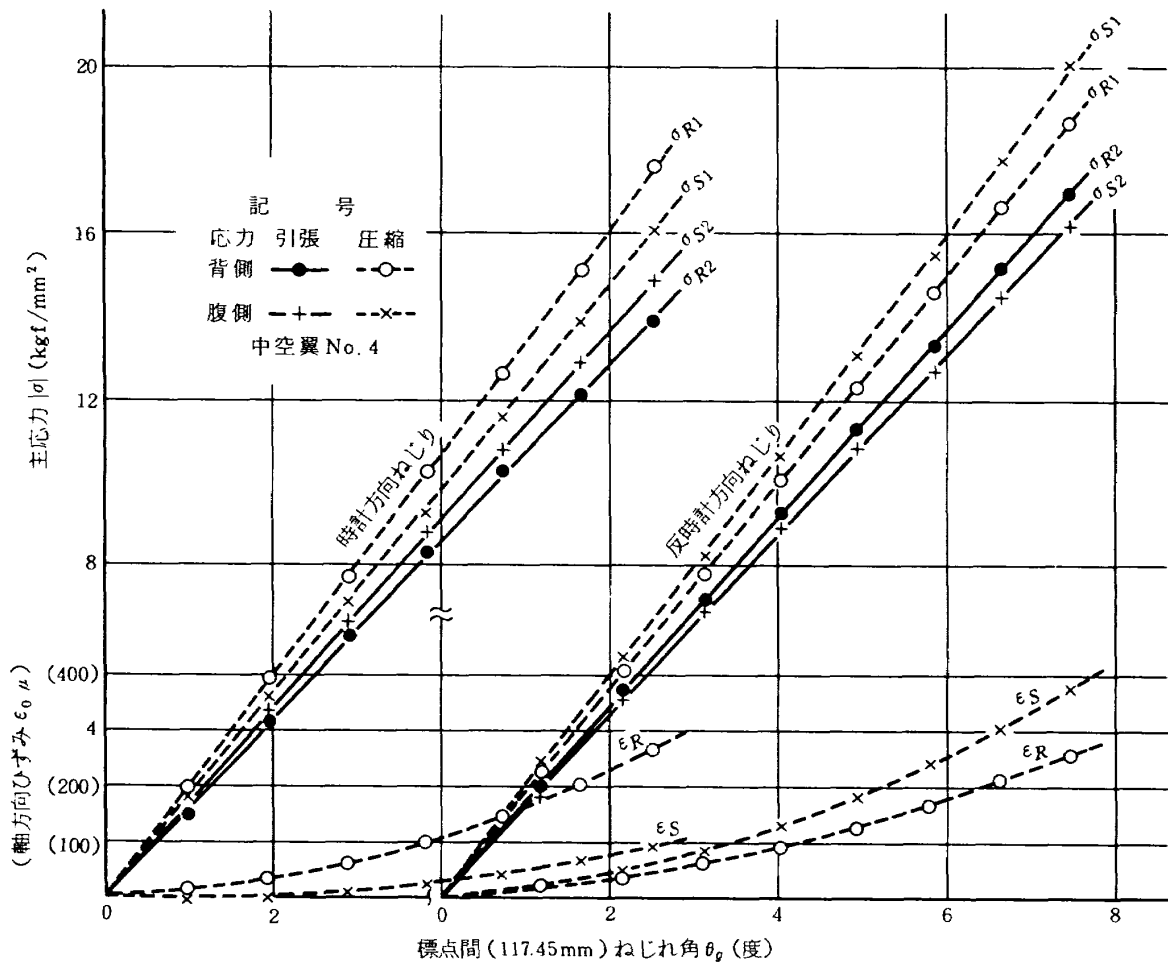


図20 中空翼ねじり試験結果 ($|\sigma| \cdot \epsilon \sim \theta_0$)

しかし、これらの主応力から求められるせん断応力 $\{\tau = \frac{1}{2}(\sigma_1 - \sigma_2)\}$ では、ねじり方向や計測面による違いは僅かであることがわかった。翼幅方向の歪はいずれも圧縮歪でねじり方向で違いがあり、時計方向では ϵ_R 、反時計方向では ϵ_S が大きい。これは、上述のせん断応力の大きい場合と対応している。

