

NAL-TR-827

ISSN 0389-4010
UDC 533.6013.422:
533.693-1.
629.7.018.1.016.53

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-827

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
(空力弾性テーラリング効果の検討)

磯貝 紘 二 ・ 江 尻 宏 ・ 菊 池 孝 男
中 道 二 郎 ・ 野 口 義 男 ・ 森 田 甫 之

1984 年 8 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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*
(空力弾性テーラリング効果の検討)

磯 貝 紘 二** 江 尻 宏** 菊 池 孝 男**
中 道 二 郎** 野 口 義 男** 森 田 甫 之**

Experimental Study on Transonic Flutter
Characteristics of Sweptback Wing with
Core Composite Plates Having
Different Fiber Orientations

By

K. ISOGAI, H. EJIRI, T. KIKUCHI, J. NAKAMICHI, Y. NOGUCHI
and T. MORITA

ABSTRACT

The Effects of the fiber orientation on the transonic flutter characteristics of a sweptback wing with a core composite plate are examined experimentally. For this purpose, the two kinds of flutter model having the same planform but different bend-twist characteristics were made; one has a wash-out tendency and the other a wash-in tendency. The wing has an aspect ratio of 5.0, a taper ratio of 0.50 and a leading edge sweep angle of 45 degrees. The airfoil section of this wing is a symmetrical NACA64A010. The flutter models were tested in the National Aerospace Laboratory's 0.6m × 0.6m blowdown wind tunnel. The flutter boundaries of both the wash-in and wash-out models were determined for a wide range of the transonic Mach numbers, namely, $M_{\infty} = 0.80 \sim 1.20$. This experiment revealed that the wash-in model shows 25 ~ 30 percent higher flutter velocities than those of the wash-out model over the entire Mach number range tested.

1. ま え が き

空力弾性テーラリングは、複合材料の一つの著るしい特性である異方性を、複合材翼の構造設計において積極的に利用し、翼の空力弾性特性等の大幅な改善を目指す技術である。このアイディアは1970

年代初めに提案され¹⁾、その後、設計ソフトの開発や、主として軽量戦闘機を中心とした設計研究が米国を中心に行なわれてきた。このような中で、1970年代中頃に、従来、金属では非現実的とされていた前進翼が、複合材を用いて、空力弾性テーラリングの考え方を適用すれば、可能であることがKrone²⁾の研究によって指摘され、基礎研究から実験機による実証まで、幅広い研究・開発が米国において展開

* 昭和59年6月23日受付

** 機体第一部

されている。このように、前進翼に関する空力弾性テーラリングの研究は大きな進展をみせているが、民間輸送機等の大部分の航空機に採用されている後退翼についてのテーラリングの研究に関しては、若干の計算を中心とした研究^{3)~6)}とわずかの実験的研究⁷⁾が発表されているにすぎず、前進翼ほどは進展していないようである。特に、航空機の省エネルギー化に関連して、最近注目を集めている遷音速領域に関しては、非定常空気力の予測が困難なこともあって、空力弾性テーラリングによってどのような効果が期待されるのかといったようなことを示す基礎的研究すら、十分には行なわれていないのが現状である。

よく知られているように、翼まわりの遷音速流れ場を特徴付けるものは、翼面上衝撃波の存在や、衝撃波はく離の発生等である。現在、このような流れ場を数値的に解析し、翼に作用する定常あるいは非定常空気力を予測するための計算法の確立を目指した研究が、国内外で精力的に展開されているが、まだ、遷音速領域の全域にわたって、信頼し得る結果を与える計算法は確立されていないのが現状である。このようなことから、遷音速領域における空力弾性テーラリングの効果に関する検討も、まず、実験的手段に依らざるをえない。

遷音速領域における後退翼に対する空力弾性テーラリング効果を検討するための風試の試みとしては、(これまでに発表された研究として唯一のものとして)ごく最近、Murphyら⁷⁾の報告が発表されたが、彼らの実験で用いられた(曲げ・振れ変形特性の異なる)二種類の模型のうち一方が試験中に破損するというトラブルのため、空力弾性テーラリングの効果を実証するような実験データは結局得られていない。このように、遷音速領域における空力弾性テーラリング効果を示す実験データはきわめて乏しい状況である。

したがって、本研究では、遷音速領域での空力弾性テーラリングの基本的効果を実験的に明らかにすることを目的とし、合わせて、解析ソフトの評価のための実験データ・ベースの提供も意図している。

2. フラッタ模型と風胴

今回の実験は、後退翼のフラッタ特性に与える空力弾性テーラリングの基本的な効果を明らかにすることが目的であるから、フラッタ模型は図1に示すように、芯材として複合材の等厚平板を持ち、パルサで翼型に整形した、比較的簡単な構造のものとした。翼型の整形に用いたパルサには、翼の剛性への寄与をできるだけ小さくするために、翼幅方向の14個所で(翼弦方向に)幅1mmのスリットを入れ、翼面全体に絹布を張って、さらにその上に塗装している。翼の平面形は、アスペクト比5、テーバ比0.5、前縁後退角 4.5° で、半翼幅0.225m、翼根の翼弦長0.12mである。

芯材として用いた複合材平板は、積層構成の異なるものが2種類作られた。それらは、具体的には、積層構成が $(0^\circ, (\pm 4.5^\circ)_2)$ のCarbon-Epoxyの母板から、 0° 方向の繊維と桁の基準線(4.17 ϕ 翼弦線)の成す角 β (図1参照)が、それぞれ $+5^\circ$ および -5° になるように切り出して作られている。 $\beta=+5^\circ$ の翼は曲げ・振り変形特性がWash-outの傾向(上向き曲げ変形に頭下げ振り変形が伴なり)を持ち、一方、 $\beta=-5^\circ$ の翼はWash-inの傾向を持つ(上向き曲げ変形に頭上げの振り変形が伴なり)。前回、筆者らが行なった理論解析^{5),6)}(一方向材平板後退翼)によれば、Wash-inの翼はWash-outの翼に較べ、一般に、高いフラッタ速度を持つことが示されている。

