



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-14-011

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第86 ～ 第90回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 86th ~ 90th meeting

2015年3月

March 2015

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

第 8 6 回風洞研究会議（平成 23 年 5 月 19 日，20 日）

1. 実機レイノルズ数風洞試験を想定した加圧型高レイノルズ数風洞における音響風洞試験法に関する基礎検討…………… 1
青木 良尚，浜本 滋，神田 宏，佐藤 衛（宇宙航空研究開発機構），木村 毅，西島 寛典（ISE）

第 8 7 回風洞研究会議（平成 23 年 11 月 17 日，18 日）

2. 大型模型用プロペラの風洞試験…………… 7
木村 善行，近藤 夏樹（日本飛行機），奥山 政広，中館 正顯，河野 敬（JAXA/APG）
3. 極超音速旅客機低速風洞試験について…………… 15
廣谷 智成，古賀 星吾，上野 篤史，田口 秀之，伊藤 健（JAXA）
4. 突起を用いた起動停止荷重低減法の検討について…………… 21
飯島 秀俊，永井 伸治（JAXA），西島 寛典，木村 毅（ISE）

第 8 8 回風洞研究会議（平成 24 年 5 月 24 日，25 日）

5. デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞の開発状況について…………… 27
口石 茂，渡辺 重哉，村上 桂一，橋本 敦，加藤 裕之，山下 達也，保江 かな子，今川 健太郎，中北 和之（JAXA）
6. JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における境界層制御機能付き地面板の整備…………… 33
飯島 秀俊，日高 亜希子（JAXA），真城 仁（ISE），村山 光宏，伊藤 健（JAXA）
7. 再突入カプセルにおける RCS ジェット干渉場の 3 次元統合計測への試み…………… 41
高間 良樹，中北 和之，藤井 啓介（JAXA），中川 宗敬（JAST）

第89回風洞研究会議（平成25年5月23日，24日）

8. HST 低速性能実験機の電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験について…………… 45
廣谷 智成, 古賀 星吾, 上野 篤史, 田口 秀之 (JAXA)
9. JAXA2mx2m 遷音速風洞における境界層 PIV 計測…………… 53
小池 俊輔, 加藤 裕之, 高間 良樹, 徳川 直子, 中北 和之 (JAXA)
10. 模型変形計測のリアルタイム処理…………… 59
加藤 裕之 (JAXA), 鈴木 幸一, 山谷 英樹 (ISE), 岩崎 容誠, 木原 啓子 (シルク・
ラボラトリ)

第90回風洞研究会議（平成26年5月22日，23日）

11. デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞（DAHWIN）マッハ数・浮力補正および風試不確か
さ解析機能について…………… 63
越智 康浩, 口石 茂, 香西 政孝, 永井 伸治 (JAXA)
12. JAXA 1m×1m 超音速風洞における2013年度気流検定試験結果…………… 69
青木良尚 (JAXA), 西島寛典, 安藤典久, 平野貴司 (ISE), 渡辺光則, 満尾和徳 (JAXA)
13. HST 低速性能実験機の電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験について（その2）… 73
古賀星吾, 廣谷智成, 田口秀之 (JAXA), 藤川貴弘, 要田大輔, 早坂陽, 土屋武司 (東京大
学)
14. JAXA 風洞センター高エンタルピ風洞における試験領域の拡大について…………… 77
藤井 啓介, 石田 清道, 水野 雅仁, 藤田 和央 (JAXA), 長井 遵正, 吉田 哲生 (AES),
酒井 武治 (名古屋大)
15. 自動 PSP 計測システムの研究開発…………… 83
栗田 充, 中北 和之, 満尾 和徳 (JAXA), 山谷英樹 (ISE)

実機レイノルズ数風洞試験を想定した加圧型高レイノルズ数風洞における音響風洞試験法に関する基礎検討

○青木 良尚, 浜本 滋, 神田 宏, 佐藤 衛 (宇宙航空研究開発機構),
木村 毅, 西島 寛典 (IHI エアロスペースエンジニアリング)

Fundamental Study of Aero Acoustic Test Method for Flight Reynolds Number Wind Tunnel Test in Pressurized High Reynolds Number Wind Tunnel

Yoshihisa Aoki, Shigeru Hamamoto, Hiroshi Kanda, Mamoru Sato (Japan Aerospace Exploration Agency)
Takeshi Kimura, Hironori Nishijima (IHI Aerospace Engineering)

Abstract

The high frequency tone (e.g. ultrasonic) measurement is important in the wind tunnel test using scale model. There are two problems for ultrasonic measurement. One is whether ultrasonic could be measured in the pressurized high Reynolds number wind tunnel. The other is whether ultrasonic was theoretically generated from the model in the flow under pressurized environment. The microphone and the pressure transducer for high frequency tone measurement and pressurized environment use were selected for ultrasonic measurement method confirmation in this. The measurement data from these and generated frequency from theory matched well for Aeolian tone measurements. Then we tried boundary layer transition measurement using china clay method under pressurized environment.

Key Words: Pressurized High Reynolds Number Wind Tunnel Test, Aero Acoustic Measurement

1. はじめに

非線形を持つレイノルズ数効果の補正の難しさから、アメリカやヨーロッパにおいて、実機レイノルズ数で試験可能な開発風洞の整備が進められてきた¹⁾²⁾。1979年には、日本でも旧航空宇宙技術研究所に実機レベルの高レイノルズ数を実現できる二次元風洞が建設された。1997年には、大型改修に伴い、測定部の大型化及び三次元支持装置が新設された³⁾。一方、エンジン騒音の低減と環境問題意識の高まりから、航空機の離着陸時の空力騒音の低減が課題となっている。このため、将来の実機レイノルズ数風洞試験を想定し、加圧型高レイノルズ数風洞における、空力音響計測法に関する基礎検討を行ったので、これを報告する。

2章に背景を、3章に加圧環境下における音響計測法確認試験について、4章にまとめを述べる。

2. 背景

2.1 流れ場の相似則⁴⁾

風洞試験では、風洞測定部の大きさの制約から、実機のスケールモデルを使用して試験を行う事が一般的である。しかし、スケールモデルを用いた計測結果は、当然、実機の計測結果と異なる。このため、スケールモデルの計測結果から実機スケールの計測結果への変換が必要となる。

スケールモデルで得られた計測結果が、実機スケールで得られた計測結果と一致するための条件は、

ナビエ・ストークス方程式の次元解析から求められる相似則から導かれる。例えば、流体に体積力が働かないとすると、流速 V 、時間 T 、長さ L 、圧力 P で無次元化されたナビエ・ストークス方程式の x 軸成分は、下式となる。

$$\frac{L}{TV} \frac{\partial u^*}{\partial t^*} + u^* \frac{\partial u^*}{\partial x^*} + v^* \frac{\partial u^*}{\partial y^*} + w^* \frac{\partial u^*}{\partial z^*} = - \frac{P}{\rho V^2} \frac{\partial p^*}{\partial x^*} + \frac{\mu}{\rho VL} \left(\frac{\partial^2 u^*}{\partial x^{*2}} + \frac{\partial^2 u^*}{\partial y^{*2}} + \frac{\partial^2 u^*}{\partial z^{*2}} \right) \quad (1)$$

ここで、 u 、 v 、 w はそれぞれ x 軸、 y 軸、 z 軸方向の流速成分、 t は時間、 p は圧力、 ρ は密度、 μ は粘度、上付き*はそれぞれのパラメータの無次元量とする。式(1)より、長さと時間、流速スケールからストローハル数、圧力と密度、流速から圧力係数、粘度と密度、流速、長さスケールからレイノルズ数、の3つの無次元パラメータが導かれる。これに加えて、音速に対する流速の比の無次元パラメータとしてマッハ数が導かれる。スケールモデルの流れ場を、実機スケールの流れ場に相似とするためには、スケールを含む無次元パラメータである、ストローハル数、レイノルズ数、及び圧縮性に関するマッハ数が全て一致すると、流れ場は完全に相似となる。定常状態においては、マッハ数とレイノルズ数

を一致させることが出来れば流れ場は相似となる。

しかしながら在来型の風洞においては、実機と一致させることが比較的簡単なマッハ数を実機に合わせ、レイノルズ数が実機と異なる条件で試験を行うのが一般的である。レイノルズ数の違いによる粘性効果の違いにより、レイノルズ数効果と呼ばれる、最大揚力係数、失速角、抵抗係数などの違いが生じる。このレイノルズ数効果は非線形性を持つため、補正が難しい。そこで、アメリカやヨーロッパでは、レイノルズ数とマッハ数を同時に実機と合わせる事が出来る能力を持つ、高レイノルズ数風洞が整備された。

2.2 高レイノルズ数風洞における音響計測の課題

空力音のような非定常現象は、マッハ数とレイノルズ数に加えて時間スケールに関連するストローハル数も合わせなくてはならないが、スケールモデルではストローハル数を実機と合わせる事は難しい。ストローハル数に比例して時間スケールも変化する。従って、ストローハル数が実機よりも小さくなる、スケールモデルを用いた空力音の測定においては、実機よりも高周波数の音響を計測しなくてはならなくなる。一般的なマイクロフォンは、人の可聴域にのみ周波数帯域を持っていることが多いので、高周波数の空力音を計測する為のセンサの選択が課題となる。これは、暗騒音低減化又は高暗騒音環境における音響計測と同様に、在来型風洞においても課題となる。

在来型風洞と異なる加圧型風洞（風洞内圧を調節できる風洞を含む）の特徴に起因した、加圧型風洞における音響計測は、風洞のベントやバルブが騒音源となる、高い静圧がマイクロフォンの周波数特性に影響を与える、計測装置の風洞内外の接続に制約がある、など困難を伴う。このため、使用するセンサ、設置方法、配線経路の検討が必要となる。

加圧型高レイノルズ数風洞での空力音に関する研究⁵⁾によると、レイノルズ数が変わると支配的な音源が変わるので、レイノルズ数効果は音源の相対的な重要性に影響を与える。従って、レイノルズ数は、空力音の推定に対しても重要な無次元パラメータとなる。また、フライトテストでは発生しなかった音が、スケールモデルでは現れるなど、模型の正確さやレイノルズ数効果に関する疑問が未解決である。このため、流体力学の理論的観点に基づいた音響相似則の検討が必要となる。加圧型風洞における音響計測課題を、表1に示す。

以上の課題の解決を最終目標として、加圧型高レ

イノルズ数風洞における音響計測法に関する基礎検討を行ったので、この結果について述べる。また、音響相似則に関する基礎検討として、NACA0012 二次元翼の翼後縁離散周波数騒音の計測と、チャイナクレー法による遷移計測を行ったが、これらについては、風洞暗騒音の影響によって離散周波数騒音の計測が出来なかったことから、本報告では割愛する。

3. 加圧環境下音響計測法確認試験

3.1 試験概要

加圧型高レイノルズ数風洞における音響計測法の確立の為、宇宙航空研究開発機構 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞（図1、以下、本風洞）で、音響計測法確認風洞試験を行った。この風洞の主要諸元を、表2に示す。この風洞は、淀み点圧力を変えることが出来る、加圧型高レイノルズ数風洞である。図2に示すように、測定部周りのプリナム室は密閉されており、内部へは限られたアクセス窓を経由しなければならない。

この試験は、主に下記を目的とした。

- ・風洞内外の計測系配線経路の検討。
- ・金属壁を持つ風洞内へのセンサの設置方法の妥当性の確認。
- ・高静圧環境下で使用可能な、高周波数音響計測可能なセンサの確認。

センサについては、高静圧環境下で高周波数音響の計測が可能で、専用のマイクロフォンを候補とした。これは、参考文献5で使用されたマイクロフォンの姉妹品である。この他に、非定常圧力センサを準備した。使用したセンサの主要諸元を、表3に示す。マイクロフォンについては、マイクロフォンカートリッジの他、専用のショートタイプのプリアンプ(2670-W-001)、マイクロフォンコンディショニングアンプ(2690-A-0S1)を使用した。非定常圧力センサのアンプは、風洞付帯の計測装置のアンプを使用した。

供試体として、円柱を模擬したワイヤを用いた。これは、発生する空力音の周波数が、カルマン渦列の安定性理論によって示されているので、計測値の検証が容易であるためである。ワイヤの直径と想定された空力音（エオルス音）の発生周波数を、表4に示す。ここで、発生周波数 f は、ストローハル数を St 、ワイヤ直径を d 、流速を u とした時、下式によって推定した。

$$f = St \frac{u}{d} \quad (2)$$

最も高い発生周波数は、53.3～66.7 kHz となるので、超音波領域における空力音の発生及び計測法の検証も可能となる。

3.2 計測系セッティング

風洞壁へのマイクロフォン及び非定常圧力センサの設置法と、風洞内外の配線経路を示す。

センサの設置方法は、風洞壁面に既設の静圧レール設置用のねじ穴に、各センサ設置台（図2、図3）を取り付けた。設置台は、気流への干渉を最小限とするために、可能な限り高さを小さくするとともに、センサの設置面を平面となるようにした上で、センサ表面がこの平面の面位置となるようにした。マイクロフォンの設置台が細長いのは、プリアンプにマイクロフォンカートリッジを取り付けた時の長さが最小全長の制限となったからである。

それぞれのセンサの設置台への設置方法は、マイクロフォンは、ダイアフレームのカバーを外したうえで、カバーの取付けネジで設置台に固定した。この為、ダイアフレームがむき出しになるので、取扱には注意を要した。非定常圧力センサは、平面型を使用したので、センサ表面が設置台に面位置となるように設置台に溝を掘ったうえで、接着剤で固定した。風洞内設置状態の1例として、マイクロフォンの設置状態を図5に示す。

風洞内外の配線経路の概要図を図6に示す。マイクロフォンは、プリアンプと共に設置台に設置される。配線は、風洞壁スリットからプリナム室に入り、図7に示す風洞内外アクセス用の貫通孔に設置されたシール配管を通して風洞外に出る。シール配管からの漏れを防ぐため、配線周りをエアコン用シールパテで塞いでいる。風洞外のマイクロフォンコンディショニングアンプに接続されたのち、計測装置に接続される。非定常圧力センサは、設置台に設置され、配線は風洞壁スリットからプリナム室に入り、風洞既設の端子盤に接続される。端子盤の先は、既設の配線によって、風洞計測装置に接続される。

3.3 試験結果

代表的な音圧レベルの計測結果を、図7～図9に示す。図7はマッハ数0.3、総圧200kPa、直径0.35mm、図8はマッハ数0.3、総圧600kPa、直径0.3mm、図9

はマッハ数0.3、総圧1000kPa、直径0.35mmの計測結果である。マッハ数0.2における計測では、空力音が風洞暗騒音に埋もれてしまい、計測できなかったことを記す。

図7では、音圧のピークが50kHzに、図8では66kHz、図9では47kHzに有り、表3に示す空力音周波数の推定値に一致した。また、マイクロフォンと非定常圧力センサで計測した空力音周波数はほぼ一致した。

図7と図8のケースでは、音圧レベルも2つのセンサで一致したが、図9のように、2つのセンサで音圧レベル異なるケースが有った。音圧レベルの差については、どちらかのセンサが必ず大きくなるようなことは無かった。同じマッハ数と直径でも、総圧が大きくなるほど、周波数は小さくなる結果となった。この原因については、マイクロフォンと非定常圧力センサの高さ方向の設置位置の違いや、これに伴う境界層の影響、計測したタイミングによる影響などが考えられる。

以上より、マイクロフォンと非定常圧力センサによる高静圧環境下におけるエオルス音を対象とした音響計測は、どちらのセンサでも空力音周波数は一致すると共に、理論から推定される周波数ともほぼ一致し、音圧レベルも概ね一致する事が分かった。また、可聴域外となる超音波領域においても、エオルス音の発生を問題無く計測する事が出来る事が分かった。

4. まとめ

実機レイノルズ数風洞試験を想定した、加圧型高レイノルズ数風洞における音響風洞試験法に関する基礎検討を行った。空力音の発生周波数が理論的に推定できる円柱断面のワイヤを供試体として用い、加圧型風洞におけるマイクロフォン等のセンサの設置法、配線経路、音響計測に関する試験を実施した。この結果、スケールモデルで実機スケール相当の音響計測を行うには、高周波（超音波領域）の音響計測が必要であるが、高静圧・高周波数対応マイクロフォンや非定常圧力センサを用いて、高周波数の空力音を計測できることが分かった。また、超音波領域においても、計測された空力音の周波数は、カルマン渦列の安定性理論から予測される周波数とほぼ一致した。

参考文献

- 1) Ross G. Roepke, "The High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel HIRT Proposed as Part of the National Aeronautical Facilities Program",

AIAA-72-1035, 1972

- 2) J. P. Hartsuiker, “The European Transonic Windtunnel ETW : Design Concepts and Plans”, AIAA-86-0731, 1986
- 3) 二次元風洞研究室, 「航技研二次元風洞の改修」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-744, 1999
- 4) Joseph Katz and Allen Plotkin, “Low-Speed Aerodynamics”, Cambridge University Press, 2nd edition, pp.14-16, 2001
- 5) Robert W. Stoker et al, “Investigations of Airframe Noise in Pressurized Wind Tunnels”, AIAA-2001-2107, 2001

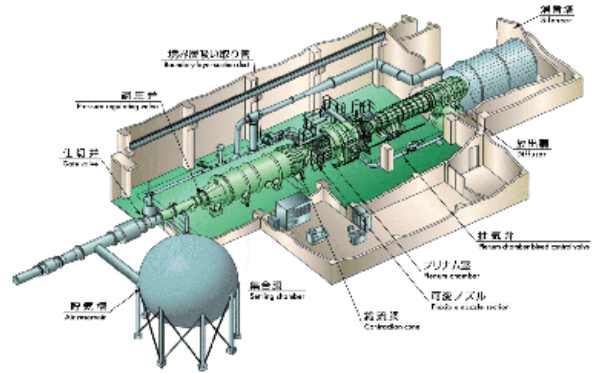


図1 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞鳥瞰図

表1 加圧型風洞における音響計測課題

加圧型風洞固有の課題 (使用するセンサ, 設置方法, 配線経路の検討が必要)	<ul style="list-style-type: none"> ・騒音源の増加 (バント, バルブ) ・センサの周波数特性への影響 ・計測装置の風洞内外接続の制約
流体力学の課題 (音響相似則の検討が必要)	<ul style="list-style-type: none"> ・模型の正確さやレイノルズ数効果に関する疑問が未解決

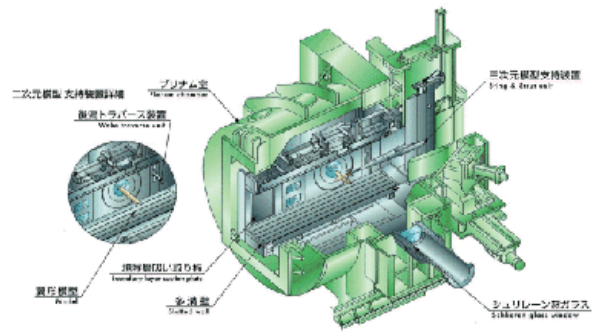


図2 測定部拡大図

表2 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹き出し式
測定部断面	幅 0.45m, 高さ 0.8m
淀み点圧力	196kPa ~ 1176kPa
マッハ数範囲	0.2 ~ 0.4
通風時間	9秒 ~ 100秒



図3 マイク設置台

表3 音響計測用センサの主要諸元

分類	マイクロフォン	非定常圧力センサ
メーカー	ブリュエル・ケアー	kulite
型式	4938-W-001	LQ-125-2D
周波数範囲	4Hz~70kHz	150kHz (共振周波数)

表4 供試体主要諸元

ワイヤ直径 [mm]	0.9	0.35	0.3
空力音周波数[kHz]*	11.7~14.7	30.1~37.7	35.2~44.0
波数[kHz]*	17.7~22.2	45.7~57.2	53.3~66.7

*ストローハル数を 0.16~0.20 とする. 上段はマッハ数 0.2, 下段はマッハ数 0.3.

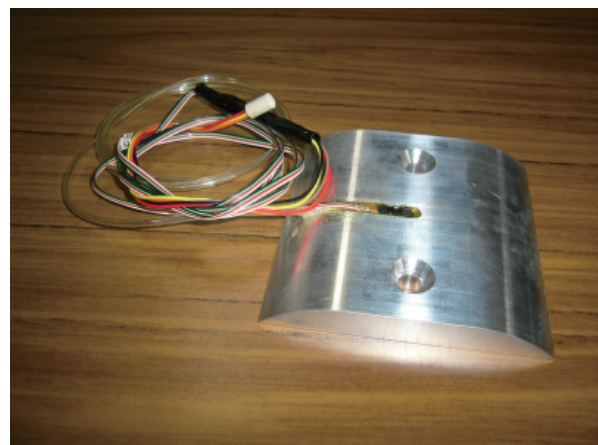


図4 非定常圧力センサ設置台

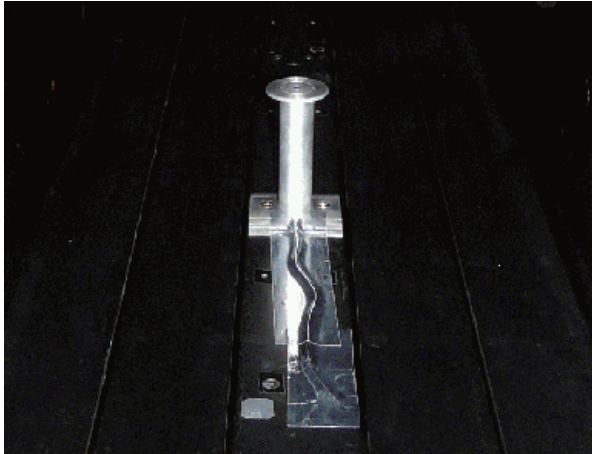


図5 マイクロフォン風洞内設置状態

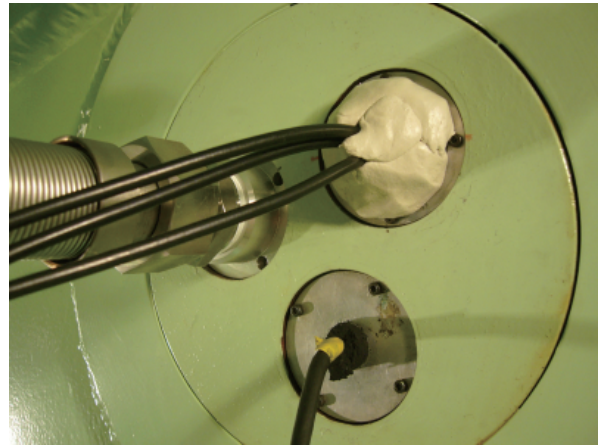


図7 シール配管

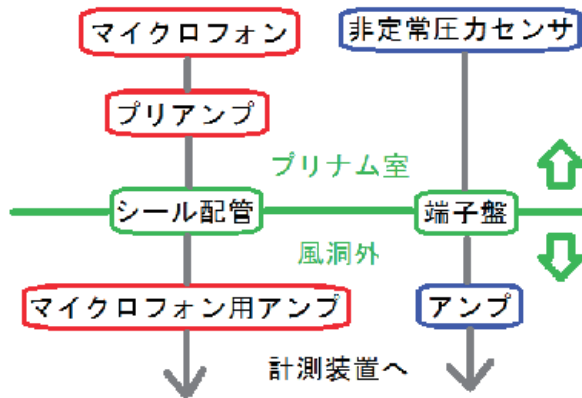


図6 配線経路概要図

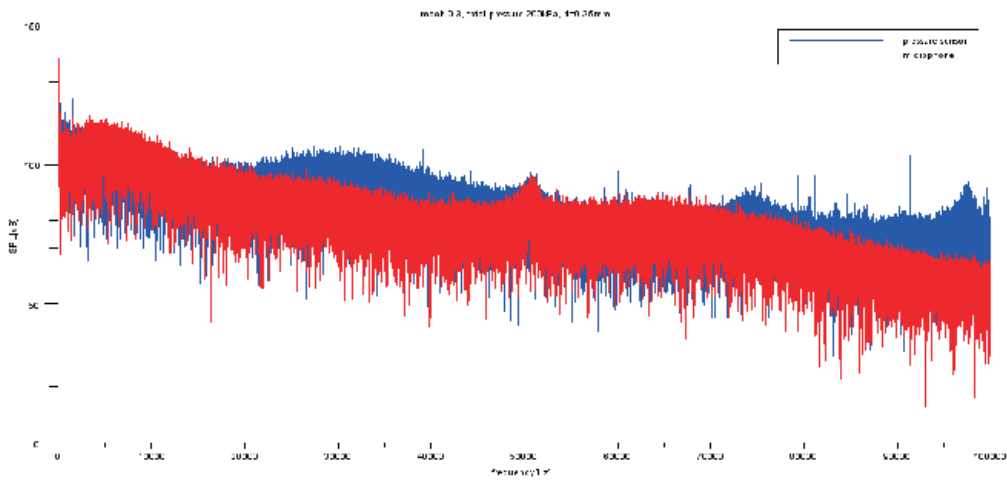


図8 マッハ数 0.3, 総圧 200kPa, 直径 0.35mm 計測結果

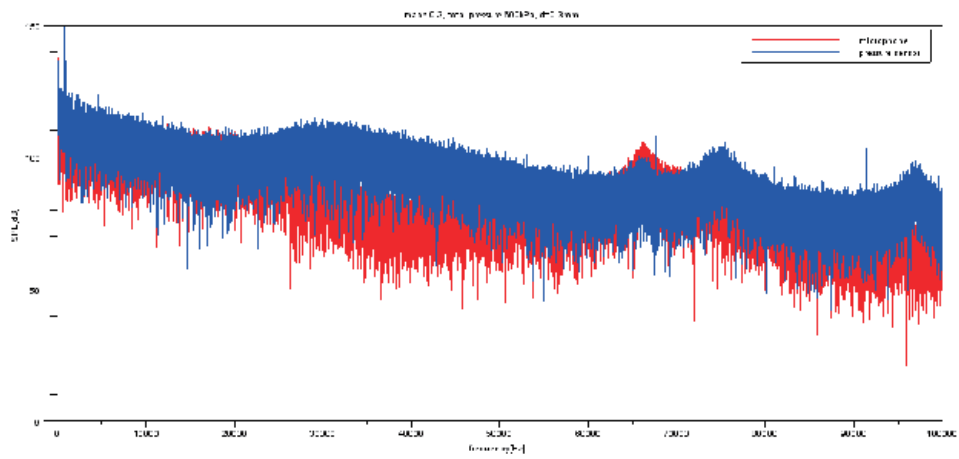


図9 マッハ数 0.3, 総圧 600kPa, 直径 0.3mm 計測結果

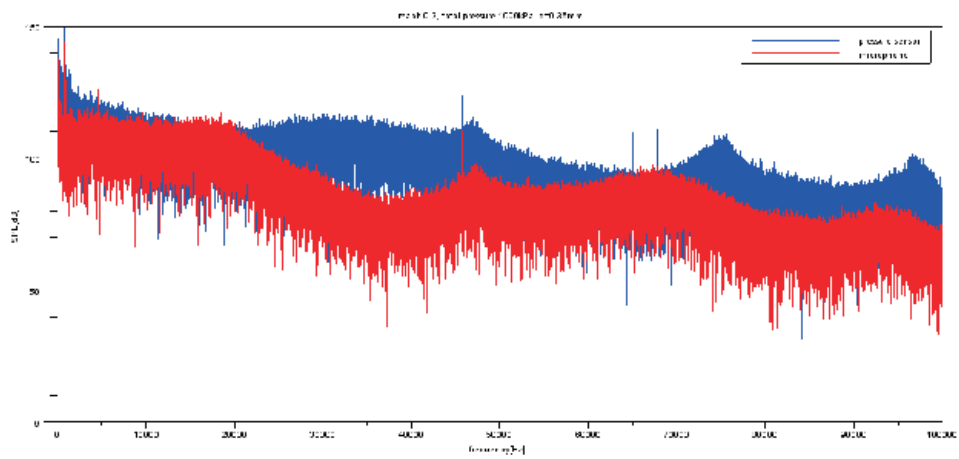


図10 マッハ数 0.3, 総圧 1000kPa, 直径 0.35mm 計測結果

大型模型用プロペラの風洞試験

木村善行、近藤夏樹(日本飛行機)
奥山政広、中舘正顕、河野敬(JAXA/APG)

Wind Tunnel Test of Propellers for Giant Scale Radio Control Airplanes

Yoshiyuki Kimura , Natsuki Kondo (Nippi corporation)
Masahiro Okuyama , Masaaki Nakadate , Takashi Kohno (JAXA/APG)

概要

災害監視無人機システムで開発していた船体長 12m 程度の小型飛行船では、大型ラジコン用プロペラの適用が考えられた¹⁾。市販品のラジコン用プロペラの特徴は、不明又は入手が難しい。そこでラジコン用プロペラ特性を取得する為、風洞試験を実施した。推力及び反トルクの荷重計測には 6 分力天秤を使用し、軸トルクを直接計測する為にトルク計を使用した。小型飛行船では動力にレシプロエンジンを使用しているが、将来の電動化も考慮して大型ラジコン用電動モータを用いて風洞試験を実施した。ピッチやプロペラ枚数の異なる 3 種類のプロペラ特性及び計測方法の評価について示す。

参考文献

- 1) 奥山政広、中舘正顕、河野 敬 (JAXA) 、木村善行、近藤夏樹 (日本飛行機) 、大型模型用プロペラ特性の取得と利用、第 49 回飛行機シンポジウム講演集 3G3(JSASS- 2011-5238)、2011

大型模型用プロペラの 風洞試験

木村善行、近藤夏樹(日本飛行機)
奥山政広、中舘正顯、河野敬(JAXA/APG)

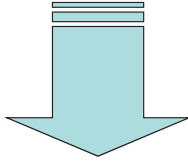
第87回風洞研究会議
2011.11.17-18 MHI大江工場

発表内容

1. 風洞試験背景と目的
2. 試験装置概要
3. 供試体プロペラ
4. 模型用プロペラ特性
5. 駆動部(電動モータ+アンプ)効率
6. トルク計と天秤による反トルク計測の比較
7. まとめ

風洞試験背景と目的

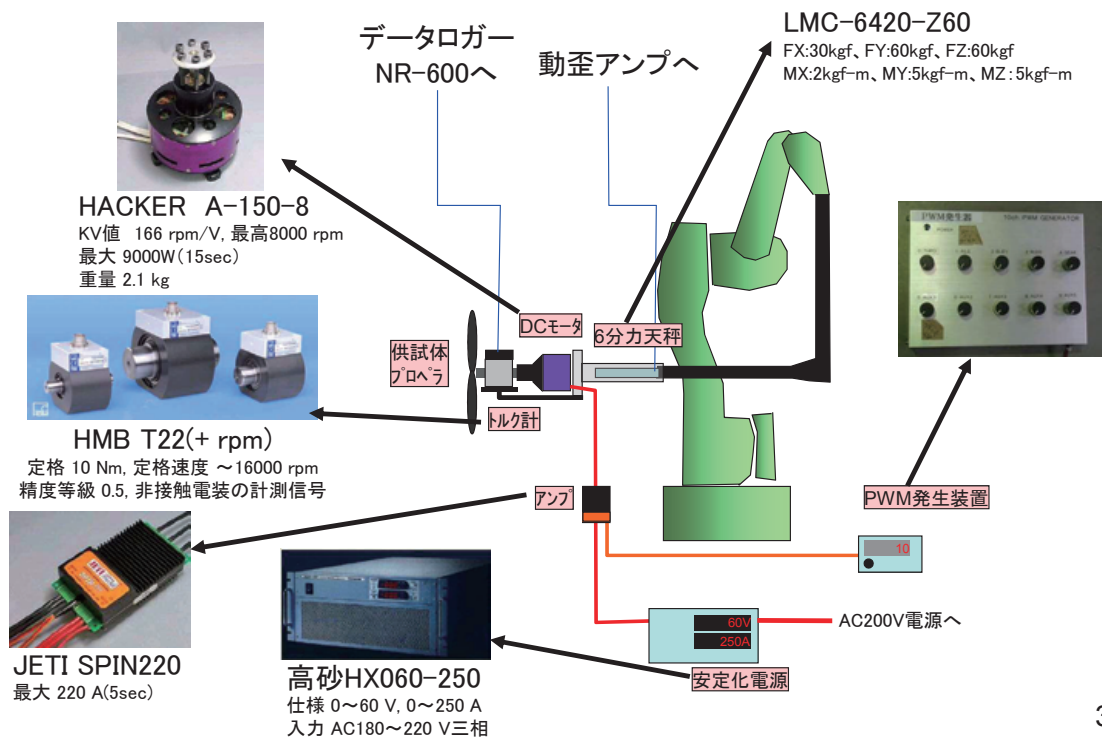
- ・災害監視無人機システムで開発していた船体長12m程度の小型飛行船では、大型模型用プロペラの適用を考えている
- ・市販品の模型用プロペラの特徴は、不明又は入手が難しい



- ・模型用プロペラ特性を取得する為、風洞試験を実施
- ・ピッチやプロペラ枚数の異なる3種類のプロペラ特性及び計測方法の評価について示す。

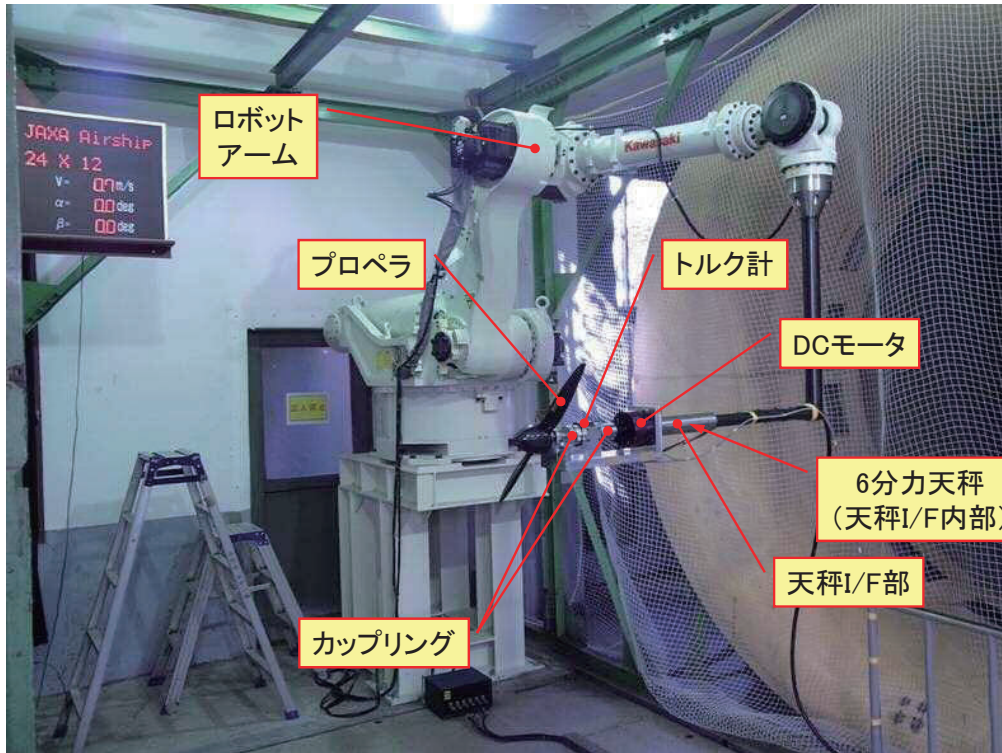
2

試験装置概要



3

試験装置概要(試験状況)



4

供試体プロペラ

MEJZLIK社製(材質:CFRP)



