

非定常遷音速空気力計算法を用いたフラッタ解析法

荒川 治彦* 野本 秀喜*
戸田 信雄* 平岡 康一**

**Investigation of a Prediction Method of Transonic Flutter
Characteristics Using Unsteady Transonic Aerodynamics**

by

Haruhiko ARAKAWA, Hideki NOMOTO,
Nobuo TODA and Kouichi HIRAOKA

ABSTRACT

In this paper, theoretical studies to predict aircraft transonic flutter phenomena are reviewed and a new practical method based on nonlinear transonic aerodynamics is proposed for estimating flutter characteristics of aircraft in their initial design phase. This analytical tool consists of two and three dimensional subsonic aerodynamic calculation corrected by two-dimensional transonic aerodynamic computations to account for the shock movement on the wing surface.

The present analytical procedure is fairly good at predicting the flutter characteristics of the wing wind tunnel flutter test model of the YXX, the next commercial transport currently under study. This result indicates the wide applicability of the method to the flutter estimation of aircraft with high aspect ratio wings.

1. まえがき

航空機のフラッタは空気力により誘起される主翼等の振動系の自励振動であり、いったん起これば機体の急激な破壊につながる可能性の高い非常に危険な現象である。特に遷音速領域は空気力の特性からフラッタを発生しやすいが、従来この速度域では非定常空気力の推算の信頼度が低いため、フラッタ特性の推定は専ら相以模型による風洞試験に頼っていた。しかし近年の計算空気力学の進歩は著しく、遷音速領域での非定常空気力の計算も可能となり、衝

撃波の動きに起因する遷音速でのフラッタ速度の急激な落込み(いわゆる遷音速ディップ)現象が解析的に取扱えるようになってきた。

現在では既に3次元翼の計算も幾つか試みられ、計算手法としてはほぼ完成の域に至っているが、実用的には計算時間が長く、当面設計の各段階で要求される精度に応じて比較的簡便に計算できる解析手法の開発が望まれている。そこで比較的浅い後退角と大きなアスペクト比を有する翼を対象として、2次元の遷音速非定常空気力を基に3次元翼の遷音速フラッタ特性を近似解析する実用的な手法を開発し、風洞試験結果によりその検証を行ったので概要を報告する。

* 三菱重工業株式会社

** 財団法人 日本航空機開発協会

2. 遷音速フラッタ推算法の調査

遷音速ディップ現象の実験例が幾つかの文献で報告されて以来、従来の線型亜音速空気力計算法では予測できないこの現象を解析的に検討する試みが国内外で活発に展開されてきた。ここでは比較的簡便な方法で実用性を主体に開発された従来の手法について調査した結果を表1に示す。

MSA⁽¹⁾ MDLM及びQ3DT⁽²⁾の3つの手法に共通するのは、遷音速効果の導入を2次元を主体に行っている点にあり、直接3次元における非定常空気力を扱っていない。H.Ashleyが“遷音速フラッタ現象における衝撃波の役割”と題する論文⁽³⁾の中で指摘しているように解析的な遷音速フラッタ特性の検討は、3次元の遷音速非定常空気力の計算によって初めて完全なものになるものであり、この面で航空宇宙技術研究所(航技研)の3次元解析の研究成果⁽⁴⁾は注目される。この航技研の開発した3次元非定常遷音速空気力計算法USTF3によるフラッタ計算結果と風洞試験結果の比較を図1に示す。従来の亜音速空気力に基づく計算結果は遷音速ディップを全く予測出来ないのに対し、USTF3の計算結果はマッハ数0.85付近で遷音速ディップを良く示しており、

表1 遷音速フラッタ推算法の比較

名称	推算法概要	遷音速効果
MSA	遷音速圧力分布風試より得られた翼幅方向の揚力分布、空力中心をストリップ理論的に適用し、位相遅れはTheodorsen関数を用いる。	揚力分布(定常) 空力中心
MDLM	3次元遷音速定常計算により荷重分布の大きさを補正し、位相遅れはTijdemanの実験データを整理して解析する。	荷重分布(定常) 位相遅れ
Q3DT	2次元遷音速非定常計算により位相遅れ成分を含む空気力の大きさを補正し、3次元への拡張は亜音速空気力計算により行う。	2次元遷音速計算
USTF3	遷音速の3次元非定常空気力を直接解く方法で、フラッタ計算は構造運動と連成してシミュレーションにより安定を判別する。	3次元遷音速計算

