

# 適合壁における二次元翼非定常空気力計測試験とその解析

齊藤健一, 吉本周生  
宇宙航空研究開発機構

## Measurement of unsteady aerodynamics of a two dimensional wing in adaptive wall wind-tunnel and its analysis

by  
Kenichi Saitoh and Norio Yoshimoto (JAXA)

### Abstract

A validation of a CFD code for transonic unsteady flow is important to the aeroelastic design of an aircraft. The wind-tunnel test was performed at the Transonic Wind-tunnel Göttingen to measure the unsteady pressure distributions in the DLR - JAXA cooperative frame work. A two-dimensional wing which has NLR-7301 profile was excited in pitching and flap motion. The test results measured in the adaptive wall test cart were compared with the NS analysis with free stream boundary condition. Higher harmonic component of the pressure distributions were also compared in this paper.

**Key Words :** Transonic Flow, Unsteady Flow

### 1. はじめに

フラッタは翼などの構造振動系が気流からのエネルギー流入過多となって振幅の増大を招く不安定現象であり、遷音速領域では非定常空気力の非線形性により、フラッタ動圧の低下や、リミットサイクル現象を引き起こす。また非定常空気力は振幅に比例せず、振動モードごとに求めた空気力の重ね合わせも効かない。これらはCFDにより解析可能となってきたが、その精度の検証には試験データとの比較が欠かせない。このため我々はDLRと共同研究により後縁舵面付きNLR-7301二次元翼模型による非定常空気力計測試験を行った(図1)。非定常圧力分布計測のためにはセンサの埋め込みや、十分な剛性が必要となることから、模型はある程度の大きさが必要となる。DLRで過去に行われた二次元翼によるフラッタ試験<sup>1)</sup>ではブロックage比5.0%, 翼弦長 $c$ と風洞高さ $H$ の比は $H/c=3.33$ となっており、また我々がJAXA遷音速フラッタ風洞で行った同様の二次元翼フラッタ試験<sup>2)</sup>ではブロックage比4.8%,  $H/c=2.40$ となっている。これらの試験は、DLRでは開口比6%, 傾き $60^\circ$ , フラッタ風洞では開口比23.2%, 垂直孔の多孔壁で行っているが、いずれも圧力分布を解析値と比較する際、風洞壁の影響を考慮する必要があった。今回DLRで行った風洞試験はブロックage比,  $H/c$ は文献1)と同等の試験であるが、ゲッチング遷音速風洞が有する適合壁カートを用いて行われた。これらの計測値が、自由流を仮定した解析と一致するか等、報告する。

### 2. 風洞試験

風洞試験はDNWゲッチング遷音速風洞で行った。風洞試験部断面は $1\text{m} \times 1\text{m}$ で、模型はスパン $0.998\text{m}$ , コード長 $c=0.30\text{m}$ である。75% $c$ をヒンジ位置とする後縁舵面を有する。模型はピッチ加振のため軽量化の必要があり、高剛性型の炭素繊維複合材を用いた。ピッチング、舵面ともに風洞壁外両側に配置する油圧アクチュエータで駆動し、舵面駆動用アクチュエータは模型と一緒にピッチング運動するバーの上に配置されている。試験の詳細は文献3)に記す。揚力およびピッチングモーメント(ピッチ回転中心25% $c$ 周り)は圧力分布を積分して求めた値を用いた。データは加振振動数に対し128倍のサンプリング周期でデジタル収録された。適合壁の壁面形状は上下壁付近の圧力分布計測値を用い、コーシーの積分公式に基づく1段アルゴリズムによって変更される<sup>4)</sup>。



図1 風洞試験

### 3. 解析

解析には二次元CFDコードを用いた。コードの概要は以下の通り。

支配方程式	二次元薄層近似NS方程式
差分法	TVD法
積分法	ADI法
構造積分法	Wilsonのimplicit $\theta$ 法
乱流モデル	Baldwin-Lomax