図 21 は、供試翼 No. 5A について塑性域までの繰返しねじり試験を行った結果で、 T と角度指示板の回転角 (θ_s) の履歴曲線を示したものである。原点から●印までの曲線で示した範囲では除荷後も原点に戻り、塑性変形が残らない領域である。これは反対方向にねじっても同様であり、このときの T は $12 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ 、 θ_s は 34 度である。この θ_s と、前述の中空部のねじり角 θ_0 との関係が前節 3.2 の図 6 に示したもの ($\theta_s / \theta_0 = 2.18$) と変わらないと仮定すれば、 $\theta_s = 34$ 度に対する中空部標点間 (117.45 mm) のねじり角 θ_0 は約 15.6 度 (単位長さ当り約 0.13 度) であることがわかる。この試験で同時に計測した $T = 12 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ における最大翼厚表面主応力は、

腹側では $\sigma_{S1} = -51.2 \text{ kgf/mm}^2$ 、 $\sigma_{S2} = 40.3 \text{ kgf/mm}^2$ 、背側では $\sigma_{R1} = -48.0 \text{ kgf/mm}^2$ 、 $\sigma_{R2} = 38.6 \text{ kgf/mm}^2$ である。このときのせん断応力は $\tau_S = 45.6 \text{ kgf/mm}^2$ 、 $\tau_R = 43.3 \text{ kgf/mm}^2$ で、この値は引張強さの約 $1/2$ である。この範囲を超えると僅かづつ塑性変形が残るようになる。1点鎖線で示した $T \approx 20 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ 、 $\theta_s \approx 60$ 度までは両ねじり方向でほぼ対称形の履歴曲線を示す。2点鎖線で示した曲線は $\theta_s = 90$ 度までねじった最初の履歴である。このときの $T = 0$ における残留ねじり角は約 33 度である。実線曲線は ± 90 度のねじりを 10 サイクル繰返した後の 1 サイクル履歴を示す。最初の ± 90 度ねじり履歴曲線によく似ているが、曲線環がややせまく、ねじり角 90 度における T も約 $2 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ 低下し、加工硬化のような傾向がみられる。この試験では、 ± 90 度ねじり 40 サイクル負荷後、さらに ± 100 度で 10 サイクルねじった。この塑性ねじり繰返し試験は 2 枚の供試翼について行ったが、いずれも翼幅方向に背側凹の残留曲げたわみが起り、ねじり中心にずれを生じたため再三調整し

