

ISSN 0389-4010
UDC 533.6013.422:
533.693-1

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1208

空力弾性テイヤリングによって最適化された 前進翼の空力弾性特性について

中道二郎・江尻 宏・菊池孝男・峯岸正勝
外崎得雄・熊倉郁夫・野口義男
磯貝紘二

1993年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

空力弾性テイリングによって最適化された 前進翼の空力弾性特性について

中道二郎*、江尻 宏*、菊池孝男*、峯岸正勝*、
外崎得雄**、熊倉郁夫**、野口義男**、磯貝紘二***

On the Aeroelastic Characteristics of the Forward Swept Wing Optimized by Aeroelastic Tailoring

Jiro Nakamichi*, Hiroshi Ejiri*, Takao Kikuchi*,
Masakatsu Minegishi**, Tokuo Sotozaki**,
Ikuo Kumakura*, Yoshio Noguchi* and Koji Isogai***

ABSTRACT

Research on Aeroelastic Tailoring at NAL is presented. Flutter boundaries for an optimized forward swept wing have been experimentally verified at angles of attack of 0° and 2° (which is the design point) in the transonic range.

It was found that two different mode flutters and a divergence occur at almost the same dynamic pressure for the optimized forward swept wing.

The aeroelastic behaviors of the optimized forward swept wing are investigated and are compared with those of parametric studies performed previously.

概 要

空力弾性テイリングで最適化された前進翼の遷音速領域でのフラッタ限界値を、迎角 0° の場合と 2° の場合の一部について実験的に確認したので報告する。迎角 2° の場合（設計点）ではテイリングされた最適化前進翼は、極めて接近した動圧でふたつのモードのフラッタとダイバージェンスがほぼ同時に起きることが確認された。最適化された翼としての観点から非常に興味深い現象である。さらに以前から行われているパラメタスタディとの結果とも比較がなされている。

Key Words: Aeroelastic Tailoring, Optimization,
Flutter, Divergence, Scale Model

1. はじめに

空力弾性テイリングは、複合材の異方性を積極的に利用し、翼の空力弾性特性を大幅に改善する目的で、1970年代初めより米国を中心に研究が始められた。1974年に

Kroneによって、複合材の異方性を利用すれば前進翼の静的な空力弾性不安定の問題を解決し得ることが示され、それまで、後退翼に比べ幾つかの利点があるにも拘わらず実機に採用されることが少なかった前進翼の実現化の概念が提唱された⁽¹⁾。その後テイリングの技術は実験的にも検

* 平成5年3月1日受付 (Received / March 1993)

* 1 構造力学部 (Structural Mechanics Division)

* 2 機体部 (Airframe Division)

* 3 現 九州大学工学部 (Kyushu University, Department of Engineering)

元 数理解析部 (Computational Sciences Division)

証され、NASAのX-29実験機にその技術が駆使されたのは、周知のとおりである。その後、空力弾性テイラリングの技術の開発が各国で進められた。当所でも1980年代より空力弾性テイラリングの研究が開始され、理論的および実験的の両面から研究を継続してきた。本報告では、空力弾性テイラリングによって最適化された前進翼の迎角 0° と 2° の場合のフラッタ境界について実験的に明らかにされた。以前行なったパラメタスタディの場合と比較しつつ最適化された前進翼の空力弾性特性について考察する。

2. 航技研における空力弾性テイラリング

空力弾性テイラリングの研究のために開発したソフトの概要を記す。振動解析、非定常空気力解析、最適化プログラムに分けられる。振動解析はBeamモデルおよびPlateモデルの有限要素解析プログラム、非定常空気力についてはDoublet Lattice Method (DLM)⁽²⁾プログラムを用いている。フラッタ解析はこの両者をレーリ・リッツ法で結合し、U-g法を用いる。フラッタ解析ではフラッタに入るモードの跳び移りがしばしば起きる。この場合、フラッタ速度は不連続に変化し、設計パラメタに対するフラッタ速度微係数が存在しない。これが原因で、微係数を用いる最適化手法では、最適化過程で破綻し計算続行が不可能になることが頻繁に起きる。収束性に関する難点はあるが、当所ではフラッタ速度微係数を用いない最適化手法のひとつであるSimplex Method (SM)あるいはその改良型のComplex Method (CM)を用いている。これらの詳細については、文献(3)を参照されたい。設計変数は複合材板厚、繊維方向を選ぶことができ、フラッタ速度あるいはダイバージェンス速度に対する拘束条件のみならず静的空弾変形/静強度拘束条件も容易に扱える。

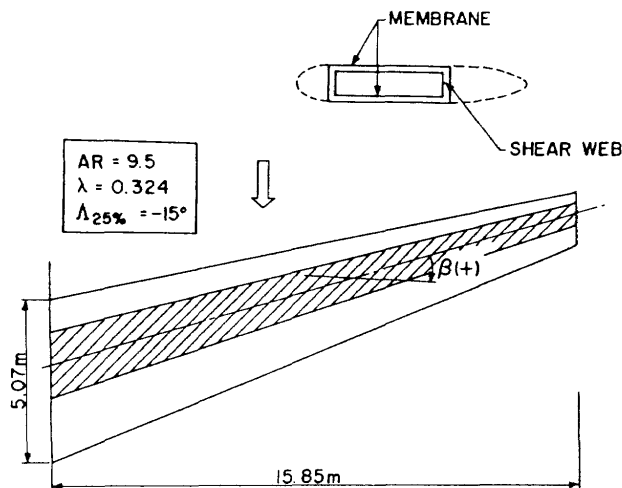


図1. 前進翼実験機の主翼平面形と桁構造

3. 前進翼の空力弾性テイラリング (1)

3-1. 遷音速前進翼 (パラメタスタディ)⁽⁴⁾—スケールモデル⁽⁵⁾

150席程度の前進翼旅客機を想定しその主翼を空力弾性テイラリングの手法を用いて設計し、そのスケールモデルのフラッタ試験を考える。実機の主翼の平面形および構造を図. 1に示す。

つまり、

半スパン長	S/2 :	15.85m
翼根長	C :	5.07m
テーパー比	λ :	0.324
アスペクト比	AR :	9.5
25%コード前進角	$\Lambda_{25\%}$:	15°

である。

20%から60%翼弦に前後桁と上下外板からなる箱型桁を通すことにし、上下外板はGraphite - Epoxy (T300/5208)とし、積層構成は($\beta^{66\%}$, $45^{17\%}$, $-45^{17\%}$) sym.とする。(βについては、図. 1参照)ここでは、各層のプライ数を表示するかわりに、板厚の変化を考慮して、ローカルな板厚に対する各層の占める厚さの割合を%で示すことにした。翼の質量分布は、YXX基本形態主翼桁構造の80%が複合材化されたと仮定し、かつ燃料満載の状態のデータを用いた。この前進翼に対して以下の静的強度、空力弾性変形およびフラッタ/ダイバージェンス速度に対する拘束条件のもとに、桁総重量を一定に保ち、βを設計変数としてパラメタスタディを行う。

ステップ (I) 実機の設計

静強度からの要求として、

- (i) 2.5Gの荷重に耐えること ($M_\infty=0.75$, $\alpha=2^\circ$ を想定) つまり、Tsai-Wuのweakest layer強度比Rが1以上であること

さらに空力弾性からの要求として、

- (ii) $M_\infty=0.75$ 、高度12,500ftにおいてフラッタ/ダイバージェンス速度が $1.2V_d=306\text{m/s}$ をクリアすることのふたつの拘束条件を課す。

問題はこれらの条件を満たしかつ翼端の垂直方向変位 W_t および捩れ角 θ_t が妥当な値を保つβを求めることである。($W_t \leq 2\text{m}$, $\theta_t \leq 2^\circ$ 程度とした)

解析の簡単化のために図. 1のように箱型桁を前後桁はShear Web、上下外板はMembraneとしてBeamでモデル化し、Membraneのスパン方向の厚さ分布は翼根で12mmとし、スパン方向に線形にテーパー ($\lambda=0.324$) させる。さらに、Shear Webの厚さ分布も同様にスパン方向にテーパーさせる。 $M_\infty=0.75$, $\alpha=2^\circ$ の条件で、βを -20°