自由流解析としてコード長の20倍の領域をとったC型構造格子を用いた(図2)。C型部は流入境界条件として速度および密度を与え、後流は流出境界条件として圧力を与えた。また適合壁に対する解析として上下壁を試験時の形状に合わせ、壁面部にslip条件を課した解析を行う予定であったが、パラメータの設定ミスにより、計算領域は風洞壁形状に対応しているが、上下面で多孔壁相当となる計算となった(図3)。すなわち、上下壁面流入部ではプレナム室圧  $p_{plenum}$  との差圧により主流垂直方向の運動量を得ている。

$$U_y = \frac{p - p_{plenum}}{\rho_\infty U_\infty^2} U_\infty$$

ただしこの結果も参考のため掲載するものとし、以下多孔壁解析と呼ぶこととする。いずれも格子サイズは  $313 \times 79$  で翼面上に247点配置した。

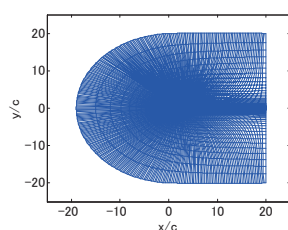


図2 自由流解析用格子

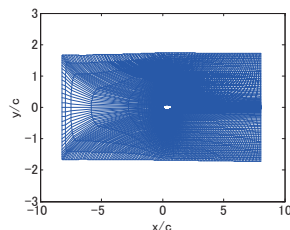


図3 多孔壁解析用格子

### 4. 非定常空気力の比較

後縁舵面舵角は、舵角ゲージを用いて  $0^\circ$  調整し、翼端アクチュエータ部に設置した制御用ポテンシオメータ、および翼中央部付近にホールセンサを配置し計測した。通風時には両者に差がみられ、空気力による舵面のねじれが生じていると考えられる。このため試験はホールセンサの出力を見ながら中心舵角、舵面加振振幅の設定を行った。しかし風洞試験設定条件を基に求めたCFD解析による圧力分布は、試験計測値との差異がみられたため、まず風洞試験の定常圧力分布に対してCFDによる圧力分布の差異が最も小さくなるよう、解析用の気流条件を求めた。この際、Mach数は風洞試験値とし、迎角  $\alpha$  および舵角  $\beta$  をそれぞれ  $0.1^\circ$ 、 $0.5^\circ$  刻みに解析を行い、それらのうち風洞試験圧力分布との差異の面積が最小となるものを選んだ。さらにその

条件付近で迎角  $0.05^\circ$ 、舵角  $0.1^\circ$  刻みの解析を行い、最終的な解析条件を求めた。この結果、ピッチ加振試験時の基準定常試験条件 Mach 0.741、 $\alpha=0.76^\circ$ 、 $\beta=0.99^\circ$  に対し、自由流解析では  $\alpha=0.60^\circ$ 、 $\beta=-1.8^\circ$  多孔壁解析では  $\alpha=1.50^\circ$ 、 $\beta=-2.2^\circ$  が最小となった(図6)。この舵角を中心に、ピッチ角振幅  $0.71^\circ$ 、振動数 30Hz で行った試験に対する非定常解析を行った。この時、無次元振動数は0.11(半翼弦長基準)、レイノルズ数は  $1.86 \times 10^6$  (翼弦長基準) である。試験時には模型上下面7% $c$ 位置にラフネスを貼り付けており、解析も遷移点を7% $c$ とした。 $C_l$ 、 $C_m$ の応答を図4、5に示す。図中の青線は計測値データを、水色はその平均値を表し、黒、赤色の線はそれぞれ自由流、多孔壁解析値を示している。また図中の横軸  $\alpha$  はレーザ変位計で計測したピッチ角を表しており、中心ピッチ角は  $0.79^\circ$  である。迎角は適合壁の補正残差を除いた値で、その差は  $0.03^\circ$  となっている。解析値のピッチ角は風洞試験と対応するよう中心値を  $0.79^\circ$  に修正して示している。適合壁は定常状態で壁形状の調整を行い、非定常計測時は一定の形状となっている。