実験結果に対しては若干低いマッハ数でディップの底になっているものの良好な実験との対応を示している。

従って詳細な解析検討にはUSTF3の方法を用いることとし、それ以前の初期設計段階で頻りに使え

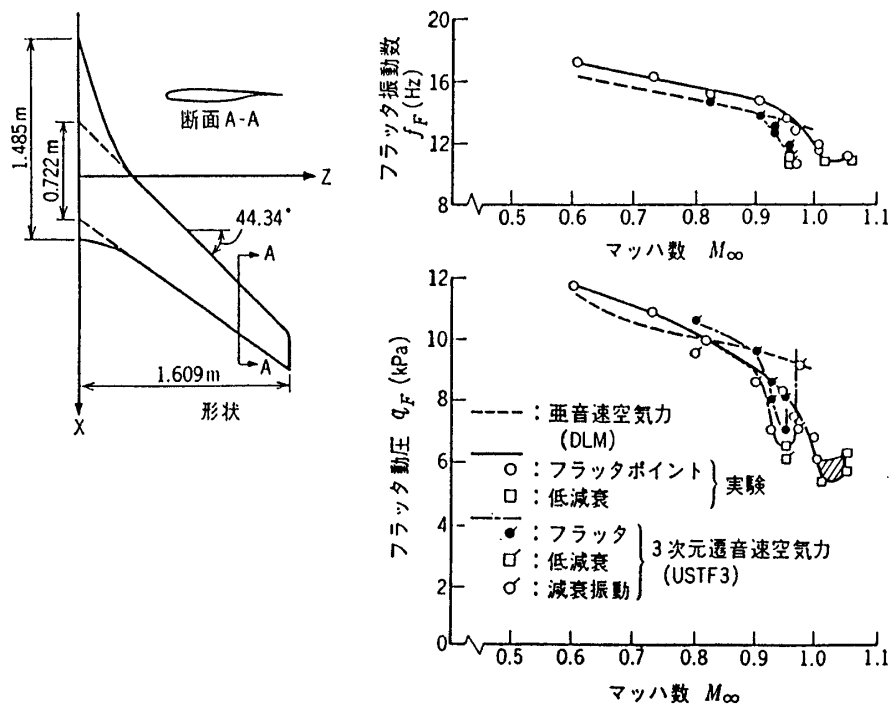


図1 遷音速フラッタの風洞試験結果と計算結果の比較

る比較的簡便な解析手法を、Q3DTに基づき開発することとした。この方法は2次元ではあるが遷音速効果を理論計算により導入できる点に特徴がある。

3. 遷音速フラッタ特性推算法 (Q3DTF)

3.1 推算法の概要

解析の対象とする翼が、例えば次期民間輸送機 YXX のような比較的浅い後退角と大きなアスペクト比を持つ翼の場合には、外翼部に無限後退翼として取扱える部分が幅広くあり、これを2次元翼と仮定して遷音速非定常空気を求め、3次元効果は亜音速非定常空気を計算により導入するという近似手法が採用できる。こうした考え方を基にして開発したのが本推算法であり、解析の流れを図2に示す。まず等価2次元翼を考え、遷音速及び亜音速の非定常空気を、弾性軸回りの回転(ピッチング)及び上下運動(プランジング)の各々の運動につき計算する。次にこれらより代表的な断面特性としての遷音速効果を導入し、この効果を3次元亜音速非定常空気に適用し、3次元遷音速非定常空気を推定するものである。この手法をQ3DTF(Quasi-3-Dimensional Transonic Flutter Analysis)と称することにする。

本解析法の基本となる2次元遷音速非定常空気を計算法は、USTF3に先立ち同じく航技研で開発された方法⁽⁵⁾(USTS2)に基づくものであり、非線形

の2次元遷音速微小擾乱方程式を時間領域で差分法で解いている。遷音速効果を含んだ翼幅方向各断面での揚力及びピッチングモーメントと振幅解析結果より、フラッタ計算に必要な一般化空気が計算される。