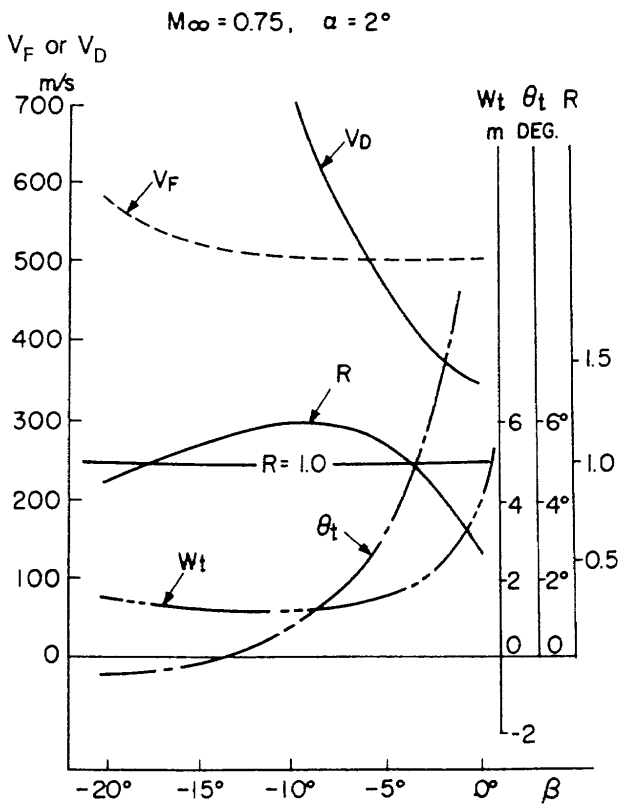


図2. 前進翼機の空弾特性と静強度比

から0°に渡り変化させ、フラッタ/ダイバージェンス速度、強度比R、翼端の垂直方向変位W_tおよび振れ角θ_tの振舞いを見た(図. 2)。図から分かる様にβ=-10°附近が先の拘束条件(i)、(ii)を満たしかつW_t、θ_tの値も適切である。この時のフラッタ/ダイバージェンス速度はV_F=505.4m/s (f_F=6.83Hz)、V_D=826.3m/sである。

ステップ(II) 空力弾性相似模型の設計

次に、この主翼のフラッタ試験用のスケールモデルを考える。用いた風洞は航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備(通称遷音速フラッタ風洞、吹出し式)である。本風洞のオペレーション範囲はM=0.6で約30~70KPa、M=0.75で約40~95KPa、M=0.9で約50~115KPaであり、

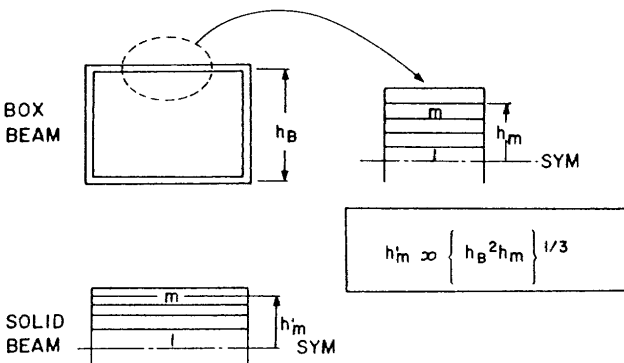


図3. 箱型桁と板芯材の振動特性相似則

測定部は0.6m×0.6mである。Duration Timeは約40秒、動的に測定部動圧が掃引可能である。風洞のオペレーション範囲でフラッタ境界を確認し得る、実機の主翼に対応する空力弾性相似模型を設計することが目的である。平面形は実機翼と相似である。風洞の測定部のサイズを考慮して、実機の1/45.5の模型とルートコード長を0.111m、半スパン長を0.348mとした。実機の箱型桁をそのままスケールダウンして使用風洞の運転範囲内でフラッタが発生するように設計することは、製作上の理由から不可能である。そこで、図. 3に示す様に実機の箱型桁を平板芯材でシミュレートする。芯材は実機主翼の箱型桁の平面形と相似平面形で、かつ厚さが翼根から翼端にかけて線形にテーパするソリッドCFRP板材とした。この芯材にウレタンフォームで翼型をつける。設計においては、線形理論を用いるため翼型の影響は考慮し得ないが、ここでは、超臨界翼型で成形する。

模型は、パラメタスタディによって最適と考えられる実機の上下外板積層構成(-10°_{66%}、45°_{17%}、-45°_{17%})symおよび非最適の(0°_{66%}、45°_{17%}、-45°_{17%})symの2体を作製することとした。箱型桁の前後のWebの影響を無視し、箱型桁の高さは、上下外皮の厚さに比べ十分大きいとすれば、実機の上下外板積層構成で得られる振動特性は、モデルの芯材の積層構成をh_m' ∝ (h_B²h_m)^{1/3}としたモデルの振動特性⁽⁶⁾とほぼ同じである。

これを適用とすると実機の上下外板積層構成構成(-10°_{66%}、45°_{17%}、-45°_{17%})symおよび(0°_{66%}、45°_{17%}、-45°_{17%})symは、(-10°_{31%}、45°_{17%}、-45°_{17%})symおよび(0°_{31%}、45°_{14%}、-45°_{55%})symとなる。これらのモデルをそれぞれModel A、Bと呼ぶことにする。板厚については、Model A、B共にフラッタ発生の確認が風洞の運転範囲内で可能であるように適切に選んだ。(ルートで7.60mm、ティップで2.46mm) 図. 4に実機主翼とスケールモデルの振動特性をA、Bそれぞれ比較して示す。本方法によって箱型桁の実機主翼の振動特性が平板芯材によってシミュレートされていることが良く確認できる。

3-2. 試験結果

フラッタ試験では、マッハ数を一定に保ち、動圧をスイープする方法を採用した。模型芯材のスパン方向約8%位置に貼られた歪ゲージの出力をモニターし、かつデータとして取り込み、通風後のFFT解析によってフラッタポイントを確認することにした。今の場合、主に模型の振動数および波形を確認すれば、本試験の目的は達せられることから、歪ゲージの出力と変位の関係については、更正試験を行っていない。モード等の計測については、フラッタ試験法に関する今後の課題として残る。

