

遷音速フラッタ風洞における二次元フラッタ試験について

齊藤 健一、菊池 孝男、玉山 雅人、有蘭 仁（宇宙航空研究開発機構）

Two Dimensional Flutter Experiment in Transonic Flutter Wind Tunnel

Kenichi Saitoh, Takao Kikuchi, Masato Tamayama, Hitoshi Arizono (JAXA)

Key Words: Aeroelasticity, Transonic flow

Abstract

Elastic support system was developed to perform two dimensional aeroelastic test in transonic flutter wind tunnel of JAXA. Two dimensional wing which has supercritical wing profile was tested to obtain static pressure distribution and Limit Cycle Oscillation (LCO) property. Stability boundary observed in the test showed transonic dip which has the bottom at Mach 0.79. Amplitude of LCO is about 0.2 to 0.5 degree in pitching motion. Flow conditions were corrected so as to eliminate the difference of steady pressure distribution between experiment and numerical analysis.

1. はじめに

制御舵面を使った空力弾性能動制御技術は超音速旅客機における遷音速通過時のフラッタマージン補償や突風荷重軽減などに対する適用、将来的なモーフィング技術への展開などが考えられる。当機構においても亜音速領域におけるフラッタ制御技術に加え、遷音速領域においてもフラッタ制御試験を行ってきた。制御によるフラッタ特性向上には一定の成果が得られたものの、三次元模型によるフラッタ制御試験は模型構造が複雑となり、またフラッタ発生により激しい振動にさらされ模型の特性が変化し、再現性のある試験を行うのは困難であった。一方、遷音速領域における非定常空気の非線形性に対する制御性能に着目する際、構造等の不確かな要因は極力排除することが望ましい。これを解決する一方策としては、翼模型として剛体模型を用い、別途支持装置により弾性モードを模擬する二次元試験が考えられる。遷音速領域における非定常空気の影響によるフラッタ特性としては、遷音速ディップと呼ばれるフラッタ発生動圧の落ち込みや、リミットサイクル振動（LCO）があり、これらは翼面上に発生する衝撃波や衝撃剥離等の挙動によるものと考えられる。Schewe⁽¹⁾らによると、二次元試験によりLCOや遷音速ディップが観測されており、

二次元試験によってこれらの遷音速特有の空力弾性現象を捉えることが可能であると考えられる。

このため、当機構遷音速フラッタ風洞に二次元空力弾性支持装置を製作し剛体二次元模型による試験を行った。これらの概要とこれまでに得られた結果について述べる。

2. 装置概要

2.1 支持装置

二次元空力弾性支持装置はScheweらの行った試験を参考に板ばね系により上下振動（ヒービングモード）、十字ばね系により回転振動（ピッチングモード）を実現した。板ばねは上下二枚並行に結合しており、上下動に伴う回転は生じず、回転とは独立となっている。板ばねにはSCM440、十字ばねにはSS400を用いた。

板ばねは支柱位置をずらすことによりヒービング剛性を変化させることができる。十字ばね部には定常試験を行うためのH型断面の剛なもの、高剛性および低剛性な十字ばねを製作した。LCO試験時には低剛性十字ばねを用いている。模型は支持中心を前後に約85mmずらすことにより回転中心を変更することができる。またおもりを模型支持中心から前方または後方100～150mmの位置に取り付けることができ、重心位置および慣性

モーメントを調節できる。模型の取り付け角は±10°の範囲で設定できるが、十字ばねを用いる際は空気力モーメントとのつりあい位置において迎角が決まる。模型のヒービング変位およびピッチ角は支持部付近の4台のレーザ変位計（KEYENCE LK-500/2500 高精度モード）により計測する。



Fig.1 Wind tunnel and support system

2.2 模型

模型の翼型は YXX 翼の 30% スパン断面を用いた。スパンは 590mm，コード長は 250mm で翼端板を取り付けている。材質は Al7075。ヒンジ位置を 0.8c とするフルスパンの舵面を有するが，本試験では舵角を 0° に固定して試験を行った。模型には非常定圧力センサ（KULITE LQ47-25SG）が上下面各 16 個，搭載され，同コード位置の 10mm 横に定常圧力孔を設けた。センサのコード位置を Table 1 に示す。