3.2 亜音速及び遷音速の非定常空気を計算法

2次元及び3次元の亜音速非定常空気を計算手法は従来より広く実用化されているDLM(Doalbet-Laffice Method)を用いている。この方法では基礎方程式を線形化することにより解の重ね合わせができて問題が単純化される。

これに対し衝撃波の振舞いにより特徴づけられる遷音速ディップを取扱うには非線形の遷音速方程式を解くことが必要となる。基礎となる2次元の遷音速微小擾乱方程式は次のとおりである。

$$[1 - M_\infty^2 - (\gamma + 1)M_\infty^m \cdot \phi_x] \cdot \phi_{xx} + \phi_{yy} - 2M_\infty^2 \phi_{tx} - M_\infty^2 \phi_{tt} = 0$$

ここに ϕ は速度ポテンシャル、 M_∞ は一様流マッハ数、 γ は比熱比、 x, y は気流に平行及び直角方向の座標、 t は時間である。なお m は音速状態における圧力係数を等エントロピー流れにおける圧力係数と一致させるパラメータである。

計算に当たっては、まず物理面で表わされている基礎方程式を計算面に座標変換し、次に基礎方程式を差分化し、差分スキームは半陰的スキームと陰的スキームを交互に用いる2段スキームとする。各計算

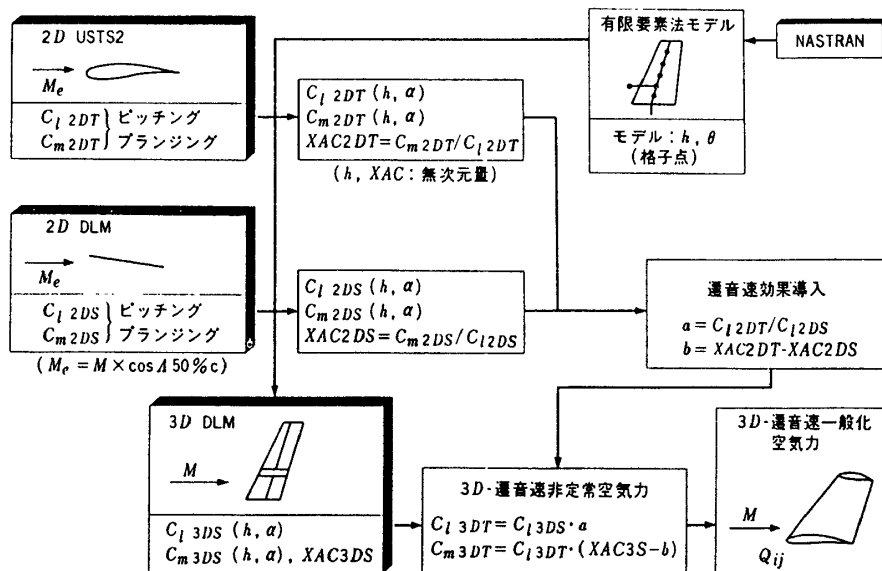


図2 解析の流れ

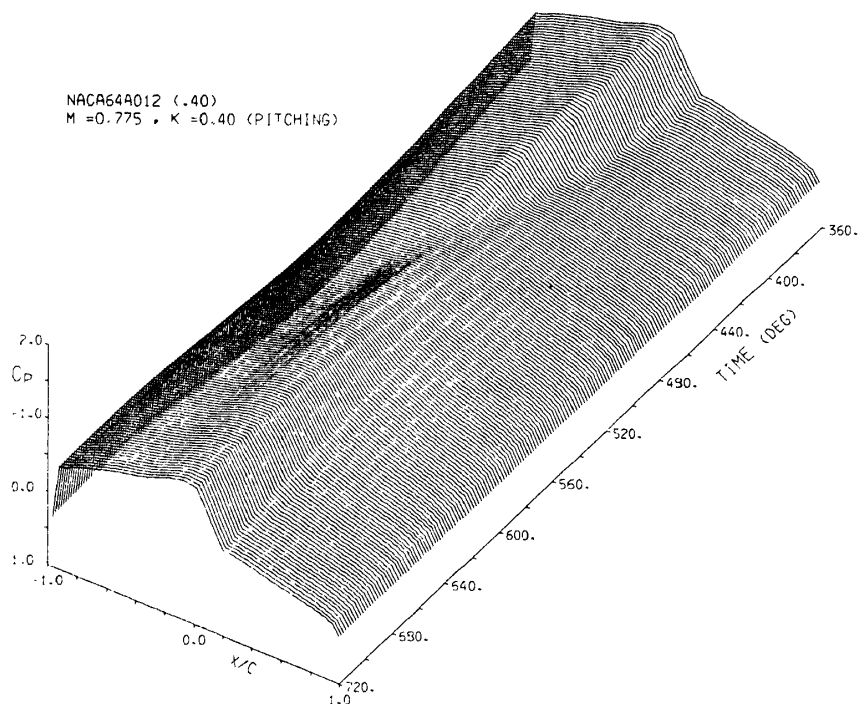


図3 圧力分布のタイム・ヒストリ

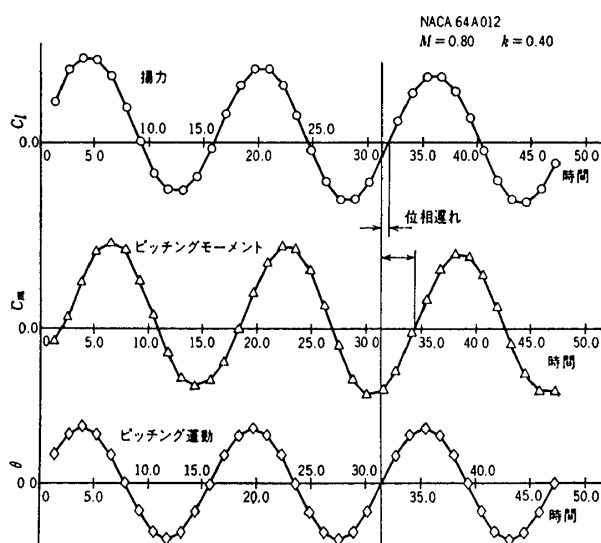


図4 ピッチング運動時の揚力及びピッチングモーメントのタイムヒストリ

