



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-06-020

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第76回 風洞研究会議論文集

2007年 3 月

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

目 次

第 76 回風洞研究会議（平成 18 年 5 月 25 ・ 26 日）

1. 旅客機開発と高レイノルズ数風洞試験	1
柴田 真（JAXA）	
2. JAXA/WINTEC における低速 PSP 計測技術の研究開発	8
満尾 和徳・栗田 充・中北 和之・渡辺 重哉 藤井 啓介（JAXA）	
3. 半裁模型風洞試験に対するパネル法風洞壁境界修正の適用	15
日高亜希子・室田 勝一・星野 秀雄・細江 信幸 青木 良尚・伊藤 健・山本 一臣（JAXA） 森田 義郎（JAST）・真城 仁（HRI）	
4. JAXA 極超音速風洞で用いている気体モデル	23
渡利 實（JAXA）	
5. 船舶へ搭載した縦軸型風力発電装置について	27
浅治 邦裕・村井 宏行（日本飛行機） 池田 和人（MTI）	
6. JAXA 2 m × 2 m 遷音速風洞 洞外作業を拡張する新計測システム	30
長久 正樹・山路 晶（川崎重工） 香西 政孝・須谷 記和（JAXA）	
7. ブロッキング特性確認試験結果速報	33
飯島 秀俊・佐藤 衛（JAXA）・板橋 幸広（JAST） 西島 寛典・木村 毅（ISE）・渡辺 光則・永井 伸治（JAXA）	

話題提供 旅客機開発と高レイノルズ数風洞試験

柴田 眞 (JAXA 風洞技術開発センター客員研究員)

**High Reynolds Number Wind Tunnel Testing for Development of Airliners
Makoto Shibata (JAXA Wind Tunnel Technology Center)**

・ なぜ高レイノルズ数風洞試験が必要か

航空機の開発に、なぜ高レイノルズ数の風洞試験が必要なのかと聞かれたとき、どう答えるべきでしょうか。多くの人員と莫大な費用がかかるようになって、新しい航空機を開発する機会は、これからますます少なくなっていくと思います。この貴重な機会を生かすためには、「最善の開発試験をして最高の製品を作り出す」というのが開発の基本方針でなければなりません。とりあえずこのように答えることにして、今日は、このことの技術的背景について話題提供をしたいと思います。

・ 初飛行前に高レイノルズ数風試を実施した A380

いちばん新しい旅客機は 2005 年 4 月 27 日に初飛行した A380-800 で、いま型式証明を取得するための飛行試験中です。史上最大の旅客機エアバス A380 は、基本設計には間に合わなかったものの、初飛行前に高レイノルズ数の風洞試験を実施した最初の機体になりました。ETW(European Transonic Windtunnel)の建設、Initial Operation Phase、そして Client Testing Phase が何とか時期的に整合して、全機風試と半裁風試を実施することが出来たのです。1/50 模型の全機風試は巡航形態の試験、1/33 模型の半裁風試は離着陸形態の低速試験です。

・ 写真で見る A380 の細部空力形状

基本設計には間に合わなかったわけですから、設計への反映は細部形状になります。雑誌を買ってきて A380 の写真を眺めていると、なかなか興味深い細部形状に気がしますが、ETW における風洞試験が役立っているのかもしれません。この件に関しては旅客機が成熟した工業製品であって、基礎形そのものは 36 年も前の 1969 年に初飛行した B747 と変わらないという技術的背景があります。旅客機的设计はいまや tweak の世界だと表現した人がいます。口語の tweak は、人の耳や鼻などをちょいとひねったり、つねったりすることですが、ボーイング B707 とエアバス A340 の三面図を持ってきて、平面形を重ねてみて下さい。両者には初飛行で 34 年の開きがあります。

- ・ 低温の高レイノルズ数風洞の原理

低温風洞にはふつう液体窒素を用います。窒素の液化温度は 77K ですが、ふつうは 105K ぐらいが低温側の運転限界と思ってよいでしょう。気体は低温になると粘性係数が小さくなり、かつ密度も大きくなるので、サラサラ流れるようになります。でもこれだけでは不十分なので、風洞をかなり高压化してやる必要があります。低温だと音速が下がるので、あるマッハ数に対する実際の風速は遅くて済み、風洞動力が常温の風洞より小さいもので成立するという特長があります。

- ・ B777 の風洞試験の実施例

航空機は実機が完成して量産段階に入っても、いろいろな風洞試験を実施し、改良や発展の道を探るのがふつうです。たとえばボーイング B777 は初飛行して 3 年後の 1997 年に、NASA との共同研究として NTF(National Transonic Facility)で風試を実施しています。この共同研究の目的は **How much Reynolds number is enough?** という質問に答えることだと表現されています。それでどうだったの? と聞かれると、こんばん徹夜しても終わらないことになるでしょう。ここでは一番重要なこと、すなわち十分な風試レイノルズ数というのは、空力現象ごとに、そして機体ごとに違うとだけお答えしておきます。複数の風洞試験の結果を総合し、そして最近では CFD の結果も加えてどう判断するか、これが空力設計者の腕の見せ所だと思います。

- ・ 巡航時と離着陸時のレイノルズ数

レイノルズ数は飛行速度の一次関数です。でもその勾配が巡航高度と航空機が離着陸する低空とでは大きく違います。たとえば対流圏界面 36089ft に対して Sea Level では、勾配が 3 倍にもなってしまいます。これはある風洞を想定すると、離着陸形態用の模型は巡航形態用の模型の 3 倍の大きさにする必要があることを意味します。半裁にして模型縮尺を倍にして対応できる程度を越えていますし、さらに半裁模型は試験技術上の制約もあって、必ずしも全機模型の倍の縮尺に出来るとは限りません。この意味においては、半裁模型に過大な期待をかけないほうが良いでしょう。

- ・ 加圧型の大型低速風洞の原理

高揚力装置の局所流速はかなり高いので、離着陸形態の試験でもマッハ数を合わせなければならぬことはよく知られています。離着陸形態の高レイノルズ数試験は、低温風洞で実施する場合（ふつう半裁模型を用いる）と、加圧型の大型低速風洞で実施する

場合とがあります。B777 では研究的に NTF における半裁風試と Ames 12ft における全機風試と両方を実施しています。このところ旅客機の高揚力装置設計においては、空力性能だけでなく音響特性も非常に重要な設計要素となってきました。しかし静粛化した加圧型の大型低速風洞は、世の中に存在しないようです。これから計画するのであれば静粛化することが必要で、そのためには **How much back-ground-noise dB is enough?** という問いに答えなければなりません。

- ・ これからの旅客機開発と風洞

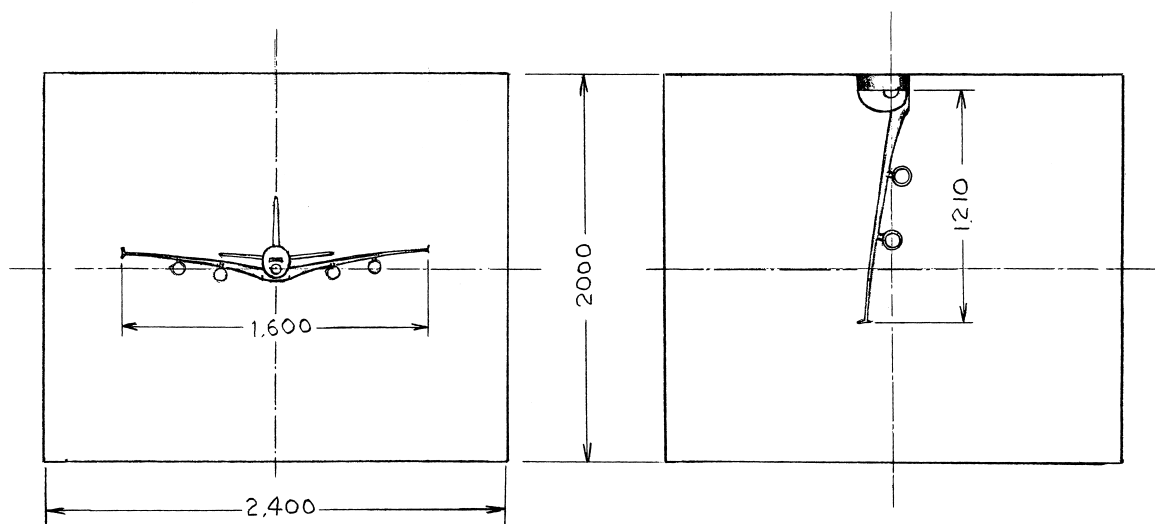
ボーイング B787 およびエアバス A350 は、基本設計段階から高レイノルズ数風試を実施した最初の例になるでしょう。残念ながら現時点では、わが国は具体的なことを知る立場にありませんが、旅客機の開発手法そのものに影響するようなことが出てくるかもしれません。風洞を中心として技術者や研究者が集まっているということが、大型設備としての風洞の特徴です。風洞と彼らこそが航空機の最も重要な基盤技術といえるでしょう。必要ならば外国の風洞を使えば良いという問題ではありません。「わが国がこれからも航空機開発を志すのであれば、高レイノルズ数風洞を保有することは必須である」ことを強調して、本日の話題提供とします。みな様方の活発なご議論をお願いしたいと思います。

- ・ 参考資料

- 1) AIAA-2000-4220, “High Reynolds Number Studies of a Boeing 777-200 High Lift Configuration in the NASA ARC 12’ Pressure Tunnel and NASA LaRC National Transonic Facility”, F. M. Payne, et al.
- 2) AIAA-2001-0909, “Reynolds Number Effects on a Subsonic Transport at Transonic Conditions”, D.Om, et al.
- 3) AIAA-2002-0420, “Investigation of Transonic Reynolds Number Scaling on a Twin-Engine Transport (Invited)”, M. M. Curtin et al.
- 4) 「高レイノルズ数低温風洞について」澤田、青木 航空宇宙学会誌 1994 年 1 月

