

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

第80回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 80th meeting

2009年12月

December 2009

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

目 次

第 80 回風洞研究会議（平成 20 年 5 月 15、16 日）

1. ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの実験的研究について 1
小 曳 昇、田 辺 安忠、齊 藤 茂（JAXA）、赤 坂 剛史（川田工業）
2. JAXA 2m×2m 遷音速風洞における DLR F6 模型のステレオ PIV 計測 9
加 藤 裕之、渡 辺 重哉、塩 原 辰郎（JAXA）、渡 邊 篤史（コスモテック）
3. JAXA 極超音速風洞における空力加熱による模型 / スティング変形について 16
藤 井 啓介、平 林 則明、小 山 忠勇、津 田 尚一（JAXA）、
中 村 晃祥（JAST）、渡 利 実（LBM 流体力学研究所）、田 口 秀之（JAXA）
4. 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 22
齊 藤 健一、菊 池 孝男、玉 山 雅人、有 菌 仁（JAXA）

ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの実験的研究について

小曳 昇、田辺 安忠、齊藤 茂 (宇宙航空研究開発機構)
赤坂 剛史 (川田工業株式会社)

Experimental Research of Active Tab for Helicopter Noise Reduction

Kobiki Noboru, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito (JAXA)
Takeshi Akasaka (Kawada Industries, Inc.)

概要

JAXA が川田工業株式会社との共同研究で独自のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術として開発した「アクティブ・タブ」についての実験的研究内容をまとめる。共同研究は、概念検討、2次元静・動特性風洞試験、アクティブ・タブを装備したブレードを用いたロータ風洞試験及びCFDについて実施した。この内、アクティブ・タブを装備したブレードを用いたロータ風洞試験の結果を紹介する。ロータ風洞試験では、約3dBの騒音制御能力が実証され、アクティブ・タブがヘリコプタの着陸・進入時に発生するBVI騒音低減に有望であるとの見込みを得ることができたとともに、ブレード表面圧力がBVI検知とアクティブ・タブの騒音低減効果を表現するための有望な指標となることを確認した。

1. はじめに

ヘリポート周辺や飛行経路下での騒音を飛躍的に低減することで高いパブリック・アクセプタンスを得ることができ、かつ年々厳格化されるICAO騒音基準を余裕を持ってクリアできる技術的ソリューションが長い間期待されてきた。

ヘリコプタが発生する騒音の内、騒音被害が大きく、その低減が既存技術による対処では困難なBVI騒音については、各国のヘリコプタ・メーカーや研究機関がここ十数年にわたってその低減技術の開発を最重要課題の一つとして取り組んでいる。現在最も有望視されているのは、アクティブ・フラップと呼ばれるアクティブ技術の一つである。概要を図1に示す。この方式は、ブレード翼端部の後縁に取り付けたフラップのみをこの付近に設置したスマート・アクチュエータで駆動させる方式で、これによって低パワでの作動が可能となる。この方式はスマート材料分野での近年の進歩によって可能となったもので、高G環境下でフラップに十分な高調波振幅を発生させるための機構に技術課題を有していたが、日本のATICが世界に先駆けて実大ロータに搭載しての地上回

転試験を実施して、技術的な成立性を実証した(Ref.1)。また、Boeing社も実大ロータに搭載しての地上回転試験を実施した他(Ref.2)、Eurocopter社はアクティブ・フラップを搭載した試験機を製作して飛行試験が間近であることが報告されている。(Ref.3)騒音低減用アクティブ技術をヘリコプタに適用するためには、時々刻々と変化する実機の飛行条件にアクティブ技術の作動諸元(周波数、振幅、位相など)を対応させるための制御則開発も不可欠で、この研究も活発に進められている。(Ref.4)

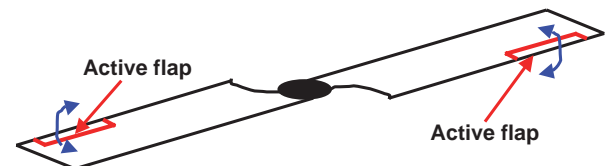


図1 アクティブ・フラップ

このような状況の中、JAXAと川田工業株式会社は、上昇・水平飛行・着陸の全ての飛行形態での騒音低減に有効なアクティブ技術である「アクティブ・タブ」を提案し、その研究開発を共同で行った。研究計画の概要を図2に示す。

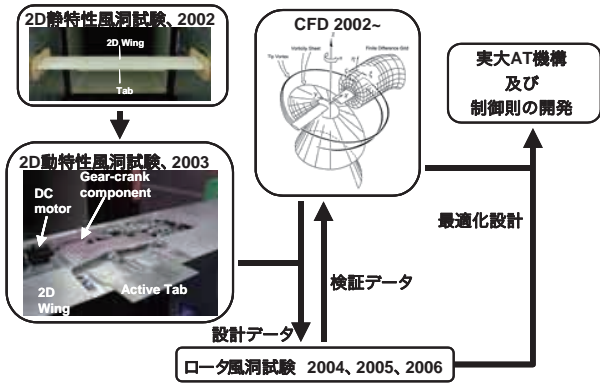


図2 アクティブ・タブ研究計画

第1段階として、2002年から2003年にかけて川田工業株式会社の2m×2.5m低速風洞において2次元静・動特性風洞試験を実施してアクティブ・タブの基本的な空力特性を評価した。アクティブ・タブ作動によるブレード揚力制御能力から、現実的サイズのアクティブ・タブでロータ騒音低減が可能である結果を得た。(Refs.5,6)

2004年より、次の段階として実施したアクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験を行い、アクティブ・タブは約3dBの騒音制御能力を有し、ロータ騒音低減用アクティブ技術として有望であることを確認し(Refs.7,8), アクティブ・タブの騒音低減能力の向上と制御則の研究を進めた。(Refs.9,10)

ここでは、このロータ風洞試験結果から得られたブレード空力特性と騒音低減効果についての知見をまとめる。

2. 目的

本研究の目的は以下の通り。

- (1) アクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験によって、その騒音低減効果を評価。
- (2) アクティブ・タブ用制御則にブレード空力特性を供する方法の検討。

3. アクティブ・タブについて

アクティブ・タブの概要を図3に示す。アクティブ・タブはブレード後縁部に取り付けられ、前後に往復駆動

させることで可変面積効果によってブレード揚力を増減させることができる。この効果によってBVI騒音や振動を低減させるものである。また、アクティブ・タブはある一定の変位を固定する静的な作動を行うこともでき、このことによって全ロータ・アジマスでブレード揚力に一定の増加を生じさせることが可能である。この余剰分の揚力により、ロータ回転数を減らすことができ上昇・水平飛行時の騒音低減も可能となる。

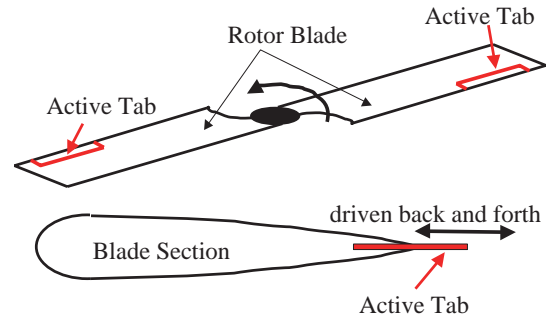


図3 アクティブ・タブの概要

4. ロータ風洞試験

4.1 試験装置

2004年に川田工業株式会社の2.5m×2.5m低速風洞においてJAXA所有の1枚ロータ試験装置を用いてアクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験を実施した。1枚ロータ試験装置の概要を図4に、また主要な諸元を表1に示す。ロータはロータ駆動モータで、またアクティブ・タブはHHCモータで駆動される。両者ともに電気モータで、各モータにあるエンコーダによって同調されることにより、適正なアクティブ・タブ位相が生成される。ロータ装置の機械的制限によって、アクティブ・タブ振幅と周波数はプリセット方式としている。

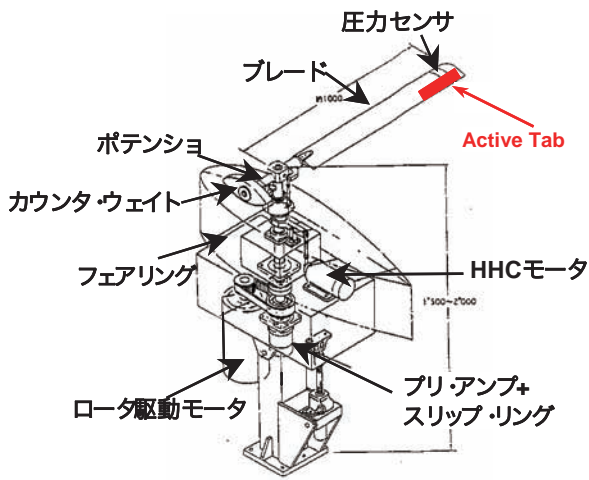
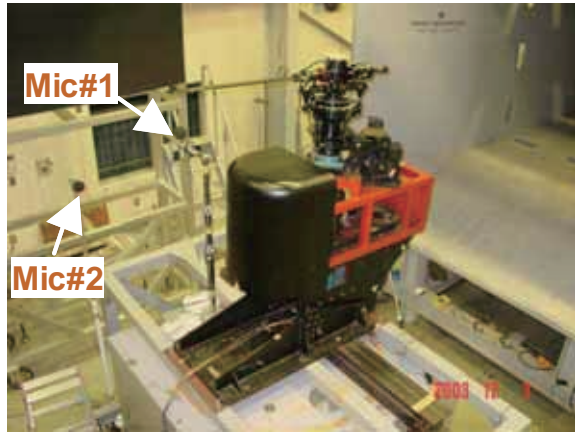


図 4 1 枚ロータ試験装置

表 1 1 枚ロータ試験装置とアクティブ・タブの諸元

Hub type	rigid in flap and lead-lag
Rotor radius	1m
Blade chord	0.12m
Airfoil	NACA0012
Blade plan form	Rectangular
Blade twist	0deg.
Rotor speed	1200rpm (max)
Collective pitch	-5 to +15deg.
Cyclic pitch	0deg. (fixed)
Active Tab	Amp. : 24mm(max)
	Freq. : 20Hz
	Phase : variable
	Span : 80 ~ 98%R
	Plan form: fan shape
	Anhedral: 10deg.

アクティブ・タブを搭載したブレード供試体を図 5 に、主要諸元を表 1 に示す。アクティブ・タブは 80%R 位置を頂点とする扇形で、動圧が高い翼端部ほど変位が大きくなる形状とした。また、アクティブ・タブによる可変面積効果を補強するため 10deg の下反角を付与した。

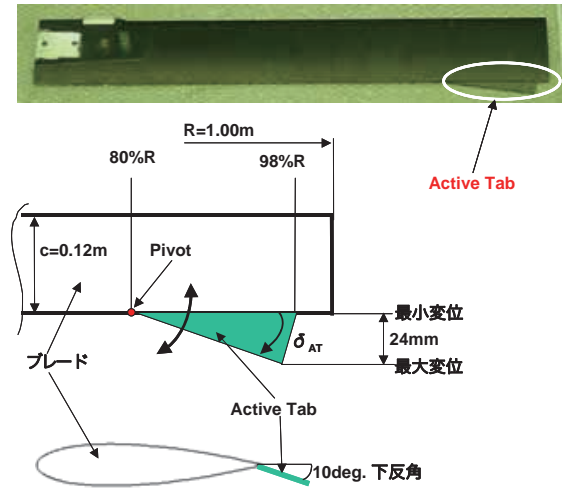


図 5 アクティブ・タブ供試体

アクティブ・タブ変位は以下のように定義した。

$$\delta_{AT} = \theta_{AT} \cos(2\Omega t - \phi_{AT})$$

ここで、

δ_{AT} : アクティブ・タブ変位 (deg.)