24”D×10”H-2Blade

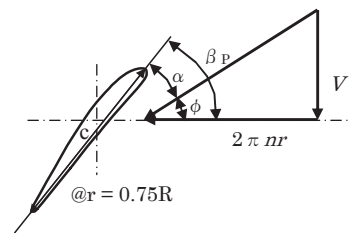


24×12-2B



20×10-3B

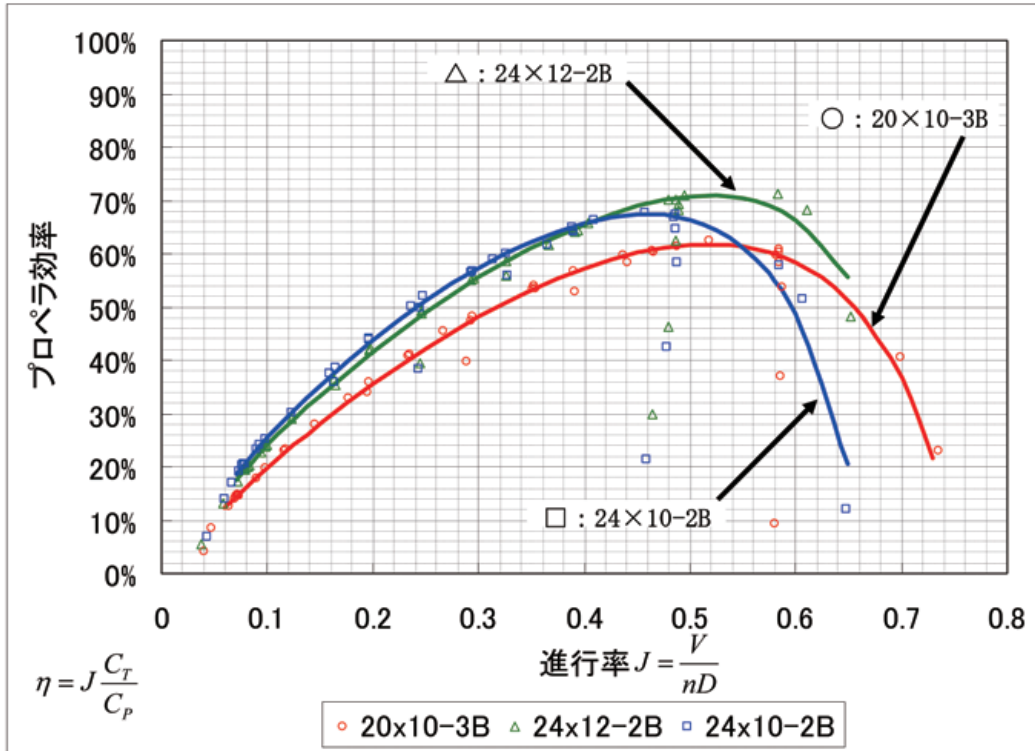
Propeller	D [cm]	H [cm]	B	β_p [deg.]
24×10-2B	61.0	25.4	2	10.0
24×12-2B	61.0	30.5	2	12.0
20×10-3B	50.8	25.4	3	12.0



$$Re = \frac{\sqrt{(2\pi nr)^2 + V^2} c}{\nu} \approx \frac{2\pi nrc}{\nu}$$

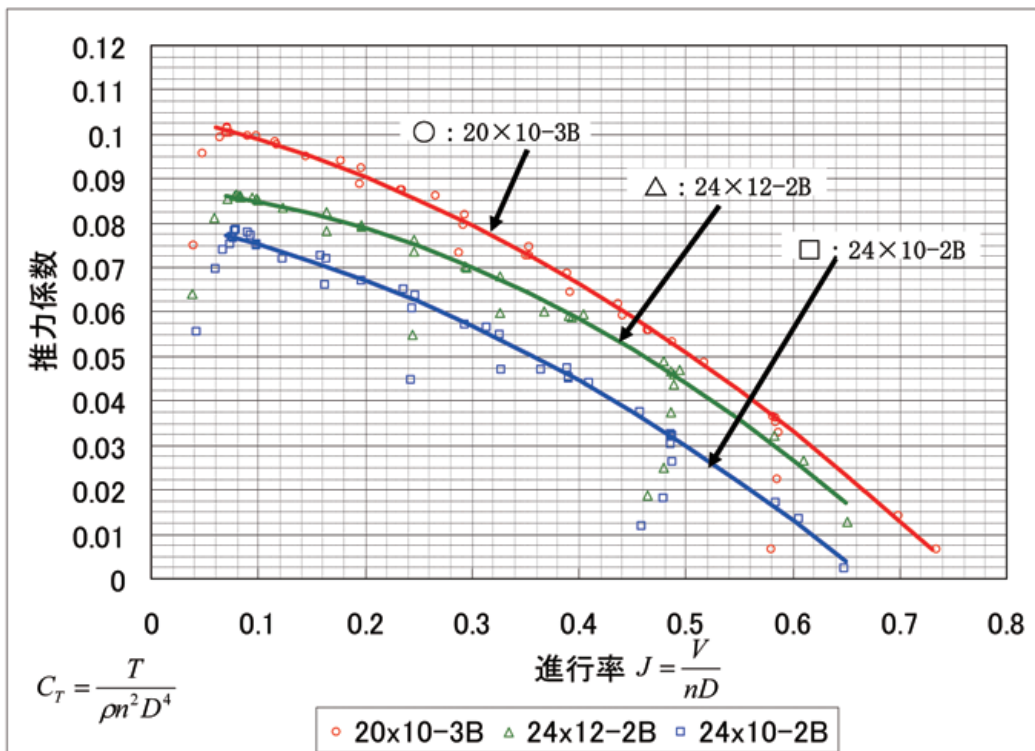
5

模型用プロペラ特性-プロペラ効率



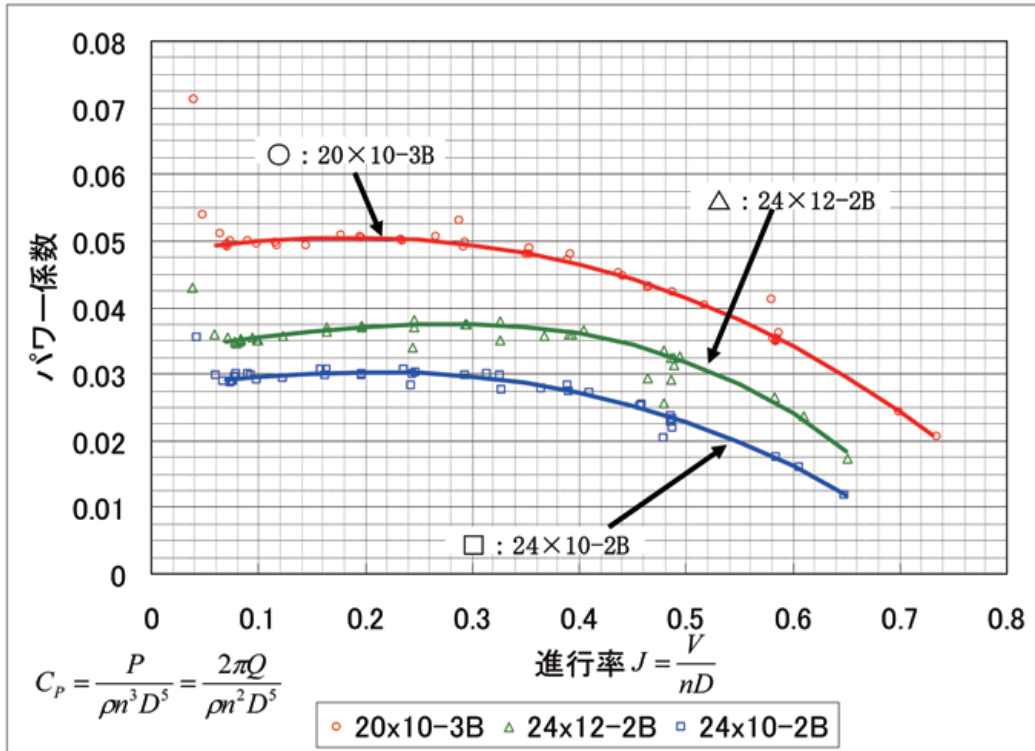
6

模型用プロペラ特性-推力係数



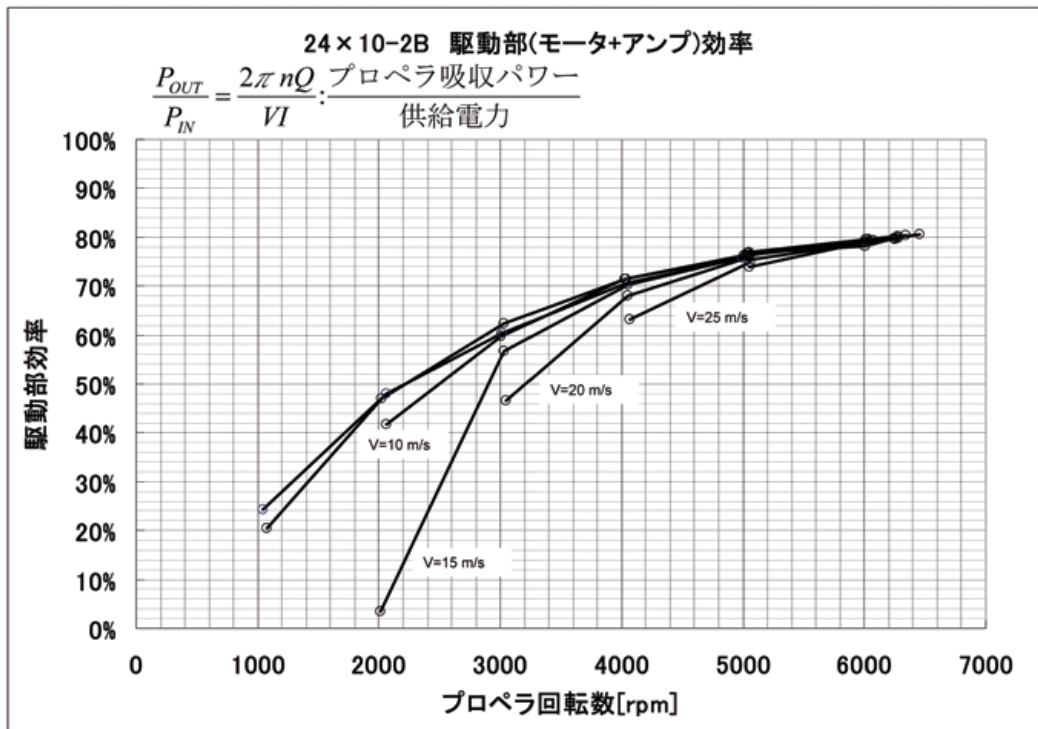
7

模型用プロペラ特性-パワー係数



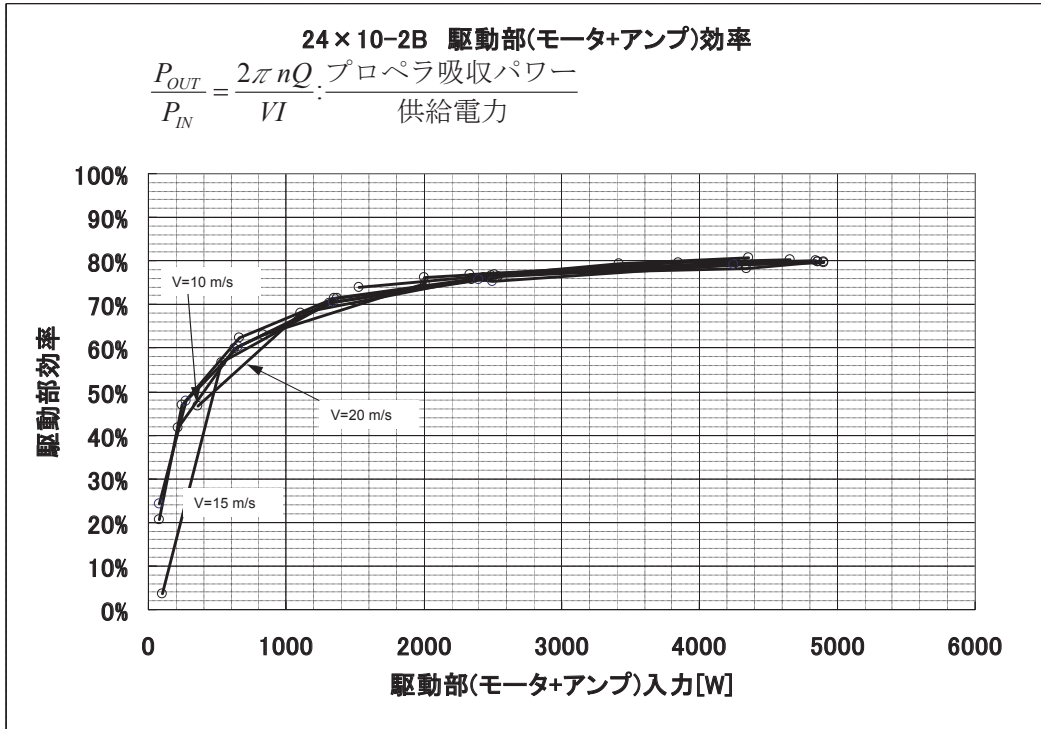
8

駆動部(電動モータ+アンプ)効率



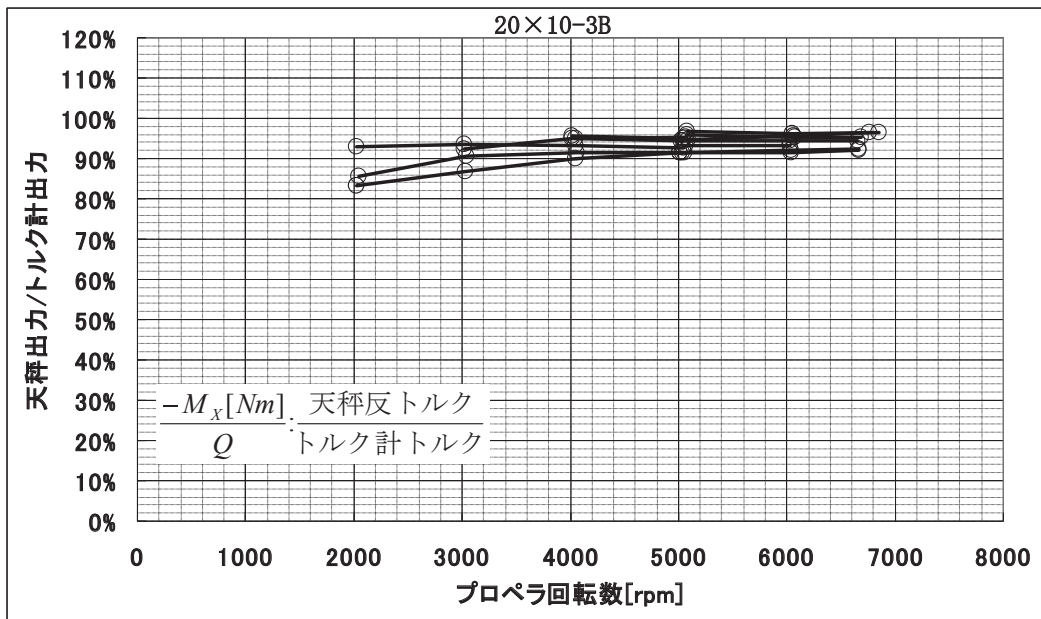
9

駆動部(電動モータ+アンプ)効率



10

トルク計と天秤による反トルク計測の比較



トルク計に対する天秤反トルクの計測値出力割合

11

まとめ

模型用プロペラ特性を取得する為、風洞試験を実施し、以下の特性を取得した。

- ①模型用プロペラのプロペラ効率、推力係数、パワー係数を取得した
- ②回転数に対する、モータ及びアンプによる駆動部効率取得した
- ③トルク計と天秤による反トルク計測値出力を比較した

極超音速旅客機低速風洞試験について

廣谷智成、古賀星吾、上野篤史、田口秀之、伊藤健（宇宙航空研究開発機構）

Low-speed Wind Tunnel Tests on Hypersonic Transport Aircraft Configurations

Tomonari Hirotnani, Seigo Koga, Atsushi Ueno, Hideyuki Taguchi and Takeshi Ito (JAXA)

概要

現在、宇宙航空研究開発機構では、日本とアメリカ西海岸を2時間程度で結ぶことを想定した、マッハ5クラスの極超音速旅客機の実現を目指し技術研究が進められており、ベースラインとなる機体形状が得られている。ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。機体の成立性検討および次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため、JAXA 2m×2m 低速風洞において風洞試験を実施した。

風洞試験の実施にあたり、模型支持方法の検討、これに付随するデータ補正方法の検討、取得データの有効範囲の検討が必要になる。本稿では風洞試験概要と風洞試験における模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討について述べる。

1. はじめに

現在、宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、日本とアメリカ西海岸を2時間程度で結ぶことを想定した、マッハ5クラスの極超音速旅客機（HST: Hypersonic Transport Aircraft, 図1）の実現を目指し技術研究が進められている^[1]。これまでに極超音速エンジンとして予冷ターボジェットエンジンが開発されている^[2]。また、X-43A 実験機^[3]の形状を参照形状として、空力、構造、熱、推進、軌道解析等を考慮した最適設計が実施され^[4]、ベースラインとなる機体形状が得られている。

ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、このような機体形状は特に極超音速巡航時に従来の亜音速旅客機形状よりも高い揚抗比を実現することができる。一方で低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。さらに、離着陸時には機体下部に配置されたエンジン後方の外部ノズルの形状により、尻擦りによ

る迎角の制限が厳しい。

機体の成立性を検討する上で離着陸時すなわち低速域での空力特性の検討は欠かせない。低速域での空力特性を理解し、また、次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため、ベースラインとなる機体形状および、ベースライン形状に主翼ストレーキを配置した形状、尾翼の形状を変更した



図1 HST 概念図

形状となる試験模型を製作し、2010年10月にJAXA 2m×2m 低速風洞（LWT2）において風洞試験を実施した^[5]。

本稿では風洞試験概要と風洞試験における模型支持方法選定、これに付随するデータ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討について述べる。

2. 目的

本試験の目的は、HST の概念設計における機体形状設計に必要となる空力特性の取得であり、以下に示す2項目である。

- ・ HST の機体形状変更効果を把握
- ・ CFD 解析結果の検証用データ取得

これらの試験目的を達成するための、模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検証、取得データの有効範囲（姿勢角について）の把握を、本研究の目的とする。

3. 試験概要

3. 1. 試験模型

風洞試験模型基本形態の概略図を図2に示す。この模型は HST ベースライン形状の1%縮尺模型である。HST の下部に配置されたエンジンは模擬していない。この模型は、主構造部はアルミ系合金で、他の外形形状を定める部分は光造形樹脂で構成され、模型表面に36点の圧力孔が設けられている。複雑形状となる、外形形状を定める部分を光造形樹脂としたことで、比較的安価に模型を製作することが可能となった。さらに光造形樹脂部分の製作は、圧力孔、圧力配管込みで造形されるため、圧力計測点を容易に設けることができる。風洞試験模型の写真を図3に示す。

この模型には主翼前方にストレーキを配置することができる。ストレーキの平面形は大と小の2種類（図4）で、ストレーキ大の主翼コード方向の断面形状は、先端にRをもたせた楔形（ウェッジ）と平板の2種類、ストレーキ小の主翼コード方向の断

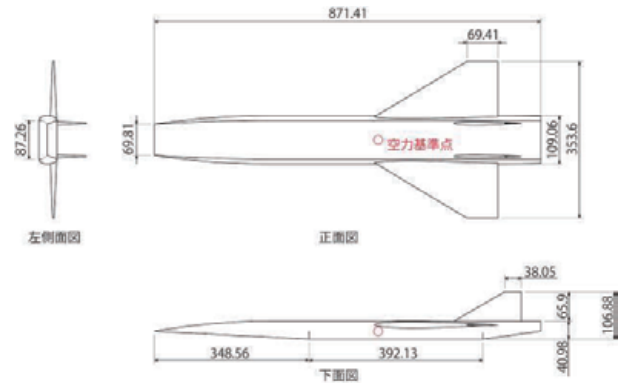


図2 試験模型概略図

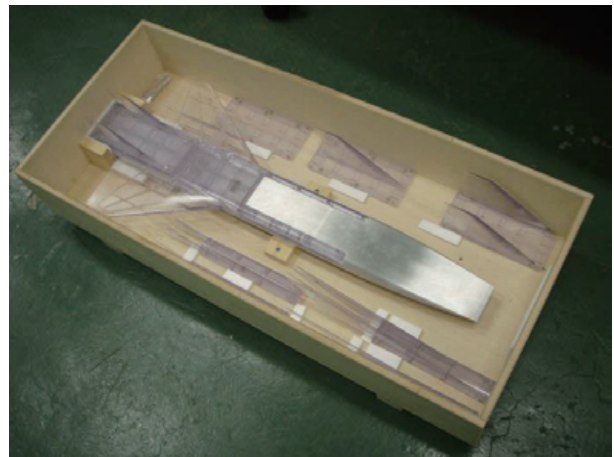


図3 試験模型（写真）

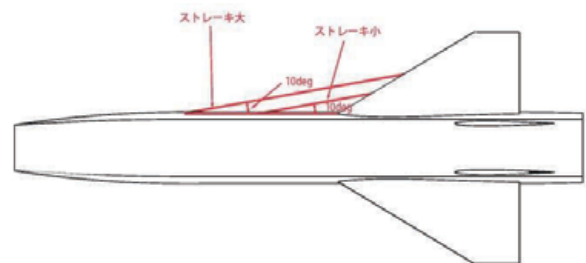


図4 主翼ストレーキ形状

面形状は、先端にRをもたせた楔形（ウェッジ）の1種類である。

また、垂直尾翼の形状も基本形状、尾無し形状、双尾翼大形状、単尾翼形状の4種類に変更することができる。双尾翼大形状、単尾翼形状の垂直尾翼1枚あたりの翼面積は、基本形状の $\left(3\sqrt{2}\right)^2$ 倍であり、基本形態の尾翼と相似形である。また、各尾翼形状とも尾翼の25%MAC位置の機軸方向の座標は同一

表1 試験模型形状パラメータ

名称	ストレーキ	垂直尾翼
基本形態	なし	基本形状
ストレーキ大 ウェッジ形態	ストレーキ大 楔形	基本形状
ストレーキ大 プレート形態	ストレーキ大 平板	基本形状
ストレーキ小 ウェッジ形態	ストレーキ小 楔形	基本形状
尾無し形態	なし	なし
双尾翼大形態	なし	双尾翼大形状
単尾翼形態	なし	単尾翼形状

である。

試験模型の形状パラメータを表1にまとめる。

3. 2. 試験条件、計測項目

本試験は JAXA 2m×2m 低速風洞 (LWT2) において実施された。固定壁カートを用い、試験模型支持にはロボット型模型支持装置を使用した。

図5に試験模型の支持方法の概略図を示す。試験模型は下方支持され、支持棒を介し外装天秤に接続されている。外装天秤のアース側はロボット型模型支持装置のアームの接続されている。模型支持方法の検討については第4節において述べる。風洞内に設置された試験模型の写真を図6に示す。

気流条件は風速 50m/s、模型姿勢角については、迎角が-10deg～25deg、横滑り角が-5deg、0deg、5deg、10deg である。

計測項目は外装天秤による6分力と、試験模型の

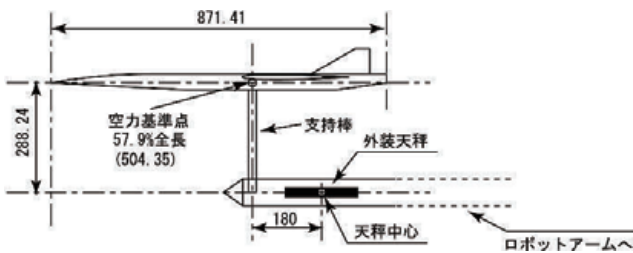


図5 試験模型の支持方法

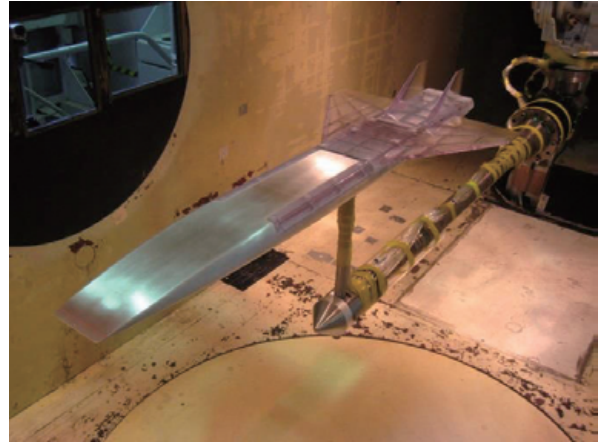


図6 風洞内に設置された試験模型

主翼表面上20点、胴体表面上16点における圧力である。なお、試験模型の胴体先端付近、主翼、垂直尾翼前縁付近にラフネスを貼付し、実機レイノルズ数を模擬している。

3. 3. データ処理

全機6分力係数については、基準面積は主翼(母翼)面積、基準長は縦を全長、横を全幅、モーメント基準点は先端から57.9%全長位置とした。基準軸は、縦3分力については安定軸、横方向3分力については機体軸としている。模型表面圧力の基準圧は一樣流静圧として処理した。

4. 模型支持方法、支持干渉補正の検討

4. 1. 模型支持方法の検討

HSTのベースライン形状では胴体後部下面が外部ノズルとなっているため、模型支持方法としては、胴体後部下面の流れ場との干渉ができるだけ小さい方法を選択しなければならない。また、本試験では、垂直尾翼形状も重要なパラメータとなっているため、支持装置と垂直尾翼周りの流れ場の干渉も、可能な限り避けなければならない。これらのことを考慮し、さらに、既存の設備、装置を有効に利用するために、模型支持方法として下方支持を選択した。

また、本試験で用いた模型の胴体部分は薄く、胴体内部に天秤を配置することは困難であった。そのため、天秤は模型支持装置内部に配置した。試験模

型の支持方法、天秤の配置は図 5 に示したとおりである。

この模型支持方法、天秤配置を選択したことにより、以下の 2 項目が検討すべき課題となる。検討内容、結果については、4. 2 節および 4. 3 節で述べる。

- ・データ補正方法とその妥当性検討
- ・データの有効範囲（姿勢角）の把握

4. 2. データ補正方法とその妥当性検討

本試験では天秤が模型支持装置内部に配置されているため、天秤で計測される 6 分力は支持装置メトリック部が受ける空気力も含んでいる。そのため、計測された 6 分力データを補正し、試験模型が受ける空気力のみを抽出する必要がある。

本試験では支持装置のみの空気力も計測し、試験模型と支持装置の両方が受ける空気力と、支持装置のみが受ける空気力の差分を、試験模型が受ける空気力として抽出している。

上記補正法の妥当性を検討するために、補正後の試験結果と CFD (FaSTAR^[6]) 解析結果の比較を行った。図 7 に風速 50m/s、横滑り角 β 0deg とし、迎角 α を変化させた場合の抵抗係数 CD の比較を示す。迎角 α が 0deg の場合、試験結果と CFD 解析結果の差異は 100cnt. 程度であった（天秤精度は 44cnt.）。それ以外の条件では、試験結果と CFD 解析結果の差異は天秤精度内であった。また、他の分力における試験結果と CFD 解析結果の差異は、全

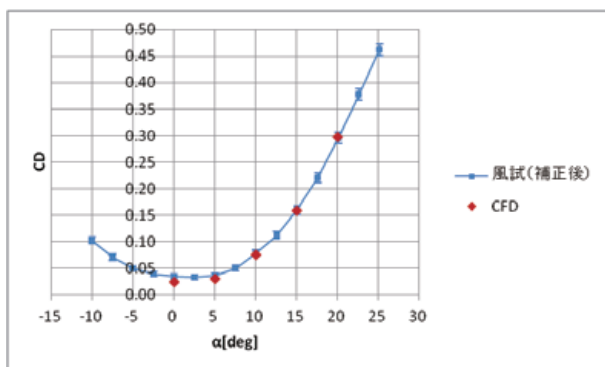


図 7 風洞試験結果と CFD 結果の比較
(U=50m/s、 β =0deg)

て天秤精度内であった。

本試験で取得するデータが概念設計レベルのデータあることを考慮すると、上記補正法は妥当であると考えられる。

4. 3. データの有効範囲（姿勢角）の把握

本試験で採用した模型支持方法では、迎角の大きな条件では、支持装置で生じる流れが試験模型と干渉する可能性が考えられる。そのため、本試験の通常の条件で使用する支持棒（ノミナル）と、ノミナルと比較して 100mm 長い支持棒（ロング）の 2 種類の支持棒を用いて 6 分力を計測した。各支持棒を用いた際の試験模型と支持装置の位置関係、迎角 α が 30deg の場合の気流の向きを図 8 に示す。各支持棒を用いて計測した 6 分力に、有意な差異が認められない範囲が、姿勢角についてのデータの有効範囲となる。また、支持棒（ロング）を用いて大きな迎角とした条件が、試験模型が最も風洞内壁に近づく条件となる。そのため、各支持棒を用いて計測した 6 分力の比較は、支持装置で生じる流れと試験模型との干渉評価であると同時に、風洞壁の影響評価でもある。

風速 50m/s、横滑り角 β 0deg とし、迎角 α を変化させた条件での、各支持棒を用いた場合の CL 比較を図 9 に示す。迎角 α が 25deg の条件では、各支持棒を用いた場合の CL の差異は 240 cnt. であり、天秤精度と同じであった。風速 50m/s、横滑り角 β 10deg とし、迎角 α を変化させた条件での、各支持棒を用いた場合の C_m 比較を図 10 に示す。この図

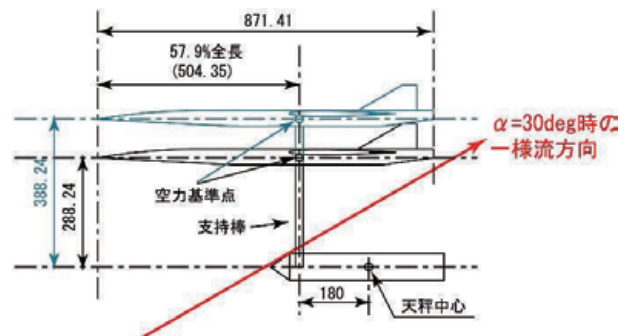


図 8 試験模型の支持方法

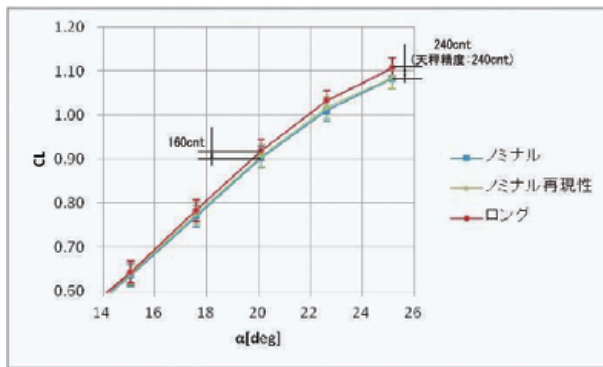


図9 各支持棒を用いた場合の CL
(U=50m/s、β=0deg)

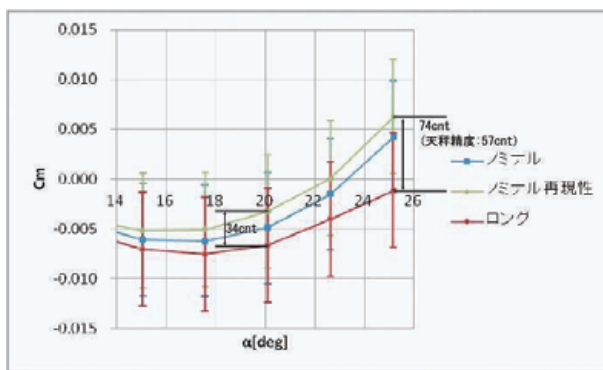


図10 各支持棒を用いた場合の Cm
(U=50m/s、β=10deg)

から迎角 α が 22.5deg 以上では、支持棒がノミナルの場合とロングの場合とでは C_m の勾配が異なることが確認される。さらに、迎角が 25deg の条件では、各支持棒を用いた場合の C_m の差異は 74 cnt. であり、天秤精度よりも大きな値となっている。一方、迎角が 20deg の条件では、CL、 C_m とも各支持棒を用いた場合の差異は天秤精度内であった。他の分力については、本試験での最大迎角である 25deg においても、各支持棒を用いた場合の差異は天秤精度内であった。これらのことから、有効なデータ取得できる迎角範囲としては、迎角 $\alpha = -10\text{deg} \sim 20\text{deg}$ を採用した。ただし、迎角 $\alpha = 22.5\text{deg}$ 、25deg についても参考データとして取得した。なお、迎角 $\alpha = -10\text{deg} \sim 20\text{deg}$ の範囲では、試験模型と風洞壁面の距離が変化しても、6 分力に有意な差異がないことから風洞壁干渉補正は実施していない。

5. まとめ

HST の成立性検討および次ステップの機体設計につながる空力データを取得するため風洞試験の実施するにあたり、模型支持方法選定、データ補正方法検討とその妥当性検討、取得データの有効範囲の検討を実施した。検討内容、結果を以下にまとめる。

- 試験模型の支持方法としては、外部ノズルとなっている胴体後部下面および、試験の形状パラメータとなっている垂直尾翼周りの流れ場との干渉をできる限り避けるため、下方支持を選択した。また、胴体内部に天秤を配置することは困難であったため、天秤は模型支持装置内部に配置した。
- 試験模型と支持装置メトリック部の両方が受ける空気力と、支持装置メトリック部のみが受ける空気力の差分を、試験模型が受ける空気力として抽出した。補正後の試験結果と CFD 解析結果の比較を行い、この補正方法が妥当であることを確認した。
- 長さの異なる 2 種類の支持棒を用いた場合の、6 分力を比較することにより、支持装置で生じる流れの試験模型への干渉と、風洞壁の影響を評価した。これにより、有効なデータ取得できる姿勢角の範囲を把握した。

これらの検討結果に基づき風洞試験を実施し、試験目的である、HST の機体形状変更効果を把握するためのデータ、CFD 解析結果の検証用データを取得した。

参考文献

- [1] Taguchi, H., et. al., “Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines”, Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012
- [2] Taguchi, H., et. al., “Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments”, AIAA 2005-3419, 2005
- [3] Marshall, L. A., et. al., “Overview With Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight”, AIAA 2005-3336, 2005

- [4] 今村他, “極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立分析”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009
- [5] 廣谷他, “極超音速旅客機形態の低速域における主尾翼形状効果について”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011
- [6] Hashimoto, A., et. al., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'”, AIAA 2012-1075, 2012

突起を用いた起動停止荷重低減法の検討について

飯島秀俊, 永井伸治 (JAXA)

西島寛典, 木村毅 (㈱ I H I エアロスペースエンジニアリング)

Investigation of starting loads reduction technique using a protuberance

Hidetoshi IJIMA, Shinji NAGAI (JAXA)

Hironori NISHIJIMA and Takeshi KIMURA (ISE)

Abstract

Starting loads reduction technique using a protuberance was investigated in the JAXA 1m by 1m supersonic wind tunnel. A protuberance was set upstream from the model on the upper and lower nozzle wall. As a result, it was found that the shock wave by the protuberance induced a decelerated area around the model and reduced more than 20% of the starting load of normal force at a Mach number of 3.0. This deceleration by the shock wave from the protuberance was confirmed by pressure of the model surface. Furthermore, shock wave strength passing through the model was weakened in this decelerated area.

1. はじめに

間欠吹出式の超音速風洞では、風洞が起動及び停止する際に、供試体に大きな衝撃荷重(起動停止荷重)が加わる。この起動停止荷重によって、供試体や天秤の破損、あるいは供試体の飛散による風洞本体の破損を招く可能性もある。起動停止荷重は、定常時の実荷重の5倍から10倍程度に及ぶこともある。そのため、供試体を強固なものにする必要があり、薄翼等の形状や強度の弱い構造、材料の供試体を使用した試験は不可能となる場合がある。また、大きな衝撃荷重に耐えうる容量の大きな天秤を使用する必要があり、計測精度で不利となる。

この起動停止荷重を低減するために、供試体を風洞壁の下に格納する供試体格納方式^[1]、供試体周りに平板を近接させる平板近接方式^[2]、風洞起動時に供試体とスティングの間にブロックを挟むストッパーブロック方式等の方法が考案されている。供試体格納方式は、超音速ノズルに格納空間を設

ける大改修が必要である。平板近接方式は、費用がかかる割に効果が少ない。ストッパーブロック方式は、スティングに依存するシステムなので汎用性に乏しい。また、衝撃荷重の各部荷重分配は、正確な予測が難しいため、天秤保護の保証が困難である。

本稿では、改修規模、改修費用が少なく済み、全ての供試体に対して汎用的に使用できるデバイスとして突起を考案し、その効果について調べた。供試体より風洞上流側の上下壁面に、様々な突起を設置し、垂直力方向の起動停止荷重を測定した。また、風洞起動時の供試体周りの流れを把握するため、高速度ビデオカメラを用いてシュリーレン映像を取得すると共に、供試体表面の非定常圧力を計測した。

以上の結果から、起動停止荷重低減に対する突起の有効性と低減のメカニズムについて考察する。

2. JAXA 超音速風洞

第1図に、JAXA1m×1m 超音速風洞（以下 JSWT）の概略図を示す。JSWT は、2次元ノズルを有する間欠吹出式風洞である。上下可とう板を各21本の電動ジャッキにより上下方向に変形させ、マッハ数を1.4から4.0の範囲で設定することが可能である。

高マッハ数領域においては、供試体の垂直力方向に大きな衝撃荷重を生じる。JSWT では、AGARD-B 類似供試体を用い、起動停止荷重の計測を行なった。その結果、Maydew の実験値^[3]と比較して妥当であった^[4]。また、垂直力方向の起動停止荷重については、ノズル対称面に対し、供試体のロール角を90°回転させることにより、起動停止荷重が低減されることを確認している^[4]。

3. 試験方法

3. 1 供試体

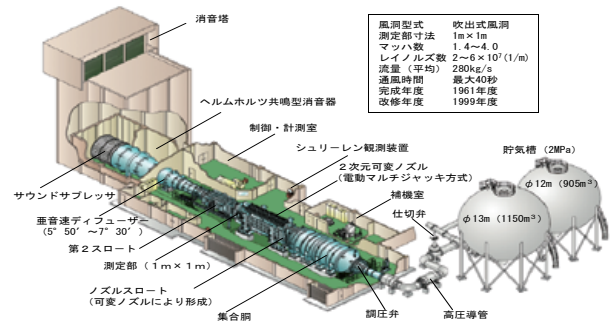
第2図に、本研究で使用された供試体を示す。胴体直径70mm、胴体長450mmである。垂直力方向の衝撃荷重の計測には、モーメントタイプの6分力天秤(1.5インチ径、LMC-6522/Z500)を使用した。供試体の圧力計測のために、非常圧力センサがノーズ先端部、前胴部上下面、右翼上下面、左翼上面の計6つ取り付けられている。

3. 2 試験条件

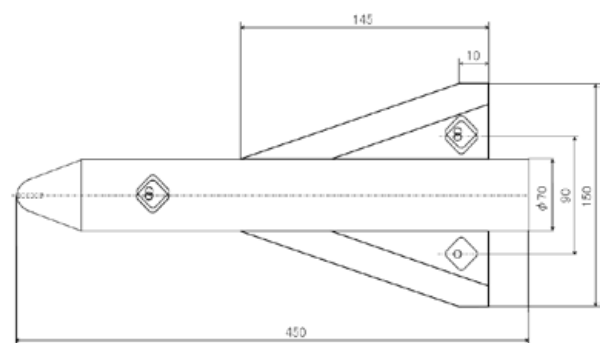
マッハ数は、1.4から4.0の範囲で試験を行なった。供試体のピッチ角 θ 、ロール角 ϕ は、常に0°に設定した。サンプリング周波数は1280Hzとし、ローパスフィルタの周波数は1kHzとした。垂直方向の天秤出力でみられた固有振動数に対して、サンプリング周波数、ローパスフィルタの設定値は十分大きい。

3. 3 突起による効果について

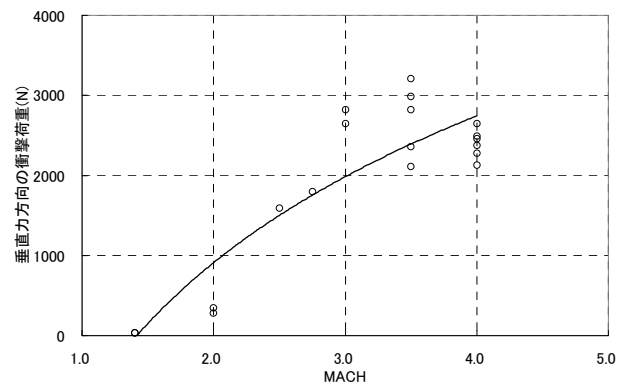
第3図に、第2図の供試体で測定したマッハ数と垂直力方向の衝撃荷重の関係を示す。マッハ数が高いほど、起動時の衝撃荷重は大きくなる。これは、高マッハ数域では、測定部上流の上下2次



第1図 JSWT 概略図



第2図 供試体



第3図 マッハ数と垂直力方向の衝撃荷重

元ノズルにより、起動時の衝撃波（起動衝撃波）が上下非対称となるためである。また、垂直力方向の衝撃荷重は、停止時に比べ、起動時の方が大きい。よって、起動時の衝撃荷重を低減させることが重要である。

第4図に、高マッハ数における突起がある場合の風洞起動時の模式図を示す。高マッハ数では、起動衝撃波は上下非対称のX型の衝撃波となる。ここで、突起による衝撃波（突起衝撃波）は、供試体周りの流れを減速させる。この減速領域では、局所マッハ数が小さくなるため、衝撃荷重を小さくすることができると考えられる。

