

ISSN 0389-4010  
UDC 629.7.017.3  
533.669.01

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-936

高アスペクト比翼のフラッタ特性に与える  
複合材桁の繊維方向の効果について

江 尻 宏 ・ 中 道 二 郎  
菊 池 孝 男 ・ 峯 岸 正 勝

1987年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 高アスペクト比翼のフラッタ特性に与える 複合材桁の繊維方向の効果について\*

江 尻 宏\*\* 中 道 二 郎\*\*  
菊 池 孝 男\*\* 峯 岸 正 勝\*\*

## Experimental Study on the Effect of Fiber Orientation on Flutter Characteristics of High-Aspect-Ratio Transport Wing

Hiroshi EJIRI, Jiro NAKAMICHI, Takao KIKUCHI  
and Masakatsu MINEGISHI

### ABSTRACT

In the present study, the basic effects of so called, "aeroelastic tailoring" on the flutter velocity are investigated. Six different models of high-aspect-ratio swept back wings were designed. The models consisted of composite plate-spars and wing sections of balsa-wood. The dominant lamination angle of each spar was changed in a parametric manner.

A vibration test was performed for each model. The frequencies and the vibration modes were measured to check the variations of the vibration characteristics due to differences of the laminate angle of the spars.

The flutter tests were conducted in a low-speed wind tunnel and the hard flutter points were found for all models. It was shown that the flutter velocity of a model which has the wash-in type of the first bending mode is larger by 50% than that of a model of which the first bending mode is the wash-out type.

### 1. ま え が き

最近の複合材の進歩には、目覚ましいものがある。複合材の航空機の主要構造部材への応用は最近富に実用化されてきている。空力弾性テーラリングは、複合材の持つ一つの著しい特性である異方性を翼の設計に積極的に取り入れ、翼の空力弾性特性の大幅な改善を目指す技術である。

米国では、この考え方を基に、従来構造重量の点で設計が困難であった前進翼実験機X-29を開発し、実際の飛行に成功している。また、後退翼に関しての研究は僅かながら進められているが、その成果を実験的に示した報告は数少ない。

空力弾性テーラリングの効果は、まず第一に翼の構造重量が大幅に低減し得ることである。本来の航空機主要部材（ジュラルミン等）と比較すると複合材（CFRP）の比重は約1/2程度であるから従来の翼構造における強度配分をそのまま用いたと仮定してもその重量軽減は驚くべきものになる。第二に

\* 昭和62年4月16日受付

\*\* 機体第一部

翼構造は静的あるいは動的空気力によって弾性変形を伴うが、これを効果的に制御することによって航空機の飛行性に関わる空力特性を改善し得る。さらに、最適化の手法を導入することによりテーリングの有効性がより良く発揮され従来の航空機構造設計の概念を変革するものになる。古典的にも明らかにされているように前進翼と後退翼に関しては、従来の材料による翼構造において前者ではダイバージェンスが後者ではフラッタがクリティカルになることが知られている。故に、複合材を翼の構造部材として用いる場合前進翼ではダイバージェンスに、後退翼ではフラッタ速度に着目した設計がなされる。

そこで筆者らは、一般的な（前進翼でない）輸送機の後退翼について、空力弾性テーリングの効果を確かめる目的で、特にフラッタ特性について大幅な改善を目指す実験と理論の両面からの研究を行ってきた。これまでに、複合材の繊維方向が後退翼のフラッタ速度に大きな影響を与えることを解析によって示し<sup>1)</sup> かつ、主要積層の繊維方向を変えた複合材平板を芯材とした遷音速フラッタ風試模型を用いて風洞試験を実施し、この結果繊維方向を僅かに $\pm 5^\circ$  変えることによって、フラッタ速度に約25%～30%の、大きな差が生じることを示してきた<sup>2)</sup>。

本研究においては、複合材平板を芯材とし、その曲げ振動に支配的な繊維層の繊維方向をパラメトリックに広い範囲で変化させたときに、後退翼のフラッタ特性がどの様になるかを、実験的に明らかにすることを目的としている。

## 2. フラッタ風試模型

今回の実験では、繊維方向をパラメトリックに変えた場合の後退翼のフラッタ特性の違いを見るのが主目的であることから、模型製作および風洞試験の容易さと経済性を考慮し、実験は低速で行うことにした。図1にフラッタ風試模型の平面形を、図2にはその模型の構成断面を示す。この翼はアスペクト比10、テーパー比0.3、前縁の後退角 $30^\circ$ である。この平面形は最近の省エネルギー型の航空機によく見られるものである。

本実験は、低速フラッタ風試であり翼型の空気力に対する影響が少ないことから、翼型は標準的な

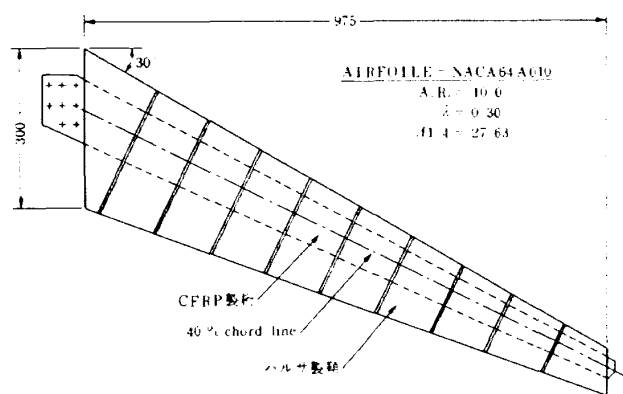


図1 低速フラッタ風試模型の平面形

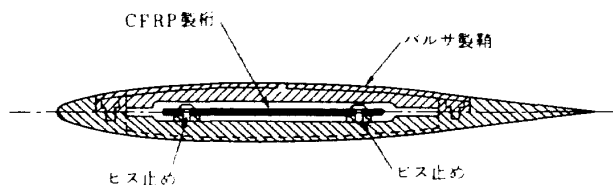


図2 風試模型の断面構造

NACA 64A010の対称翼とした。また、模型の設計に際しては、使用する風洞の運転範囲以内の風速で、剛性、質量分布およびパラメータ $\beta$ （図3の $\beta$ の定義、参照）を変えた6種類の模型すべてがフラッタに入るように考慮し、semi-span長は975mm、翼根の翼弦長は300mmと定めた。本模型は、構造的には翼の剛性を受け持つ複合材平板と、翼型を与えるバルサ製の鞘から成り立っている。バルサ製の鞘はなるべく翼の剛性に影響を及ぼさないように、span方向に10分割された翼素で構成され、各翼素間には付加的な剛性が生じないように間隙を設けた。この間隙には、空力的な影響を最小限にとどめるためにウレタン系の詰め物で整形することにした。各翼素は図2で示されているように芯材の複合材平板に、2箇所ビス止めされ、容易に取り付け取り外しが可能となっている。

