

ISSACフラッタ解析・試験技術におけるクリーン形態 剛体模型圧力分布計測とその対応解析について

齊藤 健一, 有菌 仁, 杉岡 洋介 (宇宙航空研究開発機構)

Test and analysis of the rigid wing model in the ISSAC / flutter technology development

SAITOH Kenichi, ARIZONO Hitoshi and SUGIOKA Yosuke (JAXA)

ABSTRACT

JAXA's CFD code "FaSTAR" is being enhanced for flutter analysis and design in the ISSAC research frame work. The original experimental data is acquired for verification with the wind tunnel scale model. The wind tunnel test with rigid model was performed to obtain pressure distribution and deformation prior to the elastic model. Outline of the test and analysis are reported.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で進める多分野統合の基盤システム (ISSAC) の研究開発において, フラッタ解析・設計技術を提供すべく取り組みが行われている。そのためJAXAが開発したCFDコードFaSTARを利用した解析技術を拡張するとともに, 風洞試験を実施してデータを取得し, 検証を行う。

一般にフラッタ解析用CFDの検証には, まず強制加振による非定常圧力分布を計測した風洞試験データが用いられ, 非定常計算部や移動格子等の整合性の確認が行われる。これにはAGARDの“Standard Configurations for Aeroelastic Applications of Transonic Unsteady Aerodynamics”ワーキンググループによりまとめられた実験データ¹⁾などが用いられる。2000年にはRTO (NATO Research and Technology Organization) がその後行われた他の翼に対する非定常空力実験データ等を取り込む形でアップデートしている²⁾。またNASAは継続的にAeroelastic Prediction Workshop³⁾を開催しており, 第1回ワークショップではNASAがPitch and Plunge Apparatus (PAPA) System と呼ばれる片持ちの二次元翼用支持装置を用い, 非定常空力計測プログラム (Benchmark Models Program - BMP) において三種の翼型による非定常空力を計測したデータ⁴⁾や, ETW (European Transonic Windtunnel) で試験が行われたHIRENASD (HIgh REynolds Number Aero-Structural Dynamics) プロジェクトなどのデータ⁵⁾を参照している。

これらの裏打ちの下に, 構造振動方程式との連成計算を行い, 動的な空力弾性応答のシミュレーション計算が行われる。一般にフラッタ等の空力構造連成問題のCFD解析結果を検証するためには, 対象の形状, 振動モード (一般化質量, 一般化剛性および振動モード形状) データが必要となり, これらを基に各マッハ数に対するフラッタ発生動圧を求め実験値と比較する。これらがそろい, 解析ツールの検証に用いられる文献は, 現状ではほぼ6)に限られている。これはNACA65A004対称後退翼で, 現在の遷音速旅客機の主流であるスーパークリティカル形状ではなく, また圧力分布等の詳細なデータはない。スーパークリティカル翼では文献7)等のデータが公開されつつあるが, 昨今JAXAで開発されつつある非定常感圧塗料 (PSP) 計測技術などを駆使し, 独自により詳細なデータを取得することとした。このためスーパークリティカル翼を有する機体としてJAXAのエコウイングプロジェクトで参照機体として設計されたTRA2012A⁸⁾を対象とし, その主翼フラッタ模型 (クリーン及びエンジンナセル付き形態) のフラッタ特性, フラッタ発生時の非定常圧力分布等をJAXA0.6m × 0.6m遷音速フラッタ風洞 (FWT) で取得する予定である。これまでに剛体模型によるクリーン形態風洞試験を実施し光学的手法により定常圧力分布, 変形計測を行った。FWTでは詳細な圧力分布計測データに乏しいため, フラッタ模型に先立ちこれらの計測結果により風洞特性を評価する。これらの状況について報告する。