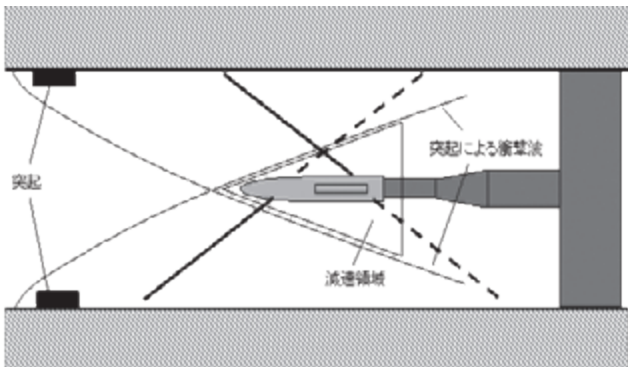
3. 4 試験で用いた突起

供試体上流部に設置される突起は、「くさび型」、「円柱型」、「平板型」の3種類とした。第5図に突起の設置状況を示す。高さは、全ての種類で30mmとした。「くさび型」と「平板型」は、横方向に間隔無く設置した。「円柱型」については、突起の3次元性の効果を確認するために、ある程度の間隔をおいて設置した。設置位置は、シュリーレン窓中心から800mm、1200mm上流側とした。突起の材質は硬質ゴムであり、市販の両面テープ、薄型強力テープを用いて壁面に貼付した。

4. 突起効果試験の結果

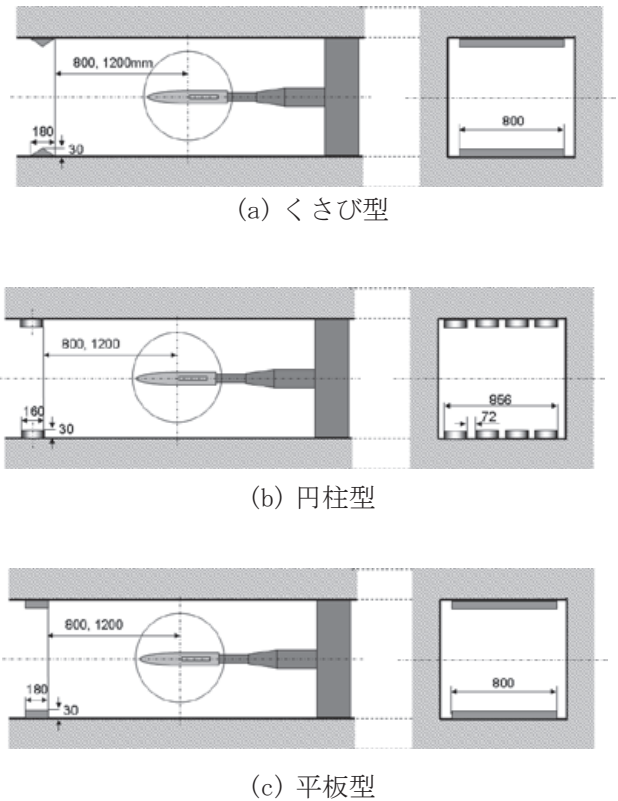
4. 1 突起形状、設置位置による効果

突起形状、設置位置を変えて、垂直力方向の衝撃荷重への効果を調べた。図は、横軸にマッハ数、縦軸に C_{NS} を取った。垂直力方向の衝撃荷重は、垂直力のピークの絶対値 FN_{max} を、集合胴総圧 $P0$ と水平投影面積（翼+胴体） S で除した無次元数 C_{NS} で整理した^[2]。

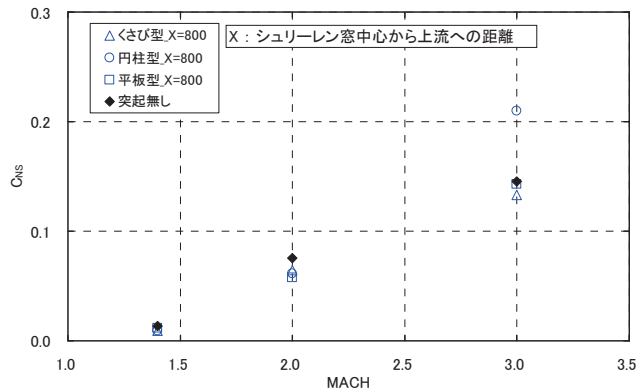


第4図 突起設置時の風洞起動時の模式図

突起形状の効果については、第6図に結果を示す。突起形状は、「くさび型」、「円柱型」、「平板型」の3種類である。突起位置は、シュリーレン窓中心から800mmの位置に設置した。マッハ数1.4については、突起の効果はあまり見られなかった。マッハ数2.0については、どの形状に対しても若干の効果がみられた。マッハ数3.0については、「くさび型」、「平板型」で、突起の効果はあまり見られなかった。このときのシュリーレン画像



第5図 突起の設置状況



第6図 突起形状の効果

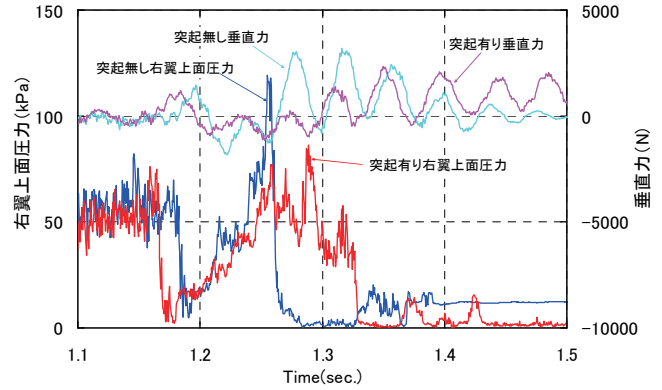
では、突起衝撃波は供試体後部に差し掛かっており、減速効果が得られなかったと推測される。「円柱型」については、突起により、CNSの増加がみられた。3次元形状のため、別の擾乱を生じたものと考えられる。

突起位置の効果について、第7図に結果を示す。「円柱型」と「平板型」について、突起設置位置をシュリーレン窓中心から1200mmに変化させたときの効果を調べた。マッハ数3.0では、「円柱型」と「平板型」共に、突起によってCNSが20%以上低減された。マッハ数1.4, 2.0では、突起の効果がみられなかった。この違いは、突起衝撃波の位置が設置位置やマッハ数により異なるためと推測される。

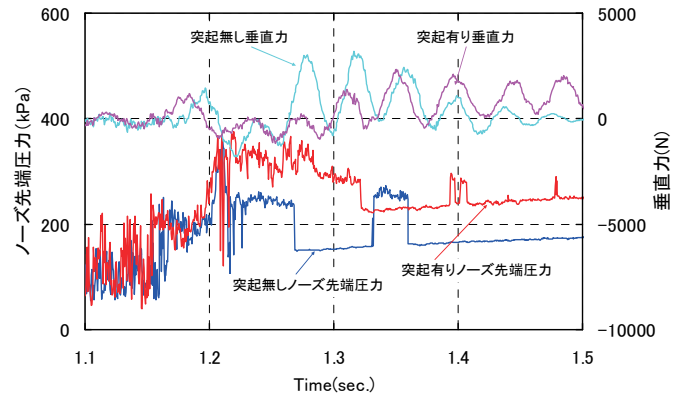
4. 2 供試体表面圧力計測結果

突起衝撃波による供試体周りの流れを確認するために、供試体のノーズ先端圧力、翼上面（右翼）の圧力の時間履歴を調べた。時刻は、風洞起動（調圧弁開）時をゼロとする。突起は、第7図で最も効果のあったマッハ数3.0で、「平板型」を窓中心から1200mm上流へ設置する形態を選択した。また、突起無しの場合のデータ、同時刻の垂直力方向の天秤出力の時間履歴も合わせて示す。

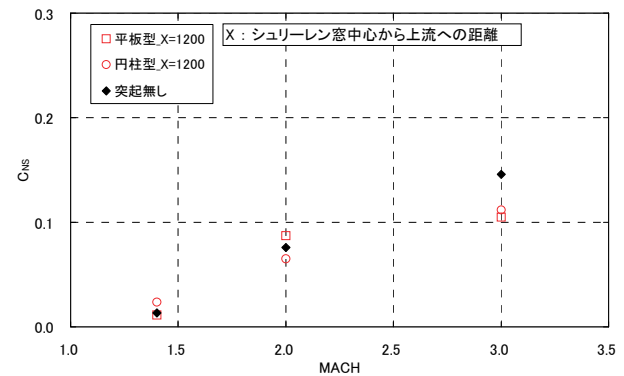
ノーズ先端圧力の結果を第8図に示す。ノーズ先端圧力は、局所ピトー圧と考えられる。突起の効果により、最終的な圧力が増加、すなわち、局所マッハ数が減少した減速領域を生じていることがわかる。突起が無い場合、ノーズ先端圧力は1.27[sec.]で、90[kPa]程度の急激な圧力降下が見られる。垂直力は起動時の衝撃荷重による出力振動が見られ、1.31[sec.]でピークとなる。突起がある場合、ノーズ先端圧力は1.32[sec.]で、50[kPa]程度の急激な圧力降下が見られ、垂直力は1.35[sec.]でのピークとなる。突起の効果により、垂直力のピークを生じる付近で、ノーズ先端圧力の低下量が減少している。そして、垂直力のピーク値は20%以上減少している。



第7図 突起位置の効果



第8図 ノーズ先端圧力



第9図 翼上面（右翼）圧力

翼上面（右翼）圧力の結果を第9図に示す。突起が無い場合、1.26[sec.]付近で110[kPa]程度の急激な圧力降下を示す。突起がある場合、1.32[sec.]付近で55[kPa]程度の圧力降下を示し、突起無

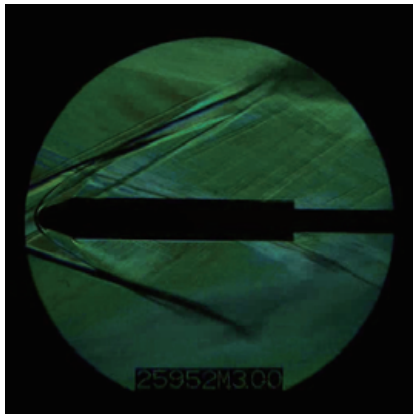
しの場合と比べて降下量は大きく減少している。これらの降下量と時刻、垂直力の履歴に関してはノーズ先端圧力と同様な関係がみられる。

起動衝撃波の通過によって、圧力孔位置において急激な圧力変化が生じる。この圧力の変化量は、衝撃波前後の差圧、すなわち衝撃波強度である。この衝撃波強度が大きい時、翼、胴体の上下面で生じる差圧が大きくなり、大きな衝撃荷重を生じる。

第8図、第9図からは、衝撃波強度が低下していることが確認できる。これは、供試体周りの流れが減速した結果であると考えられる。これより、突起により、垂直力の衝撃荷重を低減できることがわかった。

4. 3 シュリーレン画像

第10図に、風洞起動時のマッハ数 3.0 における「突起有り」のシュリーレン連続画像の一部を示す。突起形状は「平板型」で、窓中心から 1200 mm 上流へ設置した。突起衝撃波による減速領域ができた後、起動衝撃波が通過していることを確認した。



第10図 風洞起動時のシュリーレン画像

5. 結論

JAXA1m×1m 超音速風洞において、供試体より上流側に突起を設置し、起動停止荷重の低減効果を調べた。その結果、マッハ数 3.0 の垂直力については、突起を適切な位置に設置することで、突起

が無い場合と比べ、20%以上の低減効果が得られることがわかった。供試体表面圧力計測結果からは、供試体周りの流れの減速と、起動衝撃波の強度低下が確認された。シュリーレン画像からは、突起衝撃波による減速領域を起動衝撃波が通過していることがわかった。

今後は、起動衝撃波通過後の突起収納機構の開発や、マッハ数毎に突起形状、設置位置を最適化することが求められる。

参考文献

- [1] 石原久蔵, 斉藤秀夫, 外立政隆, 榎原盛三, 宗実均 : 吹出し式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置, TM-81, 1962
- [2] A. Pope, K.L. Goin, “High-Speed Wind Tunnel Testing”, Wiley & Sons, Inc., 1965
- [3] R.C. Maydew, “Complication and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels”, SC-4691, 1962
- [4] 飯島, 渡辺, 神田, 佐藤, 永井, 鈴木 “超音速風洞における起動/停止荷重に及ぼす影響パラメータの検討”, JAXA-RR05-048, 2005

デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞の開発状況について

口石茂、渡辺重哉、村上桂一、橋本敦、加藤裕之、
山下達也、保江かな子、今川健太郎、中北和之（JAXA）

Current Status of the Development of JAXA Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel

Shigeru Kuchi-Ishi, Shigeya Watanabe, Keiichi Murakami,
Atsushi Hashimoto, Hiroyuki Kato, Tatsuya Yamashita,
Kanakano Yasue, Kentaro Imagawa, and Kazuyuki Nakakita (JAXA)

概要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、現状の風洞（実流れを対象とした「アナログ風洞」）に対して CFD（数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」）を強く連携させたコンカレントな EFD/CFD 融合システムである、「デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞」の開発を現在進めている。ハイブリッド風洞では EFD（風洞）/CFD 両者に固有な弱点・技術課題を相補的に解決するとともに、EFD/CFD 両データを統一的に生産・管理して対等な比較検証が可能なプラットフォームを整備することにより、EFD/CFD 両者の有用性を向上させ、航空・宇宙機の設計時間/コスト/リスクの低減、設計データ精度/信頼性の改善を行うことを目指す。現在の開発ステータスとしては、試行システムを JAXA 2m×2m 遷音速風洞における実風洞試験に適用して課題・問題点を抽出すると共に、EFD/CFD 両者の融合をより高めた機能の研究開発を進めているところである。本稿では、平成 23 年度以降、新たに追加となった機能について概要を紹介すると共に、風試適用結果（DLR-F6 形状模型 PSP/PIV/模型変形同時計測試験）を示す。

1. システム構成および利用フロー

図 1 にハイブリッド風洞のシステム構成を示す。システム本体はハードウェアおよびソフトウェアの集合体であり、遷音速風洞および JAXA スパコン（JSS）それぞれのネットワークとのインターフェースを形成することによって、風試/CFD データを一元的に取得・管理することができる。また、システムはインターネットを介して外部に開放されており、ユーザは JAXA 内外の任意の端末から Web ブラウザを用いてシステムにアクセスすることが可能である（実際にはセキュリティに鑑みて、アクセス可能な端末を、IP アドレスを指定することによって制限している）。

図 2 にシステムの基本的な利用の流れを示す。まず機体設計において風試模型形状が定義されたのち、デジタル風洞側では試験実施に先立った事前 CFD 解析を行う。結果はアナログ風洞側に送られて試験計画や模型詳細設計、さらに各種補正処理における基本データとして使われる。風試中においては、計測データを事前 CFD データとリアルタイムで比較することにより、風試データの健全性評価を可能とする。また、主要な風試データは随時デジタル風洞側に戻され、最適な乱流モデルの選択や格子の再配置等、風試データを有効に利用した高精度 CFD 解析がなされる。風試全体が終了した時点では、完全に対等な条件での EFD/CFD

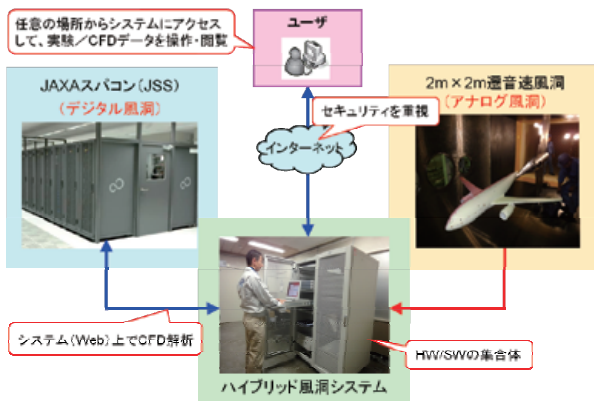


図1: ハイブリッド風洞システム構成

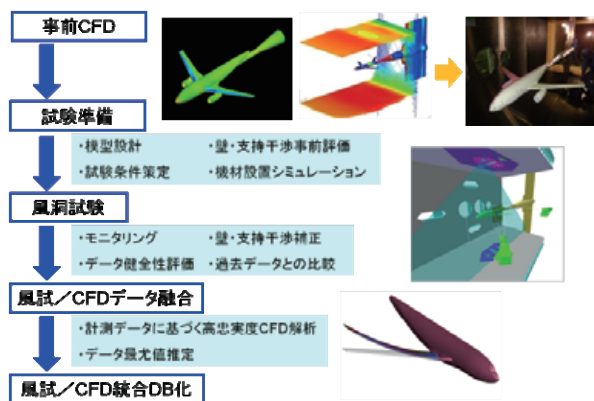


図2: ハイブリッド風洞利用フロー

データおよび両者を融合させた最も確からしい空力特性データ（最尤値）がユーザに提供されると同時にデータベース（DB）化され、以降の風試やCFD解析、については実機の設計開発に活用される。

2. 機能要素

ハイブリッド風洞ではEFD/CFD融合の観点はもちろんのこと、従来風試データ処理としてユーザニーズが高かったものの、遷音速風洞として標準サポートされていなかった機能も含め、アプリケーションの総合プラットフォームとして多種多様な機能を実装している。ここでは文献1)～4)において報告した内容以降に新規開発された機能の概要について紹介する。

2.1 模型設計支援機能

風試模型の設計製作においては、風洞における種々の制約（測定部サイズ、測定装置、製作コスト等）を踏まえた上で決定すべき要素がいくつか

存在する。今回はそれらの中から①模型サイズ、②支持装置、③圧力孔配置、それぞれの決定を、事前CFDを活用して行う模型設計支援機能を開発した。

模型サイズ決定支援

模型サイズは製作精度の確保や実機レイノルズ数との対応に鑑みて、風洞測定部サイズを上回らない範囲で極力大きくすることが望ましいが、閉塞効果や風洞壁干渉がデータに深刻な影響を及ぼさない範囲に留めておくことが要求される。ハイブリッド風洞においては先にシステムに実装されたパネル法壁干渉補正機能を流用し、模型サイズを変化させてそれぞれのブロックage比を自動算出すると共に、サイズの変化に対する壁干渉量（空力係数に対する補正量）の変化を計算の上グラフ化することにより、最適な模型サイズを決定するための一指針として供している。

支持装置選択支援

模型支持装置（スティング）の存在は、支持干渉効果として計測データに少なからぬ影響を与えるため、最適な支持形態（後方支持、ブレード支持等）の選択は風試データを取得する上において本質的である。本機能においては複数の支持装置を考慮したCFD解析を実施し、支持無しの場合の計算結果と比較することによりそれぞれの干渉量を評価して、支持装置の選択を支援することを可能としている。

圧力孔配置支援

圧力孔による模型表面圧計測を行うに当たっては、製作コストや配管等の試験中の作業労力に鑑みて、必要最低限の個数を適切な場所に配置させることが望ましい。本機能においては、事前CFD結果の圧力分布から模型表面上の圧力勾配を算出、表示するとともに、ユーザが指定した圧力孔総数から圧力勾配の大きな箇所により多くの圧力孔が集まるような圧力孔自動配置計算の実施をサポート

トしている。

2.2 模型変形推算機能

遷音速風洞のような動圧の高い気流中における試験においては空力荷重により模型が変形し、特に実機空力特性の推算という観点からは重大な誤差要因となることが知られている。このため変形量を事前に予測することは特に開発風試において重要であり、さらに場合によっては変形を経て実機飛行状態の形状に一致するような模型の初期形状を逆算するようなことも求められる。このため、ハイブリッド風洞においても流体/構造連成解析として、数値シミュレーションにより模型主翼の変形量を事前予測する機能を開発した。図5に本機能のイメージ図を示す。構造解析用汎用ソフトウェア NASTRAN と高速流体ソルバ FaSTAR⁵⁾との間で、表面圧力分布及び風圧による翼変形後の表面形状データなどの入出力ファイルを共通化して流体/構造連成解析を行い、主翼前縁/後縁における変位（たわみ）量およびねじり量を求めている。

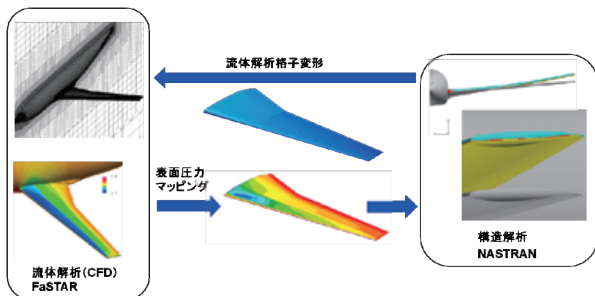


図5：模型変形推算機能

2.3 風試不確かさ解析機能

風洞試験データに誤差情報（エラーバー）を付加する不確かさ解析手法については ASME や AIAA 等で規定されている標準的な手法が存在し、JAXA 風洞群においてもそれらに則った不確かさ解析がこれまで行われてきたが⁶⁾、今回はこれらの手法をハイブリッド風洞においてシステム化することにより、風試終了後、簡便かつ迅速に計算、出力を行うことを可能とした。

利用の流れとしてはまず計測における不確かさ

要素（気流総圧、天秤出力、たわみ補正量等）の正確度（bias limit）および偶然誤差限界（precision limit）を入力したファイルを用意しておく。風試終了後、ユーザは不確かさ解析を実施したいデータおよび上記入力ファイルを指定したら、後は解析実行ボタンを押すのみで計算することができる。不確かさ解析の対象となるデータは6分力空力係数が主体となるが、副産物としてマッハ数、動圧、模型姿勢角、ベース/キャビティ圧等に関する誤差情報も得られる。事前入力する不確かさ要素の正確度/偶然誤差限界については、風試に先立って風洞気流や計測装置を対象とした校正試験を行うことで決定する必要がある、現在は遷音速風洞においてそのための基礎データを蓄積する作業を進めているところである。

3. システム適用例

前述の通り、ハイブリッド風洞の開発ステータスとしては、試行システムを遷音速風洞における実風洞試験に適用してニーズや問題点を抽出し、システム改修や新たな機能の追加を行っているところである。これまでに文献4)で報告された内容を含めて10件以上の風試に対してシステムを適用してきたが、それらの中から本稿では平成23年度に実施したDLR-F6形状模型PSP/PIV/模型変形同時計測試験への適用例について紹介する。

3.1 画像流体計測データモニタリング

アナログ風洞の一要素である画像流体計測（PIV/PSP/模型変形）データ処理システムについては、特に煩雑なデータ処理が必要となるPIV処理システムについて処理時間が現状の1/10以下となるべく、処理アルゴリズムの改善およびCellアクセラレータの導入によるソフトウェア/ハードウェア両面からの高速化を図ってきた⁷⁾。さらにPSPおよび模型変形についても試験中のデータ確認が可能となるように、処理の高速化、効率化作業が進められている。今回は各計測およびデータ処理作業の高速化、効率化の実現を確認することを主目的

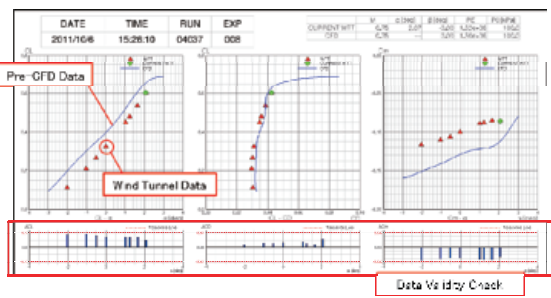
として、DLR-F6 形状標準模型⁸⁾を用いた PIV/PSP/
 模型変形の同時計測試験を実施した。



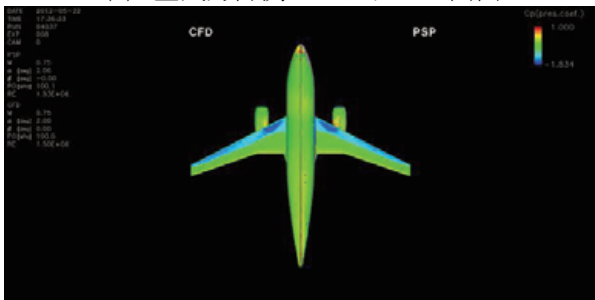
(a) DLR-F6 形状模型



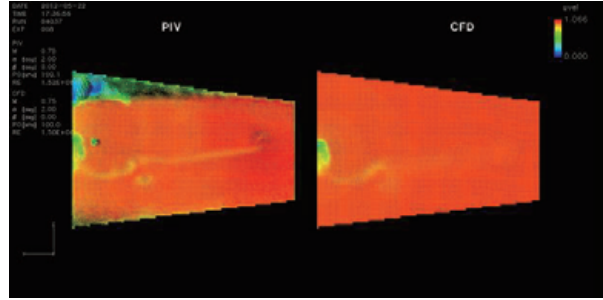
(b) システム使用風景



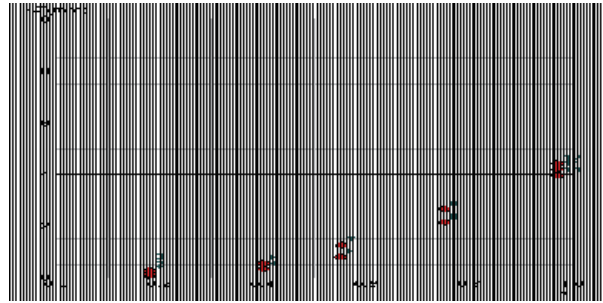
(c) 空気力計測モニタリング画面



(d) PSP 計測モニタリング画面



(e) PIV 計測モニタリング画面



(f) 模型変形計測モニタリング画面

図 8: PIV/PSP/模型変形同時計測試験

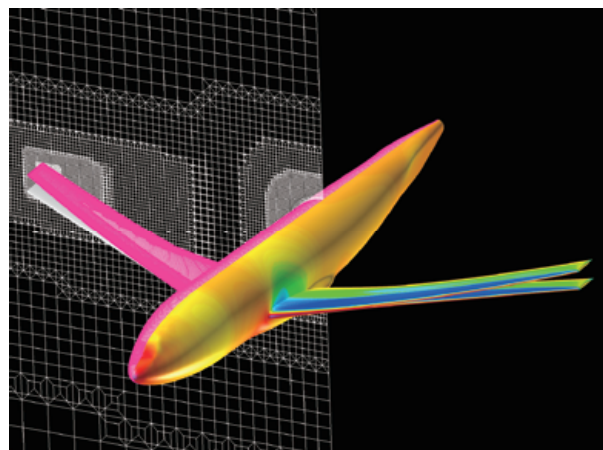
図 8 に模型概観、試験風景、各計測のモニタリング画面を示す。モニタリング処理の流れとしては、遷音速風洞において標準的に取得されるデータ（6分力データおよび圧力孔データ）に加えて、画像流体計測データが高速データ処理された後に通信サーバ（風洞計測系/ハイブリッド風洞間のデータ通信を担うサーバ）の特定フォルダに保存される。一方、当該フォルダを監視しているシステムが新規データを認識すると速やかにシステムに取り込み、DB 登録した後にファイルの名称規則からデータの種別を判断して所定の可視化作業を行う。PSP/PIV データについては、処理の高速化により、いずれもデータ取得後 10 分以内にクイックデータを算出して、通風時間中に確認することが可能となった（模型変形計測については自動処理システムの開発を進めているところであり、現状は通風終了後のデータ処理、確認となっている）。事前 CFD はセル数 1500 万（支持装置無し）～1800 万（支持装置有り）の計算を全部で 42 ケース実行しており、支持干渉補正や風試データの健全性確認のために用いられる。パラメトリック CF

D解析機能を用いた全ケース計算所要時間は、2週間程度であった。風試データは取得後速やかにモニタリング画面において表示され、対応するCFDデータと比較される。CFDデータについては風試データとの比較対象をユーザが直接指定するのではなく、風試の気流条件/模型姿勢角に最も近い条件のデータがシステムによって自動検索されて表示される。なお、CFDデータについてはパラメトリック解析データを用いて作成された応答曲面から切り出された線により表示されている。このように、従来は通風終了後でなければ確認することができなかった画像流体計測についてデータ取得後速やかにCFDと比較、確認することにより、データの健全性確認や以降の試験計画への反映が可能となったことのメリットは大きい。

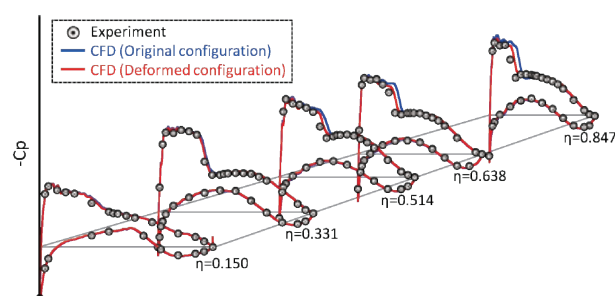
3.2 変形計測データを用いた高忠実度CFD解析

風洞試験模型は、通風時に掛かる空力荷重により、翼が変形することが知られている。一方、CFDにおいては模型を剛体と仮定しているため、風試とCFDとを比較する際に形状に差異が生じてしまう。そこで、風試で取得された模型変形計測データを使ってCFD表面格子を修正することにより、風試における模型状態を忠実に模擬したCFD解析を実施した。

本手法では、翼の変形を多項式でモデル化し、翼面変位量の計測データから最小二乗法により多項式の係数を決定して模型表面格子および空間格子を移動させる。手法の詳細は文献9)に譲るが、本手法を平成21年度に遷音速風洞において実施したDLR-F6模型試験について適用したところ、翼表面上の圧力分布を比較した結果から、変形を考慮することでCFD結果がより風試データに近づくことが確認される(図9(b))。このような高忠実CFD解析の実施により厳密なEFD/CFDの比較検討が可能になるとともに、データの理解がより深まると期待される。



(a) 変形前後のCFD格子および表面圧力分布



(b) 変形前後の圧力係数分布

図9: 変形計測データを用いた高忠実度CFD解析

4. まとめ

風洞試験に対してCFDを強く連携させることにより風試/CFD両者の有用性を向上させ、航空宇宙機の空力特性取得・空力設計を多面的に改善することを目的とした、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞のシステム開発状況及び諸課題について報告した。システム開発の当面の対象として、典型的な風洞試験ケースである航空機形状模型に対する空気力・圧力試験についての効率向上を目指してシステム開発を進めてきたが、実際の風洞試験は内容が多岐に渡っており、ユーザによってシステムに対する要求が極めて詳細化していくことが、システムの実風試適用を通じて明らかになってきた。そのような多種多様なニーズを踏まえてシステムを如何に柔軟にカスタマイズできるかが、今後の大きな課題である。

一方、現時点におけるシステム開発の目標を端

的に述べると「風洞試験をより良くする基盤インフラの整備」ということになり、まずは風洞試験そのもののレベル向上を主目的に開発を進めてきたが、一方で本システムを単なる風洞試験の1ツールとしてではなく、航空宇宙機の設計開発プロセスの一環として利用したいというユーザからの要望も出てきている。システム完成後はそのような要望を踏まえながら、より実機開発に資するシステムとしてレベルアップを図ることを目指していきたいと考えている。

参考文献

- 1) 渡辺他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想ー,” 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2008講演集, 1C12, June 2008.
- 2) 口石他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想(第2報)ー,” 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009講演集, JSASS-2009-0137, June 2009.
- 3) 口石他, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試みーデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想(第3報)ー,” 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010講演集, JSASS-2010-2078-F/A, June 2010.
- 4) 口石他, “JAXA 2m×2m遷音速風洞におけるデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞検証試験,” 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011講演集, JSASS-2011-2062-F/A, July 2011.
- 5) 橋本他, “HexaGrid/FaSTARを用いたデジタル風洞の開発,” 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011講演集, JSASS-2011-2063-A/F, July 2011.
- 6) Nagai, S., and Iijima, H., “Uncertainty Identification of Supersonic Wind-Tunnel Testing,” J. Aircraft, Vol. 48, No. 2, March-April 2011, pp. 567-577.
- 7) 加藤他, “Cell及びGPUによるPIV処理高速化,” 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009講演集, JSASS-2009-0138, June 2009 pp. 121-124.
- 8) Laflin, K. R., Vassberg, J. C., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O., Rakowitz, M., Tinoco, E. N., and Go-dard, J. (2004). Summary of Data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Paper 2004-0555.
- 9) 保江他, “模型変形計測データを反映したCFD表面格子修正法の開発,” JAXA Research and Development Report JAXA-RR-12-004, March 2013.

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における 境界層制御機能付き地面板の整備

飯島 秀俊, 日高 亜希子 (JAXA), 真城 仁 (ISE)
村山 光宏, 伊藤 健 (JAXA)

The development of ground plane with a boundary-layer control device for ground simulation
in JAXA 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Hidetoshi IJIMA, Akiko HIDAKA (JAXA), Jin MASHIRO (ISE) ,
Mitsuhiro MURAYAMA, Takeshi ITO (JAXA)

概要

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞において、境界層制御機能付き地面板を導入した。地面板の概要として、地面板の構成、主な機能を紹介する。また、境界層制御装置（吹出し機能）の効果を含めた地面板上の境界層厚さ計測や、ONERA-M5 模型を用いた縦3分力計測を実施したので、その結果について報告する。

1. はじめに

航空機宇宙機の開発において、離着陸形態での空力特性を把握することは重要である。基本的には、地面付近では地面の効果により $CL\alpha$ が増大し抵抗が減少し、また通常尾翼配置の機体では主翼吹き降ろしが減少し、頭下げのピッチングモーメント変化を生じる^[1]。また、地面上の境界層が薄くなるため、境界層が機体（主に脚）へ及ぼす影響が小さい。これらの現象を風洞試験で再現するために、①スティング支持で用いられる地面自体が動くムービングベルト機能付き地面板、②ストラット支持（下方支持）で用いられる境界層制御（Boundary Layer Control, BLC）を有する地面板が一般的に用いられている。

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞（以下、LWT1）では、現在ストラットカートでの下方支持の使用頻度が高い、大型模型の支持はスティング支持では困難である等の理由から、ストラットカートに対して、地面板を導入することとした。境界層制御（BLC）については、模型上流の小さなスリットから空気を地面板の接線方向へ吹き出し、模型中心付近で

境界層排除厚さをゼロに近づけることが可能となる。

本稿では、地面板の概要として構成、機能について説明する。また、地面板上にピトーレークを設置し、境界層制御装置の効果を含めた境界層厚さ計測を行い、評価する。さらに、ONERA-M5 模型を用いて、地面板と模型の距離を変化させて、縦3分力計測を行い、地面効果を評価する。

2. 地面板概要

2.1 地面板の構成

図1に地面板全体図を示す。地面板の構成としては、前縁部、フラップ部、BLC部を含む地面板本体と、地面板本体を支え、かつ上下移動が可能な上下機構部から構成される。地面板の大きさは、CFDによっても検討され、全長6932mm、幅5460mm、厚さ160mmとなった。このうち、前縁の全長は824mm、幅は5460mm、フラップの全長は627mm、幅は5100mmである。

2.2 主な機能

2.2.1 地面板本体

地面板本体には、上下流の2か所に模型を支える支持棒分の穴が空いており、模型下部を2本のストラットで支持する形態に適用可能である。また、プリセットにより $\pm 20^\circ$ の横滑り角の試験にも対応している。なお、地面板上下の空気の移動が無いように地面板本体と支持棒の隙間は、アルミ板、スポンジなどで完全にふさいでいる。地面板本体の中心よりやや後方部に、開閉式のハッチが設けられており、地面板の下から上部へのアクセスが可能である。前縁部は、境界層の剥離を防ぐため楕円形状とした。また、前縁上下に圧力孔を設け、上下の静圧の差を計測できるようにした。その差がゼロとなる（気流の傾きがゼロとなる）ようにフラップの傾きを変化させた。フラップは $\pm 12^\circ$ の範囲で変更可能である。BLC部については、模型上流に設置された地面板内部の圧力チャンバーから小さなスリットを通じて、空気を地面板の接線方向へ吹き出すことで、模型中心付近で境界層排除厚さをゼロにすることができる。地面板内部の圧力チャンバーの圧力は最大 $2\text{kg}/\text{cm}^2$ 、スリット幅は 1mm 以下で調整が可能である。さらに、気流方向に吹き出し位置の変更ができる。BLC圧力は、地面板下流のフラップ両端の隙間から圧力配管が地面板本体の中を通過して、地面板上流のBLC部の圧力チャンバーへ供給される。

2.2.2 上下機構部

4本の上下機構は、地面板本体を支え、上部は地面板本体、下部はストラットカートにボルトで固定される。上下移動は4本の電動アクチュエータにより可能となり、そのストロークは 570mm である。また、ストラット自体の上下位置を変更することで、模型と地面板の相対位置をさらに変化させることができる。

3. 地面板性能確認試験

3.1 境界層厚さ計測試験

楕形ピトーレークを用い、境界層厚さを計測した。流れ方向については $x/L=0.30, 0.39, 0.45$

(L : 地面板全長 6932mm)、スパン方向については、 $y/w=-0.45, -0.18, 0, 0.18, 0.45$ (w : 地面板横幅 5460mm)の位置で計測した。BLC吹き出し位置については $x/L=0.14$ で固定とした。境界層厚さの計測位置、BLC吹き出し位置について図2に示す。BLC圧力 P_v は、動圧 q で無次元化した。風速は $20, 30, 40, 50$ [$\text{m}/\text{sec.}$]において実施した。境界層厚さ計測試験の様子を図3に示す。

図4にスパン方向中心($y/w=0$)の気流方向における位置を変えた時の速度分布（境界層プロファイル）について風速 $30\text{m}/\text{s}$ と $50\text{m}/\text{s}$ の結果を示す。BLC無しの場合、これらの速度域では99%境界層厚さは $40\text{mm}\sim 50\text{mm}$ 程度であった。風速 $30\text{m}/\text{s}$ では、ピトーレークでの計測位置がBLC吹き出し口から遠ざかるにつれて吹き出された空気が地面板の表面に沿って流れない傾向を示した。地面板表面付近に対し流量を与えるには、できる限り境界層を排除したい位置（通常は模型中心）に近い位置で空気を吹き出した方がよい。

図5は気流方向の位置を固定し($x/L=0.39$)、スパン方向の位置を変えた時の速度分布（境界層プロファイル）を風速 $30\text{m}/\text{s}$ と $50\text{m}/\text{s}$ について示す。左右の位置に比べ、中央の位置での吹き出しが強い。スパン方向の吹き出しの一様性を改善するには、BLC内部構造の改造も含め検討が必要である。

風速が $20, 30, 40, 50$ [$\text{m}/\text{sec.}$]の時、 x/L の位置で境界層排除厚さ δ^* がゼロとなるようなBLC圧力（最適BLC圧力）を算出した（図6左図）。図6右図で風速と最適BLC圧力で整理した。2つの図のエラーバーはそれぞれ δ^* 、 P_v/q のスパン方向のばらつきを示している。風速が大きいほど δ^* が小さく、 δ^* をゼロにするためのBLC圧力は小さくなる（図6左図）。また、BLC圧力が小さいほどスパン方向のばらつきは小さくなるため、風速が大きいほど、スパン方向の P_v/q ばらつきが小さくなる（図