メッシュ点における速度ポテンシャルを、時間を進めながら解き、指定した翼の運動に対応した周期解が得られるまで繰返し、この結果をフーリエ解析して揚力及びピッチングモーメントの翼運動に対する同相成分と位置遅れ成分を算出する。計算結果の一例を図3、4に示す。2次元翼がピッチング運動している時の翼面上圧力分布のタイムヒストリが図3であり、図4は揚力及びピッチングモーメントのタ

ムヒストリを示したもので翼面の運動に対し遅れを持って正弦波的に変化している様子が見られる。なお計算法の詳細は参考文献(5)に示されているので参照されたい。

3.3 遷音速効果の導入

本推算法における遷音速効果の導入は2次元の段階で行うこととし、揚力については遷音速と亜音速の比で、ピッチングモーメントについては空力中心の差で表わした後、これを3次元亜音速非定常空気力に補正する方法を採用した。

2次元遷音速非定常空気力は外翼の代表断面について、ピッチング及びプランジングの各々の運動ごとにマッハ数及び無次元振動数の組合せに対しあらかじめ計算し、これをテーブル化しておく。2次元DLMの計算も同一の条件で実施しておく。

2次元空気力のテーブルが用意されたところで、3次元化のため翼幅方向各断面における弾性軸の無次元変位と捩れ角を取出し、各々この振幅でプランジング及びピッチング運動をしているとして空気力の重ね合せを行なう。なおテーパ比の影響で翼幅方向の各位置で無次元振動数が変化するため、基準翼弦長との比で空気力を内挿している。

4. 解析プログラムの検証

4.1 対象モデル

本解析プログラムの妥当性を検証するため、航技研のフラッタ風洞で実施された、次期民間輸送機 YXX の遷音速フラッタ風試結果と本解析結果との比較を実施した。モデルは縮尺 1/45 の片翼相似模型で図 5 に示す平面形を持っている。図には実測された模型の質量及び剛性を基に振動計算した結果と振動試験結果が比較して示されているが、振動数及び