2. フラッタ分野の計画

2. 1 遷音速フラッタ

フラッタ方程式について固有振動モードを基底とした一般化座標で表現すれば

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F$$

と表される。ここで q は一般化座標ベクトル、 M 、 C 、 K 、 F はそれぞれ構造振動系に関する一般化質量、減衰、剛性行列及び非定常空気力ベクトルである。空気力が線形であれば

$$F = F_2\ddot{\xi} + F_1\dot{\xi} + F_0q + F_\xi\xi$$

のようにあらわされる。ここで ξ は後流に放出された渦の影響を表すダイナミクスとして拡張された変数で、別途 q を含む線形ダイナミクスを構成する。ここで F_2 、 F_1 、 F_0 、 F_ξ などの係数行列は q の値によらず一定で、釣り合い状態 $q = q_0$ を分離して擾乱成分のみで安定性を議論できる。すなわち釣り合い状態は安定性に影響を及ぼさない。迎角の変化や変形に対する圧力分布の変化は一定ということになる。一方遷音速領域では衝撃波の発生消滅や移動、剥離等が生じ、またダブルショック状の圧力分布などが生成され、非定常圧力分布が変化する。釣り合い点が異なると擾乱成分が変化し安定性へ影響を及ぼす。また振幅による影響はリミットサイクル振動(LCO)などをもたらす。非対称翼等では、上下面で衝撃波の発生等、非線形性を生じる条件が異なり、フラッタ現象にも影響することから、両面の非定常圧力分布計測を行うことが望ましい。

2. 2 試験風洞

試験を行うJAXA0.6m×0.6m遷音速フラッタ風洞(FWT)の諸元を表1に示す。

表1 FWT諸元

形式	間欠吹き出し式
マッハ数	0.54~1.15
風洞総圧	150~400kPa
測定部断面	0.6m×0.6m正方形
風洞壁	上下多孔壁(孔径4mm, 開口比19.6%), 側面固定壁
通風パターン	一定, マッハ数スイープ(0.001~0.1/sec), 総圧スイープ(1~30kPa/sec), マッハ数比例動圧スイープ

整流格子を通過した気流はφ2300mmの集合胴から長さ1300mmの縮流筒を経て幅600mm×高さ860mmの長方形断面に至る(図1)。さらに長さ500mmの二次元ノズルを経て幅600mm×高さ600mmの測定部に至る。そこから計測部中心までは1300mmで、その間上下面は多孔壁で抽気室に覆われる。測定部側壁は固定壁。上下面

は厚さ8mmのステンレス鋼に8mmピッチで壁面に垂直にφ4mmの孔が開いた多孔壁となっており開口比は19.6%である。半裁模型では風洞側壁に模型を取り付けることが多いが、以前測定したデータでは、マッハ0.80、総圧150kPaの時、22mmの境界層厚さ(設定マッハ数に対して99%速度となる厚さ)があった。

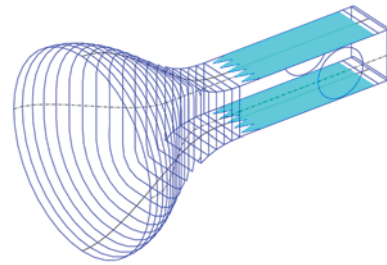


図1 FWT縮流筒～計測部形状

2. 3 弾性模型によるデータ取得

風洞試験では最終的に弾性模型によりフラッタを発生させ、その際の発生気流条件を取得することを目的とする。ただしその前にサブクリティカル状態(フラッタ発生点よりやや低い動圧)において、圧力分布、変形計測を行い、CFDコードの静的空力弾性応答解析検証に資するデータを取得する。一般に遷音速領域における非定常圧力分布は、衝撃波相当の位置付近の圧力変動が大きく、フラッタ発生直前の翼変形量と定常圧力分布を正しく評価することが、解析精度にとって重要と考えられる。フラッタ発生時には振幅が制限されLCOとなることを想定しているが、その際の非定常圧力分布、変位分布の計測データを取得することによって、試験計測の全目的が達せられることとなる。