Table 1 Pressure orifice location

x/c
0.04, 0.08, 0.12, 0.16, 0.20, 0.30, 0.40, 0.50, 0.60, 0.65, 0.70, 0.75, 0.83, 0.88, 0.92, 0.96

2.3 数学モデル

二次元空力弾性モデルを Fig. 2 に示し，数学モデルを下式に示す。

$$\begin{bmatrix} 1 & x_a \\ x_a & r_a^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2\zeta_h \omega_h^* & 0 \\ 0 & r_a^2 2\zeta_\alpha \omega_\alpha^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_h^{*2} & 0 \\ 0 & r_a^2 \omega_\alpha^{*2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \frac{1}{\mu\pi} \begin{bmatrix} -C_l \\ 2C_m \end{bmatrix}$$

ここで各無次元パラメータは以下の通り。

$$\begin{aligned} x_a &= S_a / (m_{all} b) \\ r_a &= \sqrt{I_{ea}} / (m_{all} b^2) \\ \omega_h^* &= \omega_h b / U_{ref} \\ \omega_\alpha^* &= \omega_\alpha b / U_{ref} \\ \mu &= m_{all} / (\rho b^2) \end{aligned}$$

* は時間に関して b/U_{ref} で無次元化した量を表し， ω_h^* ，

ω_α^* は無次元振動数となる。また $\bar{h}=h/b$ である。各有次元量は

$$\begin{aligned} \omega_h &= \sqrt{K_h / m_{all}} \\ \omega_\alpha &= \sqrt{K_\alpha / I_{ea}} \\ I_{ea} &= I_{cg} + m_w e_{wcg}^2 + m_{sd} e_{sdcg}^2 + m_{wt} e_{wtcg}^2 \\ S_a &= m_w e_{wcg} + m_{sd} e_{sdcg} + m_{wt} e_{wtcg} \end{aligned}$$

ここで e_{wcg} ， e_{sdcg} ， e_{wtcg} は回転中心からの相対 x 座標を示す。幾何学的諸量は

コード長	$c = 0.25$ [m]
半コード長	$b = c/2$
スパン	$l = 0.59$ [m]
回転中心	$x_{ea}/c = 0.30$
翼模型重心位置	$x_{cg}/c = 0.42$
調整部重心位置	$x_{sdcg}/c = 0.30$
おもり重心位置	$x_{wtcg}/c = 0.80$

質量および慣性モーメントは

翼模型質量	$m_w = 6.20/l$ [kg/m]
調整部質量	$m_{sd} = 7.84/l$ [kg/m]
支持部等価質量	$m_s = 51.8/l$ [kg/m]
おもり	$m_{wt} = 4.0/l$ [kg/m]

$$m_{all} = m_w + m_{sd} + m_s + m_{wt}$$

$$I_{cg} = 0.128/l$$
 [kgm]

支持部等価質量は，板ばね系を回転中心位置の集中質量と仮定したときの質量である。板ばね長（支持支柱端～回転中心間 x 方向距離）は 0.61m として試験を行い，このときの各剛性パラメータ設計値は

$$\text{ヒービング剛性 } K_h = 1.44 \times 10^6 / l$$
 [N/m²]

$$\text{ピッチング剛性 } K_\alpha = 5.16 \times 10^3 / l$$
 [N/rad]