図. 5にパラメタスタディでのフラッタ試験結果を示す

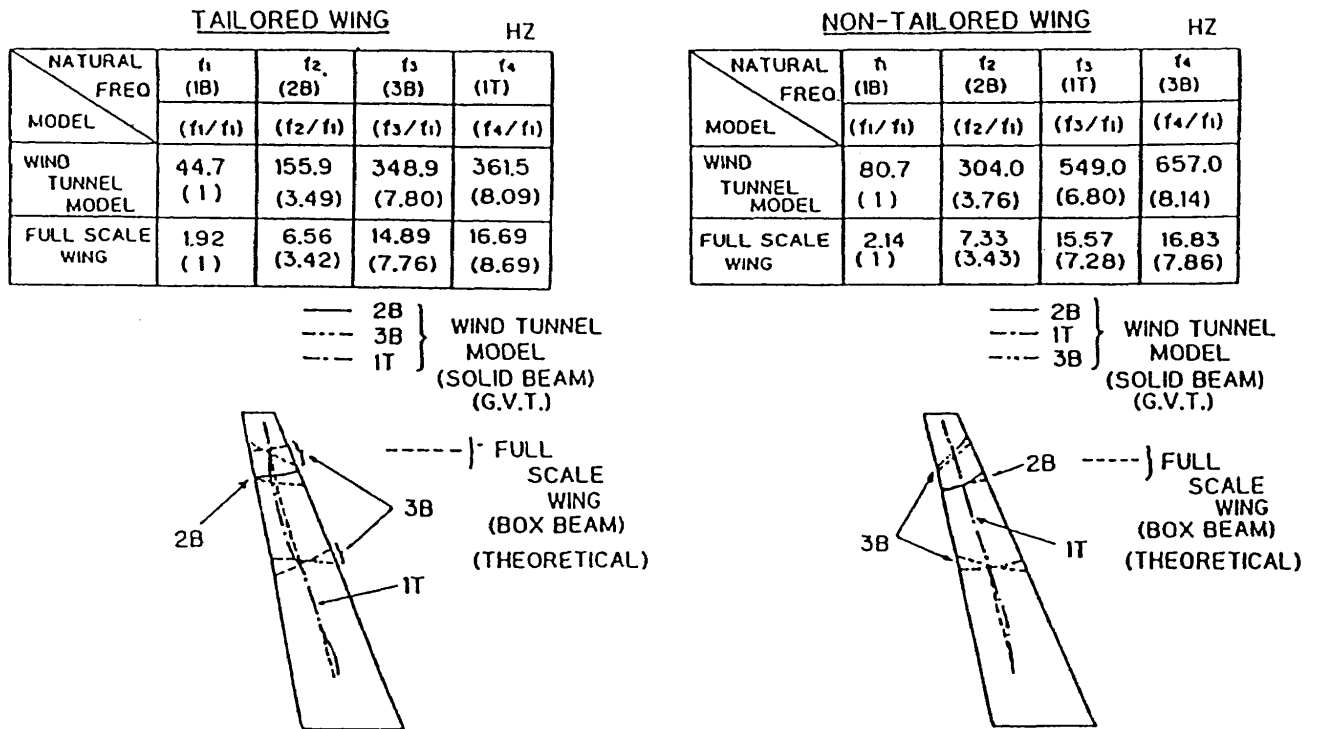


図4. 箱型桁と板芯材の振動特性相似性

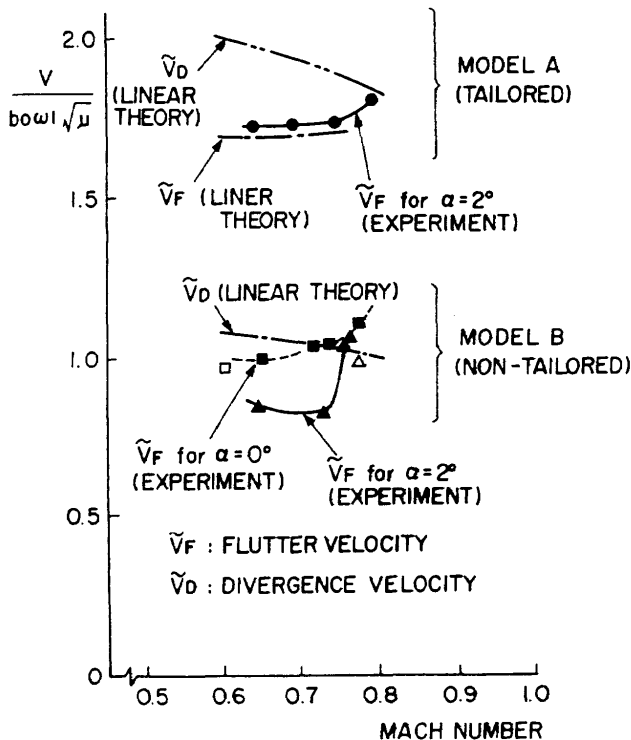


図5. 前進翼の遷音速フラッタ特性に与える繊維方向最適化の効果

Model Aに関しては $\alpha = 2^\circ$ で試験が行われた。理論上は図. 2に示したように前進翼にも拘わらずフラッタクリティカルであったが、試験でもそのことが確認された。Model Bについては、 $\alpha = 0^\circ$ 及び $\alpha = 2^\circ$ で試験された。このモデルでは理論上はダイバージェンスクリティカルと計算されていたが、試験結果ではフラッタが先に起きる結果となった。Model Bは次のふたつの点で通常の翼と空力弾性特性が異なっている。(i) フラッタ振動数は、試験した範囲では、翼の1次曲げ固有振動数よりも低い。(ii) フラッタ動圧限界値が迎角 α に強く依存する。(i) の点は前進翼にはしばしば見られる特徴(一般に前進翼の場合はもともとダイバージェンス傾向にあるため、動圧の増加と共に翼の振動数は低下する)であるが、(ii) の点を考え合わせた場合説明がつかない。Isogaiは、この現象の詳細を検討するため、文献(6)で、本3次元翼の2次元断面を、そのダイナミクスを模擬した2自由度のBinary Systemで支持し、ナビエ・ストークス解析コードを用い空力弾性現象をシミュレートした。その結果Shock Stall Flutterが起きることが確かめられた。Model B、 $\alpha = 2^\circ$ のフラッタはいわゆるShock Stall Flutterである。詳しくは文献(6)を参照されたい。いずれにせよ、本試験により前進翼箱型桁の上下外板の複合材板繊維方向を適切に配することにより前進翼の静的不安定、ダイバージェンスを解消し、かつ遷音速域において60~80%のフラッタ速度増が実現されることが実証された。

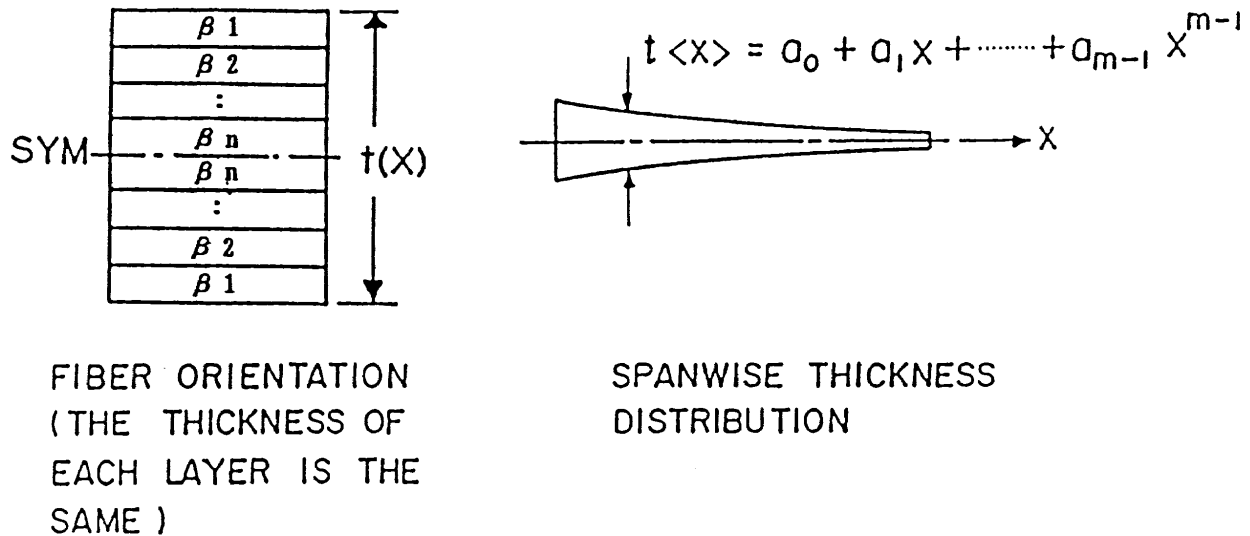


図6. 箱型桁外皮の積層構成と板厚分布

4. 前進翼の空力弾性テイラリング (II)

4-1. 遷音速前進翼 (最適化) ⁽³⁾ - スケールモデル ⁽⁵⁾

当所では、さらに研究を進め遷音速前進翼に対して、翼の桁質量を目的関数とし、フラッタ/ダイバージェンス速度に拘束条件を課し、かつ、翼端変位、捩れ角の静的空弾変形に対し拘束条件を設け、CMを用いた最適化を行いこれらのスケールモデルによる実験的検証を行なった。これらの理論的根拠については文献(3)を参考にされたい。

先の150席程度の前進翼形態の輸送機を考える。主翼平面形およびその構造も、図. 1に示すとおりとする。まず、航技研で開発した最適化プログラムを用いて、実機の主翼を設計する。しかるのち、テイラリングの効果を実験的に実証するため、航技研所有の遷音速フラッタ風洞用のスケールモデルを製作する。