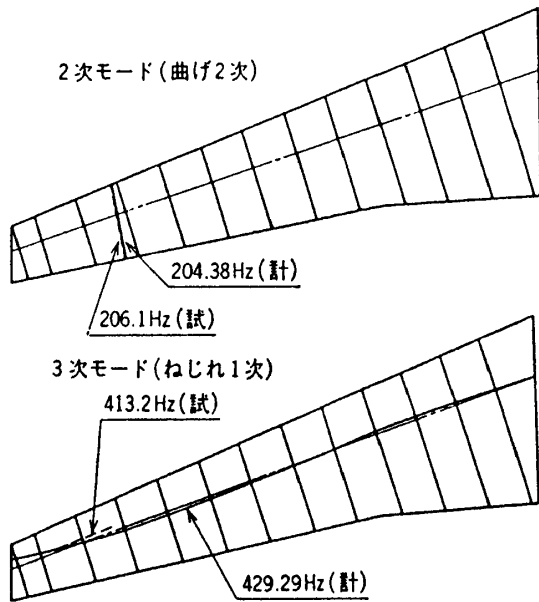


図5 模型の振動特性

ノードラインともに対応は良好である。

4.2 遷音速空気力計算結果

空気力の計算結果の例として、翼形と $M_{2D}=0.725$ での定常圧力分布を図 6 に示す。翼弦方向 25% 位置付近に衝撃波が存在し、この状態から翼面が振動すると、衝撃波位置が前後に移動し非定常空気力にその影響が現われる。図 7 の左側にはこの時の非定常圧力分布が示されているが、運動と同相成分 (R_e) 及び 90 度遅れ成分 (I_m) 共に、25% 翼弦位置付近に衝撃波の動きによる影響が現われており、後縁に向かって単調に圧力差が 0 となる DLM の計算結果と顕著な違いを示している。 $M_{2D}=0.75$ ではこの衝撃波の影響が翼弦中央付近まで後退している。

上記の 2 次元空気力計算結果を基に、遷音速効果

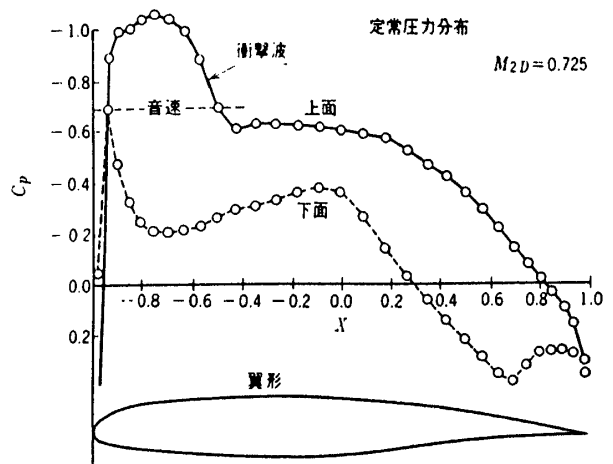


図6 代表断面の翼形と定常圧力分布

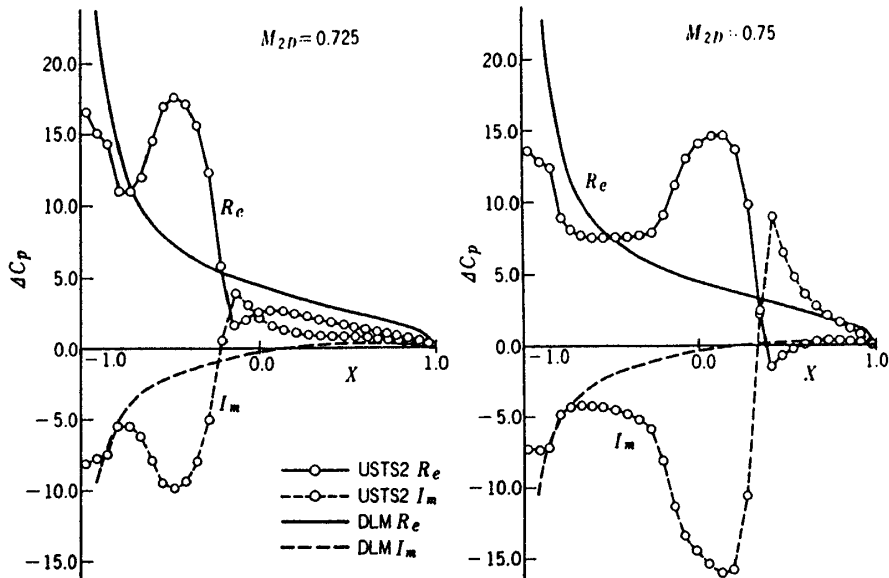


図7 遷音速非定常圧力分布計算結果(ピッチング運動, $k=0.10$)