ところで、ある与えられた翼のフラッタ特性を風試によって決定する場合には、限られた風胴の作動範囲内でフラッタ発生点が得られるように、フラッタ模型の剛性を適切に決定することが重要である。今回の模型の場合、翼の剛性は、芯材である複合材平板の板厚によってコントロールされる。板厚の決定に当たっては、振動解析にはビーム・モデル⁵⁾あるいは有限要素モデル^{6),8)}を用い、非定常空気力として亜音速非定常揚力面理論を用いたフラッタ解析を行なって検討し、さらに、遷音速領域における非定常空気力の予測の困難さからくる(理論解析の)不確定性も考慮して、 $\beta=+5^\circ$ および $\beta=-5^\circ$ の積層方向のそれぞれに対して、公称で2種類の板厚

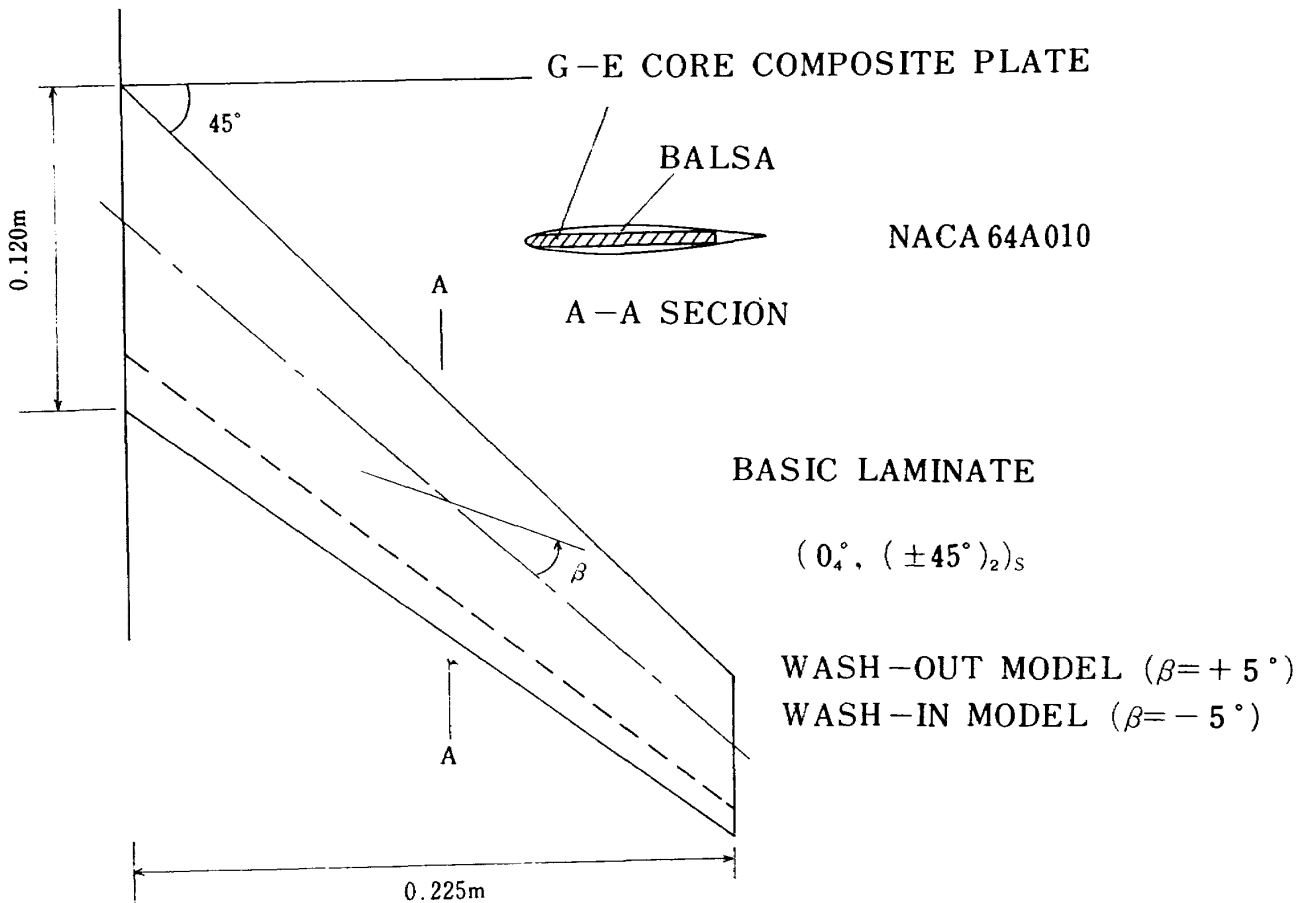


図1 複合材平板を芯材にした遷音速フラッタ模型の平面形

表 1

MODEL	BASIC LAMI-NATE ROTATION ANGLE. β (deg)	CORE COM-POSITE PLATE THICKNESS. (m)	NATURAL FREQUENCY(Hz)			WING MASS (kg)
			f_1 (f_1/f_2)	f_2 (f_2/f_1)	f_3 (f_3/f_1)	
WASH-OUT MODEL I	+5°	0.0040	67.0 (1)	326.0 (4.87)	436.9 (6.25)	0.1209
WASH-OUT MODEL II	+5°	0.0030	51.1 (1)	245.5 (4.80)	338.3 (6.62)	0.0972
WASH-IN MODEL I	-5°	0.0041	66.2 (1)	344.8 (5.21)	417.7 (6.30)	0.1214
WASH-IN MODEL II	-5°	0.0028	45.4 (1)	235.2 (5.18)	322.9 (7.11)	0.0952

のものを作製した。すなわち、Wash-out modelが板厚4.0mm(実測4.0mm, Wash-out model Iと呼ぶ)と2.7mm(実測3.0mm, Wash-out model IIと呼ぶ)であり、一方、Wash-in modelは、板厚4.0mm(実測4.1mm, Wash-in model Iと呼ぶ)

と2.7mm(実測2.8mm, Wash-in model IIと呼ぶ)である。(表1参照)