$C_l$  は解析より風洞試験で位相遅れがやや大きくなっている。 $C_m$  は25% $c$  周りのため値が小さいが、解析のほうがやや変動が大きい。ただし、試験値では計測できなかった点があり、精度が不十分と考えられる。そのため  $C_l$ 、 $C_m$  は参考とし、圧力分布を比較する。3次までの調和振動成分を図8に示す。CFDの調和振動成分は、応答の時間履歴を数値的に積分して求めた。試験値は励起振動(ここではピッチング)から圧力応答への伝達関数を求め、励起振動数における値の分布を示している。伝達関数  $T_f$  は離散フーリエ変換を基に、 $T_f = W_{xy}(f)/W_{xx}(f)$  として求めた。ウィンドウ処置は行っていない。このケースでは320周期分のデータを処理している。2次以上の調和振動成分は  $T_f = W_{xy}(f_k)/W_{xx}(f_k) / \sqrt{W_{xx}(f_k)/W_{xx}(f_i)}$  として求めた。ここで  $W_{xx}$  は  $x$  のパワースペクトル、 $W_{xy}$  は  $x$ 、 $y$  のクロススペクトルを表し、 $f_i$  は励起振動数、 $f_k$  はその高調波振動数を表す。図7の0次成分は平均値を示した。図6~8において、▲は試験値上面、▼は試験値下面の値を示し、対応する実線は自由流解析値、破線は多孔壁解析値を示す。図の上面圧力分布試験値には30% $c$  付近にくぼみが見られ、二重衝撃波の傾向がみられる。多孔壁解析では同様にくぼみが見られるが、自由流解析では見られない。これは必ずしも自由流解析では二重衝撃波状態の解析値が得られないということを意味しているわけではないが、上下面の圧力分布が試験値と近い状態としては、このような条件が得られている。非定常計測時の平均値成分を見ると、いずれもこのようなくぼみはみられなくなっている。しかし1次調和振動成分実部では2つの解析ケースに差異がみられ、多孔壁解析は試験値と良い一

致を示している。1~3次調和振動成分は $C_p$ の値を加振振幅(rad)で除し、単位振幅あたりの値となっている。実部は加振に対する同相成分、虚部は $90^\circ$ 位相のずれた成分を表しているが、実部に比べ虚部は試験-解析値間の差が大きくなっている。2次および3次調和振動成分実部も多孔壁解析のほうが自由流解析より試験値と良い一致を見せている。高次成分においても虚部は実部より試験との対応が悪い。1~3次成分はすべて縦軸を同じスケールで描いているが、下面側は2次以上の成分は小さいものの、上面側では高次成分が1次に対し十分小さいわけではないことがわかる。

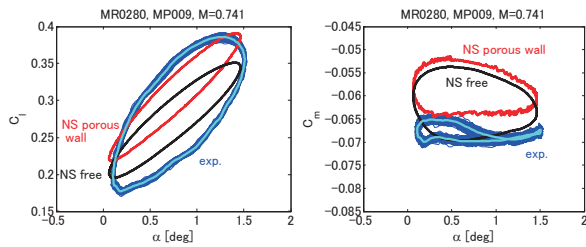
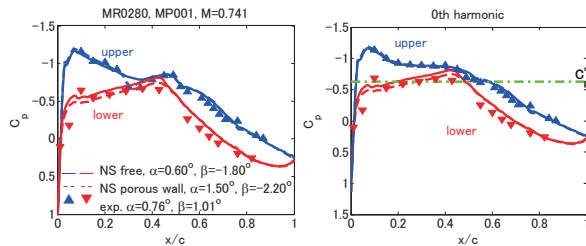
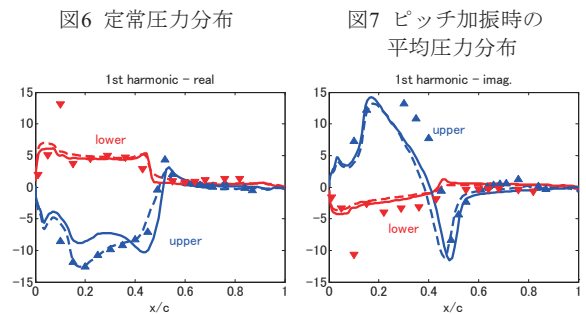
図4 ピッチ加振 $C_D$ 応答図5 ピッチ加振 $C_m$ 応答