図4に、芯材となる複合材平板の積層構成が示されている。用いた素材は、炭素繊維/エポキシ樹脂によるプリプレグ（東レ P3060B-12）である。積層構成は、表面に繊維方向 $90^\circ$ のプリプレグ（3層）を、中間には主要積層パラメータ $\beta$ （4層）を、中心には $+45^\circ$ （1層）と $-45^\circ$ （1層）を配置した対称積層構成 $[90_3, \beta_4, +45^\circ, -45^\circ]_{\text{sym}}$ で

ある。この全 18 層のプリプレグから成る複合材平板の板厚は公称 2.16mm であり、 $\beta$  の異なる ( $\beta = +10^\circ, 0^\circ, -10^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$ ) 6 種類を製作した。他方、翼型を与えるバルサ製の鞘は、フラッタによる破損が考えられるので、同じものを 2 組 (これを鞘 A, 鞘 B とする) 製作した。

芯材として用いた複合材平板の材料特性は、同じプリプレグを用いて同一の成型条件下で製作された一方向材試験片 (15mm × 200mm) の引っ張り試験により弾性定数を測定した。その結果は次の通りである。

$$E_L = 128 \text{ GPa}, E_T = 10.3 \text{ GPa},$$

$$G_{LT} = 5.37 \text{ GPa}, \nu_L = 0.333$$

また、この複合材平板の密度は、適当な 3 箇所を測定した結果、その平均値は  $1.5 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$  であった。既に述べたように、翼型を与えるバルサ製鞘は、 $\beta$  の異なる 6 種類の芯材に対して同一のものをを用いているので、模型は全て同じ質量特性を示す。鞘だけの質量は微小なビス等も含めて約 320g である。

本模型の設計に際しての振動解析は、ビーム・モデルによる解析コードおよび FEM 板曲げ要素による解析コードを用い、また、非定常空気力解析についてはダブルットラティス法 (DLM) による解析コードを適宜用いて、全ての模型のフラッタ速度が、約 20m/s ~ 30m/s の範囲にくるように、芯材の積層構成および板厚を定めた。なお、今回のフラッタ風試模型は、質量特性に関して、実機との対応は特に考慮されていない。

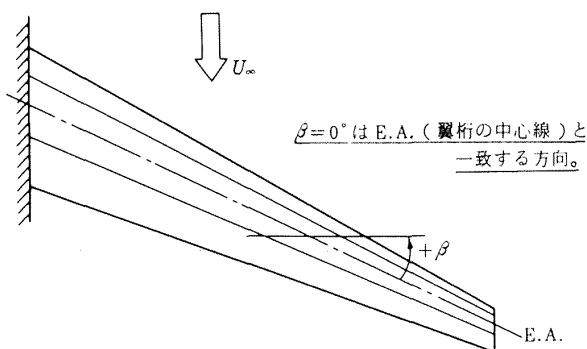


図3 繊維方向  $\beta$  の定義

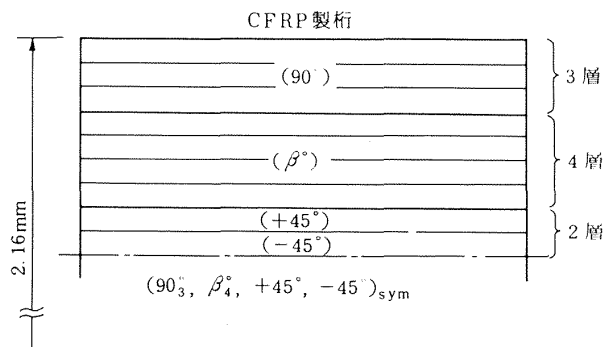


図4 芯材（複合材平板）の積層構成

### 3. 振動試験および結果の検討

前節で述べたように、今回の風試模型はフラッタ速度が約 20m/s ~ 30m/s を目標に設計されているので剛性が極めて低く（曲げ 1 次の固有振動数が 1.0 ~ 1.5Hz 程度）模型を水平に支持すると自重で大きく撓んでしまうため、風洞試験は上から垂直に支持して行った。したがって、振動試験でも同様に写真 1（“芯材のみ”の振動試験の様子）の形態で

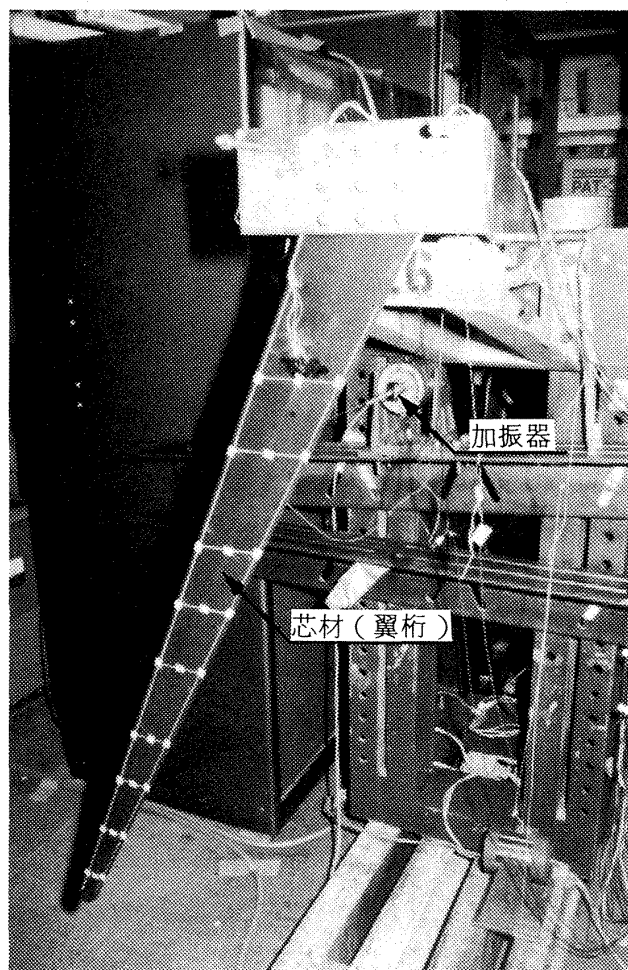


写真1 “芯材のみ”の振動試験の様子

MODEL	固有振動数 (Hz) / ( 計算値 ) : FEM				
$\beta$ / ( 鞘 )	1 st	2 nd	3 rd	4 th	5 th
$+10^\circ$ / (A)	1.45 (1.45)	6.59 (6.74)	16.85 (17.35)	21.45* (20.71)	32.10 (34.19)
$0^\circ$ / (A)	1.51 (1.56)	6.94 (7.16)	17.70 (18.44)	21.55* (19.53)	33.80 (36.03)
$-10^\circ$ / (A)	1.45 (1.48)	6.48 (6.74)	16.55 (17.59)	21.30* (21.01)	31.70 (33.84)
$-20^\circ$ / (A)	1.31 (1.32)	5.79 (5.83)	14.80 (15.13)	22.70* (24.16)	28.20 (29.16)
$-30^\circ$ / (A)	1.20 (1.18)	5.10 (5.06)	13.06 (13.07)	23.40* (25.10)	25.05 (27.14)
$-40^\circ$ / (A)	1.08 (1.07)	4.45 (4.47)	11.34 (11.50)	24.54 (22.12)	24.70* (28.14)