であった。弾性支持装置は比較的単純な金属機構であり，構造減衰は下記の小さな値を仮定した。

$$\text{ヒービング減衰 } 2\zeta_h = 0.010$$

$$\text{ピッチング減衰 } 2\zeta_\alpha = 0.010$$

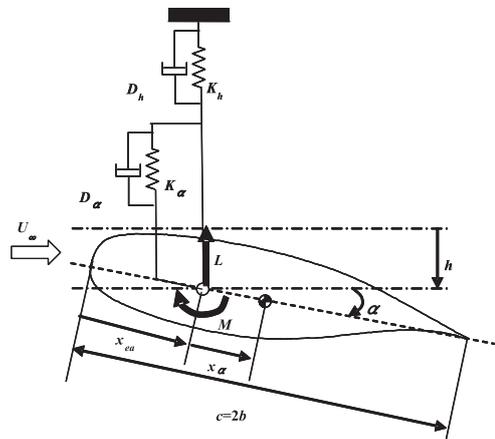


Fig. 2 Schematic model of 2D aeroelastic system

2.4 空気力

ナビエ-ストークス (NS) コードによる定常空気力計算を行った。迎角 0° のとき揚抗比 L/D はマッハ 0.77 で最大となり、揚力 L はマッハ 0.80 で最大となっている (Fig. 3, 4)。このマッハ数付近に遷音速ディップが存在すると推測される。

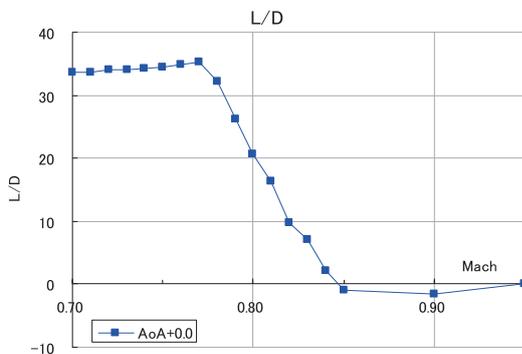


Fig. 3 L/D vs Mach

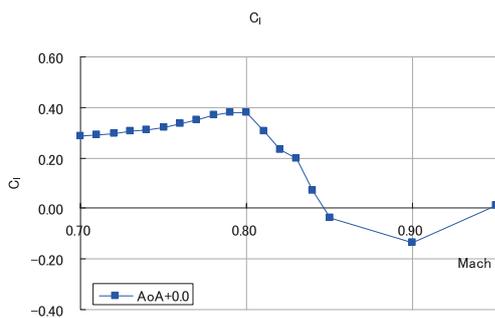


Fig. 4 C_l vs Mach

3. 試験結果

3.1 振動, 剛性試験

ピッチングおよびヒービング剛性試験結果を Fig. 5, 6 に示す。ヒービング剛性試験ではおもりの自重による試験のため、負側 (上方) の変位については行っていない。ピッチング, ヒービングとも左右の平均値をプロットしている。これよりねじり剛性は $8.16 \times 10^3 / \text{l N/rad}$ で設計値 $5.16 \times 10^3 / \text{l N/rad}$ より剛となっている。またヒービング剛性は $1.59 \times 10^6 / \text{l N/m}^2$ で設計値 $1.44 \times 10^6 / \text{l N/m}^2$ 若干剛となっている。

振動試験による振動数は 1 次モード (主にヒービング, Fig. 7 左) が 20.8Hz, 2 次モード (主にピッチング, Fig. 7 右) が 33.0Hz となっている。ただし、このほかヒービングの逆対称モード (翼のロールモード) 23.2Hz なども見られている。