以上

$$\text{半裁/全機} = 1210 \times 2 / 1600 = 1.51$$



$$\frac{1600}{2400} = 0.67$$

全機風試 1/50 模型

$$\frac{1210}{2000} = 0.605$$

半裁風試 1/33 模型

図1 A380 風試 実施例 — ETW

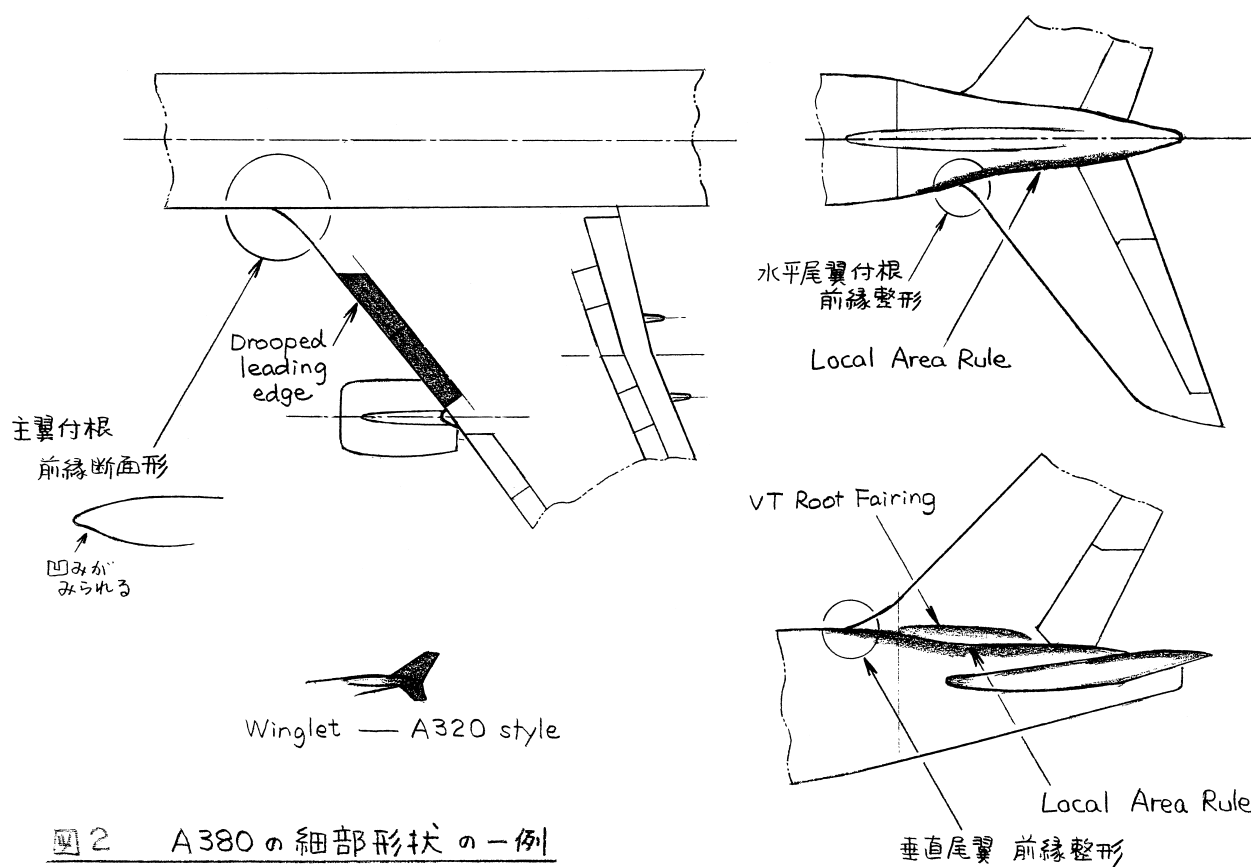


図2 A380 の細部形状の一例

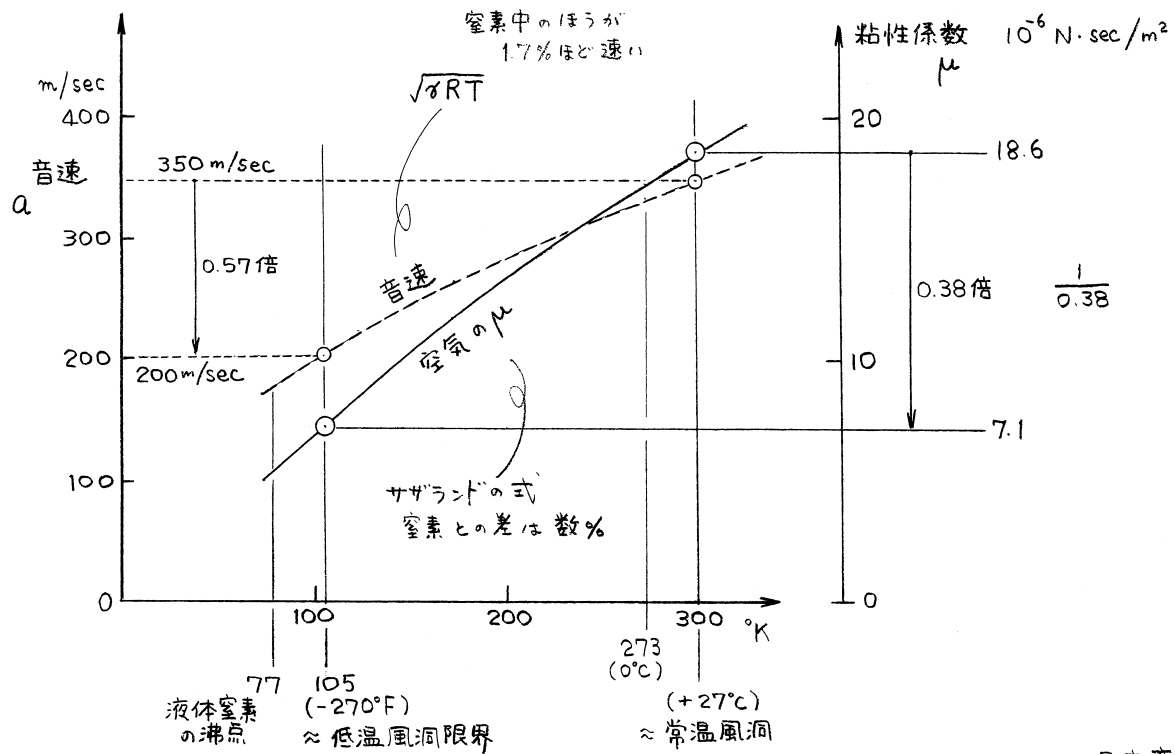


図3 μ と a の温度変化

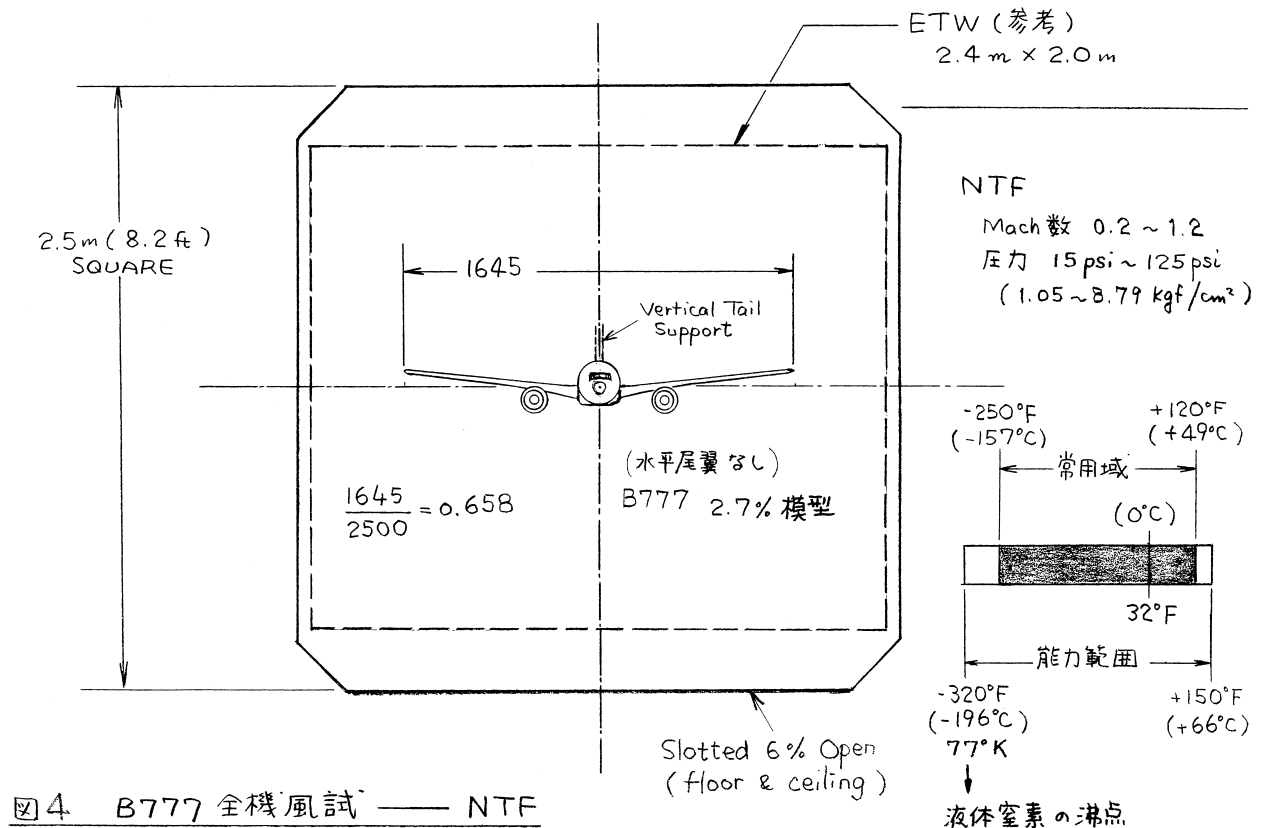


図4 B777 全機風試 — NTF

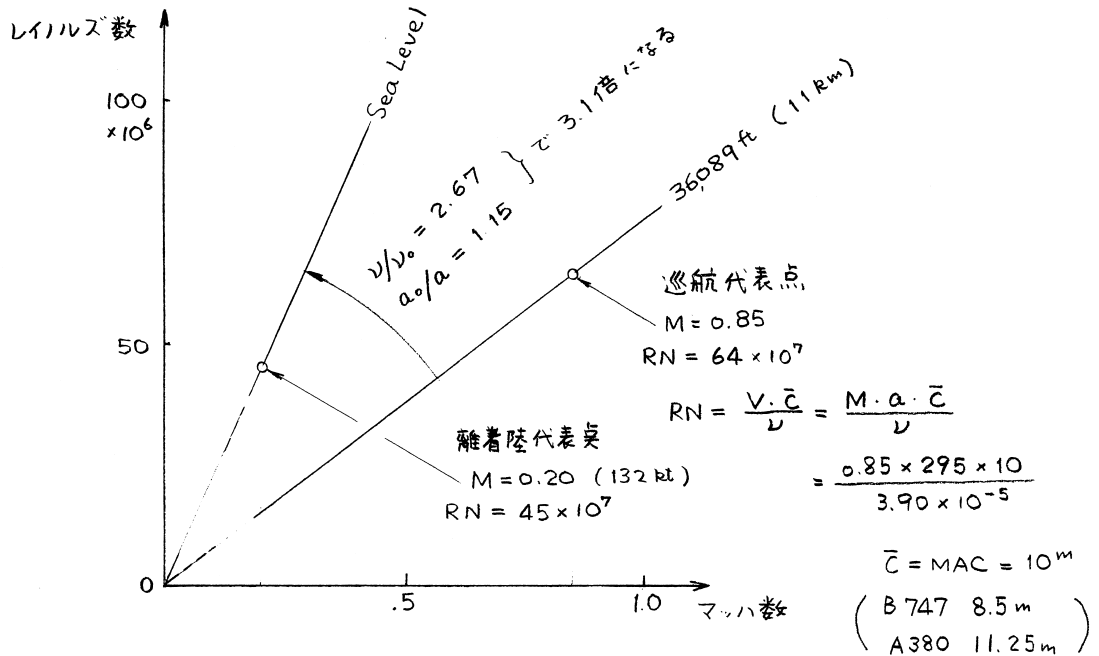
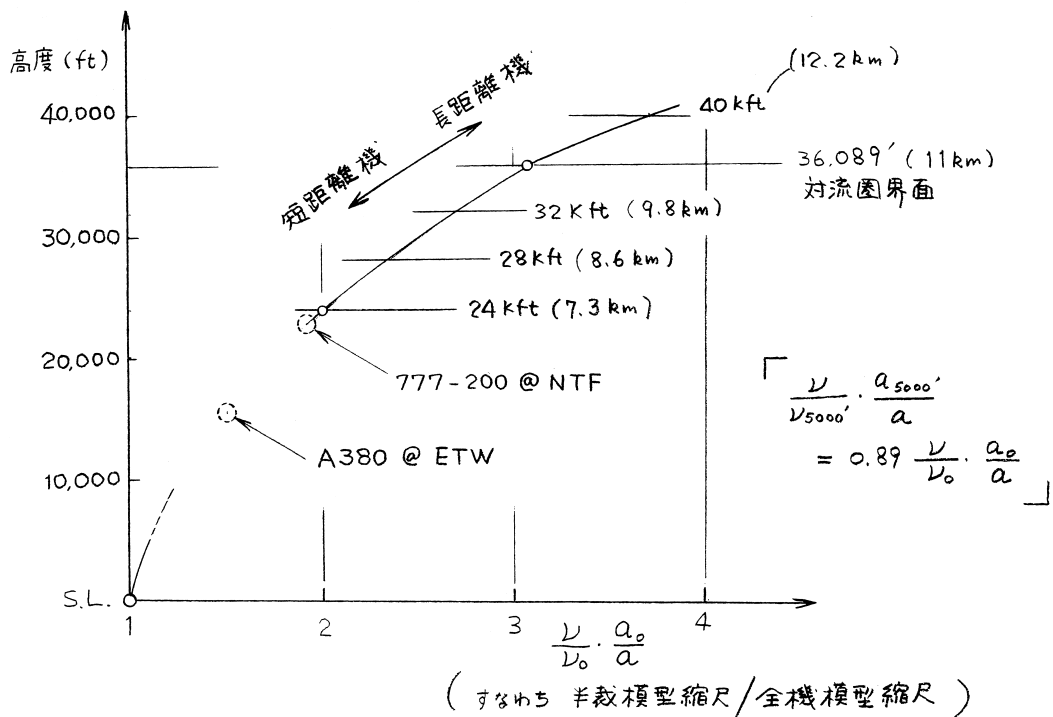


図5 巡航時と離着陸時のレイノルズ数

図6 巡航高度による $\frac{v}{v_0} \cdot \frac{a_0}{a}$ の変化

JAXA/WINTEC における低速 PSP 計測技術の研究開発

満尾 和徳, 栗田 充, 中北 和之, 藤井 啓介, 渡辺 重哉
(宇宙航空研究開発機構)

Research and Development of Low-Speed PSP Measurement System in Wind Tunnel Technology Center of JAXA

Kazunori MITSUO, Mitsuru KURITA, Kazuyuki NAKAKITA
Keisuke FUJII and Shigeya WATANABE
(JAXA)

概 要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 風洞技術開発センター (WINTEC) では感圧塗料 (PSP : Pressure-Sensitive Paint) 計測システムの大型実用風洞群への構築を進めている。これまで超音速/遷音速風洞への実績は十分にあり、現在では国産小型旅客機開発にも貢献している。WINTEC では次のフェーズとして、PSP 計測システムの低速風洞実験への適用を進めている。低速 PSP 計測の応用範囲は広く、航空機開発だけではなく自動車や鉄道への利用も期待できる。しかし、圧力差の小さい低速域では PSP の発光強度変化が小さく温度の影響を受けやすいため、従来の計測方法では十分な計測精度が望めない。本稿では JAXA/WINTEC における低速 PSP システムの開発状況と計測精度向上への取り組みについて紹介する。

1. はじめに

圧力の違いによって発光強度が変化する感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) を用いた表面圧力場計測が注目を浴びている^{1,2)}。これまで、超音速や遷音速域の速い気流中における PSP 計測は数多くの実績があり実用段階にある^{3,4)}。近年、この PSP 計測を低速域へ適用する試みがなされており、各国の研究機関が開発を進めている⁵⁻⁸⁾。低速に適用できれば航空宇宙分野だけではなく、自動車や鉄道への応用が期待できる。

低速域では模型上の圧力差が小さいため PSP 発光強度の変化が小さく S/N が悪くなる。そのため、高速気流中では顕著に現れなかった誤差要因が問題になる。残念ながら、PSP は圧力感度と同時に温度感度を有する。例えばポルフィリンと呼ばれる感圧色素では 1℃あたり発光強度が約 1% 変化し、この変化量は圧力に換算すると約 1kPa に相当する。また、PSP の発光は励起光強度の安定性に強く依存し、励起光強度が 1% 変動すれば約

1 kPa の誤差になる。50m/sec の風速で動圧が 1.5kPa であることからこれらが致命的な計測誤差になることは容易に推察できる。励起光強度の変動に起因する計測誤差については、静圧孔を参照する圧力変換手法 (In-situ 法) を用いることで解消できるが、温度による誤差を軽減するためには積極的な温度補正が必要となる。

JAXA においても PSP システムの低速風洞への適用を進めている。PSP の温度感度に起因する計測誤差を補償するため、遷音速/超音速風洞実験では PSP/TSP 塗り分けによる温度補正を行っている。しかし、低速では微弱的な圧力変化を計測するため、感温塗料自身の計測精度や左右翼構造の差異に起因する計測誤差により十分な精度が得られなかった⁸⁾。

次に、通風直後の模型温度が通風中の温度と同じであるという仮定のもと、通風直後の基準画像を使用する⁹⁾ ことにより PSP の温度補正を試みた。しかし、航空機模型のように翼厚が薄い構造ではこの仮定は実現せず、計測精度向上のためには積極的な温度補正が必要である

ことがわかった¹⁰⁾。

本研究では上記問題を解決するために温度補正法として、赤外線カメラ (IR カメラ) を用いた PSP 温度補正¹⁰⁾と、感圧/感温複合塗料による温度補正を試みた。PSP が塗られた部分の温度分布を直接計測できるので上述したような問題は生じず、計測精度向上が期待できる。なお、データ処理は In-situ 法を用いるため励起光強度変動に起因する計測誤差は受けない。本研究では実証試験に 8.5 % SST 模型 (3 次形状) を用いてデルタ翼表面圧力場を計測し、システムの温度補正機能の有効性を評価した。

2. 温度補正を考慮した PSP 計測法

2.1 PSP の仕様

IR カメラ併用 PSP 計測システムにおいて実験で使用した PSP は、白金ポルフィリン (PtTFPP) とフッ素系ポリマー (Poly-IBM-co-TFEM) からなる。この PSP は圧力感度が高く、光劣化にも強い。参考までに、PSP の圧力/温度感度特性を図 1 と図 2 に示す。PSP は圧力感度特性と同時に温度依存性を有するため温度補正が必要となることがわかる。実験では、この温度による PSP 発光強度の変化分を、IR カメラで計測した温度を用いて補正し、圧力画像を算出した。

次に、実験に使用した複合感圧塗料 (複合 PSP) の仕様を示す。複合 PSP とは、PSP に温度を計測するための感温色素を混合したものであり、要求される特性として以下のものが挙げられる。

- (1) 2 色素を共通の励起波長で励起できる。
- (2) 2 色素の発光がはっきりと分離できる。
- (3) 2 色素、ポリマーは共通の溶媒に溶解する。
- (4) 2 色素の感度特性の一様性。
- (5) 光劣化に強い色素を組み合わせる