芯材として用いた複合材平板の材料特性は、芯材となる平板と同じプリプレグ(トレカP305)を用いて、同じ成型条件下で製作された一方向材平板

試験片(15mm×200mm)による引張試験により測定された⁸⁾。その結果得られた弾性定数は、 $E_L=114\text{ GPa}$ 、 $E_T=8.69\text{ GPa}$ 、 $G_{LT}=4.38\text{ GPa}$ 、 $\nu_L=0.346$ である(但し、 E_L は繊維方向の弾性率、 E_T は繊維に対して 90° 方向の弾性率、 G_{LT} はせん断弾性率、 ν_L はポアソン比)。また、この複合材平板の密度は平均、約 $1.55 \times 10^3\text{ kg/m}^3$ である。

ところで、今回のように、繊維方向の違い($\beta=+5^\circ$ と -5° の違い)によるフラッタ特性の違いを板厚の相違もあるフラッタ模型に対するフラッタ試験データから、とり出すためには、まず第一に、同じ繊維方向を持つ二つの(板厚の異なる)模型の振動特性がお互いに相似でなければならない。このためには、両模型(β が同じで、板厚が異なる)の固有振動数の分布(例えば、1次の固有振動数に対する各固有振動数の比)が同じであること、および各固

有振動モードが両模型で同じであることが必要である。このことを確認するため、各模型の振動試験を実施し⁹⁾、固有振動数とノード・ラインの測定を行った。その結果を表1と図2に示す。Wash-in model IとIIの間で、第3次の固有振動数比(f_3/f_1)が、若干異なっている他は、Wash-out model IとIIの間、およびWash-in model IとIIの間の夫々で、固有振動数比およびノードラインの位置は良い一致を示し、積層方向一定で、板厚の異なる模型の間で、ほぼ相似性が成立していることがわかる。また、図2は、Wash-in modelとWash-out modelの間では、2次および3次のノード・ラインが大きく異なっていることも示している。

フラッタ試験に使用した風胴は、航技研の0.6m×0.6m吹出式遷音速フラッタ風胴である。この風胴の作動範囲は、マッハ数0.75~1.20で、測定部における動圧のスweep範囲は、マッハ数によ

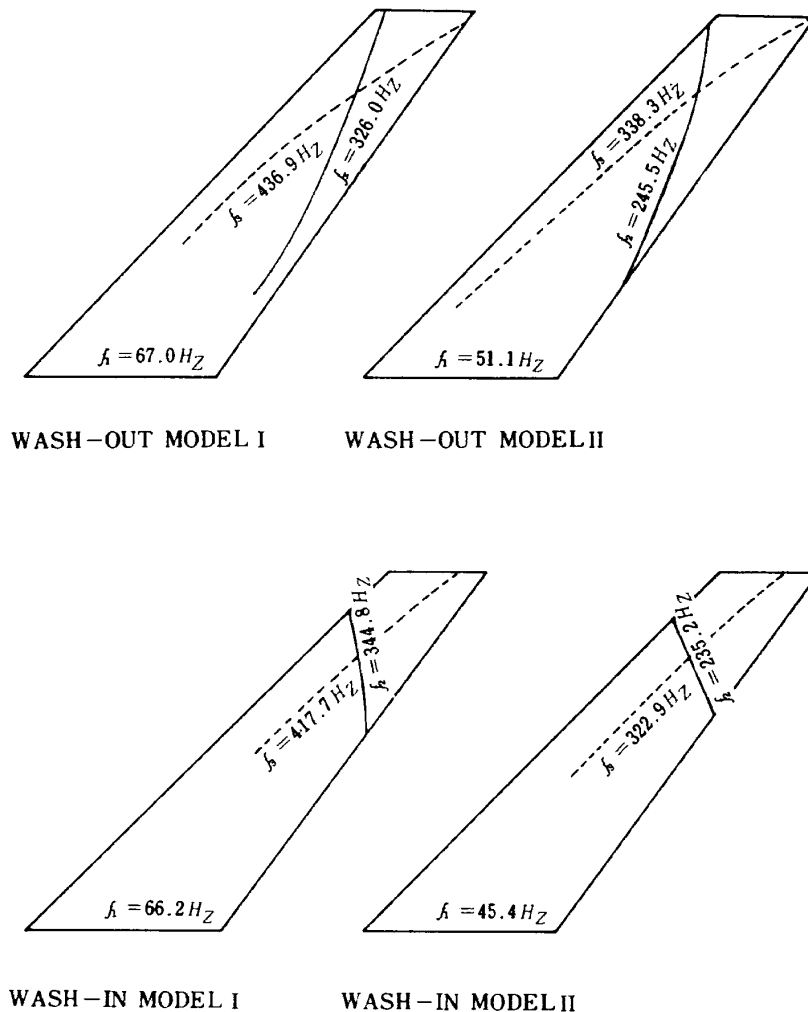


図2 各フラッタ模型に対する振動試験結果(固有振動数とノード・ライン)

って異なるが、 $M_\infty=0.75$ で約 $35\text{KPa}\sim 90\text{KPa}$ 、 $M_\infty=0.95$ で約 $45\text{KPa}\sim 110\text{KPa}$ 、 $M_\infty=1.20$ で $50\text{KPa}\sim 120\text{KPa}$ である。

フラッタ試験は、マッハ数一定で、動圧をスウィープし、この間の翼の振動を翼根付近に接着した歪ゲージにより曲げと捩りの歪を取り出し、データレコーダーに記録するという手順が各設定マッハ数ごとくり返された。動圧のスウィープの途中でフラッタが発生した場合には、模型の出入装置によって直ちに測定部の外に模型が引き出された。このようにして、今回のフラッタ試験では、すべてのデータが模型を破損することなく得られた。

3. フラッタ試験結果

3.1 各フラッタ模型に対するフラッタ発生動圧

フラッタ試験を実施した4つの模型のうちWash-out model Iは、風洞の作動範囲内($M_\infty=0.75\sim 1.20$, $q_{Dmax}=90\text{KPa}\sim 120\text{KPa}$)ではフラッタが発生しなかった。図3～図5に、残り3つの模型に対するフラッタ発生動圧および振動数がそれぞれプロットされている。図3は、Wash-out model Iに対するフラッタ限界である。図から明らかなように、フラッタ発生動圧は $M_\infty=0.925$ および $M_\infty=1.00$ で極小値を示し、 $M_\infty=1.02$ では急

