

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第 81 回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 81st meeting

2009 年 12 月
December 2009

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

第81回風洞研究会議（平成20年11月20、21日）

1. 非定常PSPによるフラッタ時の翼上面圧力変動の可視化 1
中北 和之、有薗 仁、伊藤 正剛（JAXA）
2. JAXA0.8m×0.45m高Re数遷音速風洞におけるAGARD-B標準模型試験 9
青木 良尚、神田 宏、佐藤 衛、永井 伸治（JAXA）
板橋 幸広（JAST）、西島 寛典、木村 毅（ISE）
3. 日本飛行機2mΦ低速風洞の改修計画について 17
近藤 夏樹、中村 英明、山本 靖人、前田 真宏（日本飛行機）
4. 高温衝撃風洞HIESTにおける極超音速境界層遷移研究について 21
丹野 英幸、小室 智幸、佐藤 和雄、高橋 政浩、小寺 正敏、伊藤 勝宏（JAXA）

非定常 PSP によるフラッタ時の翼上面圧力変動の可視化

中北和之、有菌仁、伊藤正剛(宇宙航空研究開発機構)

Unsteady Pressure-Sensitive Paint Visualization of Transonic Flutter on Thin Wing

Kazuyuki Nakakita, Hitoshi Arizono, Masatake Ito (JAXA)

概要

フラッタ発生過程での流体现象の解明とフラッタ予測ツールの検証のため、非定常 PSP 計測を用いた翼面圧力分布と衝撃波位置の可視化を行った。PSP としては高速応答型 PSP の 1 つである陽極酸化 PSP を用い、高出力青色半導体レーザを用いて PSP を励起し、PSP 計測には高速カメラを用いた。高速カメラは 2kfps (frame per sec) または 5kfps で時系列計測を行った。模型は本研究のために独自に設計したアルミ製中実模型である薄翼フラッタ模型であり、前縁の後退角 30° 、スパン 250mm、断面形状は NACA65A004 である。今回紹介する非定常 PSP 計測結果は定性的可視化結果であり、圧力値のデータではないが、フラッタ発生時の非定常な圧力分布の変化と衝撃波の挙動が明瞭に把握できる結果が得られた。

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では前身の航空宇宙技術研究所(NAL)時代の 1994 年から感圧塗料 (PSP) の研究開発を開始し、これまでに多くの PSP 試験を行ってきている^{1~4}。定常現象に対する実用 PSP 技術では実機開発にも用いられるレベルに達している。

2007 年度からは実用 PSP 技術で得られた技術蓄積を活かし、PSP の用途を非定常圧力現象の計測にも拡張すべく非定常 PSP 技術の開発も行っている。この非定常 PSP では 4 つの分野を主な適用対象として選定し、技術開発を行っている；

- ① 遷音速フラッタ・バフェット
- ② 低速での空力騒音に関連する非定常場
- ③ ヘリコプタ・ブレード
- ④ 内部流

これらの対象は研究面、実用面ともに PSP のメリットである面での圧力分布計測が求められている測定対象であり、かつ JAXA 内部にそれぞれを研究対象とする専門家集団が存在し非定常 PSP 計測がこれらの専門家集団と連携を取ることで JAXA

A として大きな前進が期待できる対象でもある。本稿で取り上げる遷音速フラッタ・バフェットの他に、空力騒音場に関連する非定常場⁵と内部流⁶では非定常 PSP の研究は進んでおり、ヘリコプタ・ブレードについても 2 回の feasibility study 試験を終え、さらなる改良を図っている段階である。

フラッタは空力と構造の連成した非線形現象であり、航空機設計に際しては構造強度を決定するにあたって考慮すべき重要な現象である。無駄な構造強度を省くため、高精度なフラッタ限界予測手法が期待されているが、現時点では最終的には実験によってフラッタ限界を確認する手法が一般的である。

フラッタ試験で用いられる模型は破損を前提に製作されており、フラッタ現象に伴う非定常圧力変動の計測のための非定常圧力センサも装着されているが、その点数は高々数点程度であり、個々の模型でのフラッタ現象の原因解明やフラッタ予測コードの検証のための非定常圧力データとしては限られた圧力情報しか得られないのが現状である。非定常 PSP であれば、安価な製作費用で模型全体の非定常圧力情報を取得可能であり、非定常な衝撃波

位置の把握や、フラッタ開始に至る原因となる空力現象の理解にも寄与が可能であろう。また、高精度なフラッタ予測ツールの構築に際しての検証データとしても数点の非定常圧力センサと比較して遥かに大きな情報量を提供できる。さらにはフラッタ制御デバイス等の開発にも時系列な非定常圧力データを活用可能である。

本研究では、非定常 PSP 技術のフラッタ現象への適用性確認を目的とする。用いる高速応答型 PSP はこれまでも実績の豊富な陽極酸化アルミ PSP (Anodized Aluminum PSP; AA-PSP)とした。試験模型としては2章に後述する薄翼フラッタ模型を新規に設計・製作した。この薄翼フラッタ模型は JAXA が所有するフラッタ予測コードを活用し、PSP が得意とする大気圧以下の圧力範囲でフラッタを発生するように設計を行った。本稿では一連の非定常 PSP 技術のフラッタ現象への適用性確認研究の中の First Step として、フラッタによる非定常圧力変化を PSP で可視化する試験を行う。

2. 供試模型

本研究では非定常 PSP 技術のフラッタ現象への適用性確認を目的とし、用いる高速応答型 PSP としてこれまでに最も実績の豊富な AA-PSP を採用したことから供試模型にいくつかの制限が加わる。AA-PSP では模型材質がアルミ系材料でなければならないが、この中でも A5052 が最も適する。通常、フラッタ模型は模型剛性の点から FRP などの非金属材料が使われるが、アルミ材料を用いるためにフラッタを発生させるためには薄翼でなければならない、翼型としては最大翼厚 4% の NACA65A004 を採用した。また、模型製作費を低減するため、模型の構造は中実模型となっている。本研究で用いた薄翼フラッタ模型の概略は以下のとおりである；

- ・翼根コード長：110mm
- ・翼端コード長：55mm
- ・翼スパン長：250mm
- ・翼前縁の後退角：30°

(25%コードでの後退角は 27.58°)

模型上には 60%スパン位置に非定常圧力センサ (Kulite XCQ-062-25D) を 3 点装着した。図 1 に薄翼フラッタ模型の概要を示す。

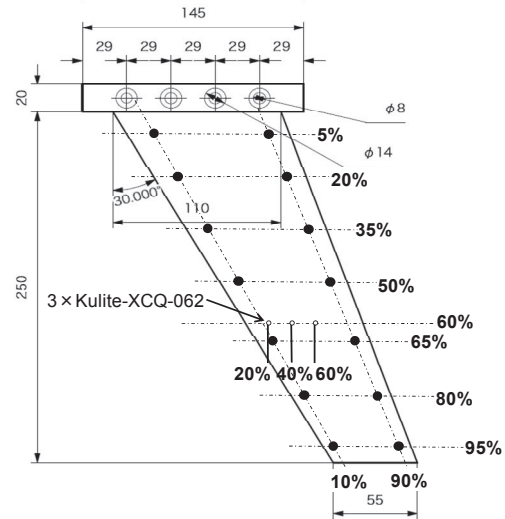


図 1 薄翼フラッタ模型形状と非定常圧力センサ設置位置

3. 非定常 PSP

3.1 高速応答型 PSP

PSP は特定の有機分子からの発光が酸素消光によって減少することを用いた分子センサである。PSP からの発光量は酸素分子の少ない低圧環境下では大きくなり、高圧下では小さくなる。通常、風洞試験で一般的に用いられる PSP はバインダであるポリマと感圧色素を溶媒に溶かし、スプレーで模型表面に塗装されるものである。しかしこれらのポリマをバインダとした PSP はポリマ中の酸素拡散に律速され、時間応答性は秒のオーダーである。非定常現象計測にはこのような一般的なポリマタイプ PSP の時間応答性では不足であるため高速応答型 PSP を用いる。本研究ではその 1 つである AA-PSP を用いた。これはアルミ系材料に陽極酸化による酸化アルミ層を形成し、その上に感圧色素を吸着させるものであり、10kHz 以上の時間応答性を持つ。これまでも非定常 PSP 計測^{5,6}や、極超音速衝撃風洞における短時間計測⁷などで広く用いられている。本研究での感圧色素はバソフェナンスロリン・ル

テニウム($[\text{Ru}(\text{ph}_2\text{-phen})_3]\text{Cl}_2$)である。

図 2 に AA-PSP の概要を示す。(a)は陽極酸化アルミの構造、(b)が陽極酸化アルミ表面の走査型電子顕微鏡 (SEM) 撮影画像である。(c)は衝撃波管を用いて評価した AA-PSP 時間応答性評価試験の結果の一例であり、陽極酸化アルミ層の厚さによっても応答性は異なるが、この例での時間応答性は約 $40\mu\text{s}$ である。

3.2 非定常 PSP 計測システム

前述の高速応答型感圧コーティング、高速カメラ以外の主要な計測システム要素として励起光源が

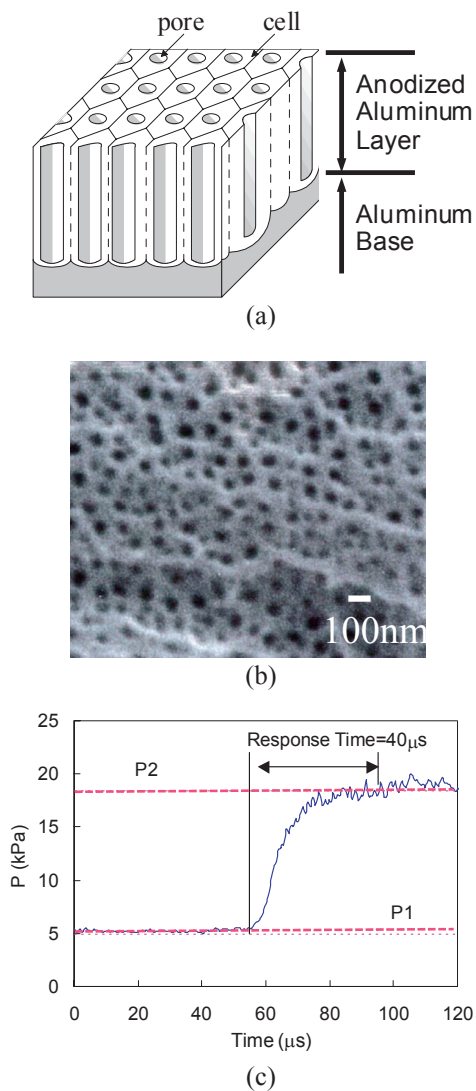


図 2 AA-PSP の概要

(a) 陽極酸化アルミ層の構造、(b) 陽極酸化アルミ表面の SEM 画像、(c) 衝撃波管を用いた AA-PSP 時間応答性試験結果の一例

ある。本研究では既存の 300W 高安定キセノン光源を 3 台用いた。非定常 PSP 計測ではカメラ露光時間が 1ms 以下となるため、キセノン光源では十分な PSP 発光量を得ることが難しく、計測可能な変動圧力の限界を決める要因となっている。PSP からの発光を増大させると計測可能な変動圧力の限界や計測周波数を拡張することができるため、今後は PSP 自体の発光量増大と、Ar レーザや半導体レーザ、LED などによる励起光量の増強を図る必要がある。