\* : 振りモード

表 1 各風試模型の固有振動数一覧

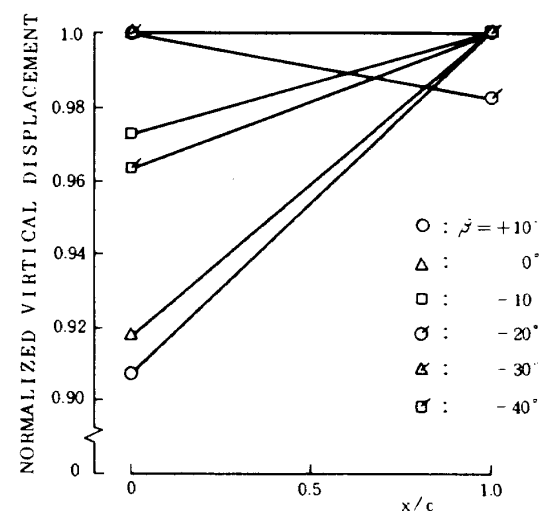
行った。固有振動モードの検出には強制加振法を用い、固有振動数は模型の加振点の近傍に取り付けた加速度計によって測定した。各固有振動におけるモード形は、翼幅方向 9 Station, 各 Station ごとに翼弦方向 4 点, 合計 36 点の格子点に加速度計を逐次付け替えつつ, 各格子点での振幅と位相を測定することにより求めた。使用した加速度計は小型軽量で, その重量は約 1 g であり, この重量による振動試験の精度に対する影響は無視することにした。

図 5 には, 曲げ 1 次の固有振動モードに与える繊維方向  $\beta$  の効果を見るために, 95 % semi-span 位置における (主流方向翼断面の) 前縁および後縁の変位を,  $\beta$  をパラメータとしてプロットした。 $\beta$  の効果を明瞭にするために縦軸は拡大して示してある。

この図から,  $\beta$  を  $+10^\circ$  から負の方向に変化させるに従って Wash-out の傾向から次第に Wash-in の傾向へ変わって行き,  $\beta = -20^\circ$  で Wash-in の傾向が最大になり, 以後 ( $\beta = -30^\circ$ ,  $\beta = -40^\circ$  で), 再び Wash-out の傾向へと移って行くことがわかる。この曲げ 1 次のモード形の変化の様子を, 後述する風試によるフラッタ速度の変化と対応させてみると興味深い。また, 1 次から 5 次までの固有振動数は表 1 にそれぞれ示されている。参考のために, FEM<sup>3)</sup> による固有振動数の計算値も合わせて示した。

図 6, 図 7 には, 2 次から 5 次までのノードラインが各  $\beta$  の値に対して示されている。この図で特徴的なことは, 振り 1 次モードが,  $\beta = +10^\circ \sim -30^\circ$  に対しては 4 次に見れるが,  $\beta = -40^\circ$  では 5 次に見れることである。