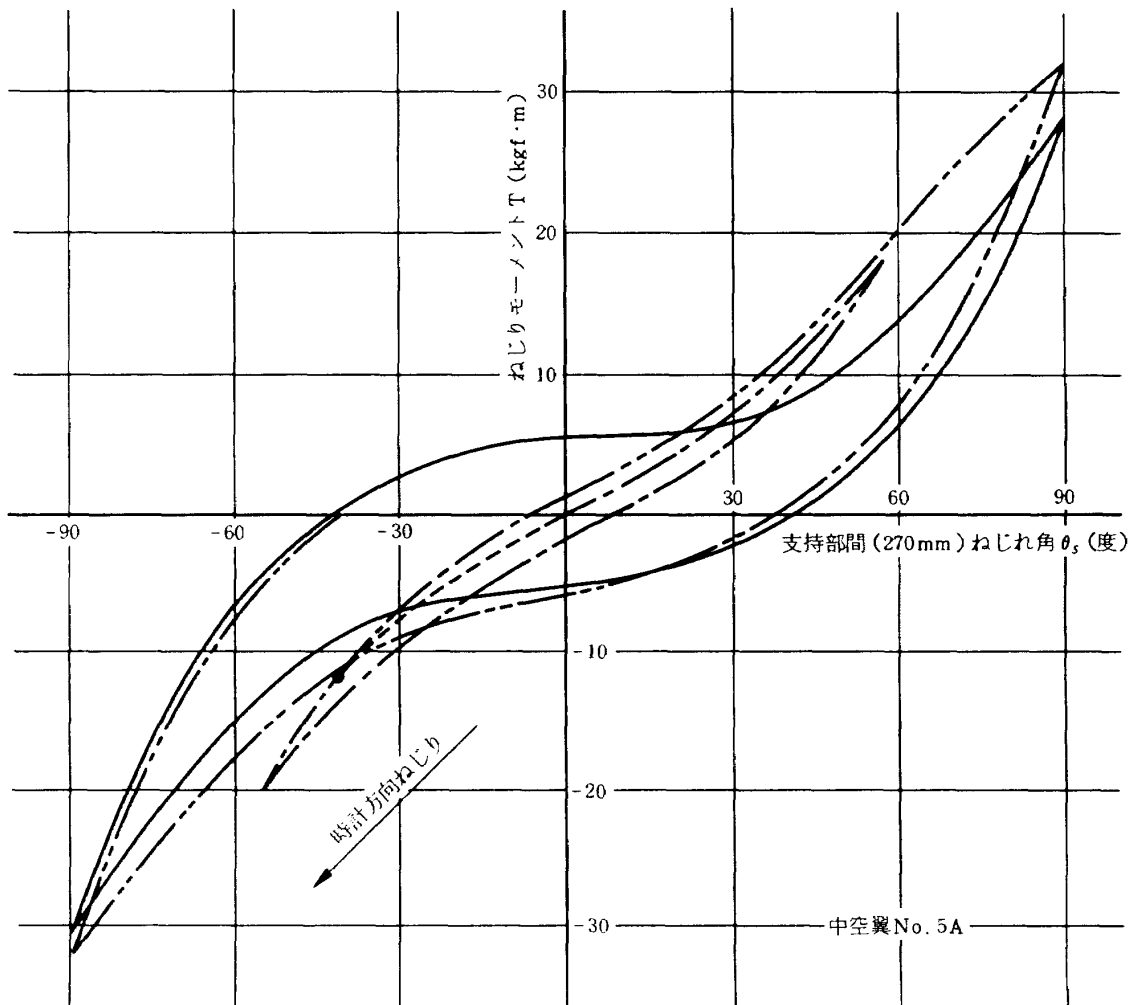
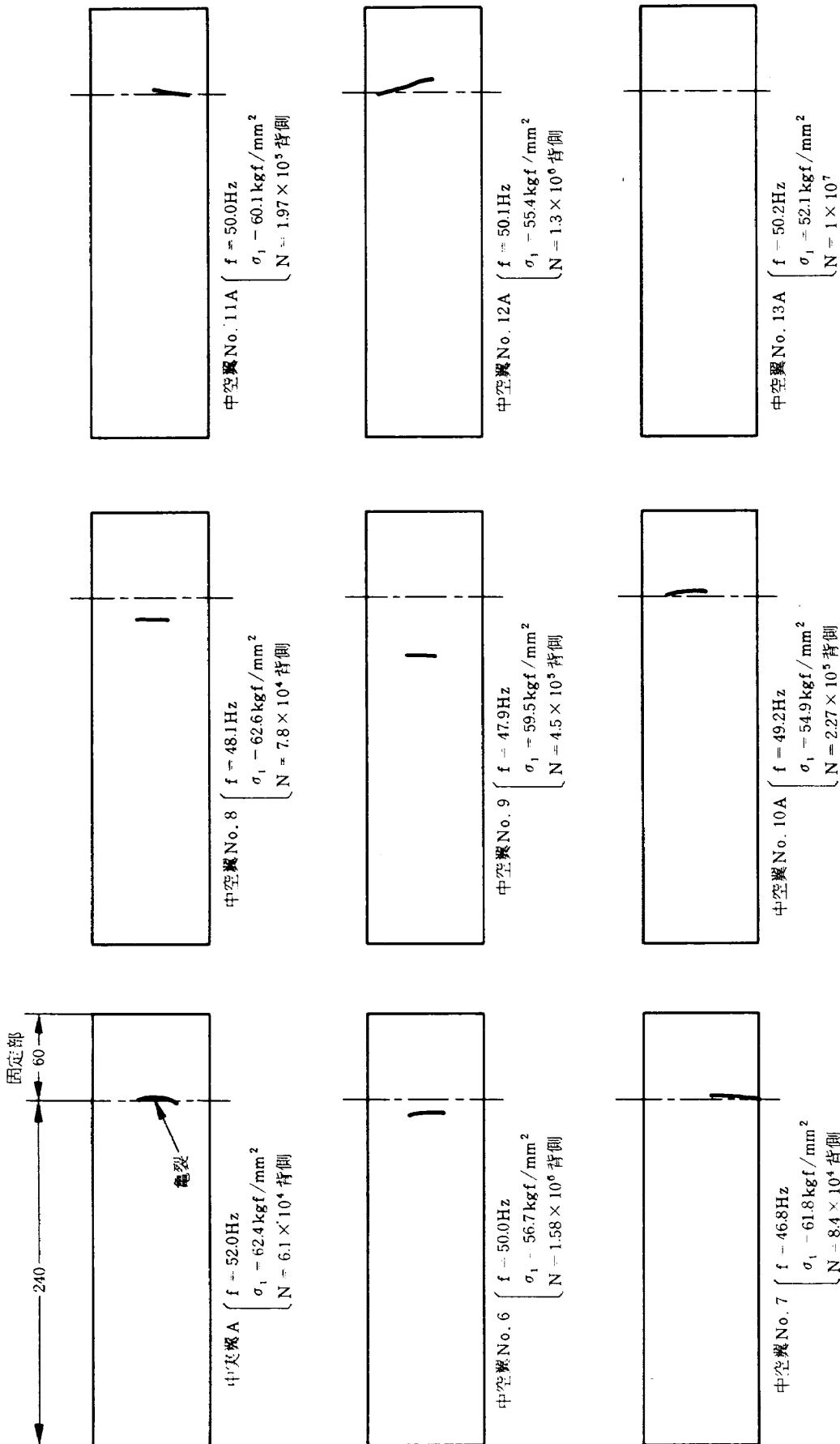