3. 剛体模型風洞試験

剛体模型(図2)は1.8%スケールの半裁模型で、風洞取付状態における1次固有振動数は104Hzであった。境界層排除板やダミー胴体を有していないが、模型は胴体中央部まで外挿し、壁面は胴体中央部相当となっている。風洞高さの翼根コード長に対する比は4.85である。上下面前縁から10%コード位置に高さ2 mil (2/1000 inch)のラフネステープを貼りつけた。試験は効率化のため他の試験で使用するACサーボモータ駆動によるピッチ回転機構付き支持装置を使用した。模型ピッチ角に関する情報は、ACサーボモータ設定角、模型回転軸に取り付けたポテンショによる検出角、模型翼根部でレーザ変位計により検出した角がある。これらは模型取り付け部フランジに固定した傾斜計(WYLER社製 Clinotronic PLUS±30°)により較正した。

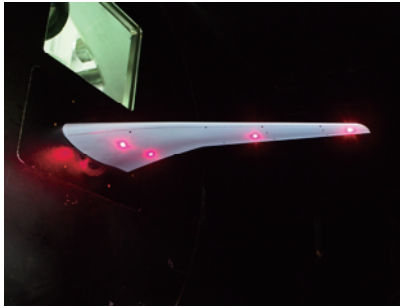


図 2 風洞に取り付けた剛体模型

模型には歪ゲージ（曲げ計測用 KYOWA KSPB-3-120-F2-11 2個,ねじり計測用 KYOWA KFGS-1-120-D16-11N15C2 1個), 圧力孔 $\phi 0.5\text{mm}$ -6点, および変位計測用参照マーカを有する. 圧力はScanivalve社製 DSA3217/16Px-50PSIDでサンプリング31.25Hzで計測した. レーザ変位計はKeyence社製LK-G500を多孔壁部風路外に設置し計測した.

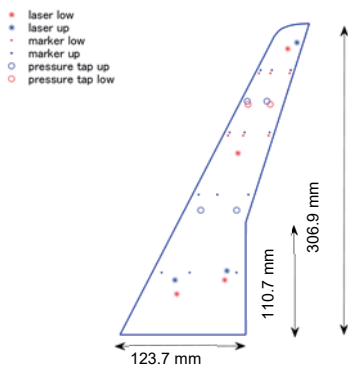


図 3 剛体模型形状および計測箇所

試験はマッハ0.60~0.85, 総圧150kPa, 設定迎角 $-4.0 \sim +5.0^\circ$ においてPSP/MDM計測（後述）を実施した. また, 遷音速領域におけるフラッタ速度の低下（いわゆる遷音速ディップ）の概要を推算するため, 以下のように歪データを取得した. 設定ピッチ角 $-0.25 \sim 1.50^\circ$, 0.25° 刻みにおいてそれぞれ範囲0.60~0.85, 変化率0.005/secのマッハスイープ試験を実施し, 曲げ歪データを1secごとに平均化したデータを作成する. ピッチ角1°当たりの曲げ歪変化量をマッハ数0.60を基準として, 動圧で正規化, ピッチ角はレーザ変位計による翼根2点計測値を使用した（図4）. 解析値はNASTRANのダブルット格子法（DLM）を用いた線形解析で, 1次モード励起により1次モードに作用する一般化空気力の無次元振動数0.002における値の絶対値を同様にマッハ数0.60を基準として表した. これよりマッハ数0.78で線形解析値より揚力傾斜が28%増大していると推定し, 最大で $1/\sqrt{1.28} \rightarrow 12\%$ のフラッタ等価対気速度の低下があるものと仮定, 弾性模型設計の参考とすることとした.