VIRTICAL DISPLACEMENT AT 95% SEMI-SPAN STATION OF 1st BENDING MODE

図 5 曲げ一次の固有振動モードに与える繊維方向  $\beta$  の効果

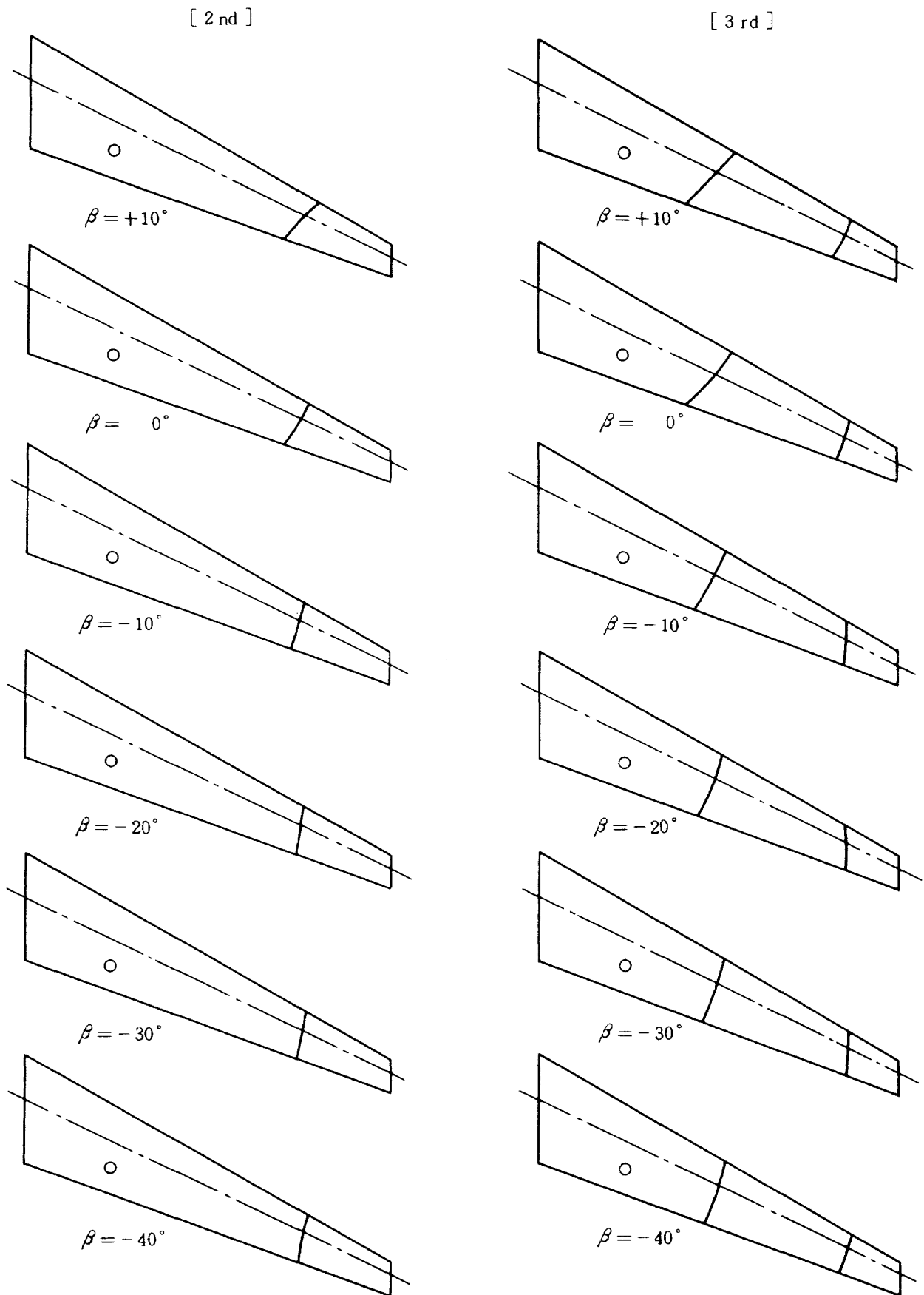


図6 2次と3次の固有振動モード〔○：加振点〕

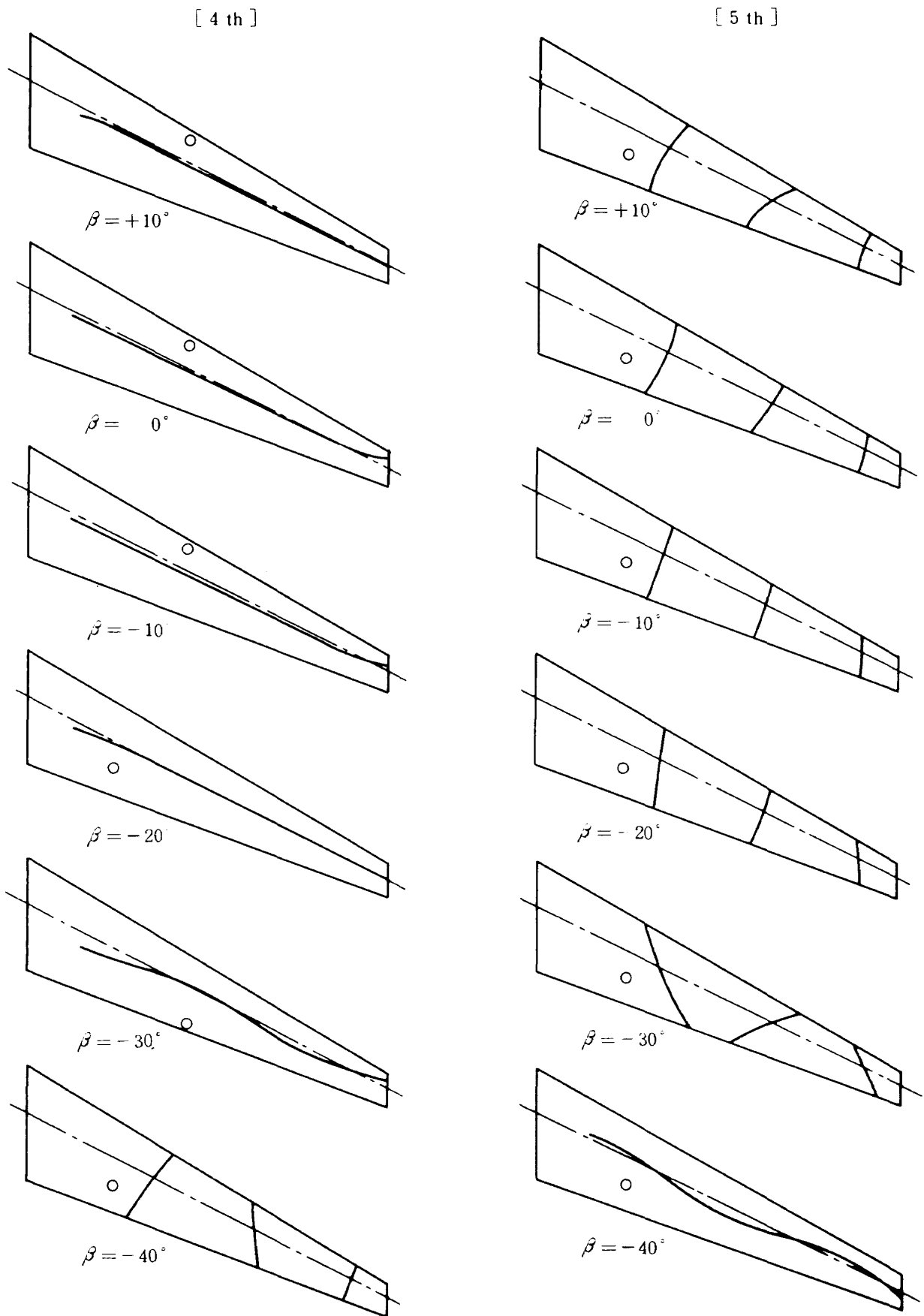


図7 4次と5次の固有振動モード〔○：加振点〕

#### 4. フラッタ試験および結果の検討

フラッタ試験は、航技研の循環式の低速風洞（突風風洞，測定部：2 m×2 m，風速：0～60 m/s）で行った。既に述べたように，模型は剛性が低く水平に保持することができないことから写真2（風洞内に取り付けられた風試模型）のように吊り下げ形態に支持した。翼の振動は14% semi-span 位置に，0°（span 方向），45°，90°方向に貼られた歪ゲージにより検出した。翼の先端には糸を取り付け，風洞の外に取り出して翼の加振用として，またはフラッタが発生した際のストッパーとして使用した。実験は次の手順で行った。すなわち，風速をある一定値に設定し，風速が安定したところで翼を加振して，その応答をレコーダに記録する。その時，フラッタが発生しなければ，その風速における応答（damping の値，他）の様子から次の風速を設定する。同様な手順をハード・フラッタ・ポイント（実際にフラッタが発生する風速）が得られるまで繰り返す。このようにして， $\beta$ のすべての値に対して，ハード・フラッタ・ポイントを決定することができた。