θ_{AT} : アクティブ・タブ振幅 (pre-set, deg.)

ϕ_{AT} : アクティブ・タブ位相 (deg. or rad)

Ω : ロータ回転速度 (rad/sec)

4.2 試験条件

風速 : 18m/sec

風洞測定部 : 開放型

ロータ回転数 : 600rpm

コレクティブ・ピッチ角 : 4.3deg

サイクリック・ピッチ角 : 0deg

ロータ迎角 : 2deg (頭上げ)

アクティブ・タブ周波数 : 20Hz (2/rev)

アクティブ・タブ振幅 : 3.8deg

アクティブ・タブ位相 : 0 ~ 360deg 可変

4.3 計測

主に 85%R 位置に配置した非常圧力センサでブレード表面圧力を、また図 4 及び図 6 に示す位置に設置したマイクでロータ騒音を計測した。アクティブ・タブ変位

はアクティブ・タブ頂点のやや翼根側に取り付けた Hall センサで計測し、パルス・エンコーダによってロータ・アジマスを検出した。計測系の概要を図7に示す。

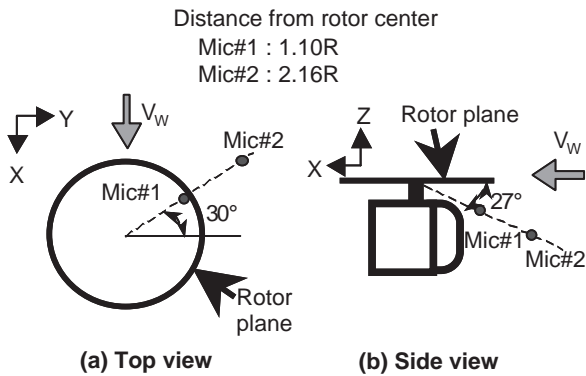


図6 マイク位置

4.4 データ収集・処理

全ての計測項目は time domain で同時計測され、パルス・エンコーダの 1/rev 信号でロータ・アジマスに対応付け処理される。マイクの samplingrate は 10kHz, その他は 4kHz で、ロータ 40 周分の計測を行う。ランダムノイズを除去するため、ensemble 平均をとりロータ回転による周期的な特性を評価できるようにした。

5. 結果と考察

5.1 ロータ騒音

アクティブ・タブ位相のロータ騒音への影響を評価するため、Mic#1 で計測した騒音レベルを図8に示す。この図の全てのデータ・ポイントで風洞暗騒音を差し引いている。また、アクティブ・タブ on のデータ・ポイントではさらに HHC 機構の発生する機械騒音も差し引いてある。

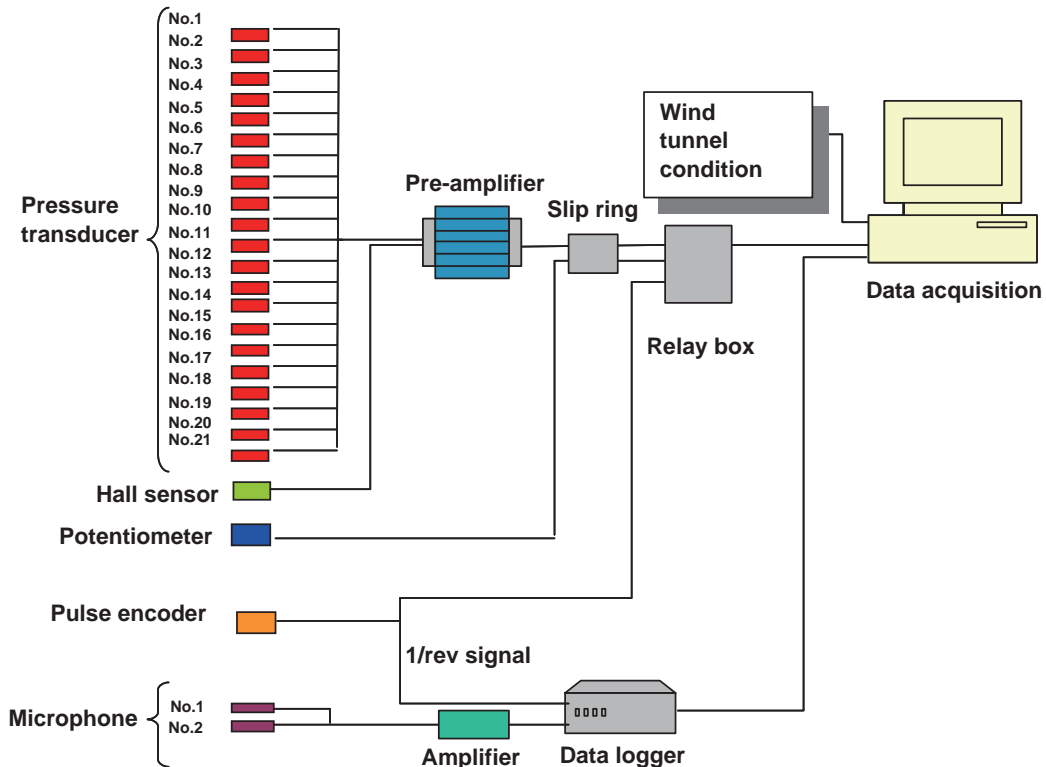


図7 計測系

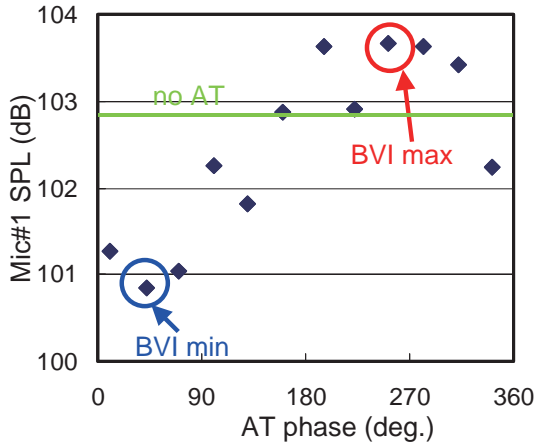


図 8 アクティブ・タブのロータ騒音低減効果

アクティブ・タブ位相 42deg で最大の騒音低減効果が得られ、アクティブ・タブ off と比較して 2dB ロータ騒音が低下している。ロータ騒音の最大値と最小値の差である騒音制御能力は 2.9dB であることが実証できた。

図 9 にアクティブ・タブなし (no AT)、アクティブ・タブありの場合の BVI 最大 (BVI max) 及び最小 (BVI min) を観測したアクティブ・タブ位相条件でのロータ回転 1 周分 (図 9 上図) と BVI 騒音部分を拡大表示 (図 9 下図) した音圧時系列を示す。

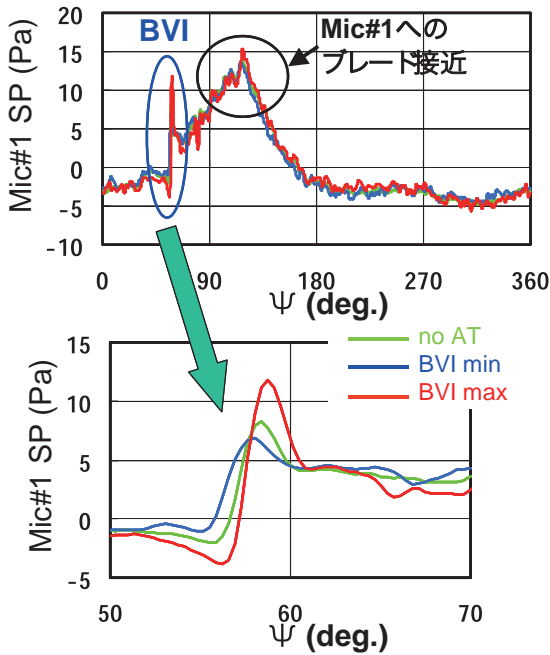


図 9 アクティブ・タブによる音圧特性への影響

図 9 上図において、ロータ・アジマス 60deg 付近に音圧の鋭いピークが発生する BVI が捉えられている。ロータ・アジマス 120deg 付近の緩やかな音圧ピークはブレードがマイク (ロータ・アジマス 120deg に設置: 図 6 参照) に接近するために増大する翼厚騒音や荷重騒音と推定できる。BVI 部分を拡大した図 9 下図では、音圧 peak-to-peak の大きさの差からアクティブ・タブとその位相が騒音に及ぼす影響が明確に確認できる。

このときの周波数特性として、4000Hz までの広い帯域での特性を図 10 上図に、また人の聴覚が敏感な 1000Hz 付近の拡大表示を図 10 下図に示す。アクティブ・タブ位相が BVI min の場合、広い周波数帯で騒音が低減されており、図 9 の傾向と良く一致している。

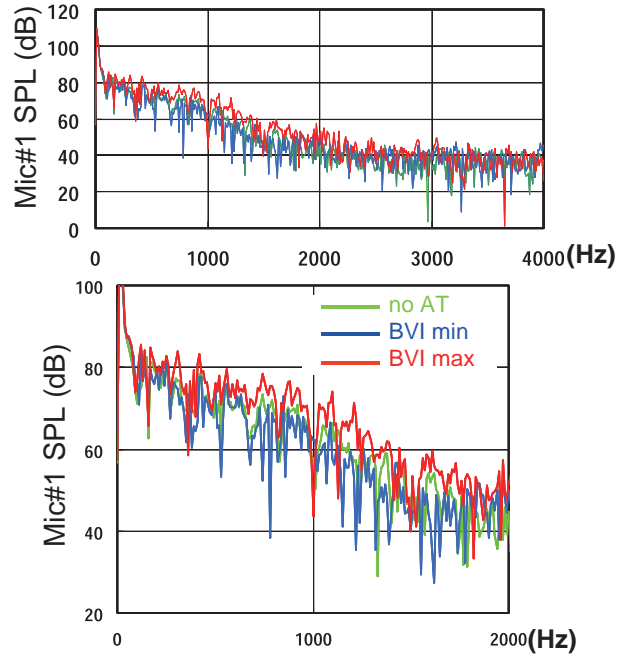
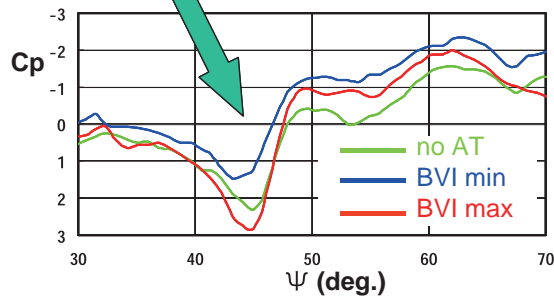
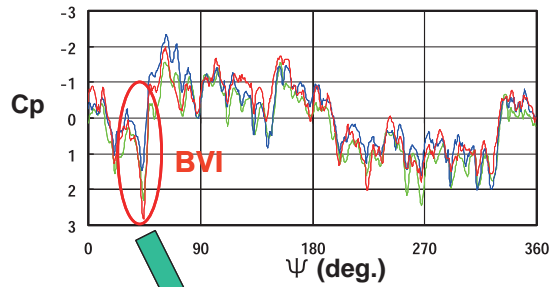