複合 PSP が発する 2 色の発光を、異なる光学フィルタを介して CCD カメラで計測することにより、圧力分布と温度分布を得ることができる^{11,12)}。

本実験で使用した複合 PSP は、感圧色素である白金ポルフィリン (PtTFPP)、感温色素であるクマリン (C6H)、およびフッ素系ポリマー (Poly-IBM-co-TFEM) からなる。感圧色素と感温色素の発光ピークは 650nm と 460nm にある。発光波長の分離性が高く、共通の波長で励起できる。さらに、両色素とも共通の溶媒に可溶である。感圧色素の圧力感度特性と感温色素の温度感度特性を図 3、4 に示す。感圧色素の圧力感度は温度に依存せず、また感温色素の温度感度は線形性が良い。

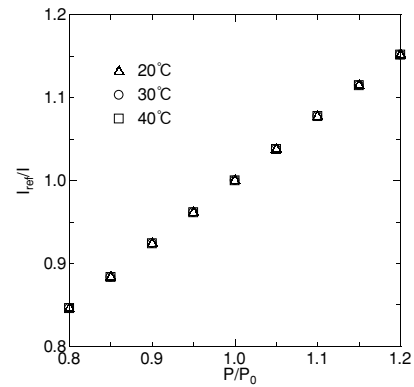


図 1 感圧塗料の圧力感度

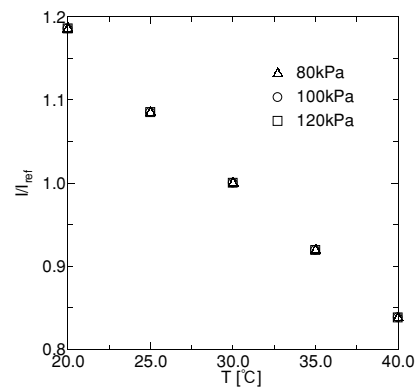


図 2 感圧塗料の温度感度

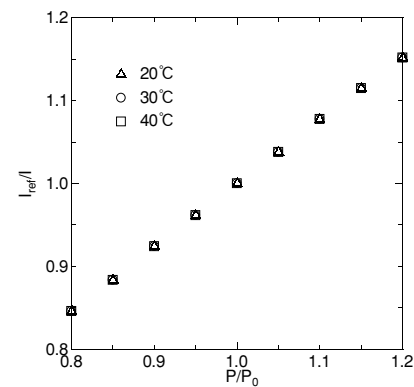


図 3 複合 PSP における感圧色素の圧力特性

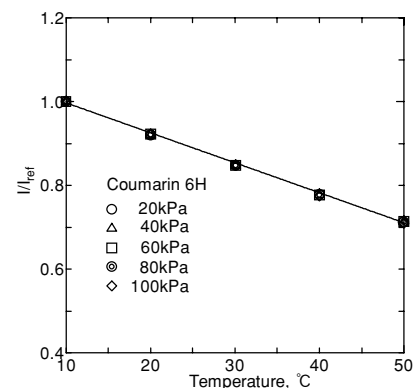


図 4 複合 PSP における感温色素の温度特性

2.2 PSP カメラシステム

2.2.1 IR カメラ併用 PSP 計測システム

IR カメラを用いた PSP 計測システム¹⁰⁾の概要を図 5 に示す。低速用 PSP システムは、16bit CCD カメラ (HAMAMATSU PHOTONICS C4880-50-26W) と励起用 Xe 光源から構成される。カメラの前面には PSP の発光のみを選択的に透すバンドパスフィルタ (590-710nm) と IR カットフィルタを取り付けた。また、励起光照射器には PSP の励起帯に適したバンドパスフィルタ (380-530nm) および IR カットフィルタを取り付けた。

IR カメラ (AMEGA Infrared System: THV 900) は風洞の天井観測部に PSP 用 CCD カメラと併設され、模型を上から計測するように取り付けた (図 5)。赤外線透過率は風洞の観測窓ガラス材質に強く依存するため、観測窓ガラスは用いず、風洞天井部に気流に影響を与えない程度にスリットを設けて計測した。また、PSP 計測用 CCD カメラと IR カメラを同期させ、PSP 画像と温度画像を同時に計測できるように設定した。

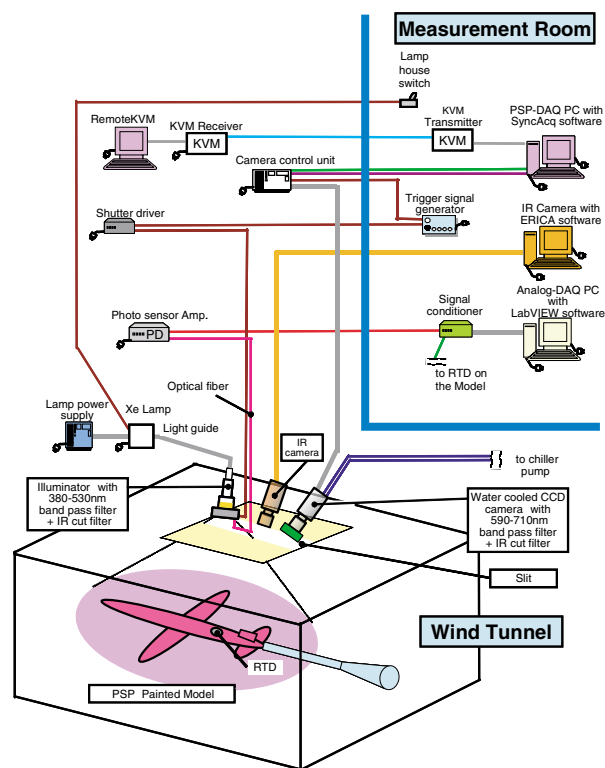


図 5 IR カメラ併用 PSP 計測システム

2.2.2 複合 PSP 計測システム

複合 PSP 計測では、IR カメラの代わりに PSP 用デジタル CCD カメラを使用して感温色素の発光を計測した。励起用 Xe 光源により照らされた複合 PSP の発光を、2

台の CCD カメラ (感圧色素と感温色素用) で計測した (図 6)。励起光照射器には励起波長を選択するためのフィルタを装填し、また CCD カメラの前面には感圧色素と感温色素の発光のみを選択的に透すバンドパスフィルタを取り付けた。2 台のカメラを同期させ、感圧色素と感温色素の発光を同時に計測できるように信号系を設定した。

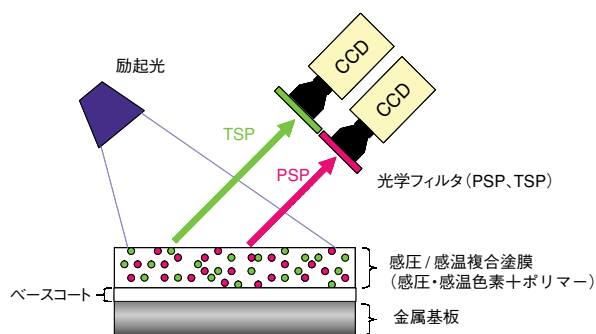


図 6 複合 PSP 計測のイメージ

2.3 2m × 2m 低速風洞 (LWT2) と SST 模型

実験は WINTEC/JAXA 所有の 2m × 2m 低速風洞 (LWT2) で行った。LWT2 の最大風速は 60m/s である。模型をロボットアームで支持することにより、模型姿勢を自由に変更することができる。

図 7 に実験に用いた SST 模型 (8.5 %, 3 次形状) を示す。左翼には静圧孔が 3 列 (S1 (y/b=30 %), S2 (y/b=50 %), S3 (y/b=70 %)) 設けられている。画像処理の際、位置合わせのためマーカーが必要となる。模型には IR カメラで認識できるように、アルミ箔のマーカーを取り付けた。また、温度モニター用に測温抵抗体を模型に設置した。

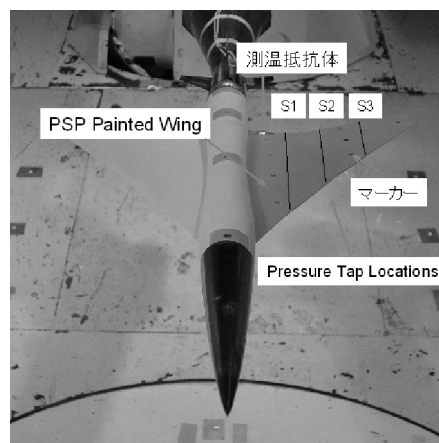


図 7 SST 模型の写真

3. PSP 画像処理方法

本計測システムでは、IR カメラによって得られた温度分布、あるいは複合 PSP を用いて計測した温度分布を用いて PSP の温度補正を行った。PSP 画像から圧力画像への変換は、静圧孔を参照する In-situ 法を用いた。PSP の温度感度特性（発光強度と温度の関係）を予め計測しておき、計測した温度分布から PSP の発光強度補正を行った。

なお、通風時と無風時の模型温度差が小さい方が計測誤差を軽減できるため、無風時画像として通風直後の画像を用いることにした。画像処理手順は以下の通りである。

- (1) PSP 画像の平均化とダーク画像減算（CCD のショットノイズを軽減し、S/N を高めるため処理画像枚数を 64 枚とした）
- (2) 模型上のマーカー座標を用いて、通風時画像と無風時画像の位置合わせ
- (3) IR カメラ（複合 PSP）により取得された温度分布を用いて、通風時画像（ I_{run} ）と無風時画像（ I_{ref} ）の温度補正
- (4) 圧力孔周り発光強度比（ I_{ref}/I_{run} ）と静圧孔データから In-situ 較正曲線を求めて、PSP 画像を圧力画像へ変換

4. 計測結果

4.1. IR カメラ併用 PSP システムによる計測結果

$U=50$ m/s, AoA (Angle of Attack) $=20^\circ$ における IR カメラを用いて計測した温度分布を図 8 に示す。通風中の温度分布はほぼ均温であるが、通風直後の温度分布は翼端の温度が低く、不均一であった。これは、模型翼端の翼厚が薄く、また試験を実施したのが真夏（7 月）の気温が高い日であったため、風洞を停止した直後から翼端の温度が急激に低下したことが原因である。このように、模型の温度分布は環境温度に左右されやすく、PSP 計測精度を高めるためには積極的な温度補正が必要である。

本 PSP システムを用いて計測した圧力画像を図 9 に示す。デルタ翼特有の前縁剥離渦により生じる低圧領域が鮮明に可視化されているのがわかる。迎角が大きい場合、デルタ翼の上流側に強い低圧領域が形成され、迎角が小さくなるに従い下流方向に低圧領域が伸びている。なお、楕円で囲まれた領域はオイルで汚染された箇所であり、その領域は正確に計測できなかった。

次に、静圧孔データと PSP 計測結果の比較を図 10 に

示す。図中には PSP の IR 画像による温度補正処理ありと無しの結果を示してある。温度補正処理無しとは、通風直後の基準画像でのみ処理した結果を意味する。すべてのケースにおいて温度補正を施すことにより明らかに計測精度が改善されているのがわかる。

計測精度を評価するため、PSP 画像を圧力に変換する際に用いた In-situ 較正曲線（ $U=50$ m/s, $AoA=16^\circ$ ）を図 11 に示す。温度補正処理を行った結果ではデータのばらつきが軽減され、温度による影響が補正されていることがわかる。温度補正ありの場合は、RMS (Root-mean-Square) 値は $C_p=0.07$ であり、補正無しの場合は $C_p=0.25$ であった。ここで示す RMS は、PSP により得られた測定値の In-situ 較正曲線に対する差分から算出した。

IR カメラを併用したシステムを用いることにより、計測精度は著しく向上したが、実用化を想定した場合、以下の点が問題となる。IR カメラで認識させるためアルミ箔マーカーは PSP の上に貼り付けなければならない、そのため通風中に剥がれることがあった。また、観測用光学窓ガラス材質が限定されることや、周囲温度の写りこみ、異なるシステムを併用することによる手間が問題として挙げられる。

4.2 複合 PSP システムによる計測結果

複合 PSP システムを用いて計測した圧力分布と、通風と無風間の温度差分布（ $U=50$ m/s, $AoA=20^\circ$ ）を図 12 に示す。圧力分布からデルタ翼特有の前縁剥離渦により生じる低圧領域が鮮明に可視化できているのがわかる。また、温度分布から翼端ほど温度変化が顕著であることがわかる。この傾向は、IR カメラで測定した温度分布と合致している。

次に静圧孔データと PSP 計測結果の比較を図 13 に示す。図中には複合 PSP による温度補正ありと無しの結果を示してある。温度補正無しは、通風直後の基準画像で処理した結果である。温度補正を施すことにより計測精度が改善されているのがわかる。

計測精度を評価するため PSP 画像を圧力に変換する際に用いた In-situ 較正曲線を図 14 に示す。温度補正処理を行った結果ではデータのばらつきが軽減され、温度に起因する計測誤差が軽減されていることがわかる。温度補正ありの場合で RMS 値は $C_p=0.15$ 、補正無しの場合で $C_p=0.17$ であった。

C_p 分布をみるとノイズ成分が多いように感じられる。IR カメラを用いた温度補正の結果と比較するとわかる

ように、IR カメラによる補正の方が鮮明に圧力場を計測できている。この理由は、感温色素による温度データの S/N が悪く、その結果を反映しているためである。精度良く温度を計測するためにはさらに温度感度の高い感温センサーを用いる必要がある。

比較のため両システム（IR カメラ併用 PSP システムと複合 PSP システム）の星取表を表 1 に示す。IR カメラを併用したシステムの方が精度良く計測することができるが、光学アクセスの汎用性や同じタイプのカメラでシステムを構築できる利点などから、複合 PSP システムの方が実用向きであると言える。

表 1 各 PSP システムの星取表

項目	標準PSP計測	IRカメラによる補正	複合PSPによる補正
計測精度 (RMS)	× (Cp~0.2)	○ (Cp~0.1)	△ (Cp~0.15)
計測準備の時間	○ 通常のPSPと同じ	× 異なる2つのシステムを 抱えることによるため 手間がかかる	○ 通常のPSPとほぼ同じ
実用化	× 高い計測精度が望めない。	× ・アルミ箔のマーカーしか使えない。厚みがあるため突起になりやすく、剥がれやすい。 ・使用できる光学窓ガラス材質が限られている。 ・周囲温度の写りこみ	○ 現時点での複合塗料は、感温色素の温度感度が悪く、精度が悪い。しかし、色素の改良により精度改善が期待できる。

5. まとめ

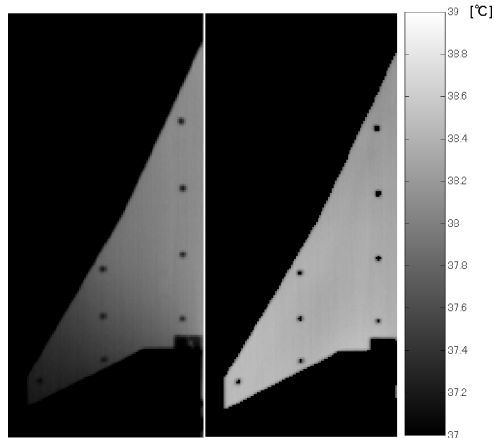
低速 PSP 計測の精度向上を目的として、IR カメラを併用した PSP システムと、複合塗料を用いた PSP システムを開発し、JAXA 低速風洞（LWT2）においてそれぞれのシステムを評価した。積極的な温度補正を施さない従来の計測と比較して、いずれの手法も計測精度を高めることができた。実用化の観点からすると、複合 PSP 計測システムの方が現実的である。現在のところ感温センサーの温度感度は低く未だ実用段階にないが、大学の協力のもと複合 PSP システムの実用化に向けて開発を進める。