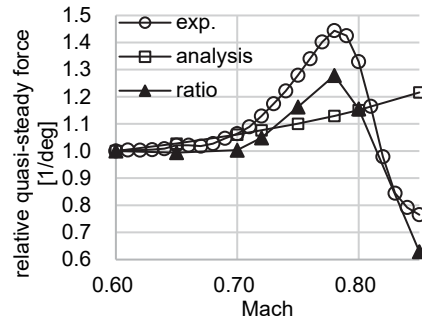


図 4 歪データによる非定常空気力の増加量の推定

模型の取り付け角について以下のように検討した. 模型取り付け角は前述のように傾斜計により計測値の較正を行っているが, これは重力ベクトルが基準となっている. 模型下面側のPSP圧力計測の際, 上面計測時と対面の風洞側壁に下面側を上にして取り付け, 試験を行っている. 模型には定常圧力計測孔が6点あり, この上下面の圧力計測値が一致するように気流の偏向角を求めた. この際, 基準となる取り付け角は模型翼根部でレーザ変位計により計測したものをういたほうが良好な一致が見られたため, そのようにした. 求められた気流偏向角を図5に示す. まずこれを基に, 対応解析気流条件を検討することとした.

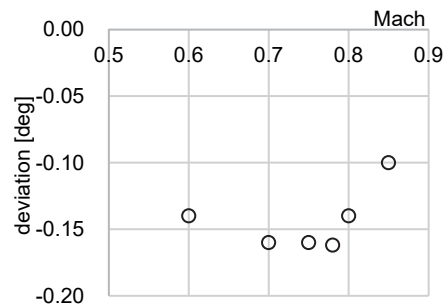


図 5 気流偏向角

図6に通風時の模型たわみ量の例を示す. マッハ0.78における試験時の, レーザ変位計で計測した点の通風前後の変位量を, 横軸を補正後のピッチ角として表示した. 上向きが負のたわみ量となっている. 最大たわみ時には外翼側2点のレーザ変位計計測点間距離112mmにおいて2.2mmのたわみ差が生じ, 直線近似した場合約 1.1° のたわみ角となる. これは模型の想定弾性軸後退角 22° の時, 気流方向に 0.41° のねじり下げとなる.

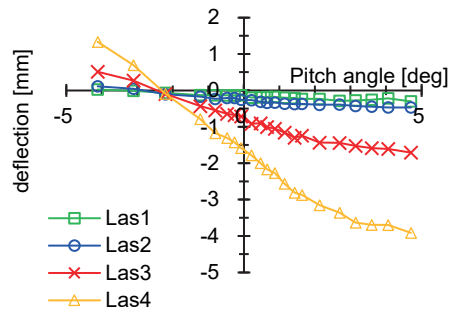


図 6 通風時の模型たわみ量 (Mach 0.78)

模型表面の圧力分布の計測には、感圧塗料 (pressure-sensitive paint, PSP) 寿命法のうち two-gate imaging 法を用いた。Two-gate imaging 法の概要を図 7に示す。寿命法では、PSP の発光寿命の圧力依存性に基づいて圧力を算出するため、模型変形や励起光の不安定性などの誤差要因が低減される。FWT における寿命法計測の詳細は文献9) を参照されたい。PSP として poly(HFIPM) と PtTFPP で構成された塗料¹⁰⁾ を用いた。励起光の照射タイミング t_{ext} および Two-gate imaging 法の画像取得タイミング t_i は通風時の圧力および模型温度、PSP の発光寿命を考慮して選定し、それぞれ $[t_{\text{ext}}^{(1)}, t_{\text{ext}}^{(2)}] = [-12 \mu\text{s}, 0 \mu\text{s}]$, $[t_1^{(1)}, t_1^{(2)}] = [-39 \mu\text{s}, 1 \mu\text{s}]$ および $[t_2^{(1)}, t_2^{(2)}] = [1 \mu\text{s}, 41 \mu\text{s}]$ とした。取得した画像は、模型上の黒色マーカを用いて図 8に示す三次元グリッド上にマッピングした。

模型変形量計測 (model deformation measurement, MDM) には、マーカを用いたステレオ写真法を用いた。JAXA 風洞群における MDM の詳細は文献¹¹⁾ を参照されたい。マーカは PSP 計測と共用のものを使用した。FWT 計測部内に較正板を設置しカメラ較正を行うことで、カメラパラメータを算出した。2 台のカメラ (GE4900, Procilica) で同時に取得した画像およびカメラパラメータを用いて、各マーカの三次元座標を算出し無風時と比較することで、主翼のたわみ量および各スパン位置におけるねじり量を評価した。