図6 定常圧力分布

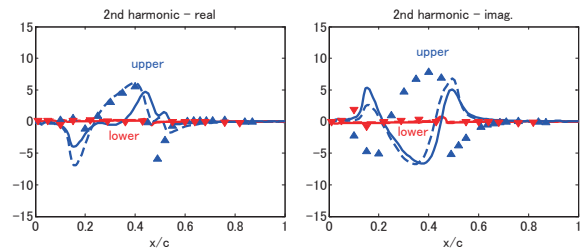


図7 ピッチ加振時の平均圧力分布

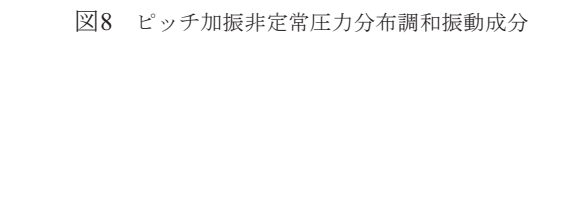


図8 ピッチ加振非定常圧力分布調和振動成分

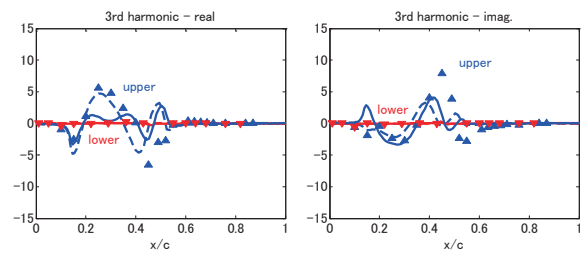


図9 つづき ピッチ加振非定常圧力分布調和振動成分 (マーカー:試験値, 実線:NS自由流, 破線:NS多孔壁)

図4, 5, 7, 8の試験値はMach 0.741,  $\alpha=0.76^\circ$ ,  $\beta=0.99^\circ$ ,  $\Delta\alpha=\pm 0.71^\circ$ ,  $f=30\text{Hz}$ , このうち自由流解析は $\alpha=0.60^\circ$ ,  $\beta=-1.80^\circ$ , 多孔壁解析では $\alpha=1.50^\circ$ ,  $\beta=-2.20^\circ$

次に舵面加振について比較する。ピッチ加振時と同様に定常圧力分布を基に解析基準条件を求めた。基となる定常圧力分布計測条件はMach 0.741,  $\alpha=0.76^\circ$ ,  $\beta=1.22^\circ$  に対し、自由流解析では $\alpha=0.60^\circ$ ,  $\beta=-1.7^\circ$ , 多孔壁解析では $\alpha=1.60^\circ$ ,  $\beta=-2.2^\circ$  であった。舵角振幅 $1.05^\circ$ , 振動数30Hzの試験に対して非定常解析を行った。 $C_D$ ,  $C_m$ の精度はピッチ加振時と同様に十分とは言えないが、 $C_D$ ,  $C_m$ はとも解析に対し試験の変動値(傾き)が小さくなっており、舵面の効きが実際には悪くなっているようにみられる。ピッチ加振時の解析に見られたように定常圧力分布, 加振時の平均圧力分布, 調和振動成分とも、試験値, 自由流解析値, 多孔壁解析値に同様の相互関係がみられる。垂直音速域ではヒンジ付近の変動が最も大きくなるが、本試験ではそれより上流で圧力変動が大きくなっている。試験時には加振舵角自体にやや高調波成分が載っており、それに対する補正等を行っていないため、高次調和振動成分の対応が悪くなっている可能性がある。

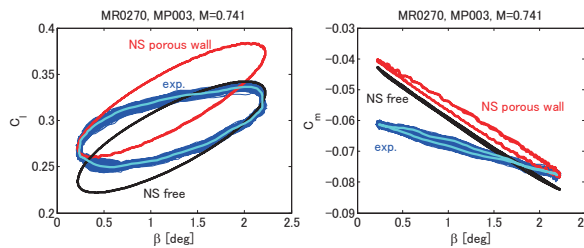
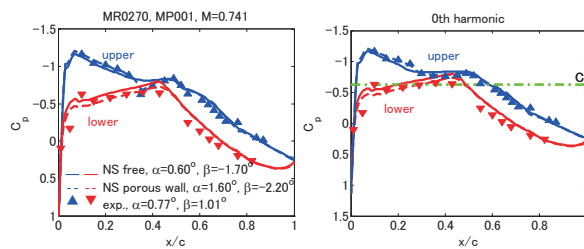
図10 舵面加振 $C_m$ 応答