参考文献

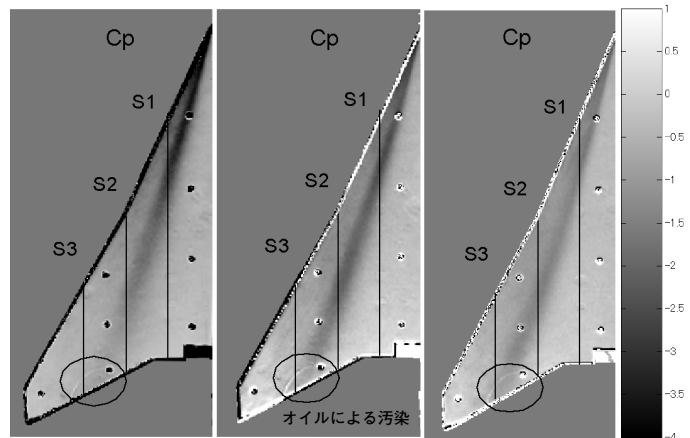
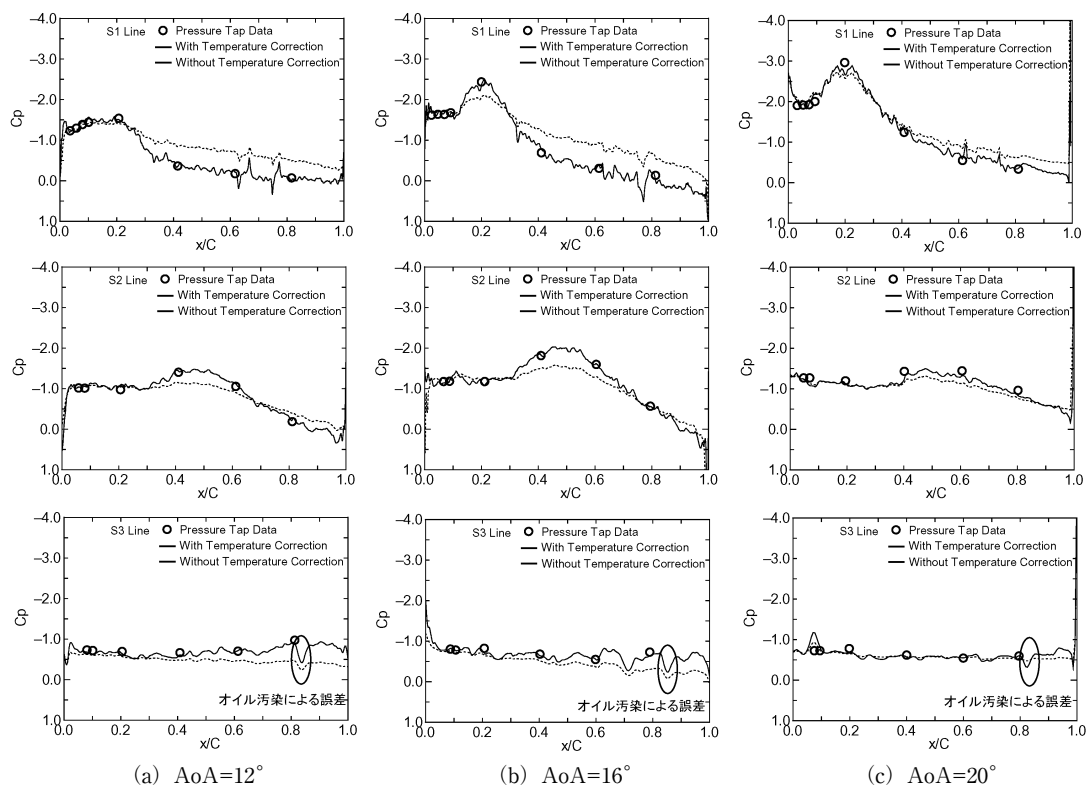
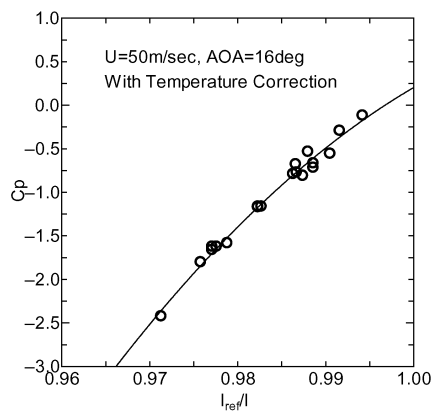
- [1] Bell, J. H., Schairer, E. T., Hand, L. A. and Mehta, R. D., “Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings,” Annu. Rev. Fluid Mech., 33, 2001, pp.155-206.
- [2] Liu, T., Campbell, B. T., Burns, S. P. and Sullivan, J. P., “Temperature- and Pressure-Sensitive Luminescent Paints in Aerodynamics”, Appl. Mech. Rev., 50-4, 1997, pp.227-246.
- [3] Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K. and Watanabe, S.,

“Practical pressure-sensitive paint measurement system for industrial wind tunnels at JAXA”, Meas. Sci. Technol. 17 No 2, 2006, pp.359-366.

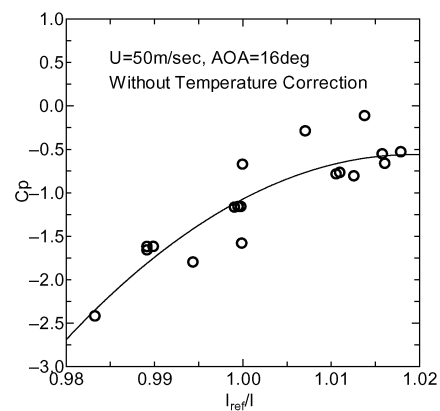
- [4] Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K. and Watanabe, S., “Temperature Correction of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing”, Journal of Aircraft, Vol.43 No.5, 2006, pp.1499-1505.
- [5] Le Sant, Y., Bouvier, F., Merienne, M. C. and Peron, J. L., “Low Speed Tests using PSP at ONERA,” 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2001-0555, Reno, Nevada, 2001.
- [6] Mitsuo, K., Kurita, M., Kuchi-Ishi, S., Fujii, K., Ito, T. and Watanabe, S., “PSP Measurement of a High-Lift-Device Model in JAXA 6.5m × 5.5m Low-Speed Wind Tunnel”, AIAA-2007-1065, Reno, Nevada, 2007.
- [7] Mebarki Y. and Cooper K.R., “Aerodynamic Testing of a Generic Automotive Model with Pressure Sensitive Paint,” the 10th International Symposium on Flow Visualization, ISFV-2002-F0120, Japan, 2002.
- [8] Mitsuo, K., Nakakita, K. and Kurita, M., “Application of Pressure-Sensitive Paint to Low-Speed Wind Tunnel Testing at Japan Aerospace Exploration Agency,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2004-3.2.3, Yokohama, Japan 2004.
- [9] Bell, James H., “Applications of Pressure-Sensitive Paint Testing at Very Low Flow Speeds,” 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2004-0878, Reno, Nevada, 2004.
- [10] Mitsuo, K., Kurita, M., Nakakita, K. and Watanabe, S., “Temperature Correction of PSP Measurement for Low-Speed Flow Using Infrared Camera,” 21st International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, ICIASF’ 05 10-1, 30 August, Sendai, Japan, 2005.
- [11] Mitsuo, K., Asai, K., Hayasaka, M. and Kameda, M., “Temperature Correction of PSP Measurement Using Dual-Luminophor Coating,” Journal of Visualization, Vol.6, No.3, 2003, pp.321-331.
- [12] 田部井孝聡, 満尾和徳, 浅井圭介, 亀田正治「複合塗料を用いた圧力・温度場計測」第 31 回 可視化情報シンポジウム, 2003 年 7 月 22 日.



(a) 無風時の温度分布 (b) 通風時の温度分布

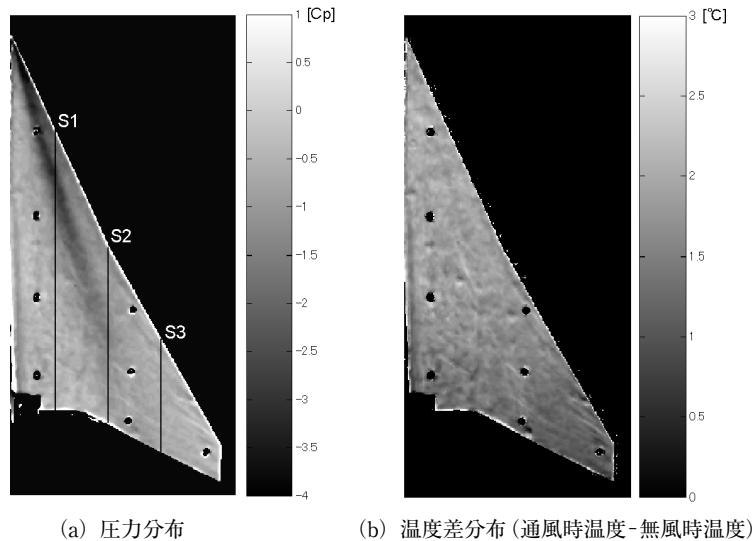
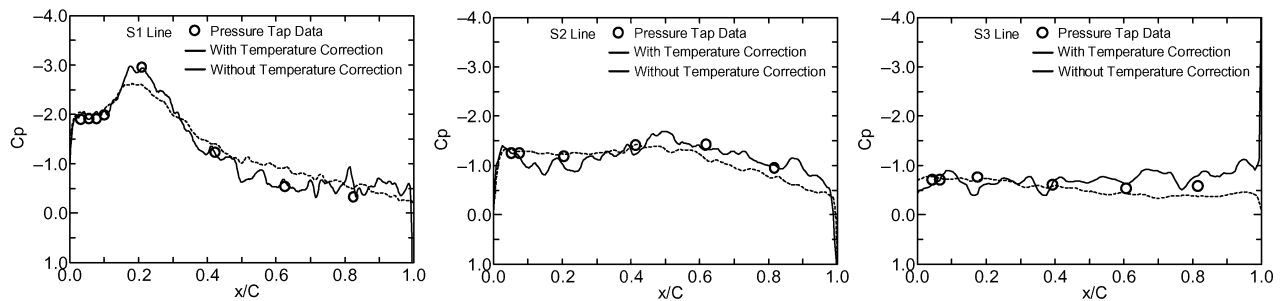
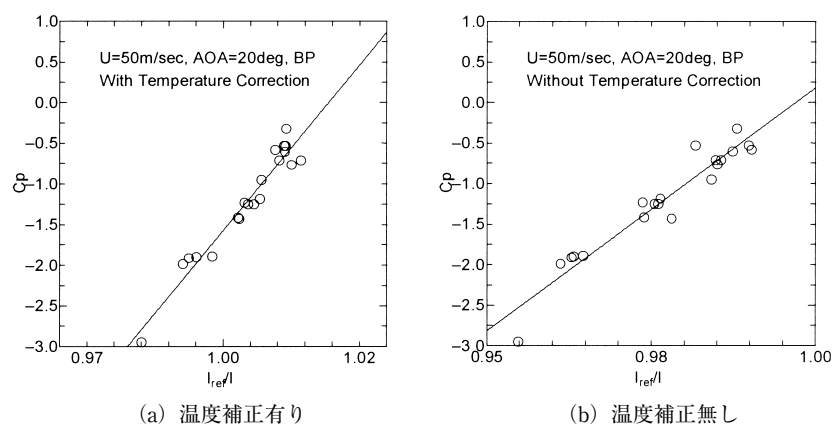
(a) $AoA=20^\circ$ (b) $AoA=16^\circ$ (c) $AoA=12^\circ$ 図 8 IR カメラで計測した温度分布 ($U=50$ m/s, $AoA=20^\circ$)図 9 IR カメラ併用 PSP システムで計測した圧力分布 ($U=50$ m/s)(a) $AoA=12^\circ$ (b) $AoA=16^\circ$ (c) $AoA=20^\circ$ 図 10 PSP データと静圧孔データとの比較 ($U=50$ m/s)

(a) 温度補正有り



(b) 温度補正無し

図 11 In-situ Calibration カーブ ($U=50$ m/s, $AoA=16^\circ$)

図 12 複合 PSP による計測結果 ($U=50\text{m/s}$, $\text{AoA}=20\text{deg.}$)図 13 複合 PSP データと静圧孔データの比較 ($U=50\text{m/s}$, $\text{AoA}=20\text{deg.}$)図 14 複合 PSP システムの In-situ Calibration カーブ ($U=50\text{m/s}$, $\text{AoA}=20\text{deg.}$)

半裁模型風洞試験に対するパネル法風洞壁境界修正の適用

日高亜希子, 室田 勝一, 星野 秀雄, 細江 信幸, 青木 良尚, 伊藤 健, 山本 一臣 (JAXA)
森田 義郎 (JAST), 真城 仁 (HRI)

Application of Panel Method to Wind Tunnel Wall Interference Correction for the Testing of Half-Span Model

Akiko HIDAKA, Katsuichi MUROTA, Hideo HOSHINO, Nobuyuki HOSOE,
Yoshihisa AOKI, Takeshi ITO and Kazuomi YAMAMOTO (JAXA)
Yoshio MORITA (JAST), Jin MASHIRO (HRI)

概 要

現在開発を進めているパネル法風洞壁境界修正法の検証の一環として, JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞において実施された高揚力装置半裁模型風洞試験に対し本修正法の適用を試みた。さらに, 現在低速風洞で採用している ALAN POPE の修正法との比較により, 本修正法の有効性を検討した。

1. はじめに

現在, JAXA ではパネル法風洞壁境界修正法を開発中である。一方で, 平成 17 年 11 月, JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞において高揚力装置半裁模型の 5 分力風洞試験が実施された。そこで, プログラム検証の一環として, この半裁模型風洞試験に対して本修正法の適用を試みた。また, 現在低速風洞で採用している ALAN POPE の古典的修正法による結果と比較し, 本修正法の有効性を検討した。

2. パネル法による風洞壁境界修正法

2.1 計算モデル

半裁模型の計算モデルを図 1 に示す。図中の各点は特異点の位置を示している。模型の揚力については 25 % コード上に Line Doublet, 胴体のブロッケージは胴体中心線上に Point Doublet, 翼のブロッケージは翼後縁上に Point Doublet, 後流は翼の下流に Point Doublet をそれぞれ配置している。