ここでの実機主翼の設計に当たっては、箱型桁の上下外板の積層構成のみならずその板厚を最適に設計する。この場合の積層構成は $(\beta_1, \beta_2)_{sym}$ とする。評価関数は、箱型桁の総重量であり、設計変数は、上下外板の積層の配勾角 β_1, β_2 およびその板厚分布がパラメタである。板厚に関しては、図. 6に示すとおり、スパン方向にグローバルに2次式で近似し、その係数を設計変数とする方式を採用した。

ステップ (I) 実機の最適設計

拘束条件を以下の様に設ける。

- (i) 静強度要求として、3.8Gの荷重に耐えること。
- (ii) 空力弾性要求として、

- ① $M_\infty=0.75, h=12,500ft$ において、フラッタ速度およびダイバージェンス速度が $1.2Vd=306m/s$ を満たすこと。
- ② $M_\infty=0.75, h=12,500ft, \alpha=2^\circ$ 、動圧 $39.175KPa$ (2.5Gの荷重を生じる) における静的空力弾性変形が $W_t \leq 2m, \theta_t \leq 2^\circ$ を満足すること。

以上の設計条件のもとで、箱型桁外板の積層構成および板厚分布を最適化する。

図. 7 a, bに最適設計の過程における桁重量、フラッタ速度、ダイバージェンス速度、強度比、 W_t および θ_t の振舞いを示す。

最終的に得られた結果は、

桁重量 = 587.0Kg, $V_F=306m/s, V_D=\infty$,

$W_t=1.54m, \theta_t=0.117^\circ$

この時の板厚および積層構成は、

$t_1=11.24mm, t_2=5.87mm, t_3=2.62mm,$

$\beta_1=-1.36^\circ, \beta_2=-29.17^\circ$

である。

ここに、 t_1, t_2 および t_3 はルート、セミスパンおよびテイクオフでの板厚である。この時の振動特性を固有振動数で整理し、表. 1の上段にまとめる。

ステップ (II) スケールモデルの設計

先と同様に、ステップ (I) で最適化した実機の箱型構造主翼に対する、ソリッドな複合材平板を芯材とする空力弾性相似模型を設計する。

使用風洞は、航技研の遷音速フラッタ風洞である。模型のルートコード長および半スパン長はそれぞれ0.111m、

OPTIMIZATION UNDER MULTIPLE CONSTRAINTS

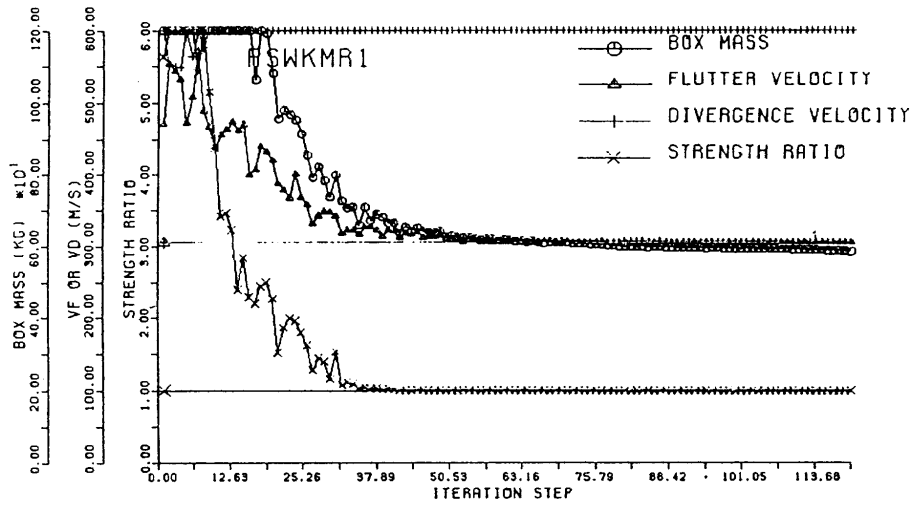


図7 a. 前進翼最適化過程の諸量の振舞 (I)

OPTIMIZATION UNDER MULTIPLE CONSTRAINTS

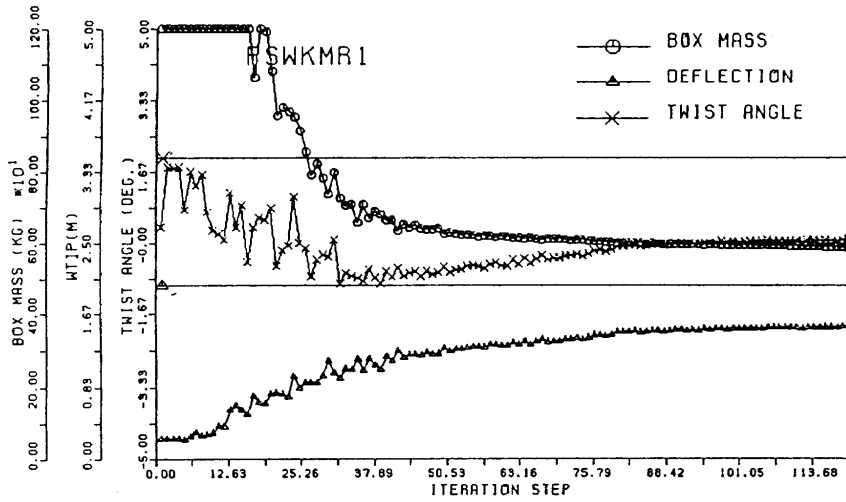


図7 b. 前進翼最適化過程の諸量の振舞 (II)

case Hz	f1	f2	f3	f4	f5
実機/計算 (振動数比)	1.79 (1)	5.90 (3.3)	13.0 (7.26)	13.98 (7.81)	21.46 (11.99)
相似模型/計算 (振動数比)	63.75 (1)	214.0 (3.36)	457.0 (7.17)	483.2 (7.58)	760.4 (11.93)
相似模型/試験 (振動数比)	57.25 (1)	196.2 (3.39)	419.4 (7.13) (..)	730.9 (12.6)

表1. 前進翼最適化における各ケースの振動特性

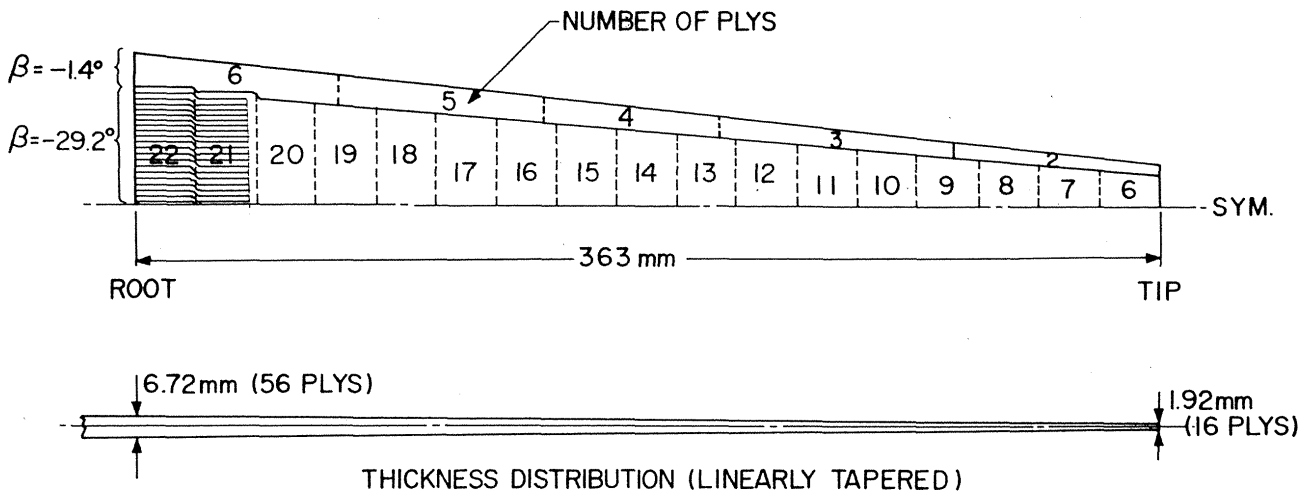


図8. 空力弾性相似模型芯材積層構成および板厚

0.348mである。つまり、幾何学的には先のパラメタスタディでの空力弾性模型と全く等価な模型となるが、積層構成、芯材板厚分布が異なってくる。相似則については一般的に、長さの相似比は簡単に、模型スパン (0.348m) / 実機スパン (15.8m) = 0.022となり、速度あるいは、時間に関する相似比は、 $V_m/V_a = 0.784$; ($M_\infty = 0.75$ 風洞内) / (306m/s、フラッタ、ダイバージェンス拘束速度)、また、質量に関しては、 ρ_m (風洞内標準空気密度) / ρ_a (高度12,500ft) = 2.593となる。これらの基本の基本相似パラメタを用いて、諸量の相似比は簡単に求められる。因みに、振動数に関する相似比は、1 / 時間の次元を考慮すると $(V_m/V_a) / (L_m/L_a)$ より、35.65となる。ここに添字a、mはそれぞれ実機および模型に係わる量を示す。