図 21 中空翼ねじり特性 ($T \sim \theta_s$)



注； f は一次曲げ固有振動数， σ は歪ゲージ接着位置の翼表面の最大応力，N は破損までの繰返し回数，背側は亀裂の生じた翼表面を示す。

図 22 曲げ疲れ試験結果

ながら試験を継続した。この後、超音波によって拡散接合部の検査を行ったが、両者とも何ら欠陥が認められなかった。

4.3 曲げ疲れ試験結果とその考察

図 22 は、曲げ疲れ試験における中空翼および中実翼の試験条件と供試翼に疲れ亀裂が生じた位置を示したものである。これによると断面急変部の応力集中の影響によって亀裂が生じたと思われるものは中空翼 No. 6 の 1 枚だけである。曲げモーメントの高い押え金具のきわに亀裂が生じたものは中実翼 A と中空翼 No. 7, No. 10 A, No. 11 A, No. 12 A の 5 枚、これらの影響のない翼部に亀裂が生じたものは中空翼 No. 8, No. 9 の 2 枚である。なお、中空翼 No. 13 A の試験条件では亀裂が生じなかった。図に示したように、亀裂は曲げによる最大主応力の方向に直角な翼弦方向に入っている。なお、押え金具には供試翼に比べ縦弾性係数の小さな高力アルミニウム材を用いて押え金具きわに亀裂が入らないように留意したが、前述のように押え金具きわで亀裂が生じたものが多かった。中空翼については断面急変部および補強リブと背、腹側板との付け根の隅に応力集中が生ずると思われるが、断面急変部に亀裂が生じたのは前述のように 8 枚の中空翼のうち 1 枚だけである。また、補強リブと背、腹側板との付け根の隅から亀裂を生じたものはなかった。

図 23 は、曲げ疲れ試験およびねじり疲れ試験の結果を併せて S-N 線図で示したものである。ねじり疲れ試

験結果については次節 4.4 で述べることとして、ここでは、曲げ疲れ試験についてだけ述べる。縦軸は一軸歪ゲージによる測定値から外挿した背側表面の歪ゲージ接着位置における応力振幅、横軸は破損までの繰返し回数である。図からわかるように、押え金具のきわが原因となって疲れ特性が低下したと思われるのは中空翼 No. 10 A だけである。その他の供試翼では、押え金具のきわに疲れ亀裂が生じた場合とそうでない場合の結果はほぼ同一線上にある。従って、断面急変部も押え金具のきわも他の部分に比べ特に弱くないと考えられる。中実翼の実験値は、1 枚だけであるが中空翼の S-N 線図に乗っており、中空翼とほぼ同じ疲れ特性であると思われる。なお、資料⁴⁾によれば、この材質の時間強度は $N = 10^5$ で 70 kgf/mm^2 、 $N = 10^6$ で 59 kgf/mm^2 、 $N = 10^7$ で 54 kgf/mm^2 であるが、曲げ疲れ試験の結果はほぼこれに近い値である。S-N 線図の応力振幅は歪を計測した位置の表面応力で整理した結果である。なお、中空翼と中実翼では曲げ剛性に差があるので同一応力振幅では、中空翼の方がたわみ振幅が大きくなる。

曲げ疲れ試験の後、中空翼について拡散接合部に剥離があるか超音波によって調べたが、剥離を示すような兆候は認められなかった。また、ねじり疲れ試験に使用するため亀裂部付近を切断した断面を目視により調べた結果でも、接合部に剥離や亀裂の様子は認められなかった。