また, 風洞壁面パネルは, 各パネル中央に Source 又は Sink を配置して模擬する。

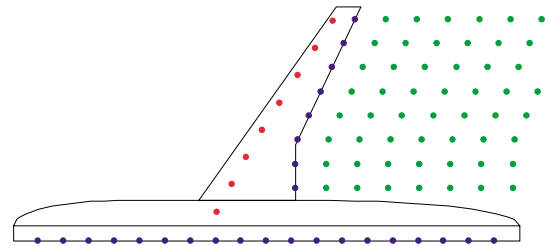


図 1 半裁模型計算モデル略図

2.2 境界条件

計算対象の 6.5m × 5.5m 低速風洞は固体壁風洞であるので, 境界条件式は以下ようになる。

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

ここで, ϕ は擾乱速度ポテンシャルであり, $\frac{\partial \phi}{\partial n}$ は風洞壁面に垂直方向の擾乱速度である。

2.3 計算領域の定義

今回は模型が半裁模型である為, 胴体と風洞壁面とが接していることから, これらの特異点同士の干渉を避ける為に鏡像モデルを作成した (図 2 参照)。

風洞断面は、縦 5.5m、横 13m であり、風洞長さは 20m とした。また、壁面パネル枚数は、流れ方向 40 枚、周方向 80 枚とし、風洞の中心が密になるように設定した (図 3 参照)。

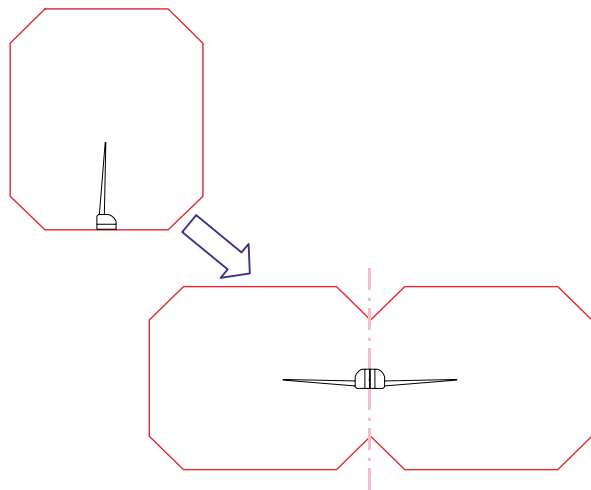


図 2 鏡像風洞モデル

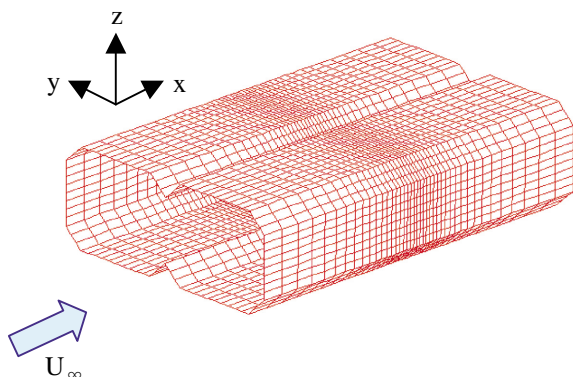


図 3 風洞壁面パネル

2.4 計算の流れ

まず壁面パネルを設定する。風洞壁面をパネルに分割し、各パネルの中心に Source 或いは Sink を配置する。このとき、それぞれの特異点強さは未知数である。次に模型の特異点を設定する。まず模型の揚力については、楕円揚力分布を仮定し 25 %コード上に Line Doublet を配置する。このとき、Doublet の強さは天秤で計測した揚力係数 CL より算出する。次に、後流については、後縁下流位置より Point Doublet を配置する。このときの Doublet の強さは未知数である。また、胴体及び翼のプロケージについては、胴体中心線上及び翼後縁上に Point Doublet を配置する。このときの Doublet の強さもまた未知数である。

以上のように各特異点を設定し、境界条件式 (壁面垂直方向の速度ゼロ) を満たすように壁面パネルの Source

及び Sink の強さを決定し、壁面上で誘起される速度分布を計算する。

一方で、風洞試験において計測した静圧分布より壁面上の誘起速度分布を計算し、これら 2 つの速度分布が最も近くなるように、最小 2 乗法を用いて未知数であった各特異点の強さを決定する。

そして最後に、風洞壁面パネルの各 Source 及び Sink により模型モーメント基準点に誘起される擾乱速度 (u, v, w) を計算する。

2.5 迎角及び空力係数の修正法

前節において求めた、風洞壁により模型モーメント基準点に誘起される擾乱速度 (u, v, w) を用いて、迎角修正量 $\Delta\alpha$ 、速度修正量 ε 及び動圧修正係数 K を下式により計算する。

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{U_\infty}$$

$$\varepsilon = \frac{u}{U_\infty}$$

$$K = \frac{1}{(1 + \varepsilon)^2}$$

さらにこれらを用いて、以下の式により迎角及び縦 3 分力の修正計算を行う。

$$\alpha_c = \alpha_u + \Delta\alpha$$

$$C_{Lc} = K \times (C_{Lu} - C_{Du} \times \Delta\alpha)$$

$$C_{Dc} = K \times (C_{Du} + C_{Lu} \times \Delta\alpha)$$

$$C_{mc} = K \times C_{mu}$$

ここで、下添え字 u は修正計算前、 c は修正計算後の値であることを表す。

3. 風洞試験概要

模型の主要諸元を下表に示す。また、試験の様子を図 4 に示す。試験装置はストラットカート及びターンテーブル、天秤は半裁模型用 5 分力天秤を使用した。

低速風洞試験用高揚力装置模型		
模型の種類	翼胴半裁模型	
主要諸元	主翼面積 ($S_w/2$)	1.123 m ²
	平均空力翼弦長	0.529 m
	翼幅 ($b/2$)	2.300 m
	胴体長	4.892 m
	境界層スペーサ	0.150 m

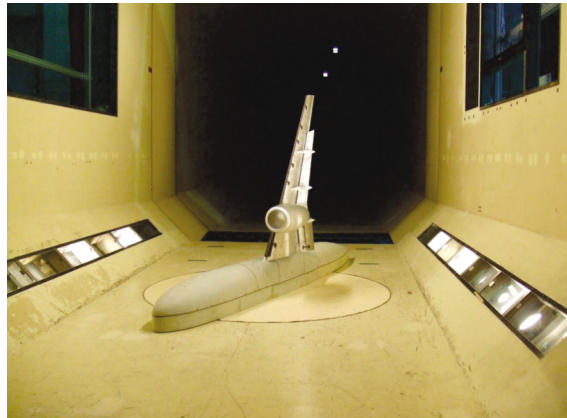


図 4 風洞試験概要

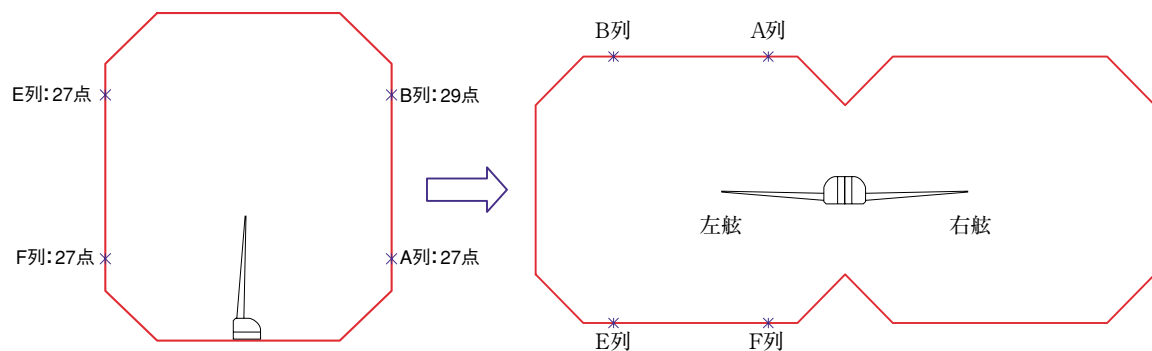


図 5 風洞壁面静圧孔位置

今回は、着陸形態における風速 60m/s 時の計測データを計算対象とし、縦 3 分力と風洞壁面静圧分布を使用して修正計算を行った。なお、風洞壁面静圧分布は、図 5 に示すように主翼の上下側壁面それぞれ 2 列ずつ、計 4 列において計測を行った。

4. 境界修正法適用結果

4.1 縦 3 分力空力係数

縦 3 分力について、実験データと、パネル法による修正結果及び ALAN POPE の古典的修正法による修正結果の比較を図 6 に示す。これより、古典的修正法の結果とパネル法の結果はほとんど重なる形となったが、細かく見るとパネル法の方がわずかに修正量が大きくなった。

4.2 風洞壁境界修正量

風洞壁境界修正量について、パネル法による計算結果と ALAN POPE の修正法による計算結果との比較を以下に示す。

まず迎角の修正量 $\Delta\alpha$ について図 7 に示す。パネル法と ALAN POPE とはほぼ同等であると言えるが、パネル

法の修正量の方が若干大きく、その差は最大で約 0.1° である。

次に、速度の修正量 ε について図 8 に示す。 $\Delta\alpha$ と同様にパネル法による修正量の方がわずかに大きいという結果となった。

次に、揚力係数の修正量 ΔCL について図 9 に示す。これより、 $\Delta\alpha$ 及び ε と同様に両者はほとんど変わらないが、ALAN POPE の方法による修正量の方がわずかに大きく、その差は最大で約 0.02 である。

次に、抵抗係数の修正量 ΔCD について図 10 に示す。前述の揚力係数等と同様に両者はほとんど変わらないが、パネル法による修正量の方がわずかに大きく、その差は最大で約 0.005 である。

4.3 迎角及び速度修正量のスパン方向分布

揚力係数最大となる迎角 12° における迎角修正量 $\Delta\alpha$ の主翼上スパン方向分布を図 11 に、速度修正量 ε の主翼上スパン方向分布を図 12 に示す。これらより、スパン方向に対して修正量はほぼ均一であるという結果を得た。

4.4 風洞壁面上擾乱速度分布の比較例

風洞壁面上擾乱速度分布について、実験データと計算結果の比較例を図13に示す。図より、迎角 0° においては計算値と実験データはよく一致している。また、高迎角になると若干ずれる箇所もあるが、全体的に見て概ね一致していると言える。

5. まとめ

今回取得した半裁模型縦3分力について、パネル法による風洞壁境界修正結果とALAN POPEの古典的修正法による修正結果はほぼ同等となった。また、パネル法に

よる風洞壁面速度分布解析値は、計測速度分布と概ね一致しており、パネル法の妥当性を確認できた。さらに、半裁模型風洞試験に対しては鏡像風洞を仮定したパネル法風洞壁境界修正法が有効であることを確認した。

6. 参考文献

- [1] Norbert Ulbrich, Description of Panel Method Code ANTARES, NASA/CR-2000-209592, May 2000
- [2] N. Ulbrich, The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems, AIAA-2002-0307, January 2002