6 右図)。

図 7 では、気流方向のピトーレークの位置を変えて、最適 BLC 吹き出し圧力を比較した。全体的に、BLC 吹き出し口からピトーレークの位置に近い方が、スパン方向のばらつきが小さい傾向を示した。

3.2 地面効果確認試験

模型は、LWT1 の経年変化の確認などで使用されている ONERA-M5 標準模型を用いた。表 1 に模型と地面板との距離を示す。天秤を下げることで模型と地面板の距離をさらに小さくした。地面板上面から天秤中心までの距離 H [mm] を、スパン長 b [mm] で無次元化した。BLC 吹き出しは実施しなかった。模型と地面板の距離を変化させた時の模型縦 3 分力を計測し、地面効果について評価した。試験時の様子を図 8 に示す。

揚力に対する地面効果の一例 (50m/s) を図 9 に示す。模型が地面に近いほど、 $CL\alpha$ は増加し、一般的な地面効果の傾向と一致した。また DATCOM の推算値^[2]に対しても概ね一致した。

ピッチングモーメントに対する地面効果の一例 (50m/s) を図 10 に示す。模型が地面に近いほど、 C_m は減少し、一般的な地面効果の傾向と一致した。

抵抗係数については、地面板がある場合は、無い場合と比べ誘導抵抗が減少する傾向を示し、一般的な地面効果の傾向と一致した。しかし、抵抗係数については、模型が地面に近くなるほど、地面板と模型によるストラット支持棒への干渉量が大きくなるため、定量的に評価できていない可能性もある。

4. まとめ

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞に境界層制御機能付き地面板を整備した。地面板単体での境界層吹出し効果も含め、境界層特性を把握することができた。また、境界層排除厚さ δ^* がゼロとなる最適 BLC 圧力を算出し、風速で整理した。ONERA 標準模型

を用いた地面効果確認試験により、縦 3 分力に対する地面効果は一般的な傾向と一致した。

今後の課題としては、地面板と模型によるストラット支持棒への干渉の補正手法を確立することや、地面板のスパン方向の BLC 吹き出し圧力を均一化することが挙げられる。

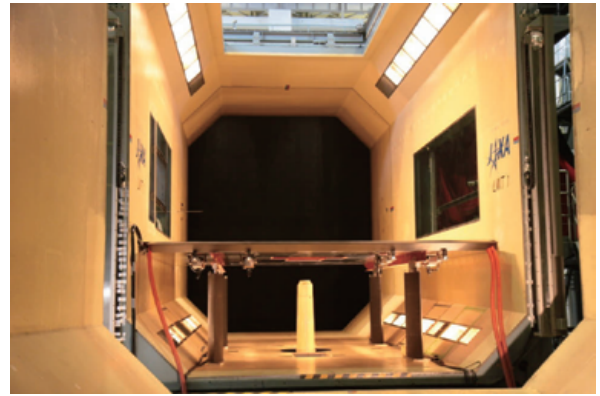
JAXA 低速風洞セクションの皆様には、地面板の搬入、撤去等を含む、風洞試験実施の際に多大なご協力をいただいた。関係各位に、深甚なる感謝の意を表す。

参考文献

- [1] 第 3 版航空宇宙学会便覧, 航空宇宙学会編, p359
- [2] USAF Stability and Control DATCOM, Sec. 4, 7(1975)



前方視



後方視

図1 地面板全体図

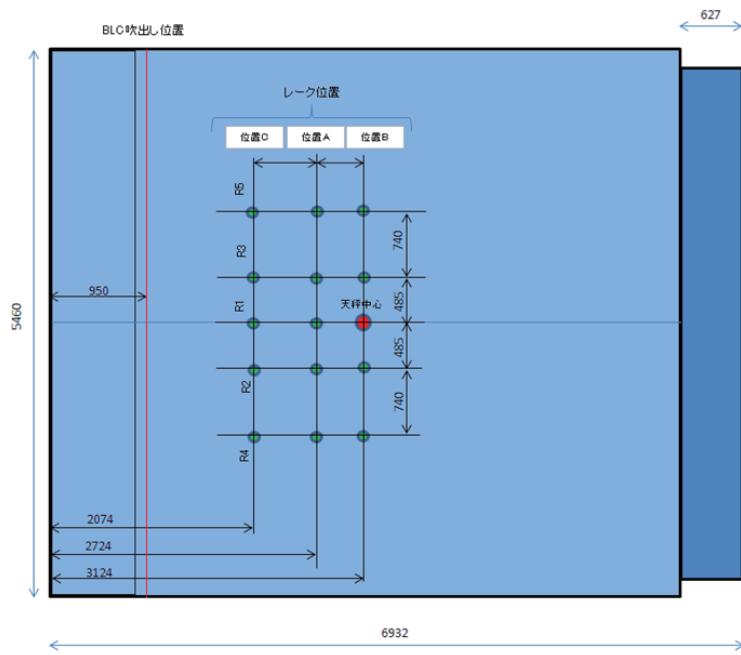


図2 境界層厚さの計測位置、BLC 吹き出し位置



図3 境界層厚さ計測試験時の様子

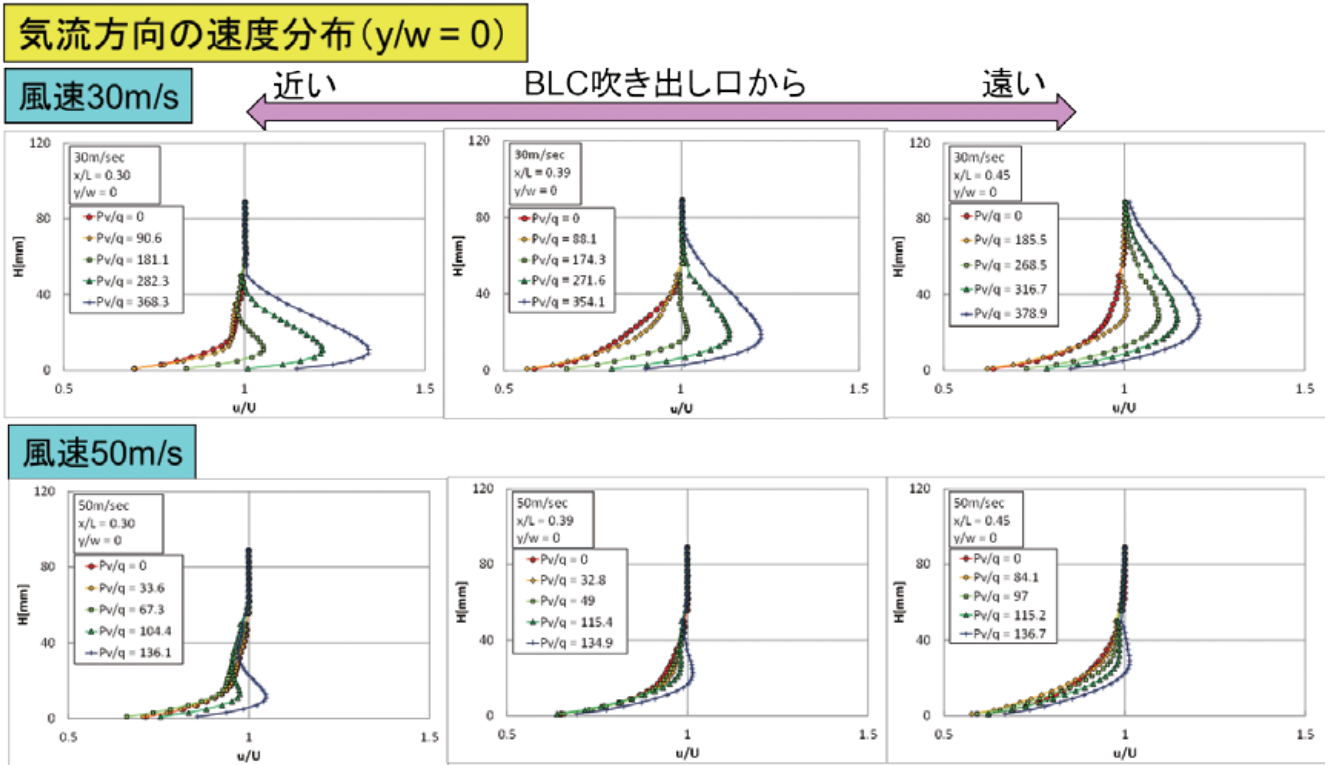


図4 気流方向の速度分布 ($y/w = 0$)

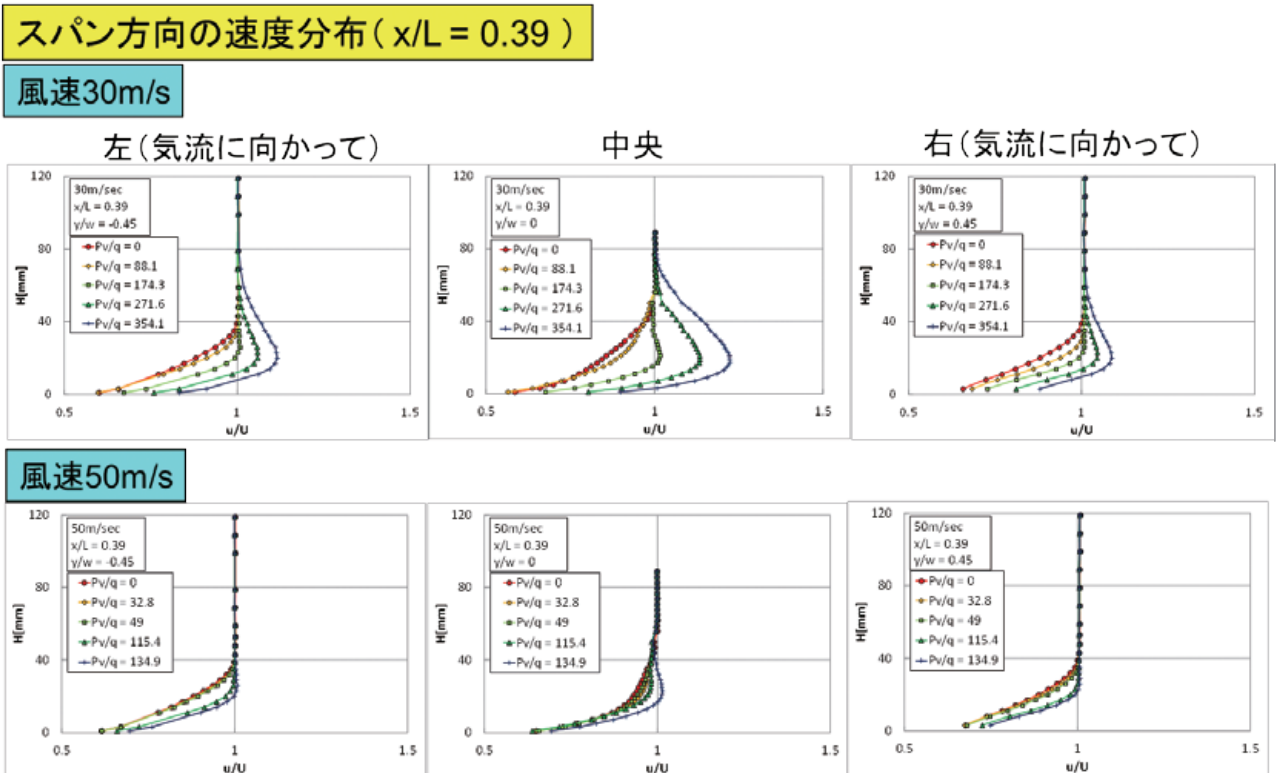


図5 スパン方向の速度分布 ($x/L = 0.39$)

境界層排除厚さがゼロとなるBLC吹き出し圧力(最適BLC圧力)の算出 (x/L = 0.39)

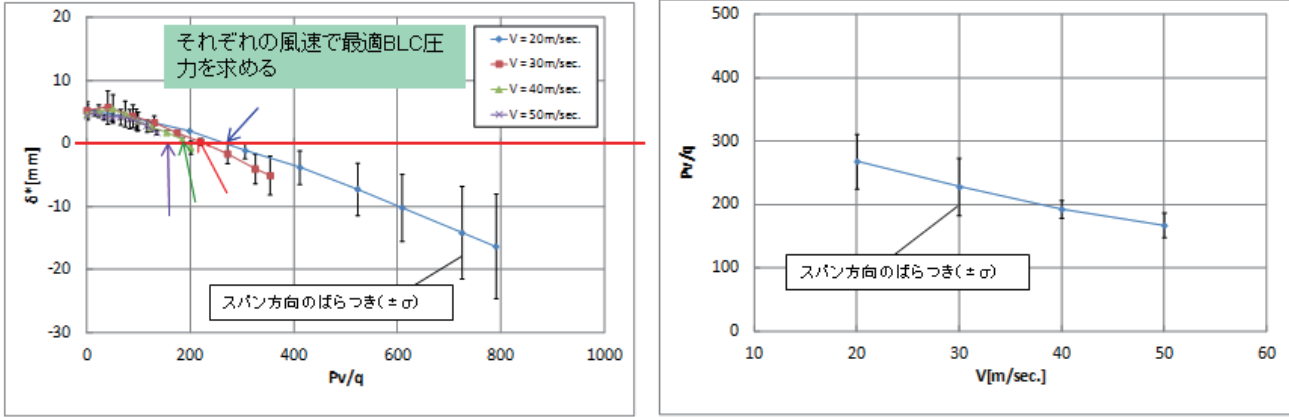


図6 境界層排除厚さ δ^* がゼロとなる最適 BLC 圧力 ($x/L = 0.39$)

気流方向の最適BLC吹き出し圧力

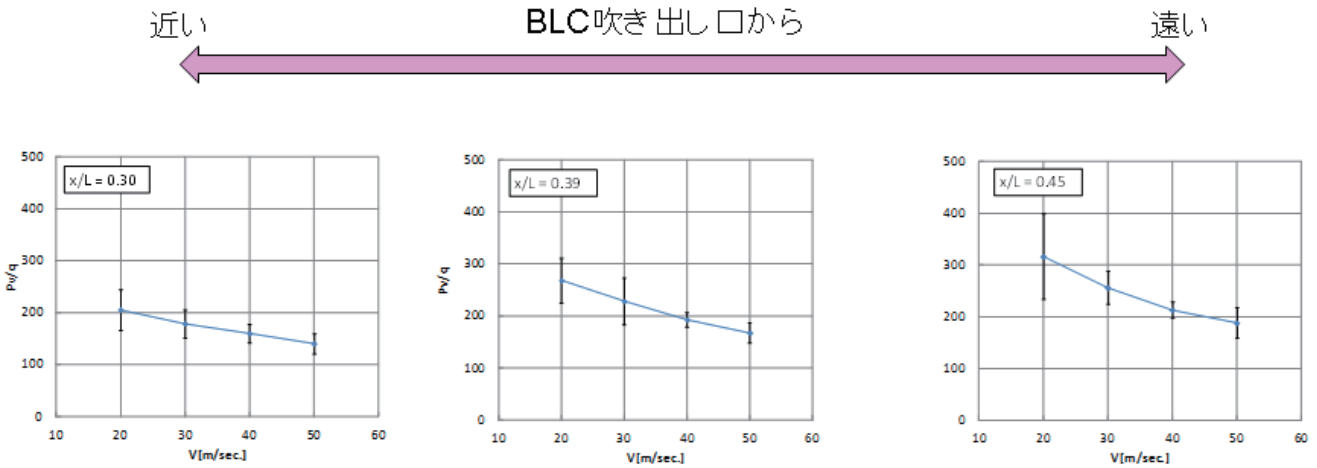


図7 気流方向の位置を変えた時の最適 BLC 吹き出し圧力

表1

H/b	H[mm]	天秤下げ量
0.06	150	650
0.14	352	650
0.35	858	0
0.40	970	0



図8 地面効果確認試験時の様子

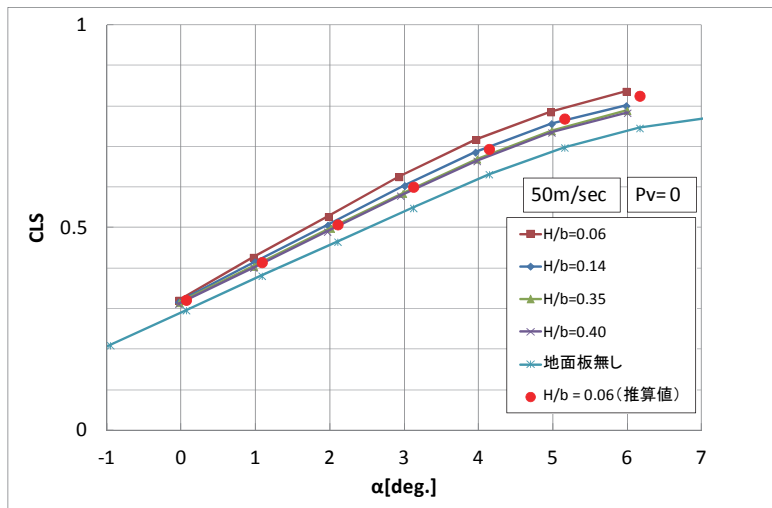


図9 揚力に対する地面効果(50m/s)

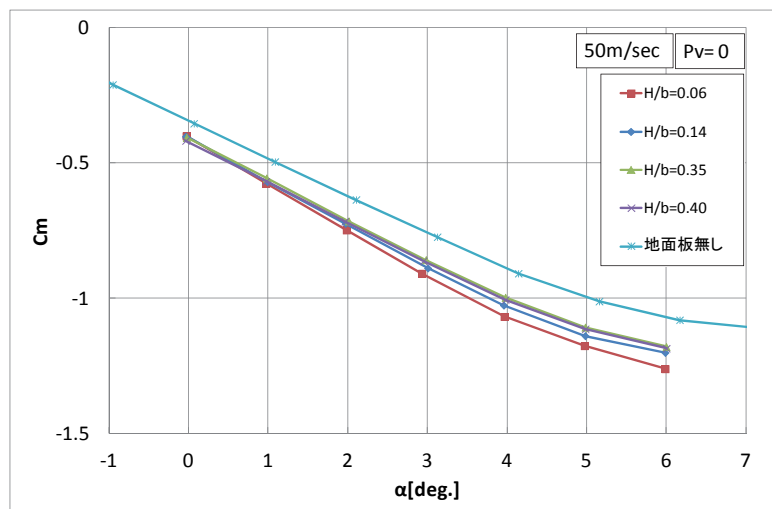


図10 ピッチングモーメントに対する地面効果(50m/s)

再突入カプセルにおける RCS ジェット干渉場の 3次元統合計測への試み

高間良樹、中北和之、藤井啓介 (JAXA) 中川宗敬 (JAST)

Hypersonic RCS tests of HTV-R reentry vehicle

Yoshiki Takama, Kazuyuki Nakakita, Keisuke Fujii (JAXA)
and Muneyoshi Nakagawa (JAST)

概要

現在運用されている HTV に回収機能を持たせる HTV-R が JAXA 内部で検討されているが、揚力飛行を行うためロール制御のための Reaction control system が欠かせない。そこで予測される RCS 干渉を予測するためのツールとして、極超風試条件における感圧塗料(PSP)による圧力場計測の適用、シュリーレン画像の CT 処理による空間場の把握、IR カメラによる表面加熱率分布の取得を組み合わせることで干渉場の 3次元統合計測技術を開発することを試みた。ここではそれぞれの計測に関して報告する。

1. はじめに

将来の有人宇宙活動のための技術獲得及び国際宇宙ステーション ISS からの物資回収を目標とした回収機能付加型 HTV(HTV-R)開発¹⁾では、突入時加速度制限、落下地点分散、室内環境確保などに関する制限のためこれまで日本において経験のない重心オフセットによる揚力再突入を行う計画となっている。その揚力飛行による突入時加速度低減を実現するため、重心オフセットによるいわば出来高の姿勢角を取ることになる。誘導では、揚力方向をロール制御により制御することとなるが、その際に使用される RCS ジェットはその反力のみならず、ジェットが周囲の流れ場を変えることによる寄与 (RCS ジェット干渉) が生じ、極超音速領域において空力特性や空力加熱分布へ影響することが知られている。定まった形状・飛行環境における、干渉力計測、局所加熱率の計測は既存技術で可能であり、実際これまでの機体開発におい

て活用されている。しかしこの干渉現象は 3次元性が強く、また形状・環境への依存性が強いいため、設計において妥協点を見つけるための情報を効率的に取得する手法が求められる。そこで HTV-R 再突入カプセル(HRV)模型を用いて、RCS ジェット干渉場を統合的に把握する試験技術を獲得することを目的に、感圧塗料法の極超音速領域への適用による表面圧力分布計測技術、シュリーレン画像 CT 処理のジェット干渉への適用による定性的密度場計測技術及び赤外線カメラによる詳細加熱率分布計測技術を開発することとした。

JAXA1.27m/0.5m 極超音速風洞²⁾においては赤外線カメラを用いた加熱率分布計測はほぼ確立された計測技術となっている一方で、表面圧力場を計測する感圧塗料法は温度の影響を受けることが知られており、極超音速風洞試験環境での適用に関してその適用限界を確認する必要がある。また、近年整備を始めたシュリーレン画像へ CT 処理

を適用することで密度勾配の空間場を可視化する技術に関しては、RCS ジェット干渉など局所に限定されかつ密度勾配の弱い流れ場の可視化において十分な S/N の確保が課題であり、その限界を確認する必要がある。

2. 風洞試験

2.1 感圧塗料による表面圧力場計測

試験は JAXA 1.27m 極超音速風洞にて $M=9.6$, $p_0=1\text{MPa}\sim 6\text{MPa}$ の気流条件、迎角 20deg 、RCS ガスを空気として、4.76%HRV RCS 模型 ($D=\phi 200\text{mm}$) を用いた。RCS ノズルはスロート径 1.6mm 、出口参照面直径 4.88mm 、開角 24deg のものを用いており、HTV-R 再突入軌道で予測されるジェットガス・主流との圧力比、質量流量比、運動量比と、今回の極超音速風洞条件との比較は図 1. に示される通りオーバーラップする。ここでは感圧塗料による表面圧力場、赤外線カメラによる空力加熱分布、シュリーレンによる可視化のいずれの試験においても、空気力同時計測は実施しなかった。感圧塗料法を極超風試に適用する場合、数百 Pa 程度というきわめて低い圧力変化を、温度分布の中で計測するというところに技術的課題がある。RCS ジェット干渉場計測では、背面側の計測であるため、温度分布の影響より圧力感度のハードルが高いと認識し、塗料としては JAXA 標準で使用する高圧力感度のものを使用し、温度分布低減のため模型を高熱伝導性のある銅により製作した。本来左右非対称の現象計測であるため、PSP 温度分布を

IR カメラにより測定し、処理するプログラムを作成した。結果の一例を図 2. に示す。干渉による衝撃波のため局所的な温度分布が生じており、PSP の消光は温度上昇/圧力上昇両方によるものであるが、IR カメラによる温度補正によって両者を分離、干渉による衝撃波を捉えられた。

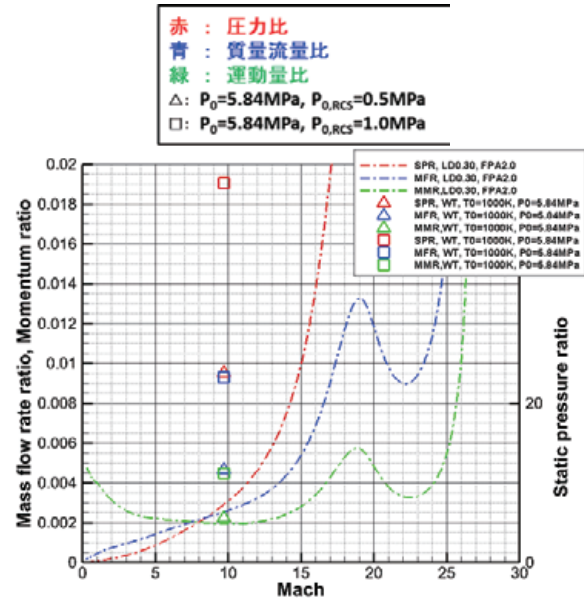


図 1. HTV-R 軌道におけるジェット干渉パラメータ及び風試条件

2.2 シュリーレン画像 CT 処理空間場計測

ジェット干渉の領域を捉えるため、気流軸周りに 180 度回転させて取得した一連のシュリーレン可視化画像に CT 処理を実施した (図 3.)。ここでジェット干渉領域がある限られた回転角範囲以外で模型の陰に入ってしまうこと、測定部以外の大気揺らぎによるノイズ成分の影響により、どの

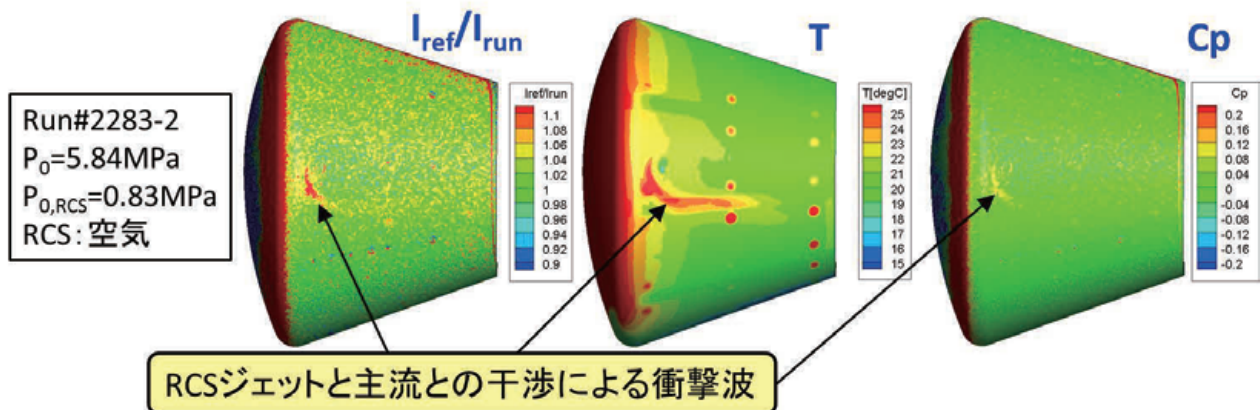


図 2. PSP による圧力場計測および温度補正のため取得した表面温度分布 (IR カメラによる)

程度確認することができるかを確認することが第一段階の目標としていたが、図3.に示されるようにノズル近傍においてもその構造を確認することができた。ただし様流におけるノイズの影響が大きく、ジェット干渉の詳細構造把握はまだ困難であることが分かった。今後、相互相関による外乱低減を実施する予定である。

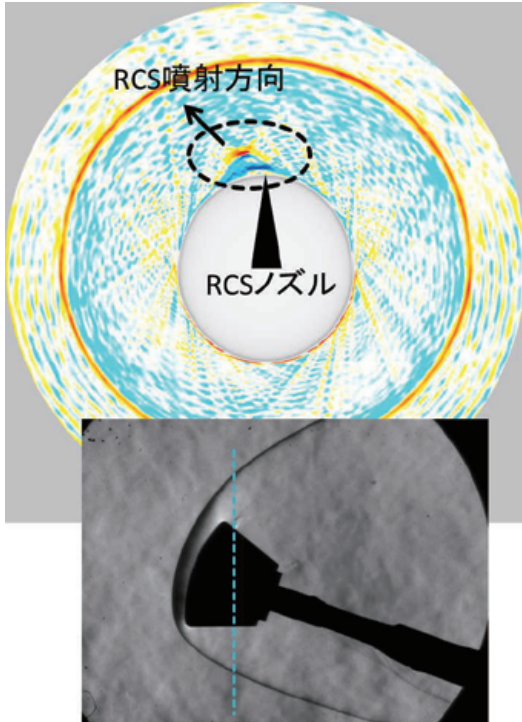


図3. シュリーレン画像のCT処理により得られた断層図（下図点線で示される平面上）

2.3 IRカメラによる局所加熱率分布計測

赤外線カメラによる空力加熱率計測では、模型交換パネルを銅製のものからベスペル樹脂製のものに変更し、干渉により局所加熱率が上昇する領域、上昇量を定量的に把握した（図4.）。しかしながら RCS ジェット噴射によりノズル周辺部の冷却が起こり、IRカメラ画像データからの空力加熱導出処理において仮定される一次元熱伝導の初期温度を正しく得ることができないという課題に直面した。初期温度の影響度の評価を行う必要性を確認した。

3. まとめ

JAXA 風洞Cで実施している HTV-R 回収機の極超音速 RCS 試験について紹介した。

RCS ジェット干渉場へ PSP, シュリーレン CT 処理, IR カメラによる加熱率計測法を適用し、計測の見通しを得るとともに、課題や問題点を抽出している。

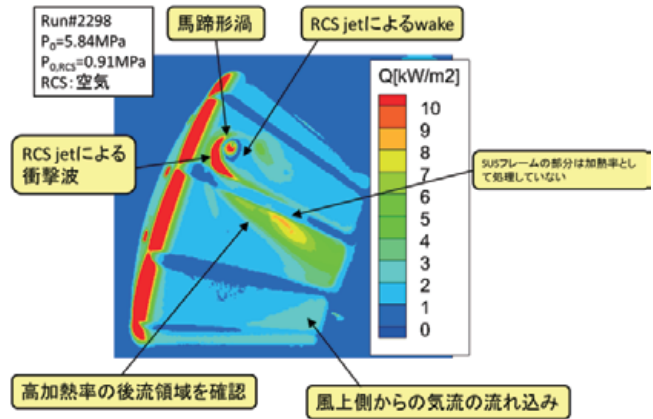


図4. IR画像法により得られたノズル回り空力加熱率分布

課題として下記のものが挙げられる:

- PSP: 圧力の効果と温度の効果の分離
- シュリーレン CT 処理: ノイズの低減
- 加熱率: ノズル近傍では加熱率計測
- 6分力の同時計測

参考文献

- 1) T.Imada et al, 28th ISTS,ISTS-2011-g-10(2011)
- 2) 空気力学部,航技研, NAL-TR-1261, (1995)

HST 低速性能実験機の電動ファンエンジン駆動を伴う 風洞試験について

廣谷智成、古賀星吾、上野篤史、田口秀之(宇宙航空研究開発機構)

Wind Tunnel Tests on a HST Low-Speed Performance Verification Model
with an Electric Ducted Fan Engine

Tomonari Hirotani, Seigo Koga, Atsushi Ueno and Hideyuki Taguchi (JAXA)

概要

現在、宇宙航空研究開発機構では、日本とアメリカ西海岸を 2 時間程度で結ぶことを想定した、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機の実現を目指し技術研究が進められており、ベースラインとなる機体形状が得られている。ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。低速域での飛行性能評価は実験機による飛行実証が望まれ、東京大学との共同研究で、飛行試験技術の構築、向上を目的とした飛行試験を実施し、自律飛行実証を目指している。

自律飛行の制御設計のためには、実験機の空力データベースの構築が必要となる。そのため、電動エンジン駆動を伴う風洞試験を実施した。電動エンジン駆動を伴う風洞試験には特有の課題があり、効率的に試験を実施するためには、課題を克服するための試験技術確立が必要であった。

本稿では、実験機自体を供試体とし、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の一般的な課題と、実験機自体を供試体とした風洞試験概要について述べ、課題を克服するため確立した試験技術について述べる。

1. はじめに

現在、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、日本とアメリカ西海岸を 2 時間程度で結ぶことを想定した、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機 (HST: Hypersonic Transport Aircraft, 図 1) の実現を目指し技術研究が進められている^[1]。これまでに極超音速エンジンとして予冷ターボジェットエンジンが開発されている^[2]。また、X-43A 実験機^[3]の形状を参照形状として、空力、構造、熱、推進、軌道解析等を考慮した最適設計が実施され^[4]、ベースラインとなる機体形状が得られている。

ベースラインとなる機体形状はリフティングボディ形状であり、このような機体形状は特に極超音速巡航時に従来の亜音速旅客機形状よりも高い揚

抗比を実現することができる。一方で低速域での揚力、揚抗比の確保、空力安定性の確保に困難さがある。

低速域での飛行性能評価は、風洞試験結果^[5]や CFD 解析結果^[6]に基づく評価だけではなく、実験機による飛行実証が望まれる。そのため、JAXA と東京大学の共同研究で、飛行試験技術の構築、向上を目的とし、HST 低速性能実験機の飛行試験 (図 2) を実施している。現段階ではラジオコントロール (以下、RC) による操縦飛行であるが、これにより、東京大学開発のオートパイロットシステム “Tiny Feather” を用いての自律飛行実証を目指している。

自律飛行の制御設計のためには、実験機の空力デ



図1 HST 概念図



図2 HST 低速性能実験機飛行試験

ータベースの構築が必要となる。基本特性、一部の舵効き効果については、既にデータが取得されている^[7]。これに加えて電動エンジン駆動の有無による効果等のデータを取得するため、風洞試験を実施した。電動エンジン駆動を伴う風洞試験には特有の課題があり、効率的に試験を実施するためには、課題を克服するための試験技術確立が必要となった。

本稿では、実験機自体を供試体とし、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の一般的な課題と、実験機自体を供試体とした風洞試験概要について述べ、課題を克服するため確立した試験技術について述べる。

2. 電動エンジン駆動を伴う風洞試験の課題

2. 1. 実験機を供試体とした低速風洞試験

小型の低速実験機では、風洞試験に対応した構造的な補強を施せば、実験機自体を供試体とした低速

風洞試験が可能となる。実験機自体を供試体とした試験では、実験機の有するシステムを利用して、操舵や電動ファンエンジン、電動プロペラの駆動を行うことが可能になる。そのため、模型を供試体とした場合には困難さを伴うような条件についてのデータ取得も可能になる。

一方、実験機の有するシステムを利用した、電動エンジン駆動を伴う風洞試験には、以下の3つの課題がある。

- ・電源の問題
- ・スピードコントローラ（ESC）の温度上昇
- ・ウインドミル対策

実験機を供試体として、電動エンジン駆動を伴う風洞試験を行う場合には、この3つの課題を理解し、対策を講じなければならない。

2. 2. 電源の問題

電動エンジンを駆動させるためには、電力を供給しなければならない。電力の供給方法としては、供試体の外部に配置した電源を利用する方法と、供試体内部にバッテリーを設置し、これにより電力を供給する方法が考えられる。

外部電源を利用すれば、供給される電力量は制約を受けない。適切な電源を選択すれば、必要な電力を、時間的制約を受けることなく供給できる。電力を供給するためには電力ケーブルが必要になる。電動エンジンを駆動させるためには、特に、市販のRC飛行機用の電動モーターを利用している場合には、数十Aから100Aを超えるような電流を流す必要があり、電力ケーブルは十分に太いものを使用しなければならない。試験において力、モーメントを計測する場合には、太い電力ケーブルと天秤との干渉を考慮しなければならない。

供試体内部にバッテリーを設置し、これにより電力を供給する場合には、電力ケーブルと天秤との干渉は生じない。さらに、実験機がフライト時に使用する電力供給システムをそのまま利用することができるという利点もある。しかし、バッテリーを利用す

る場合には、供給される電力量は制約を受ける。バッテリーが供給できる電力量はバッテリー容量により制限を受け、これが試験時間の制約となる。

2. 3. スピードコントローラの温度上昇

電動エンジンを駆動、すなわち、電動モーターを適切に動作させるためには、通常、スピードコントローラ（ESC）が必要になる。ESCに電力を供給し電動エンジンを駆動すると、ESCの温度は上昇する。温度が上昇しすぎるとESCは破損してしまうため、十分な能力のESC冷却システムを有しない実験機を供試体とする場合には、何らかの対策を講じなければならない。

対策の1つとして、ESCを強制的に冷却する方法が考えられる。しかし、供試体の外部から冷却用の配管を導入する場合には、天秤との干渉が問題となる。また、供試体外部から気流を取り込み冷却する場合には、気流を乱してしまい、適切なデータ取得が困難になる可能性がある。

十分な熱対策を施したESCを新たに開発し、それを使用して試験を行う方法も有効であるが、経済的コストの増加は避けられない。

市販のRC飛行機用のESCを利用し、強制的な冷却を行わなければ、上記の問題は避けられる。しかし、許容温度範囲を超えないようにESCの温度に制限を設ける必要があり、その結果、試験時間が制約を受けることになる。

2. 4. ウインドミル対策

電動エンジンを駆動させずに通風を行うと、ファン、プロペラがウインドミルとなり、モーターが回転する。これによりモーターが発電機となり、ESCに逆起電力が流れ込む。実験機に搭載されるESCは、通常、前進専用であるため、大きな逆起電力が流れ込むと破損、さらには、発火してしまう恐れがある。

通常、電動エンジン駆動を伴う風洞試験では、通風中は常に、さらに風洞起動時、停止時にも電動エ

ンジンを駆動し、ファン、プロペラがウインドミルとなることを避け、ESCに逆起電力が流れ込むことを防いでいる。

3. 試験概要

3. 1. 試験模型

供試体の概略図を図3に、諸元を表1に示す。この供試体はHST低速性能実験機と同一モデルであり、極超音速旅客機想定実機の1.72%縮尺となっている。供試体下部にはφ70mm電動ダクトファンエンジンが搭載されている。また、供試体の主な構造材料はバルサ材であるが、風洞試験環境に耐えるために、エンジンダクト部は金属で補強されている。

3. 2. 試験条件

本試験はJAXA 2m×2m低速風洞（LWT2）において実施された。固定壁カートを用い、試験模型支持にはロボット型模型支持装置を使用した。

図4に供試体の支持方法の概略図を示す。供試体

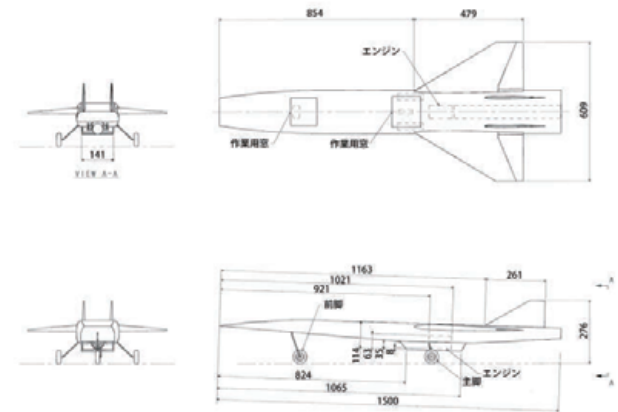


図3 供試体概略図

表1 供試体諸元

全長[mm]	1500
全幅[mm]	609
基準面積[mm ²]	227351
モーメント基準点[mm]	機首から 900 mm

は下方支持され、支持棒を介し外装天秤に接続されている。外装天秤のアース側はロボット型模型支持装置のアームの接続されている。エンジンナセル部で下方支持することにより、エンジン吸排気流と支持装置の干渉を極力避けている。また、支持棒の長さを変化させた試験を実施することにより、後述する供試体姿勢角の範囲で支持装置の生じる流れが、供試体に及ぼす影響は無視できる程度であること、さらに、風洞壁の影響は無視できる程度であることを確認している。風洞内に設置された供試体の写真を図5に示す。