上述の結果から、曲げ疲れ試験では中空翼特有な内部構造による応力集中の影響によって破損の生じることは

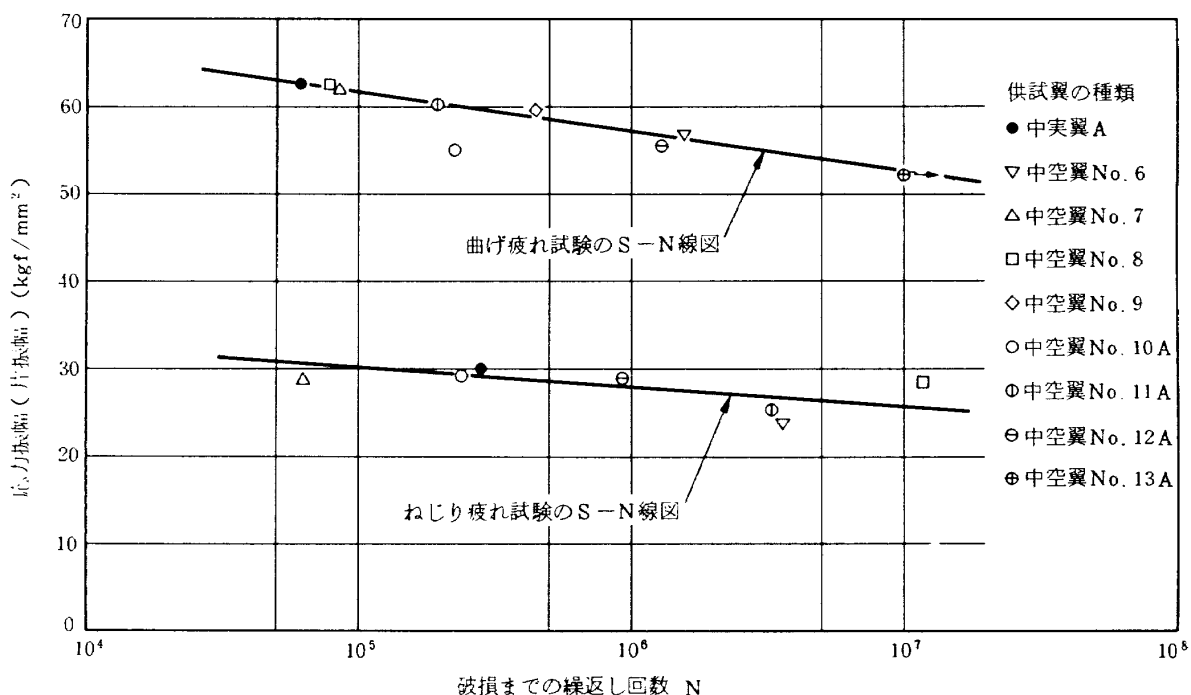


図 23 供試翼の疲れ試験結果 (S-N 線図)

少ないと考えられる。

4.4 ねじり疲れ試験結果とその考察

表5は、ねじり疲れ試験における繰返し応力条件を示したものである。この応力条件は、各々の供試翼について計測した歪ゲージによる歪と光学式変位計による振幅との関係線図から外挿して求めた。表の主応力は歪ゲージ接着位置の値である。また、表にはこれを求めるための推定歪と主歪も併記した。なお、各主応力および歪は片振幅の値であり、それぞれの符号は σ_1 を正としたときのものである。

表6には、表5の繰返し応力条件における各供試翼の前縁の振幅、ねじり角、ねじり中心、固定端からの長さなどのねじり振幅条件を示した。なお、表の単位ねじり角と表5の主応力の大きさの順序が一致していないが、これらの関係は各供試翼の条件が同じであれば一致するはずのものである。本試験では、各供試翼の翼厚および

長さが均一でなく、不釣合錘の取付条件、押え金具の固定条件など複雑な要因が影響しており、完全に均一な試験条件で行うことができなかった。このため前縁の振幅、単位ねじり角などでねじり負荷の大きさの比較はできな