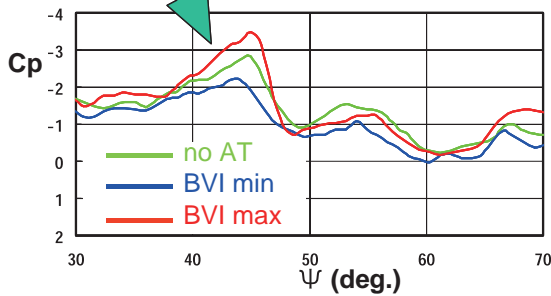
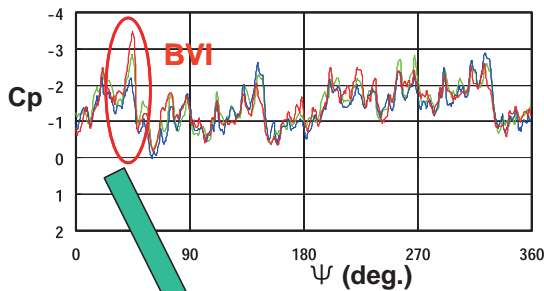
図 10 アクティブ・タブによる周波数特性への影響

5.2 ブレード表面圧力

図 11 に 2.6%c, 85%R 位置での上下面のブレード表面圧力特性を示す。ブレード翼端渦の接近によって有効迎角が減少し、ブレードから渦が離れる時に有効迎角が増加していると推測される現象がロータ・アジマス 55deg 付近の急激な圧力変化として明確に捉えられている。図 9 で示した音圧の段差と同様に、圧力の段差にも BVI max > no AT > BVI min の関係があることが確認できる。



ブレード上面



ブレード下面

図 11 ブレード表面圧力特性 2.6%c, 85%R 位置

BVI 発生時の Cp 段差の大きさは、アクティブ・タブ on/off で差があると同時に、アクティブ・タブ位相によっても変化する。このことから、BVI 緩和効果を定量評価するための指標としてこの Cp 段差を用いるため、Ref.11 に示す Pressure Fluctuation Index を導入する。

Pressure Fluctuation Index: $\Delta C_{pmax} = \max(\Delta C_p(\psi_i))$

$$\Delta C_p(\psi_i) = C_p(\psi_i) - C_p(\psi_{i-1})$$

$$\psi_i - \psi_{i-1} = 0.9\text{deg.}$$

$$C_p = \frac{P - P_s}{q}$$

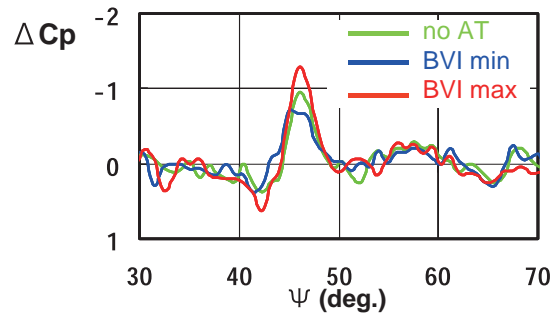
ここで、

P : ブレード表面圧力

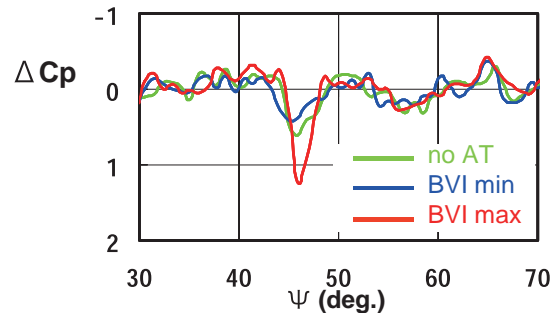
P_s : 静圧

q : 85%R での風速 0m/sec での動圧

図 12 に ΔC_p で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を、図 13 には、BVI が発生するロータ・アジマスを含んだ ΔC_p のコード方向分布を示す。BVI 発生時において、ブレード前縁付近での圧力変化が大きく、この部分の時間的な圧力変動の特性を観測することで、BVI の検知や BVI 騒音に対するアクティブ・タブの低減効果の評価が効率的に行えることがわかる。



ブレード上面



ブレード下面

図 12 ΔC_p で整理したアクティブ・タブの BVI 緩和効果 2.6%c, 85%R 位置

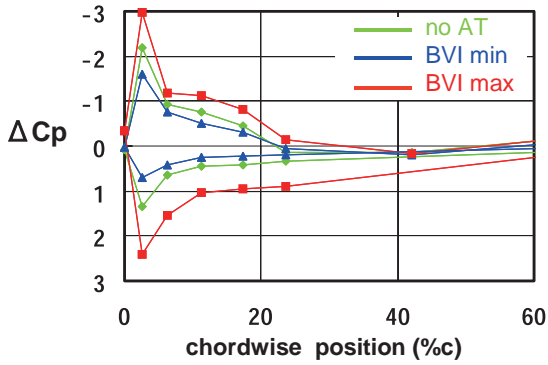


図 13 BVI 発生時の ΔC_p のコード方向分布

図 14 に ΔC_{pmax} で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を示す。 ΔC_{pmax} の絶対値が最小になるのはアクティブ・タブ位相 100deg で、ここで最大の BVI 緩和効果が得られることを示している。アクティブ・タブ位相 282deg ではこの逆の現象が生じている。

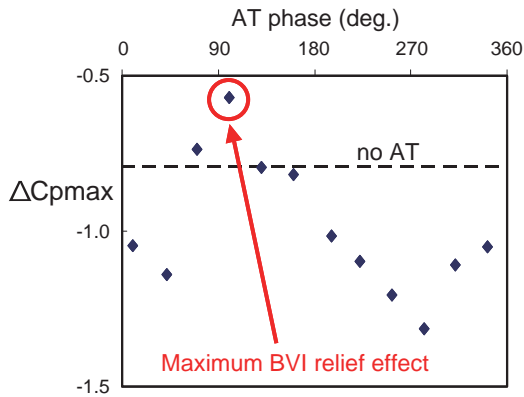


図 14 アクティブ・タブの BVI 緩和効果

5.3 ロータ騒音とブレード表面圧力の相関

図 8 と図 14 を比較すると、アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音の相関関係が認められる。アクティブ・タブ位相約 90deg において ΔC_{pmax} で評価される最大の BVI 緩和効果とともに、騒音レベルで表される最大のロータ騒音低減効果が得られている。アクティブ・タブ位相約 270deg では逆の傾向が生じており、 ΔC_{pmax} が BVI 検知とともにロータ騒音低減効果の指標として有効であることが確認できた。特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則に用いることで、適正な騒音低減が可能であると考えられる。

6. 結論

アクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験の結果よ

り以下の結論を得た。

- (1) アクティブ・タブが 2dB の騒音低減能力と約 3dB の騒音制御能力を有し、ロータ騒音低減用アクティブ技術として有望であることを実証した。
- (2) アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音との間に強い相関関係を得ることができた。
- (3) ブレード表面圧力が BVI 検知とアクティブ・タブの騒音低減効果を表現するための有望な指標となることが確認できた。
- (4) 特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則に用いることで、適正な騒音低減が可能であることの見込みを得た。

参考文献

1. Hasegawa, Y., Katayama, N., Kobiki, N., Nakasato, E., Yamakawa, E., Okawa, H., “Experimental and Analytical Results of Whirl Tower Test of ATIC Full Scale Rotor System”, 57th Annual Forum of American Helicopter Society, Washington D.C., May 9-11, 2001.
2. Straub, F., Kennedy, D., “Design, Development, Fabrication and Testing of an Active Flap Rotor System”, 61st Annual Forum of American Helicopter Society, Grapevine, TX, June 1-3, 2005.
3. Enekl, B., Klöppel, V., Preißler, D., “Full Scale Rotor with Piezoelectric Actuated Blade Flaps”, 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, United Kingdom, September 17-19, 2002.
4. Fürst, D., Keßler, C., Auspitzer, T., Müller, M., Hausberg, A., Witte, H., “Closed Loop IBC-System and Flight Test Results on the CH-53G Helicopter”, 60th Annual Forum of American Helicopter Society, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
5. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “Active Tab, a New Active Technique for Helicopter Noise Reduction”, 29th ERF, Germany, September, 2003.
6. 赤坂, 田辺, 小曳, 近藤, 齊藤, 「アクティブ・タブ：新形式のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術」, 第 41 回飛行機シンポジウム, 長野市, 2003 年 10 月
7. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “An Experimental Study of On-blade Active Tab for Helicopter Noise Reduction”, 30th ERF, France, September, 2004.

8. 小曳, 近藤, 齊藤, 赤坂, 田辺, 「ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの研究」, 第42回飛行機シンポジウム, 横浜市, 2004年10月
9. 小坂, 齊藤, 小曳, 「BVI騒音低減用 Closed Loop 制御則の研究」, 第42回飛行機シンポジウム, 横浜市, 2004年10月
10. Kosaka, M., Fujita, H., Saito, S., Kobiki, N., “A Study on Closed Loop Control for BVI Noise Reduction”, Inter Noise 2005, Rio de Janeiro, Brazil, August 7-10, 2005.
11. Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Murashige A., Yamakawa, E., “Elementary Study for the Effect on HHC and Active Flap on Blade Vortex Interaction”, 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden , Germany, September 1997, Paper 29.

JAXA 2m × 2m 遷音速風洞における DLR F6 模型のステレオ PIV 計測

○加藤 裕之、渡辺 重哉、塩原 辰郎 (JAXA)
渡邊 篤史 (コスモテック)

Stereoscopic PIV Measurement of DLR F6 Model Applied to JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel

Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe, Tatsuro Shiobara (JAXA),
Atsushi Watanabe (COSMOTEC)

Abstract

Stereoscopic PIV technique was applied to the DLR F6 model. The measurements have been performed in the JAXA 2m × 2m Transonic Wind tunnel (JAXA TWT1). Application of PIV measurement techniques to transonic wind tunnels has particular difficulties associated with complex flows with shock waves. Due to these difficulties, practical experiments of PIV measurements in transonic wind tunnels are limited. In the present study, The wind tunnel tests were conducted in the cart #4 of JAXA TWT1 which is most frequently used, has four perforated walls and a support system for a full-span aircraft model. In the PIV results, wing tip vortex was clearly observed near the wing tip. And wake of main wing and flow through nacelle are clearly observed corresponding to be low speed regions. These results showed that the optical access of cart #4 was effective.