図8 aおよび図8 bに， $\beta = +10^\circ$ ， $-40^\circ$ の翼についてサブクリティカル応答およびハード・フラッタ・ポイントにおける応答をそれぞれ示す。図の左側は時間軸の応答波形を表し，右側はそのパワースペクトル密度分布（P.S.D.）である。これらの図は，繊維方向 $\beta$ の効果に関して種々の興味深い情報を提示している。それは， $\beta = +10^\circ$ の場合のフラッタ速度が20.9 m/sであるのに対して $\beta = -40^\circ$ では31.0 m/sである。すなわち， $\beta = -40^\circ$ のフラッタ速度は， $\beta = +10^\circ$ の場合と較べると約50%のフラッタ速度増を示している。さらに，それぞれの場合の応答波形とパワースペクトルを見ると， $\beta = +10^\circ$ の場合は振れの寄与が曲げのそれに比べ相対的に小さい。すなわち，曲げのモードが支配的なフラッタであることが読み取れる。一方， $\beta = -40^\circ$ の場合には振れの寄与が曲げより大きく，振れの支配的な（高次の）フラッタであることを示している。このような， $\beta$ によるフラッタ・モードの違いは，目視およびビデオ（VTR）によっても観察された。

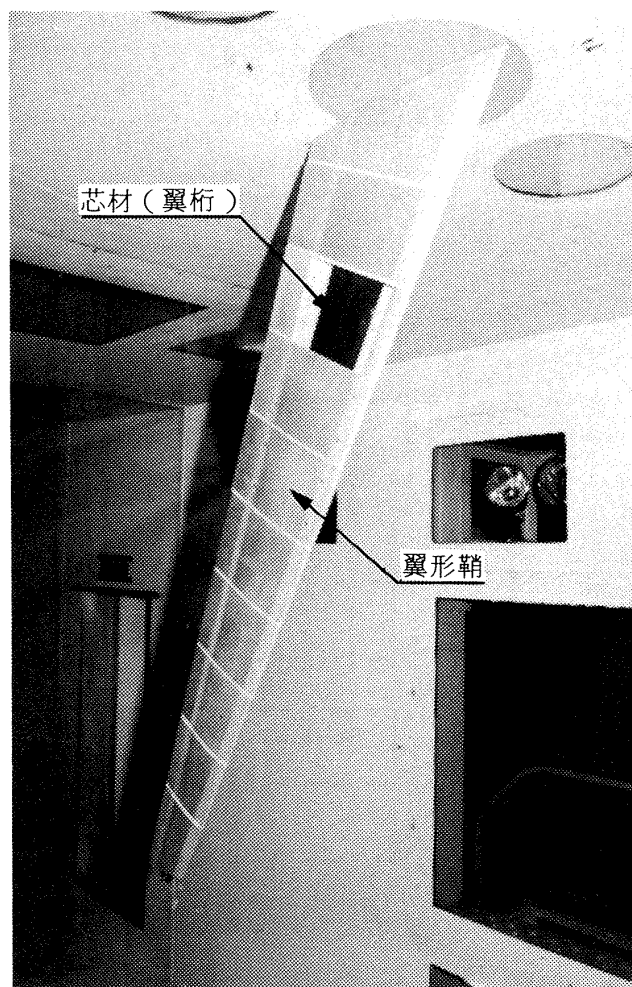
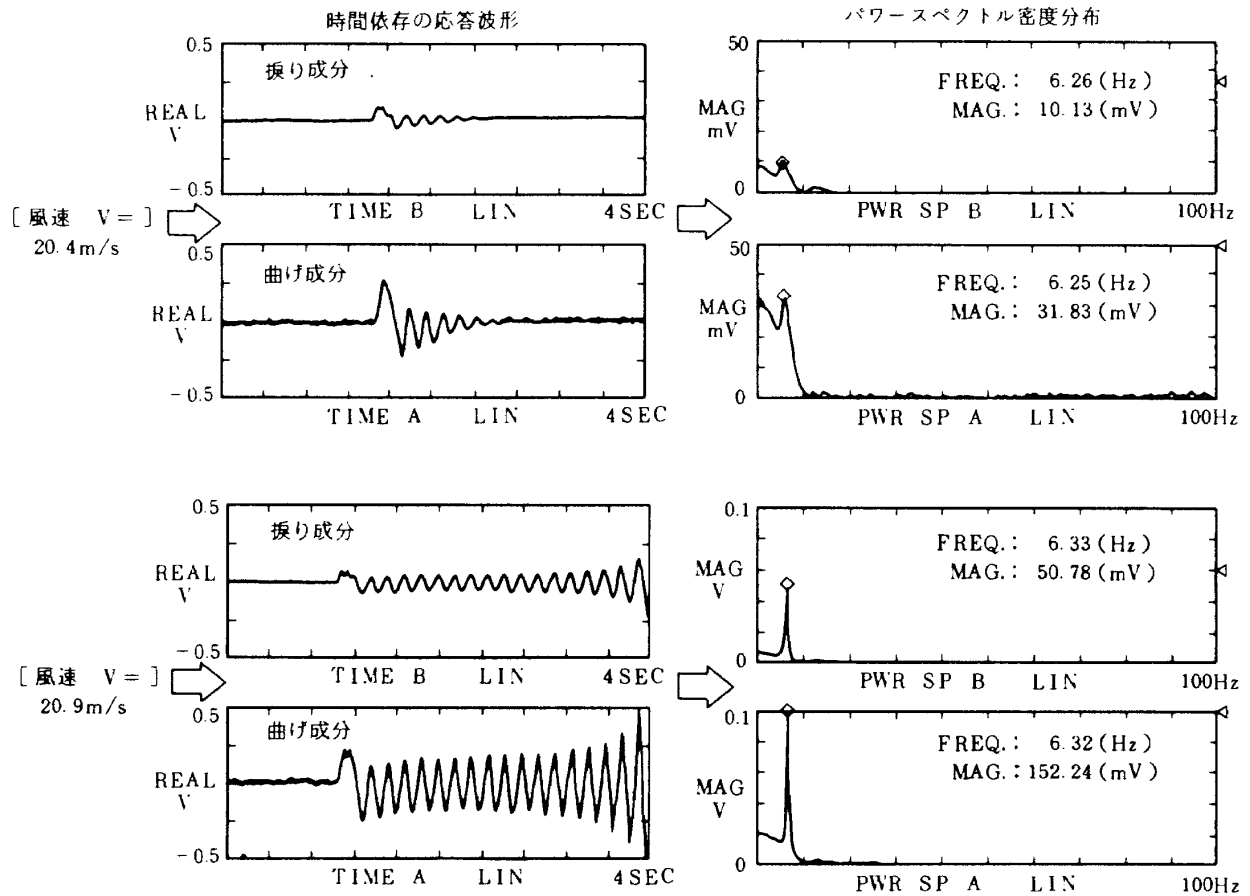
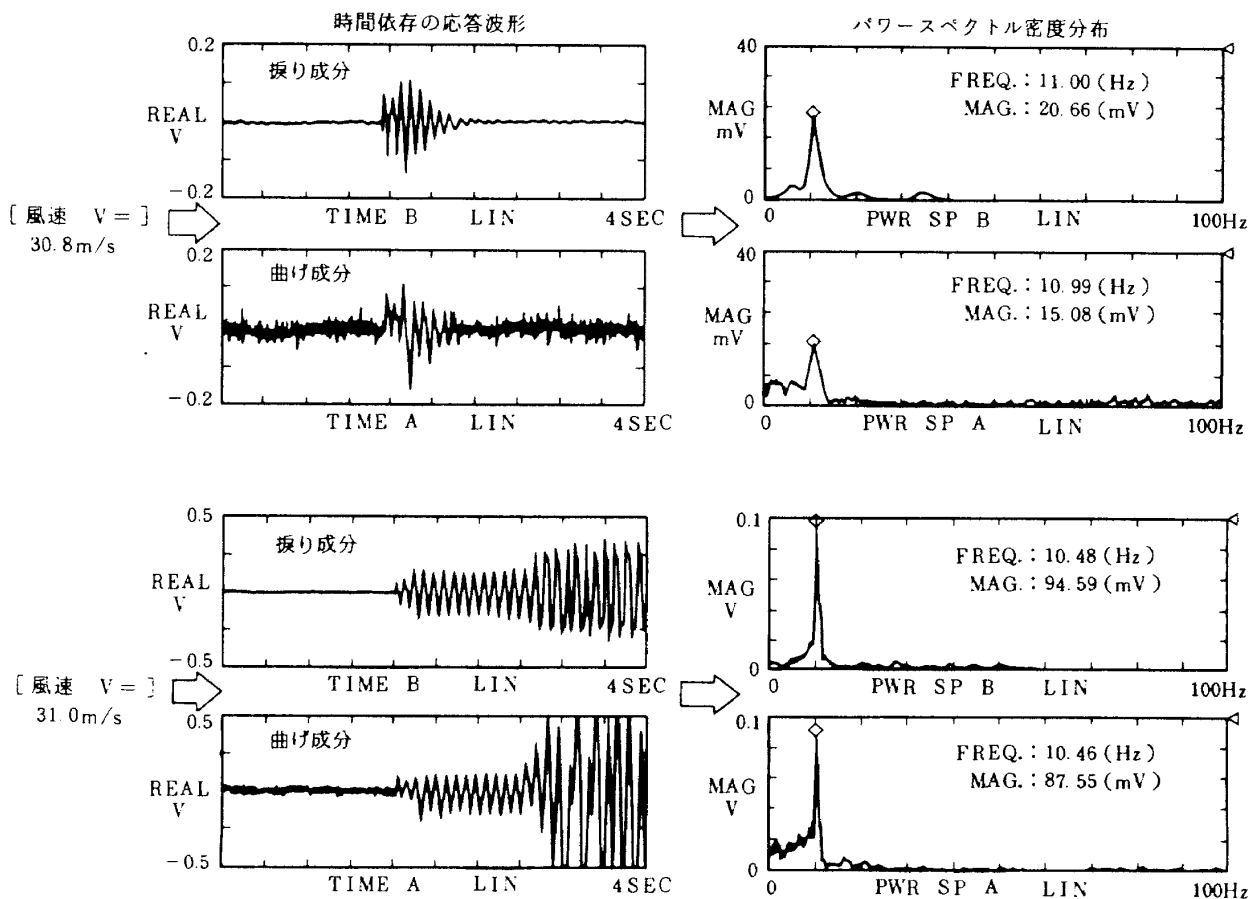