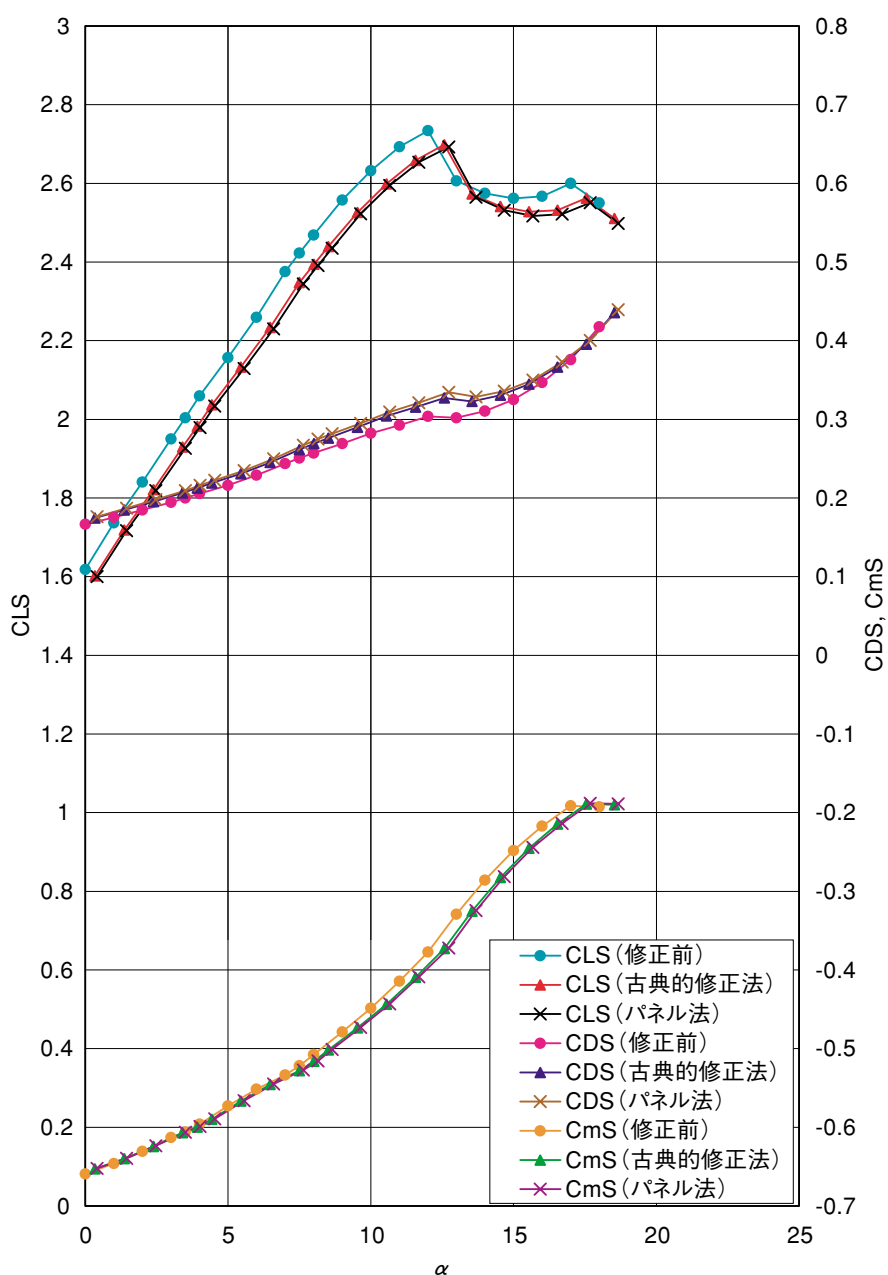
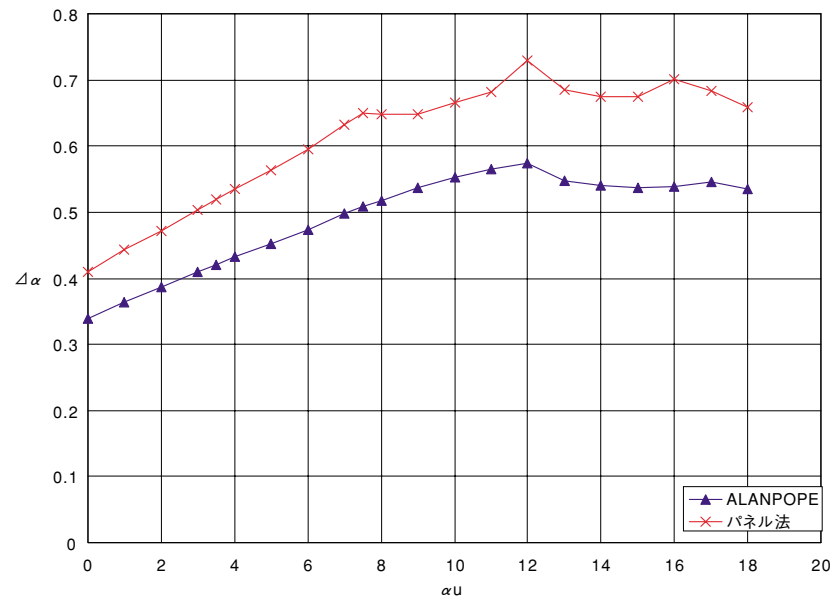
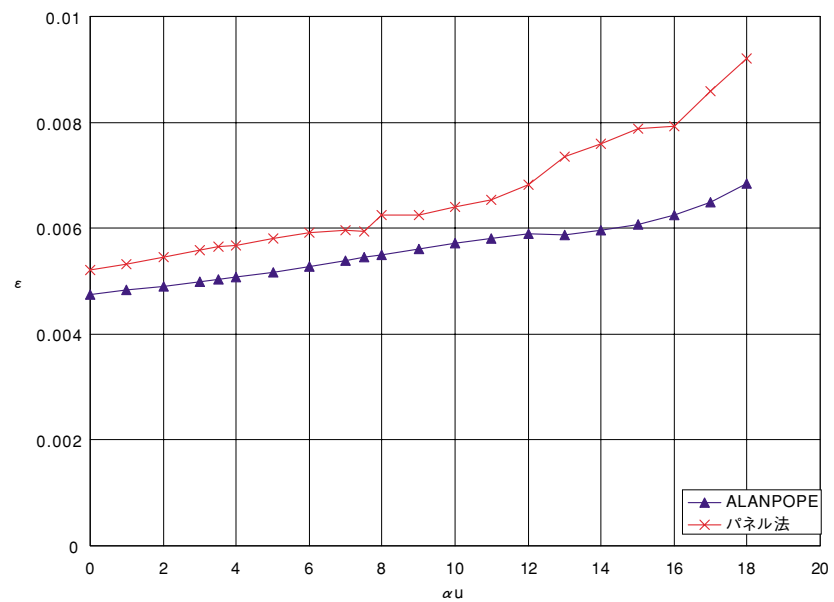
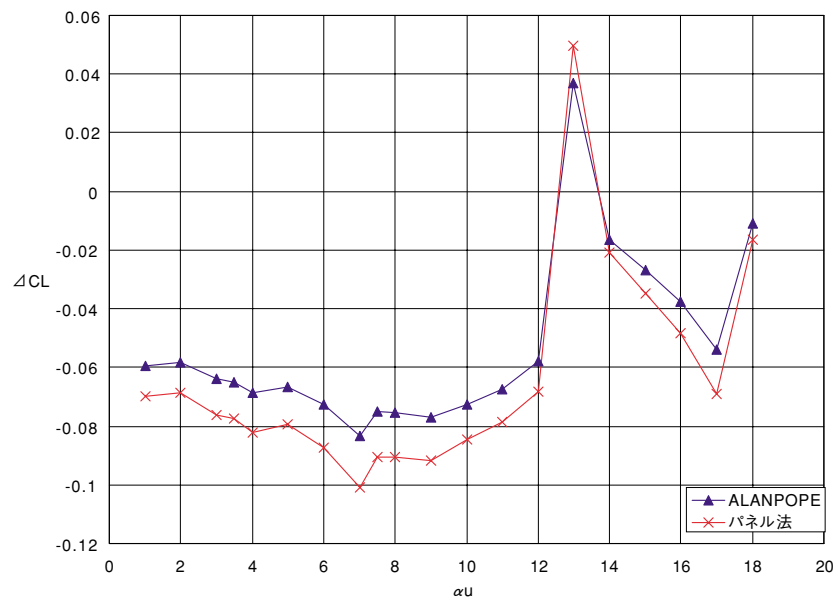
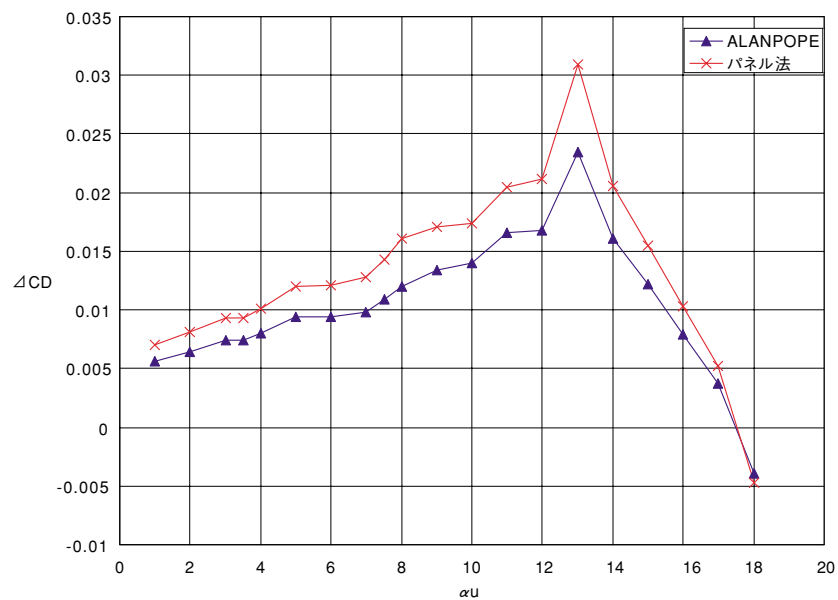


図6 縦3分力比較

図 7 迎角修正量 $\Delta\alpha$ の比較図 8 速度修正量 ϵ の比較

図 9 揚力係数修正量 ΔCL の比較図 10 抵抗係数修正量 ΔCD の比較

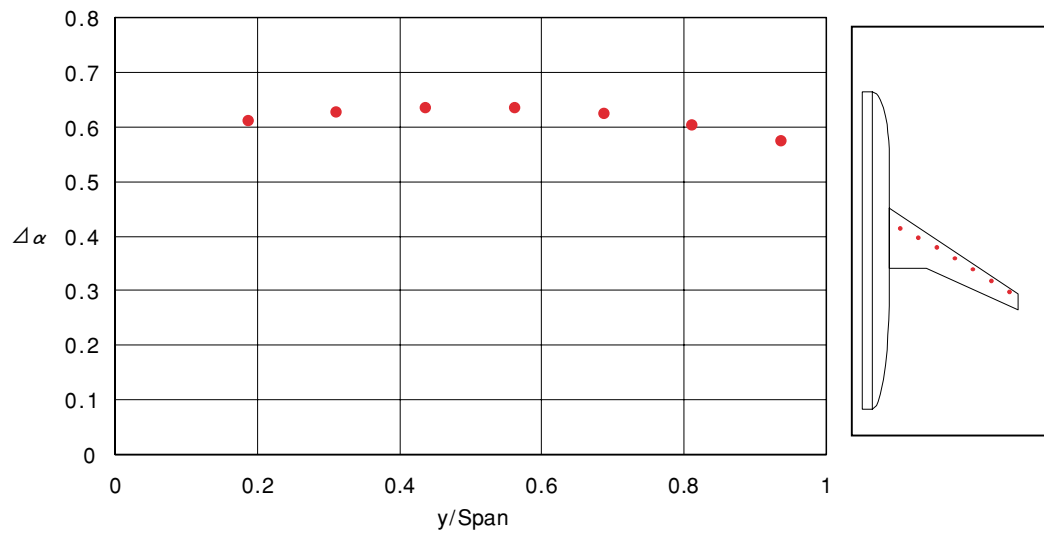


図 11 迎角修正量 $\Delta\alpha$ の主翼スパン方向分布

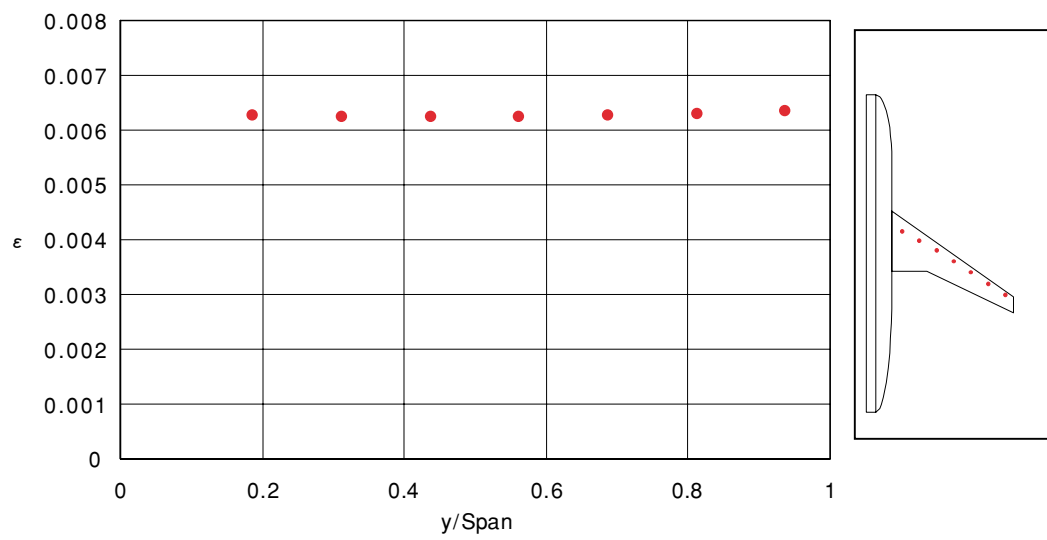


図 12 速度修正量 ϵ の主翼スパン方向分布

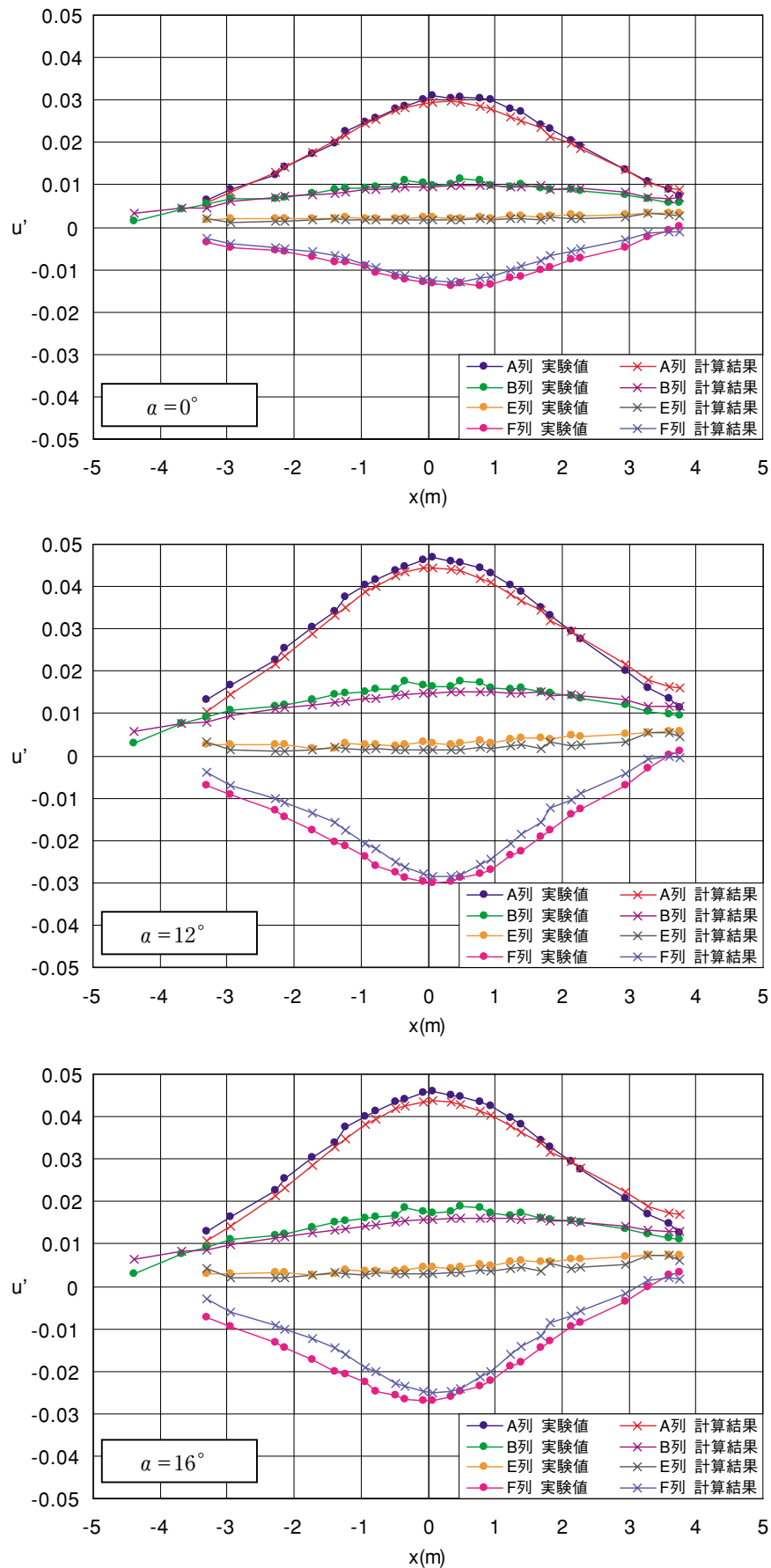


図 13 風洞壁面上擾乱速度分布比較例

JAXA 極超音速風洞で用いている気体モデル

渡利 實 (宇宙航空研究開発機構・風洞技術開発センター)

Air Models Used in the JAXA Hypersonic Wind Tunnels

Minoru WATARI

Wind Tunnel Technology Center, Japan Aerospace Exploration Agency

Abstract

Three air models are used in JAXA hypersonic wind tunnel. They are ‘perfect’, ‘thermally perfect’, and ‘real’ models. Thermally perfect model considers an atomic-vibration energy. Real model considers an atomic vibration and an inter-molecular potential energy. The three models were comparatively investigated by program codes. It revealed that thermally perfect or real model has to be used in a precise analysis in hypersonic calculations.