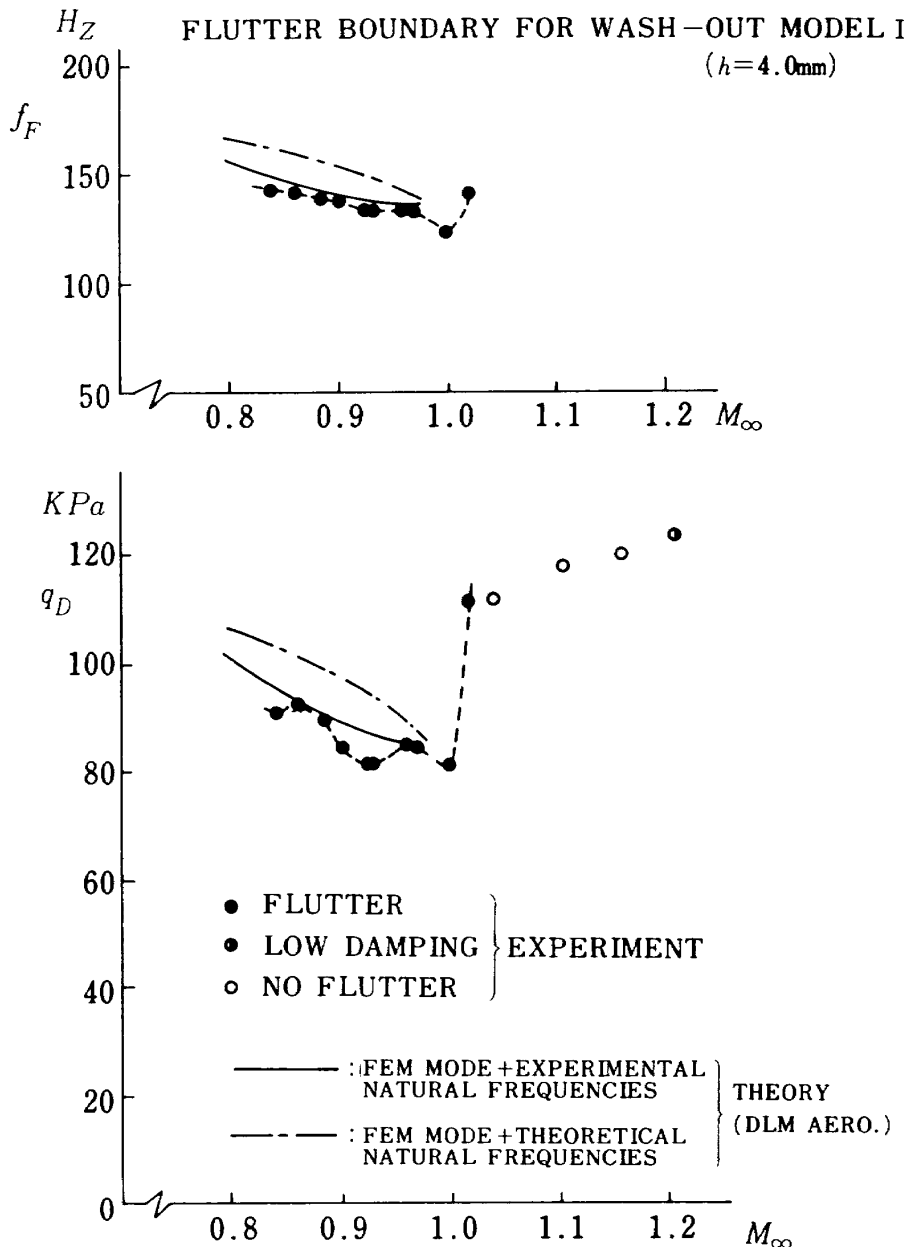


図3 Wash-out model I に対するフラッタ振動数とフラッタ発生動圧

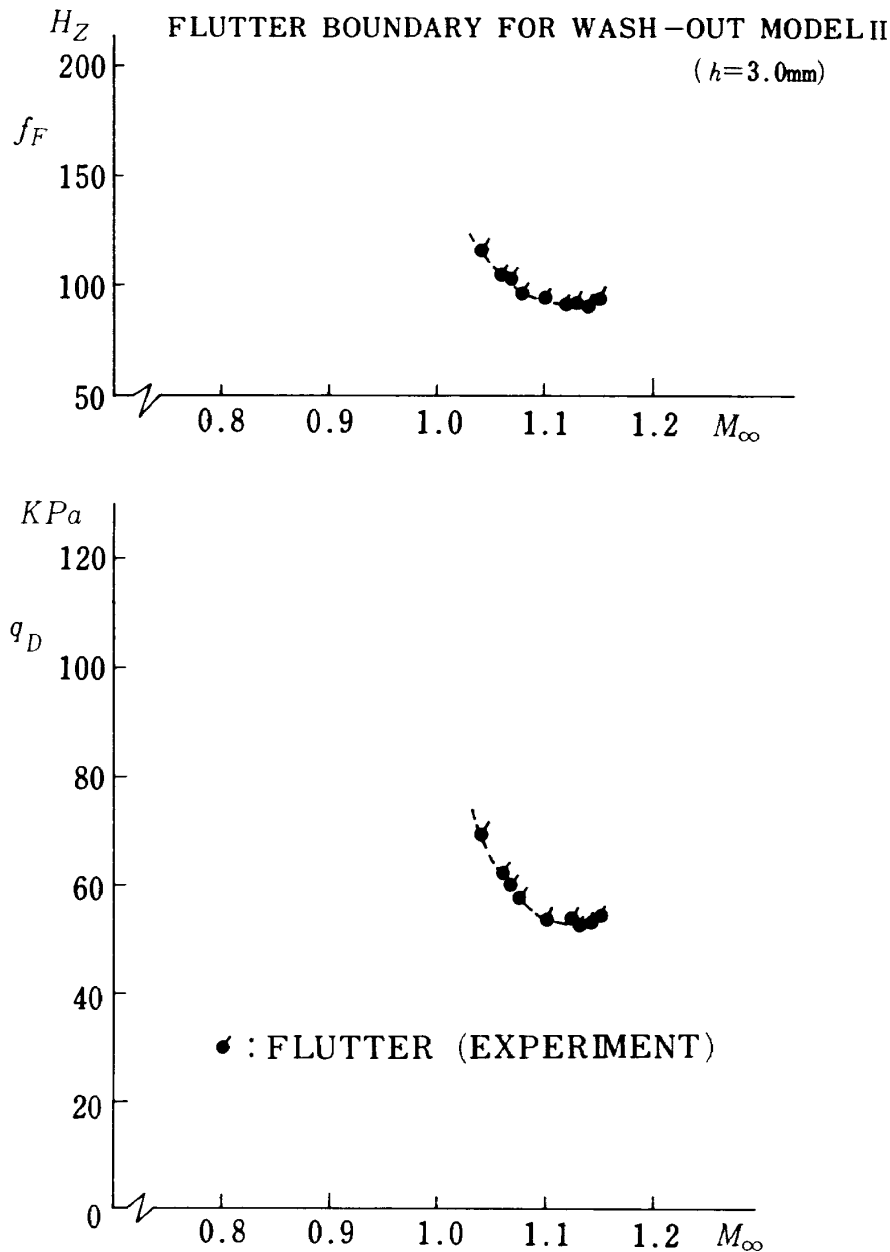


図4 Wash-out model II に対するフラッタ振動数とフラッタ発生動圧

激に増大し、 $M_\infty = 1.04 \sim 1.20$ では、風胴の作動範囲内ではフラッタが発生していない。但し、 $M_\infty \doteq 1.20$ では動圧のスweep範囲の上限 ($q_D \doteq 120 \text{ KPa}$) 付近でフラッタ発生の特徴を示した。このことは、 q_D が 120 KPa より若干高めのところからフラッタ限界が存在していることを暗示している。この model I では得られなかった $M_\infty \doteq 1.04 \sim 1.20$ におけるフラッタ限界は model I とほぼ相似で板厚の薄い Wash-out model II によって確かめることができる。図4にその Wash-out model II に対する試験結果が示されている。 $M_\infty \doteq 1.04 \sim 1.15$ で、風胴の作動範囲内にフラッタ限界が捉ら

えられていることがわかる。この模型 (model II) の $M_\infty = 1.00$ 以下のフラッタ発生動圧は動圧スweep範囲の下限よりも低いので、実験点は得られていない。