計測項目は全機6分力である。これは支持装置に

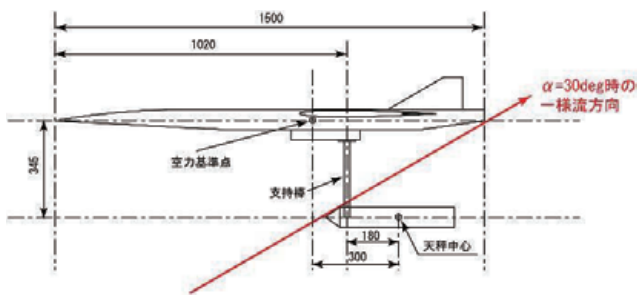


図4 供試体の支持方法



図5 風洞内に設置された供試体

表2 試験パラメータ

風速[m/s]		15, 20, 30
姿勢角[deg]	迎角	-10~20
	横滑り角	0, 5, 10
舵角 (エレベータのみ) [deg]		-10, -5, 0, 5, 10
エンジンスロットル[%]		0, 25, 50, 75

組み込まれた外挿天秤により計測される。天秤により計測される6分力は、支持装置メトリック部分が受ける空気力も含んでいる。そのため、支持装置のみが受ける空気力も計測し、これを用いて6分力の補正を行い、供試体が受ける空気力を抽出している。気流条件、供試体姿勢角等のパラメータを表2にまとめる。

3. 3. 電動エンジン駆動システム

供試体内部の電動エンジン駆動システムの概略図を図6に示す。このシステムは市販のRC飛行機用機器を用いて構成されている。電気信号の流れとしては、供試体外部の送信機からの信号を受信機が受け取り、受信機がESC、サーボに信号を送り、それぞれを制御している。電力の流れとしては、バッテリーからESCに電力が供給され、ブラシレスモーターを駆動している。また、バッテリーからの電力はレギュレータにより減圧され、受信機、サーボを駆

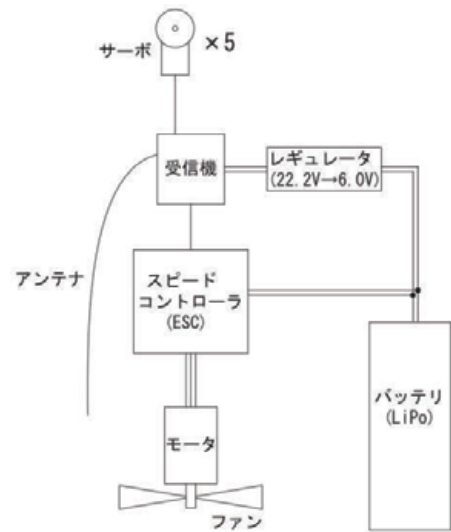


図6 電動エンジン駆動システム (供試体内)

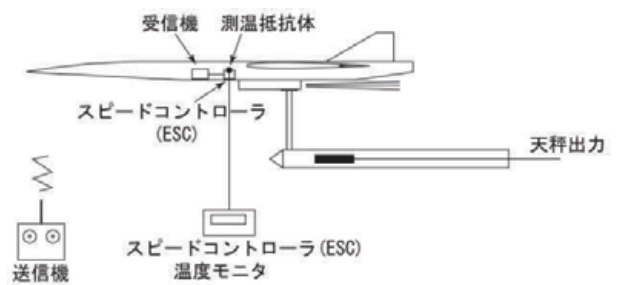


図7 ESC制御、監視システム

動している。

図7に風洞試験におけるESCの制御、監視システムの概略図を示す。風洞外部に配置された送信機を用いて、受信機を経由してESCを制御している。ESCの温度上昇を監視するために、測温抵抗体を用いてESCの表面温度を計測している。

4. 試験技術の構築

4. 1. 失敗事例

2節で述べた各課題に対し、当初は以下のような方針で対策を講じた。

(電源の問題)

電動エンジンを駆動させるためには、50A以上の電流をESCに供給する必要がある、外部電源を用いた場合、太い電力ケーブルと天秤との干渉が懸念されたため、供試体内部にバッテリーを設置する方法を選択した。これにより、試験毎のバッテリー交換作業が必要となるが、電力ケーブルの配線は不要となる。バッテリー容量が試験時間の制約となってしまうため、フライト時の2倍の容量となるように、6セル2200mAhのリチウムポリマー(Li-Po)バッテリーを2個並列にして使用した(22.2V、4400mAhの容量を持つ)。

(ESCの温度上昇)

フライト用ESCと同製品(許容電流75A、許容電圧25V)にヒートシンクを貼付して使用した。ESCの表面温度を監視し、許容温度範囲(~80°C)での試験を行うこととした。

(ウインドミル対策)

通風中は常に、さらに風洞起動時、停止時にも電動エンジンを駆動し、ファンがウインドミルとなることを避けて、試験を行うこととした。これは、結果的にESC、モーターの通電時間の延びとなった。

上記の対策により、試験時間は制約を受けること

となった。実施可能な試験時間を把握するため、バッテリーの連続使用可能時間、ESCが許容温度範囲上限に達するまでの時間を計測した。

電動エンジンをフルスロットルで2分程度駆動させ、その時のバッテリー消費電力からバッテリーの連続使用可能時間を推算した。その結果、20分程度の連続使用が可能であることが分かった。

また、電動エンジンをフルスロットルで駆動させ、ESCの温度変化を計測した。その結果、2分程度でESCの許容温度範囲上限に達することが確認された。参考として、ESCを強制的に空冷した場合の温度変化も計測したが、7分程度で許容温度範囲上限を超え、ESCは破損してしまった。

ウインドミル対策として風洞起動時、停止時にも電動エンジンを駆動することになる。風洞起動時間、停止時間はそれぞれ3分程度であるため、これを考慮すると、当初の方針による対策では、試験が成立しないことが分かった。

4. 2. 対策の見直し

4.1節で述べた対策では試験が成立しないことが分かったため、2節で述べた各課題への対策の見直しを行った。十分な試験時間を確保することに主眼を置き、対策を検討した。

電源の問題に対しては、当初の対策によっても、電動エンジンをフルスロットルで20分程度駆動させることが可能であると推算されている。そのため、当初の対策を踏襲することとした。

ESCの温度上昇に対しては、電流電圧容量の大きなESCの使用を検討した。後述するウインドミル対策から、双葉電子工業株式会社製MC970AとMC9100Aが候補に挙げられたが、より電流電圧容量の大きなMC9100Aを使用することとした。さらに、このESCはヒートプロテクト機能を有しており、温度上昇による破損を避けることができる。

ウインドミル対策については、対策を講じなくても済む方法を検討した。ESCに大きな逆起電力が流れ込むと破損してしまう原因は、通常、実験機に搭

載される ESC が前進専用であり、モーターの惰性回転、逆回転が想定されていないためである。モーターの惰性回転が想定され、逆回転、つまりバック機能を有する ESC では、大きな逆起電力が流れ込んでも破損しないと考えられる。そのため、RCカー用 ESC も製造しているメーカーの製品を調査した。その結果、モーターの惰性回転が想定され、バック、ブレーキ機能を有する ESC として、双葉電子工業株式会社製 MC970A と MC9100A を見いだした。これらの ESC を用いることにより、風洞起動時、停止時には電動エンジンを停止させることができる。つまり、通常ウインドミル対策を講じる必要がなくなる。

上記のウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、通風時の供試体の姿勢角変更中は電動エンジンを停止させることができ、バッテリーの消費、ESC の温度上昇を抑えることが可能になる。また、通風中に ESC の温度が許容温度範囲上限に近づいた場合には、電動エンジンを停止させ、ESC の温度が適切な値に降下するまで待つことが可能になる。さらに、同一ランの中で電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測が可能になり、より効率的な試験を行うことができる。

4. 3. 成功事例

4. 2 節で述べた対策の見直しを受け、2 節で述べた各課題に対し、以下のような対策を講じた。

(電源の問題)

4. 1 節で述べた当初の方針を踏襲した。ただし、飛行試験の事情により、電動エンジンの出力が増加したため、バッテリーの連続使用可能時間はやや短縮された。しかし、ウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、試験運用手法が変更されるため、バッテリーの連続使用可能時間短縮は大きな問題とはならない。

(ESC の温度上昇)

電流電圧容量の大きな ESC (許容電流 150A、許容電圧約 44.4V) に変更し、許容温度範囲上限 (変更前の ESC と同じ 80°C と仮定) に達するまでの時間を延長した。ESC の表面温度を監視し、許容温度範囲での試験を行うこととした。変更した ESC はヒートプロテクト機能を有しており、温度上昇による破損を避けることができる。

(ウインドミル対策)

ウインドミル対策の必要ない ESC を使用することとした。これにより、電動エンジンを駆動させた条件についての計測時のみ、電動エンジンを駆動させることとした。電動エンジン停止時は ESC のブレーキ機能を利用し、ファンの回転を強制的に停止することとした。

上記の対策、特にウインドミル対策の必要ない ESC を使用することにより、通風中、常に電動エンジンを駆動させる必要がなくなった。そのため、試験運用手法が変更され、同一ランの中で電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測を交互に行うこととなった。

試験時の電動エンジンの駆動状態を想定し、10sec 毎に電動エンジンの ON/OFF (ON はフルロットル) を繰り返して、ESC の温度変化とバッテリーの消費電力を計測した。図 8 に ESC の表面温度変化を示す。この図から、電動エンジンの ON/OFF を 4 回繰り返しても許容温度範囲上限 (80°C) に達しないことが分かる。つまり、4 つの姿勢角条件についての、電動エンジンを駆動させた条件と、電動エンジンを停止させた条件についての計測を、連続して行うことができる。さらに、4 回目のエンジン停止以降は、ESC の表面温度が降下していることから、通風中に ESC の温度が許容温度範囲上限に近づいた場合には、電動エンジンを停止させ、ESC の温度が適切な値に降下するまで待つことが可能であることも確認される。この計測により、バッテ

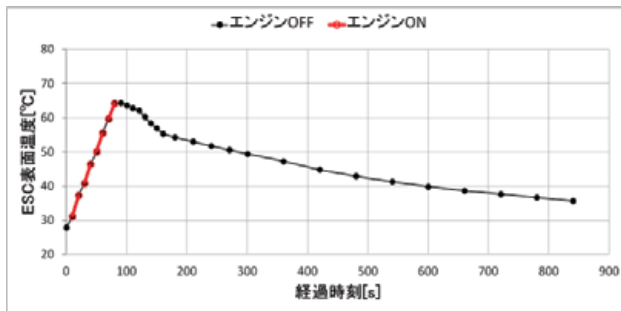


図8 ESCの表面温度変化

り残量は61%から33%に変化した。このことから、バッテリー容量も十分であることが確認された。

ESCのブレーキ性能についても調査を行った。通風中、ブレーキを最大にかけ、映像からファンの状態を調べた。ファンは回転停止状態を維持しており、ブレーキは適切に機能していることが確認された。ブレーキをかけている状態でのESCの温度変化はほとんどなかった。また、仮にファンがウインドミルになった場合についても、ESCは破損せず、温度変化もほとんどないことを確認している。

本節で述べた対策により、電動エンジン駆動を伴う風洞試験の、3つの課題を克服した試験技術が確立された。これにより、十分な試験時間、データ取得点数の確保が可能となった。

5. まとめ

実験機自体を供試体とし、実験機の有するシステムを利用した、電動エンジン駆動を伴う風洞試験には、以下の3つの課題がある。

- ・電源の問題
- ・スピードコントローラ (ESC) の温度上昇
- ・ウインドミル対策

これらの課題について対策を講じ、課題を克服した試験技術が確立された。特にウインドミル対策の必要ないESCを調査、選択することにより、試験運用手法の自由度が増し、バッテリーの消費、ESCの温度上昇を抑えることも可能になった。

確立された試験技術により、十分な試験時間、データ取得点数の確保が可能となった。

参考文献

- [1] Taguchi, H., et. al., “Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines”, Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012
- [2] Taguchi, H., et. al., “Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments”, AIAA 2005-3419, 2005
- [3] Marshall, L. A., et. al., “Overview With Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight” AIAA 2005-3336, 2005
- [4] 今村他, “極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立分析”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009
- [5] 廣谷他, “極超音速旅客機形態の低速域における主尾翼形状効果について”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011
- [6] 岡村他, “極超音速旅客機の低速空力設計に関する数値的研究”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011
- [7] 古賀他, “極超音速旅客機の低速空力特性検証”, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011

JAXA2mx2m 遷音速風洞における境界層 PIV 計測

小池俊輔, 加藤裕之, 高間良樹,
徳川直子, 中北和之(宇宙航空研究開発機構)

Particle Image Velocimetry for Boundary Layer in JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel

Shunsuke Koike, Hiroyuki Kato, Yoshiki Takama,
Naoko Tokugawa, and Kazuyuki Nakakita (JAXA)

概要

JAXA2mx2m 遷音速風洞における遷音速および超音速領域の Particle Image Velocimetry (PIV) を用いた境界層計測について紹介する。PIV の要素であるトレーサ粒子, 撮像系, レーザシート系, 処理手法を工夫することで, 遷音速領域では約 10mm, 超音速領域では約 1mm の境界層内部の速度分布を取得した。PIV の各要素の工夫点を紹介するとともに, 遷音速領域のロケットフェアリングと超音速領域のフレア型円錐の計測結果を紹介する。

1. はじめに

境界層の状態が層流か乱流かにより, 流体抵抗や熱伝達率は大きく変化する。様々な流体デバイスの効果は境界層高さや横流れの有無により大きな影響を受ける。壁面近傍に発達する境界層の情報を取得することは, 航空宇宙機の空力研究において極めて重要である。

しかしながら, 航空宇宙機の開発を対象とする大型かつ高速度域の風洞においては, 境界層の速度分布を取得することは極めて困難である。プローブの支持機構やトラバース機構を容易に導入することができないためである。そのため, 現状の多くの風洞試験では, 境界層の状態については, 数点の計測結果や数値流体力学(CFD)等による推算に依存している。

このような背景を受け, 著者らは国内の航空宇宙機開発の主要風洞である JAXA 2m×2m 遷音速風洞において, 粒子画像流速測定法(PIV) [1]を使用した遷音速および超音速領域の境界層速度分布計測[2-4]を試みた。本稿では, JAXA 2m x 2m 遷音速風洞 (JTWT) における境界層 PIV 計測のための工夫点や計測結果について紹介するとともに, 今後の課題について報告する。

2. 境界層 PIV 計測のシステムと工夫点

2.1 トレーサ粒子

図 1 に境界層 PIV と広域 PIV (通常の PIV) との比較を示す。黒丸は PIV のトレーサ粒子を表し, 四角の枠は撮影領域を表す。図 1 では, 広域の PIV に対しては十分な粒子濃度となっている。領域内に一定数の粒子が存在し, この粒子群の移動軌跡を追跡することで, 速度分布を取得できる。境界層 PIV では, 高分解能を要求されることから拡大撮影となる。図 1 に示すように, 広域の PIV で適切とされる粒子濃度では撮影領域に十分な粒子数を確保できていない。境界層 PIV では, 粒子濃度の確保が重要となる。

図 2 は遷音速境界層計測時の粒子供給系を示している。(参考)としたものは, 広域 PIV における粒子供給系である。撮影領域における粒子濃度を高めるために, 境界層 PIV においては, 供給管

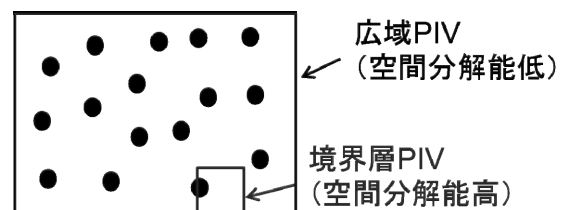


図 1 境界層 PIV と広域 PIV の比較

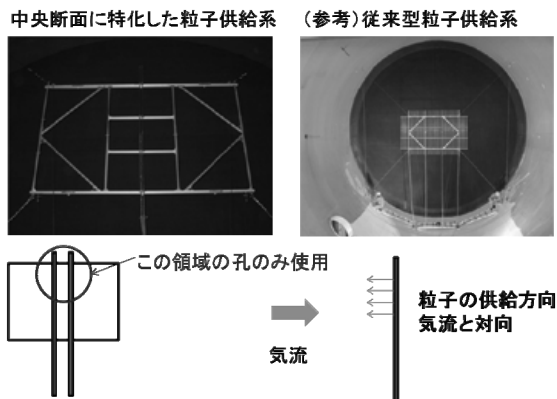


図2 トレーサ粒子供給用の多孔管(遷音速)

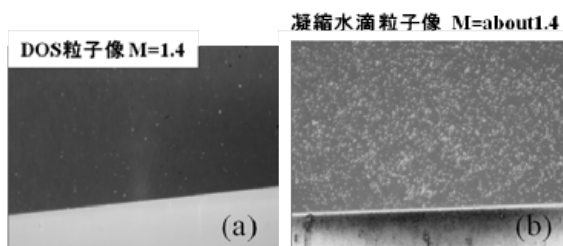


図3 粒子画像の比較(超音速)

を測定領域に当たる中央に限定して配置した。また、粒子の一様性を高めるために、一様流に対しては、対向する方向に噴射した。

図3は、超音速領域の境界層計測における粒子像の比較である。図3(a)は、通常使用している油滴粒子(セバシン酸ジオクチル、直径約 $1\mu\text{m}$)の粒子散乱画像である。通常の方法では、粒子濃度が確保できていない。図3(b)は、凝縮水滴を使用した粒子像である。超音速境界層計測では、境界層の遷移状態を赤外線カメラでモニタしながら、境界層への影響が大きく現れない範囲で、凝縮水滴を発生させた。そして、その凝縮水滴をトレーサ粒子として使用して、境界層PIVに使用した。図3(b)に示すように、この手法では、十分な粒子量を撮影領域において確保できた。

2.2 撮像系

JTWTの境界層PIVでは、測定部が $2\text{m}\times 2\text{m}$ と大きいことから、長距離の拡大撮影が必要となる。図4にJTWT試験において使用したカメラとレンズを含む撮像系を示す。遷音速の境界層計測においては、

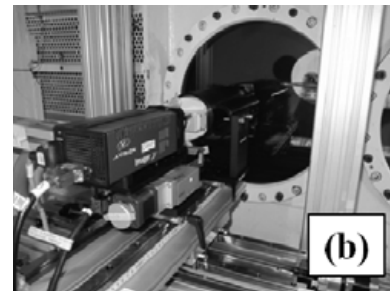
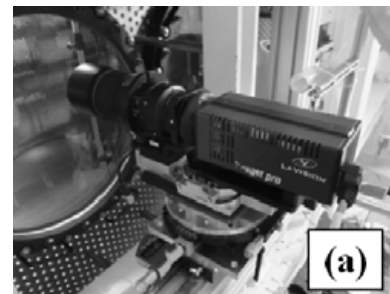


図4(a)カメラ(300mmレンズ)、(b)カメラ(QM1)(c)カセグレンレンズQM1。

長焦点のレンズ(Nikkor AF-S 300mm f/4D)とテレコンバータを使用することで、所定の拡大率を確保した。超音速境界層においては、約1mmの境界層分布を取得する必要があったため、さらに拡大する必要があった。そこで、マクスツフ・カセグレンレンズ(QM1, Questar社製)を使用した。

カメラについては、いずれの試験においてもCCDカメラ(Imager Pro Plus 4M, LaVision社製)を使用した。高速領域の境界層PIVにおいては、拡大撮影となることと、粒子の移動速度が速いことにより、レーザ発振間隔 Δt が数百nsオーダーとなる。上記のCCDカメラは、フレーム間を十分短くとることができ、レーザ発振間隔 Δt を100ns程度まで短くすることができる。カメラ選定に際しては、解像度に加え、フレーム間の時間間隔を十分短くとれるかどうかにも留意する必要がある。

2.3 レーザシート系

2.2の撮像系で紹介したレンズはF値が大きい。そのため、粒子の散乱光強度は高いほどよい。レーザーシートについては、模型を損傷させない範囲でエネルギー密度を高めた。後述の超音速境界層のPIVで使用したフレア円錐模型は樹脂性であり、模型表面を損傷させる危険性が高かった。そこで、事前に同材質かつ類似形状の模型を使用して、レーザーの上限値を決定した。

信号系にも依存するが、通常のPIV系では、設定値と実際のレーザー発振間隔の間に、少なくとも数十ns程度のずれが生じる。2.2でも述べたように、境界層PIVでは、レーザー発振間隔 Δt が数百ns程度となり、数十ns程度のずれが無視できない。そこで、JTWTの試験においては、全フレームに対して、レーザー発振間隔をフォトディテクタで計測し、不確かさを低減した。

2.4 処理手法

前述のようなハードウェアに加え、処理手法についてはアンサンブル相関法 (Ensemble

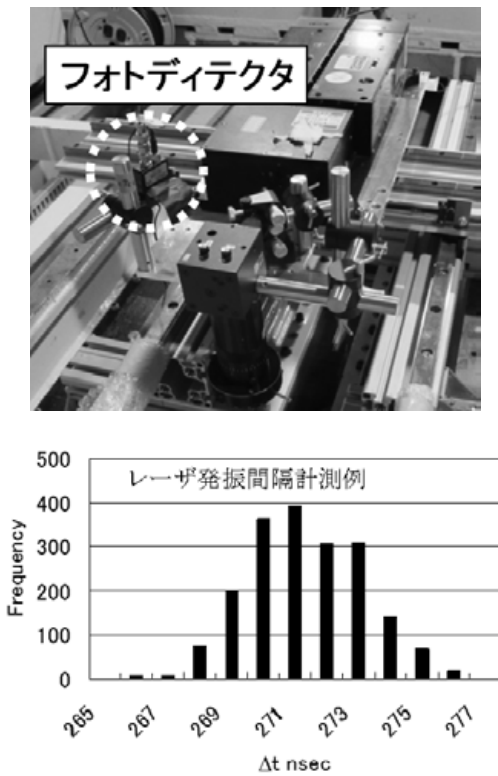


図5 レーザシート系およびフォトディテクタ

correlation method, Sum of correlation) [5-6]を使用した。通常のPIVでは、1画像対ごとに相関係数を算出し、そのピーク値を探索することで速度ベクトルを得る。アンサンブル相関法では、各画像対から相関係数を得た後に、全画像対の相関係数の総和をとる。その後、相関係数の総和のピーク値を求め、速度ベクトルを得る。一般に、1画像対ごとに速度ベクトルを得る手法に比べて、空間分解能を高められ、壁面近傍まで計測値を得られる点が境界層計測に適している。超音速境界層の計測においては、アンサンブル相関法の極限である1画素ごとに速度ベクトルを求める手法 (Single pixel ensemble correlation method) [5-6]を使用した。図6に概念図を示す。

2.5 模型

模型表面からのレーザーの反射を抑えることが、壁面近傍まで速度ベクトルを得るためには重要である。特に、後述のロケットフェアリング模型は、非常感圧塗料計測のために模型表面に陽極酸化処理がなされており、模型表面の拡散反射が問題となった。同試験では、レーザーシートが当たる位

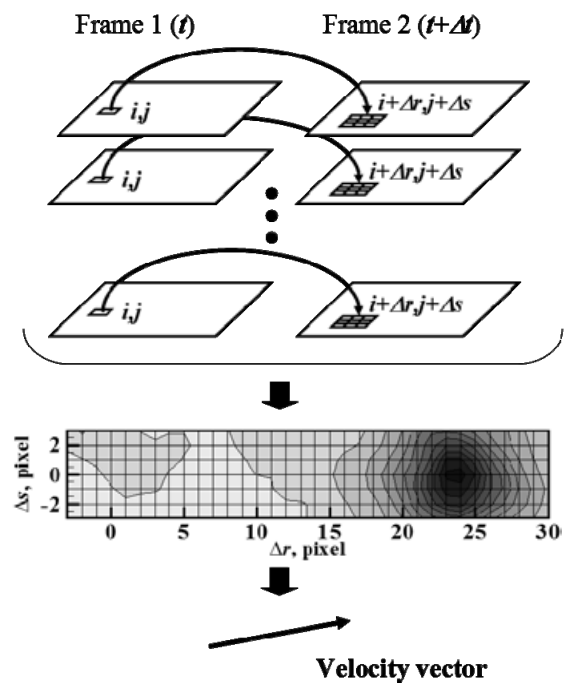


図6 Single pixel ensemble correlation

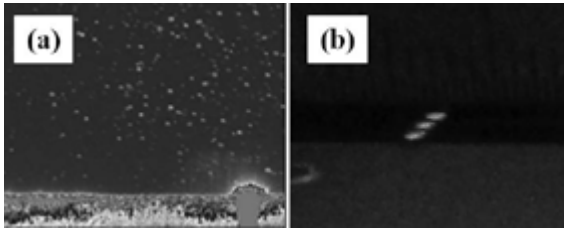


図7 壁面近傍の粒子画像とステンシルマーカ

置に黒色塗装を施すことで、この問題に対応した。図7の(a)図は、ロケットフェアリングの粒子画像であるが、模型表面近傍まで良好に撮影できていることが分かる。

境界層 PIV では拡大撮影をしているため、空力荷重等での模型のわずかなたわみも問題となる。模型の画像上での位置を求めるため、本試験では、ラフネス高さよりも十分に薄い、数 μm 程度のステンシルマーカを撮影領域の上下流端に設置した。図7(b)に模型に設置したステンシルマーカを示す。図7(a)では右下に半円上の発光が見られる。これがステンシルマーカの反射光である。処理においては、この発光を目印に画像上での模型位置を決定した。

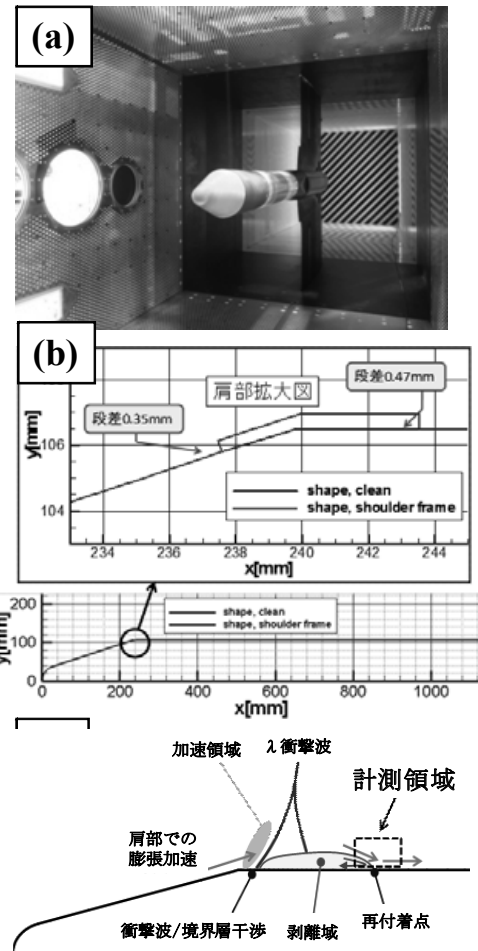


図8 ロケットフェアリング模型と流れ場

3. 境界層 PIV の計測例

3.1 ロケットフェアリング模型[4]

ここでは、遷音速の境界層 PIV の例として、ロケットフェアリング模型の結果を紹介する。図8に対象としたロケットフェアリング模型を示す。(a)は写真、(b)は形状の模式図、(c)は流れ場の模式図である。ロケットフェアリング模型の境界層 PIV では、図8(b)に示すように肩部の形状が異なる2種類の模型の差異を調査した。トレーサ粒子の追従性を考慮して、衝撃波近傍を避け、図8(c)に示す剥離領域下流側の再付着点近傍を計測領域として選択した。

図9にロケットフェアリング模型の境界層 PIV の結果を示す。本計測位置での境界層厚さは約10mmであり、図9に示す通り、再付着点を含む速度分布を良好に計測できた。プロット図は、2次元

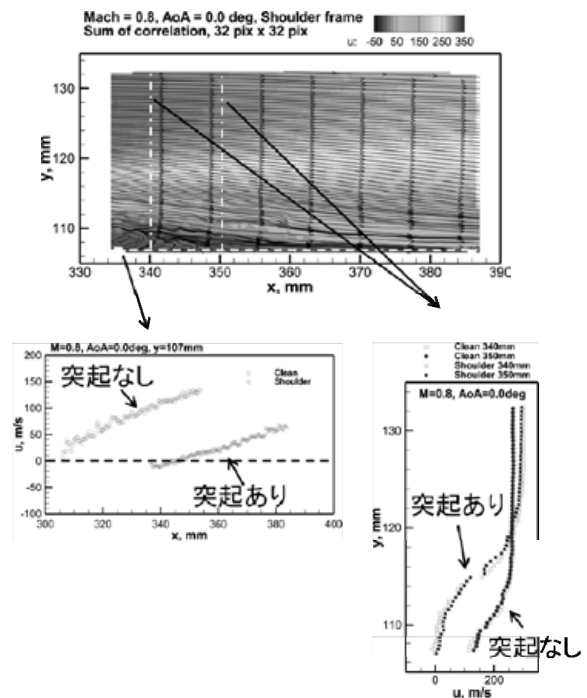


図9 ロケットフェアリング模型の計測結果

分布の破線上の速度分布を示す．図 8(b)で示した肩部の有無により，再付着点の位置や境界層の速度分布が変化する様子を明瞭にとらえている．

3.2 フレア円錐模型の場合[2, 3]

超音速境界層の計測例として，図 10 に示すフレア円錐模型の試験結果を紹介する．本模型は，図 10(b)のように迎角をとると，下面側から上面側に向かう 2 次流れが生じ，Top line に境界層が集まり，Top line の境界層内に変曲点が現れることが予想されていた[7]．本試験では，この検証のために，1.2m 先の模型上面の約 1mm の境界層を計測した．計測に際しては，前述のように，トレーサ粒子として凝縮水滴を使用した．凝縮による流れ場への影響については，境界層の遷移状態を赤外線カメラで確認することで評価し，遷移状態の変化がない状態で速度分布は計測した．

図 11 は，迎角 2° 時の Top line 上の境界層分布である．1mm 間隔ごとに平均化した値を示している図中の Xc は中心軸上での頂点からの距離である．

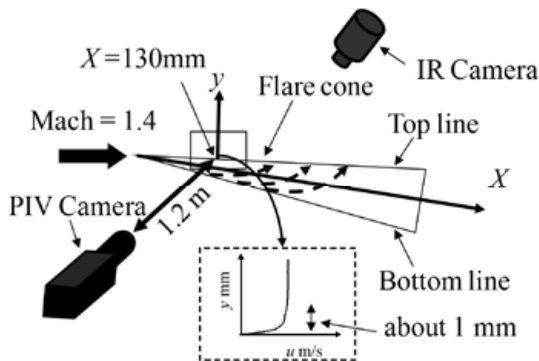
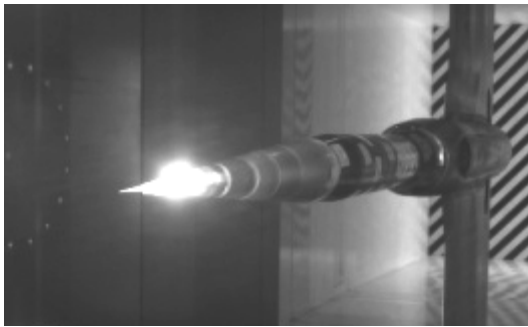


図 10 フレア円錐模型

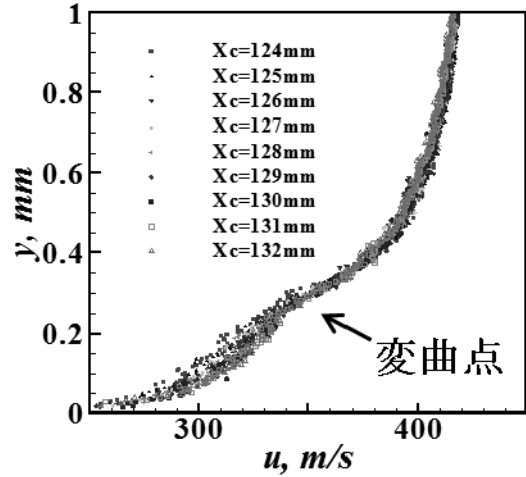


図 11 フレア円錐模型の速度プロファイル

壁面近傍の位置合わせには，やや課題を残すが，約 1mm の超音速境界層の速度プロファイルを取得できた．計測範囲において，図中の矢印の位置に変曲点が存在することが分かる．

4. 課題

複数回の境界層 PIV 試験を実施することで，共通の課題が明らかになってきた．最大の問題は，トレーサ粒子の供給方法である．ロケットフェアリングの遷音速境界層の計測においては，油滴粒子を使用したがる，粒子濃度は不足しており，また粒子の分布も一様でないことから，良好な瞬時速度場は得られなかった．粒子量の増加や粒子供給位置の最適化等により，粒子分布の改善を図る必要がある．

また，粒子分布が悪い状態であっても，アンサンブル相関法を拡張することで，相関分布を粒子移動位置の確立密度分布の関数と捉え，乱流統計量を求めることは可能であると考えている．解析手法についても改良の余地はある．

その他の改良すべき手法としては，壁面位置の特定方法，壁面からの反射光対策を挙げられる．壁面の特定は，CFD 等との比較の上でも重要な課題である．

5. まとめ

本稿では、JAXA2m×2m 遷音速風洞における遷音速領域および超音速領域の境界層速度分布計測について述べた。PIV を使用して実際に境界層速度分布を取得した際の、工夫点を述べるとともに、計測例を2例紹介した。現状の最大の課題は、トレーサ粒子の供給方法にある。今後、トレーサ粒子の供給方法を改善することで、乱流統計量を含む境界層速度情報の取得に努めたい。

謝辞

本稿で紹介した一連の風洞試験を実施するに当たり、JAXA 風洞技術開発センターの関係者に多大なる支援をいただいた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- [1]可視化情報学会編, “PIV ハンドブック”, 森北出版, 2002.
- [2]小池ら, “PIV による軸対称物体の超音速境界層計測,” 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011, (2011), 2B01.
- [3]Koike et al., “Measurement of Supersonic Boundary Layer Using Long Range μ -PIV with Condensed Water Droplets,” PIV13, Delft, (2013).
- [4]小池ら, “PIV によるロケットフェアリング模型の境界層計測,” 第44回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2012, (2012), 2D10.
- [5]Westerweel et al., “Single-pixel resolution ensemble correlation for micro-PIV applications,” Experiments in Fluids 37 (2004) pp. 375-384.
- [6]Kähler et al., “Wall-Shear-stress and near-wall turbulence measurements up to single pixel resolution by means of long-distance micro-PIV,” Experiments in Fluids 41 (2006) pp.

323-341.

[7]Tokugawa et al., “Transition within Leeward Plane of Axisymmetric Bodies at Incidence in Supersonic Flow,” AIAA-2012-3259 (2012).