写真2 風洞内に取り付けられた風試模型

図9には，実験で得られた各 $\beta$ の値に対するフラッタ速度およびフラッタ振動数が○印でプロットされている。また，比較のために理論値として振動解析にはFEM板曲げ要素を用い，非定常空気力としては，DLMを用いて計算したフラッタ速度および振動数が△印で示されている。フラッタ速度は $\beta = +10^\circ$ の場合が最小値を示し， $\beta$ を負の方向に変化させるにしたがって増加し， $\beta = -40^\circ$ では $\beta = +10^\circ$ のフラッタ速度を基準として約50%のフラッタ速度増を示している。また， $\beta = -20^\circ$ の翼に関しては，フラッタ速度より若干高いところにダイバージェンス速度（図9の×印）が存在することがサブクリティカルでの推定法<sup>4)</sup>によって確かめられている。

以上のような， $\beta$ の変化に対するフラッタ速度の変化を，第3節で述べた曲げ1次の固有振動モードの $\beta$ に対する変化と考え合わせると興味深い。すなわち，曲げ1次の固有振動モードは， $\beta$ を負の方向に変化させるにしたがって，Wash-out からWash-



図 8 a 翼の応答の例 ( $\beta = +10^\circ$  の場合)図 8 b 翼の応答の例 ( $\beta = -40^\circ$  の場合)

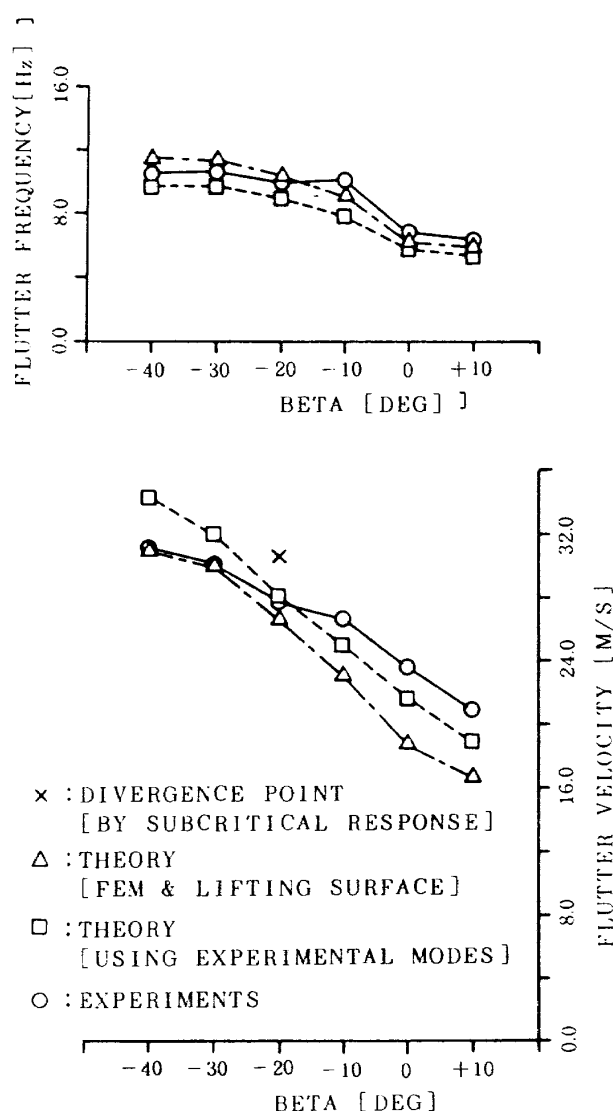


図9 フラッタ速度およびフラッタ振動数に与える繊維方向 $\beta$ の効果

inの傾向に変化し、それにつれてフラッタ速度は増加する。そして、 $\beta = -20^\circ$ でWash-inの傾向が最大になったときにダイバージェンス・ポイントが（フラッタ速度より若干高い風速であるが）現れ、次の $\beta = -30^\circ$ 、 $\beta = -40^\circ$ では再びWash-outの方向に変化するにもかかわらず、フラッタ速度はさらに増加している。これは、 $\beta = -30^\circ$ 、 $\beta = -40^\circ$ における曲げ1次のモード形のフラッタ速度への不利な変化にもかかわらず、それとは別に振り振動数が高くなることに起因するものと考えられる。また、実験で観測されたフラッタ発生時の翼の応答も $\beta$ の値によってその振幅は大きく異なる。