1. 極超音速風洞

極超音速風洞セクションは、マッハ 5, 7, 9 の 0.5m 風洞 (HWT1), マッハ 10 の 1.27m 風洞 (HWT2), および マッハ 10, 12 の 0.44m 衝撃風洞 (HST) を運用している。極超音速風洞の空気は非常に過酷な条件で動かされる。よどみ点圧力は $P_0 = 1 \sim 10\text{MPa}$, よどみ点温度は $T_0 = 600 \sim 1200\text{K}$ と高圧高温であり, それがノズルを通して膨張加速されると測定室での圧力 P_1 は, マッハ 5 の場合 P_0 の 1/1000 に, マッハ 10 の場合は 1/100000 程度に下がり, 温度 T_1 も T_0 の 1/6 \sim 1/20 に急降下する。

この極超音速気流中にピトー管とか, TAT センサーを入れるとその前面には衝撃波が形成され, 衝撃波直後は亜音速になり, それが更に断熱圧縮され, ピトー管の中では再び, よどみ点状態になる。これらの様子を図 1 に示す。変数名に添字 0, 1, 2, 02 を付けて状態を区別する。

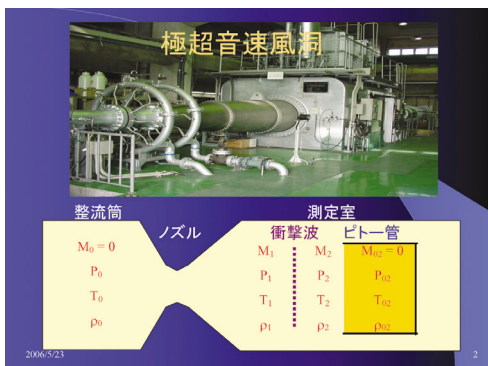


図 1 極超音速風洞の流れ概念図

2. 試験のデータ処理とマッハ数校正

極超音速風洞で力試験を実施し, 力 F_x を測定, 無次元化する場合を考える。

$$C_A = \frac{F_x}{q_1 S} \quad (1)$$

必要になる動圧 q_1 は極超音速風洞ではよどみ点での測定量とマッハ数から算出する。例えば, 空気を完全気体と仮定した場合は, よどみ点圧力 P_0 とマッハ数 M_1 から次式を用いて算出する。

$$\frac{q_1}{P_0} = \frac{\gamma}{2} M_1^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

よどみ点圧力 P_0 は整流筒で測定可能である。マッハ数 M_1 は予めピトー管を用いたマッハ数校正試験をし, そのノズルで実現できるマッハ数を検定しておく。例えば, 空気を完全気体と仮定した場合は, 次のようにピトー圧とよどみ点圧力の比はマッハ数の関数として表わすことができるため, この関係を逆に使ってマッハ数を推定する。

$$\frac{P_{02}}{P_0} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

3. 三つの気体モデル

前節の例では完全気体を仮定したが、極超音速風洞では要請される精度に応じ三つの気体モデルを使い分けている。気体モデルを定義するためには二つのことを明らかにしなければならない。ひとつは温度、密度、圧力の関係で、いわゆる状態方程式である。他は、分子にエネルギーがどのように蓄えられるか、分子自身の懐の深さで、一般的には比熱で表現する。

簡潔で一番見通しが良いモデルは完全気体 (Perfect と呼称) である。しかし、極超音速風洞のように高压高温の空気になると、そのような理想的な扱いでは誤差が大きくなる。HWT1, HST では文献⁽¹⁾で Thermally Perfect と呼ばれているモデルを、HWT2 では所謂 Beattie-Bridgeman モデル (Real と呼称) といわれるもの⁽²⁾を用いている。それらのモデルの間にどれほどの差があるのか、原典に遡って調査をし、プログラムを作成、様々な角度から検討したので報告する。

4. Perfect モデル

空気の主成分である窒素、酸素の 2 原子分子を前提としてモデルを構築する。

分子間のエネルギー伝達は衝突のみ、ぶつかり合うことで局所的には常に平衡状態にあることを仮定している。分子の持つエネルギーとしては、分子の並進運動 3 自由度、および回転運動 2 自由度、の計 5 自由度を考慮し、分子間衝突によってエネルギーがこの 5 自由度に均等に配分されると考える。状態方程式、等容比熱、等圧比熱は次式になる。

$$P = \rho RT \quad (4)$$

$$c_{v,perf} = \frac{5}{2} R \quad (5)$$

$$c_{p,perf} = \frac{7}{2} R \quad (6)$$

5. Thermally Perfect モデル^(1,5)

分子のエネルギー自由度として、並進、回転自由度に、分子を構成している原子間の振動を追加する。状態方程式は完全気体と同じであるが、原子間振動レベルは温度に依るため比熱は温度 T の関数になる。

$$P = \rho RT \quad (7)$$

$$c_v = c_{v,perf} + c_{vib} \quad (8)$$

$$c_p = c_{p,perf} + c_{vib} \quad (9)$$

ここで、振動エネルギーによる比熱 c_{vib} は次式で表わされる。 θ は原子振動の代表温度で空気の場合 3055K である。

$$c_{vib} = \left(\frac{\theta}{T} \right)^2 \frac{\exp(\theta/T)}{[\exp(\theta/T) - 1]^2} R \quad (10)$$

6. Real モデル^(3,4,6)

Thermally Perfect モデルに、分子の大きさの補正、分子間ポテンシャルの効果を追加する。したがって、エネルギー伝達は衝突しなくても近接するだけで行われる。分子が密に存在する程、すなわち、圧力が高く、温度が低い程、この効果は大きくなる。Beattie と Bridgeman は理詰めで次の状態方程式の形を決め、その中にある定数 A_0, B_0, a, b, c を実験結果にマッチするように定めた。

$$P = \rho^2 RT \left(1 - \frac{c\rho}{T^3} \right) \left[\frac{1}{\rho} + B_0(1-b\rho) \right] - A_0\rho^2(1-a\rho) \quad (11)$$

定容比熱も、定圧比熱も、圧力、温度の複雑な関数になる。

$$c_v = c_{v,perf} + c_{vib} + c_{pot} \quad (12)$$

$$c_p = c_v + \frac{T}{\rho^2} \frac{(\partial P / \partial T)_\rho^2}{(\partial P / \partial \rho)_T} \quad (13)$$

7. 極超音速流れ計算

よどみ点状態からノズルを通しての加速、衝撃波の横断、そしてピトー管で再びよどみ点状態へ減速、といった 3 過程の流れ計算は気体モデルは違っても、以下のよう共通である。

ノズルでの加速計算は一次元等エントロピー変化を仮定して 5 変数 (M, P, T, ρ, A) の変化を次の 5 個の関係をを用いて解く。ここで A はノズル断面積である。

質量保存

運動量保存

エネルギー保存

状態方程式

等エントロピー条件

もし、断面積を与えず、マッハ数を既与とする時には、質量保存を省く。

衝撃波を横断する場合、衝撃波前後の 4 変数 (M, P, T, ρ) の関係は保存式 3 個、状態方程式 1 個、の計 4 式

を用いて解く。

衝撃波後の状態からよどみ点状態に至る 4 変数 (M, P, T, ρ) の変化は、等エントロピー変化であるからノズル加速計算の関係を始点と終点を交換すれば、そのまま適用できる。

8. プログラム

プログラム作成に直接参照した論文^(1,3,4)の単位系は ft, lb, psi, Btu 系で、特に Real モデル検討のために直接参照した AEDC 論文^(3,4)は論旨展開が非常に難解であった。それを単位は国際単位系で統一、式の展開もスッキリさせ、非線形方程式を使って解く部分は、もともとの保存則から再構築しなおした。

Perfect モデルは測定部のマッハ数 M_1 を与えれば全てが解析式で与えられるためプログラムは非常に簡単である。

Thermally Perfect モデルは衝撃波を横切る関係を求める時に非線形の方程式を解かなくてはならず、繰り返し計算が必要となり、若干、工夫を要する。

Real モデルは等エントロピー加減速計算にも衝撃波を横切る計算にも非線形方程式を解く部分があり、繰り返し計算を必要とする。

コーディングシーケンスは以下の通りである。下線部が入力である。

$$\begin{aligned}
 & \text{Perfect} \left(\underline{M_1, \frac{T_1}{T_0}, \frac{\rho_1}{\rho_0}, \frac{P_1}{P_0}, \frac{q_1}{P_0}, M_2, \frac{T_2}{T_1}, \frac{\rho_2}{\rho_1}, \frac{P_2}{P_1}, \frac{P_{02}}{P_0}, \frac{\rho_{02}}{\rho_0}} \right) \\
 & \text{ThermPe} \left(\underline{T_0, M_1, \frac{T_1}{T_0}, \frac{\rho_1}{\rho_0}, \frac{P_1}{P_0}, \frac{q_1}{P_0}, M_2, \frac{T_2}{T_1}, \frac{\rho_2}{\rho_1}, \frac{P_2}{P_1}, \frac{P_{02}}{P_0}, \frac{\rho_{02}}{\rho_0}} \right) \\
 & \text{RealGas} \left(\underline{T_0, P_0, M_1, \frac{T_1}{T_0}, \frac{\rho_1}{\rho_0}, \frac{P_1}{P_0}, \frac{q_1}{P_0}, M_2, \frac{T_2}{T_1}, \frac{\rho_2}{\rho_1}, \frac{P_2}{P_1}, \frac{P_{02}}{P_0}, \frac{\rho_{02}}{\rho_0}} \right)
 \end{aligned} \quad (14)$$

おおよそのステップ数は以下の通りである。

Perfect	20 ステップ
Therm. Perf	60 ステップ
Real	180 ステップ

9. 三つのモデルの比較

三つのモデルの比較を示す。図 2 はピトー圧とよどみ点圧力の比 P_{02}/P_0 の例である。

Perfect モデルを基準に Thermally Perfect モデルがどれくらい違うか、よどみ点温度 T_0 が 400K ~ 2000K の 5 ケースについて示す。マッハ数 5 以上はほとんど一定で、1200K では Thermally Perfect モデルは Perfect モデルの 92 % である。

Real モデルと Perfect モデルの比については、よどみ点温度 T_0 が 400K と 1200K の場合についてのみ、よどみ点圧力 P_0 を 2, 4, 6, 8, 10MPa と変化させた例を示す。同様にマッハ数 5 以上はほとんど一定で 1200K, 4MPa では Real モデルは Perfect モデルの 93 % である。

すなわち、Perfect モデルと他の二つのモデルとでは 8 % 程度の差があり、Thermally Perfect モデルと Real モデルとでは 1 % 程度の差である。ピトー圧が校正マッハ数に及ぼす感度は 0.2 ~ 0.3 であるから 8 % の差はマッハ数では 2 % 程度の差に、Thermally Perfect モデルと Real モデルの差 1 % は校正マッハ数としては 0.2 ~ 0.3 % 程度の差になる。マッハ数校正は最低限 Thermally Perfect モデルで行うべきと考える。

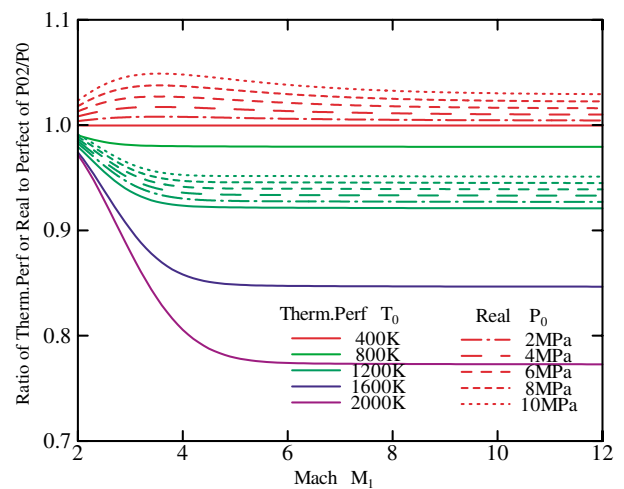


図 2 P_{02}/P_0 に関する Thermally Perfect および Real モデルの Perfect モデルに対する比

10. 近似式

気体計算には非線形連立方程式を解く必要があり面倒くさい、という人のために Thermally Perfect モデルについてはマッハ数 $M_1 = 4 \sim 12$ 、よどみ点温度 $T_0 = 400\text{K} \sim 2000\text{K}$ をカバーする多項式近似式を作成した。ピトー圧とよどみ点圧力の比 P_{02}/P_0 の例について示す。元の気体計算結果に対する近似式の載り具合は図 3 に示すとおりである。

$$\begin{aligned}
 & \frac{(P_{02}/P_0)_{\text{therm.perf}}}{(P_{02}/P_0)_{\text{perfect}}} \\
 & = 0.95725 + 2.0344 \times 10^{-4} T_0 - 2.7659 \times 10^{-7} T_0^2 \\
 & + 7.4220 \times 10^{-11} T_0^3 - 4.8955 \times 10^{-15} T_0^4 \\
 & + (-26.665 + 0.11664 T_0 - 1.5328 \times 10^{-4} T_0^2 \\
 & + 5.3386 \times 10^{-8} T_0^3 + 9.2798 \times 10^{-12} T_0^4) \times \exp(-2.131 M_1) \\
 & + (0.004928 - 3.1347 \times 10^{-5} T_0 + 6.0815 \times 10^{-8} T_0^2 \\
 & - 3.3588 \times 10^{-11} T_0^3 + 6.1489 \times 10^{-15} T_0^4) \times \exp(-0.47626 M_1)
 \end{aligned} \quad (15)$$

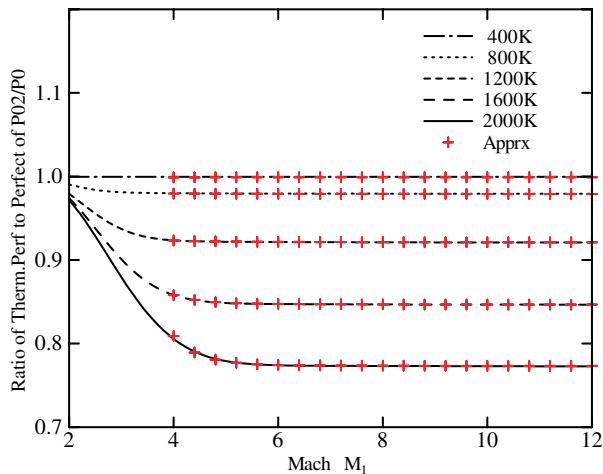


図3 P_{02} / P_0 に関する Thermally Perfect モデルと Perfect モデルの比および近似多項式結果

11. まとめ

極超音速風洞で用いている三つの気体モデルを明らかにし、プログラムを作成、それらの差を明らかにした。必要とされる解析精度に応じたモデルを選択して使用することは当然である。Perfect モデルと他の二つのモデルとでは8%程度の差があり、精度を求める解析であれば最低限 Thermally Perfect モデルを使うべきである。