図 9に剛体模型風試における PSP および MDM の光学系配置の概要を示す。PSP の励起および MDM の照明として UV レーザを計測部天井から照射した。なお、光源の駆動方式が異なるため PSP 計測 (パルス光) と MDM (連続光) は異なる通風で行った。

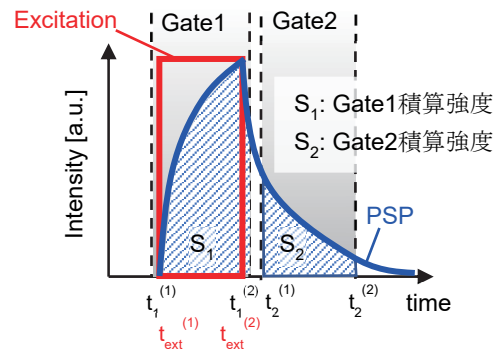


図 7 Two-gate imaging 寿命法の発光履歴概要図

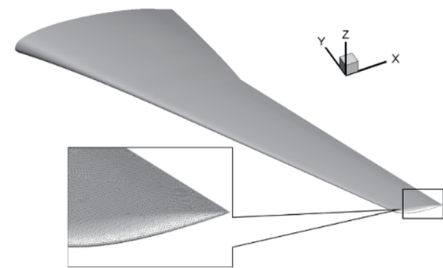


図 8 表面圧力分布可視化のための 3次元格子モデル

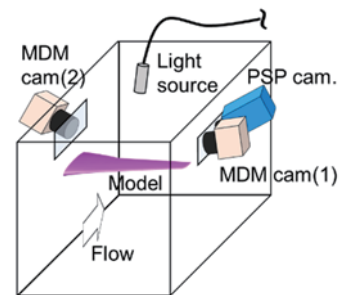


図 9 FWTにおけるPSP寿命法 / MDMセットアップ

4. 解析

解析には、JAXAにおいて開発しているFaSTAR-Move¹²⁾ に空力弾性解析機能を追加した¹³⁾ バージョンを用いた。本解析に用いた解析格子を図 10に示す。解析格子は、MEGG3D¹⁴⁾ で作成し、格子点数は約193万セルである。FaSTAR-Moveには様々な計算手法が実装されているが、本解析では以下の手法を用いた。

- 有限体積表現: cell-node
- 非粘性流束計算: HLLW
- 勾配計算: GLSQ
- 勾配制限関数: Hishida (van Leer type)
- 時間積分にはLU-SGS陰解法
- 乱流モデル: Spalart-Allmaras (SA)

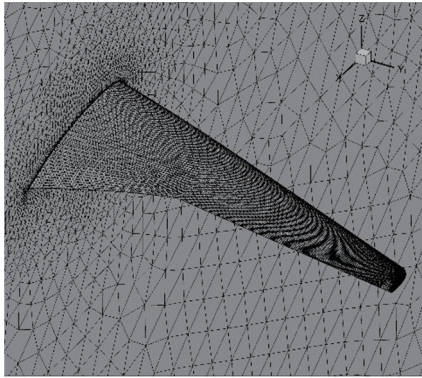


図 10 解析格子

5. 実験／解析の比較

風洞試験結果に対する対応解析は着手したところだが、一部解析例を示す(図 11)．PSP計測においては翼根前縁部が計測範囲外となっている．マッハ0.78, 設定迎角 1.0° において、先の補正を施した模型ピッチ角は 0.65° となっており、CFD結果は 0.60° のものを示す．風洞壁に関する補正は行っておらず、また模型の変形も考慮していない．風洞壁を解析空間に含めない自由流解析で対応が取れるか、今後検討を進める．