3.2.1 高速カメラ

非定常 PSP 計測では、対象となる非定常現象の周波数をカバーできる明るい高速度カメラが必要となる。非定常 PSP 用高速度カメラに必要な条件としては、

- ・明るさ
- ・撮影可能フレームレート
- ・A/D 分解能
- ・空間解像度
- ・画像取得枚数

の 5 項目が重要となる。

高速カメラの明るさは、PSP からの弱い発光を非常に短い露光時間で計測するため、十分な感度が必要となる。計測可能周波数としては、対象となる現象の最低 4 倍以上のフレームレートが必要であり、可能であれば 10~20 倍の周波数が望ましい。また、A/D 分解能については、PSP 発光量を定量的に分解するために最低でも 10bit が必要であり、12bit 以上が望ましい。高速カメラを含む世の中のデジタルカメラの大部分は 8bit (カラーカメラであれば 8bit × 3 色の 24bit) であり、1 count あたりの階調が 0.4% 程度と定量的 PSP 計測に用いるには不足である。空間解像度についても詳細な画像計測には 512×512 ピクセル程度の空間解像度は必要と考えられる。画像取得枚数としては、非定常現象を連続で計測するためには 100 枚以上は必要であり、FFT や相関解析も念頭に置くとすると 1000 枚以上の取得可能枚

数は欲しいところである。

本研究で用いた高速カメラは Vision Research 社製 Phantom V7.3 (モノクロ機) であり、ISO 感度 4800、最大空間解像度 800×600 pixel、最大空間解像度での計測フレームレート 6.6kfps、A/D 分解能は最大 14 bit、計測可能画像枚数は 15,000 枚以上である。

3.2.2 非定常 PSP 用励起光源

非定常 PSP 計測では計測周波数が高いため必然的に露光時間が短くなり、十分な計測カウント値を得ることが難しくなる。このため、PSP からの発光を可能な限り大きくする必要があり、高輝度 PSP 励起光源が必要となる。

本研究では、PSP 色素であるバソフェナンスロリン・ルテニウムの吸収線である青色光源として高出力の青色半導体レーザー (住友電工製 BLM-5000-H08D) を用いた。発光波長 $450 \sim 455$ nm の 14 個の半導体レーザーをクラスタ化し、最大出力は 5W、10 0V 商用電源で動作可能な空冷レーザーである。これまでの非定常 PSP 計測では 6W 水冷アルゴンレーザーを使用していたが、これは 3 相 200V 電源、max. 50A の水冷光源であり、総重量も 100kg であったが、これに比べ、総重量 20kg 程度と非常に可搬性の高い光源である。難点は高出力青色半導体レーザー素子の価格が高く、光源全体としてもアルゴンレーザーより高価であることである。

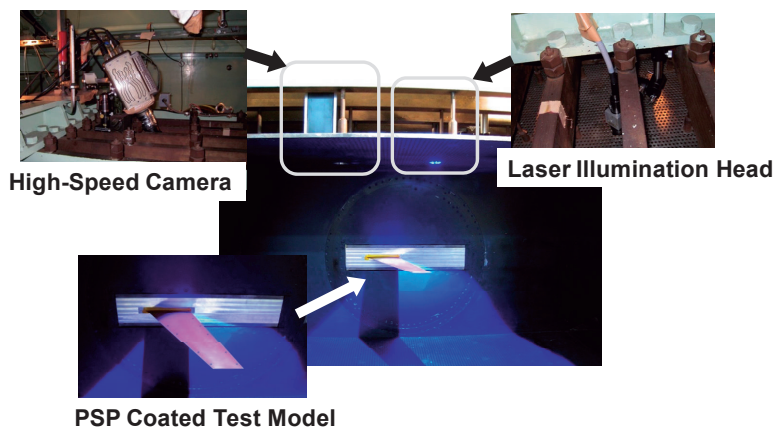


図3 FWT への薄翼フラッタ模型と非定常計測システム設置の様子 (高速カメラは上方計測の設置位置)

3.3 風洞への計測システムセットアップ

試験は JAXA 0.6m \times 0.6m フラッタ風洞 (FWT) で行った。薄翼フラッタ模型は図3に示すように FWT 側壁に装着され、天井壁面下流側の小穴から青色半導体レーザー光を照射する。

高速カメラは上方計測と側方計測の2種類の設置位置を用いた。図3は上方計測の様子であり、天井壁面上流側の小穴から模型を計測する。図3では明瞭ではないが、この設置方法では、FWT 天井部に支持梁があり、梁の間隔が高速カメラ本体の幅より小さいため観測用小穴まで近寄ることができず、高速カメラ本体と C マウントレンズの間に 250mm のリレーレンズを取り付けて計測を行った。側方計測では模型設置面と反対側の側面にある大型シュリーレン窓を介して計測を行う。側方計測では光学アクセスが容易なため、リレーレンズは用いない。

4. 試験結果

4.1 側方計測

薄翼フラッタ模型でのフラッタ試験での気流条件は $P_0=150$ kPa で一定とし、マッハ数を 0.90 から 0.95 まで 0.002/s でスイープした。模型の設置迎角は 0° である。この際、マッハ数およそ 0.93 でフラッタが発生する。フラッタ現象としては発散的なフラッタではなく、当初は振幅が増大するが、一定の振幅に達すると周期的な振動を繰り返す LCO (Limit Cycle Oscillation) であった。

図4に非定常 PSP 計測で得られた LCO 時の翼面上圧力分布の可視化結果を示す。本稿での PSP 結果は可視化であり、定量的な圧力値までの処理は行っていない。高速カメラの計測フレームレートは 5kfps であり、露光時間は $198 \mu\text{s}$ と極力多くの光量を確保するためにフレーム間のほとんどの時間を露光時間に費やした。このため、5kfps より小さいフレームレートでは、

翼の移動速度が大きいため1フレーム内での模型画像がブレてしまい、明瞭な画像を得ることができなかった。また、翼面上でPSPによって可視化されている領域は翼端部の60%程度であり、レーザ照射密度を高くする必要性と、照射ヘッドの光学アクセスの2点の制限から、薄翼フラッタ模型の全体を照射することはできず翼面全面をPSP計測することはできなかった。

図4はLCO 1周期の非定常PSP可視化結果である。これよりLCO 1周期に対応する翼面上の圧力分布と衝撃波位置と、翼の弾性変形の時間変化を理解することができる。LCO周波数は110Hz程度であり、現象には高調波成分も存在するが、用いたAA-PSPの時間応答性は十分に速いものと考えら

ることができる。

図4から、翼が下方に弾性変形した際には、後退翼であることによる振り下げによって翼にプラス方向の迎角が付き、翼面上に衝撃波が現れる。衝撃波は前縁側と中央部の2つの衝撃波が見られる。時間が進み、翼変形が中立点付近に向かうにつれ、振り下げによる翼の迎角は小さくなるため衝撃波は翼前縁に向かって移動し、かつ弱くなる。翼前縁の衝撃波は中央部の衝撃波よりも早期に見えなくなる。さらに弾性変形が進み、中立点より上方に翼が変形すると翼の迎え角はマイナスとなり、翼面上には衝撃波は存在しなくなる。さらに弾性変形の位相が進み、中立点から下方に弾性変形すると、翼の迎角がプラスとなり、衝撃波が現れる。

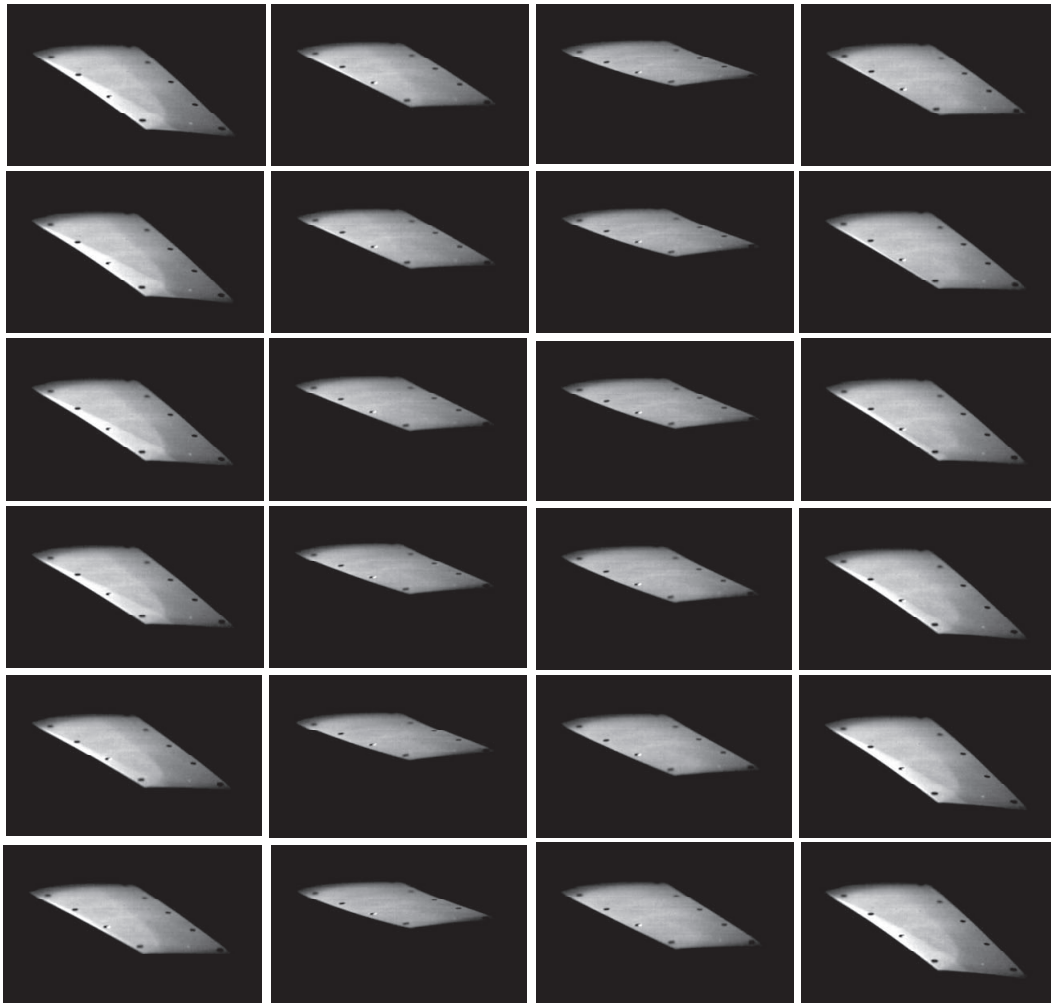


図4 側方計測によるフラッタ1周期の圧力分布の可視化
 気流条件は $P_0=150\text{kPa}$, $M=0.93$, $\alpha=0\text{ deg}$. 高速カメラの計測フレームレート 5 kfps.
 図中の各画像間の時間間隔は 0.4ms であり、図左上より下方に時間順に配置してある。

弾性変形と空力現象の間の位相遅れの情報も興味深い点であり、図4の1枚目と24枚目、2枚目と23枚目といった比較をすると、下方（プラス迎角）→上方（マイナス迎角）への変形の位相での衝撃波の様子と、上方（マイナス迎角）→下方（プラス迎角）への変形の位相での衝撃波の様子を比較すると、はなはだ定量的ではないが、衝撃波は消えにくく、現れにくい、という特徴を持つことが分かる。ただ、翼面上の歪ゲージ出力は必ずしもきれいな正弦波出力を示してはならず、弾性変形は逆位相で完全には対称ではないため、現象の位相遅れについては、今後十分に詳細な比較を行った上で議論する必要がある。