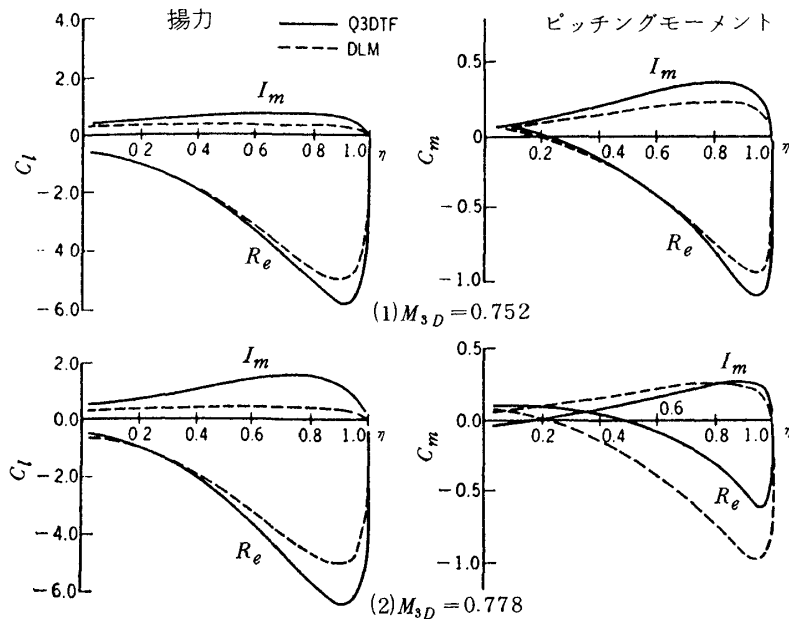


図8 翼幅方向の非定常揚力及びピッチングモーメント分布図 (k=0.1, 3次モード)

を導入したときの3次元非定常揚力及びピッチングモーメントの翼幅方向分布を、超音速空気力DLMと比較し2図8に示す。振動モードはフラッタに支配的な3次モード(換れ1次)について示してある。 $M_{3D}=0.752$ ($M_{2D}=0.725$ に対応)では揚力及びピッチングモーメント共に、遷音速効果により値が増加しているが、 $M_{3D}=0.778$ ($M_{2D}=0.75$ に対応)では揚力は増加するものの、ピッチングモーメントは値が減少している。これは衝撃波の影響が翼弦方向約40%位置にある弾性軸よりも後方にあるためである。

4.3 フラッタ解析結果

本解析プログラムによる計算結果と実験結果を、フラッタ動圧及びフラッタ振動数につき比較して図9に示す。図には比較のためDLMに基づく計算結果も同時に示されている。実験結果はマッハ数0.80

でディップの底となっているのに対し、計算はマッハ数0.75で底となっており、衝撃波の影響が弾性軸よりも後方にあるマッハ数0.778ではフラッタ動圧はDLMの結果よりも可成り大きな値となっている。従って計算結果はマッハ数にして0.05程度低いところでディップの底となるが、DLMでは全く予測できなかったディップが計算でとらえられており、そのときのフラッタ動圧及びフラッタ振動数は実験と良く一致した値を示している。

以上の計算結果は翼面が空気力により静的に変形する影響を考慮していないが、実際には翼のキャンバ及び振りにより静的に変形を生じている。図10はこの静的空力弾性変形の効果を考慮して解析した結果であり、変形に対応する動圧が $Q=4000 \text{ kg/m}^2$ 相当であるとすると実験との対応も更に良好なものと