図5には、Wash-in model II に対して得られたフラッタ発生動圧とフラッタ振動数がプロットされている。図から明らかなように、この模型に対しては、マッハ数のほぼ全域 ($M_\infty \doteq 0.80 \sim 1.20$) にわたるフラッタ限界が得られていることがわかる。この模型に対するフラッタ限界は、 $M_\infty \doteq 0.94$ で極小値を示した後、 $M_\infty \doteq 0.94 \sim 1.05$ にかけて急激に増加し、 $M_\infty = 1.10 \sim 1.20$ にかけて再びフラッタ限界の低下が起っている。

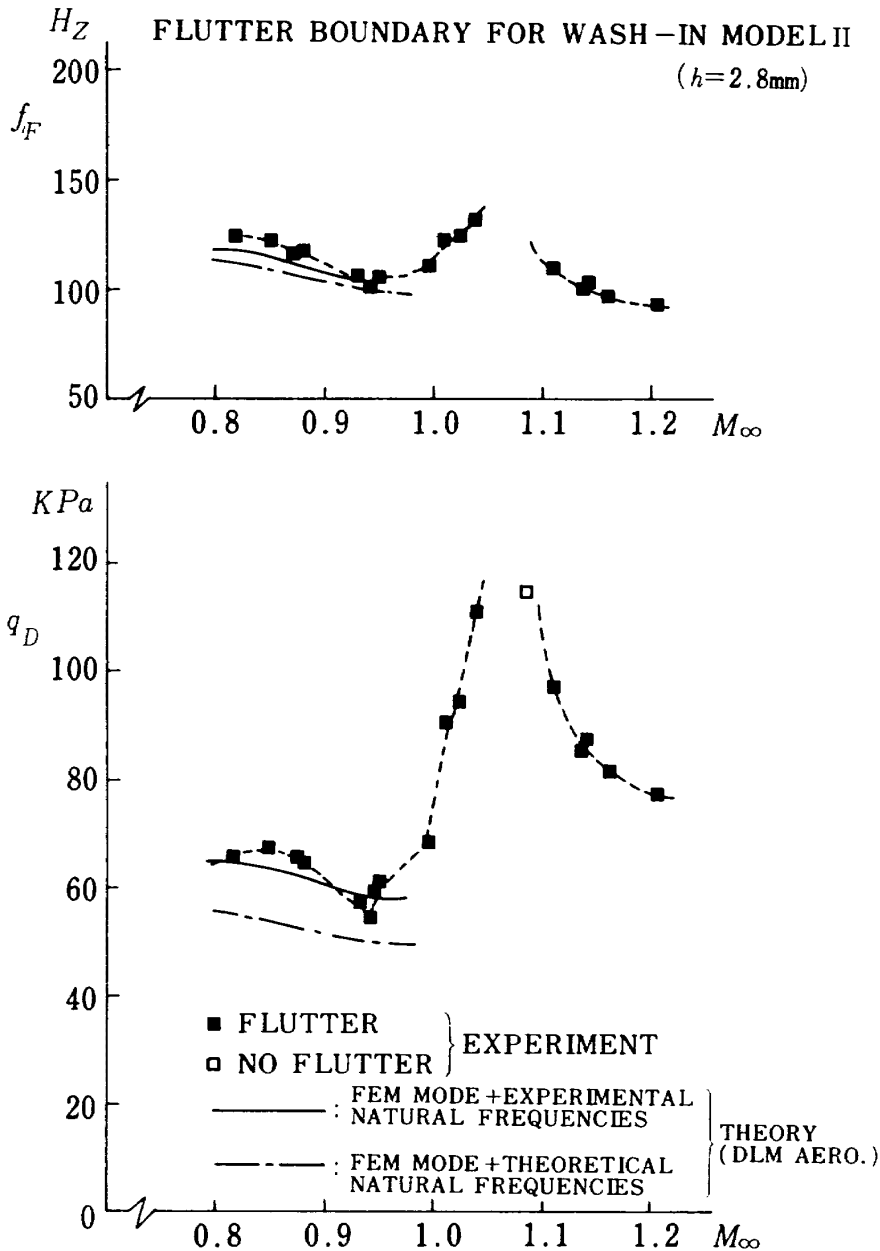


図5 Wash-in model II に対するフラッタ振動数とフラッタ発生動圧

3.2 空力弾性テラリング効果の検討

3.1節で示した3つの模型に対して得られたフラッタ発生動圧そのものは、言わば生データであって、これらの直接的な比較によっては空力弾性テラリングの効果(すなわち、 $\beta=+5^\circ$ と -5° の違いによる効果)を議論することはできない。それには、フラッタ限界を、芯材としての複合材平板の板厚に無関係な無次元係数の形にして比較する必要がある。このような無次元係数として通常用いられるのは、フラッタ速度係数、すなわち、 $V_F/(b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$ である。ここで、 V_F はフラッタ速度、 b_0 は翼根の1/2翼弦長、 ω_r は模型の基準振動数で、今回は第