模型変形計測のリアルタイム処理

加藤裕之（宇宙航空研究開発機構）

鈴木幸一、山谷英樹（IHI エアロスペースエンジニアリング）

岩崎容誠、木原啓子（シルク・ラボラトリ）

Real-time Processing of Model Deformation Measurement

Hiroyuki Kato (JAXA)

Koichi Suzuki, Hideki Yamaya (ISE)

Hiroto Iwasaki, Keiko Kihara (Silk Laboratory)

概要

デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞（DAHWIN）におけるサブシステムとして、流体画像データ処理高速化のため、模型変形計測のリアルタイム処理、及び、その結果を DAHWIN コアシステムに送信して、風洞試験中に計測結果が可視化可能なシステムを構築した。本報では、処理システムの概略について説明し、システム検証として実施した JAXA 2m×2m 遷音速風洞における NASA CRM 縮尺模型試験の結果について紹介する。

1. はじめに

デジタル・アナログハイブリッド風洞システム（DAHWIN）のアナログ風洞において、これまでデータ処理に多大な時間を要した模型変形計測（MDM: Model Deformation Measurement）に対して、その処理をリアルタイムで実現するシステムを構築し、JAXA 2m×2m 遷音速風洞において、DLR F6 縮尺模型を測定対象とした試験を実施した。本報告ではデータ高速処理システムの概要とその検証結果について紹介する。

模型変形計測（MDM）としては、模型上での測定点位置が明確である、比較的計測精度が高い等の利点により、これまでマーカ法が広く用いられてきた[1]。マーカを用いたステレオ写真法による変形量計測では、2台の高解像度 CCD カメラにより模型を撮影し、模型に貼付されたマーカの三次元位置を計測することで、模型形状の空力変形量（たわみ、ねじり）を算出する。本手法では、カメラ

キャリブレーション、マーカ検出等で、手動による作業があり、結果出力まで、多くの時間を要するといった問題がある。

前述の通り、MDM では、そのデータ処理に多くの時間を要するため、実用化の観点からは、その利用が限定されてきた。そこで、本研究では、それら時間の要する処理に対して、リアルタイムでデータ処理を行うシステムを構築することで、通風中の結果出力の実現を目指した。

2. システム構成

MDM 高速処理システムは、MDM 画像取得用 PC と MDM 処理用 PC、及び、ファイルサーバ（NAS）から構成されている（図1）。画像取得用 PC では、2台の高解像度カメラが接続されており、カメラによって撮影された画像は、ファイルサーバに保存される。処理用 PC では、ファイルサーバに新規画像ファイルが保存されると、処理用プログラムが

自動的にファイルを読み込み、マーカ検出、マーカ3次元位置算出、及び、主翼の曲げ、ねじりの算出を実行する。このとき、撮影時の通風条件（RUN番号、計測番号、マッハ数、模型姿勢角等）に関する情報は、風洞に用意されている風洞基準量データ配信システムから出力されるデータを自動取得し、変形計測結果と試験条件との対応付けを行う。最終結果は、ネットワーク経由でハイブリッド風洞システム[2]に自動的に送信され、データベースに登録される。

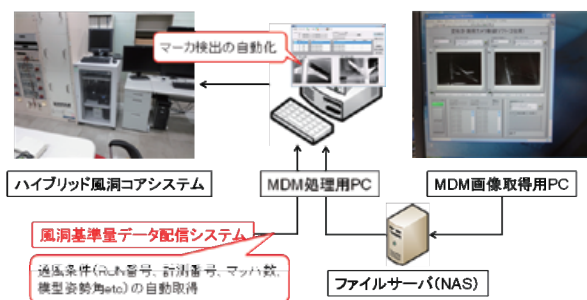


図1 MDMデータ高速処理システムの構成

ステレオ写真法では、計測前にカメラ画像と測定空間の3次元座標との対応関係を記述するパラメータ（カメラパラメータ）を推定するために、カメラキャリブレーションを実施する必要があります。このキャリブレーション作業を短時間で実施するため、本処理ソフトウェアには、半自動でキャリブレーションを行うための機能を実装した。図2にその操作画面を示す。

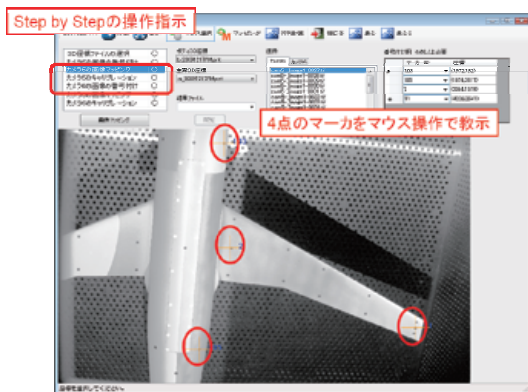


図2 カメラキャリブレーション画面

カメラキャリブレーションは、順を追って操作が出来るように構成されており、操作者は、最初に4点のみのマーカ位置をマウスで教示するだけで、後は自動的にマーカを検出し、カメラパラメータを算出することができる。

3. 評価結果

データ処理システムを評価するため、JAXA 2m×2m遷音速風洞（JAXA TWT1）において風洞試験を実施した。試験は、測定部は多孔壁である第4カートを使用した。本カートでは、光学計測（PIV、PSP、MDM）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おり、カメラ及び照明の配置に自由度が大きくなるように工夫されている。

変形計測では、2台の高解像度CCDカメラ（Pro cilica社、GE4900、4872×3248画素）による撮影を実施した。カメラの配置は図3の通りである。たわみ量の計測精度を上げるため、1台のカメラは模型に対して、斜め上方に配置されている。また、カメラキャリブレーション時は、模型支持装置を利用して、模型を上下にトラバース（ヒービング動作）してマーカ画像を取得する。撮影されたマーカ画像は、風洞起動後、通風データ取得開始までの時間で、データ処理を行い、カメラパラメータを算出する。

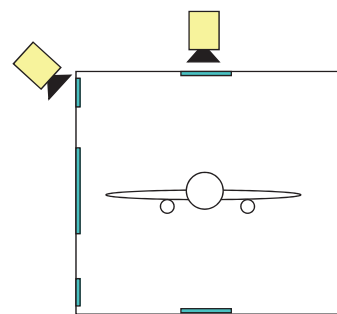


図3 MDM計測システム

図4にシステムの評価試験で使用したNASA CRM縮尺模型[3]を示す。

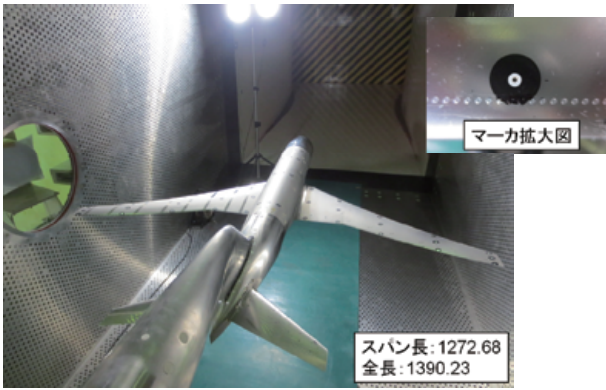


図4 NASA CRM 縮尺模型

変形計測用のマーカーは、インスタントレタリングを使用しており、模型表面の金属光沢によるコントラスト低下を抑えるため、黒の大きなマーカーの上に白マーカーを貼付して使用した。

図5にNASA CRM 縮尺模型のMDM 結果例を示す。本計測で得られた模型主翼のたわみ量 Δz とねじり量 $\Delta\alpha$ を縦軸にとり、翼長手方向スパンを横軸にとったものを示す。なお、RUN4256-1～4は同一通風中の再現性を確認するために取得したデータである。高速処理システムを用いた自動処理によって、1試験ケース当たりの処理時間は約20秒程度に短縮されることが確認され、通風中、ほぼリアルタイムで、模型変形結果をモニタリングすることが可能となった。

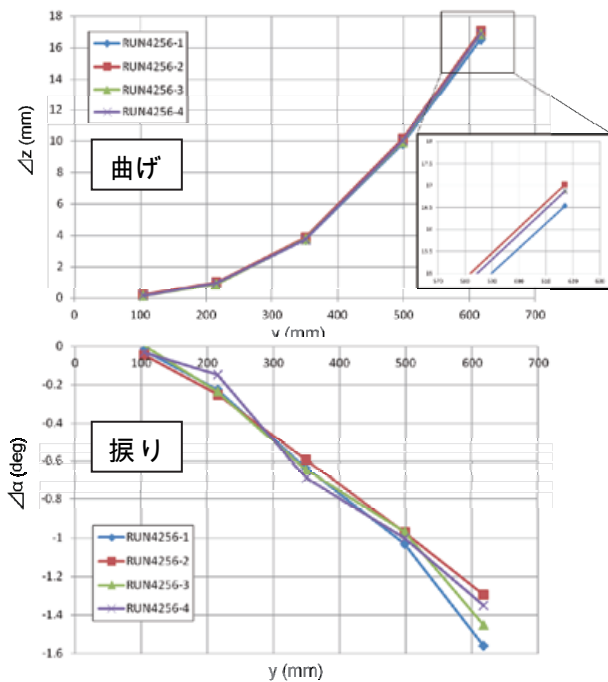


図5 MDM 結果例 (M=0.85、AoA=3.01°)

4. まとめ

風洞試験における模型変形計測データの高速処理により、試験中に計測結果の確認が可能となるシステムを構築した。その結果、MDM データ処理システムにより、自動処理が実現するとともに、20秒/ケースでの計測結果の出力が可能となった。本システムによって、リアルタイムでの処理が可能となると共に、通風中の結果確認が実現した。

謝辞

本研究の風洞試験実施に際し、JAXA 風洞技術開発センター遷音速風洞セクションの多大なるご協力を頂いた。また、光学計測の実施では、JAXA 風洞技術開発センター高度化セクションにご支援頂いた。ここに心より感謝の意を表す。

参考文献

- [1] 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ーを用いた写真測量法による模型変形計測,” 第48回飛行機シンポジウム講演集, (2010).
- [2] 渡辺重哉, 口石茂, 加藤裕之, 青山剛史, 村上桂一, 橋本敦, 藤田直行, 岩宮敏幸, 松尾裕一, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み,” 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2008講演集, 1C12, 2008.
- [3] Makoto Ueno, Masataka Kohzai, Seigo Koga, “Transonic Wind Tunnel Test of the NASA CRM: Volume 1,” JAXA Research and Development Memorandum, JAXA-RM-13-017E, 2013.

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) マッハ数・浮力補正および風試不確かさ解析機能について

○越智康浩、口石茂、香西政孝、永井伸治 (宇宙航空研究開発機構)

Mach Number and Buoyancy Corrections, Uncertainty Analysis using
Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN)
Yasuhiro Ochi, Shigeru Kuchi-Ishi, Masataka Kohzai, Shinji Nagai (JAXA)

Key Words: Wind Tunnel Testing, CFD, EFD/CFD Integration

Abstract

As a trial of the integration of Experimental Fluid Dynamics (EFD) and Computational Fluid Dynamics (CFD), JAXA has developed a system called Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN), which is a comprehensive platform for integrating EFD/CFD data and enhancing their efficiency and reliability. The system is presently served for the practical use in the JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel. In the present article, adding the introduction of Mach number and buoyancy corrections, uncertainty analysis of DAHWIN, several examples of the corrections and analysis to NASA-CRM is introduced.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、現状の風洞 (実流れを対象とした「アナログ風洞」) に対して CFD (数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」) を強く連携させたコンカレントな EFD/CFD 融合システムである、「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN)」の開発を平成 24 年度に終了し、25 年度より JAXA 2m×2m 遷音速風洞において本格運用を開始している。

DAHWIN の利用フローを図 1 に示す。まず、風試模型形状が定義された後、試験実施に先立った CFD 解析 (事前 CFD) を行い、得られた解析結果は風試計画の立案や風試データ補正における基本データとして利用される。そして、風試中には風試データを事前 CFD 結果とリアルタイムに比較することでデータの健全性を評価することが可能である。風試データは随時デジタル風洞側にフィードバックされ、風試条件を踏まえた CFD 解析を実行することも可能である。風試全体が終了した時点で、風試/CFD データおよび両者を融合させた空力データがデータベース化され、以降の研究開発に活用される。

本稿では、DAHWIN の一機能である、マッハ数・浮力補正および風試不確かさ解析について紹介する。

DAHWIN における主要機能の概要や活用事例については文献 1) を参照されたい。

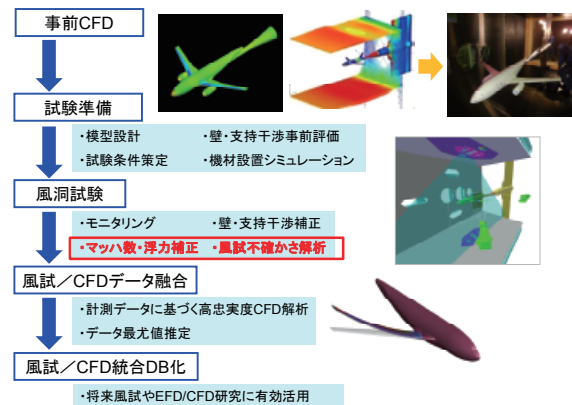


図 1 DAHWIN 利用フロー

2. マッハ数・浮力補正

マッハ数補正とは、風洞気流基準量を求めるプレナム室静圧と実際の測定部静圧の違いに起因するマッハ数と動圧の違いを補正することである²⁾⁻³⁾。模型の空力中心付近の測定部の静圧から局所マッハ数 (M_{local}) を算出し、プレナム室圧力から算出したマッハ数 (M) との差分を取ることで補正量 ($M_{difference}$) が得られる。

$$M_{difference} = M_{local} - M$$

$$= \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_0}{Cp_{probe}(X_{center}) \times Q + P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} - M$$

$M_{difference}$: マッハ数補正量
 $Cp_{probe}(x)$: 中心プローブ測定圧力係数
 X_{center} : 空力中心位置

なお、測定部の静圧は図 2 に示す中心プローブ (直径 100mm, 長さ 9,000mm の円筒状で両側に静圧孔、

2m×2m 測定部断面の中心位置に配置) で測定した圧力を使用している。

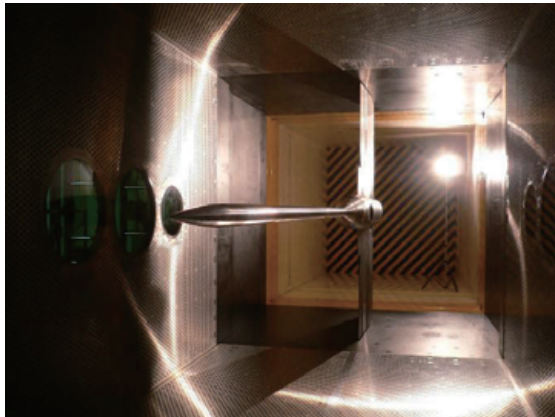


図2 中心プローブ

マッハ数補正を行ったマッハ数 ($M_{corrected}$) を基に、静圧 P 及び動圧 Q について補正し、これらを基に空力係数の補正を行う。

$$M_{corrected} = M + M_{difference}$$

$$P_{corrected} = \frac{P_0}{\left(\frac{\gamma-1}{2} \times M_{corrected}^2 + 1\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$Q_{corrected} = \frac{\gamma}{2} \times P_{corrected} \times M_{corrected}^2$$

$$CAf = CA - CDc$$

$$CAf_{corrected} = CAf \times \frac{Q}{Q_{corrected}}$$

$$CN_{corrected} = CN \times \frac{Q}{Q_{corrected}}$$

浮力補正とは測定部主流方向のマッハ数傾斜(静圧傾斜)を評価し、抵抗に対する補正量を評価することである。図3に示すように、模型下流部では支持装置の影響が非常に強いのでその影響を補正する。

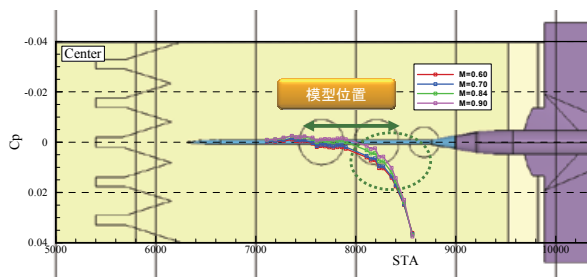


図3 測定部主流方向の静圧傾斜

以下の式に示すように、浮力補正量 ($CDf_{buoyancy}$) は模型全体にかかる浮力項とキャビティ・ベース部にかかる浮力項から構成される。

$$= \frac{1}{S_{ref}} \int_{x_{nose}}^{x_{tail}} \left(\frac{dCp_{probe}(x)}{dx} \times S_{Model}(x) \right) dx$$

模型全体にかかる浮力

$$= \frac{Cp_{probe}(X_{cavity}) \times S_{cavity}(X_{cavity}) + Cp_{probe}(X_{tail}) \times S_{base}(X_{tail})}{S_{ref}}$$

キャビティ・ベース部にかかる浮力

$CDf_{buoyancy}$: 浮力補正量

$S_{Model}(x)$: 模型断面積分分布

$$CDf_{corrected} = CDf - CDf_{buoyancy}$$

DAHWIN において、マッハ数補正および浮力補正は通風終了後にラン単位で補正を行う。ランの一覧の中から補正対象とするランを選択し、そのランに対してどの補正を行うのかを指定する。マッハ数補正のみ単独で実施することも可能である。補正手法および対象を選択した後は実行ボタンをクリックするだけで補正が自動的に行われる。事前に入力するデータは中心プローブデータ(総圧とマッハ数の組み合わせに対する圧力係数)と浮力補正の場合には模型断面積分分布である。

3. 風試不確かさ解析

本稿では、誤差をかたより誤差と偶然誤差に分類する。この分類はAIAA-S071A-1999に準拠しており、以降、本規格に沿って議論を進める。

- ・ かたより誤差

系統誤差、規則性があり、測定値に偏りを与える。

- ・ 偶然誤差

環境条件などの変動により偶発的に生じる誤差、測定値のばらつきとなって現れる。

95%包括度(100回の計測のうち、95回の割合で真の値を含むと期待される範囲)の偏り誤差の推定値を正確度 B と呼ぶ。また、95%包括度の偶然誤差の推定値を偶然誤差限界 P と呼ぶ。偶然誤差限界 P は標本標準偏差(精密度) S と自由度 ν (データの個数を N 個とした場合、 $\nu=N-1$) に応じた 95%信頼度の Student t 値の積 ($P=t*S$) で表される。

空力係数を算出するためには、天秤校正、風洞測定、データ処理などが行われるが、これらの処理手順を階層化することにより、誤差の推定が容易になる。最終的な空力係数の誤差へ反映するため、測定量の空力係数に対する感度係数(偏導関数)を導入

する。感度係数は連鎖率を使って求める。

得られた感度係数を各測定量の正確度や偶然誤差限界にかけ、二乗和平方根 (Root Sum Square, RSS) を計算することにより、最終的な空力係数の正確度や偶然誤差限界が求まる。

$$B = \left[\sum (\theta_i B_i)^2 + \sum (\theta_i B_i \cdot \theta_j B_j)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$P = \left[\sum (\theta_i P_i)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

θ_i : 感度係数 i : 測定量インデックス

空力係数の不確かさ幅 (95%包括度) U はこの正確度と偶然誤差限界の二乗和平方根として表される。

$$U = \left[B^2 + P^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

具体例として安定軸系軸力係数 CDs の不確かさを算出する手順を示す。 CDs の階層構造は図5のように機体軸座標系荷重 FA 、 FN 、動圧 Q 、迎角 α などの関数である。さらに FA は自重補正後の天秤出力 $Fx4$ の関数であり、 $Fx4$ も補正前の天秤出力 $Fx2$ と自重補正量 ΔFx の関数となっている。 $Fx2$ や ΔFx は測定量なので、正確度や偶然誤差限界が求められる。

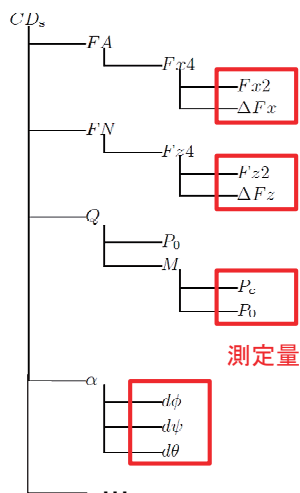


図5 安定軸系軸力係数 (CDs) の階層構造

以下の式は CDs の偶然誤差限界の計算式を示すが、測定量の偶然誤差限界に感度係数をかけ、これらの二乗和平方根を求めている。

$$P = \left[(\theta_{Fx2} P_{Fx2})^2 + (\theta_{\Delta Fx} P_{\Delta Fx})^2 + (\theta_{Fz2} P_{Fz2})^2 + (\theta_{\Delta Fz} P_{\Delta Fz})^2 + (\theta_{P_0} P_{P_0})^2 + (\theta_{P_c} P_{P_c})^2 + (\theta_{d\phi} P_{d\phi})^2 + (\theta_{d\psi} P_{d\psi})^2 + (\theta_{d\theta} P_{d\theta})^2 + \dots \right]^{\frac{1}{2}}$$

感度係数は例えば θ_{Fx2} の場合、以下の式のように連鎖率を使って求められる。

$$\theta_{Fx2} = \frac{\partial(Fx4)}{\partial(Fx2)} \cdot \frac{\partial(FA)}{\partial(Fx4)} \cdot \frac{\partial(CD_s)}{\partial(FA)}$$

DAHWIN において、風試不確かさ解析は通風終了後にラン単位で実施する。入力データは測定量の正確度・偶然誤差限界である。風洞基準量であるマッハ数や動圧、模型姿勢角の不確かさも算出することが可能である。

4. JAXA 2m×2m 遷音速風洞における解析例

解析事例として、NASA Common Research Model (CRM) 80%縮尺模型に対する JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験に対応した解析結果を示す。NASA-CRM は、AIAA CFD Drag Prediction Workshop において提示された CFD 検証を主たる目的とした標準模型である⁴⁾⁻⁶⁾。JAXA においても、NASA Langley National Transonic Facility (NTF) における風試とプロセージを合わせるために、NTF の 80%縮尺サイズ模型を製作の上、平成 23 年度以降、全機 6 分力や圧力孔のデータのみならず、PIV (Particle Image Velocimetry, 粒子画像流速測定法)、模型変形、非定常圧力等を含めた幅広い計測を実施している⁷⁾⁻⁹⁾。本模型はステンレス製で、全長 1,355mm、全幅 1,269mm である。

JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験条件は、マッハ数 0.6 から 0.85、風洞総圧は 100, 120kPa、迎角 -2 度から 10 度であり、カートは第 4 カートを使用した。

4. 1 風試不確かさ解析

DAHWIN における風試不確かさ解析の操作概要とともに解析結果を示す。図 6 の左側が DAHWIN のメイン画面となっており、全ての操作はこの画面を基点に行う。風試不確かさ解析機能を選択し、実行ボタンをクリックすると解析対象を選択する画面 (右上) が起動する。本画面にて対象のランを選択し、実行ボタンをクリックすると入力ファイルを指定する画面 (右下) が起動する。この入力ファイルは 3 章で議論した測定量の正確度・偶然誤差限界を記入したファイルである。ファイルを指定後、Submit ボタンをクリックすると後は自動で処理が進む。

処理が完了すると、各空力係数の不確かさ幅が出力された画面が表示される。1 計測点当たりの処理時間は 10 秒弱である (この時間はシステムに処理要求を送信してから、結果の出力が完了するまでの時間なので、解析に要している時間はこれよりも短い)。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、20 分弱で解析が終了する。出力ファイルには感度係数や各空力係数の正確度、偶然誤差限界、不確かさ

幅が記入されている。

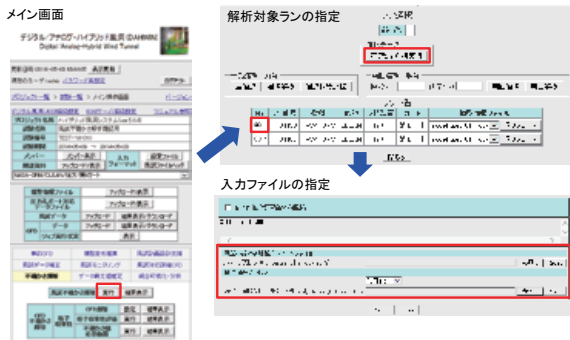


図6 風試不確かさ解析操作画面

得られた不確かさ幅は DAHWIN 上で可視化することができる。図7はCD-CLのグラフで、赤枠内を拡大した図を重ねている。不確かさ幅はエラーバーとして表示さる。なお、CLについてもエラーバーは表示しているが、縦軸のスケールに対して小さいので画像上では見づらくなっている。CDsの不確かさは2から4カウント程度である。マッハ数(測定)の不確かさは0.85の場合0.00005程度であるが、これはあくまで測定の不確かさであり、空間・時間変動分は入っていないため、厳密には風洞試験の不確かさとは言えない。迎角 α の不確かさ幅は0.03度程度である。現状、迎角は模型内センサーではなく、模型支持装置で計測している。

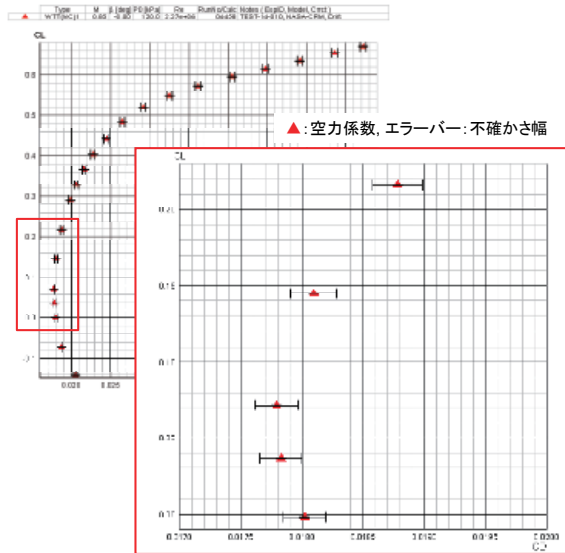


図7 安定軸系軸力係数(CDs)の不確かさ幅

各測定量の正確度と偶然誤差限界が空力係数の正確度と偶然誤差限界にどの程度寄与しているのかを示す。図8は、横軸に測定量、縦軸に感度と正確度の二乗平方根をとったグラフである。本グラフより

自重補正量 ΔF_x の寄与が最も大きく、約1.7カウント分寄与しているのがわかる。次に天秤出力 F_{x2} 、ピッチ方向たわみ補正量 $d\theta$ 、設定ピッチ角 θ_s がそれぞれ0.6カウント、0.5カウント、0.3カウント程度の順で寄与している。図9は縦軸に感度と偶然誤差限界の二乗平方根をとったグラフである。偶然誤差限界についてはピッチ方向たわみ補正量 $d\theta$ の寄与が最も大きく約0.5カウント、続いて、自重補正量 ΔF_x 、天秤出力 F_{x2} 、設定ピッチ角 θ_s の順にそれぞれ0.3カウント、0.2カウント、0.1カウント程度寄与している。

図8、9で示した自重補正量に関するデータは現状得られる最良のデータを使用したものの、空力係数に対する寄与度について正確に議論する観点からはデータが不足しているため、今後、十分なデータを取得した上で見直す必要がある。

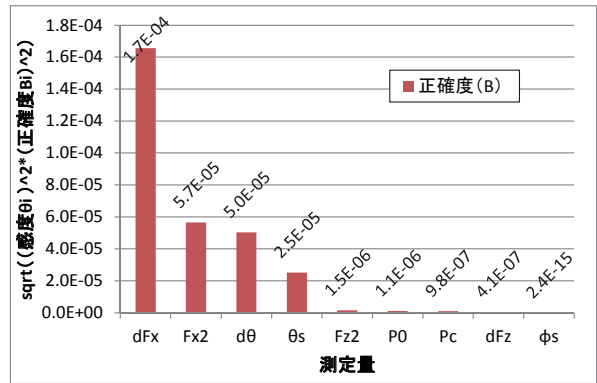


図8 安定軸系軸力係数(CDs)に対する測定量の寄与度(正確度)

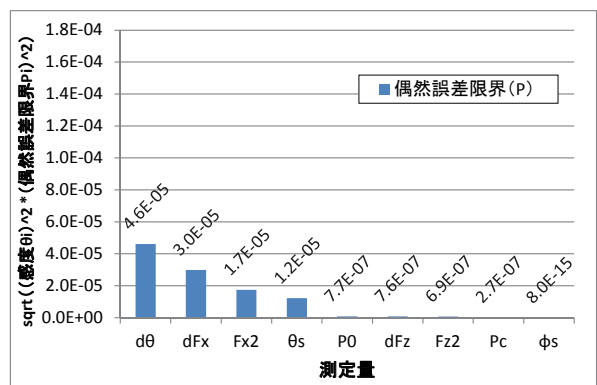


図9 安定軸系軸力係数(CDs)に対する測定量の寄与度(偶然誤差限界)

4.2 マッハ数・浮力補正

DAHWINにおけるマッハ数・浮力補正の操作概要とともに補正結果を示す。風試不確かさ解析の場合と同様、図10に示すようにまずはメイン画面(図

左側) から風試データ補正機能を選択し、実行ボタンをクリックする。すると補正対象のラン及び補正の種類を指定する画面(右上)が起動するので、対象ランと補正種類を選択した上で実行ボタンをクリックすると後は自動で処理が行われる。処理が完了すると結果の一覧画面(右中)が表示される。ダウンロードボタンをクリックすると、補正結果が記入されたファイル(右下)がダウンロードされる。

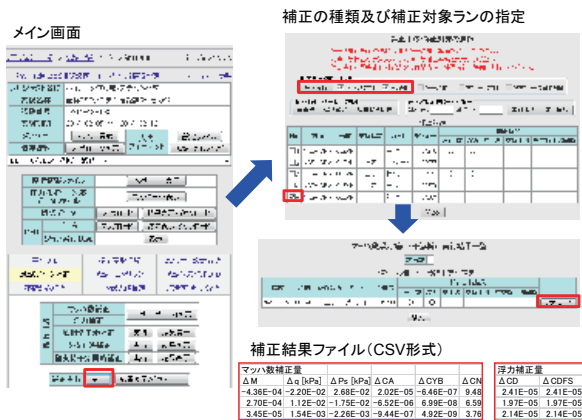


図 10 マッハ数・浮力補正操作画面

図 1 1 はマッハ数補正の結果である。横軸に(プレナム室)マッハ数、縦軸に補正量(測定部マッハ数からプレナム室マッハ数を引いたもの)を示す。補正量は 0.0004 程度であり、CDs の補正量に換算すると 0.2 カウント程度である。マッハ数の不確かさ幅は 0.00005 であり(4. 1 節)、これと比べるとマッハ数補正量は有意に大きな値である。なお、1 計測点当たりのマッハ数補正量計算時間は 1 秒以内である。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、2 分以内で処理が終了する。

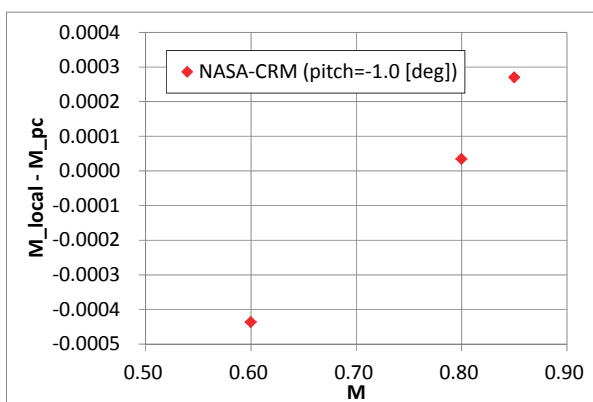


図 1 1 マッハ数補正結果

図 1 2 は浮力補正の結果である。横軸に(プレナム室)マッハ数、縦軸に補正量を示す。補正量は 2 か

ら 4 カウント程度である。CDs の不確かさ幅は 2 から 4 カウント程度であり(4. 1 節)、これと同程度である。なお、1 計測点当たりの浮力補正量計算時間は 1 秒以内である。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、2 分以内で処理が終了する。

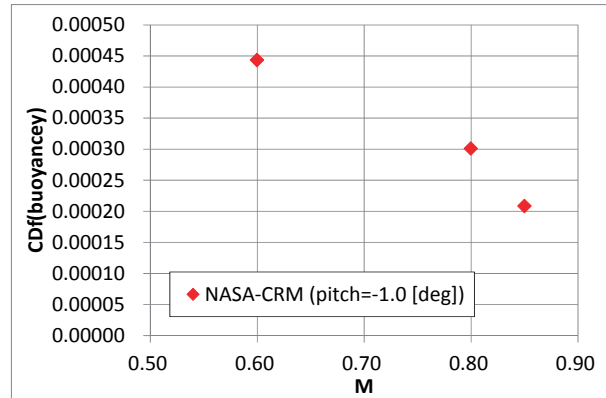


図 1 2 浮力補正結果

5. 今後の課題

本解析を通して明らかとなった今後の課題について以下のように取りまとめる。

マッハ数・浮力補正の力試験標準データ処理への反映

現状、JAXA 2m×2m 遷音速風洞では標準データにマッハ数・浮力補正を施していないが、4. 2 節で示したとおり補正量は必ずしも小さくはないので、反映することについて検討する必要がある。

マッハ数補正における局所マッハ数の定義

マッハ数補正において、現状、模型の空力中心位置の静圧から局所マッハ数を算出しているが(2 章)、模型周辺ではマッハ数が変化しており、空力中心位置の静圧だけで局所マッハ数を算出するのは十分妥当とは言い切れない。そのため、模型周辺における静圧から平均化されたマッハ数を算出するなど、局所マッハ数の定義について検討する必要がある。

浮力補正用の模型断面積分布の算出作業効率化

現状は CAD データから手作業で模型断面積分布を取得しているが、取得すべき断面の位置の指定なども含め作業の効率化を検討している。

中心プローブ測定圧力係数の勾配計算

浮力補正に関して中心プローブで測定した圧力係数の勾配計算について十分に検討する必要がある。

測定された圧力係数は値そのものが小さく、その上空間的に変動している。そのため、その勾配を計算する際、近似曲線のとり方によっては最終的に得られる補正量の値が大きくなってしまおうという問題がある。今後、適切な勾配計算の方法を検討する必要がある。

自重補正項の不確かさデータ見直し

風試不確かさ解析に関連して、4.1節で触れたとおり、現状、自重補正項に関するデータが不足している。今後、(無風)データを活用して、この部分の不確かさ解析を見直す予定である。

風洞基準量測定方法の見直し

風洞基準量である総圧 P_0 やプレナム静圧 P_c は現状、1秒間に1回計測しているだけであるが、今後、変動幅や時間平均を取得することを検討している。

6. まとめ

DAHWINの適用により、JAXA 2m×2m 遷音速風洞では、容易かつ迅速に風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正を実施可能となった。本稿ではNASA-CRM80%縮尺模型に対する風洞試験に対応した風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正を実施した。風試不確かさ解析について、計測点あたりの処理時間10秒弱であり、CDsの不確かさ幅は2から4カウント程度であった。マッハ数補正について、計測点あたりの処理時間1秒以内であり、補正量は0.0004程度(CDsの補正量に換算すると0.2カウント程度)であった。浮力補正についても、計測点あたりの処理時間1秒以内であり、CDsの補正量は2から4カウント程度であった。今後もDAHWINにおける風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正機能を有効に活用する予定である。

参考文献

- 1) 口石茂, 山下達也, 村上桂一, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野純: JAXA デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の開発 (その1): システム概要と活用例, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2068-F/A, 2013.
- 2) 河本巖, 小国保男, 中村正剛, 細江信幸: 航技研遷音速風洞試験データの補正 マッハ数補正と浮力補正, 第30回流体力学講演会, 1998.
- 3) 香西政孝, 上野真, 塩原辰郎, 小松行夫, 唐沢

敏夫, 小池陽, 須谷記和, 我那覇義人, 今直樹, 原口智裕, 中村晃祥: JAXA 2m×2m 遷音速風洞における測定部マッハ数検定試験, 第77回風洞研究会議, JAXA-SP-06-026, 2007.

- 4) Vassberg, J. C., et al., "Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," AIAA Paper AIAA 2008-6919, Aug. 2008.
- 5) Vassberg, J. C., et al., "Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper AIAA 2010-4547, June 2010.
- 6) Rivers, M. B. and Dittberner, A., "Experimental Investigations of the NASA Common Research Model in the NASA Langley National Transonic Facility and NASA Ames 11-Ft Transonic Wind Tunnel," AIAA Paper AIAA 2011-1126, Jan. 2011.
- 7) Ueno, M., et al., "80% Scaled NASA Common Research Model Wind Tunnel Test of JAXA at Relatively Low Reynolds Number," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.
- 8) Kohzai, M., et al., "Wall Interference Corrections of a NASA Common Research Model in JAXA Wind Tunnel Tests," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.
- 9) Koga, S., et al., "Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.

JAXA 1m×1m 超音速風洞における 2013 年度気流検定試験結果

○青木良尚（宇宙航空研究開発機構）
西島寛典, 安藤典久, 平野貴司（株式会社 IHI エアロスペース・エンジニアリング）
渡辺光則, 満尾和徳（宇宙航空研究開発機構）

Wind Tunnel Calibration Test Result in JAXA 1m by 1m Supersonic Wind Tunnel in FY 2013
Yoshihisa Aoki (Japan Aerospace Exploration Agency)
Hironori Nishijima, Norihisa Ando, Takashi Hirano (IHI Aerospace Engineering)
Mistunori Watanabe, Kazunori Mitsuo (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Calibration Test, Mach Number Distribution, AGARD-B Standard Model

Abstract

We conducted annual wind tunnel calibration test on November in 2013 in JAXA 1m by 1m supersonic wind tunnel. Mach number distribution at test section and aerodynamic longitudinal forces of AGARD-B standard model were measured in this test campaign. Mach number distribution and aerodynamic longitudinal forces with roughness generally used in development test matched the past data. And we found the tendency of forebody axial force coefficient without roughness changed.