構造数学モデルでは剛性試験による剛性値を用い、振動試験結果とあわせるために、支持装置の等価質量を調

整した。これにより支持部等価質量は $m_s = 51.8 / \text{l kg/m}$ から $72.8 / \text{l kg/m}$ とした。

ヒービングおよびピッチングの構造減衰は振動試験よりそれぞれ $2\zeta_h = 0.0174$, $2\zeta_a = 0.00572$ であった。

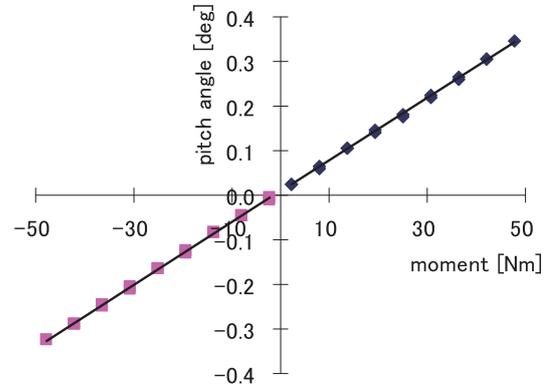


Fig. 5 Pitching stiffness test

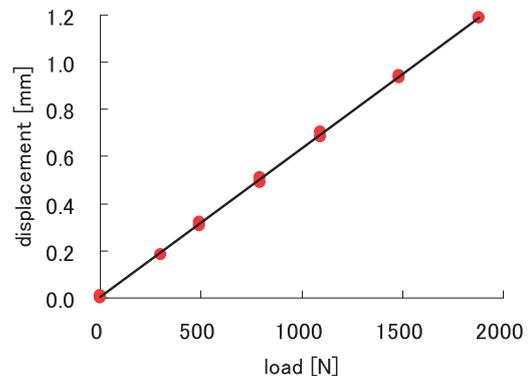


Fig. 6 Heaving stiffness test

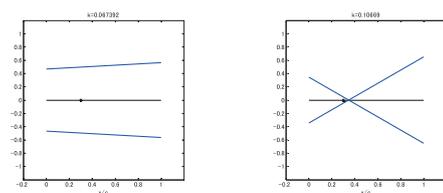


Fig. 7 1st (left) and 2nd (right) mode shape (by analysis)

3.2 定常圧力分布計測試験

マッハ 0.60 ~ 0.90, 模型取り付け角 $-1.0 \sim 3.0^\circ$ において定常圧力計測を行った。マッハ 0.778, 取り付け角 1.0° のときの圧力分布を Fig. 8 に示す。NS 解析ではマッハ 0.75, 迎角 0.0° としたものが比較的よく一致しており、全般に計測した圧力分布とほぼ一致するのはマッハ数が約 0.03 ~ 0.05 低く、迎角が約 1° 小さいものとして計算したものとなっている。これらの差は模型の風洞に対するブロッケージ比が 5% あるためなどが考えられる。Schewe らの試験においても $1\text{m} \times 1\text{m}$ の試験部に対して

約 5% のブロッケージ比のある模型を多孔壁カートで試験を行っているが、マッハ数が 0.14, 迎角が 1.1° 小さい値において実験値と同様の圧力分布となっており, これらはブロッケージ比が高いスーパークリティカル翼の多孔壁遷音速風洞試験の傾向であると考えられる。また, 本試験では母翼 - 舵面間の間隙の影響も考えられる。

3.3 LCO 試験

LCO 境界を Fig. 9 に示す。LCO が生じる際, 小さな振幅の振動が持続し, それに続いて大きな振幅の振動が起こっている。前者については○印, 後者については●印により図に示した。Fig. 10 に遷音速ディップの底付近となるマッハ数 0.783 の試験時のデータ時刻歴を示す。上から風洞総圧, ピッチ角, ヒービング変位となっている。他のケースなども見ると振幅の小さな LCO 時はヒービングが約 0.3~0.7mm, ピッチングが約 0.1~0.3° の振幅, 大きな LCO ではヒービングが約 0.8~1.8mm, ピッチングが約 0.3~0.7° となっている。試験はヒービングを拘束するブレーキを ON とした状態で通風を開始し, 9 秒付近で OFF とした後風洞総圧を 2kPa/sec の速さで上昇させ, 17 秒付近でヒービングの振動が大きくなり, 26 秒付近で振幅の大きな LCO となった後に再びブレーキを ON とし, その後風洞を停止している。これらの試験は無風時模型取り付け角 2.0° で行ったが, 通風により 0.4~0.5° のピッチダウンを生じており, 迎角は約 1.6° となっている。定常圧力分布が 1.0° 程度低い計算値と対応していたことから, 迎角 0.6° 程度として, 計算と比較すべきと考えられる。

ダブルットポイント法 (DPM) による線形非定常空気をを用いて $p-k$ 法によりフラッタ境界を求めるとマッハ 0.75 で $V_{EAS}=284\text{m/s}$ となっており, 実験よりもやや低い値となっている (Fig. 11)。線形空気力による解析値が実験値よりも低めに出ており, まず定常圧力分布の不一致等を解決する必要があると考えられる。