3次の固有振動数 ω_3 を取る。また、 μ は質量比(mass ratio)で、 $\mu=m/\{\rho\pi b_0^2 l(\lambda+\frac{2}{3}(1-\lambda))\}$ で定義されるものである。ここで、 m は翼の質量、 ρ は空気密度、 l はセミスパン長、 λ はテーパー比である。

ところで、 $V_F/(b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$ の形にして、Wash-inとWash-outの模型のフラッタ限界を比較すれば、 β の違いによる効果が純粹に取り出せるかと言えば、必ずしもそうではない点に注意すべきである。Mykytow¹⁰⁾は、米国コーネル航空研究所で1956年~1958年の間に得られた後退翼に対する遷音速領域でのフラッタ試験データを基に、フラッタ速

度係数 $V_F / (b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$ が遷音速領域では質量比 μ に依存することを指摘している。このことから、 β の違いによる効果を純粹に取り出すにはフラッタ限界を $V_F / (b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$ の形にして、しかも μ がほぼ一定の条件 (Wash-in model と Wash-out model のそれぞれのフラッタ発生点における μ の値がほぼ同じでなければならない) 下で比較しなければならないことになる。このようなことから、今回、各模型に対して得られたフラッタ発生点における質量比の値を見つめる必要がある。図6にそれを示す。

図6から明らかなように、 $M_\infty = 0.8 \sim 1.04$ の間で得られた Wash-in model II に対する実験点の μ の値と Wash-out model I に対する μ の値は、きわめて良い一致を示している。一方、 $M_\infty = 1.075 \sim 1.20$ の間に得られた Wash-in model II に対する実験点の μ の値と、 $M_\infty = 1.04 \sim 1.15$ の間に得られた Wash-out model II に対する実験点の μ の間には、かなり大きな差があることがわかる。この事実に十分注意した上で、3.1節で示した、各模型に対して得られた生データを $V_F / (b_0 \omega_r \sqrt{\mu})$ の形にしてプロットしたのが図7に示すものである。

前述の議論から明らかなように、図7における Wash-in model と Wash-out model の間のフラッタ速度係数の違いのうち、Wash-in model の

$M_\infty = 0.80 \sim 1.04$ における係数と、Wash-out model の $M_\infty = 0.84 \sim 1.025$ における係数との間の違いは、ほぼ純粹に、 β の違いによるものと判断できる。(Wash-in model は Wash-out model に対して約25%~30%のフラッタ速度増を示している。)

しかし、Wash-in model の $M_\infty = 1.10 \sim 1.20$ におけるフラッタ速度係数と Wash-out model の $M_\infty = 1.04 \sim 1.15$ の間のそれとの違いには、 β の違いと μ の違いによる効果の両方が含まれていることになり、この部分に関しては β の違いによる効果のみを純粹に取り出すことはできない。しかしながら、 $M_\infty \geq 1.04$ におけるフラッタに関しても、Wash-in model が Wash-out model に対して有利であることは明らかなのであって、それは次のように示される。すなわち、 $M_\infty \geq 1.04$ に対するフラッタ発生点は、ほぼ同じ厚さ (芯材としての複合材平板) の Wash-in model II (2.8mm) と Wash-out model II (3.0mm) に対して得られているので、フラッタ動圧の形で直接の比較を行なうことができる。図8に、Wash-in model II と Wash-out model II の $M_\infty \geq 1.04$ のフラッタ動圧の比較を示す。図から明らかなように、両模型は、ほぼ同じ板厚の芯材を持っている訳であるが、Wash-in の翼は Wash-out の翼