4.2 上方計測

図5は上方計測による薄翼フラッタ模型上のLCO 1周期の非定常PSP可視化結果である。これよ

りLCO 1周期に対応する翼面上の圧力分布と衝撃波位置と、翼の弾性変形の時間変化を理解することができる。高速カメラ位置は異なるが、レーザ照射は側方計測と共通であるため、側方計測と同様に翼面上でPSPによって可視化されている領域は翼端部の60%程度である。気流条件は側方計測の場合と同様であり、 $P_0=150\text{kPa}$ 一定、マッハ数は0.90~0.95まで0.002/sでスイープし、模型の設置迎角は 0° である。上方計測では模型の弾性変形の方角に対して上から計測するために変形による画像ブレが小さく、高速カメラの計測フレームレートは側方計測とは異なり、2kfps、露光時間を $498\mu\text{s}$ とし、多くの光量を確保し、S/Nの良い計測となるようにした。

図5でもLCO 1周期に対応する翼面上の圧力分布と衝撃波位置が可視化できており、図4より圧力分布と衝撃波位置の模型上位置の関係は直感的に把握できる。しかし、翼の弾性変形との関係は逆に

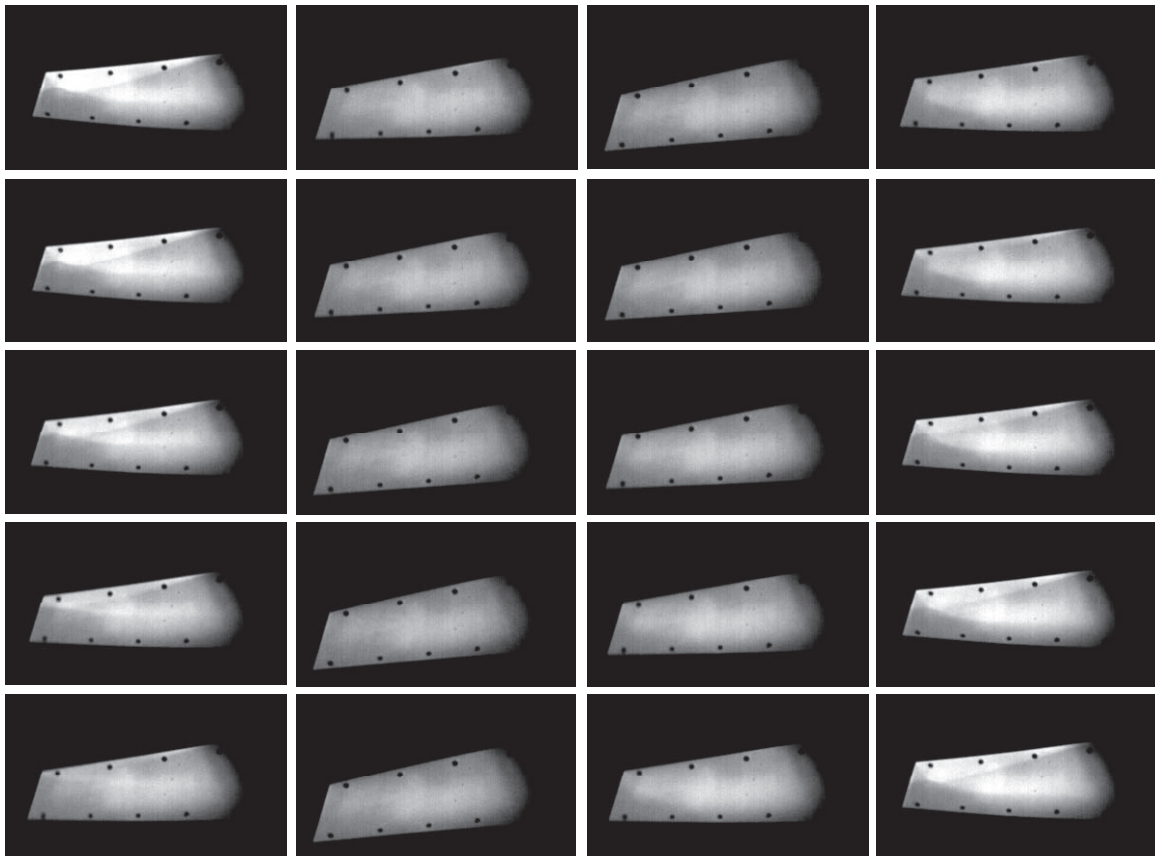


図5 上方計測によるフラッタ1周期の圧力分布の可視化
 気流条件は $P_0=150\text{kPa}$, $M=0.93$, $\alpha=0\text{ deg}$. 高速カメラの計測フレームレート 2 kfps.
 図中の各画像間の時間間隔は 0.5ms であり、図左上より下方に時間順に配置してある。

分かりにくくなっている。しかし、この観点は将来的な定量的 PSP 処理においては有利な点となるものと考えている。PSP 処理の起点となる無風時の参照 PSP 画像と通風時の試験 PSP 画像の比を取り発光量を規格化する部分で弾性変形による影響を小さくできるためであり、上方計測は高速カメラの光学アクセスの点では大きなハンデを抱える設置方法であるが、定量的な非定常 PSP 計測では有効な計測方法となる。

5. まとめ

非定常 PSP 計測によって薄翼フラッタ模型のフラッタ (LCO) 時の翼面上の圧力変化及び衝撃波位置を時系列で可視化し、模型の弾性変形と関連する衝撃波の挙動を明瞭に把握することができた。一連の結果より、非定常 PSP 技術のフラッタ計測への適用性が確認でき、また、本技術がフラッタ現象の計測に有用なツールとなりうることも確認できた。

本研究は非定常 PSP 技術のフラッタ計測への適用の第一歩であり、まだ多々問題は存在する。今後は定量的圧力値の算出が当面の課題であり、変形する模型への PSP データ処理ソフトを構築し対応する必要がある。また、現在は AA-PSP を使うことを前提としたために模型材質がアルミに限定されているが、アルミ以外の模型への対応も大きな課題である。フラッタ模型では FRP、プラスチック、バルサなどが模型材料の主流であるため、このような模型であっても対応可能な塗装型高速応答 PSP の開発中も進めている。

最終目標としては、非定常 PSP 技術をフラッタ計測に適用し、定量的かつ高い時間及び空間解像度を持った非定常圧力分布計測データを提供することで、高精度なフラッタ予測ツール構築に対して寄与することであり、このような非定常 PSP データを生産できるよう技術を発展させて行く所存である。

謝辞

本研究にあたっては、JAXA 機体構造グループの玉山雅人氏、斎藤健一氏、吉本周正氏、菊池孝男氏には試験遂行と風洞オペレーション全般にわたって最大限のサポートを頂いた。この場を借りて謝意を表す。

参考文献

- 1 Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K., and Watanabe, S., "Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA", *Measurement Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, 2005, pp. 359-366.
- 2 Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Kawato, H., Yamamoto, Y., Watanabe, S., and Fujii, K., "Aerodynamic Characteristics of a Lifting-Body-Type Reentry Vehicle at Transonic Speeds," *AI AA-2006-665*, 2006.
- 3 満尾和徳、栗田充、中北和之、渡辺重哉、伊藤正剛、山内智史、山谷英樹、"JAXA における実用 PSP 計測システムの研究開発," 第 46 回飛行機シンポジウム、2008.
- 4 渡辺重哉、満尾和徳、中北和之、栗田充、加藤裕之、口石茂、藤井啓介、山本一臣、畑中圭太、"国産旅客機開発に向けた光学的空力計測技術の開発," 日本航空宇宙学会第 40 期年会講演会講演集、2009.
- 5 Nakakita, K., "Unsteady Pressure Distribution Measurement around 2D-Cylinders Using Pressure-Sensitive Paint," *AIAA-2007-3819*, 2007.
- 6 Nakakita, K., Osawa, J., Hori, N., and Kameda, M., "Unsteady Pressure-Sensitive Paint Measurement for Oscillating Shock Wave in Supersonic Nozzle," *AIAA-2008-6580*, 2008.
- 7 Nakakita, K. and Asai, K., "Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel," *AIAA-2002-2911*, 2002.

JAXA 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞における AGARD-B 標準模型試験 AGARD-B Standard Model Tests in JAXA 0.8 m by 0.45 m High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel

青木 良尚, 神田 宏, 佐藤 衛, 永井 伸治 (JAXA)

板橋 幸広 (JAST), 西島 寛典, 木村 毅 (ISE)

Yoshihisa AOKI, Hiroshi KANDA, Mamoru SATO, Shinji NAGAI (JAXA)

Yukihiro ITABASHI (JAST), Hironori NISHIJIMA, Takeshi KIMURA (ISE)

Abstract: AGARD-B full and semi-span standard model tests were conducted in JAXA 0.8 m by 0.45 m high Reynolds number transonic wind tunnel. The semi-span model was tested either on the reflection plate or on the peniche. All the data were corrected by a panel method about the wall interference effects. The full-span model data agreed well with the AGARDograph 64 data. And the semi-span model on the reflection plate agreed with the full-span data more than those on the peniche. However, the drag data of the semi-span model showed large differences to those of the full-span model.

記 号

ϕ : 擾乱速度ポテンシャル
 M : 風洞一様流マッハ数
 Re : 平均空力翼弦長基準レイノルズ数 ($=2.309 \rho U D / \mu$)
 ρ : 風洞一様流密度 [kg/m^3]
 U : 風洞一様流流速 [m/s]
 D : 模型胴体直径 [m]
 μ : 風洞一様流粘度 [$\text{Pa} \cdot \text{s}$]
 l : スロットパラメータ
 α : 迎角
 C_L : 安定軸揚力係数
 C_{L0} : 迎角 0° における安定軸揚力係数
 $C_{L\alpha}$: 揚力傾斜
 C_{DF} : 安定軸前面抗力係数
 C_{DF0} : 安定軸最小前面抗力係数
 C_{DFi} : 安定軸前面抗力係数の誘導抗力成分
 C_m : ピッチングモーメント係数
 C_{m0} : 迎角 0° におけるピッチングモーメント係数
 $\delta C_{DF} / \delta (C_L^2)$: 前面誘導抗力係数増加率
 x/c : 平均空力翼弦長基準の全機空力中心

1. はじめに

JAXA 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞は、1979 年度に二次元風洞として建設された¹⁾。1997 年度に風洞断面形状を高さ 0.8m、幅 0.45m の大きさに変更し、三次元模型支持装置と半裁模型支持装置が追加された²⁾。しかしながら、三次元模型試験はほとんど実施されておらず、試験データの妥当性の確認がされていなかった。そこで、AGARD-B

標準模型による風洞試験を実施し、パネル法風洞壁境界修正法³⁾を適用すると共に、縦 3 分力試験データを標準的な試験データ⁴⁾と比較した。また、反射板とペニシェによる 2 種類の設置方法による半裁模型試験と全機模型試験の結果を比較し、半裁模型の妥当な設置方法について検討を行った。

2. 章に風洞の概要説明、3. 章に AGARD-B 標準模型試験の概要、4. 章に AGARD-B 標準模型試験結果、5. 章にまとめを示す。

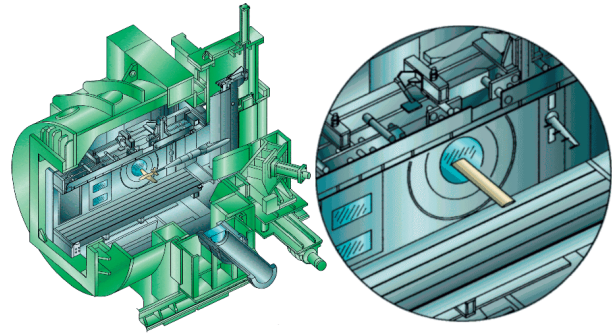
2. JAXA 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞の概要