1. はじめに

2013年11月に、JAXA 1m×1m 超音速風洞において、気流検定試験を実施した。今回の気流検定試験において特筆すべき点は、気流検定のようなルーチンワークとして実施される試験は、業務委託として実施するという方針のもと、宇宙航空研究開発機構航空本部風洞技術開発センターにおける業務委託で実施された初めての風洞試験であったことである。これまで、気流検定試験は職員が直接実施してきた。この試験では、職員は試験計画とデータの確認のみを行った。この新しい試験体制において、気流検定試験を滞りなく実施できることが確認できたことは一つの成果である。

気流検定試験では、測定部の高さ方向のマッハ数分布と、AGARD-B 標準模型の縦3分力空力特性データの計測を行った。

2章に使用風洞について、3章に測定部マッハ数分布計測試験結果を、4章にAGARD-B 標準模型試験結果を、5章にまとめを示す。

2. JAXA 1m×1m超音速風洞¹⁾

図1に、JAXA 1m×1m超音速風洞（以下、本風洞）の鳥瞰図を示す。

本風洞は、マッハ数1.4～4.0で通風可能な吹き出し間欠式風洞である。測定部は高さ1m、横1mの正方形断面を持つ。通風時間は、30秒程度である。

3. 測定部マッハ数分布計測試験結果

測定部マッハ数分布計測試験は、図2に示す11

列型楕形ピトー管を用いた。試験ケースを表1に示す。計測結果を図3～図8に示す。ここで、縦軸は高さ方向の座標、横軸はマッハ数、実線は2013年度、破線は2007年度の計測結果である。また、縦の赤実線と赤破線はそれぞれ2013年度と2007年度の平均値、縦の青実線は2013年度計測結果の標準偏差の2倍を平均値に加減したものである。2007年度の結果と比較すると、測定部マッハ数平均値のシフト量は、マッハ数が高くなるにつれて小さくなる（図9）。測定部マッハ数の計測誤差（95%包括度不確かさ）²⁾は、マッハ数1.4で0.009程度、マッハ数2.0で0.005程度である。従って2013年度の計測結果は、2007年度の計測結果と比較して再現性を確認できた。

4. AGARD-B標準模型試験結果

図10～図12に、AGARD-B標準模型を示す。風洞試験では、胴体直径75mmの模型を使用した。試験条件を表2に示す。

ラフネス有りの代表ケースとして、マッハ数1.6、ロール角0°の縦3分力計測結果を、図13～図15に示す。計測結果は全てエラーバーの中に入っていたため、再現性を確認できた。他のマッハ数、ロール角におけるラフネス有りのケースでも同様の結果となった。

マッハ数2.0、ラフネス無しの試験では、全面軸力係数に、以前（2007年度以前）の計測結果と差が見られた（図16）。実線がラフネス無し、破線がラフネス有りの試験結果である。以前の

試験では、迎角0° 付近にドラッグバケットが見られたが、今回の試験では見られなかった。前面軸力係数の不確かさは、±0.0005程度なので、迎角0° 付近では不確かさの範囲を外れた試験結果となった。これは、気流の乱れ度の変化や、模型表面粗さの影響が考えられるが、結論は得ていない。但し、一般的な開発風洞試験では、ラフネスを使用して試験を実施するので、この場合の再現性は問題無い事が分かった。

5. まとめ

本風洞における2013年度気流検定試験結果を述べた。この試験では、測定部マッハ数分布計測試験と、AGARD-B標準模型の縦3分力計測試験を行い、前回の試験結果と比較した。この結果、以下の事が分かった。

- ・マッハ数分布は、全てのマッハ数条件で不確かさの範囲内で再現性が有った。
- ・AGARD-B標準模型の縦3分力は、全てのマッハ数、ロール角、ラフネス有り条件で不確かさの範囲内で再現性が有った。
- ・AGARD-B標準模型の縦3分力のマッハ数2.0、ラフネス無し条件では、前面軸力係数で迎角0° 付近に見られていたドラッグバケットが無くなった。
- ・AGARD-B標準模型試験結果から、気流の乱れ度の増加や模型の表面粗さの変化が生じた可能性が考えられる。この原因の特定が今後の課題である。
- ・但し、ラフネス有りの試験結果に良好な再現性が見られたことから、ラフネスを使用する一般的な開発風洞試験への影響は見られない。

謝辞

本気流検定試験における計測の不確かさは、永井伸治氏作成の計算ツールを使用した。末筆ながら、ここに感謝の意を表する。

参考文献

1. 宇宙航空研究開発機構航空本部風洞技術開発センター、「WINTEC 風洞利用のご案内 第2部 技術編 (JAXA 1.m×1m超音速風洞)」, 2010年
2. 永井 他,「超音速風洞での空力係数の不確かさ」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No.634, pp.485-491, 2006

3. J. P. Hartzuiker, “A review of measurements on AGARD calibration models”, AGARDograph 64, 1961

表1 測定部マッハ数分布計測試験ケース

マッハ数	1.4, 1.6, 1.8, 2.0, 3.0, 4.0
前後方向計測範囲 (測定部中心基準)	-425mm, -190mm, 40mm, 275mm
高さ方向計測範囲 (測定部中心基準)	-400mm ~ +400mm

表2 AGARD-B標準模型試験ケース

マッハ数	ロール角[deg]	ラフネス
1.4	0, 180	有り
1.6	0, 180	有り
1.8	0	有り
2.0	0, 180	有り
2.0	0	無し
2.5	0	有り
3.0	0,180	有り

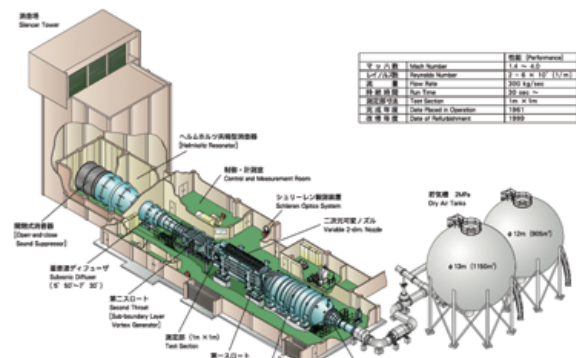


図1 JAXA 1m×1m超音速風洞鳥瞰図

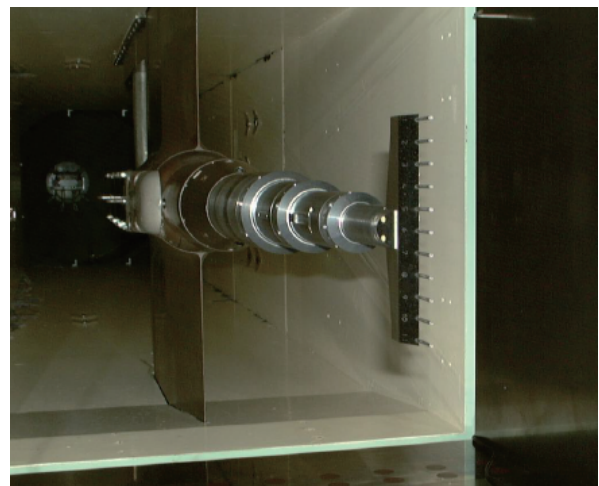


図2 11列型楕形ピトー管

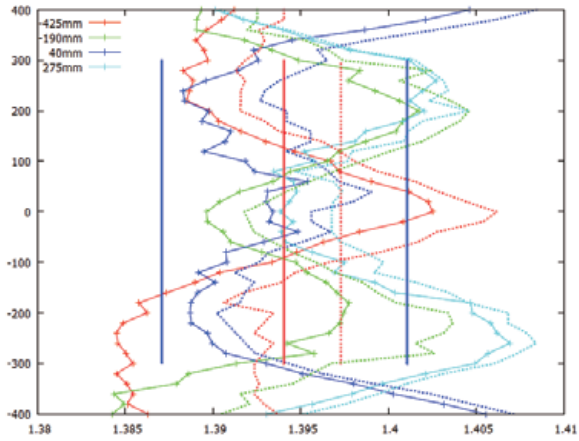


図3 マッハ数1.4マッハ数分布計測結果

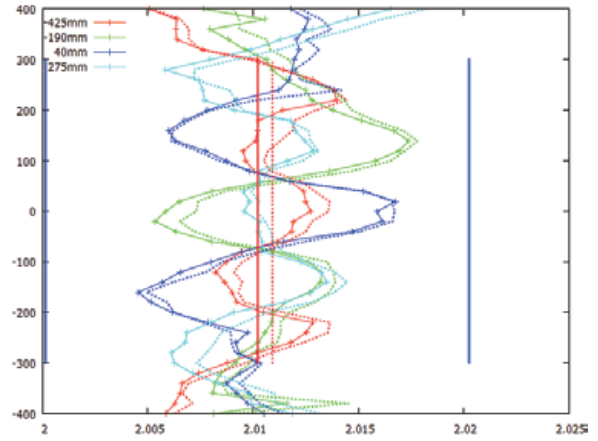


図6 マッハ数2.0マッハ数分布計測結果

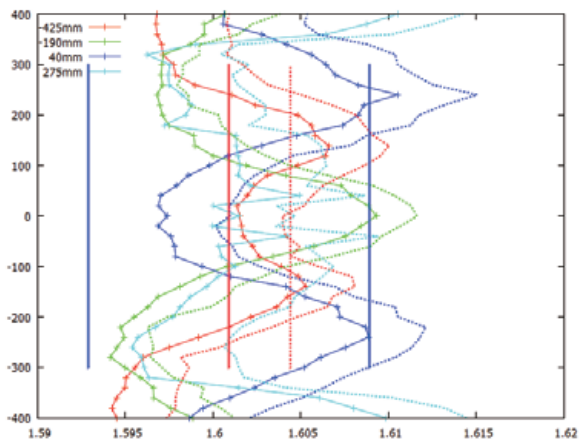


図4 マッハ数1.6マッハ数分布計測結果

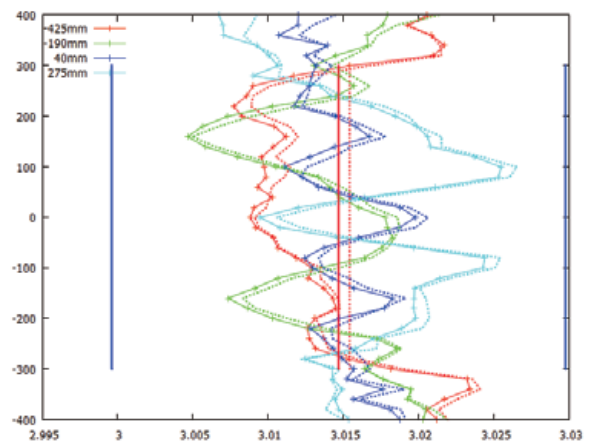


図7 マッハ数3.0マッハ数分布計測結果

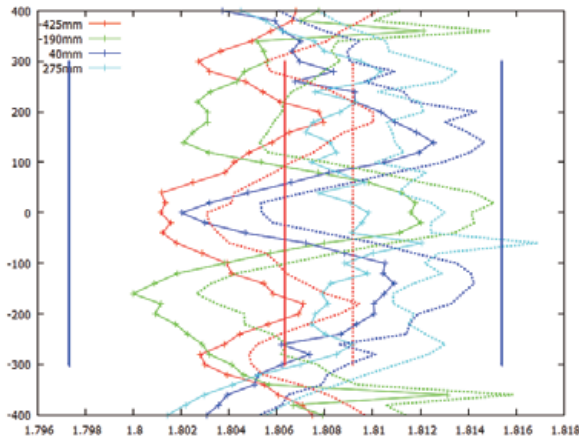


図5 マッハ数1.8マッハ数分布計測結果

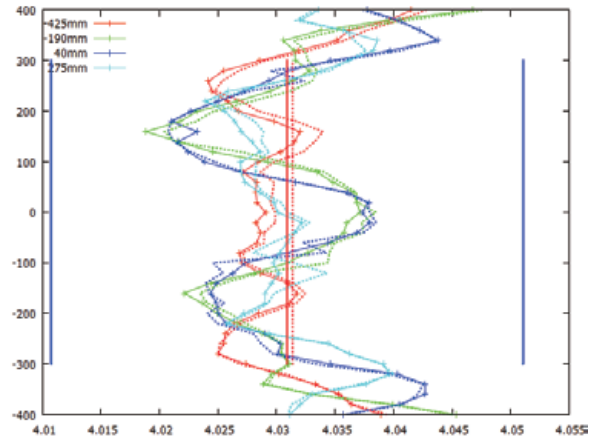


図8 マッハ数4.0マッハ数分布計測結果

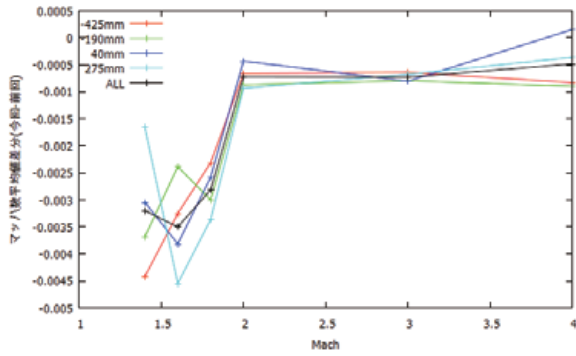


図9 マッハ数平均値差分

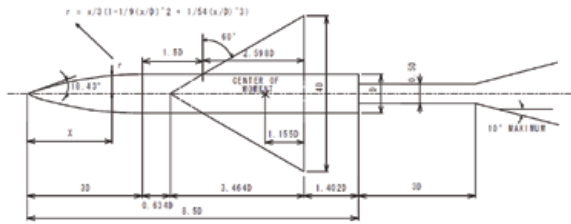


図10 AGARD-B標準模型概要図³⁾

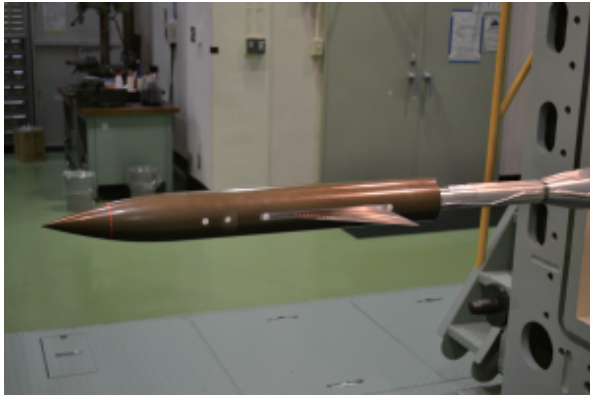


図11 AGARD-B標準模型設置状態

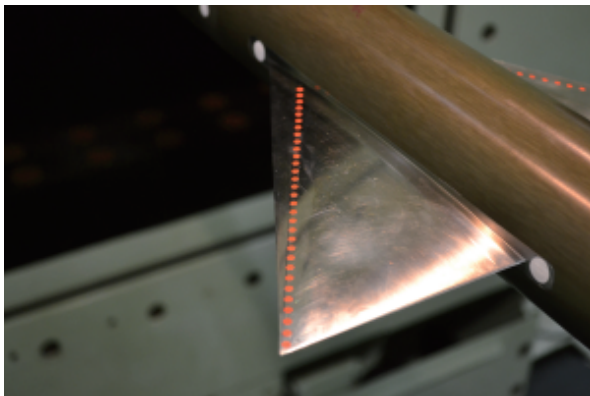


図12 AGARD-B標準模型ラフネス設置状態

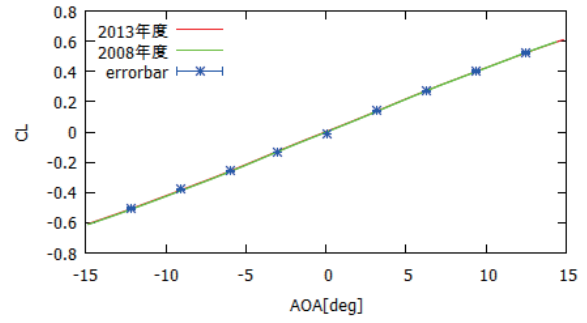


図13 揚力係数

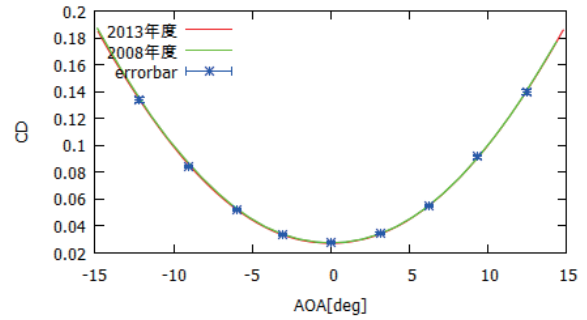


図14 抵抗係数

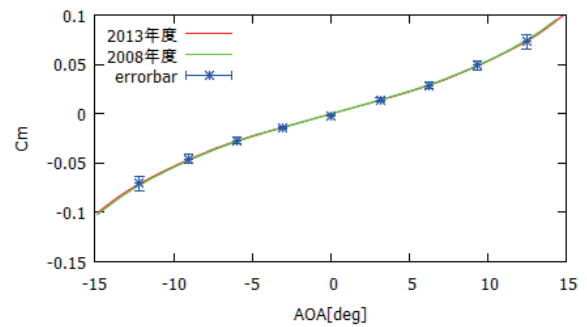


図15 ピッチングモーメント係数

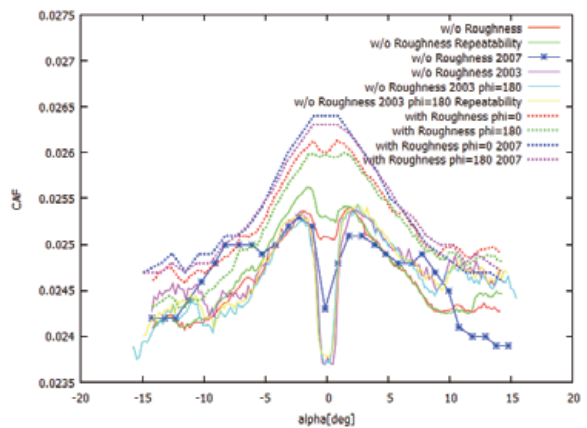


図16 ラフネス無し，前面軸力係数比較

HST低速性能実験機の電動ファンエンジン駆動 を伴う風洞試験について（その2）

○古賀星吾，廣谷智成，田口秀之（宇宙航空研究開発機構），
藤川貴弘，要田大輔，早坂陽，土屋武司（東京大学）

Wind Tunnel Tests on a HST Low-Speed Performance Verification Model with an Electric Ducted Fan Engine, Part 2
Seigo Koga, Tomonari Hirotni, Hideyuki Taguchi (JAXA),
Takahiro Fujikawa, Daisuke Kanameda, Akira Hayasaka and Takeshi Tsuchiya (Univ. of Tokyo)

Key Words: Wind Tunnel Test, Hypersonic Aircraft, Low-Speed Aerodynamics

Abstract

Wind tunnel tests to obtain low-speed aerodynamic characteristics of a hypersonic passenger aircraft were conducted at the JAXA 2m×2m Low-Speed Wind Tunnel. The wind tunnel test model has an electric ducted fan (EDF) engine. This paper mainly describes improved methods for wind tunnel tests with an EDF engine and examples of the application.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、マッハ5クラスの極超音速旅客機（Hypersonic Transport: HST）実現のための技術研究が進められている。極超音速エンジンとして予冷ターボジェットエンジンが開発されており¹，段階的に性能実証試験が実施されている他に，空力，構造，熱といった要素技術の研究が進められている。また，軌道解析やビジネス性も含めたシステム統合解析により最適設計，成立性検証も行われている²。

空力に関しては，巡航の極超音速域における特性とともに，離着陸時の低速飛行における特性検証が重要となる。そこで，JAXAと東京大学の共同研究で，飛行試験技術の構築，向上を目的とし，HST低速性能実験機（図1）の飛行試験を実施している。その中で，東京大学開発のオートパイロットシステム Tiny FeatherとAir Data System（ADS）（図2）を用いて自律飛行を実証し，将来的に極超音速技術実験機の誘導制御への適用を目指す。

自律飛行の制御設計のために空力データベースが必要である。これまで，JAXA2m×2m低速風洞において風洞試験を実施して，基本特性の把握がなされてきた^{3,4}。しかし，空力データベースを作成するためには，基本6分力特性の他，単/複合操舵による舵効き効果，電動ファンエンジン駆動の有無による効果といった多くの様々なデータを取得するために，より効率的な風洞試験技術の構築が必要であった。本稿では，主に，これまでに実施した，電動ファンエ



図1 HST低速性能実験機

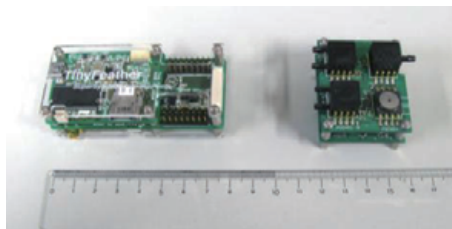


図2 オートパイロットシステムTiny Feather（左）とADSの一部（右）

ンジン駆動を伴う風洞試験における課題と，対策のための改良点について述べる。

2. 風洞試験概要

2. 1. 風洞設備

本試験で用いたJAXA2m×2m低速風洞（LWT2）は大気圧連続循環式で，測定部サイズは2m×2m正方形断面，長さ4m，稼働風速は，常用3～60m/s（連続），最高67m/sという諸元を持つ（図3）。今回は固定壁カートを用い，模型支持にはロボット型模型支持装置を使用した。

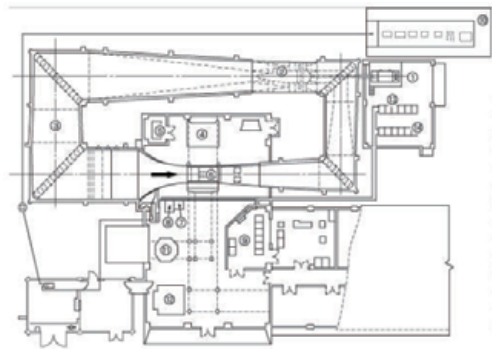


図3 JAXA2m×2m低速風洞の概要図

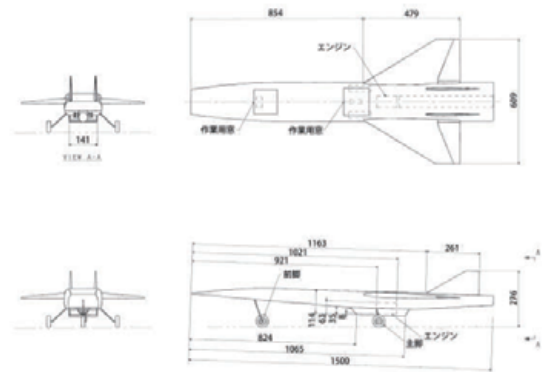


図5 HST低速性能実験機の三面図

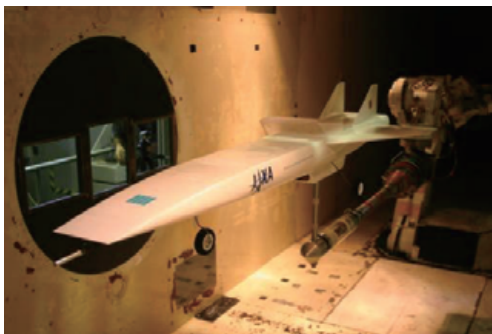


図4 測定部に設置された供試体

表1 模型諸元

項目	値
全長	1500 mm
全幅	609 mm
基準面積	227351 mm ²
モーメント基準点	機首から900 mm

表2 計測条件

項目	条件
風速	15, 20, 30m/s
迎角 横滑り角	-10~20deg (2.5degピッチ) -10, -5, 0, 5, 10, 20deg
舵角 エレベータ エルロン ラダー	-10, -5, 0, 5, 10deg -10, -5, 0, 5, 10deg -10, -5, 0, 5, 10deg (エレベータ, エルロンは複合操舵を含む)
エンジン推力	ON (無風時推力0.8, 1.2, 1.5kgf相当) OFF

2. 2. 模型

供試体(図4)は、飛行実験機と同一モデルであり、三面図を図5に、諸元を表1に示す。リフティングボディ形状、エレボン、双垂直尾翼を有し、模型下部にφ70mm電動ダクトファンエンジンが搭載されている。エンジンナセル部で下方支持することで、エンジン吸排気への干渉がないようにしている。主な材料はバルサ材であるが、支持部を金属で補強している。また、6分力計測と同時に、ADS較正用データを取得するため、5孔ピトー管を含むADSと、データロガーとしてTiny Featherを搭載している。これにより、位置誤差を考慮したデータを取得することができる。

2. 3. 計測項目と試験条件

計測項目は以下の通りであり、試験条件は表2に示す。

・6分力

- 無風状態におけるエンジン推力
- エンジンON/OFF時の基本特性
- エンジンON/OFF時の舵効き特性
- 支持系のみ(支持干渉補正用)

・ADS較正用データ

3. 試験手法

3. 1. これまでの課題と対策

これまで電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験を実施する上で、安全性を高め、試験時間を確保するために、以下のような課題があり、対策が行われた。

・電源

エンジンONのケースでは、50A以上の電流を必要とするため、外部電源を用いる場合、太い電源ケーブルを配線する必要があり、天秤への干渉が懸念される。そこで、配線による影響を避け、計測精度を高めるために、バッテリーを模型内に搭

載した。バッテリー交換作業が必要となるが、ケーブル配線は不要となる。また、飛行実験機はバッテリーを使用するため、風洞試験用に特別な改修の必要がなくなる。風洞試験時は、飛行試験時より実験機の重さを気にする必要はなく、むしろ、バッテリー容量が試験時間の制約となってしまう。そこで、6セル2200mAhのリチウムポリマー（Li-Po）バッテリー2個を並列にして使用することで、飛行試験で用いるバッテリー容量の2倍となるようにして、十分な試験時間を確保した。

・スピードコントローラ（ESC）の温度上昇

エンジンONのケースでは、最大1300W程度の電力を使ってモーターを回転させる。その際、ESCの故障を防ぐため、ESCの温度をモニタリングしながら試験していたが、電流電圧容量の小さいESCだと短時間で高温に達するため、データが取得される前にモーターを止めなければならなかった。そこで、電流電圧容量の大きなESCを採用し、高温になるまでの時間を長くすることで、データ取得までの時間を確保することができ、かつ、安全性を高めることができた。

・ウインドミル対策

エンジン駆動せずに通風すると、ファンがウインドミル状態になり、モーターが生じる逆起電力によりESCの故障、さらには、発火に至る恐れがあった。そのため、通常、エンジンONのケースでは、予めエンジンを駆動しておく必要があるが、バッテリー容量、ESC温度といった制約のため、十分な時間を確保できなかった。そこで、逆起電力対応、ブレーキ機能付きのESCを用いることで、問題を解消することができ、エンジンONのケースで上昇したESCの温度が下がるまで、エンジンOFFのケースを実施するといった効率的な試験を行うことができた。

3. 2. 今回の改良点

これまでの対策により、試験時間、データ取得点数を増やすことができたが、さらに効率的な試験技術を構築するため、ファン回転数、バッテリー電圧、ESC温度、電流について、リアルタイムモニタリングとデータロギングをできるようにした。また、市販のRC用テレメトリシステム（図6）を導入することで、簡易的に無線化でき、配線による天秤への干渉を軽減させることができた。セッティングの概要を図7に示す。



図6 テレメトリシステム概要図

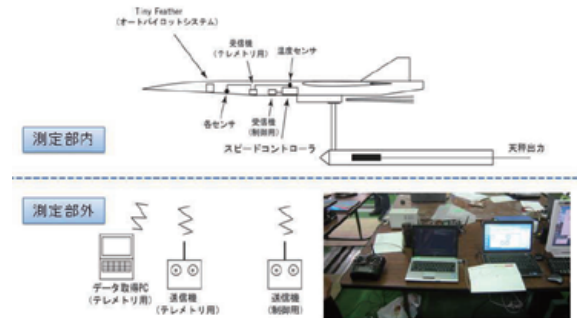


図7 試験セッティング

・ファン回転数

これまでは、送信機のスロットル設定値をパラメータとして試験していた。しかし、それでは、試験中にバッテリー電圧が変化した場合、エンジン推力も変化してしまう可能性があった。そこで、マグネット式回転センサを取り付け、予め、無風条件下でエンジン推力測定を行うことで、ファン回転数とエンジン推力の関係を把握しておき、通風試験時に、ファン回転数をモニタリングし、スロットル調整をすることで、より正確にエンジン推力設定を行うことができるようになった。

ただし、今回使用した、RC用テレメトリシステムのマグネット式回転数センサでは、高精度な回転数を計測するのが、困難だったため、別途、光電センサによる計測を行い、より高精度な回転数を計測し、スロットル調整に使用した。光電センサ計測は、光ファイバケーブルの配線を要するが、天秤に干渉しないように支持系に固定し、後にデータへの影響が無視できることを確認した。

・バッテリー電圧

これまでは、試験中のバッテリー残量がわからなかったため、エンジンONのケースの回数制限を設けて、バッテリー交換をしていた。しかし、バッテリー交換の度に、ウェイトテアを行う必要があったため、試験時間、労力を効率的にできなかった（交換作業含め約30分）。そこで、予備試験を行い、バッテリー残量と電圧の関係を把握しておき、バッテリー電圧をモニタリングすることで、

バッテリー残量の制限一杯まで試験することができ、追加ケースを行うことも可能となった。

特性検証, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011年.

・ESC温度

ESC温度が制限まで上昇しないように、温度を監視しながら試験しているが、これまでは、測温抵抗体を使用していたため、ケーブルの配線が必要であった。天秤への干渉がないように配線し、実際に影響が十分小さいことを確認しているが、可能な限り干渉を抑えるために、無線化が理想的であった。そこで、テレメトリシステムを使用することで、配線作業が不要となり、天秤への干渉が無くなり、また複数箇所の温度モニタリングができるようになった。

これらの改良により、さらにデータ取得点数を増やすことができ、自律飛行制御設計のための空力データベースを作成することができた。

4. まとめ

本稿では、電動ファンエンジン駆動を伴う風洞試験において、市販のRC用テレメトリシステムを用いることで、より効率的な試験技術の構築について紹介した。これにより、安価で、試験のデータ生産性、作業性、精度、安全性を向上させることができた。取得したデータは、HST低速性能実験機の空力データベースとして、自律飛行制御設計に適用された。今後、飛行試験で取得された飛行試験データから推算される空力特性と、風洞試験データを比較することで、風洞試験へのフィードバックが期待できる。

参考文献

- [1] Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K. : Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines, Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- [2] 今村俊介, 湊宣明, 田口秀之, 神吉誠志, 小島孝之: 極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立性分析, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009年.
- [3] 廣谷智成, 古賀星吾, 上野篤史, 田口秀之: 極超音速旅客機形態の低速域における主尾翼形状効果について, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011年.
- [4] 古賀星吾, 廣谷智成, 上野篤史, 田口秀之, 日野琢磨, 土屋武司: 極超音速旅客機の低速空力

JAXA 風洞センター高エンタルピー風洞における 試験領域の拡大について

藤井啓介、石田清道、水野雅仁、藤田和央(JAXA)
長井遵正、吉田哲生(AES)
酒井武治(名古屋大)

Expanding capability of JAXA 750kW arc heated wind tunnel

Keisuke Fujii, Kiyomichi Ishida, Masahito Mizuno, Kazuhisa Fujita (JAXA)
Junsei Nagai, Tetsuo Yoshida (AES) and Takeharu Sakai (Nagoya Univ.)

概要

HTV-R や惑星探査プローブなど近年比較的大型のカプセル再突入機体の開発ニーズが高まってきており、そのための熱防護材としてアブレータ等の特性評価が必要となっている。材料の温度を決める加熱率の他、反応速度を決めるほか剪断による機械的損耗に影響する衝撃圧力(p_{o2})を実機条件に合わせることで、そのような特性評価試験に要求される。これまでの JAXA750kW アーク加熱風洞では衝撃圧力が実機環境の 2 分の 1 から 5 分の 1 程度の低圧に限られていたため、新規ノズルの設計製作により、低加熱率($1\text{MW}/\text{m}^2 \sim \text{数 MW}/\text{m}^2$)ながらも比較的高圧の気流条件を確保した。ここではその他試験ニーズに対応した高エンタルピー風洞の改修に関して報告する。

1. はじめに

アーク加熱風洞はアーク放電により作動ガスを昇温しノズルを介して超・極超音速気流を作り出す高エンタルピー風洞の一つであるが、ヒータ内圧の制限等により、Reynolds 数を実機条件と同程度とすることは一般に困難である。そのこともありアーク加熱風洞は、全機熱空力特性を取得する目的には不向きである。一方で、数分以上の長時間にわたり再突入速度相当の高エンタルピー気流を供給し続けることができる特徴を活かし、耐熱材料評価や、熱化学モデル評価のための実験目的で有効な設備であるといえる。

アブレータや耐熱材料近傍での熱化学反動的環

境では、主に材料の表面温度、表面における気流圧力、また酸化反応を決定する酸素原子分圧などが重要な再現すべきパラメータとなる。そのため、そのような目的では Mach 数や Reynolds 数ではなく、材料表面温度を決定する供試体前面における加熱率 q 、気流澱み圧 (ピトー圧) p_{o2} 、解離度・組成を決定する総エンタルピー h_0 、を再突入軌道条件に合わせる能力が重要となる。

JAXA 調布地区にある 750kW アーク加熱風洞¹⁾の諸元及びアークヒータ部スケッチをそれぞれ表 1. 及び図 1. に示す。このアークヒータはコンストリクタ型のアークヒータに分類されるが、特徴は電極間距離を離すことにより高電圧・低電流とす

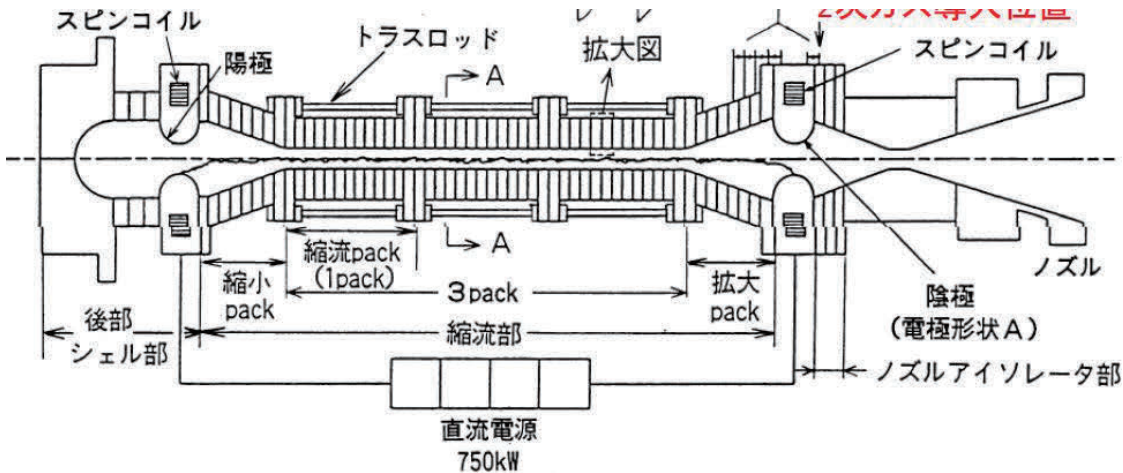


図 1. JAXA 750kW アーク加熱風洞のアーキヒータ模式図¹⁾

表 1. JAXA 750kW アーク加熱風洞仕様概要

アーキヒータ		
電極間電圧	～1.5kV	電源能力
アーク電流	280A～750A	電源能力
ヒータ内圧 p_0	～110kPa	気密～400kPa
ガス流量	10～30g/s	配管系制約
総エンタルピー h_0	～20MJ/kg	
ノズル		
スロート径	φ25mm	
出口径	φ115mm	
ノミナル M 数	5～6	
標準供試体位置(φ40mm 平頭@100mm 位置)		
澱み加熱率	～2MW/m ²	
澱み点圧力	～5kPa	

ることで、銅電極における気化を低減させるため、気流へのコンタミネーションを最小化していることである。これにより、総エンタルピー h_0 は20MJ/kgとなっており、再突入エンタルピー32MJ/kgには満たないものの、酸素分子の全解離、窒素分子の数十%程度の解離まで実現する能力を持っている。

現在検討されている惑星探査プローブ²⁾、再突入カプセル³⁾(図2)や、過去において検討されていた有翼再突入機の飛行経路に沿った澱み点加熱率・圧力の関係を図3に示す。また現状の当設備で実現できる気流条件は同図中にシンボル及び黒

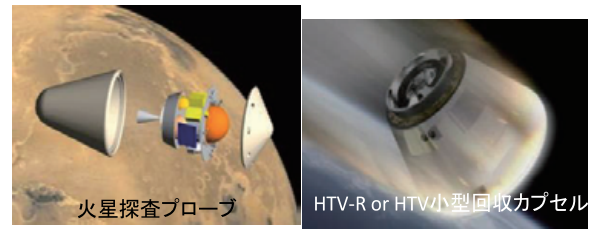


図 2. 熱防護の要する近年のカプセル系プロジェクト

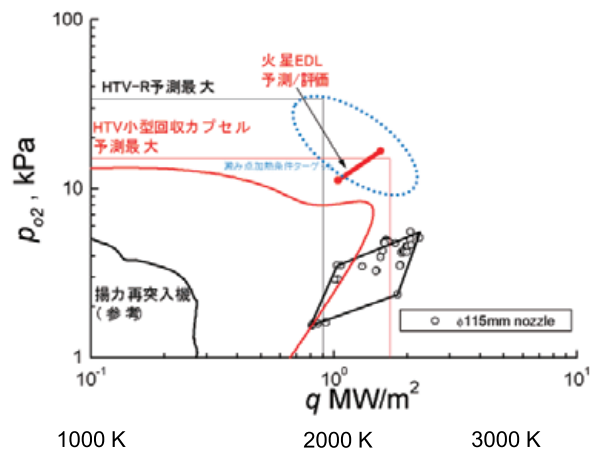


図 3. 想定プロジェクト飛行環境と、既設設備運用エンベロープとの比較

実線で合わせて示される通り、有翼再突入機経路では加熱率は過剰、圧力は適正であることがわかるものの、近年のカプセル形態再突入機経路では、加熱率はほぼ適正、圧力は不足していることがわかる。設計データを取得する観点からは安全側の条件での試験をする必要があるため、当設備のピトー圧力を2～5倍程度高圧化することが望ましい状況であることがわかる(図中青点線の領域がお

およそのターゲット)。

大幅な設備改修をすることなく、ノズル・スロート部のみの新規製作により、この要求を実現することをここで考えることとした。そこで、既設装置の一部改修によってカプセル形態再突入環境に適合するように、供試体淀み圧 20kPa 程度を実現することを目標とし、設備的制約条件として下記の範囲内に収まるようノズル・スロート部の新規設計を行うこととした:

ヒータ内圧	<	400kPa (気密試験圧力)
アーク電圧	<	1.5kV (直流電源能力)
アーク電流	<	750 A (直流電源能力)
ガス流量	<	30 g/s (配管系)
供試体直径	=	φ40mm (当面)

2. ノズル・スロート部検討

2.1 サイジング検討

サイジングに当たりまずは澱み加熱率への効果を考慮せず澱み圧力をできる限り高圧化することのみを考えた。一つはスロート径を小さくすることで同一流量においてヒータ圧力 p_0 を増加させること、また低 Mach 数化することで p_{02}/p_0 比を増加させることが考えられた。現行の標準供試体直径がφ40mm であるため、気流コアがノズル出口径の約 60%程度であるという経験値から、ノズル出口径としての許容最小値はおよそφ60mm 程度であると予想できる。さらに既存観測窓から供試体表面を観測できることを考慮すると、供試体表面はノズル出口面より 50mm 以上離れている必要がある。その距離離れてノズル端より発生する圧縮・膨張波が供試体中央部に到達しないためには $M > 4$ である必要がある。 $M > 4$ とする場合、スロート直径はφ18mm 以下とする必要がある。スロート径が現行のφ25mm からφ18mm となることで、同一のガス流量で、 p_0 が約 2 倍程度、また、現行の $M \sim 6$ から $M \sim 4$ となることで p_{02}/p_0 は約 2 倍、よって二つの効果を合わせることで目標とする p_{02} の 4 倍化の実現可能性を確認できた。ここで上記制約条件として考慮

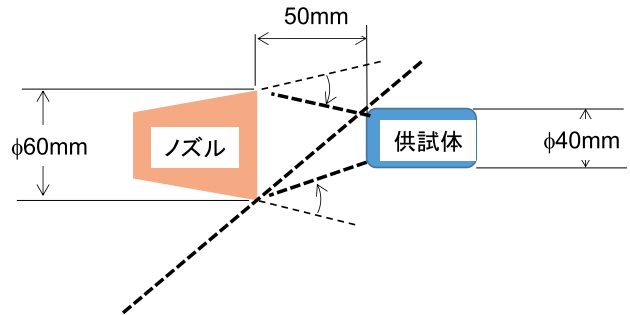


図 4. 新規ノズルサイジングのための制約模式図

していないものは電極間電圧が直流電源能力に収まるかどうかであり、アークヒータ特性に強く関連するため、適切な推定コードによる検討が必要である。

2.2 アークヒータ特性検討

既設コンフィグレーションでヒータ内圧と電極間電圧 (アーク電圧) との関係について再整理し、さらにアークヒータ内放電と、ノズル流の推定を軸対称計算 (ARCFLO3 コード、名古屋大酒井先生) により実施 (中実緑▲印) し、ヒータ内特性推定精度の確認を行った⁴⁾ (図 5)。 $I_{arc}=750A$, $m_g=20g/s$ の条件のみであるものの、既存ノズル・スロート形態では計算は実験値と一致し、ヒータ内特性推定が十分できているものと理解できる。

更にノズル出口径φ 60mm で、スロート径の異なる 2 ケース(φ17.7mm, φ15.3mm)に関して推定した結果を表 2. に示す。2 つケースは同程度の p_{02} 、異なる p_0 となる予測の元に設定されたケースであ

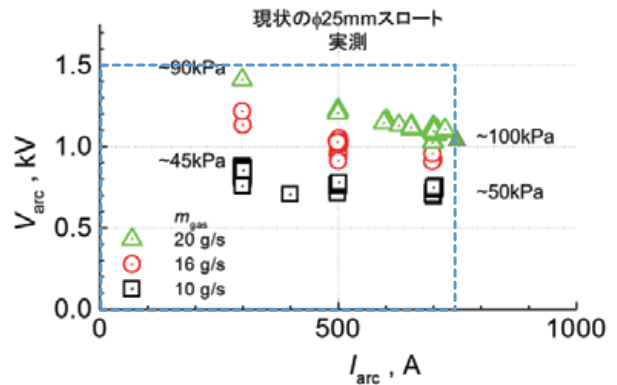


図 5. 既設設備におけるアークヒータ特性 (白抜き) 及び ARCFLO3 推定値 (▲) 比較

表 2. ARCFLO3 によるヒータ特性予測

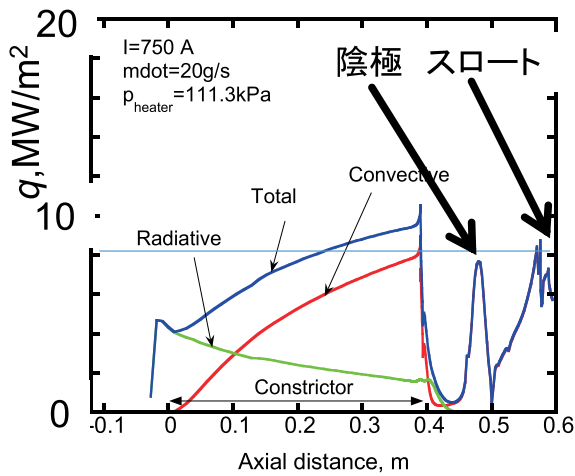
スロート径 , mm	アーク 電流 A	ガス流量 , g/s	ヒータ圧 , atm	アーク電圧 V
25	750	20	1.10	1030
17.7	750	20	2.19	1049
15.3	750	20	2.93	1066