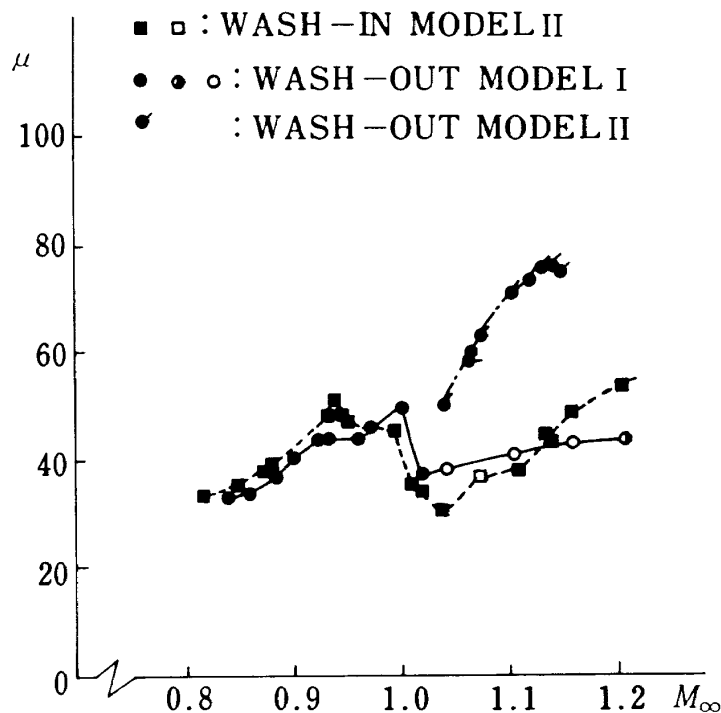


図6 フラッタ発生点における質量比 (μ) の値

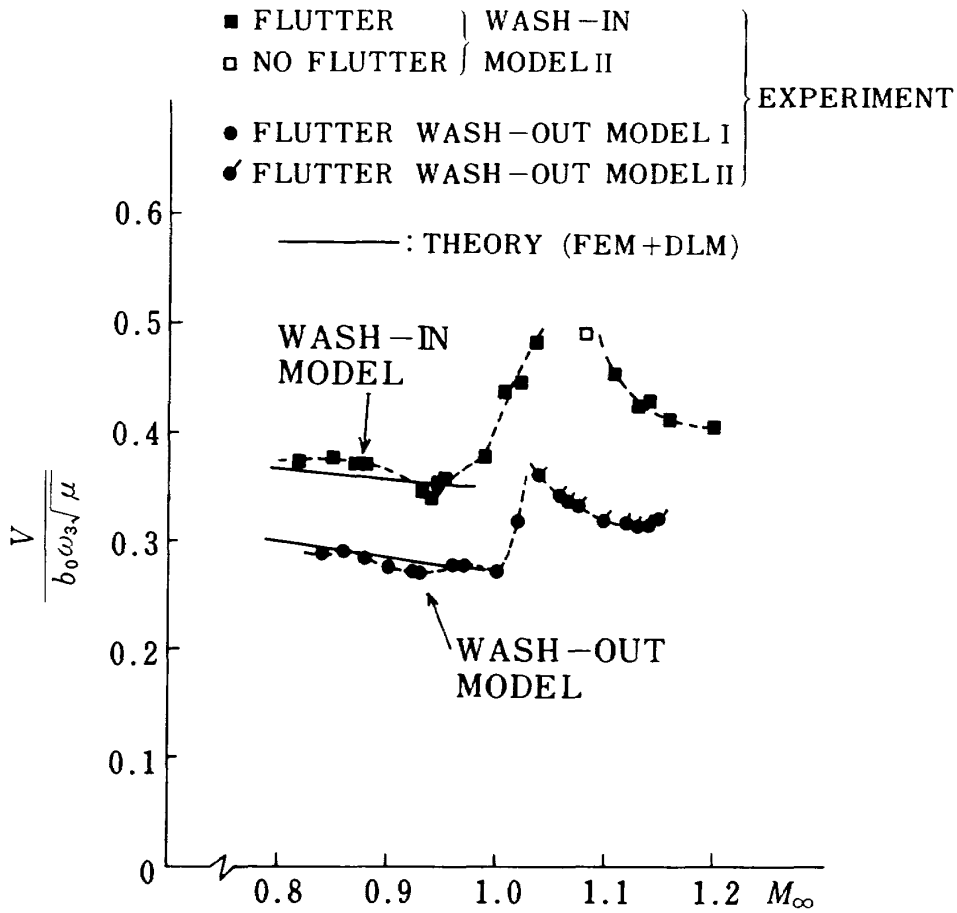


図7 Wash-in model とWash-out modelのフラッタ速度係数の比較

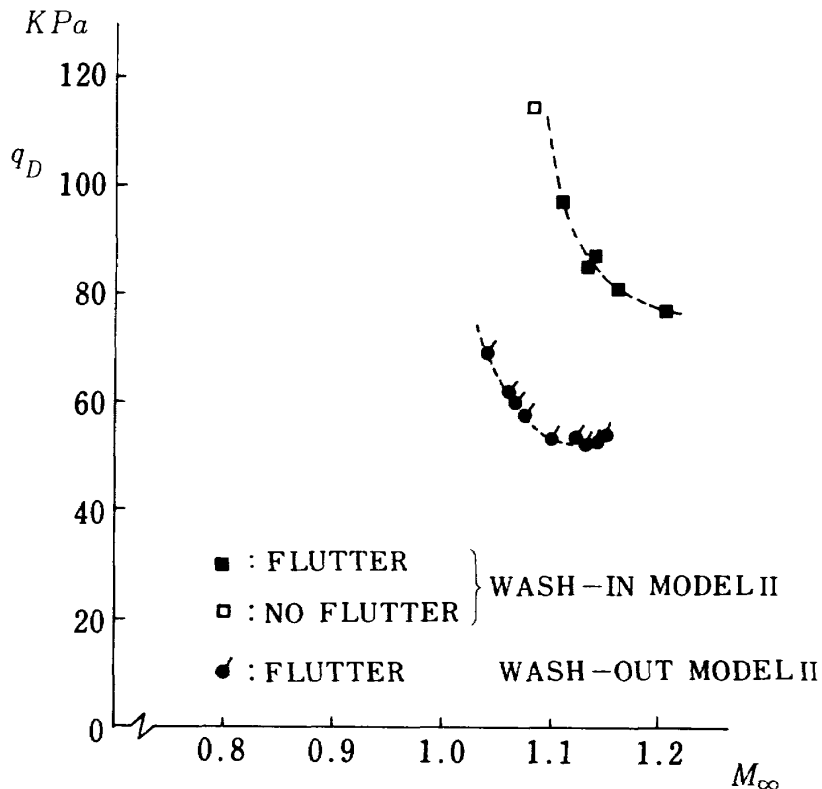


図8 Wash-in model とWash-out model の $M_\infty > 1.0$ におけるフラッタ発生動圧の比較

に対して、約 50% のフラッタ動圧の増加を示し、Wash-in の翼の有利性は明らかである。

4. 理論計算との比較

今回得られた実験データのうち、 $M_\infty < 1.0$ に対してフラッタ限界の得られている Wash-out model I と Wash-in model II に対しては、理論解析との比較を行なっている。フラッタ解析では、振動解析には有限要素法⁸⁾を用い、非定常空気力としては超音速非定常揚力面理論 (Doublet Lattice Method) によって予測されたものを用いている。有限要素法を用いた振動解析では、芯材の複合材平板は、56 の三角形要素で分割し、翼型の整形に用いているバルサは、翼弦方向 (上面 3 個, 下面 3 個, 尾部 1 個) の 7 個と翼幅方向 16 ケ所, 合計 112 個の集中質量によってモデル化している (バルサの剛性は考慮していない)。複合材芯材のモデル化に用いた有限要素は、H.C.T. (Hsieh-Clough-Tocher) の適合三角形要素¹¹⁾であり、1 要素 12 自由度である。