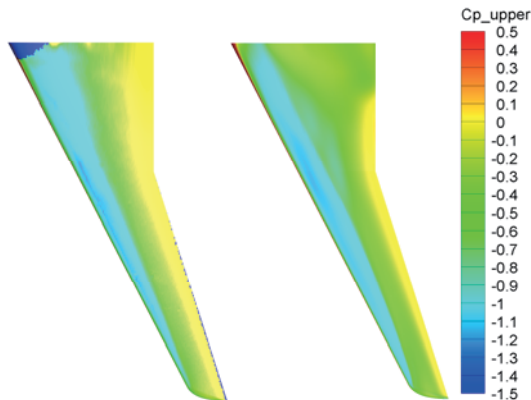


図 11 PSPによる圧力分布(左: Mach 0.78 設定迎角 1.0° , およびCFDによる圧力分布(右: Mach 0.78 AoA= 0.6°)

6. おわりに

ISSACにおけるフラッタ解析・設計技術の開発として、解析コードと検証用のデータ取得を進めているが、第1段階として、剛体模型による風洞試験データを取得した．JAXA0.6m \times 0.6m遷音速フラッタ風洞は、フラッタ試験に適しているが、詳細な圧力分布計測等の実績に乏しいため、このようなステップを踏んでいる．自由流解析との対応を得るべく風試条件補正を算出するとともに、風洞壁等を考慮した解析についても検討を進めている．将来的には一般の解析コード検証に資することができるよう、データの公開を目指している．

参考文献

- 1) “Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements”, AGARD-R-702, 1982.
- 2) “Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics”, RTO-TR-26, 2000.
- 3) <https://nescacademy.nasa.gov/workshops/AePW3/public/>
- 4) Bennett, R. M., et al., “The Benchmark Aeroelastic Models Program – Description and Highlights of Initial Results”, NASA TM-104180, 1991.
- 5) Ballmann, J., et al., “Aero-Structural Wind Tunnel Experiments with Elastic Wing Models at High Reynolds Numbers (HIRENASD – ASDMAD)”, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Paris, IFASD-2011-105, 2011.
- 6) Yates, E. C. Jr., “AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response. Candidate Configuration I-Wing 445.6”, NASA TM-100492, 1987.
- 7) Schewe, G. and Mai, H., “Experiments on transonic limit-cycle-flutter of a flexible swept wing”, J. Fluids and Structures, Vol. 84, pp. 153-170, 2019.
- 8) 野村聡幸, “燃料消費削減を目指した将来旅客機の概念設計”, JAXA-RR-13-007, 2013.
- 9) Sugioka, Y., Nakakita, K., Saitoh K., Nonomura, T., and Asai, K., “First results of lifetime-based unsteady PSP measurement on a pitching airfoil in transonic flow,” AIAA Scitech Forum, Kissimmee, FL, 8-12, Jan. 2018, AIAA-2018-1030.
- 10) 満尾和徳, 中北和之, 栗田充, 渡辺重哉, “JAXA 感圧塗料 (PSP) 計測システムの研究開発 (3) 感圧塗料編”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-13-006, 2014.
- 11) 加藤裕之, 中北和之, 栗田充, 中島努, 山谷英樹, “風洞試験におけるマーカを用いた写真測量法による模型変形量計測”, 第48回飛行機シンポジウム, 1D3, 2010.
- 12) 上島啓司, 菅原瑛明, 石田崇, 橋本敦, 青山剛史, 吉本稔, “移動・変形を伴う物体周りの解析に対応した FaSTAR-Move の開発”, 第 49 回流体力学講演会／第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, JSASS-2017-2061-A, 2017.
- 13) 有菌仁, 石田崇, ハミッドレザケイランディッシュ, “FaSTAR-Moveを用いた空力弾性解析”, 第51回流体力学講演会／第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, JSASS-2019-2017-A, 2019.
- 14) Ito, Y., Murayama, M. and Yamamoto, K.: Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method, AIAA Journal, 51, 6, (2013), pp. 1450-1461.