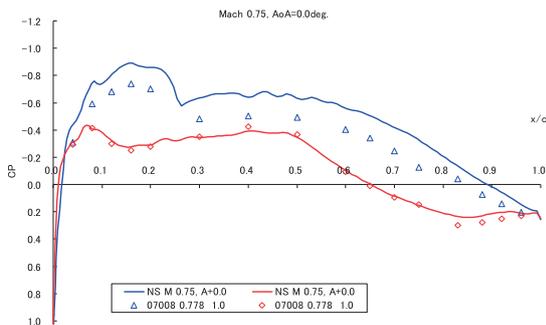


Fig. 8 Static pressure distribution

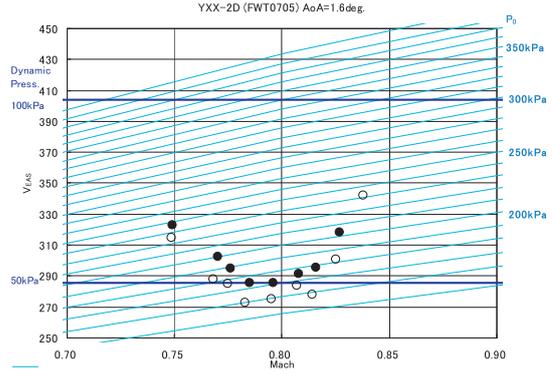


Fig. 9 LCO boundary

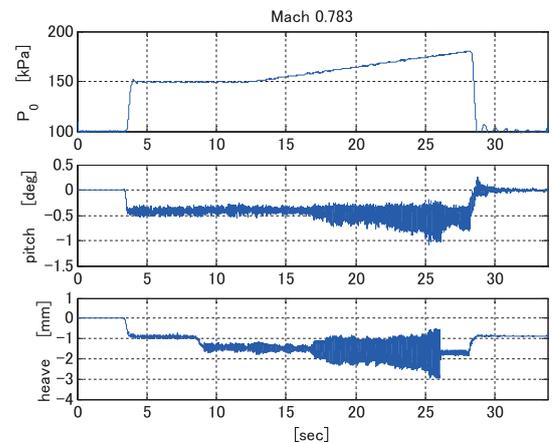


Fig. 10 Timehistory of LCO test (Mach 0.783)

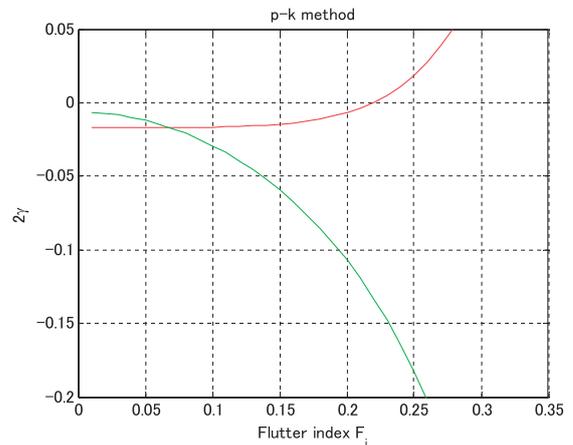


Fig. 11 $p-k$ diagram (Mach 0.75, DPM)

4. おわりに

遷音速フラッタ風洞に二次元空力弾性支持装置を製作し, 二次元フラッタ試験が可能となった。試験では遷音速ディップや LCO の特性が捉えられ, LCO の振幅は Schewe らの試験と同様に小さな振幅のものであった。まず定常圧力分布の誤差の原因を解明し, 数学モデルの

精度を向上させる必要がある。今後さらに非定常空力計測試験、能動制御試験を行っていく。

謝辞

翼模型の製作にあたっては日本航空機開発協会(JADC)よりYXX翼型の使用を許可して頂いた。ここに感謝の意を記す。

参考文献

- (1) G. Schewe, A. Knipfer, H. Mai, G. Dietz, “*Experimental and Numerical Investigation of Nonlinear Effects in Transonic Flutter*”, DLR IB 232-2002J01