概要

JAXA 2m × 2m 遷音速風洞におけるステレオ PIV 計測の実用化を目的とした技術確認試験について報告する。本試験は、計測技術開発用標準模型として製作した DLR F6 模型を用い、第 4 カートにおける PIV 計測の確認及び、新規に整備を予定している PIV 用シーディングレークの動作確認を主な目的として実施された。模型後流の速度分布を中心に計測を行った。計測結果では、翼端渦、主翼後流、フロースルーナセル後流が明瞭に計測されており、TWT1 第 4 カートにおける光学アクセスの有効性が示された。

1. はじめに

JAXA 研究開発本部風洞技術開発センター (WINTEC) では、風洞試験・計測技術の高度化業務の一環として、空間速度分布計測の可能な大型風洞用粒子画像流速計測 (PIV) システムの開発を推進している¹。開発初期段階では、空間速度場計測のニーズが高い低速風洞を主対象とし、JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞 (LWT1) 及び JAXA 2m × 2m 低速風洞 (LWT2) における PIV 計測を実施してきた。

本計測システムの開発では、可搬性の高いシステム構

成とすることをコンセプトとしている。可搬性を持たせることで、システムの共通化を図り、開発整備、メンテナンスコスト、マンパワーの低減させるとともに、システムの稼働率向上及び継続的な改善を効率よく進めることが可能となる。現在、本計測システムの可搬性を生かすことで、適用風洞の拡大を目指し、さらに高速流へ対象を広げるため、JAXA 2m × 2m 遷音速風洞 (TWT1) を対象としたステレオ PIV システムの開発を行い、SST ジェット実験機模型を使用した予備試験を実施している²。

この予備試験では、ジェット実験機模型のフロー

ルーナセル周りの流れを中心に計測を行い、その PIV 計測結果は、シュリーレン可視化画像と定性的に良好な一致をみせており、TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性が占められた。本予備試験は多溝壁カート（TWT1 第 3 カート）で実施されたが、使用頻度の高い多孔壁カート（TWT1 第 1 及び 4 カート）における適用や、PIV シーディング用レークの設置及び撤収にかなりの時間を要するため、簡便な設置方法の検討が課題となっている。また、近年、TWT1 では、第 1 カートと同じ形状の第 4 カートが増設された³。第 4 カートでは、PIV や PSP（感圧塗料技術）への適用性を向上させるため、観測窓や機器固定棚が新設されている。

そこで、予備試験後も残されている課題の解決に向け、増設された第 4 カートにおける風洞試験を実施し、第 4 カートで増設された観測窓の利用や PIV シーディング用レークの設置方法の改善を試みた。本試験は、計測技術開発用標準模型として製作した DLR F6 模型を用い、模型後流の速度分布を中心に計測を行った。本報では、課題に対する改善点等を紹介するとともに計測結果について報告する。

2. ステレオ PIV システム

2.1 システム構成

図 1 に遷音速風洞用に改良されたステレオ PIV システムの構成図を示す。システムの主要機器は、シード粒子を光らせるための高出力ダブルパルス Nd:YAG レーザ、粒子画像取得のための高解像度 CCD カメラ、及びシステム制御、流速ベクトル解析用の計算機とソフトウェアとから構成されている。

図 2 に PIV 機器配置図を示す。遷音速風洞における PIV 計測を困難としている大きな理由としては、プレナム室により測定部が外部と隔離されているということであるが、本計測システムでは、通風中の PIV 機器への遠隔操作を可能とするため、無線 LAN を利用したりリモート制御システムを開発を実用化している。このシステムは、カメラフォーカスとシャイムフラグの調整及びレーザー制御とシート光厚さの調整に対して、PC によるソフトウェア制御（LabVIEW）システムを用いて、RS-232C と無線 LAN のコンバータを利用して、遠隔操作を行うものである。TWT1 では、プレナム室内に無線 LAN アクセスポイントが設置されており、このアクセスポイントを利用することで、準備に時間を要するプレナム室内外間の追加配線することなく、遠隔操作が可能となる。さら

に、通風中はプレナム室内の気圧低下及び温度上昇により、PIV 機器の冷却が不十分となる恐れがあるため、各機器（カメラ、レーザー、コントローラ等）には圧縮空気による強制冷却している。

2.2 PIV シーディング用レーク

予備風洞試験の結果より、遷音速風洞では、測定部における抽気による影響や冷却器等の風路内でのトラップによる減少が大きくシーディングレークによる局所シーディングが必要であること判明している²。投入するシードは低速風洞と同じく、DOS（セバシン酸ジオクチル）という液体粒子を用い、ラスキンノズル型のシード発生装置によって、1 μm 程度のシード粒子（液滴）を生成させる⁴。DOS は常温において無色透明な液体で、人体に無害であり、若干の揮発性があり、ある程度時間が経過すると自然に揮発するため、風路を汚すことがないという特徴を持つ。シードは、拡散胴中央部に設置される PIV シーディング用レークより、風路内に放出される。レークには、多数のシード噴出孔（直径 2mm）が設けられており、シードが均一に散布されるように工夫されている。予備風洞試験では、軟鋼棒を用いて、レークを拡散胴に固定した（図 3）。そのため、レーク設置では、拡散胴に足場を組む必要があり、レーク取付け作業に 3 日、取外し作業に 2 日を要した。そこで、レークの固定として、多数のワイヤを用いる機構に変え、滑車を活用することで、足場を組むことなく、レークを釣り上げながら、拡散胴中央に固定する方法を考案した。図 4 に PIV シーディング用レークの構成図を示す。レーク取付け作業では、レークを床に立てた状態（図 5 (a)）から、ワイヤでレークを吊上げ（図 5 (b)）、拡散胴中央に固定する。この方法により、レーク取付けは 1 日、取外し 0.5 日で可能となった。

2.3 PIV カメラ及びレーザー

PIV カメラ及びレーザーは、第 4 カートにより新設された機器固定棚を活用して、カートの両側に配置しされた（図 6, 7）。カメラはシート光に対して、前方散乱となる配置とすることにより、シードからの散乱光を効率よく可視化することを可能とした。PIV カメラは、2048 × 2048 画素の高解像度白黒クロスコリレーション型 CCD カメラ（階調 14bit）であり、あおり機構を有したカメラアセンブリを介してレンズを取り付ける。本カメラアセンブリにより、ステレオ計測時にシート光面に対して斜めから撮影した状態でもシャイムフラグ条件を満足さ

せることにより、撮影領域全面でのピント合わせが可能となっている⁴。ステレオ計測時における左右カメラによる画像ペア取得レートは最大4Hzである。カメラの出力はCameraLinkインターフェースであるが、長距離の伝送を可能とするため、光ファイバー変換器を用いて、カートに設置されたカメラと計測室のPCとを接続した。

シード粒子の照明用には2つの独立したキャビティを持った高出力Nd:YAGレーザ（最大出力：200mJ/pulse、波長：532nm）を用いる。レーザパルスの時間間隔 Δt は画像取得用ソフトウェア上で任意に設定可能であり、計測領域における流速及び計測領域のサイズに応じて決定する。また、高速流においては、 Δt 短くなるため、相対的にレーザ発振等のジッタが計測値に与える影響が無視できなくなる可能性がある。そこで、本試験では、フォトダイオードを設置して、 Δt の計測を試みた。同一条件での撮影において、1,000回の計測における Δt の最大値と最小値の差は、およそ15ns以下に収まっており、 Δt の設定値（=4 μ s）と比較して、十分小さいことが確認された。レーザ光学系は、ビームデリバリ用光学系とシート光学系とから構成される。レーザ用ミラーを複数個（通常2～4個程度）組み合わせることにより、測定領域近くのシート光学系設置位置まで平行ビームを導く。シート光学系は、シート生成のためのシリンドリカルレンズ、シート厚さを薄くするためのフォーカシングレンズから成り、風路内への設置にも考慮し、円筒形状の一体構造となっている。

2.4 PIV制御用システム

図1のシステム構成図で示されるように、PIVシステム全体の制御は計測用PCによって集中的にコントロールが可能となっている。計測用PCは計測室に設置し、BNCケーブルにより、カメラ及びレーザへの同期信号を供給している。カメラ画角調整等の計測準備作業時は、測定部周辺でモニタ及び操作が可能となるように、DVI接続によるモニタ延長ケーブル及びUSBエクステンダによるキーボード遠隔操作により、計測用PCの操作が可能となっている。計測用PC上に搭載された商用ステレオPIVソフトウェア（LaVision社DaVis7）を用いてレーザ、CCDカメラの同期操作、画像取得、第1次の速度ベクトル処理（FFT相関計算による2成分速度ベクトル処理、2成分速度ベクトル段階での初期的な誤ベクトル除去、3成分速度ベクトルへのステレオマッチング処理）を行う。なお、相関計算時の検査領域（interrogation spot）サイズは通常64×64pixelであり、近接するベクト

ルの計算間隔は検査領域幅の50%とした。瞬時速度ベクトル処理後、統計計算により、平均値及び乱流強度等の統計量を算出する。

3. DLR F6 模型のPIV計測

本試験では、計測技術開発用標準模型として製作したDLR F6模型を用いて、模型後流の速度分布を中心にステレオPIV計測を実施した。図8に本試験で使用した模型を示す。本模型のサイズは、DLR F6の90%スケールであり、PIV、PSP、変形量計測等の光学計測手法の技術確認を主な目的として製作されたものである。なお、模型全体には、レーザ散乱防止の目的で、黒色つや有り塗装が施されている（図9）。

模型をカート内に設置した状況を図9に示す。今回の計測では、光学窓の配置を生かし、気流方向垂直に、レーザシート光を照射し、対向壁の上下流の観測窓から、シート光を挟み込む形でカメラを配置した。風洞試験は、総圧（P0）=80kPa、マッハ数（M）=0.75を基本条件として、迎角及びマッハ数をパラメータとして行った。図10に、本試験のステレオPIVにおける計測領域を示す。本試験では、模型後流の左舷半分をカバーするように計測領域を設定した。

図11に迎角（ α ）=0°で、マッハ数（M）=0.2、0.6及び0.75における平均速度分布の計測結果を示す。本条件では、1条件当たり250（M=0.75）または1,000（M=0.2、0.6）枚の瞬時速度ベクトルを取得し、その平均値を平均速度として算出している。図は、計測面内の2次元速度をベクトル表示、計測面に垂直な方向の速度をカラーコンタで表示している。また、各速度成分は、一様流速度で、無次元化されている。どのマッハ数の条件においても、翼端部に強い翼短渦の存在が認められる。また、主翼後流による速度欠損の生じている領域も主流方向速度の低下として現れている。さらに、フロースルーセル及び胴体部分における速度低下も見られ、概ね、定性的には良好な計測結果となっている。しかしながら、一様流部分の主流方向速度成分は、翼端側から胴体に向かってわずかながら遅くなる傾向があり、想定される分布とは異なる。この傾向に関しては、ステレオPIV計測における偏り誤差が、計測点ごとに異なり、測定位置によって傾向をもってしまったことによると考えられる。

図12にマッハ数（M）=0.75で、迎角（ α ）=-0.25、0.47、1.11における平均速度分布の結果を示す。本条件では、1条件当たり1,000枚の瞬時速度ベクトルを取得し、その平均値を平均速度として算出している。

先の迎角 $\alpha=0^\circ$ の場合と同様に、翼短渦、主翼後流、ナセル及び胴体後流における速度分布が定性的にとらえられていることが分かる。また、迎角が高くなるにつれて、吹き下ろしの影響で、主翼及びナセル後流の位置が、若干、低い位置に移動している様子が分かる。一方、翼短渦の中心位置はほとんど変わらなかった。

5. まとめ

JAXA 2m×2m 遷音速風洞 (TWT1) におけるステレオ PIV 計測の本格的な実用化を目的とした風洞試験を行った。試験は、計測技術開発用標準模型として製作した DLR F6 模型を対象とし、主翼後流断面を中心に空間速度分布を計測した。PIV シーディング用レークの設置方法を改善し、設置は 1 日、撤収は半日で可能となり、従来の方法に比べて、大幅に短縮された。計測結果は、定性的には概ね良好な傾向を示したものの、一様流分布には、計測誤差による影響がみられた。