JAXA 0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞の前身である航技研二次元風洞は、Pearcey がピーキー翼の概念と研究成果を発表⁵⁾して以来、遷音速翼型の研究開発が盛んになってきたことを背景として建設された。建設は 1973 年度から始まり、オイルショックによる資材の高騰に見舞われながらも 1979 年度に完成した。この風洞の最大の特徴は、高圧環境により実機レベルの高レイノルズ数を実現できる点であった¹⁾。

18 年間に渡る二次元翼風洞試験に供された後、老朽化に伴い 1997 年度に改修が行われた²⁾。高レイノルズ数を実現する間欠吹き出し式風洞という基本的な概念を残しつつ、三次元模型試験にも対応できるように、測定部が断面積比で 1.2 倍に大型化された。主要諸元を第 1 表に、風洞鳥瞰図を第 1 図に示す。

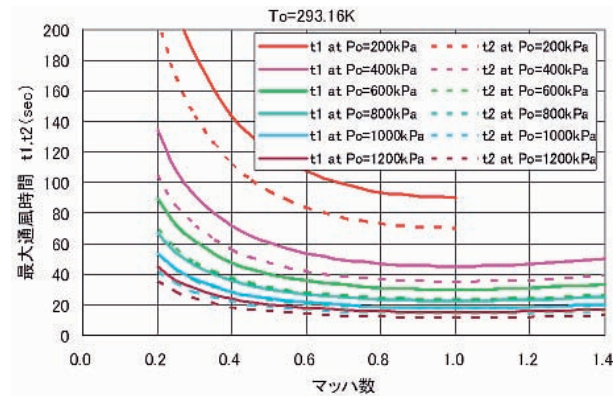
改修後の本風洞は、幅 0.45m、高さ 0.8m、長さ 2.4m の測定部を持つ。測定部の上下壁面は下流側 1.2m は開口比 6% 固定の多溝壁構造となっている。そして、上流側 1.2m は急激な壁の開口比変化を避けるため、0 から 6% へ連続的

に開口比が変化された多溝壁構造が採用されている。測定部概要図を第2図に示す。二次元翼試験では側壁上に発達する境界層が影響を及ぼすため、シュリーレン窓上流位置に境界層吸い取り装置が設けられている。光学観測窓は測定部上壁に3箇所、側壁に4箇所、また照明窓も別途設置されており、模型監視や流れの可視化等に利用可能である。シュリーレン窓の位置の二次元模型支持装置は、半裁模型支持装置を兼ねている。また、後方のストラットに取り付けたスティングで支持する三次元模型支持装置がある。



第2図 風洞測定部概要図

試験マッハ数は0.2~1.4であり、二次元翼試験ではコード長0.2mを標準的な模型サイズとしている。1日当たりの平均的な通風回数は7~8ランである。また、集合胴圧力200kPa~1200kPa、測定部マッハ数0.2~1.4の範囲の最大通風時間の計算結果を、第3図に示す。気流持続時間 t_1 は貯気槽空気を等温膨張と仮定した場合、 t_2 は断熱膨張を仮定した場合であり、現実的にはこの中間の値となる。遷音速域で高い集合胴圧力で運転する試験では、無駄時間(気流の立ち上がり時間、停止時間)を差し引くと計測に利用できる時間が10数秒程度となる。また、マッハ数1を超え、測定部静圧が大気圧以下になる場合は、気流制御不能に陥るという制限がある⁶⁾。



第3図 風洞最大通風時間

第1表 風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹き出し式
測定部高さ	0.8m
測定部幅	0.45m
淀み点圧力	196kPa~1176kPa
マッハ数範囲	0.2~1.4
レイノルズ数	$5 \times 10^6 \sim 40 \times 10^6 / 0.2m$
通風時間	9~100sec

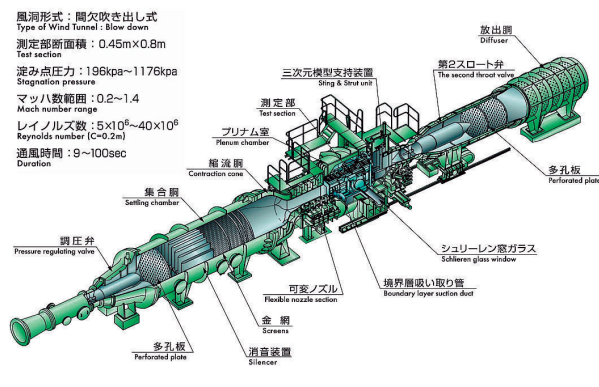
の多くの風洞での縦3分力試験結果と、それらを基にした標準データが示されている。

通常、半裁模型試験を実施する場合、風洞壁面に発達する境界層の影響を避けるために、模型の対称面を風洞壁面から離して設置する。そして境界層の外側に反射板と呼ばれる対称面を設置する方法(第5図;以下反射板模型)と、胴体と同一の断面を持つペニシェと呼ばれる船台を設置する方法(第6図;以下ペニシェ模型)がある。今回、この二つの半裁模型設置方法で試験を実施し、全機模型試験結果との比較を行った。マッハ数 $M=0.3$ 、レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ を基準試験ケースとした。そしてレイノルズ数効果確認試験ケースとしてレイノルズ数 $Re=25 \times 10^6$ 、マッハ数効果確認試験ケースとしてマッハ数 $M=0.8$ の試験を実施した。試験条件を第2表に示す。

可視化試験は、反射板とペニシェ設置の半裁模型上の流れ場の比較のため $M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 4^\circ$ の条件でオイルフロー試験を行った。

なお、3.2節のパネル法風洞壁境界修正と、ベース圧補正を全データに対して行った。ベース圧補正には、全機模型はキャビティ圧1点、上・下・左位置のベース圧3点を使用し、半裁模型は左・右・中央位置のベース圧3点を使用した。

3.2 風洞壁境界修正の概要 いわゆる古典的な手法では、風洞壁は無限遠まで測定部と同じ断面とする。また、模型の後流などの強い粘性が作用する領域は、風洞の大きさに対して小さく風洞壁に対して平行な領域であるとする。



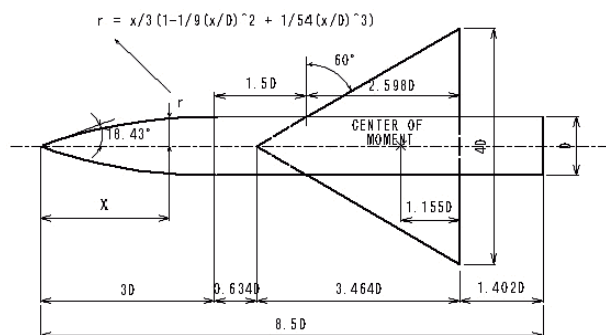
第1図 風洞鳥瞰図

3. AGARD-B 標準模型試験の概要

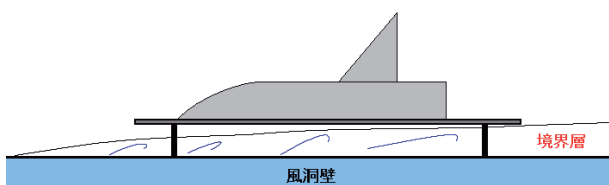
3.1 試験の概要 参考文献⁴⁾に示されるAGARD-B標準模型は、胴体の直径を基準とする相似形状として第4図のように定義される。同文献には、遷音速から超音速領域

第 2 表 AGARD-B 標準模型試験条件

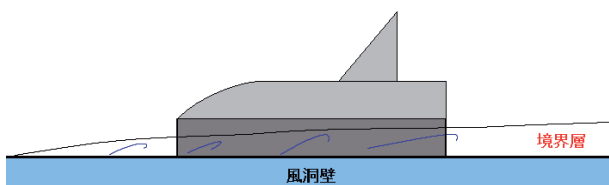
供試体	AGARD-B 標準模型
M	0.3, 0.8
Re	$2.7 \times 10^6, 6.8 \times 10^6 (M=0.3), 2.7 \times 10^6 (M=0.8)$
模型形態	全機模型 ($D=0.045\text{m}$), 半裁模型 ($D=0.0375\text{m}$)
全機模型支持	後方直スティング支持
半裁模型支持	反射板, 99%境界層厚さ相当のベニシエ



第 4 図 AGARD-B 標準模型概要図



第 5 図 半裁反射板模型概要図



第 6 図 半裁ベニシエ模型概要図

すると線形のポテンシャル流れとして、風洞壁面では線形化微小擾乱方程式が成り立つと仮定できる。そして、模型と風洞壁による擾乱速度ポテンシャルを分離し、風洞壁が一様流に与える影響を推定することにより、風洞壁境界修正を行う⁷⁾。

多溝壁で風洞壁境界修正を行うためには、固定壁や開放壁と比較して壁面における非常に複雑な境界条件を解く必要があるが、これを解く方法の一つにパネル法がある。今回行ったパネル法風洞壁境界修正は、NASA で開発された汎用プログラムである ANTARES⁸⁾ と同一の方法で行い、アルゴリズムは同じく参考文献⁹⁾ の方法を使用した。次節より、この手法の概要と、多溝壁測定部を持つ JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数風洞への適用について述べる。

3.3 パネル法風洞壁境界修正法の概要 パネル法風洞壁境界修正法は、風洞内の流れをポテンシャル流れと仮定

する。また、風洞内の流れを以下のようにモデル化する。

- 模型や、その後流などのブロックージを、ラプラス方程式の特異点であるダブルレットで模擬する。
- 揚力をラインダブルレットで模擬する。
- 風洞壁面をシンク/ソースなどで模擬する。

さらに、風洞壁面の境界条件を満たすように壁面の特異点を決め、この特異点が一様流に与える影響を推算して風洞壁境界修正を行う。

非圧縮性ポテンシャル流れの、速度ポテンシャルが満たす微分方程式はラプラス方程式となる。この方程式を、一様流を x 軸方向として、一様流近傍の微小擾乱速度で線形化すると、亜音速ポテンシャル流れの擾乱速度ポテンシャル ϕ に関する微小擾乱方程式となる。これを下記の式 (1) に示す。

$$\beta^2 \frac{\delta^2 \phi}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta y^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta z^2} = 0 \quad (1)$$

$$\text{但し、} \beta^2 = 1 - M^2$$

式 (1) を Prandtl-Glauert 変換により座標変換すると、ラプラス方程式に変換される。参考文献⁹⁾ のアルゴリズムは、非圧縮性流体のポテンシャル流れを解くアルゴリズムであるが、この変換式により流れ場を解くことができる。したがって、あるマッハ数における模型や揚力、風洞壁面を表す特異点の座標と強さを、Prandtl-Glauert 変換して流れ場を解いた結果を得る。その結果を、Prandtl-Glauert 逆変換することで、式 (1) の解が得られる。

揚力を表すラインダブルレットの強さは、実際に計測された揚力から決めることができる。また、模型や模型後流のブロックージの強さは、実際に計測された形状抵抗 (又は最小抵抗) から決める方法と、風洞壁面近傍の静圧分布から決める方法の二つの方法がある。