積層構成に関してはこれも先と同様、Webの影響を無視し、箱型桁の高さは上下外皮の厚さに較べ十分大きいという条件より、先の板厚構成相似則を用いる。この場合は、実機の最適化された上下外皮積層構成 ($-1.36^\circ_{50\%}$ 、 $-29.17^\circ_{50\%}$) symを、相似模型の積層構成 ($-1.36^\circ_{21\%}$ 、 $-29.17^\circ_{79\%}$) symで近似できる。

本報告の限りにおいて、このモデルをModel Cと呼ぶ。実機の最適化では、翼根から翼端にかけて、2次式で板厚分布を決定したが、相似模型芯材の板厚は、そのスパン方向の変化が著しくないことから、線形近似する。芯材の板厚テーパー比を $\lambda_t = 0.290$ とし使用風洞のオペレーションの範囲内でフラッタがおきるように翼根における板厚を決定することとし、 $t_1 = 6.72\text{mm}$ と決定した。図. 8に製作上可能な最小プライ厚さが0.13mmとして計算された本模型の芯材の積層構成が示されている。この芯材の振動特性を表. 1の中段に掲げる。振動数比を見ても分かる様に概ね実機の主翼の振動特性と相似である。この模型に対するフラッタ計算の結果は、 $V_F = 253.5\text{m/s}$ $f_F = 169\text{Hz}$ 動圧

69.72 KPaであり、 $W_t = 0.0313\text{m}$ 、 $\theta_t = -0.516^\circ$ ($M_\infty = 0.75$ 、 $\alpha = 2^\circ$) となる。これらを実機スケールに換算した場合、芯材の板厚分布に関する近似、積層構成の相似則に係わる近似による誤差は数%以内であることが確かめられている。

4-2. 試験結果

振動試験結果について整理すると、表1のようになる。翼を図. 9に示すようなブロックに固定しその前後を2台の加振機で支え加振する方法を採用した。翼平面形において10x4の格子点を定め都合40点の応答をみた。加振方法は、2台の加振機の位相を同相にし、正弦波加振、およびランダム加振のふたとおりを実施し相互チェックを行なった。変位は非接触型レーザ変位計を使用し予め入力された格子点座標位置を自動的にスイープする方式を採った。表. 1で示されているように、計算結果では480Hz附近に4次のモードが現れるが、試験ではこれに対応するモードは明確に確認し得なかった。図. 10にランダム同相加振で計られた1次から3次の振動数とモードおよび730.9Hzのモードを計算結果と対応させて5次のモードとして示す。

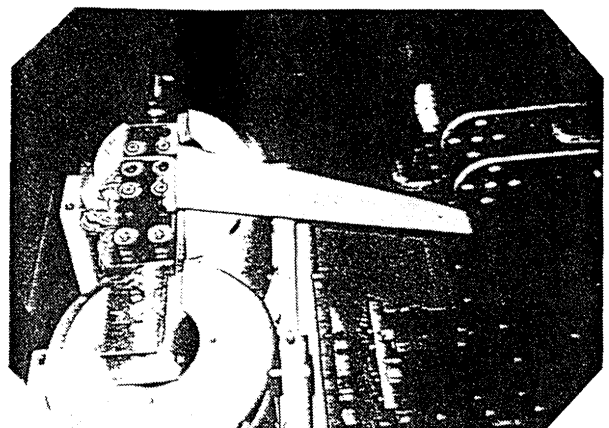


図9. 振動試験の状況

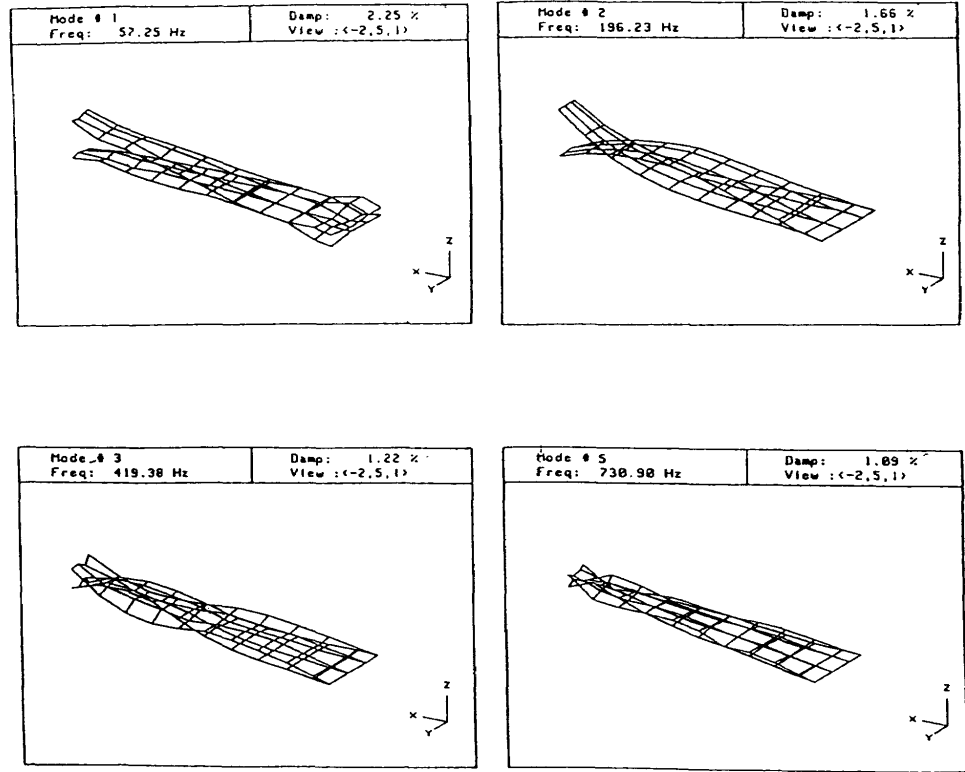


図10. ランダム同相加振による固有振動数とモード

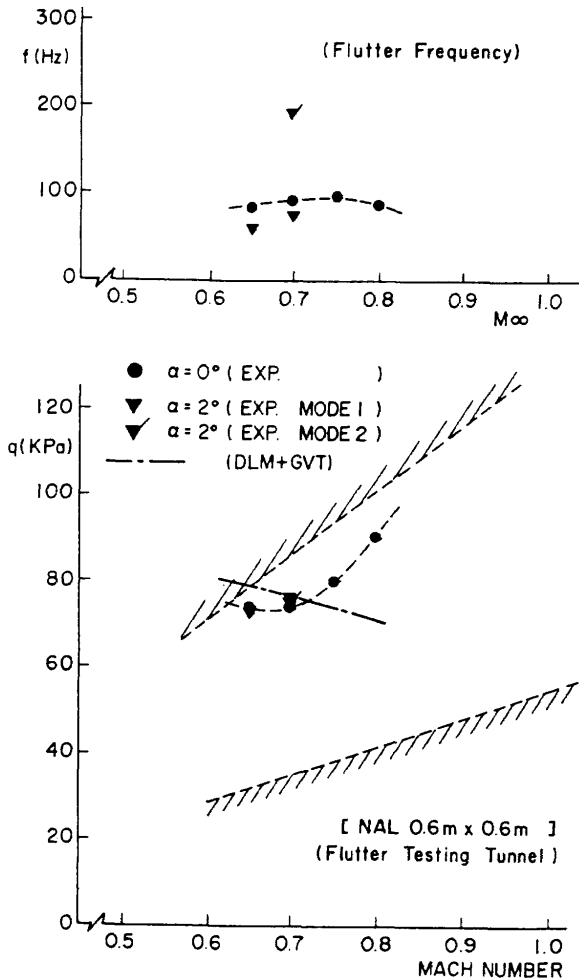


図11. 最適化前進翼のフラッタ境界と振動数
(迎角0度、2度)