最後に、本文で報告した TWT1 におけるステレオ PIV 計測に関して、風洞試験全般にご協力頂いた JAXA 研究開発本部風洞技術開発センター遷音速風洞セクション各位、PIV シーディング用レーク全般にご協力頂いた JAXA 研究開発本部風洞技術開発センター藤井啓介氏、PIV 計測全般にご協力頂いた株式会社 IHI エアロスペースエンジニアリング佐藤寿洋氏、山内智史氏、テンブスタッフ株式会社松本一洋氏に心より感謝いたします。

文献

- (1) 渡辺他, 「標準模型と実用風洞用 PIV システムについて」, 第 66 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-03-003, (2004)
- (2) 加藤他, 「可搬型 PIV システムの遷音速風洞への適用」, 第 74 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-05-016, (2005)
- (3) 重見, 須谷, 唐沢, 「風洞群の改修について」, 第 73 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-04-014, (2004)
- (4) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer, (1998)

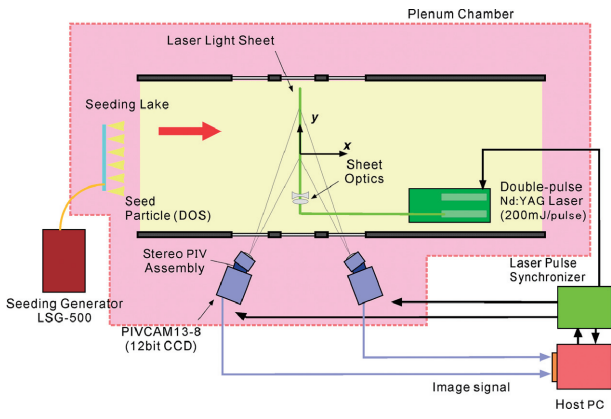


図 1 ステレオ PIV システム構成図

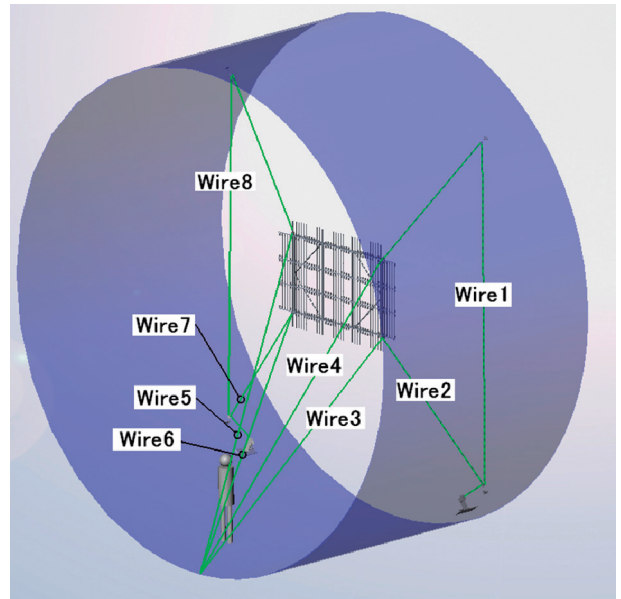


図 4 PIV シーディング用レーク (改善後)

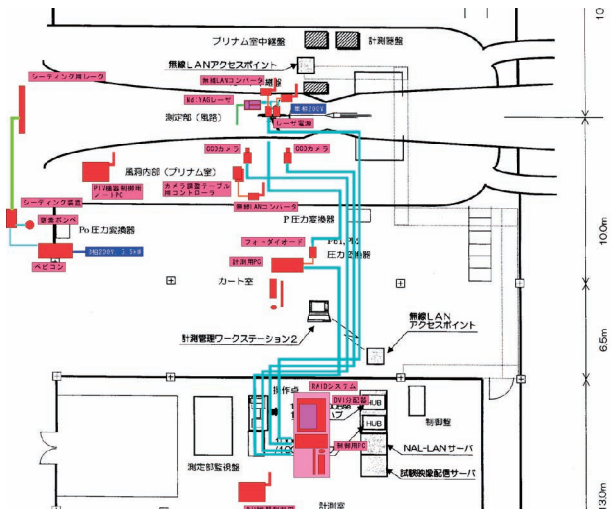
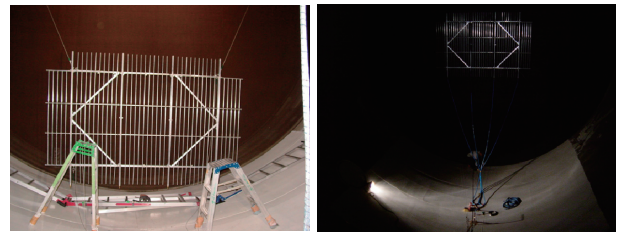
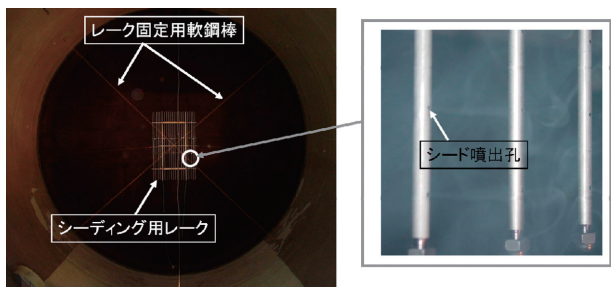


図 2 PIV 機器配置図



(a) レーク吊上げ前 (b) レーク吊上げ中

図 5 PIV シーディング用レーク設置



(a) 拡散胴 (b) 拡大図

図 3 PIV シーディング用レーク (改善前)

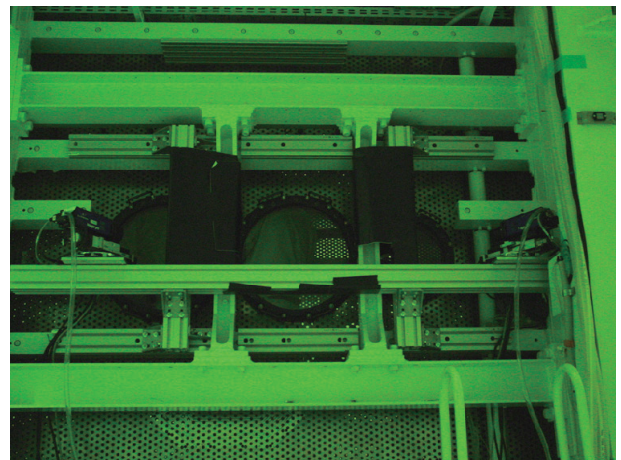


図 6 PIV 用クロスコリレーション CCD カメラ設置

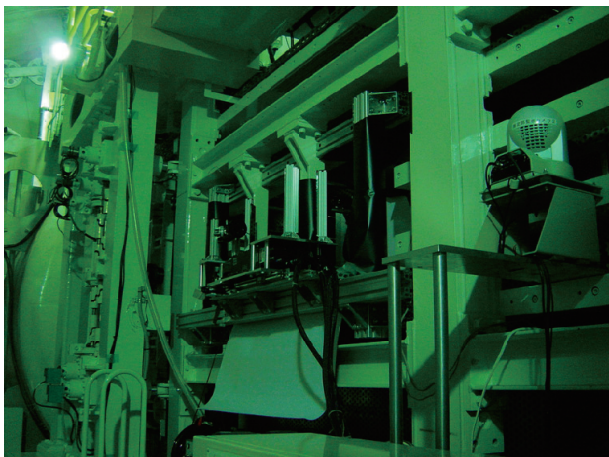


図7 PIV用ダブルパルスNd:YAGレーザ設置



図9 DLR F6 90%スケール模型設置

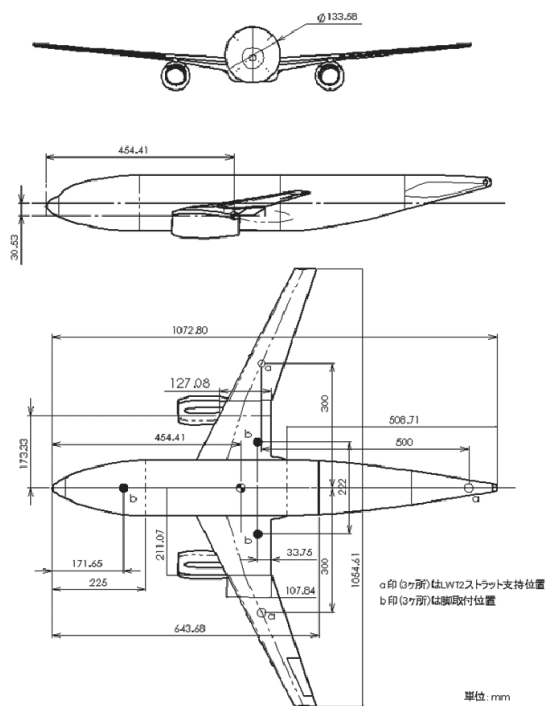


図8 DLR F6 90%スケール模型

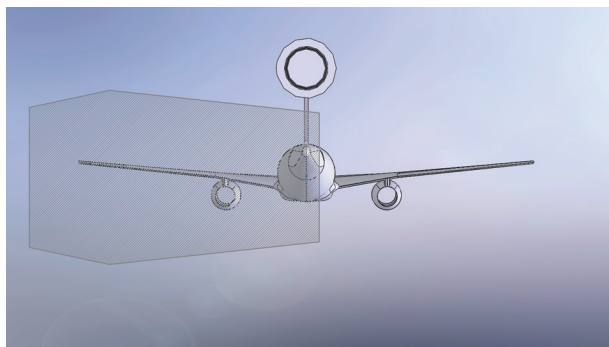
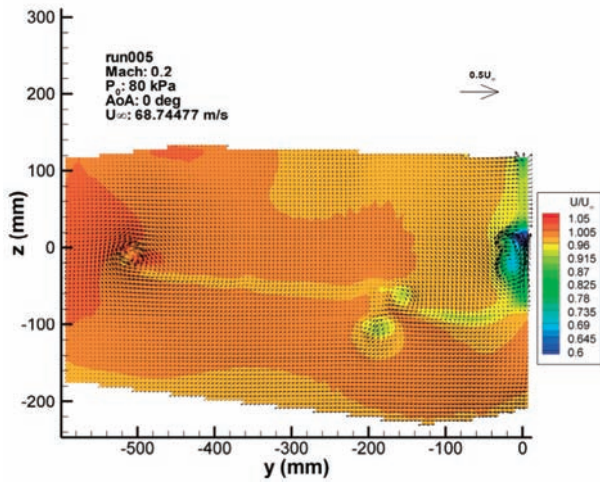
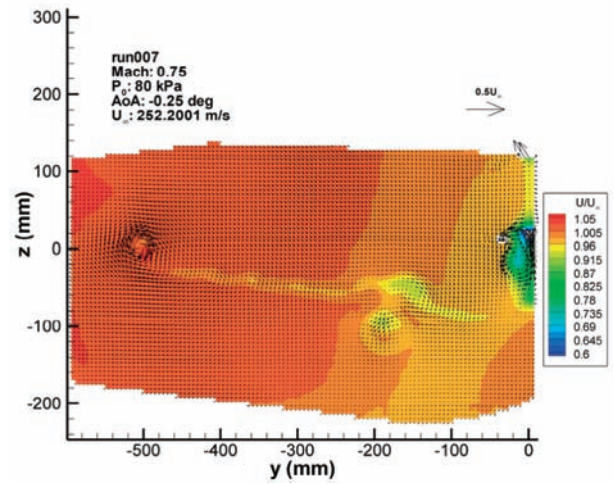