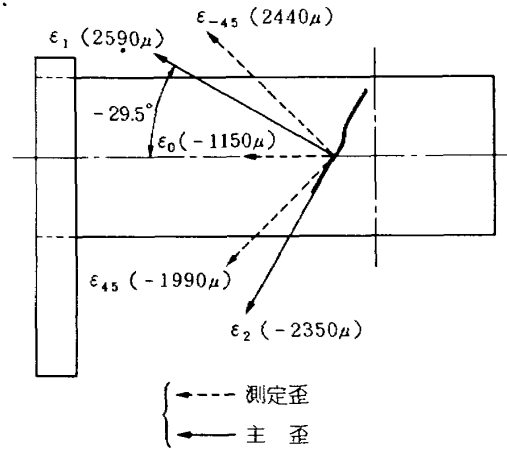


図24 中空翼No.6の主歪の方向

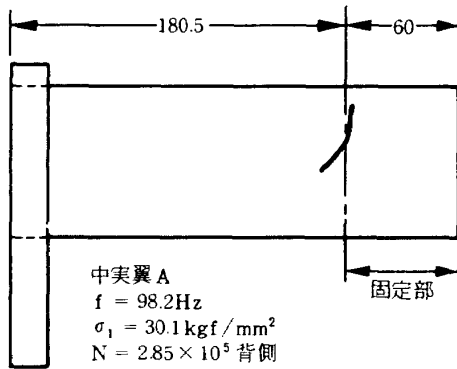
表5 ねじり疲れ試験における翼表面の主歪および主応力

供試翼の種類	測定歪			主歪		ϵ_0 と ϵ_1 の なす角	主応力	
	ϵ_{-45}	ϵ_0	ϵ_{45}	ϵ_1	ϵ_2		σ_1	σ_2
中実翼 A	2730 μ	-1450 μ	-2320 μ	3230 μ	-2810 μ	-28.3°	kgf/mm ² 30.1	kgf/mm ² -22.9
中空翼 No.6	2240 "	-1150 "	-1990 "	2590 "	-2350 "	-29.5°	23.7 "	-19.5 "
中空翼 No.7	2840 "	-1050 "	-2480 "	3110 "	-2750 "	-32.6°	28.8 "	-22.6 "
中空翼 No.8	2560 "	-1600 "	-2300 "	3120 "	-2850 "	-27.2°	28.5 "	-23.9 "
中空翼 No.10A	2700 "	-1530 "	-2400 "	3200 "	-2900 "	-28.4°	29.3 "	-24.2 "
中空翼 No.11A	2410 "	-1250 "	-2210 "	2780 "	-2580 "	-29.8°	25.2 "	-21.7 "
中空翼 No.12A	2770 "	-1610 "	-2630 "	3250 "	-3110 "	-29.1°	29.1 "	-26.6 "

注：本表の歪および応力は片振幅の値である

表6 ねじり疲れ試験における振動条件

供試翼の種類	前縁の振幅 A (両振幅)	ねじり角 θ rad	単位ねじり角 θ rad	前縁からねじり 中心までの距離 l	固定端から自由 端までの長さ L
中実翼 A	23.8 mm	0.2822	1.5636×10^{-3}	82.1 mm	180.5 mm
中空翼 No.6	22.4 "	0.2497	1.4644×10^{-3}	87.6 "	170.5 "
中空翼 No.7	27.8 "	0.3273	1.8918×10^{-3}	81.4 "	173.0 "
中空翼 No.8	24.4 "	0.2716	1.6872×10^{-3}	87.1 "	161.0 "
中空翼 No.10A	25.8 "	0.3141	1.7899×10^{-3}	79.4 "	175.5 "
中空翼 No.11A	23.9 "	0.2830	1.6123×10^{-3}	82.5 "	175.5 "
中空翼 No.12A	28.6 "	0.3271	1.8690×10^{-3}	84.2 "	175.0 "



注 1 ; f は一次ねじり固有振動数

注 2 ; σ_1 は歪ゲージ接着位置の翼表面の最大主応力

注 3 ; N は破損までの繰返し回数

注 4 ; 背側, 腹側, 両側は亀裂の生じた翼表面を示す

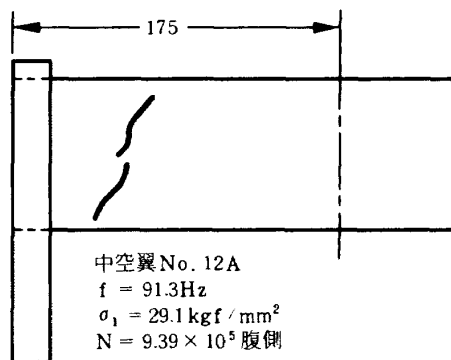
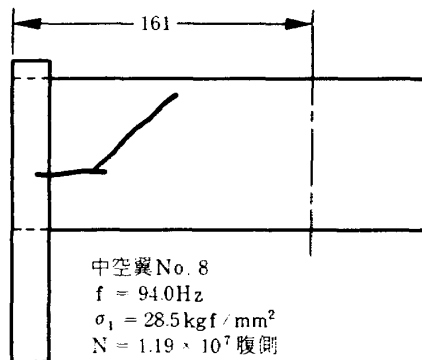
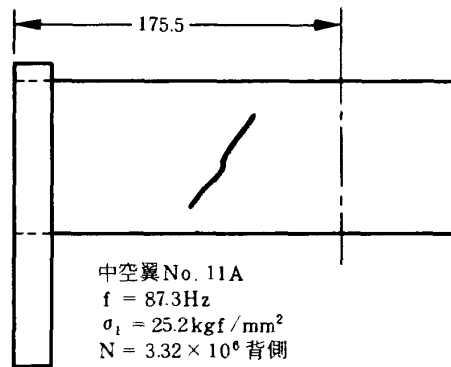
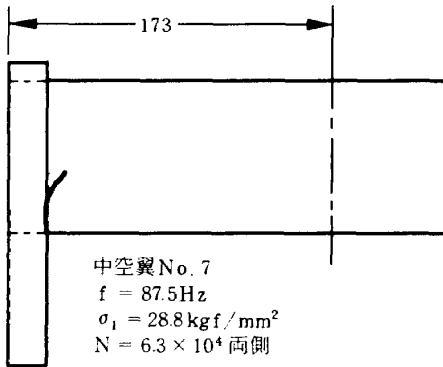
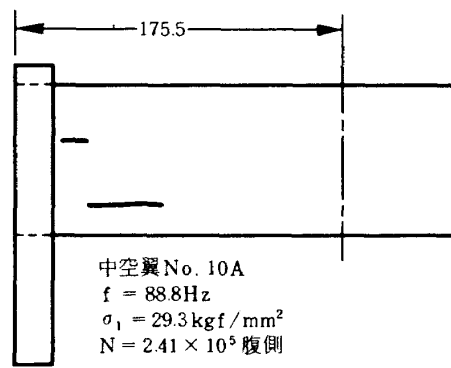
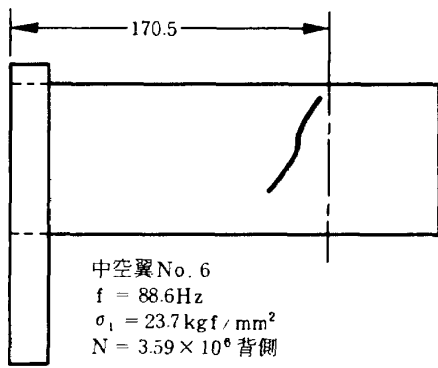