図 9 に Wash-out model I に対する固有振動数と、ノード・ラインが、実験値と比較されている。固有振動数は、理論値の方が若干高めを示している。図 10 には、Wash-in model II に対する固有振動数とノード・ラインが、実験値と比較されている。第 3 次の固有振動数が実験値よりかなり低めにでている。また、2 次のノード・ラインが実験値と若干異なっている。フラッタ計算は、有限要素法によ

NATURAL FREQUENCIES

MODE	EXPERIMENT	THEORY
1 st	67.0 Hz	74.7 Hz
2 nd	326.0	334.5
3 rd	436.9	477.6

NODE LINES :

———— : EXPERIMENT
 - - - - - : THEORY

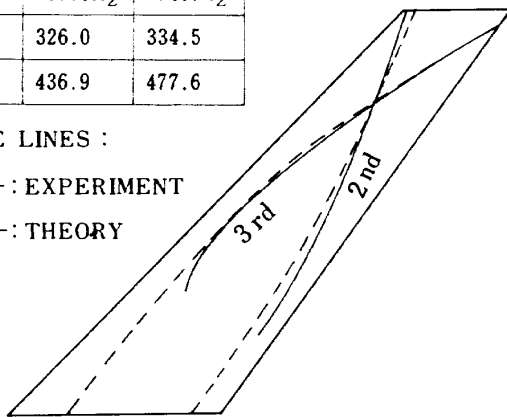


図 9 Wash-out model I に対する固有振動数とノード・ラインの理論と実験の比較

NATURAL FREQUENCIES

MODE	EXPERIMENT	THEORY
1 st	45.4 Hz	46.2 Hz
2 nd	235.2	235.0
3 rd	322.9	282.0

NODE LINES :

———— : EXPERIMENT
 - - - - - : THEORY

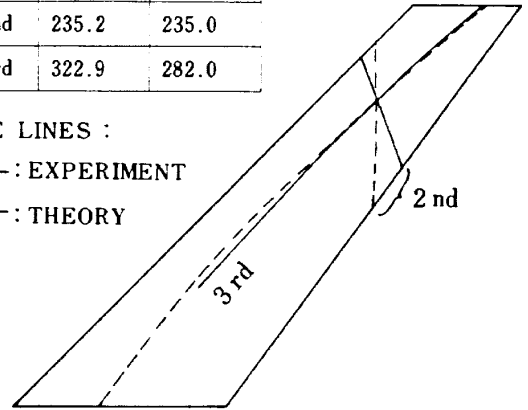


図 10 Wash-in model II に対する固有振動数とノード・ラインの理論と実験の比較

て計算された固有振動モードを 8 次まで用いてモード法によって行なわれたが、固有振動数としては、有限要素法による値を用いた場合と、3 次までは振動試験によって得られた固有振動数を用いた場合と二通りについて行なっている。また、フラッタ計算はいわゆる Matched point flutter analysis* を行なっている。結果は、図 3 および図 5 に示されている。固有振動数として実験値を用いた場合は、Wash-in model および Wash-out model の両方について、フラッタ限界値の急増が起るマッハ数までは、フラッタ振動数および動圧とも、実験値と良い一致を示している。また、図 7 に示した理論値は、固有振動数として、3 次までは実験値を用いた場合のものである。

5. むすび

後退翼の遷音速領域におけるフラッタ特性に与える、空力弾性テーラリングの基本的効果を実験的に

* フラッタ計算では、通常、空気密度を与えてフラッタの発生する風速 (フラッタ速度) が求められるが、この得られたフラッタ速度は必ずしも風洞測定部の風速と一致しない。これは、非現実的である。Matched point flutter analysis では、逆に、フラッタ速度が風洞測定部の風速に一致するように空気密度を決定するもので、より現実的な解析法といえる。

明らかにするため、積層構成の異なる複合材平板を芯材にしたフラッタ模型を数体製作し、吹き出し式遷音速風洞で試験を行なった。その結果、曲げ・捩れ変形特性の異なる二種類の翼 (Wash-out model と Wash-in model) のそれぞれについて、遷音速領域のほぼ全域にわたってフラッタ限界値が決定され、空力弾性テーラリングが、後退翼の遷音速フラッタ特性の改善に大きな効果をもたらすことが示された。

謝 辞

本研究を実施するに当り、機体第一部の山根皓三郎、石川隆司、熊倉郁夫、峯岸正勝、外崎得雄の各技官に協力していただいた。ここに記して感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Waddoups, M.E., et al., "Composite Wing for Transonic Improvements," AFFDL-TR-71-24, Nov. 1971.
- 2) Krone, N.J.Jr., "Divergence Elimination with Advanced Composites," AIAA Paper 75-1009, AIAA 1975 Aircraft Systems and Technology Meeting, Los Angeles, Calif. Aug. 4-7, 1975.
- 3) Triplett, W.E., "Aeroelastic Tailoring Studies in Fighter Aircraft Design," AIAA Paper 79-0725, 20th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 1976.
- 4) Gimmestad, D., "An Aeroelastic Optimization Procedure for Composite High-Aspect-Ratio Wings," AIAA Paper 79-0726, 20th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 1976.
- 5) 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ー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集, 1982年7月。
- 6) 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ーラリングの効果について, その2," 第20回飛行機シンポジウム前刷集, 1982年11月。
- 7) Murphy, A.C., et al., "The Design, Testing and Analysis of Aeroelastically Tailored Transonic Flutter Model Wings," AIAA Paper 83-1027, 24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May 1983.
- 8) 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" (近刊予定)。
- 9) 外崎得雄, 中道二郎, 熊倉郁夫, 峯岸正勝, 野口義男, 石川隆司, "繊維方向の異なる複合材平板の振動試験と解析" 第26回構造強度に関する講演会前刷集, 1984年7月。
- 10) Mykytow, W.J., "A Brief Overview of Transonic Flutter Problems," Unsteady Airloads in Separated and Transonic Flow, AGARD-CP-226, April, 1977, pp.11-1 ~ 11-11.
- 11) Clough, R.W. and Tocher, J.L., "Finite Element Stiffness Matrices for Analysis of Plates in Bending," Proceedings of the Second Conference on Matrix Methods in Structural Mechanics, 1969, pp.515-546.

航空宇宙技術研究所報告 827 号

昭和 59 年 8 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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南 4-2-12

Printed in Japan