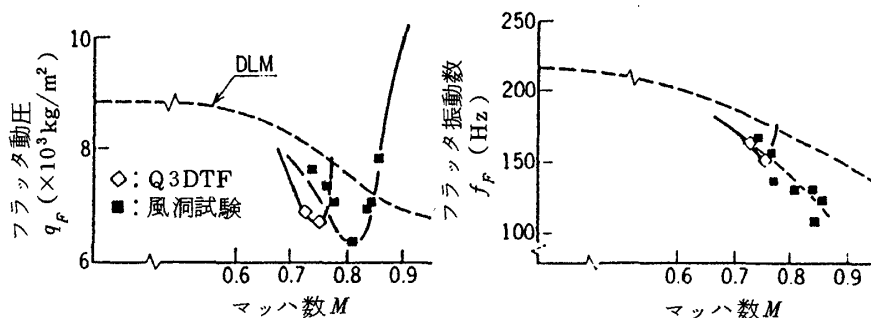


図9 YXX主翼模型の風洞試験結果とQ3DTFによる解析結果の比較

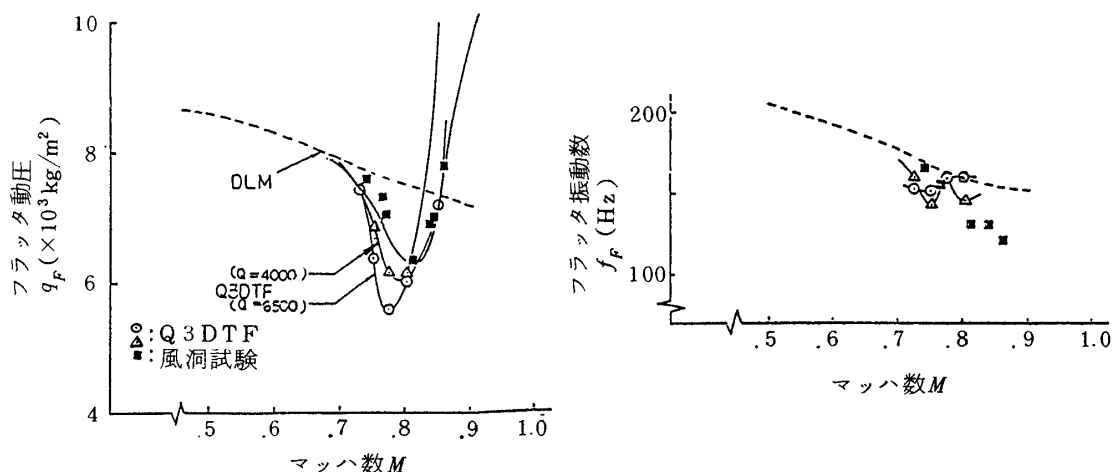


図10 YXX主翼模型の風洞試験結果とQ3DTFによる解析結果の比較
(静的空力弾性効果あり)

なっている。

5. むすび

- (1) 2次元の遷音速非定常空気力と亜音速非定常空気力の対応から遷音速効果を算出し、これを3次元亜音速非定常空気力に適用することにより、比較的簡便なる3次元遷音速フラッタ解析法を開発した。
- (2) 上記プログラムの検証のため、次期民間輸送機YXXの遷音速フラッタ模型試験の結果について解析を行い、遷音速領域におけるフラッタ速度の急激な落込み(遷音速ディップ)が計算でとらえ得ること、そして風試結果ともおおむね良好に対応することが判明し、これより設計ツールとしての本解析プログラムの有用性を確認した。
- (3) 今後の課題として、更にいくつかの実験データについて解析を行ない検証例を増すことにより、精度向上と適用範囲の明確化を図っていく必要がある。

最後に、本解析法の開発に当って種々御教授頂いた航空宇宙技術研究所の磯貝室長に深く感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Yates, E.C., Jr. et al., Prediction of Transonic Flutter for a Supercritical Wing by Modified Strip Analysis and Comparison with Experiments. AIAA Paper No.81-0609 (1981)
- 2) Houwink, R. et al., Wind Tunnel Study of the Flutter Characteristics of a Supercritical Wing. J. Aircraft Vol.19, No.5 (1982).
- 3) Ashley, H., Roll of Shocks in the "Sub-Transonic" Flutter Phenomena. J. Aircraft Vol. 17, No.3 (1980)
- 4) Isogai, K. et al., Numerical Simulation of Transonic Flutter of a Supercritical Wing. NAL TR-726T (1982)
- 5) Isogai, K., Numerical Study of Transonic Flutter of a Two-Dimensional Airfoil. NAL TR-617T (1980)