上記空力弾性相似模型を1体製作した。

まず、迎角0度の場合について示す。図. 11に、フラッタ境界値および振動数を動圧VSマッハ数、振動数VSマッハ数で表す。一点鎖線は空気力としてDLMおよび振動試験結果を用いた時の計算による値である。●印が迎角0度の場合のフラッタ動圧および振動数である。本相似模型は、フラッタ解析としては線形理論を用い最適化を行なったので遷音速ディップについては解消されていない。M_∞=0.7付近までは、フラッタ境界は線形理論とよく一致するが、それ以上高いマッハ数では、M_∞=0.7付近が遷音速ディップとなってフラッタ動圧が上がる結果になっている。振動数について見れば、M_∞=0.65~0.8の間では、概ね86~99Hzである。1次の曲げ振動数が55Hzであることからして、フラッタモードは1次の曲げと振りの連成した典型的な古典的なフラッタであると推測される。図. 12~図. 15に各マッハ数でのフラッタ限界における翼の応答とパワースペクトル密度を示す。これらの図は、時間軸方向に矩形の200msecのウィンドウをかけて処理したものである。若干風洞の擾乱を拾い、高周波を含むが、パワースペクトルでは顕著なピーク値が存在し、典型的なフラッタ応答を呈している。途中完全な発散に至らないのは、構造あるいは空気力の非線形性によることは周知のとおりである。

さらに、空力弾性テイリングの効果を確かめるために、フラッタ時の動圧および空気密度データより、図. 11を無次元化フラッタ速度の形に整理したものが図. 16である。図中、V_Fはフラッタ速度、b₀は半翼根弦長、μは質量比、

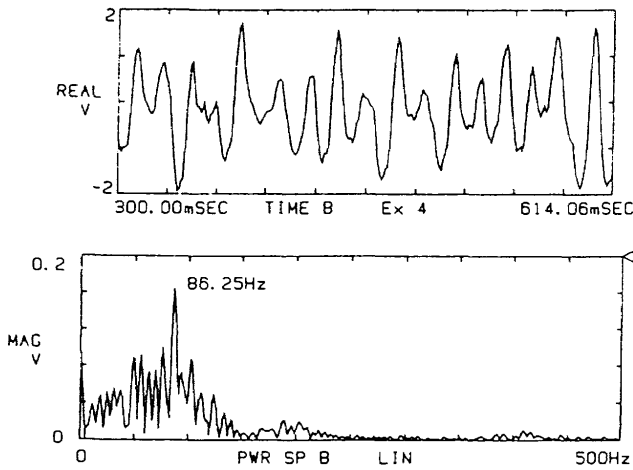


図12, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角0度, マッハ数0.65)

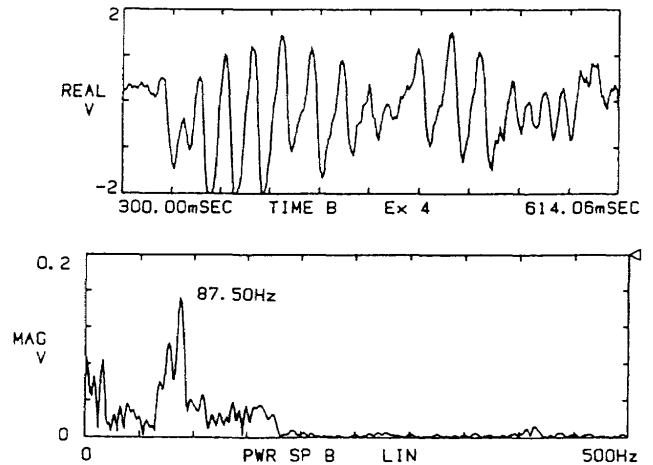


図15, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角0度, マッハ数0.80)

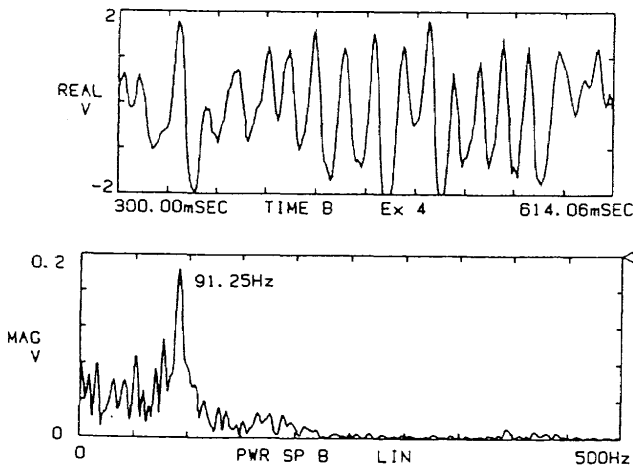


図13, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角0度, マッハ数0.70)

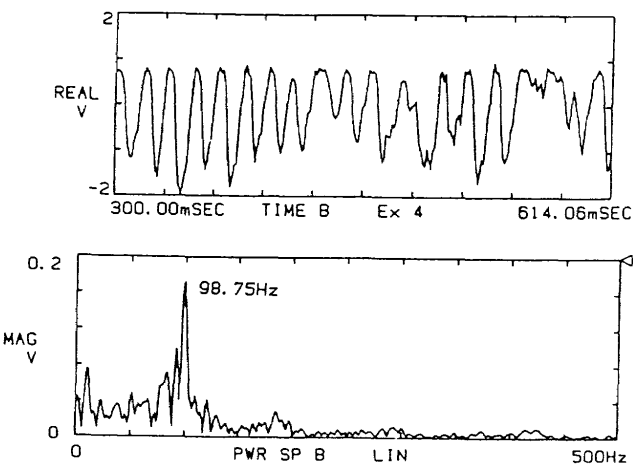


図14, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角0度, マッハ数0.75)

Bの結果とあわせて示す。Model Bでは $\alpha = 0^\circ$ (■印) と 2° (▲印) の場合が示されている。

つぎに、この前進翼の設計条件である迎角 2° で行なった試験の結果を示す。最終的には、試験の不幸で模型を損じる結果になったが、マッハ数0.65および0.7においてのデータは取得できた。図. 11にその結果の一部を示す (▼印、▼'印)。図. 17に $M_\infty = 0.65$ 、動圧74.4KPaにおける翼応答を示す。フラッタポイントにかなり近く、ほぼフラッタ状態である。