ところで、FEMとDLMを用いたフラッタ速度の理論値は、 $\beta = -10^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $+10^\circ$ の範囲で実験値と

の一致があまりよくない。この原因の一つとして、模型の振り剛性が理論値（芯材のみの計算）より高くなっている可能性がある。つまり、芯材にバルサ製の鞘を取り付けたことが、模型全体の剛性（特に、振り剛性）に影響を及ぼしたと思われる。そこで、この疑いを確かめるために、次のような剛性試験を実施した。

模型の代表例として、 $\beta = 0^\circ$ と $\beta = -40^\circ$ の模型について、[A]：芯材のみの場合、[B]：芯材にバルサ製鞘の相当重量を付加した場合（各翼素の取り付けネジをゆるめた状態）、[C]：芯材に鞘を完全に取り付けた場合、以上3つのケースについて、曲げ、および振り剛性試験を行った。[B]のケースを加えたのは、吊り下げ形態のために鞘重量が引っ張り力として作用し、芯材の剛性に無視できない影響を及ぼすからである。

図10 aおよび図10 bに、それぞれの曲げおよび振り剛性試験の結果を示す。図10 aの曲げ剛性試験の結果を見ると、 $\beta = 0^\circ$ については、鞘の重量および鞘を完全に取り付けることによる剛性の増加は比較的小さい。それに対し $\beta = -40^\circ$ では、鞘の重量による剛性増は、芯材のみと比べて約22.5%増加している。また、鞘を完全に取り付けたケースでは、さらに増加しているがその割合は小さい。

次に、図10 bでの振り剛性試験の結果を見ると、 $\beta = 0^\circ$ の場合、鞘重量による振り剛性の増加は、芯材のみのケースと比較して約15%増、さらに鞘を完全に取り付けることによる振り剛性の増加は約25%である。一方、 $\beta = -40^\circ$ の場合は、鞘重量による影響も、鞘取り付けの影響も比較的小さい。

以上を要約すると、芯材に鞘を取り付けることによる剛性への影響の割合が最も大きいのは、[C]のケースにおける $\beta = 0^\circ$ 翼の振り剛性である。ちなみに、芯材のみ[A]との振り剛性の比較をしてみると、実に40%もの剛性増になっている。また、鞘重量の付加[B]だけによる剛性増の影響は、 $\beta = -40^\circ$ 翼の曲げ剛性において顕著である。

このような、付加的要因による模型全体に及ぼす影響について理論面からの対応を述べると、FEM振動解析においては、鞘の重量増の効果を取り入れることは比較的容易に行うことができる。しかしな

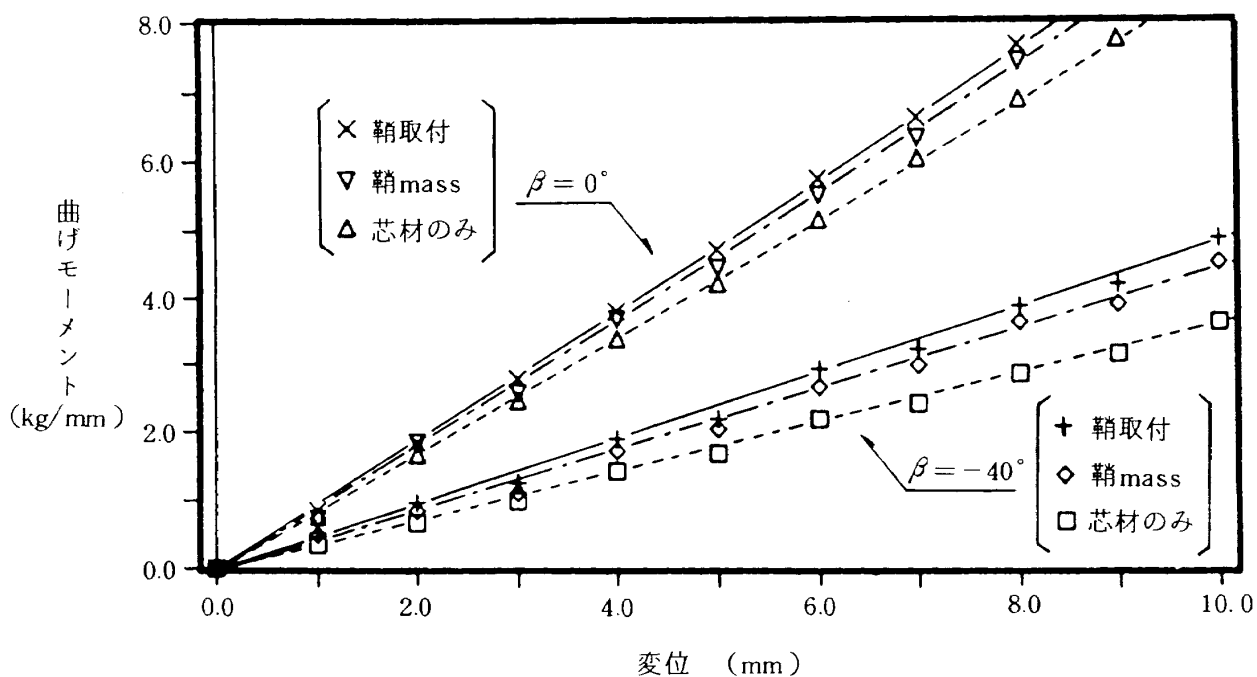


図 10 a 曲げ剛性 (測定位置: 95 % semi-span)