3.4 測定部境界条件の決定 上述のような風洞壁境界修正を行うため、壁面の境界条件を決める必要がある。JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数超音速風洞測定部は、上下壁面は多溝壁構造が採用されており、その他の壁面は固定壁となっている。本のパネル法風洞壁境界修正で使用した、風洞壁面パネルを第 7 図に示す。黒色の線で囲まれたパネルは固定壁、緑色の線で囲まれたパネルは多溝壁を示す。

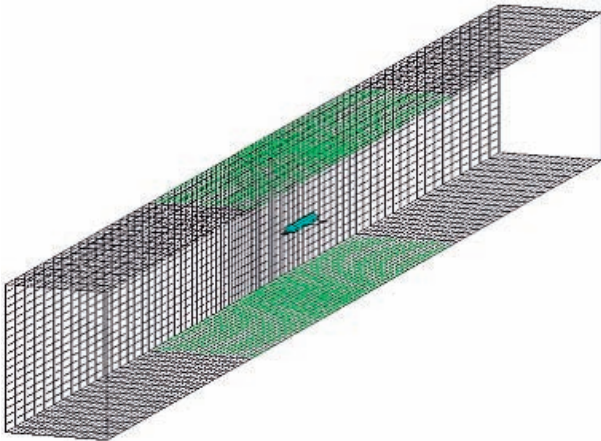
固定壁と多溝壁 (非粘性、微分形式) の境界条件は、それぞれ以下のようになる⁸⁾。

$$\frac{\delta \phi}{\delta n} = 0 \quad (2)$$

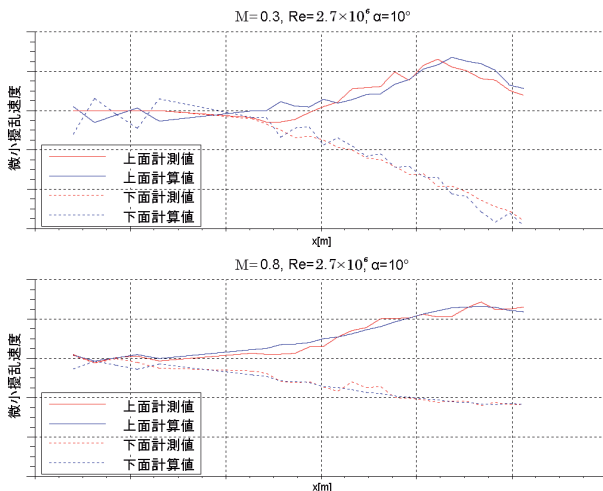
$$\frac{\delta\phi}{\delta x} + \frac{\delta l}{\delta x} \frac{\delta\phi}{\delta n} + l \frac{\delta^2\phi}{\delta x \delta n} = 0 \quad (3)$$

本風洞のスロットパラメータ l は、NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel における多孔壁のパラメータ決定法¹⁰⁾を参考にして決定した。まず、多溝壁の開口比が変化する部分で $\delta l/\delta x$ は一定値、開口比が変化しない部分で $\delta l/\delta x$ はゼロとした。そして、風洞壁面静圧分布の実測値と、計算値の差の二乗和が最小となるように、 $\delta l/\delta x$ 及び l の値を決定した。

レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 10^\circ$ における、 $M=0.3$ と $M=0.8$ の壁面微小擾乱速度分布の、計算値と計測値の比較を第8図に示す。両マッハ数条件で同一のパラメータ l を使用しているが、計測値と計算値が良く一致していることがわかる。



第7図 パネル法風洞壁境界修正壁面パネル



第8図 壁面微小擾乱速度分布比較

4. AGARD-B 標準模型試験結果

4.1 縦3分力試験結果の比較

4.1.1 比較方法 縦3分力試験結果から得られる揚力係数、前面抗力係数、ピッチングモーメント係数は、三次元翼理論などを元にする、下式で表現可能である。

$$C_L = C_{L0} + \frac{\delta C_L}{\delta \alpha} \alpha = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha \quad (4)$$

$$C_{DF} = C_{DF0} + C_{DFi} = C_{DF0} + \frac{\delta C_{DF}}{\delta (C_L^2)} C_L^2 \quad (5)$$

$$C_m = C_{m0} + \frac{\delta C_m}{\delta C_L} C_L = C_{m0} + \frac{x}{c} C_L \quad (6)$$

AGARD-B 標準模型は上下対称であるため、 C_{L0} と C_{m0} はゼロと仮定できる。よって迎角 0° 近傍の線形領域であれば、式(4)~式(6)中の $C_{L\alpha}$ 、 C_{DF0} 、 $\delta C_{DF}/\delta (C_L^2)$ 、 x/c の4パラメータを比較することで、縦3分力の比較が可能である。ここでは、全機模型試験データを基準として比較を行った。

4.1.2 揚力傾斜の比較 揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ の比較結果を、第3表に示す。

$M=0.8$ では、本風洞の全機模型試験結果は、標準データに2%の範囲で一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して2%の範囲で一致した。しかしペニシエ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して2割程度大きい値となった。

4.1.3 前面誘導抗力係数増加率の比較 前面抗力係数増加率 $\delta C_{DF}/\delta (C_L^2)$ の比較結果を、第4表に示す。

前面抗力係数増加率は、本風洞における全機模型と半裁模型試験結果の比較のみを行った。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して5%の範囲で一致した。一方、ペニシエ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して3割程度小さい値となった。

4.1.4 全機空力中心の比較 全機空力中心 x/c の比較結果を、第5表に示す。

$M=0.8$ では、本風洞の全機模型の試験結果は、標準データに5%の範囲で一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して1割程度低い値となった。その一方、ペニシエ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して5%の範囲で一致した。

しかし、迎角に対する縦揺れモーメント係数で比較すると、ペニシエ模型より反射板模型試験結果が、全機模型の試験結果に一致する。これは、揚力に関して、ペニシエ模型より反射板模型の試験結果の方が、全機模型の試験結果に一致するためである。

4.1.5 最小前面抗力係数の比較 最小前面抗力係数 C_{DF0} の比較結果を、第6表に示す。

$M=0.8$ 標準データにバラつきがあるものの、本風洞の全機模型試験結果は概ね一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して5割程度

第 3 表 揚力傾斜の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシエ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.00	1.21	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	1.01	1.23	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.98	1.17	0.986

第 4 表 前面誘導抗力係数増加率の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシエ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.96	0.69	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.95	0.69	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.01	0.77	NA

第 5 表 全機空力中心の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシエ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.92	0.98	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.88	0.95	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.91	1.01	0.95

第 6 表 最小前面抗力係数の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシエ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.44	-0.17	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.30	0.01	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.55	0.22	0.77~2.03

第 7 表 最小抗力係数の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシエ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.01	0.74	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.95	1.00	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.22	1.20	NA

の値となった。また、ペニシェ模型の試験結果は、10割程度小さい値となることがわかった。

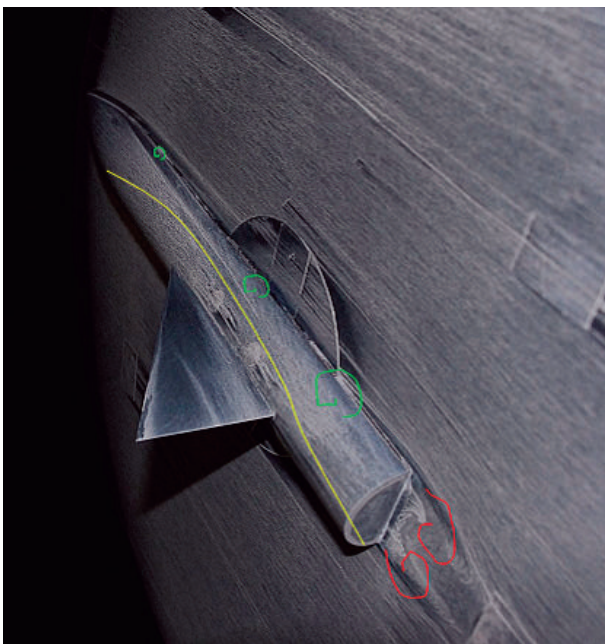
なお、半裁模型試験結果の最小前面抗力が小さくなることの原因は不明であり、今後の課題である。

4.1.6 最小抗力係数の比較 最小抗力係数の比較結果を、第7表に示す。最小前面抗力係数よりも、最小抗力係数のほうが、全機模型と半裁模型試験結果は一致する。

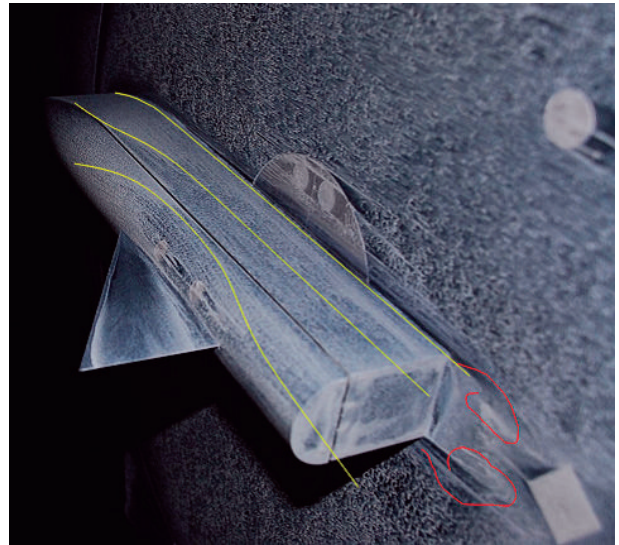
標準データの前面最小抗力係数及び、ベース抵抗のバラツキの原因は、下記が挙げられている⁴⁾。

- レイノルズ数効果と境界層乱流遷移位置の違いによる表面摩擦抗力の差
- レイノルズ数とステイング形状の違いによるベース圧への影響
- 測定部マッハ数分布のベース圧への影響

4.2 オイルフロー試験結果 マッハ数 $M=0.3$ 、レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 4^\circ$ における半裁模型試験について、オイルフロー試験を実施し、両者の模型表面の流れ場の比較を行った(第9図、第10図)。どちらの設置方法でも模型後方には模型中心軸に達する後流渦が出来ている。これより、模型の後流はステイング支持とは異なっていると推測される。ペニシェ模型では対称面を横切る流れが発生すると共に、ペニシェ自身が翼型として作用していることが分かる。反射板模型では、対称面を横切る流れは発生しないが、対称面の胴体上面の先端付近から渦が発生している。これが全機模型でも存在する渦であるのか、反射板の境界層などの影響で発生した渦であるのかは、現状では不明である。



第9図 半裁反射板模型オイルフロー試験結果 ($M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、 $\alpha = 4^\circ$)



第10図 半裁ペニシェ模型オイルフロー試験結果 ($M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、 $\alpha = 4^\circ$)

5. ま と め

以上より、以下の事がわかった。

- JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞で、全機及び半裁の AGARD-B 標準模型試験を行った。さらに、初めてパネル法風洞境界修正を実施し、その結果を比較した。
- 全機模型試験データは、AGARDGraph64 の $M=0.8$ 標準データと良く一致した。
- ペニシェ設置の半裁模型では、見かけ上の翼幅比の増大により、全機模型に対して揚力傾斜が増加し、誘導抗力係数は減少する。
- 半裁模型の設置法は、全機模型試験データとの一致を基準とすると、99%境界層厚さ相当のペニシェよりも、反射板の方が望ましいことがわかった。
- 半裁模型の最小前面抗力係数は全機模型に対して小さいが、この原因については今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) 空気力学第二部：“航技研遷音速風洞の構造と特性”，NAL TM-647，航空宇宙技術研究所 (1980)。
- 2) 二次元風洞研究室：“航技研二次元風洞の改修”，NAL TM-744，航空宇宙技術研究所 (1999)。
- 3) N.Ulbrich: “The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems”，AIAA2002-0307，40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (2002)。
- 4) J.P.Hartzuiker: “A review of measurements on AGARD calibration models”，AGARDograph 64，North Atlantic Treaty Organization (1961)。
- 5) H.H.Pearcey: “The Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings”，advances in Aeronautical Sci., Vol.3, Pergamon Press, London (1962)。
- 6) 超音速風洞セクション：“JAXA0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞ユーザーズマニュアル”，JAXA 風洞技術開発センター。
- 7) B.F.R.Ewald: “Wind Tunnel Wall Correction”，AGARDograph 336，North Atlantic Treaty Organization (1998)。

- 8) N.Ulbrich: "Description of Panel Method Code ANTARES", NASA/CR-2000-209592 (2000).
- 9) J. D.Keller: "Numerical Calculation of Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots", NASA TN D-6871 (1972).
- 10) N.Ulbrich and A.R.Boone: "Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel", AIAA 2001-1112, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (2001).