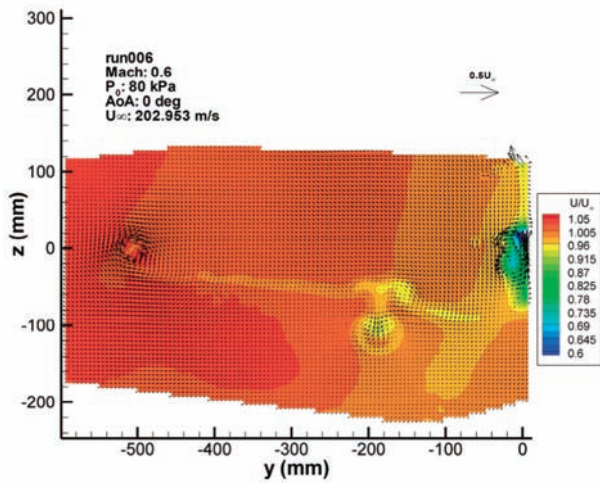
図10 ステレオ PIV 計測領域



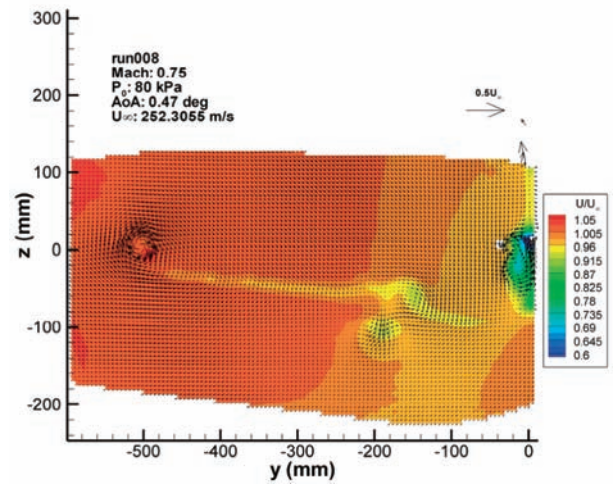
(a) マッハ数 M=0.2



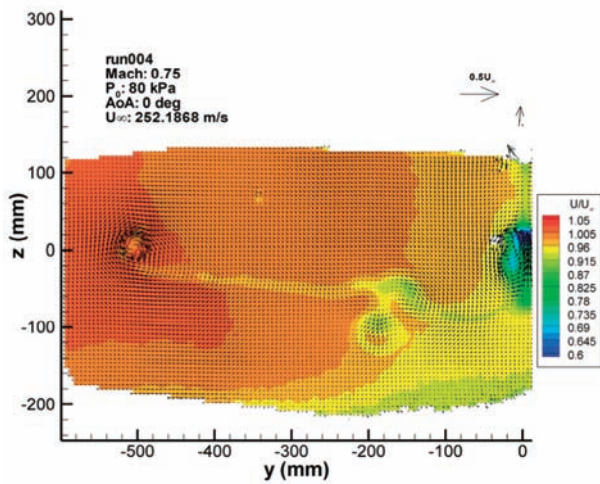
(a) 迎角 $\alpha = -0.25$ deg



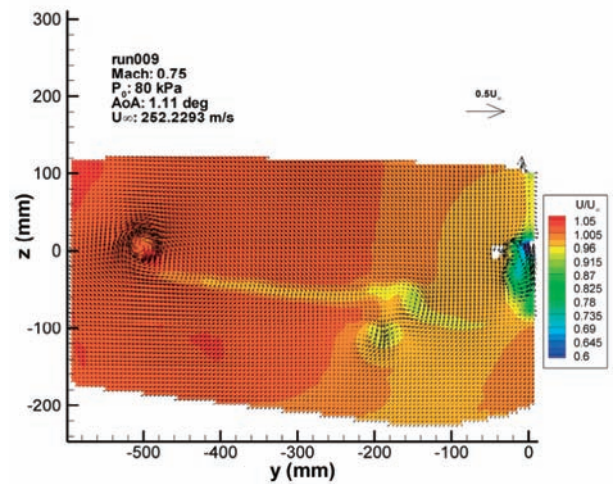
(b) マッハ数 M=0.6



(b) 迎角 $\alpha = 0.47$ deg



(c) マッハ数 M=0.75



(c) 迎角 $\alpha = 1.11$ deg

図 11 平均速度分布 (迎角 $\alpha = 0$ deg)

図 12 平均速度分布 (マッハ数 M=0.75)

JAXA 極超音速風洞における空力加熱による 模型 / スティング変形について

藤井 啓介、平林 則明、小山 忠勇、津田 尚一 (JAXA)
中村 晃祥 (JAST)、渡利 實 (LBM 流体力学研究所)、
田口 秀之 (JAXA)

Deformation of wind tunnel models and support stings at JAXA hypersonic wind tunnels

Keisuke Fujii, Noriaki Hirabayashi, Tadao Koyama, Shoichi Tsuda (JAXA)
Akihiro Nakamura (JAST), Minoru Watari (LBM Lab.)
and Hideyuki Taguchi (JAXA)

概 要

近年の極超音速領域の対象として注目されている極超音速機をはじめとする細長形状・低迎角極超音速飛行体に関する風洞試験において、これまでの鈍頭・大迎角試験とくらべ、空力加熱による模型・スティング熱変形による影響がより強く現れることが分かった。そこで JAXA 極超音速風洞として基礎データ取得の目的で風洞試験とともに一連の影響評価を行ったので、風洞利用時における注意喚起をかねて、事象の経緯・影響の程度・対策について紹介する。

1. はじめに

極超音速領域における空力特性予測のための風洞試験は、過去においては主に再使用型宇宙往還機などの再突入機に事実上限定されており、そのため極超音速風洞における評価試験・標準模型試験においても必然的に鈍頭形状あるいは大迎角形態に注目して行われてきていた^(1,2)。しかしながら近年、再突入形態より寧ろ極超音速機などに代表される低迎角・細長形状に関する研究⁽³⁾が活発にされるようになってきており、それに伴い、空力特性に及ぼす迎角効果をより精度よく計測する必要性が生じている⁽⁴⁾。このような試験を通じて JAXA 極超音速風洞においてこれまで重要視していなかったために看過してきたスティング・模型の空力加熱による変形効果が顕著に現れるケースが存在することが明らかになった。そのためここでは極超音速風洞試験における模型・試験設計における注意喚起をかねて、経緯・効果の程度・対策についてまとめる。

スティング変形効果について初めて認識にいたったのは、2006 年度のユーザ試験において、低迎角・細長形状模型を長時間気流中に曝した際、ラン中における空力係数の再現性が良好でないことが判明し、更にシュリーレン画像から加熱前後における姿勢角の不一致が確認された。それを受け、2007 年度に AGARD-B, HB2 標準模型試験において現象再現の確認・変形対策効果の確認等を行った。ここでは上記 2 試験に加え、JAXA 内ユーザ試験においてみられた事象などの紹介も行う。

2. 実験

実験はいずれも JAXA 極超音速風洞 (HWT1: ノズル出口径 $\phi 500\text{mm}$ および HWT2: ノズル出口径 $\phi 1270\text{mm}$) において行い、試験条件は HWT1 では $M=7.1$, HWT2 においては $M=10$ で行った。細長形状の標準模型である AGARD-B による試験 (HWT1), 比較的鈍頭形状である HB2 試験 (HWT1, 2), また JAXA 極超音速実験機形状

の試験 (HWT1) である。

2.1. AGARD-B 風試⁽⁴⁾

模型は胴体直径 $D=48\text{mm}$ の AGARD-B 模型 (図1) であり, 内挿6分力天秤による空力計測を迎角 -10deg から $+10\text{deg}$ の範囲で実施した。気流条件は $M=7.1$, 澱み圧 $p_0=4\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0\sim 650\text{degC}$ であり, ここではスティング変形効果を見るために, 気流静定後模型を投入した直後に迎角 $+10\text{deg}$ に変角し, そのまま20秒間同一姿勢を保持した。

計測中もっとも顕著な時間変化をした垂直力成分の時間履歴を図2に有次元のまま示す (黒実線)。迎角 10deg 設定中の約20秒間においておよそ 5N 程度単調に増加していることが分かるが, これは, Pitch & Pause による1run中における繰り返し誤差が $\sigma=0.25\text{N}$ であることを考えると有意差であることが分かる。迎角 10deg における 5N の差は揚力曲線から迎角に換算するとおよそ 0.5deg 相当である。一方, 投入直後と, 退避直前に取得したシュリーレン画像を重ねると (図3) 模型先端で 6mm , 後端で 1.7mm それぞれ上方へ移動し, 迎角 0.6deg 程度増加していることが分かり, 垂直力変化相当分に対応している。

図4に見られるように HWT1 では模型・支持系によるブロッケージ効果により測定室圧力が静圧以上となり, ノズル出口より比較的強い斜め衝撃波が発生する。これにより空力加熱による熱変形はより強くなると考えられるので, その影響を評価するため模型投入前と迎角をとったときの測定室圧力 (それぞれ 750Pa , 2kPa) から衝撃波後の気流条件を求め空力加熱率, スティング表面上昇温度, たわみ量を推定した。空力加熱率推定に関しては表面流線拡がり を考慮した等価円柱半径近似を斜め円柱付着線乱流加熱率理論値により求め, その値から半無限一次元熱伝導により温度上昇量を, スティング下面のみが最大温度上昇を受けたとしてスティング変形量をそれぞれ予測した (図5)。その結果ノズル出口からの斜め衝撃波の一部あたるスティングテーパ部において 0.25deg 程度, スティングポッドストレート部で 0.15deg 程度の変形が予想されたため, 推定が妥当であるとともにスティングテーパ部での変形が大きいことが予測できた。

このスティング熱変形対策としてはテフロン製ガスケット (ハイパーシート®, 2mm 厚) を二重に巻いて (図6) 同様の試験を行ったところ, 図2の赤実線に示すように力データにはほとんど時間変化が見られず, ま

た迎角変化も見られないことを確認した。この場合断熱層のフーリエ数は $\frac{\alpha t}{x^2} \approx 0.09$ と小さく, 熱的にスティング本体まで熱の影響が伝わらないことと一致する。ただしこの方法は作業効率が悪いこと, 再現性が必ずしも確保できないことなどの点で今後改善していく必要がある。

2.2. HB2 風試 (HWT1)

AGARD-B 標準模型試験に引き続き HWT1 で実施した HB2 標準模型試験 (図7) においてもスティング熱変形に対する断熱対策効果を確認する目的で迎角 12deg を20秒間保持するケースの試験を実施した。気流条件は一様流マッハ数 $M=7.1$, 澱み圧力 $p_0=4\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0=550\text{degC}$ とし, 模型は基準胴体直径 48mm の HB2 を用いた。スティング熱変形対策として前述のテフロン製ガスケットによる断熱を施したところ, 図8に示されるように垂直力時間変化においても, シュリーレン画像を基に得られる迎角時間変化においても有意な変化はなく, 断熱対策が有効であることが確認できた。