図 25 ねじり疲れ試験結果

い。なお、これらの計測を行った理由は、ねじり疲れ試験におけるねじり条件を知るためである。

図 24 は、表 5 に示した中空翼 No. 6 のねじり疲れ試験における三方向の推定歪とこれをもとに算出した主歪の方向を図示したものである。図でもわかるように最大主応力の方向は、不釣合錘の張出腕の反対側であり、中心軸から -29.5 度の方向である。また、他の供試翼の最大主応力の方向は -27.2 度 \sim -32.6 度で中空翼 No. 6 とそれほど大きな差がない。

図 25 は、ねじり疲れ試験における中空翼および中実翼の試験条件と疲れ亀裂が生じた位置を示したものである。曲げ疲れのときには最大主応力の方向に直角の翼弦方向に亀裂が生じたが、ねじり疲れの場合には押え金具のきわ、不釣合錘のきわ、補強リブなどに沿った亀裂もある。中空翼 No. 8, No. 10A, No. 12A の亀裂は腹側だけに生じている。中空翼 No. 10A の亀裂の破断面を目視で調べると、補強リブと腹側板との付け根の隅の亀裂の方が腹側の表面の亀裂より長くなっている。これは、亀裂が付け根の隅から発生し腹側の表面に成長したものと考えられる。なお、上の 3 枚の中空翼はそれぞれ亀裂の成長方向に違いがあるが、亀裂の形状からみて補強リブと腹側板との付け根の隅が影響していることは明らかである。中空翼は図 2 に示したように腹側の板と補強リブを接合したもので、付け根の隅に大きな応力集中の起るおそれのある構造になっている。しかし、すべての中空翼にこのような亀裂が生じてはいない。従って、腹側に亀裂の生じた中空翼には補強リブの付け根の隅の部分に前報³⁾に示したようなノッチがあり、さらに大きな応力集中が生じて亀裂が発生したものと考えられる。このような亀裂発生原因をなくすには、背側と腹側になる板の双方に中空構造とするための溝を加工し、双方の板の補強リブとなる部分どうしおよび中空でない部分どうしを重ねて拡散接合することによって、補強リブと腹側板または背側板と拡散接合する場合付け根の隅に生ずる大きな応力集中を避けるようにする方法が考えられる。中実翼 A は、押え金具のきわの応力集中の影響で背側に亀裂が入っている。中空翼 No. 7 の場合は不釣合錘によってせん断力が生じ、翼の背、腹の一部を切断したように両側に亀裂が入っている。中空翼 No. 6, No. 11A では押え金具、不釣合錘、断面急変部、補強リブなどの応力集中の影響を受けない翼表面に亀裂が生じた。このように、ねじり疲れによる亀裂は、曲げ疲れによるものより多様であるが、断面急変部からのものはない。なお、補強リブと腹側板との付け根の隅が亀裂の発生原因となったのは、ねじり疲れ試験だけである。従って、このような構