日本飛行機 2m ϕ 低速風洞の改修計画について

近藤夏樹、中村英明、山本靖人、前田真宏（日本飛行機）

Replacement of 2m ϕ Low-speed Wind Tunnel Equipment in NIPPI

Natsuki KONDO, Hideaki NAKAMURA, Yasuto YAMAMOTO, Masahiro MAEDA
(Nippi corporation)

概要

日本飛行機 2m ϕ 低速風洞は前回の大改修（昭和 56 年）より 30 年近くが経過し、送風機モータを初め各機器の老朽化が深刻化してきた。そこで平成 18 年より老朽化した設備の近代化を進め、平成 20 年度までに主送風機モータ更新、および新たな模型支持装置としてロボットアームの導入を完了した。本紙では、その概要と今後の計画について述べる。

1. 低速風洞概要

日本飛行機 2m ϕ 低速風洞は、吹き出し口が 2m ϕ 円形開放型のゲッチング式風洞で、昭和 19 年 9 月に建設され、戦災を経て昭和 33 年 1 月に復旧、昭和 54 年の改修で、ほぼ現在に近い形となった。昭和 54 の改修では、それまで木製であった送風機ブレードを自社製（オランダ・ハウデン社のライセンス生産）の FRP ブレードに更新し、モータもそれまでの 75kW から 110kW へパワーアップして、最大風速を 35m/s から 50m/s に向上させた。改修直後の風洞諸元を表 1 に示す。

表 1 昭和 54 年改修後の風洞主要諸元

性能	風速	1~50m/s
	風速分布	1.0%以下(天秤中心面)
	乱れ	0.2%以下(天秤中心面)
縮流筒	吹出口	円形2.0m
	絞り比	5.06
吸入筒		円形3.2m・FRP製
風路		8角形・コンクリート製
整流格子		ハニカム型・1段
整流網		30×30メッシュ・1段
偏流器		流路断面積一定型・鋼板製

改修後はエンジン換装後の YS-11 全機模型風試を初め、各種標的、小型飛翔体、無人機等の自社製品開発に貢献してきた。近年では外部からの受託風試も行うようになり、主に屋外に設置する機器（屋外監視カメラ、給湯器の室外器、携帯の通信ボックス、

放送用パラボラアンテナ等）の耐風確認試験を実施してきた。このような耐風試験では 50m/s 以上の試験風速を要求されることが多いが、測定部に供試体を入れた状態での最大風速は 45m/s が限界であり、更に供試体の一部が風圧で飛散の可能性がある場合には、ベルマウスに防御ネットを張る必要があることから、実用風速が 40m/s 程度しか出せないこともあった。このような背景から次のモータ更新時には実用風速 50m/s 以上の能力アップを図りたいとの要望が担当者から出るようになった。



図 1 ワイヤバランス方式による YS-11 全機模型風試

6 分力荷重計測には、現在ではほとんど見られなくなったワイヤバランス方式を長年に渡って使用してきた（図 1 参照）。しかし、ワイヤバランス方式は準備に手間がかかる他、試験技術が伝承されていない等の問題もあり、導入から 30 年経過を契機に、設備の近代化更新を図ることになった。

2. 送風機モータ更新

更新前の送風機モータは 110kW の直流モータで、回転数制御はサイリスタ・レオナード方式を採用していた。市場ではモータは交流方式が主流へと変わりつつあったが、計測系へのノイズの影響が懸念された為、新しいモータでもコストは高いが実績のある直流モータを採用することにした。モータ出力については測定部に何も無い状態での最大風速 60m/s 以上を目標に 200kW とした。図2に更新前後のモータとサイリスタ制御盤を示す。



図2 更新前後の送風機モータ

モータの出力増大に伴い、ファンの最大回転数も上がる為、ブレード取り付け部の強度についても見直した。ファン・ブレードは図3に示すように2本のU字ボルトとクランプによってボス部に固定されている構造となっている。従来のU字ボルトは炭素鋼製 (S35C) であったが、より高強度のステンレス製 (X5CrNi) に変更した。遠心力に対する強度計算を

行った結果、モータ更新後に最大回転数に対しても十分な強度余裕を有することが確認された。

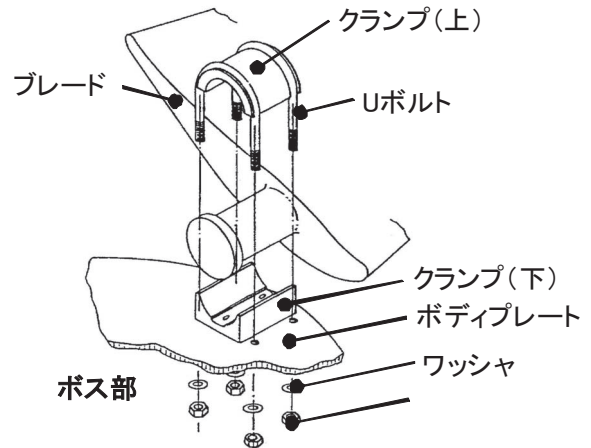


図4 ブレード取り付け部

更新工事は平成 20 年 9 月に実施した。モータ更新後、試験通風を行った結果、当初目標通り最大風速 60m/s が出せることを確認した。また、通風後にファン・ブレード取り付け部の点検を行い、異常が無いことを確認した。

3. ロボットアーム導入

当社低速風洞の空力荷重計測における模型支持方法は、前述した通りワイヤバランス方式を長く採用してきたが、近年は技術の風化が著しく、セットにも手間がかかることから、ほとんど使われなくなってきた。この他、簡易な姿勢制御で十分な試験においては、1自由度のターンテーブルを用いたストラット方式(図5)を用いてきたが、1自由度では α スウィープや β スウィープで形態変更の手間が生じるため、多自由度の模型支持装置の導入を検討してきた。



図5 1自由度ストラット支持

専門メーカーの模型支持装置を導入するとなると、高額な設備投資が必要になることから、導入コストを抑える為、産業用のロボットアームを用いることにした。図6に構想図を示す。仕様については6自由度で、風速50m/sにおける模型の重量および揚力を考慮した上で自在にハンドリングが可能のように130kgf以上の可搬質量を持つ候補のロボットアームをいくつか選定し、当社の風洞測定部への設置レイアウトを検討した。設置方法については①上部からの吊り下げ式、②横置き式、③床下式の3案で検討した。吊り下げ式については2t近いロボットを支える為のアームを組むスペースが無く、床下式についても、測定部床が昇降台になっていて工事に手間がかかる他、ベルマウスの一部を切断する必要がある為、横置き案を採用した。ロボットは最終的に川崎重工業製ZT165X-Aを導入した。当社風洞に設置後のロボットアーム外観を図7に、主要性能を表2に示す。

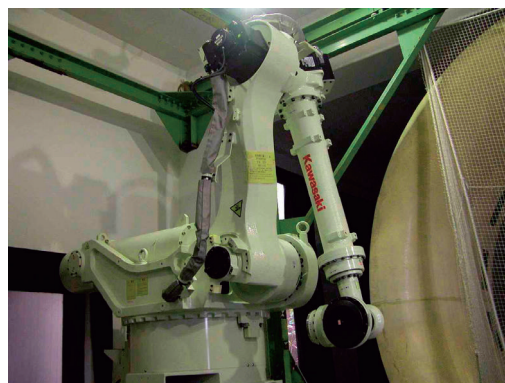


図7 ロボットアーム外観

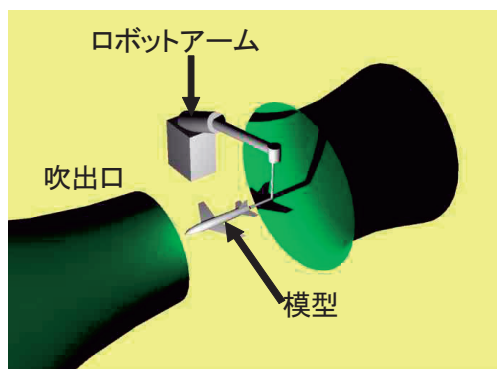


図6 ロボットアーム支持構想

表2 ロボットアーム主要性能

型式	Kawasaki ZT165X-A			
アーム形式	多関節型			
動作自由度	6軸			
構成軸仕様	動作軸	最大動作範囲	最高速度	最大負荷トルク
	腕旋回	±180°	120°/sec	-
	腕前後	+50° ~ -120°	110°/sec	-
	腕上下	+150° ~ -65°	115°/sec	-
	手首回転	±360°	140°/sec	911.4N
	手首曲げ	±130°	155°/sec	911.4N
	手首捻り	±360°	260°/sec	450.8N
位置繰り返し精度	±0.3mm			
最大可搬質量	165kg			

ロボットアームは法令により動作中は人が近づけない様に安全措置をとることが義務付けられていることから、図8に示すようなフェンスを設置した。フェンスには抜くとロボット電源が遮断される安全プラグが付いている。

計測システムとの連携については LAN を使い、図9に示すようなシステム構成を検討している。動作時、周囲の構造物との干渉は専用のシミュレーション・ソフトウェアにより確認する。

5. まとめ

低速風洞改修計画の一環として、平成20年度は主送風機モータの更新による高出力化と模型ハンドリング用ロボットアーム新規導入を行った。ロボットアームはシミュレーション・ソフトウェアと連動して、当社製品である曳航標的や無人機の動的風試等への適用が期待される。今後は動的風試に対応する新しい計測システムの構築が課題である。