2.3. HB2 風試 (HWT2)

空力加熱によるスティング熱変形の影響が HWT2 においても現れるかの確認をする目的で, 風洞保守終了に伴い実施する確認通風にあわせて HB2 標準模型 (基準胴体直径 $D=100\text{mm}$, 図9) を用いて6分力計測試験を実施した。気流条件は一様流マッハ数 $M=10$, 澱み圧力 $p_0=6\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0=750\text{degC}$ とし, 模型投入後迎角 $\alpha=20\text{deg}$ で13秒間保持し, シュリーレン画像および垂直力係数における時間変化の有無について調べた。ここではスティングへの断熱対策は特に施していない。

図10に軸力・垂直力の時間変化をピッチ角エンコーダ出力とともに示す。模型は $t=11\text{s}$ に $\alpha=20\text{deg}$ への変角開始, $t=24\text{s}$ に $\alpha=0\text{deg}$ にもどっているが, $\alpha=20\text{deg}$ で一定の間において軸力・垂直力ともわずかながら増加傾向が見られたが, より顕著な垂直力においてもその増加量は 2% 以下であった。迎角にすると 0.2deg 相当以下であった。一方, シュリーレン画像からは明確な迎角変化は見られず, 最大に見込んでも 0.1deg 程度であることが分かった。そのためスティング熱変形の影響は明確には認められなかった。しかしながら HWT1 と同様の手法で空力加熱によるスティング熱変形量を推定してみる (一様流中にスティングのみが存在し, 付着線境界層は層流と仮定, 図11) と, 10秒間のみであっても 0.3deg 程度の熱変形が見込まれる結果となり, 実測 0.1deg 以下

と比べ過大評価となった。比較的鈍頭形状のHB2 模型によるバウショックによる影響などが考えられる。

2.4. JAXA 極超音速実験機風試

最後に細長形状低迎角試験の際に発生した模型変形について紹介する。現在 JAXA において検討を進めている極超音速実験機形態の模型（図 12, 13, フロースルーナセルあり/なし形態）における表面圧力を HWT1 M=7.1, $p_o=2.5\text{MPa}$, $T_o=600\text{degC}$ の気流条件で計測した試験である。迎角範囲 0deg ~ 6deg の結果を図 14 に示す。図中スティングポッドピッチ角エンコーダ出力および測定室内圧力とともに、模型変角開始やシュリーレン画像比較のタイミングを示す。本試験は細長低迎角圧力試験であるため長い圧力静定時間のため比較的長時間気流中に曝されていたことが分かる（各ステップ 5 秒）。まず胴体下部にフロースルーナセルのないケースに関して、変角開始直前および終了直後におけるシュリーレン画像を重ねたものを図 15 に示すが、模型上下面ほぼ均等に加熱されているためか通風による模型変形はほとんど見られなかった。しかしフロースルーナセルあり形態の同様の試験では、図 16 に示されるように、変角開始直前と終了直後とでは模型ノーズ先端が約 3.5mm 程度上方に反りあがっていることが確認できる。フロースルーナセル内部における圧力がナセルなし形態における値と比べ上昇しており、ナセル内部の空力加熱により模型が強く変形してしまったことが推測される。この件に関する予測手法、具体的対策に関しては未だ風洞として確立できていないが、今後検討していく必要がある。

3. まとめ

模型・スティングの熱変形に関する一連の試験・考察から、以下のことが分かった：

- HWT1（ $\phi 500\text{mm}$ ）M7 においてスティング・スティングポッドの熱変形が確認され、条件によっては空力係数へ無視できない影響を及ぼす。
- スティング熱変形は適当な断熱対策により回避可能。但し作業性・再現性の観点から改良が必要。
- HWT2（ $\phi 1270\text{mm}$ ）において通風結果からは顕著なスティング変形は認められなかったが、実運用で問題になるケースがないか更に検討が必要。
- スティング変形のみでなく、薄型模型の場合は特に模型の熱変形についても留意すべき。

参考文献

- (1) 平林 他, “JAXA 極超音速風洞（M5）HB-2 標準模型試験” 第 77 回風洞研究会議論文集 JAXA-SP-06-026, pp.37-46, 2007
- (2) Kuchiishi, 他 “Comparative force/heat flux measurements between JAXA hypersonic test facilities using standard model HB-2,” JAXA-RR-04-035E, 2005
- (3) 極超音速機研究委員会, 「極超音速機の研究開発構想」, JAXA-SP-06-025, 2007 年 3 月
- (4) 津田 他, “JAXA 0.5m 極超音速風洞におけるマッハ 5 及び 7 AGARD-B 標準模型試験,” 第 45 回飛行機シンポジウム 1F4, 2007



図 1. AGARD-B 標準模型 (HWT1)



図 4. $\alpha=10\text{deg}$ において発生しているノズル出口からの斜め衝撃波

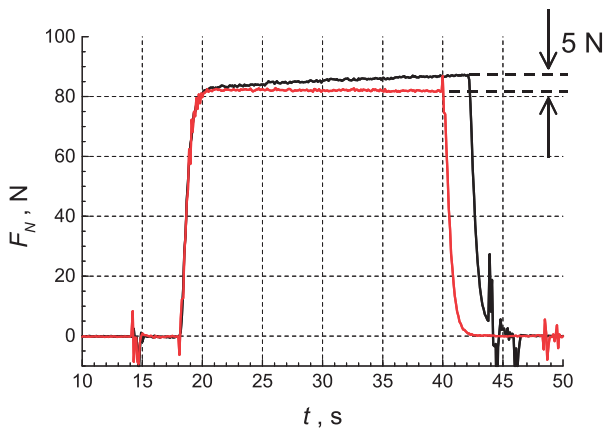


図 2. スティング断熱処置あり(赤)/なし(黒)における垂直力計測値の時間変化

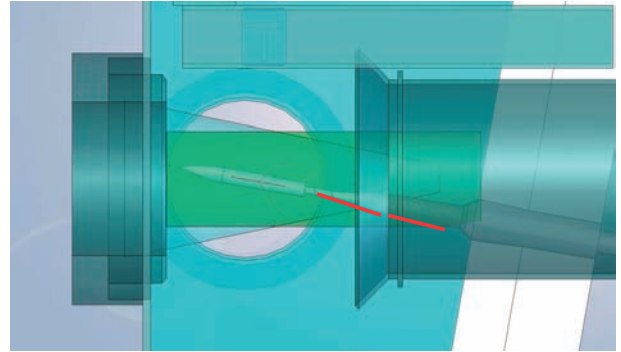


図 5. AGARD-B 試験における一様流コア、ノズル出口からの斜め衝撃波、模型、スティングの位置関係

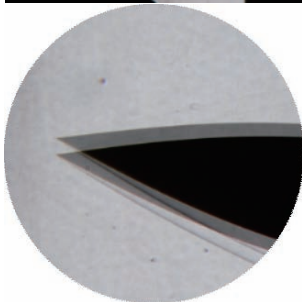


図 3. 迎角 10deg 保持通風中における模型姿勢角の変化。模型先端部で約 6mm 程度反り上がっている。



図 6. スティング・スティングポッドにおける断熱処置

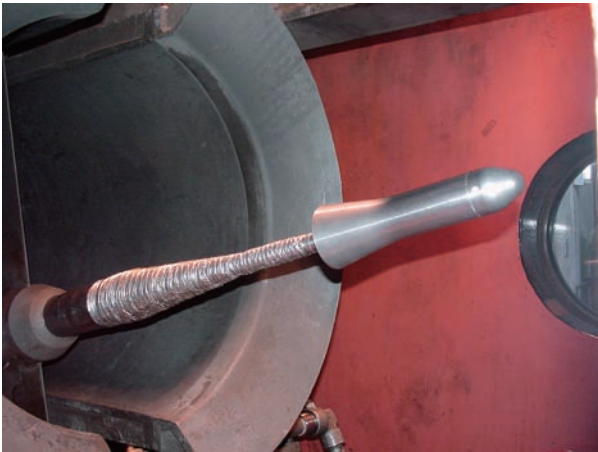


図7. HWT1 風試における HB2 標準模型 (スティングは断熱処置を施している)

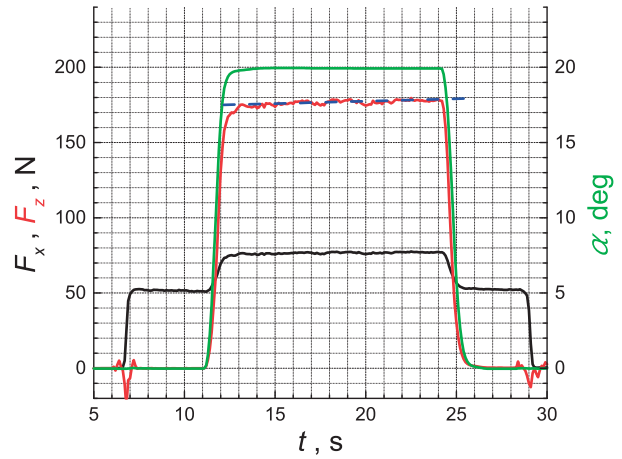


図10. HB2 試験 (HWT2) における軸力・垂直力の時間変化およびピッチ角エンコーダ出力

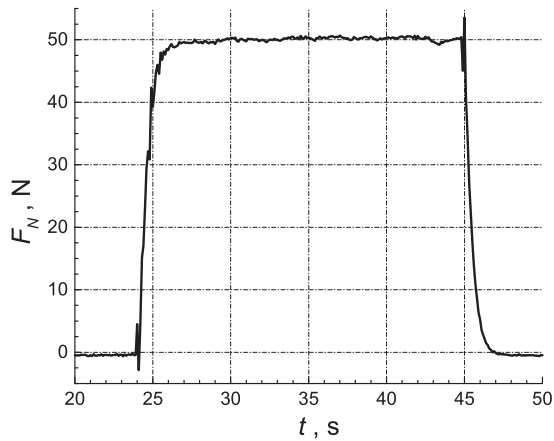


図8. HB2 試験 (HWT1) で得られた垂直力時間変化

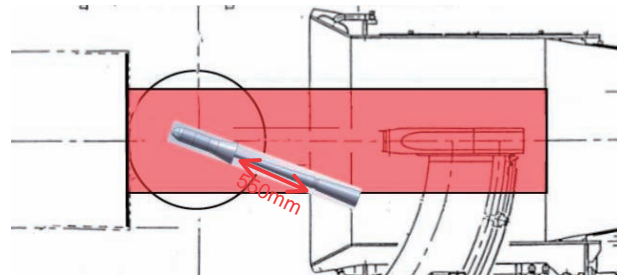


図11. HB2 試験 (HWT2) における一様流コア・模型・スティングの位置関係

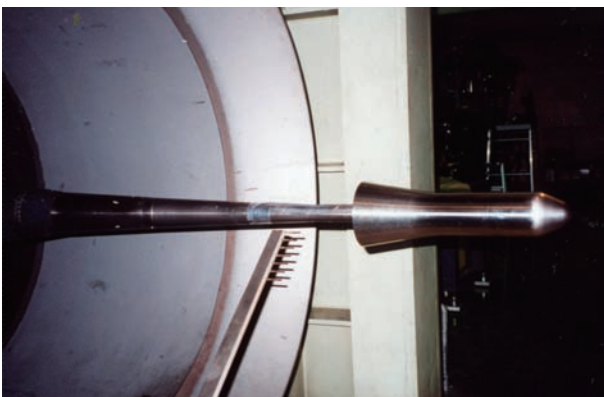


図9. HWT2 風試における HB2 標準模型 (スティングは断熱処置は行っていない)