図11 定常圧力分布

図12 舵面加振時の平均圧力分布

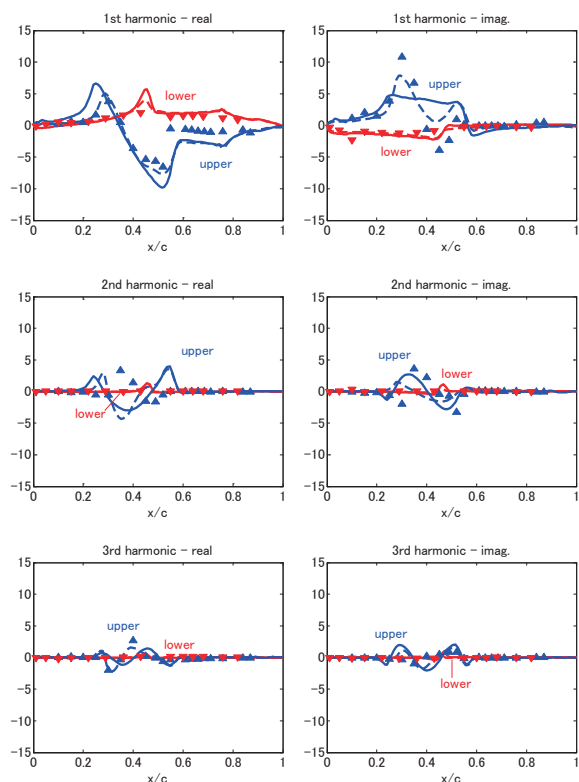


図13 舵面加振非定常圧力分布調和振動成分  
(マーカー:試験値, 実線:NS自由流, 破線:NS多孔壁)

図9, 10, 12, 13の試験値はMach 0.741,  $\alpha=0.76^\circ$ ,  $\beta=1.22^\circ$ ,  $\Delta\beta=\pm 1.05^\circ$ ,  $f=30\text{Hz}$ , このうち自由流解析は $\alpha=0.60^\circ$ ,  $\beta=-1.70^\circ$ , 多孔壁解析では $\alpha=1.60^\circ$ ,  $\beta=-2.20^\circ$

## 5. おわりに

一般にフラッタ解析では一般化空気力の1次調和振動成分が重要であり, 線形解析ではそのみが考慮される. 三次元翼で一般化空気力の非定常成分を直接計測することは不可能であり, 二次元翼で計測される $C_l$ ,  $C_m$ も, 十分な精度を得るのは難しい. そのため非定常圧力分布を比較するのが最も確実と思われるが, 公開されているデータには高次調和振動成分を含む詳細なデータは少ない.

今回計測したデータの不確定な要因としては, 舵角計測値, 加振波形の高調波成分, 模型の変形, 模型の形状精度, 三次元効果, 舵面のギャップ, 左右の加振の同期性, 風洞壁の影響等が考えられる. 風洞壁の影響については, 今回の解析では多孔壁相当の境界条件であったが, 非定常圧力分布は自由流より良い対応の結果が得られた. これまでに行った多孔壁での二次元翼による風洞試験<sup>2)</sup>では, 自由流に対する解析値より定常揚力が小さくなる傾向, すなわち同等の揚力を得るには大きな迎角を必要とする傾向があり, 本試験に対する多孔壁相当の解析と同様の傾向がみられる. 文献2)では多孔壁を考慮した解析は, 多孔壁による風洞試験と良い一致を見せているから, 適合壁による試験は多孔壁より自由流に近い状態が得られていると考えられ, 適合壁を模擬した解析を行えば, 試験-解析間の迎角の差異は改善されたと考えられる. 非定常成分については, 多孔壁解析と同様に適合壁を考慮した解析が, 自由流解析より改善されるか否か不明であり, 適合壁に対する解析を再度試みる. 模型の変形等は, データとして取得しており, 今回得られたデータについて今後さらに解析を進めていく.

## 参考文献

- 1) Schewe, G., et al., "Nonlinear Effects in Transonic Flutter with Emphasis on Manifestations of Limit Cycle Oscillations", J. Fluid and Structures, Vol. 18, Issue 1, pp. 3-22, 2003
- 2) Saitoh, K., et al., "Unsteady transonic aerodynamics during wing flutter", Central European J. Engineering, Vol. 2, Issue 3, pp. 410-417, 2012
- 3) 齊藤他, "振動翼周りの非定常空気力計測について", 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2013-5005, 2013
- 4) Kraft, E. M., et al., "Direct Assessment of Well Interference in a Two-Dimensional Subsonic Wind Tunnel", AIAA82-0187, 1982.