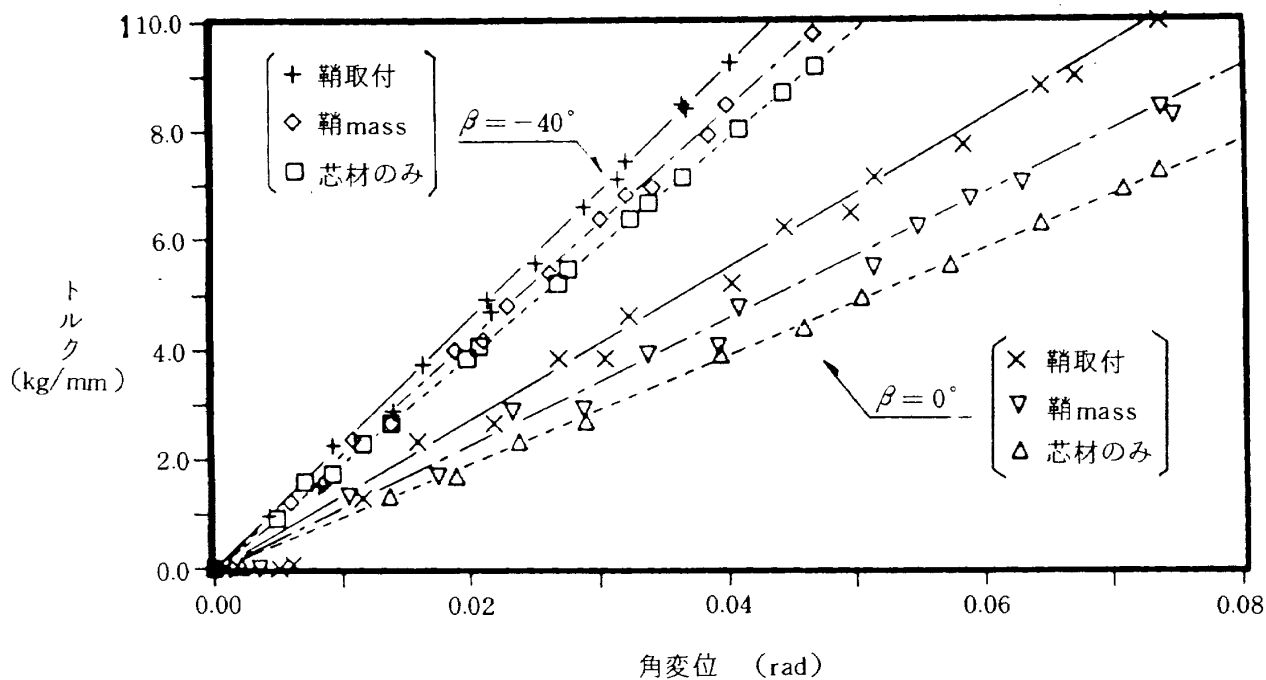


図 10 b 振り剛性 (測定位置: 95 % semi-span)

がら、鞘を取り付けたことによる剛性増を振動解析においてモデル化することは非常に難しい仕事になる。そこで、今回のフラッタ計算では、この困難な手順を避けるための手法として、フラッタ・モードを実際の振動試験で得られた振動モードで近似する方法を用いた。つまり、振動試験結果のモードを重ね合わせてレーリーリッツの手法でフラッタ計算を行う。この時の一般質量は実際の模型の質量分布と振動モードより求められる。このようにして得られたフラッタ振動数およびフラッタ速度は、図9に□印で示されている。この結果から、付加的要因の影響を比較的簡便に取り入れ解析できる手法を用いた今回のフラッタ計算は、実験値をより良く説明できるようになった。

したがって、 $\beta = -10^\circ, 0^\circ, +10^\circ$ の翼にみられるフラッタ速度の実験値と理論値の不一致の主な原因は、鞘を取り付けることによって生じた振り剛性増であると推定される。

## 5. む す び

高アスペクト比翼のフラッタ特性に与える複合材桁の異方性の効果を、低速フラッタ風試模型による風洞試験によって検討した。この目的のために、芯材としての複合材平板の主要な構成層の繊維方向が異なる6種類の風試模型を製作し、繊維方向をパラメトリックに変えることによって、フラッタ特性がどのように変わるかを調べた。

このような一連の実験を行った結果、曲げ1次の固有振動モードが強いWash-outの傾向を持つ繊維方向では、フラッタ速度が低く、曲げ振動が支配的なおだやかなフラッタが発生するのに対し、Wash-in（あるいは、Wash-outの傾向の小さい）を持つ繊維方向では、フラッタ速度が前者に比べて大幅に増加し、振り振動が支配的な激しいフラッタが発生することが明らかになった。また、振動解析には有限要素法を用い、非定常空気力としては、ダブルットラティス法を用いたフラッタ計算と実験との比較も行い、このような現象が理論的に十分予知可能であることを示した。

なお、図9の $\beta = -10^\circ$ の模型で、実験値(○印)

と理論値(□印)のフラッタ振動数の一致があまり良くないことから、後日に、小型加速度計による計測(自重の影響で測定精度が悪い)に比べて、高い精度の測定が期待される非接触型のレーザー変位計を使用して、 $\beta = -10^\circ$ の模型について再度の振動試験を行った。

この結果を用いたフラッタ振動数の計算では、実験値に、より近い値が得られたことを付記する。

終りに、突風風洞での実験に際し、新型航空機研究第11研究グループの岩崎昭人技官には、運転操作および計測等に関して大変お世話になった。また、振動試験および複合材料の特性試験等については、機体第一部装備研究室の熊倉郁夫室長ならびに荷重研究室の山根皓三郎室長、外崎得雄技官、実機強度研究室の藤田久夫技官、複合材構造研究室の石川隆司技官、野口義男技官の方々に全面的な協力があった。さらに、空力弾性研究室の磯貝紘二室長には、全般にわたって指導を受けた。

## 参 考 文 献

- 1) 磯貝紘二, 大竹邦彦, 中道二郎, 野口義男: “後退翼の遷音速フラッタ特性に与える空力弾性テラリングの効果について, その1”, 第25回構造強度に関する講演会前刷り集, 1982年11月.
- 2) 磯貝紘二, 江尻 宏, 菊池孝男, 中道二郎, 野口義男, 森田甫之: “複合材平板を芯材にした後退翼フラッタ模型の遷音速フラッタ試験(空力弾性テラリング効果の検討)”, NAL TR-821, 1984年8月.
- 3) 中道二郎, 野口義男, 石川隆司: “複合材平板翼の振動解析プログラムの検証.”, NAL TR-827, 1984年7月.
- 4) Biarr, M., and Weisshaar, T. A., “Wind Tunnel Experiments on the Divergence of Swept Wings with Composit Structures,”, AIAA-81-1670, AIAA Aircraft Systems and Technology Conference, Aug. 11-13, 1981/Dayton, Ohio.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 936号

昭和62年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
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

---