$M_\infty = 0.7$ で、動圧をフラッタ境界以上上げてしまったために、模型は破壊した。この時の翼の破壊に至るまでの

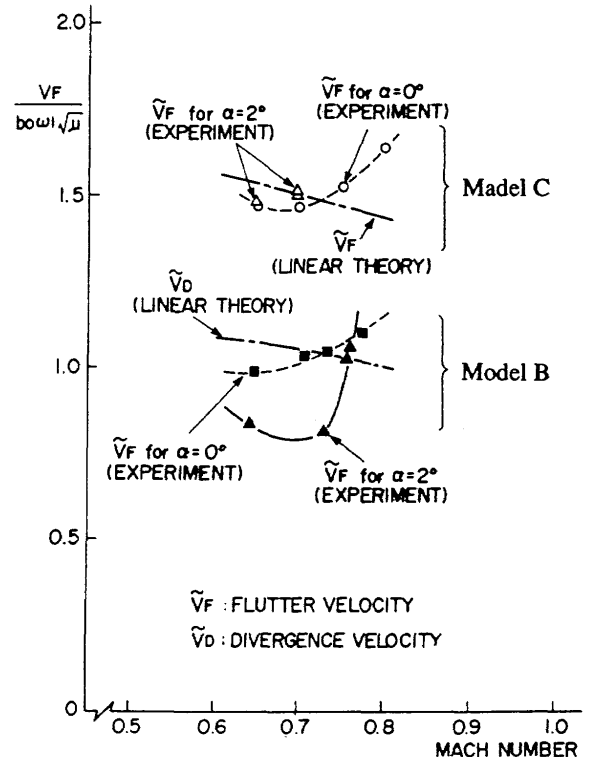


図16, 最適化前進翼の無次元化フラッタ速度

ω_1 は最低次の固有振動数である。このモデルのフラッタ時の質量比は概ね52~64であった。ここで前節における非最適化翼との直接の比較は難しいが、参考までにModel

応答を調べることにより、フラッタ境界値のみならず非常に興味深い事実が判明した。図. 18にマッハ数0.70での破壊直前の翼の応答波形とスペクトル密度を示す。このときのスペクトル密度は97.5Hzと195Hzに高いピークが存在することが分かる。以後これらをそれぞれモード1、2とし、このふたつのピークが何故存在するのかの考察を行なう。

この動圧付近の翼の振舞をみるため図. 19、20に動圧76.2KPaおよび77.2KPaでの応答波形とスペクトル密度を示す。図. 19を見ると195Hzのモードは高いピークを示し、90~100Hz辺りには幾つかのピークを示すものの顕著ではない。それぞれのモードの振舞を調べるために、バンドパスフィルター(70~110Hz、170~210Hz)をかけて見たのが、図. 21、22である。図. 21から分かるように、モード1は動圧76.2KPaではフラッタに近い様相は示すが、完全にフラッタポイントであるとは言い難い。一方、モード2の方は、この動圧においてピーク値および波形のいずれからも明らかにフラッタ時のそれである。故に本前進翼のフラッタ動圧は76.2KPaであり、振動数195Hzのモード2のフラッタであるといえる。(図. 11 ▼印)

つぎに、モード1がどこでフラッタを起こすかを見る。図. 23、24は図. 20の結果を先と同様にバンドパスフィルターをかけて見たものである。図. 23では図. 21とは異なりモード1の振舞は非線形性から減衰はするもののフラッタの様相を示す。つまりモード1は動圧77.2KPaでフラッタを起こすと考えて良い。(図. 11 ▼'印) この時のモード2の振舞は図. 24である。先にフラッタに入ったこのモードはモード1のフラッタ突入に干渉されることなくフラッタを続けている。

ここで、モード1は振動数から、迎角0度におけるフラッタに対応するモードであると考えられる。迎角2度では振動数195Hzのモード2は、モード1がフラッタを起こす動圧より低い動圧でフラッタに入ることが分かった。文献(6)等では超臨界翼型を有する高アスペクト比翼のフラッタは迎角に大きく依存し、高迎角では、ショックストールフラッタの発生する可能性が示されている。そのため、急激なフラッタ境界の低下が見られることが指摘され、いわゆるNon-Classicalなフラッタとして世界的に興味を持たれている。線形理論で最適化を行なうためこれらの現象は前以って予測することは不可能である。本研究の過程でも、前節のパラメタスタディで製作した非最適化翼が迎角2度において曲げ1自由度のショックストールフラッタを起こした。

最適化翼(Model C)の場合も、モード2の振動数が195Hz、つまり、本翼模型の曲げ2次モードの振動数のフラッタであることから、ショックストールの1自由度フラッタである可能性が十分考えられる。外翼部でショックストールが発生し、曲げの2次モードが強制振動に近い形で

励振されているものと考えられる。

さらに、図. 18に戻る。ここで、加えて注目すべきことは、翼応答に低周波が乗っている。これは、ダイバージェ

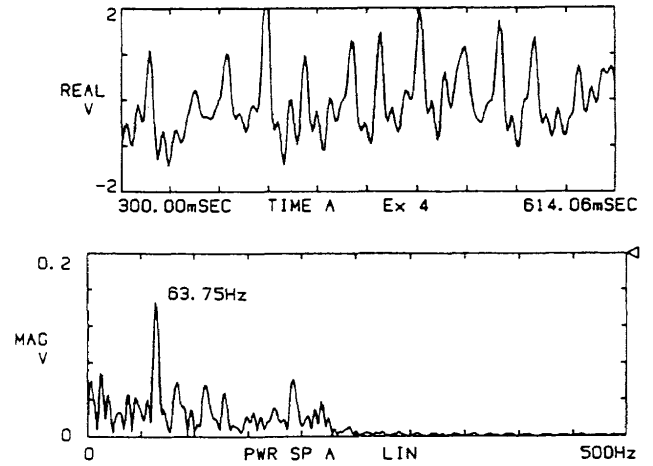


図17、フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度(迎角2度、マッハ数0.65、動圧73.8KPa)

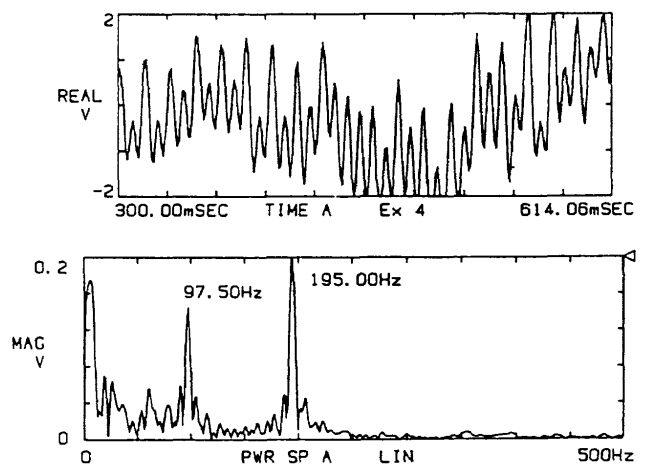


図18、模型破壊直前の翼応答とパワースペクトラム密度(迎角2度、マッハ数0.70、動圧77.9KPa)

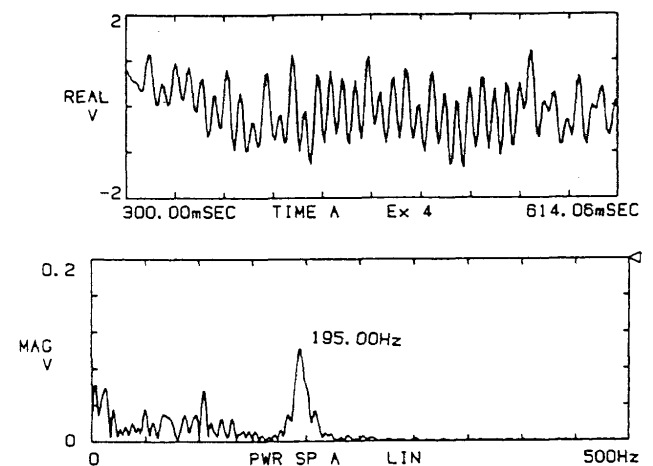


図19、フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度(迎角2度、マッハ数0.70、動圧76.2KPa)

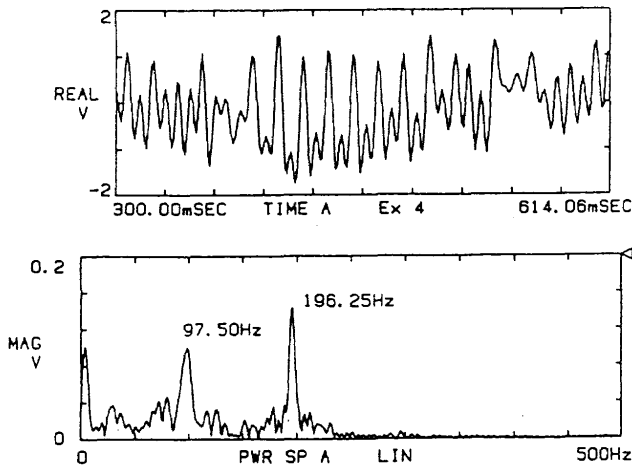


図20, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角2度、マッハ数0.70、動圧77.2KPa)