図8 安全フェンス

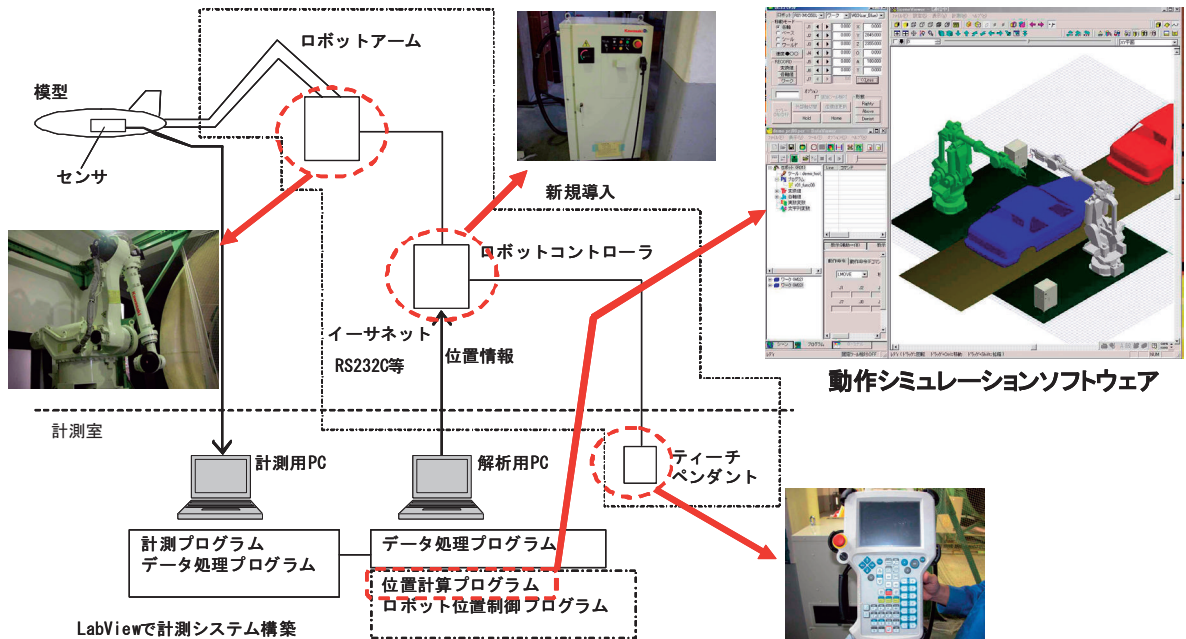


図9 ロボットアーム導入後のシステム構成案

高温衝撃風洞 Hiest における極超音速境界層遷移研究について

○ 丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、高橋政浩、小寺正敏、伊藤勝宏（宇宙航空研究開発機構）

Current status of hypersonic boundary layer transition researches in the impulsive facility Hiest

TANNO Hideyuki, KOMURO Tomoyuki, SATO Kazuo, TAKAHASHI Masahiro
KODERA Masatoshi, ITOH Katsuhiko(JAXA)

Key Words : Shock tunnel, Boundary layer transition, High-enthalpy flow

Abstract

Wind tunnel experiments were performed to investigate hypersonic boundary layer transition in the impulsive facility Hiest. A 7° half-angle cone model 1100 mm long was designed and manufactured for the study. To change the Reynold's number, stagnation enthalpy was varied from $H_0=3.5$ MJ/kg ($Re=6.0 \times 10^6/m$) to $H_0=8.7$ MJ/kg ($Re=1.6 \times 10^6/m$). Seventy-two miniature co-axial thermocouples were flush-mounted on the surface of the model to measure heat flux distribution. Surface pressure fluctuation was measured in order to observe the second-mode instability in the boundary layer. The heat flux distribution measurement indicated that transition occurred on the model at approximately $Re=4.0 \times 10^6$. Surface pressures exhibited peaks in their frequency spectra that were thought to represent second-mode instability. Schlieren high-speed video showed disturbances in the vicinity of the model surface at the location where laminar-turbulent transition occurred.

1 はじめに

極超音速流れ場の境界層遷移現象は、大気圏再突入機設計において、未だに不確定要因の一つである⁽¹⁾。我が国でも、再突入実験機 HYFLEX で経験した、遷移における飛行試験と地上試験・数値計算との違い⁽²⁾は解決されていない。また、極超音速流れ場における境界層遷移予測は、次世代宇宙機の設計だけでなく、極超音速巡航機体、空気吸い込み型エンジンの開発、あるいは惑星探査カプセル開発にも極めて重要な課題である。米国では、極超音速境界層遷移現象を重要研究課題として位置付け、代表的な研究機関が連携しながら、鋭意研究を進められている。

わが国では、JAXA 調布において、極超音速風洞を使用して基礎的な研究が行われている⁽³⁾が、境界層遷移は風洞設備依存性が強く、多種多様な風洞設備での対応風洞試験が必須である。そこで、極超音速境界層遷移現象の解明の一環として、また、大型風洞評価データ取得のため、自由ピストン型衝撃風洞 Hiest⁽⁴⁾を用いた極超音速境界層遷移試験を行った。Hiestは従来型風洞では再現できない、高いよどみ点条件を生成することが可能であり、実機飛行条件に近い気流条件での試験を、大型の模型を用いて行うことが可能なため、境界層遷移試験でも貴重な試験データの算出が期待できる。

本試験では、世界的に標準模型として使われており、比較用の風洞データ、数値計算結果が豊富な半

頂角 7 度の円錐模型用い⁽⁵⁾、模型表面熱流束分布より境界層遷移現象を観察する。また、遷移に先立って発生する 2 次モード不安定波を観測するために、模型表面の圧力変動計測を行う。Hiestの気流条件では、境界層内部の圧力変動周波数は数百 kHz オーダーの極めて高速の現象であり、極超音速条件で且つ軸対象流れ場の計測はほとんど報告例が存在しない。更に同時に、シャッター速度 250ns、サンプリング速度 1μs の高速ビデオカメラによる連続シュリーレン撮影も実施し、流れ場の擾乱の可視化も試みる。

2 円錐模型

本試験で用いた円錐模型を図 1 に示す。模型はステンレス製で、全長 1100mm、半頂角 7 度である。鈍頭半径 2.5mm の先端部分は耐熱性を考慮し、CZC で製作した。熱流束分布計測用に模型表面には 86 個の熱電対を設置したが、本研究ではそのうち 72 個を用いた。尚、モデル表面の研磨は、熱電対を模型表面に取り付け後に行った。表面粗さは 0.4S 以下である。模型は 4 分割構造で、各部分で生じる段差は 0.005mm 未満を確保した。

境界層内部の 2 次モード不安定を観察するために、高速応答性圧力変換器を模型表面に設置している。今回の試験条件では、圧力擾乱の周波数は数百 kHz オーダーが見込まれるため、計測には、周波数応答性が MHz オーダーの圧力変換器が必要となる。ここでは、圧電型圧力変換器である PCB132A37 を選択した。

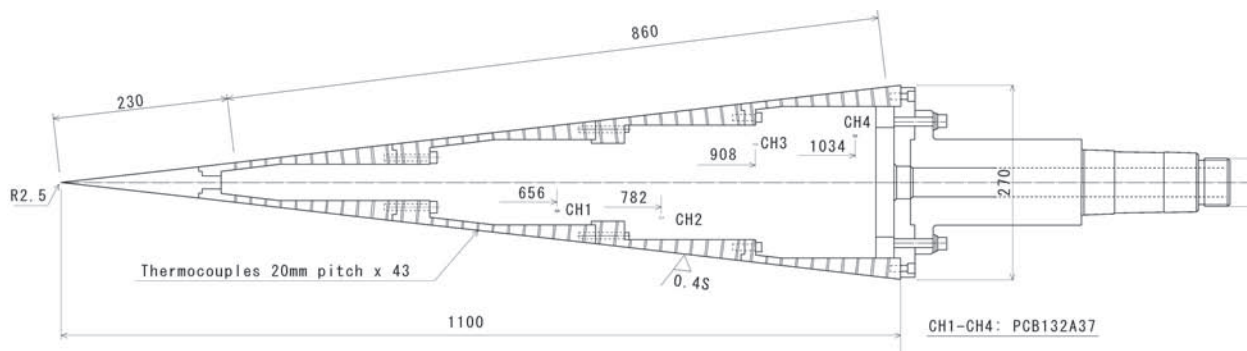


Fig.1 A 7° half-angle cone model. Four piezoelectric pressure transducers (PCB132A37) were mounted on the surface of the model at X=656mm, 782mm, 908mm and 1034mm.

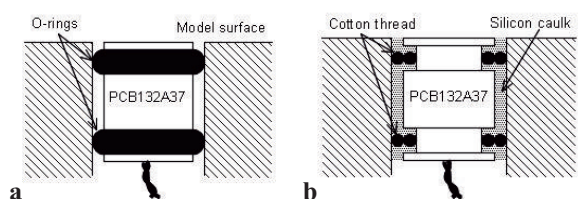


Fig.2 Schematics of pressure transducer installation on the model surface. a: Left-hand figure is a standard installation of PCB132A37 with o-rings. b: Right-hand figure shows the modified installation with cotton threads and silicone caulk.

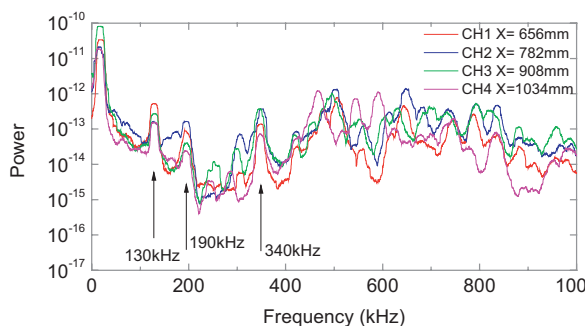


Fig.3 Frequency spectra of the surface pressure transducers. These spectra were obtained from a hammering test using a plastic hammer.

圧電型圧力変換器は、加速度に極めて敏感であり、模型表面の機械振動が原因となって、しばしば大きな雑音を引き起す。模型からの機械振動を回避するために、圧力変換器の取り付けに何らかの工夫が必要である。

図 2a は、2 つの o-ring で取り付けられる PCB132A37 の従来の取り付け法である。この方法は機械振動の減衰にはある程度効果がある⁽⁶⁾しかし、風洞試験前に行った打撃検査では、この方法では十分に振動を減衰することができなかった。図 2b に改良した取り付け法を示す。o-ring の代わりに、振動減衰が期待できるシリコン・シーラントを模型と変換器のギャップに充填した。木綿糸は変換器が模型表面に直接接触しないように、変換器を中心に配置するた

めに使用している。図 3 は打撃試験で得られた変換器の振動の周波数スペクトルを示す。振幅としては、極めて小さいものの、130kHz、190kHz および 340kHz の高い周波数が固有振動モードとして確認されている。

3 風洞試験

風洞試験は自由ピストン型衝撃風洞 Hiest を用いた。本試験では、よどみ点圧力 P_0 をほぼ 30MPa としている。一方、よどみ点エンタルピー H_0 は、 $H_0=3.3$ MJ/kg から 8.7MJ/kg で変化させた。表 1 に非平衡ノズル流計算コード NENZF⁽⁷⁾ で算出した試験条件を示す。衝撃風洞では、衝撃波管の初期圧力を変えることにより tailoring 条件を容易に変更可能である。本試験では、tailoring 条件を変化させて、風洞 driver 条件を変えることなく、よどみ点条件および Re 数を変化させた。Under tailored 条件では、高い Re 数を得ることができるが、急激なよどみ点圧力の低下が憂慮される。今回の試験条件では、under tailored 条件でも、ほぼ定常圧力が 2~4ms で得られた。

Table 1. Test flow conditions in Hiest

Operation condition	A	B
P_0 (MPa)	27-31	30-33
H_0 (MJ/kg)	3.3-5.3	6.5-8.7
T_∞ (K)	240-460	610-910
ρ_∞ (10^{-3} kg/m ³)	21-38	15-22
u_∞ (km/s)	2.4-2.9	3.3-3.8
$Re \times 10^6$ (1/m)	2.6-6.2	1.5-2.4

4. 風洞試験結果

A. 熱流束測定

図 4 は、模型軸方向の熱流束分布を示す。熱流束は、最上流配置の熱電対 (X=230mm) の計測値で無次元化している。各熱電対には個体差による出力の違いがあり、分布にある程度のばらつきが認められる。しかし、境界層遷移領域を識別するには空間解像度は十分である。図 4a 中、Shot No. 1721 ($Re=1.6 \times 10^6/m$) は、層流境界層を狙った低 Re 数条件での結果である。熱流束はほぼ一様に低下し、境界層は全域で層流であると思われる。Re 数