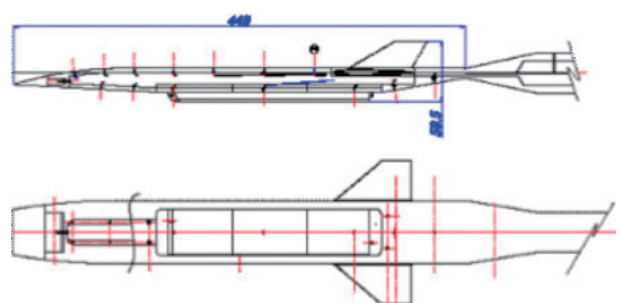


図12. 極超音速機模型

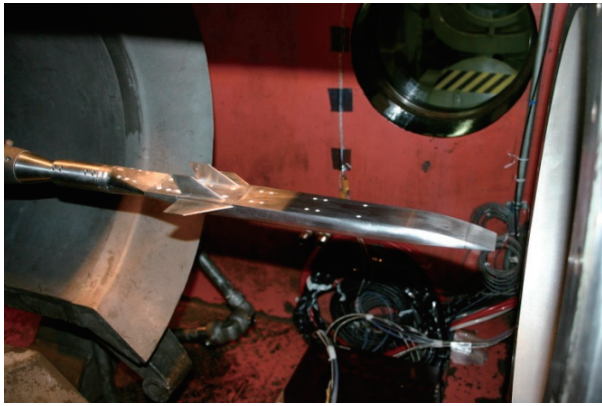


図 13. 極超音速機 M=7 風試状況

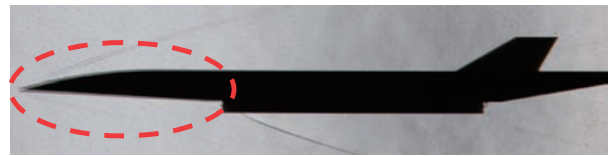


図 16. フロースルーナセル形態における模型変形の有無（迎角変角開始直前および終了直後に取得した画像を重ねている）。模型先端部において約 3.5mm 程度反り上がっていることが分かる。

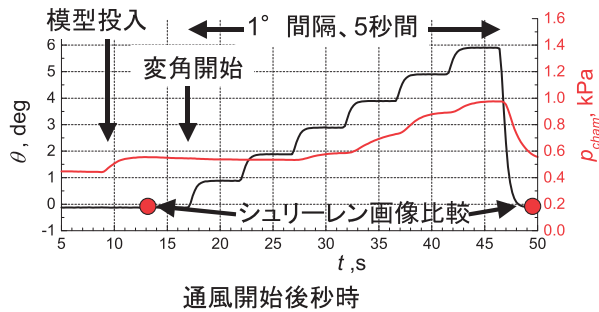


図 14. 極超音速機 HWT1 風試におけるピッチ角変化及び測定室圧力変化

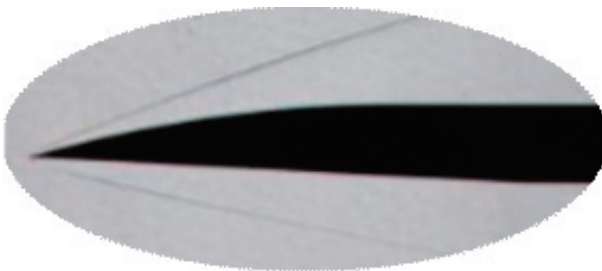


図 15. フロースルーナセルなしのクリーン形態における模型変形の有無（迎角変角開始直前および終了直後に取得した画像を重ねている）

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。

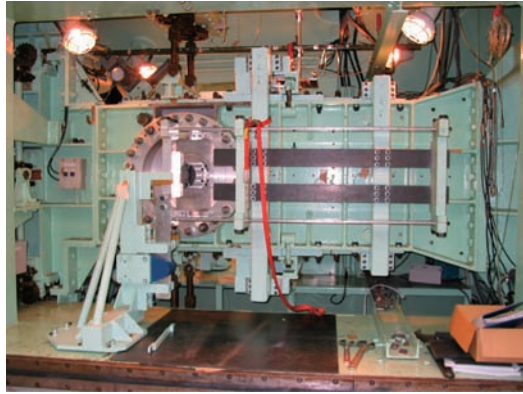


Fig.1 Wind tunnel and support system

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

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

- ヒービング減衰 $2\zeta_h = 0.010$
- ピッチング減衰 $2\zeta_\alpha = 0.010$

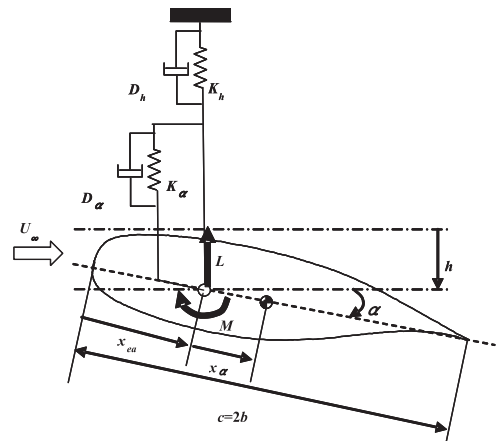


Fig. 2 Schematic model of 2D aeroelastic system

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。

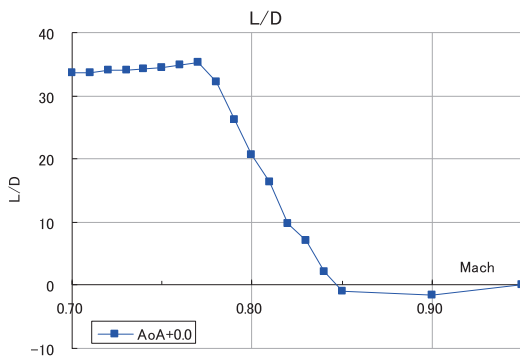


Fig. 3 L/D vs Mach

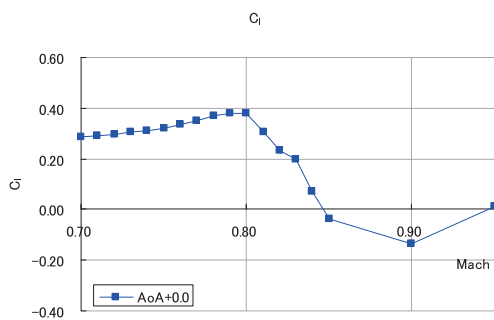


Fig. 4 C_l vs Mach

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。

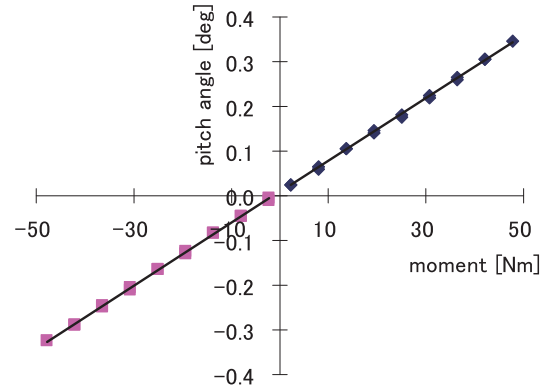


Fig. 5 Pitching stiffness test

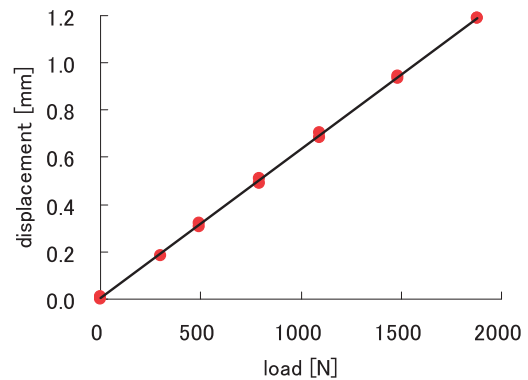


Fig. 6 Heaving stiffness test

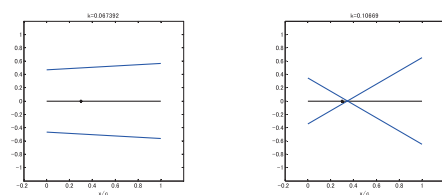


Fig. 7 1st (left) and 2nd (right) mode shape (by analysis)

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。

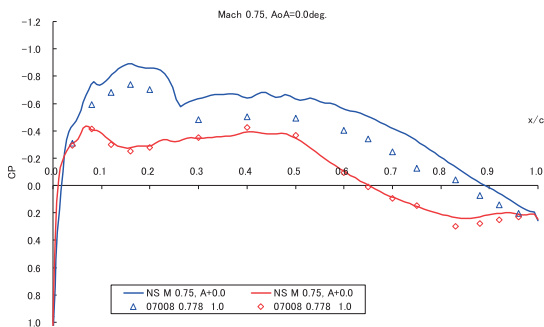


Fig. 8 Static pressure distribution

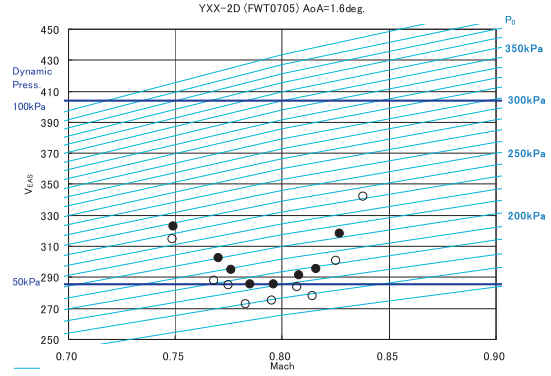


Fig. 9 LCO boundary

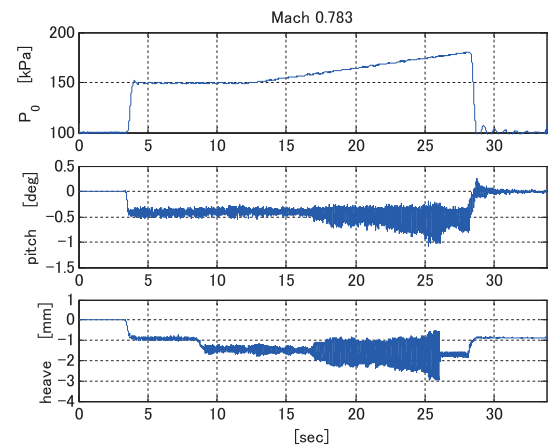


Fig. 10 Timehistory of LCO test (Mach 0.783)

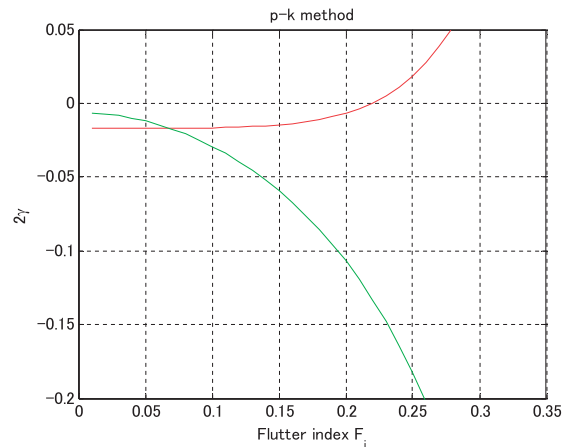


Fig. 11 $p-k$ diagram (Mach 0.75, DPM)

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

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-09-004

発行日 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 株式会社フジプランズ

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

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、電子媒体に加工すること禁じます。