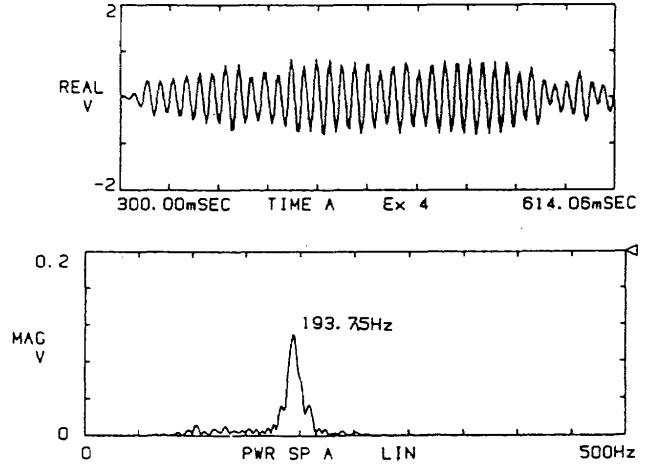


図22, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角2度、マッハ数0.70、動圧76.2KPa、BPF 170~210Hz)

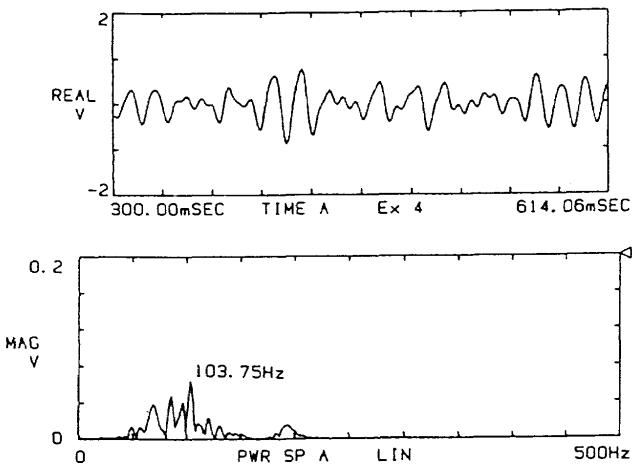


図21, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角2度、マッハ数0.70、動圧76.2KPa、BPF 70~110Hz)

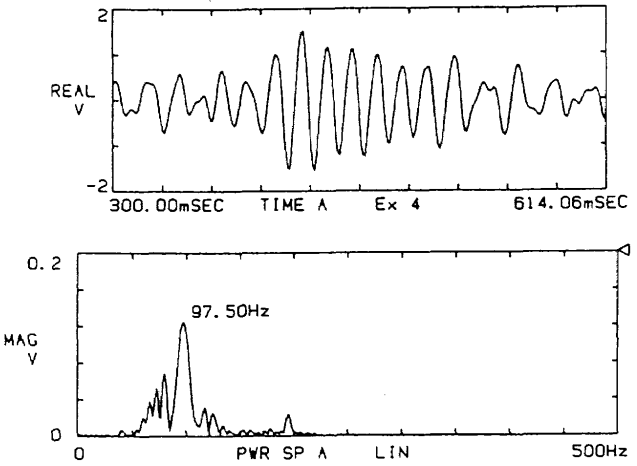


図23, フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度 (迎角2度、マッハ数0.70、動圧77.2KPa、BPF 70~110Hz)
(ii) 空力弾性テイラリングによって最適化された翼は、非古典的なフラッタがクリティカルになる可能性がある。

(ii) スケールモデルの設計手法が確認された。

の点が挙げられる。

今後の当面の課題は最適化翼の迎角2度におけるフラッタ境界の実験の確認、および最適化によるテイラリングの効果の客観的な実証である。また、最適化の効果を見る過程で奇しくも複合材前進翼が、曲げ2次のショックストールフラッタと考えられる現象を起こした訳であるが、これに関する理論的根拠の提示等が今後の課題として残る。複合材の発展とテイラリング技術の進歩は相俟つところが大きい。現在、複合材はA-320の尾翼、あるいはATR-76では主翼部材として使われはじめた。複合材が主要部材に本格的に使われる将来、テイラリング技術が非常に重要になるであろう。

最後に本研究を実施するにあたり、著者以外に航技研機体部、山根皓三郎、石川隆司技官の絶大な協力が得られたことを付記する。さらに、本研究で用いた模型の超臨界翼

ンスであると考えられる。これも、翼構造および空気力の非線形性から低周波振動となっているが、この時点でダイバージェンスの発生は疑う余地は無い。本模型の破壊した直接の要因は、試験時のビデオからも判定される様にこのダイバージェンスであると考えられる。本翼模型はモード1、モード2のフラッタ動圧およびダイバージェンス発生時のフラッタ動圧が極めて接近している例であるといえる。

5. おわりに

以上、航技研における前進翼のテイラリングに関する研究について述べた。まとめると、前進翼に関して、

- (i) パラメタスタディおよび最適化による空力弾性テイラリングによって、空力弾性特性を大幅に改善し得ることが示された。特に、最適化された翼は、複数のフラッタモードおよびダイバージェンス動圧が極めて接近していることが分かった。

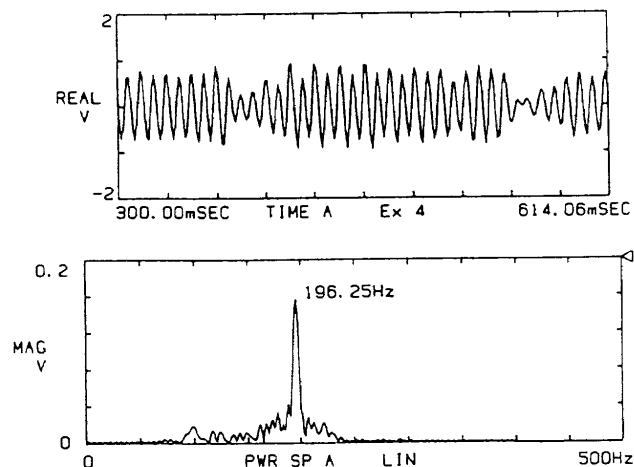


図24、フラッタ時の翼応答とパワースペクトラム密度
(迎角2度、マッハ数0.70、動圧77.2KPa、BPF 170~210Hz)

型のデータは新技術事業団の大貫氏、名古屋大学の神谷教授から提供して戴いた。謝意を表す。

参考文献

- (1) Krone, N.J., Jr., "Divergence Elimination with Advanced Composites" AIAA Paper 75-1009, Aug. 1975
- (2) Albano, E., and Rodden, W.P., "A Doublet - Lattice Method for Calculating Lift Distributions on

Oscillating Surface in Subsonic Flows" AIAA Journal, Vol.7, No.2, Feb. 1969, pp. 279 - 285

- (3) Isogai, K., "Direct Search Method to Aeroelastic Tailoring of a Composite Wing under Multiple Constraints" Journal of Aircraft Vol.26, No.12, Dec.1989, pp. 1076 - 1080
- (4) 磯貝「空力弾性テイラリング」日本複合材料学会誌 第14巻 第3号 1989年3月
- (5) Isogai, K., "Some Problems of Aeroelastic Scale Model of Aeroelastically Tailored Composite Wing" International Symposium on Scale Modeling, The Japan Society of Mechanical Engineers, July 18-22, 1988, Tokyo.
- (6) Isogai, K., "Numerical Simulation of Shock - Stall Flutter of an Airfoil Using The Navier - Stokes Equations" AGARD Specialists' Meeting on Transonic Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity, Oct. 9 - 11, 1991, San Diego, CA, USA
- (7) 磯貝他、「航技研における空力弾性テイラリングの研究」航空宇宙学会第29回飛行機シンポジウム 1991年11月

航空宇宙技術研究所報告 1208号

平成5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東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 セイコー社
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15

Printed in Japan