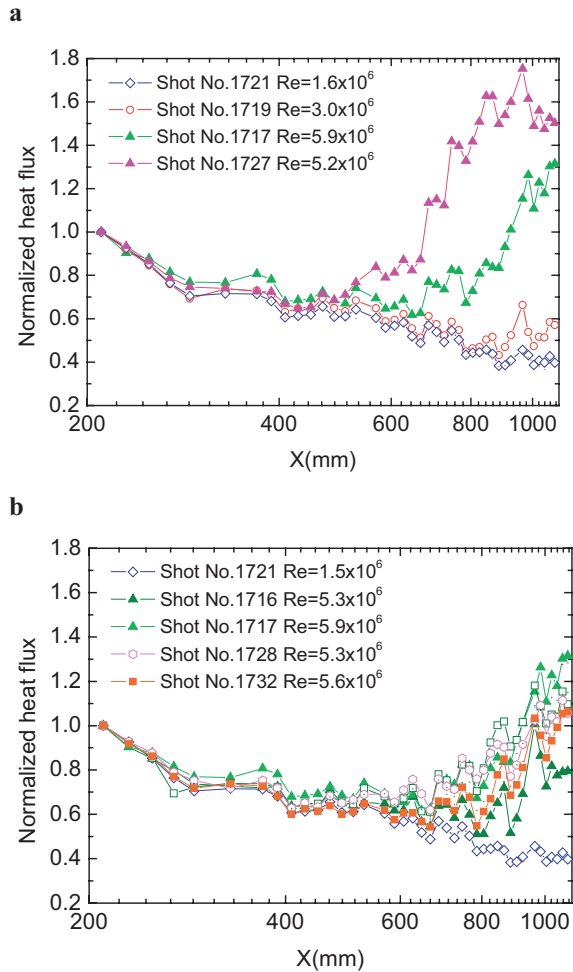


Fig.4 a(top): Heat flux distribution along the model axial direction. b(bottom): Repeatability of the each Shots. Heat flux distribution appears approximately similar from $Re=5.3 \times 10^6/m$ to $5.9 \times 10^6/m$.

を増加させた条件 (Shot No. 1719) では、熱流束の増加が模型後端 ($X=1000mm$ 付近) で確認され、更に Re 数を増加させた Shot No. 1717 ($Re=5.9 \times 10^6/m$) では、 $x=700mm$ 付近で熱流束の上昇が確認され、境界層が遷移したものと認識される。図中には、強制的に遷移させた結果 (Shot No. 1727) も、参考データとして表示した。この強制遷移は、 $Re=5.2 \times 10^6/m$ 条件で、表面を粗くした模型先端チップを用いることで得られた。

また、今回の試験の再現性を確認するための、同じ条件での熱流束分布計測結果を図 4b に示した。HIEST 試験では、隔膜デブリおよび駆動気体中の煤が模型表面に高速で衝突するため、模型表面粗さが試験毎に変化する懸念があったが、図 4b に示されるように、熱流束分布には、初期の試験結果と末期の試験結果間での変化は認められず、再現性は良好であることが確認された。

B. 表面圧力測定

図 5 は、モデル表面の圧電型圧力変換器によって測定された表面圧力の変動スペクトルを示す。FFT 解析は、4096 点で処理を行った。計測系のサンプリングレート

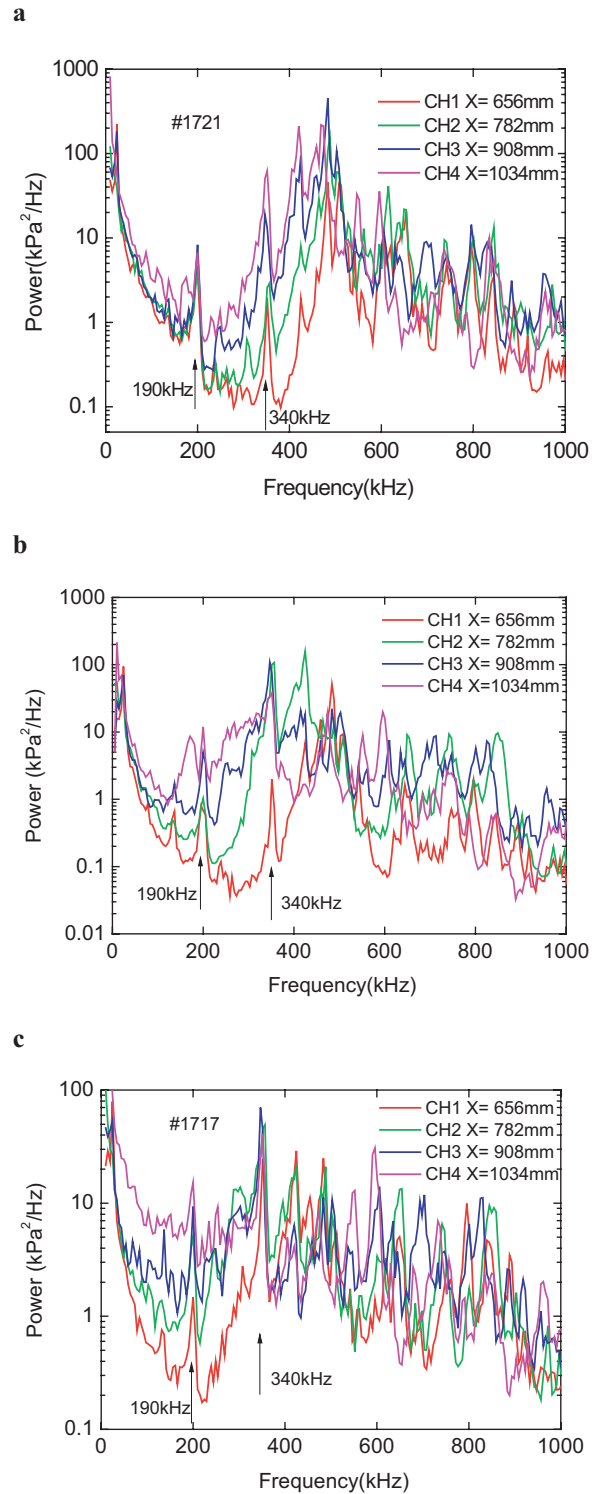


Fig.5 Frequency spectra of the surface pressure fluctuations. a(top): Shot No. 1721 ($Re=1.6 \times 10^6/m$), b(middle): Shot No. 1719 ($Re=3 \times 10^6/m$) and c(bottom): Shot No. 1717 ($Re=5.6 \times 10^6/m$).

は 20MHz なので、FFT 解析の周波数分解能は 4.88kHz である。測定されたスペクトルには、打撃試験で確認された振動モードの 190kHz、および 340kHz が重畳している

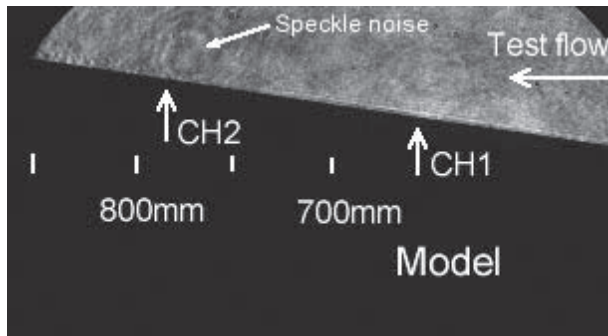


Fig.6 Schlieren photo on the surface of the model recorded by high-speed video camera. Flow came from right to left. Shot No. 1732 ($Re=5.6 \times 10^6$). Sampling time: 1 μ s. Exposure time: 250ns. The arrows show location of the pressure transducers CH1 and CH2.

ことに注意を要するが、定性的な傾向の確認目的としては、影響は少ない。

低 Re 数条件である図 5a では、2 次モード不安定波と推定される周波数のピークが、圧力変換器の位置が下流になるにつれて、低周波にシフトすることが確認できる。スペクトルの形状にはあまり変化が認められない。 Re 数が増加した図 5b の場合は、圧力変換器 CH1 のおよそ 500kHz の周波数ピークは、CH2 で、より低い周波数（およそ 400kHz）にシフトし、スペクトルがブロード化する。更に CH2 のスペクトルには、800kHz 付近に他のピークが認められるが、これは恐らく、2 次モード不安定波の高調波と思われる。CH3 と CH4 の計測結果では、スペクトルはさらにブロード化し、低周波から高周波まで、ほぼ全域に拡散する。最も高い Re 数条件である図 5c では、CH2 ですでに圧力変動のスペクトルがブロード化を起しており、すでにブレイクダウンしているものと考えられる。

C. 高速シュリーレン撮影結果

図 6 は、高速ビデオカメラで記録されたシュリーレンのイメージを示す。気流条件は最大 Re 数条件である。ビデオカメラの解像度が低すぎるため、2 次不安定波を確認したとは断言できないが、境界層内に発生したローブ波⁽⁸⁾に似た擾乱を撮影することに成功した。この擾乱は、熱流束が増加を開始する、ほぼ $X=750\text{mm}$ で発生しており、圧力スペクトルの変化となんらかの相関があるものと推定される。

5. まとめ

高温衝撃風洞 HIEST による極超音速境界層遷移の風洞試験を実施した。試験では、全長 1100mm、半頂角 7° の円錐模型を用い、気流 Re 数を、 $Re=1.6 \times 10^6/\text{m} \sim Re=6.0 \times 10^6/\text{m}$ の範囲で変化させた。熱流束分布計測により、単位 Re 数が約 $Re=4.0 \times 10^6/\text{m}$ で、境界層が層流から乱流に遷移することを確認した。また表面圧力計測では、2 次モード不安定波と思われるスペクトルを確認すると共に、同時に行ったシュリーレン撮影により、

境界層内の擾乱の撮影に成功した。

参考文献

- (1) Schneider, S.P., "Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies" *Progress in Aerospace Science*, Vol.40, 1-50, 2004.
- (2) Inoue, Y., Fujii, K., Tkizawa, M., Takaki, R., Watanabe, S. and Itoh, T., "Flight results of HYFLEX onboard measurement", AIAA Paper No.96-4528, 1996.
- (3) Fujii, K., "Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition", *J.Spacecraft and Rocket*, Vol.43, No.4, 2006
- (4) Itoh, K., Ueda, S., Tanno, H., Komuro, T. and Sato, K., "Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel," *Shock Waves*, Vol.12, 93-98, 2002.
- (5) Wadhams, T.P., E. Mundy, E., MacLean, M.G. and Holden, M.S., "Pre-Flight Ground Testing of the Full-Scale HFiRE-1 Vehicle at Fully Duplicated Flight Conditions: Part II", AIAA Paper No.2008-0639, 2008.
- (6) He, Y., "Transition and heat transfer in compressible boundary layer flow over a flat plate", PhD thesis, Dep. of Mech. Eng., Univ. of Queensland, 1991.
- (7) Lordi, J.A., Mates, R.E. and Mossele, J.R., "Computer program for numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures", NASA CR-472, 1966.
- (8) Kimmel, R.L. and Poggie, J., "Disturbance evolution and breakdown to turbulence in a hypersonic boundary layer – Ensemble – averaged structure", AIAA Paper No.97-0555, 1997

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-09-005

発行 平成21年12月28日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 エイディエス有限会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:050-3362-6224 FAX:029-868-2956

©2009 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。