造の中空翼の場合、特に繰返しねじり荷重に充分留意する必要があることがわかった。

ねじり疲れ試験結果を S-N 線図で前述の図 23 に示した。縦軸は 3 軸ロゼット歪ゲージによる測定値から外挿して求めた歪ゲージ接着表面の最大主応力振幅である。横軸は曲げ疲れと同様に破損までの繰返し回数である。実験結果ではどの部分に亀裂が生じても著しい違いはない。疲れ特性が補強リブや固定の影響を受けていないと思われる亀裂が生じた中空翼 No. 6, No. 11A に比べ他の供試翼の実験値がむしろ大きめである。このことは亀裂の生じたが疲れ特性に大きな影響を与えていないということになる。また、中実翼と中空翼とも著しい違いはない。曲げ疲れ試験の結果に比べるとばらつきが大きい。これは各供試翼の試験条件が均一でなく、曲げに比べ複雑であることと、亀裂の生じたかたによる影響を受けることも考えられる。なお、図 23 に示したように、供試翼の応力振幅を歪ゲージ接着表面の最大主応力で評価した場合にはねじり疲れ試験の時間強度は曲げ疲れ試験の時間強度の約 $1/2$ となった。前節 4.2 のねじり試験結果でも述べたように、ねじり降伏応力 τ_y は曲げ降伏応力の約 $1/2$ であり、このことから考えてもねじり疲れ時間強度が曲げの場合の約 $1/2$ であるという結果はほぼ妥当なものである。

ねじり疲れ亀裂の生じた中空翼について、超音波による接合部の検査では、補強リブと腹側板が剥離した兆候は認められなかった。

5. あとがき

本試験では、中空翼の曲げおよびねじり試験、曲げおよびねじり疲れ試験を行って、断面急変部、補強リブおよび接合部に強度上の不具合がないか検討した。

曲げ疲れ試験では、断面急変部の応力集中の影響によって亀裂が生じたのは 1 枚だけである。曲げモーメントの高い押え金具のきわに亀裂の生ずるものが多かったが、2 枚の中空翼ではこれらの影響を受けない翼部に亀裂が生じた。なお、補強リブと背、腹側板との付け根の隅から亀裂が生じたものはない。曲げ疲れの S-N 線図によると押え金具のきわから亀裂が生じた中空翼のうち 1 枚だけが低い。中実翼も含めたその他の中空翼の時間強度はほぼ直線に乗っている。これらのことから押え金具のきわ、断面急変部などは他の部分に比べて特に弱いという結果を得た。

ねじり疲れ試験では、断面急変部からの亀裂は生じなかったが、補強リブと腹側板との付け根の隅の応力集中の影響によるとと思われる亀裂が 3 枚の中空翼に生じ、強

度上の問題が生ずる場合があることが明らかになった。しかし、ねじり疲れのS-N線図によると、時間強度は亀裂の位置の違いによる明らかな傾向は認められず、補強リブと腹側板との付け根の隅の応力集中によって低下することはないと考えられる。なお、応力振幅を歪ゲージ接着表面の最大主応力で評価すると、ねじりのS-N線図は曲げのS-N線図の約1/2程度になっている。

中空翼の塑性域までの曲げ試験によると背側を凹に曲げる方が凸に曲げるより曲げ強さが高くなる傾向があった。また、ねじり試験では引張強さの約1/2の値で塑性変形が起ることがわかった。

中空翼について上記のような各種の試験を行った後、超音波によって接合部の検査を行ったが、剥離した兆候は認められない。このような結果からみて接合部は相当大きな曲げおよびねじりの負荷に耐えられることが明らかになった。

以上のようにここで行った試験では、補強リブ形式の中空翼は強度的には特に不具合がないことがわかった。なお、更に衝撃試験および回転試験などを行い、中空翼の実用性に関する基礎資料を得るための研究を進めていく予定である。

代わりに、東京大学工学部航空学科の塩入淳平教授、当所原動機部の松木正勝部長、航空機公害研究グループの鳥崎忠雄総合研究官の方々には本研究に関して有益な助言を受けたことを記し、深く感謝の意を表します。

文 献

- 1) 小河昭紀, 磯部俊夫, 祖父江靖; 中空翼の構造解析, 航空宇宙技術研究所報告 TR-533, 1978年5月.
- 2) 池田為治, 祖父江靖, 藤沢良昭, 宮地敏雄; 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, 航空宇宙技術研究所資料 TM-360, 1978年8月.
- 3) 藤沢良昭, 池田為治, 祖父江靖, 宮地敏雄, 小河昭紀; 拡散接合構造ファン中空翼の強度試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-585, 1979年9月.
- 4) Aerospace Structural Metals Handbook Volume II.

航空宇宙技術研究所報告 618号

昭和55年7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 三興印刷
東京都新宿区信濃町12 三河ビル