るが、ヒータ圧は予測通り大きく異なるものの、電極間電圧（アーク電圧）には大きな影響が表れないことがわかった。

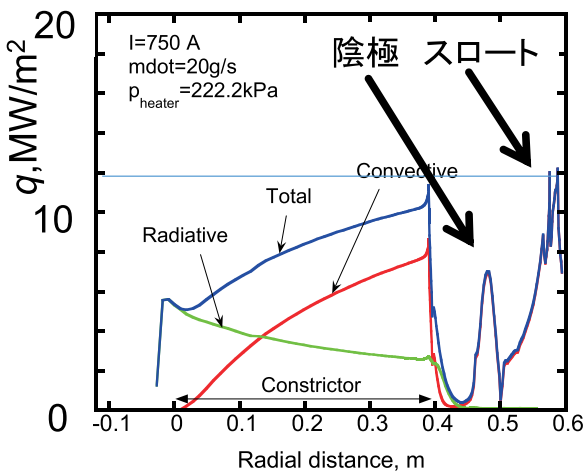
次に検討すべきは、ヒータ内圧増加に伴い、セグメント内面への放射・対流熱流束の増加である。ARCFLO3 コードにより計算されたアークヒータセグメント内面における熱流束分布をオリジナル

形状（φ25mm スロート）及びφ18mm スロート形状それぞれ図 6.に示す。一般部セグメント部で放射加熱成分増加により全体で 10%程度上昇がみられる他、スロート部で 8MW/m² 程度と推定されていたものが、12MW/m² 程度まで増加する予測であることがわかった。予測される加熱率が大幅に増加するものではなかったため、運用時にスロート部、一般部における損傷を確認することで対応することとした。

最後にノズル出口での気流動圧分布の予測結果を図 7.に示す。ここで、前述の通り運用上ノズル出口から 50mm の位置で試験することを想定すれば、この条件で、12kPa 程度の動圧でφ40mm の範囲内ではほぼ均一に分布を有することが予測できた。



(a) 既設形態



(b) φ18mm スロート形態

図 6. ARCFLO3 によるヒータ内加熱率予測

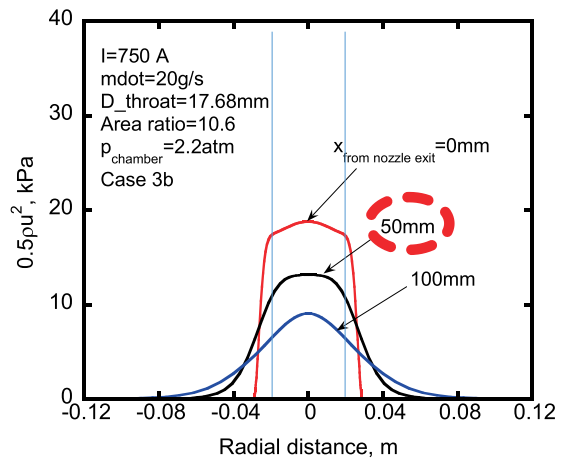


図 7. ARCFLO3 による動圧分布予測

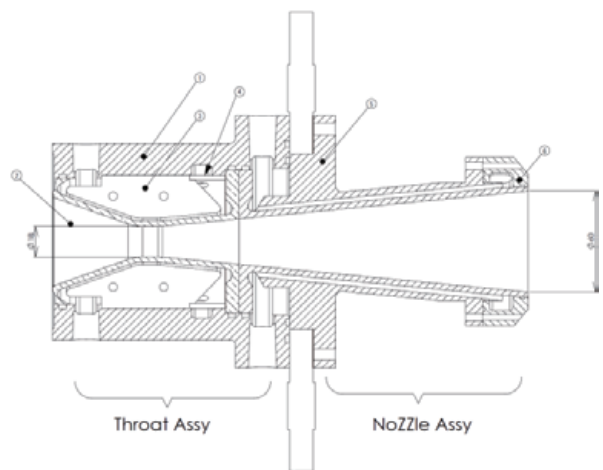


図 8. 新規φ18mm スロート高動圧ノズル

3. 高動圧ノズル・スロート製作／特性確認

上記検討に基づきノズル出口径φ60mm、スロート径φ18mm 及びφ15mm のノズル・スロートの製作を行った。ここでは紙面の都合上、φ18mm スロート形状のもの（図 8.）のみ報告する。前述運用制約条件の範囲内での運用で得られたアーク電流・電圧の関係及び標準形状供試体での澱み加熱率・ピトー圧の関係をそれぞれ図 9 及び図 10 に示す。当風洞では電極間距離を調節するため図 1 に示される様に「縮流 pack」と呼ばれるセグメントの組を 2~3pack 挿入できる構造となっているが、これまでは主に 3pack 形態での運用であった。しかし図 9 で示される様に 1.5kV の電源制約のため、作動ガス流量を増加させるためには 2pack による電極間距離減少で電圧を 20%程度抑えることができることがわかった。更にこの変更は図 10 で見られるように p_{o2} への影響は小さいことがわかった。

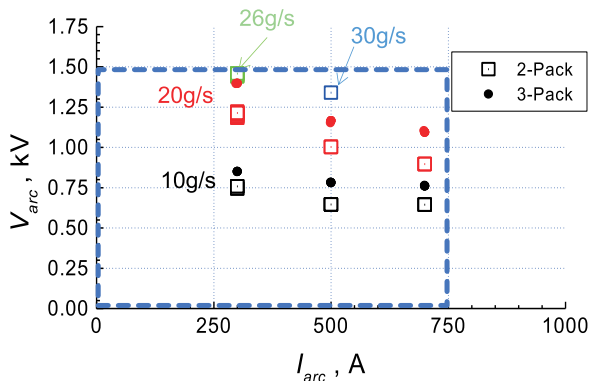


図 9.新規ノズル形態でのアークヒータ特性

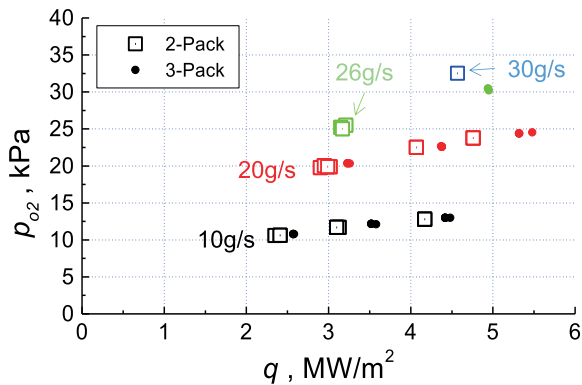


図 10. 新規ノズル形態での加熱率・ピトー圧特性

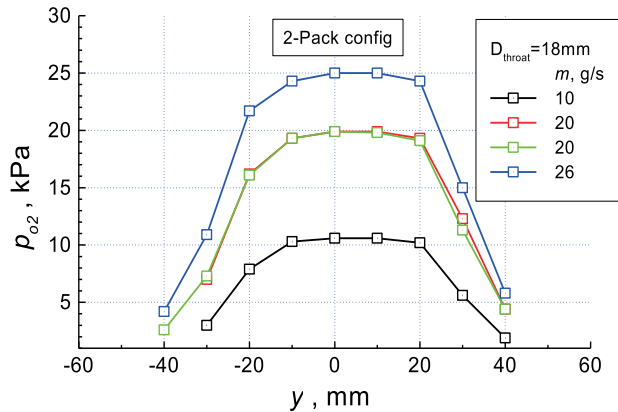


図 11. 新規ノズル形態でのピトー圧分布

気流ピトー圧力分布に関して、標準供試体形状（φ40mm 平頭）の圧力プローブを水平方向に-40mm $<y<+40mm$ の範囲でトラバースすることで目安とすることとした（図 11）。これは $I_{arc}=300A$ で、作動ガス流量を $m_g=10\sim 26g/s$ まで変化させたときの結果である。これから、想定通り-20mm $<y<+20$ mm の範囲でほぼ均一の圧力分布が得られたことが分かった。

ここで当初の対象であった惑星探査プローブや再突入カプセルにおける環境との比較を図 12 に改めて示す。今回の高動圧ノズルにより、ピトー圧は目標である 20kPa を超え、最大で 30kPa 以上を実現することができたが、一方で加熱率が本来評価すべき範囲と比べ過大となっていることが分か

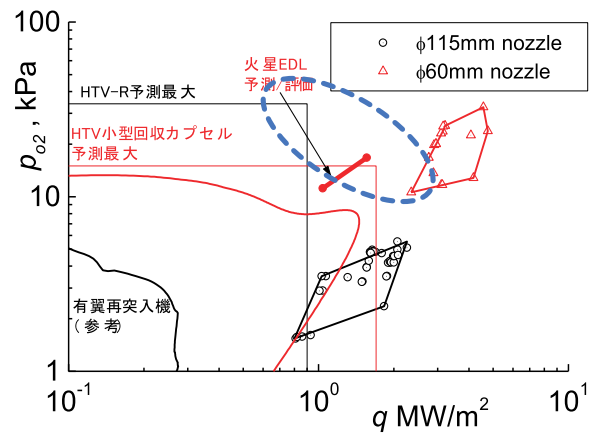


図 12.新規ノズル形態での設備運用エンベロープ及び想定プロジェクト飛行環境

る。これは熱防護材の評価をするとき適正な材料を採択できないこととなりかねないため、動圧はそのままで加熱率のみ低減することが望ましい。気流の解離度を保つためには総エンタルピーを下げずに供試体サイズを大きくすることで加熱率を下げるのが望ましいが、それは設備の大型化が必須となってしまう。そのためここでは希釈ガスを導入することで総エンタルピーを低減させ加熱率を抑制することを実用的な解決策として実行することとした。

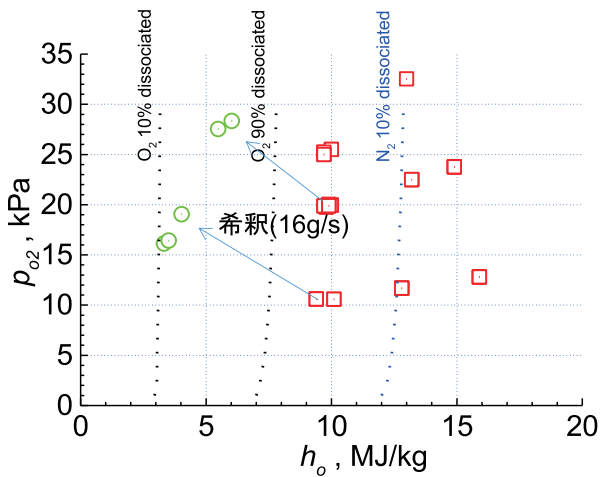


図13. 新規ノズル+希釈ガス導入形態での総エンタルピー・ピトー圧特性

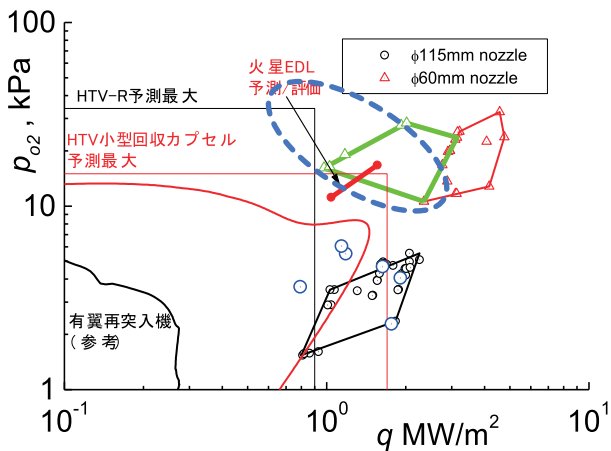


図14. 新規ノズル+希釈ガス導入形態での拡大運用エンベロープ

4. 希釈ガス導入による加熱率抑制

希釈ガス導入のためのセグメントを図1の陰極とスロートブロックとの間に増設し、最大で16g/sまで導入する様に設備の改修を実施した。それにより得られた総エンタルピーとピトー圧の関係を図13に、加熱率・ピトー圧関係を図14に示す。両図から、酸素がほぼ全解離と予測される10MJ/kgであった条件が酸素分子の解離が境界層端で10%程度となってしまう5MJ/kg程度とすることで実機条件に近い1MW/m²を実現できるようになったことが分かる。そのため、今回拡大された試験条件範囲を有効に使うためには、アブレータ損耗解析などにおいては境界層端からの酸素原子の拡散速度が律速条件を決める状況か、あるいは表面の反応速度が律速条件を決める状況であるかを検討する必要がある。

5. まとめ

カプセル形態再突入機における熱環境を再現するためのアーク加熱風洞の改修として、新規ノズル・スロートを設計・製作し、試験条件の確認を行った。

希釈ガス導入と併せることで、当初目標とした低加熱・高圧環境を実現することができた(1MW/m²、20kPa程度)。

謝辞

本成果は平成24年度JAXA重点研究「月惑星探査に用いる大気突入機熱防御システムの高精度評価技術の開発」によるものである。

参考文献

- 1) 松崎ら NAL TM-760 (2001)
- 2) K.Fujita et al, 29th ISTS,IST52013-k-11(2013)
- 3) T.Imada et al, 28th ISTS,IST5-2011-g-10 (2011)
- 4) T.Sakai et al, AIAA paper 2013-2896 (2013)

自動 PSP 計測システムの研究開発

栗田 充、中北和之、満尾和徳（宇宙航空研究開発機構）
 山谷英樹（IHI エアロスペース・エンジニアリング）

Automatic System for JAXA Pressure-Sensitive Paint Measurement

Mitsuru Kurita, Kazuyuki Nakakita, Kazunori Mitsuo (JAXA),
 Hideki Yamaya (ISE)

概要

This paper describes a data processing method of a pressure-sensitive paint measurement in an industrial wind tunnel in Japan Aerospace Exploration Agency. In the industrial wind tunnel, the productivity is important as well as the accuracy of data. Data processing techniques are discussed to enhance the processing data rate. Especially a key technique is a method of detection of target markers in the image registration. The proposed data processing method is evaluated in JAXA's 2m x 2m transonic wind tunnel. The measurement system consists of several cameras that are controlled automatically. As the result, the measurement system realized a quasi-real-time pressure-sensitive measurement, which leads high productive pressure-sensitive paint measurement to the industrial wind tunnel.

1. はじめに

JAXA 風洞技術開発センターは風洞計測システムと連動させた Pressure-Sensitive Paint (PSP)計測システムの開発を進めている。PSP 計測法は光学的手法により風試模型の圧力場を非接触で定量的に計測できる特長を持つ。特に、3次元位置情報を持った圧力分布を得られることは、流れ場診断のみならず CFD 検証や空力荷重推算で直接利用できる点において、航空宇宙機の空力設計および構造設計の評価を行う上で非常に有力な技術になる。

JAXA 風洞技術開発センターでは、これまでに、1m×1m 超音速風洞、2m×2m 遷音速風洞、2m×2m 低速風洞及び 6.5m×5.5m 低速風洞へ PSP 計測技術を適用しその実用化を進めてきた。その成果は JAXA プロジェクトや国産旅客機等の実機開発に活用されている^{1~5)}。

しかし、画像を扱う PSP 計測は計測やデータ処

理に手間がかかる。これまでもデータ生産性の向上を進めてきたが、まだ手作業に頼る部分も多く、データ計測からデータ処理完了までに数週間を要していた。そのため、少なくとも計測したその日の内にデータ処理が完了するスピード化が求められている。

そこで、JAXA 航空本部風洞技術開発センターでは「基幹 PSP 計測システム」と題し、準リアルタイムとワンマンオペレーションをキーワードとして、カメラや励起光源を含む PSP 計測機器を風洞計測システムと連動させて、データ計測からデータ処理までを自動で行う PSP 計測システムを開発してきた。この内、本稿では、データ処理技術に関して PSP 計測システムを構築するために重要となる技術課題をあげ、その課題を解決するための手法を提案するとともに、JAXA 2m×2m 遷音速風洞における適用結果について述べる。

2. PSP 計測システム

PSP 計測システムはカメラ、PSP を励起させるための光源、トリガ信号発生装置及びパソコンで構成される(図1及び図2参照)。PSP 計測システムは風洞計測システムの圧力計測開始のトリガ信号によりカメラの撮影を開始する。カメラはメインのパソコンから遠隔操作され、PSP の発光を計測した画像データがオペレータの監視モニタに表示される。

カメラは複数台を同時に使用する。計測に1台のカメラのみを使用した場合は、計測できる模型表面の領域は限られる。複数台のカメラを使用することにより広い模型表面領域を同時に計測し、かつ、各カメラのデータを統合したデータ処理を行うことで、データ生産性を飛躍的に向上できる。

本研究では強度法を使用しているため、無風状態の発光強度データ、通風状態の発光強度データ及び光の無い暗い状態でのデータが必要である。この複数の画像データは、さらに風洞計測システムで計測した圧力孔データ及び気流データと対応付ける必要がある。そこで、風洞試験をスムーズに遂行させるため、予定の風洞試験ケースとともにこれらの対応関係の情報を風洞計測システムと PSP 計測システムの両方に予め登録しておく。なお、PSP 計測システムにはさらにカメラの露光時間や計測画像枚数等も登録しておく。

画像の計測が終了次第、メインのパソコンはデータ処理用パソコンに画像計測終了の信号を伝える。データ処理用パソコンはデータ処理に必要な、画像と風洞データを各々対応させた上でデータを処理する。

PSP は圧力のみならず温度にも感度を持つ。そのため、データ精度を確保するためには PSP の温度補正が必須である。通風中の模型表面の温度を知るために、模型の左右の流れ場の対称を仮定し、片側に PSP を、もう一方に感温塗料(TSP: Temperature Sensitive Paint)を塗装する(図3参照)。PSP と近い波長の TSP を使用する場合は、光学フィルタを付けたカメラ1台で PSP と TSP の2つの波長を計

測することができる。なお、この塗装方法は模型内部構造が左右均等とみなせ、かつ、横滑り角がない条件で有効である。

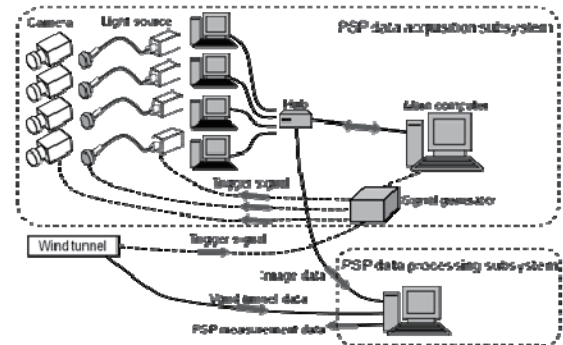


図1 計測システムの概要

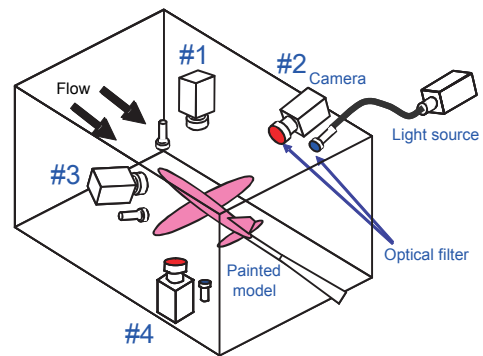


図2 カメラの設置例

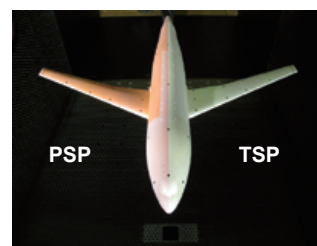


図3 塗装した模型

3. PSP 計測データ処理

PSP 計測データ処理の概要を図4に示す。まず、計測した画像のノイズ低減をさせた後に、画像を3次元格子⁶⁾にマッピングする。次に、self-illumination⁷⁻⁹⁾及びPSPの温度依存性を補正した後に、最終的に発光強度データを圧力データに変

換する²⁻⁴⁾。

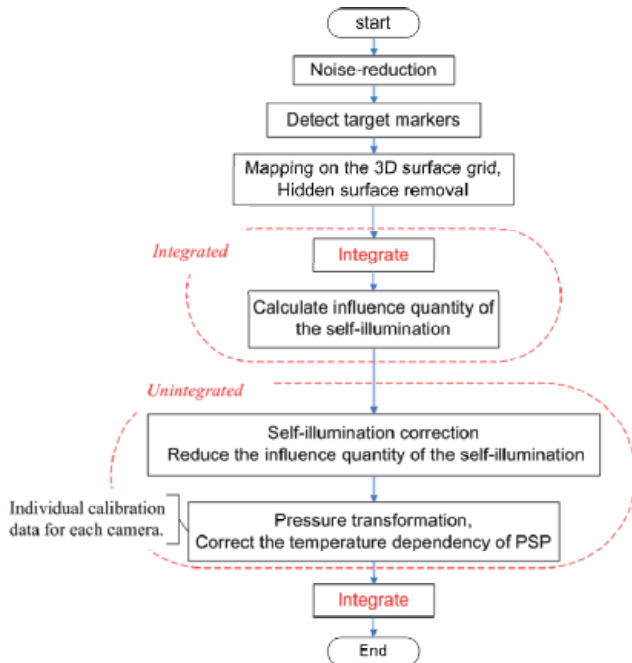


図4 データ処理の概要

3.1 マッピング

PSP計測の強みは3次元の位置情報を持つ圧力分布のデータが取得できることである。これは空力荷重推算やCFD検証に直接役立つ。

カメラで計測したPSP及びTSPの発光強度データは、次式のDLT(Direct Linear Transformation)により3次元の表面格子にマッピングされる。

$$x = \frac{L_1 X + L_2 Y + L_3 Z + L_4}{L_9 X + L_{10} Y + L_{11} Z + 1} \quad (1)$$

$$y = \frac{L_5 X + L_6 Y + L_7 Z + L_8}{L_9 X + L_{10} Y + L_{11} Z + 1} \quad (2)$$

(x, y) は画像座標におけるピクセル位置 [pixel]、 (X, Y, Z) は世界座標における位置 [mm]であり、係数 L_i は模型に設置され予め正確な位置データを持ったターゲットマーカを使って較正される。

3.2 Self-illumination 補正

PSPは発光するため、向かい合う面は互いに照らしかう。そのため、本来よりも強い発光強度が計測される self-illumination の影響による計測誤差を考慮する必要がある。図5はカメラで撮影した翼上の

PSP発光データには、翼上で反射した胴体上でのPSPの発光が含まれていることを示す。

self-illuminationの影響は拡散反射を仮定したラジオシティ法により補正する⁷⁻⁹⁾。要素面 S_i の光強度 I_i は、要素面 S_i が放射する光強度 $I_i^{(0)}$ と、他の要素面 S_j から放射される光のうち S_i に到達する光の反射成分との総和として表される。反射率 R_i は較正試験により予め得ておく。

$$I_i = I_i^{(0)} + R_i \sum_{j=1}^N A_{ij} I_j \quad (3)$$

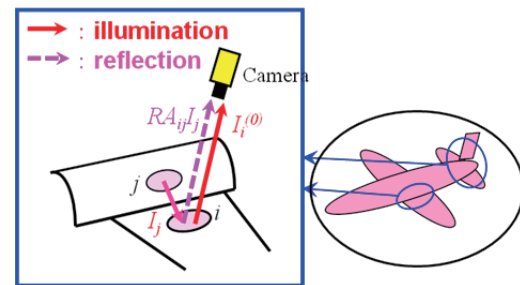


図5 Self-illumination

3.3 PSP温度依存性の補正

TSPを使用してPSPの温度依存性を補正する。較正試験により事前に得たPSPとTSPの発光強度の圧力と温度に対する関係を用い、風洞試験中のPSPとTSPの発光強度から模型表面の圧力と温度とを求める²⁻⁴⁾。

3.4 マルチカメラ

複数台のカメラを使用したマルチカメラシステムを構築することにより、広い模型表面領域を同時に計測し、かつ、各カメラのデータを統合したデータ処理を行うことで、データ生産性を向上させる。

4. データ生産性向上における技術課題

データ生産性の向上において特に重要となるのが、1) マッピングにおけるターゲットマーカの検出、2) self-illuminationの補正、3) PSPの専門家以外でも使える簡単な操作性である。

4.1 ターゲットマーカ検出

マッピングのための画像上のターゲットマーカ

の検出はデータ生産性に大きなインパクトを与える。数枚の画像であれば、手作業でターゲットマーカを容易に検出できる。しかし、実用風洞試験では1日当たり数百枚の画像を計測する。通常、1～2週間程度実施する風洞試験の画像の合計枚数は膨大になるため、ターゲットマーカの検出の自動化は必須技術である。

また、模型表面には部品を固定するためのネジ穴がある。そこはPSPを塗装できない場合も多い。ネジ穴部分は大きさ及び形がターゲットマーカに酷似しているため、ターゲットマーカ検出における誤認を防ぐ技術が特に重要になる。なお、圧力分布を計測するという観点からはターゲットマーカは出来る限り小さい方が好ましく、また、科学計測用CCDカメラは画素数が大きくないので、画像の形状認識のみによるターゲットマーカの検出は難しい。

さらに、模型は多様な姿勢角を持つため画像上でのターゲットマーカの移動量は大きい。以上のことから、画像におけるターゲットマーカの検出は実用風洞試験において非常に重要なキー技術となる。

4.2 Self-illumination の補正

フォームファクタ A_{ij} はデータサイズが大きい。本稿では10GB弱のサイズである。これまではフォームファクタを分割してハードディスクに保存し、計算の度に読み込んでデータ処理を行う必要があったため計算時間が大きかった。本研究の条件では約80秒程度必要であり、風洞の計測の間隔内に収まらないという課題がある。

4.3 操作性の向上

風洞試験のスケジュールに柔軟性を持たせるためには、PSPの専門家でなくても計測及びデータ処理ができる簡単な操作性が重要になる。

5. データ生産性向上における技術課題の解決策

5.1 ターゲットマーカ検出

重要な技術課題はターゲットマーカの誤認を防ぐことである。そのため、画像上のターゲットマー

カ位置を予測した上で検出を行う。

図6は基本的なターゲットマーカ検出の概要を示す。工程はSTEP1からSTEP4に分けられる。本研究での手法は3次元の模型(世界座標系)と2次元の画像(画像座標系)の幾何学的な関係を使用する。カメラの位置は固定されているので、3次元の模型上のターゲットマーカ位置が分かれば、幾何学的関係から画像上のターゲットマーカ位置を予測することができる。

STEP1 カメラ較正: 3次元のターゲットマーカ位置は予め正確に計測されている。風洞内の基準の高さに設置した場合の模型の画像と、模型を既知の高さに上下させた場合の模型の画像を計測しておき、それらのターゲットマーカの3次元位置と画像上のターゲットマーカ位置から式(1)及び式(2)の係数を求めてカメラを較正する。なお、この作業は手作業でのターゲットマーカ検出が必要になる。

STEP2 初期予測: 風洞模型は多様な姿勢を持つ。そのため、各姿勢での3次元の模型ターゲットマーカ位置は模型姿勢角と支持系の長さから算出される。ここで算出した3次元の模型ターゲットマーカ位置 (X, Y, Z) をSTEP1で求めたDLTに代入することで、画像上のターゲットマーカ位置 (x, y) を予測する。

STEP3 平行移動: 通風中、模型は空力荷重によって移動や変形が生じる。そのため画像上のターゲットマーカ位置が大きく移動する。そのため、STEP2の初期予測位置だけでは高い検出率は得られない。そこで、まず、STEP2の初期予測位置と実際のターゲットマーカの位置の差を求め、次に、初期予測位置を平行移動させることで、模型の移動による初期予測位置からのずれを補う。

STEP4 カメラ較正の更新: ここまでに検出できたターゲットマーカを使用してDLTを再較正する。これは模型とカメラの相対的な位置を微修正することに相当する。この再較正は検出されるターゲットマーカの数が増えなくなるまで繰り返す。

5.2 Self-illumination の補正

近年はメモリサイズの大きいパソコンが廉価になっている。そのため、フォームファクタ A_{ij} はメモリに格納した上でデータ処理を実施する。

5.3 操作性の向上

風洞通風中は風洞計測システムと連動させて自動で PSP の計測及びデータ処理を実行させる。オペレータは監視のみを主に実施し、何かしらのトラブルが生じた場合のみに対応を行う。

GUI を使用することにより操作性を向上させる。また、風洞試験終了後のオフラインの処理も同じ操作画面でデータ処理することを可能にする。

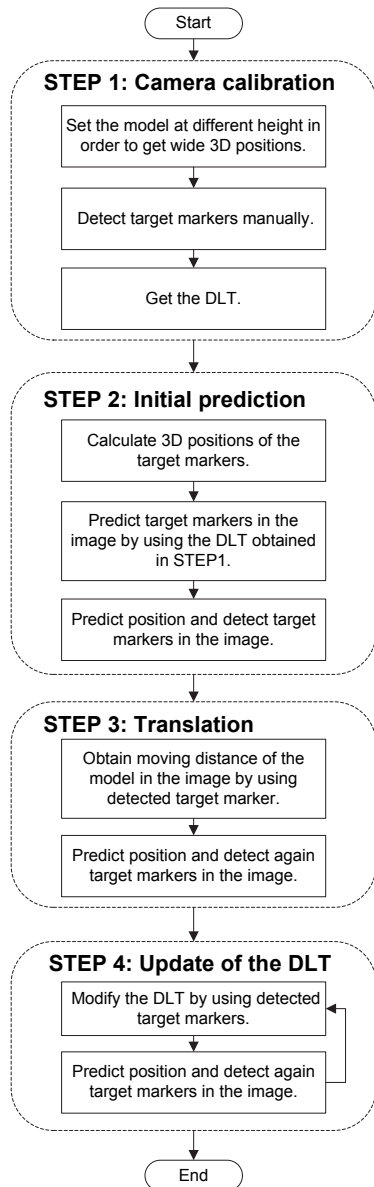


図6 ターゲットマーカ検出の概要

6. 結果

6.1 風洞試験概要

本手法は JAXA 2m×2m 遷音速風洞にて検証された。この風洞は測定部断面が 2m×2m の連続循環式風洞で、マッハ数が 0.1 から 1.4 の範囲の試験が長時間連続的にできる。風洞模型は DLR F6 (90% scales) を使用した^{10,11)}。

6.2 ターゲットマーカ検出

図7と図8に PSP の発光強度データを示す。カメラは右舷側に設置されている。模型胴体にターゲットマーカと酷似したネジ穴が確認できる。この模型の場合は形態変更がないのでネジ穴は少ない。しかし、舵面等を変更する模型では翼に多数のネジ穴が生じる。そのため、画像の形状認識のみでターゲットマーカを識別することは難しい。一方、本研究の手法は 3 次元の情報を使用して画像上のターゲットマーカ位置を予測するため、ターゲットマーカを検索する際の領域を最小限にしてネジ穴等のノイズの混入を低減できるという特長がある。

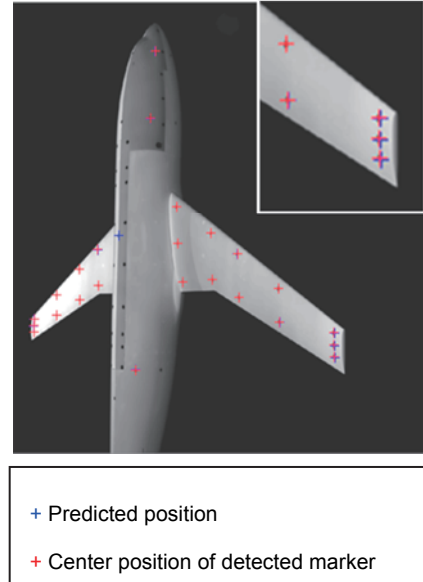


図7 ターゲットマーカの予測位置と検出位置：無風状態

図7は無風状態における STEP2 (図6 参照) のターゲットマーカの初期予測位置と検出位置を示す。初期予測位置と検出位置はほぼ一致していることが分かる。この結果は本手法の STEP1 及び STEP2

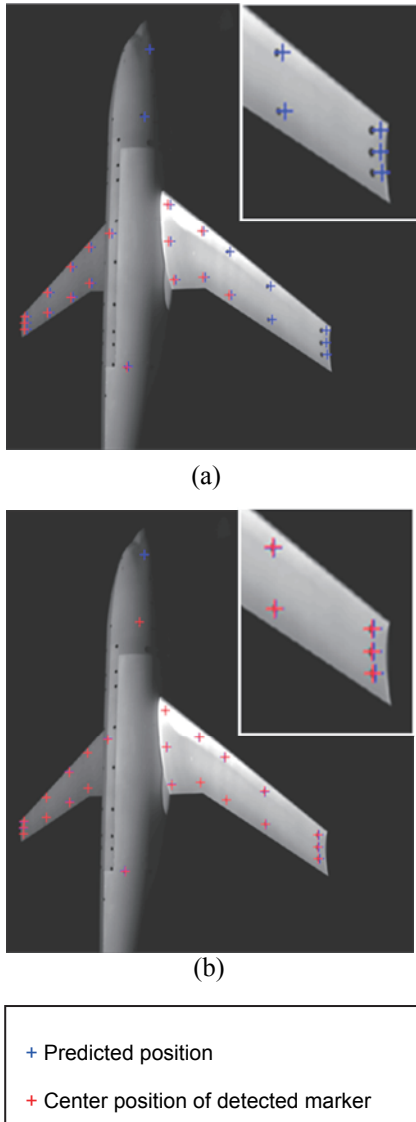


図 8 ターゲットマーカの予測位置と検出位置：通風状態、(a)初期予測位置、(b)更新した予測位置

の有効性を示す。初期予測位置と検出位置の差は RMS で 1.0 [pixel]である。

図 8 は通風状態の結果を示す。無風状態と比べ、模型は空力荷重により移動や変形を生じる。したがって、図 8(a)に示す様に STEP2 の初期予測位置は実際のターゲットマーカ位置から外れる。ターゲットマーカの検出率も低い。初期予測位置と検出位置の差は RMS で 7.3 [pixel]である。図 8(b)に STEP4 まで適用した予測位置と検出位置を示す。予測位置は実際のターゲットマーカ位置に明らかに近付い

ている。予測と検出の差は RMS で 1.0 [pixel]である。この結果は本手法の有効性を示している。

今後の課題として模型変形のモデル化があげられる¹²⁾。ある程度までの変形であればターゲットマーカの検索領域を広げることで吸収できる。しかし、過大な検索領域の拡大はノイズの混入を招くことを考慮する必要がある。

図 9 に風洞試験における計測及びデータ処理工程と要した時間を示す。計測開始から約 96 秒でデータ処理を終了できている。なお、Self-illumination 補正の計算時間は 2 秒程度であった。以上から、本稿の手法は準リアルタイムの PSP 計測システム構築に有効であると言える。

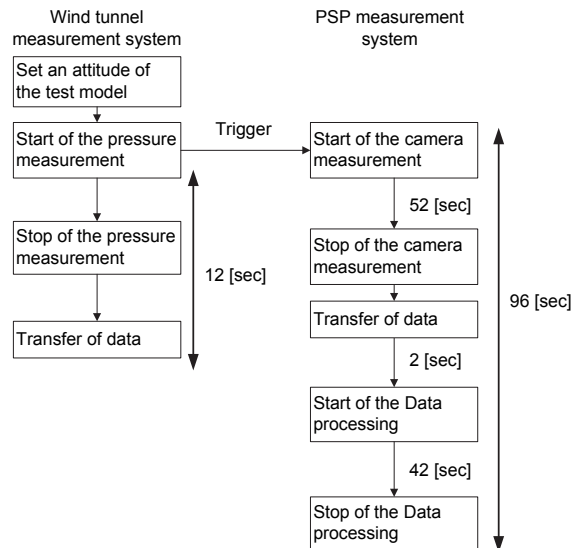


図 9 準リアルタイム計測

7. 結論

風洞計測システムと連動させた PSP 計測システムの自動化を進め、有効性を実証するための風洞試験を実施した。結果として、通風中はモニタリングを基本とするオペレーションで PSP 計測が可能であり、また、PSP 計測開始からデータ処理終了までが数分程度で終了する準リアルタイム PSP 計測システムの構築に成功した。

謝辞

本研究を遂行するにあたり、多大なご協力をいただいた、JAXA 口石 茂氏、渡辺重哉氏 遷音速風洞セクションのメンバ、三菱スペース・ソフトウェア 谷 祥こ氏、HI エアロスペース・エンジニアリング 中島 努氏、鈴木幸一氏に深く感謝します。

参考文献

- 1) 中北和之, 栗田 充, 満尾和徳, 山谷英樹: JAXA における感圧塗料計測システムの高機能化, 第 52 回飛行機シンポジウム講演集, 2014.
- 2) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Watanabe, S., "Temperature Correction of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 5, 2006, pp. 1499-1505.
- 3) Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K. and Shigeya, W, "Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA," *Measurement Science and Technology*, Vol. 17, 2006, pp. 359-366.
- 4) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., and Watanabe, S., "Data Processing of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing," *AIAA Paper 2004-2189*, 2004.
- 5) kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Yamaya, H., and Nakajima, T., "Automatic Data Processing of Pressure-Sensitive Paint Measurement in a Wind Tunnel," *AIAA Paper 2014-1412*, 2014.
- 6) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 39, 2002, pp. 75-96.
- 7) Ruyten, W., "Self-Illumination Calibration Technique for Luminescent Paint Measurements," *Rev. Sci. Instrum.*, 68, 1997, pp. 3452-3457.
- 8) Ruyten, W., and Fisher, C. J., "On the Effects of Reflected Light in Luminescent Paint Measurements," *AIAA Paper 2000-0833*, 2000.
- 9) Kuchiishi, S., Kurita, M., Mistuo, K., and Fujii, K., "Development of a Self-Illumination Correction Program for Pressure-Sensitive Paint Measurements," *JAXA-RR-08-002*, 2008.
- 10) Rossow, C, -C., Godard, J, -L., Hoheisel, H. and Schmitt, V., "Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, 1994, pp. 1022-1030.
- 11) Brodersen, O., and Stürmer, A., "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects using Unstructured Navier-Stokes Calculations," *AIAA Paper 2001-2414*, 2001.
- 12) Le Sant Y., Mérienne, M-C., Lyonnet, M., Deléglise, B., and Guilnard, A., "A Model Deformation Measurement Method and its Application on PSP Measurements," *AIAA paper 2004-2192*, 2004.