Real 気体モデルと Thermally Perfect モデルの差は1%程度である。極超音速風洞としてはどちらかのモデルで統一したい、と考えている。

参考文献

- [1] Ames Research staff, Equations, tables, and charts for compressible flow. NACA Report 1135 1953
- [2] A.H.Boudreau, Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKF Tunnel A, B, and C, AEDC-TR-80-48 (1981)
- [3] R.E.Randall, Thermodynamic properties of air: Tables and Graphs derived from the Beattie-Bridgeman equation of state assuming variable specific heats, AEDC-TR-57-8 (1957)
- [4] R.E.Randall, Thermodynamic properties of gases: Equations derived from the Beattie-Bridgeman equation of state assuming variable specific heats, AEDC-TR-57-10 (1957)
- [5] E.H.Kennard, Kinetic Theory of Gases, McGraw-Hill (1938)
- [6] J.A.Beattie and O.C.Bridgeman, A New Equation of State for Fluids, Proc. American Acad. of Arts and Sciences, Vol.63, No.5 (1928)

船舶へ搭載した縦軸型風力発電装置について

浅治 邦裕，村井 宏行（日本飛行機株式会社）

池田 和人（株式会社 MTI）

About Vertical Axis Wind Turbines for Ships

Kunihiro ASAJI, Hiroyuki MURAI (Nippi)

Kazuhito IKEDA (MTI)

1. はじめに

当社では，平成 14 年度から縦軸型風力発電装置の研究を行っている．そして平成 15 年度には日本郵船株式会社と共同で省エネ新技術を搭載した新造の自動車運搬船（以下，本船：図 1 参照）に搭載するための船用直線翼垂直軸型風力発電装置（以下，本装置：図 2 参照）の開発を行なった．

開発の目的は，以下となる．

- (1) 洋上の風況下で運用して得られる電力量の評価
- (2) 船内電源への系統連系技術の確立
- (3) 船舶に搭載するにあたっての問題点の抽出

本船は平成 16 年 8 月末に就航し，現在まで主に愛知県と北米西海岸間を約 4 週間かけて往復運航している．

以下にその構成と得られた結果について述べる．



図 1 搭載船「ANDROMEDA LEADER」
（全長約 200m，航海速力 20 ノット）



図 2 船用直線翼垂直軸型風力発電装置
“NWT - 30”

2. 構成について

2.1 縦軸型風力発電装置

本装置は発電部と制御部に分けられ，発電部は本船の中央付近にある航海用マストの後方に設置されている．設置位置については，船舶に搭載する風車としては最大級のサイズになることから，船が受ける衝撃，揺動などの負荷に対して考慮を行い選定した．制御部は前方ブリッジの居住区内に専用の搭載室を設け，系統連系保護装置とともに格納されている．発電部と制御部の距離は約 100m あり，ケーブルは専用のパイプに通し配線されている．

調整用モニタパネルは搭載室のとなりにあるミーティングエリアにある．ここで試運転，運転監視などを行っている．

2.2 システムについて

システム諸元を表 1，図 3 に示す．

表 1 システム諸元

ロータ直径	4.0 m
ロータ高さ	4.5 m
受風面積	18.0 m ²
ブレード枚数	3
ソリディティ	0.48
ブレード構造	アルミサンドイッチ構造
全高	7 m
制動装置	ディスクブレーキ
空気圧源	船内圧縮空気
動揺検知装置	ジャイロセンサー
発電機	誘導発電機
最大出力	30 kW
カットイン風速	5.0 m / s
カットアウト風速	25.0 m / s

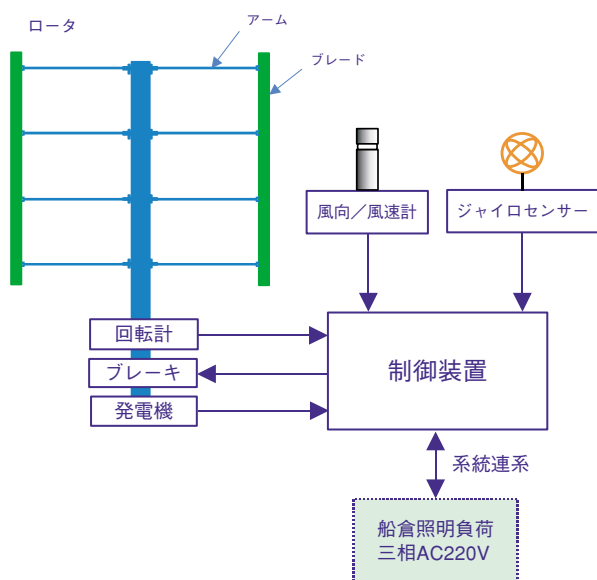


図 3 システム概要図

安全装置は、過回転によるブレードの破損を防ぐ為、ロータと発電機にそれぞれ回転計を設け冗長性を持たせている。ブレーキシステムは、電源断または空気圧源が断となった場合に作動させる方式としている。また、通常時と非常時で使用する系統を分け、片方が故障した場合に備えた構成にしている。

他に駆動伝達用ベルト切断の検知機能を有し、風速計については故障に備えて冗長性を持たせた機構にしている。

陸上設置と異なる点は設置場所が動揺することである。ロータが回転している状態で船が動揺するとロータにはジャイロモーメントが働き、ブレードを支持するア

ームに曲げ荷重が作用する。従来の構造ではアームの役割はブレードの回転時の遠心力とトルクを回転軸に伝えることであるため、断面形状は薄い翼型が採用されてきた。

本装置では、曲げ荷重を軽減する対策としてロータ径を絞りブレードを軽量化しジャイロモーメントを小さくしている。さらにアームの断面形状を見直すとともにブレードを支持する本数を増加させ曲げ荷重に耐えうる設計とした。制御面では船全体の動揺速度を監視し、設計条件以上になった場合に回転を停止する機能を持たせ、安全面に配慮した設計としている。

尚、この動揺に関する安全機構については、日本郵船株式会社と共同で特許出願中である。

発電した電力は系統連系され、倉内の安全点検のために点灯されている電灯用として消費される。この電力は、系統連系保護装置により母線側との切り替えを行い消費負荷側へ送られている。発電電力が負荷量を上回った場合には保護装置が働き本装置が停止することにより発電電力の供給がストップする。これにより母線側への逆流を防止している。

本装置の発電状況などの運転状態、相対風向/風速、周囲温度などの環境データ、船の運航に関する位置や船速などのGPSデータ等についてはデータを自動保存し評価を行っている。

2.3 構造について

ブレードはアルミサンドイッチ構造で軽量と高強度を実現している。また、強度試験用供試体を製作し静強度試験を実施した。

カットアウト風速 25m/s の 1.5 倍である 37.5m/s 下での運転時荷重を 100 % 負荷と設定し、150 % まで負荷しても破壊しないことを確認した。また回転部の固有値解析試験にて共振回転数が常用域から外れていることを確認した。組立後の陸上試験では、定格回転試験を行い異常振動、共振の無い事を確認した。これらの試験により、設計・製造の妥当性を確認した。

3. 取得データ

3.1 風況について

図4、5に取得データの代表例として第4回目の航海分のデータを示す（以下、同様）。図4は日本から北米へ向かう間、図5は北米から日本へ向かう間の風速出現率とその累計グラフを示す。

本船は自動車運搬船という特質上、形状的に風の抵抗を受け易い。その為、なるべく追い風を受けるように航

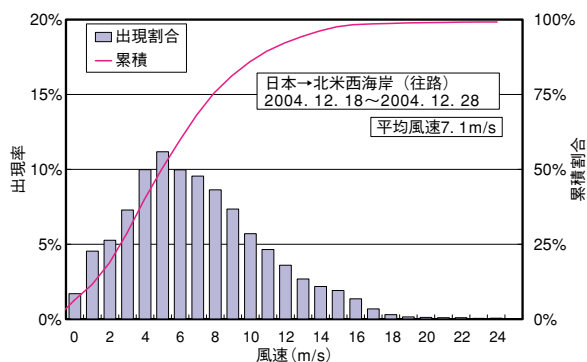


図 4 往路での風速出現率

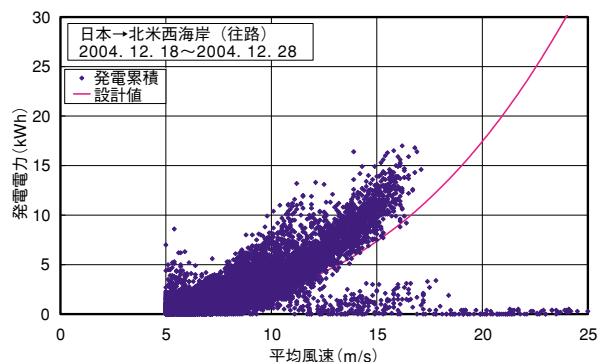


図 6 往路での発電例

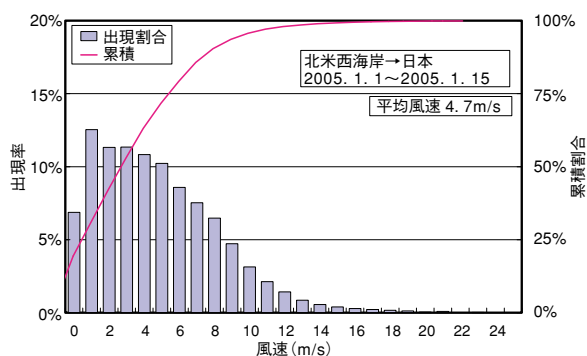


図 5 復路での風速出現率

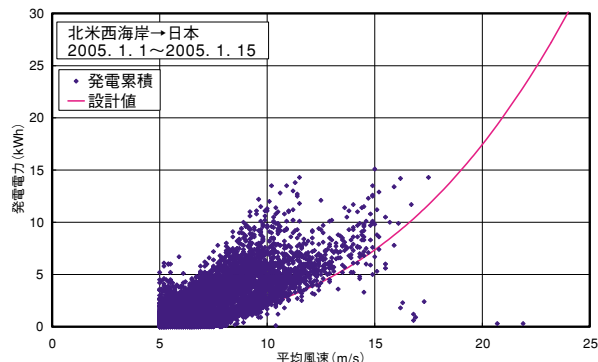


図 7 復路での発電例

行するため、風車で受ける風は船速分よりも低い風速になることがある。また偏西風や貿易風、海流などの影響で往路と復路とで異なった経路により航行されていることが多い。グラフからは風車が受ける風が、往路、復路でかなり異なっていることが分かる。

3.2 発電状況

図 6, 7 に往路、復路での航海中の発電例を示す。

平均風速と発電量の関係は概ね設計計画値以上であった。

4. 結び

設計の際には、十分な配慮をしても運航して初めて実感できるものもあり、まだ検証が必要な箇所もあると思われる。

最後に本原稿の作成に際し株式会社 MTI からは貴重なデータを提供して頂いている。ここに謝意を表します。

5. 参考文献

- [1] “縦軸型風車の船舶への応用について”，浅治，千葉，村井，藤田，羽入：第 26 回風力エネルギー利用シンポジウム（2004）
- [2] “船舶へ搭載した縦軸型風車の稼動状況”，浅治，村井，池田：第 27 回風力エネルギー利用シンポジウム（2005）

JAXA 2 m × 2 m遷音速風洞 洞外作業を拡張する新計測システム

長久 正樹, 山路 晶 (川崎重工業株式会社)
香西 政孝, 須谷 記和 (宇宙航空研究開発機構)

JAXA 2m × 2m Transonic Wind Tunnel The New Measuring System to improve data productivity

Masaki CHOKYU, Akira YMAJI (KHI)
Masataka KOHZAI, Norikazu SUDANI (JAXA)

概 要

現在 JAXA 2m × 2m 遷音速風洞においては、試験目的に応じて使い分けられる 3つの測定部カートがあり、同じカートを使う試験が続かないように試験スケジュールを計画して運用し、ひとつの測定部カートを用いた試験中に別の測定部カートで試験準備を行うことで風洞試験を効率的に行うように工夫している。

しかしながら近年、第 1 カートと呼ばれる全機模型用カートの利用希望が集中し、これを用いた試験が続かざるを得ない状況となっている。これにより通風試験が完全に終了しないと次の試験準備に取り掛かることができないため、設備生産性の低下が見受けられるようになった。

そこで、第 1 カートと同じ形状のカート（第 4 カート）を増設することとし、併せていくつか新機能を持ったさせることとした。これら新機能のうち「模型支持装置を洞外でも単独で制御できる制御システム」及び「天秤、圧力センサなどの計測機器の出力を取込み、処理できる計測システムを搭載する」ことは、センサ等の計測機器の設置を含めた模型のセットアップやキャリブレーションなど、従来より広範囲の計測準備作業を行うことを可能としている。本書では、その新しい計測システムの概要について紹介するものである。

1. はじめに

測定部カートの外観を図 1.1 に示す。

第 1 カートと形状的に同型とする第 4 カートには、次のような新機構を盛り込むものとしている。

- 洞外で駆動可能な模型支持装置
- カートに搭載できる計測装置
- 形状改善・任意の値に設定可能なディフューザフラップ、第 2 スロート
- 下流部の側壁角度を可変とできる・任意の値に設定可能な角度可変側壁
- 可視化用、光学機器設置用の観測窓・機器設置棚
- 専用中心プローブ、壁干渉補正用装置
- 上部作業用の安全柵

これらより次のような効果が期待される。

- 他試験中の準備項目増加による生産性の向上
- 洞外駆動、計測装置増設によるメンテナンス性の向上
- カート及び計測装置のバックアップ効果による設備信頼性の向上
- 気流特性の改善及び模型支持装置の振動抑制
- 新計測法への適応性向上
- データ信頼性の向上
- 安全性・作業性の向上

このうち、準備項目を増加して生産性を向上する新しい計測システムについて次項以下に述べる。

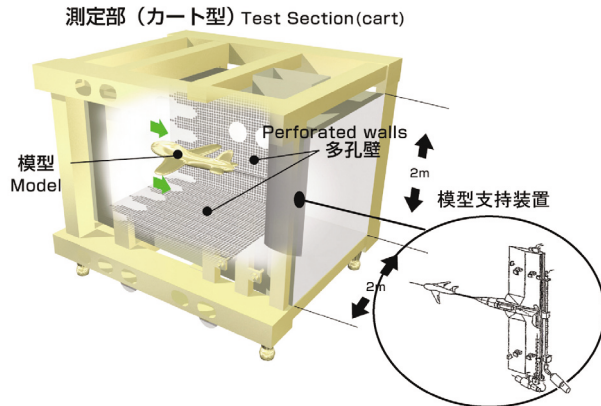


図 1.1 測定部カートの外観

タをモニタすることができる。

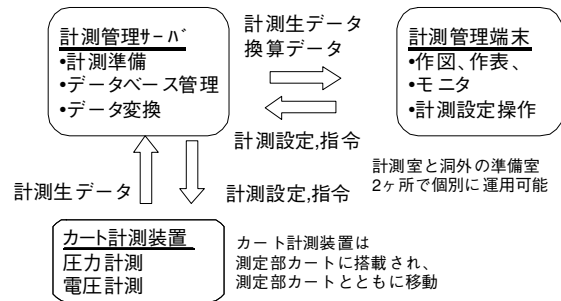


図 3.1 計測装置の基本構成

2. 通風試験の主な計測作業

通風試験における主な計測作業を図 2.1 に示す。

従来、洞外での作業は、模型のセットアップのみであったが、新しい計測システムでは模型支持装置を含む通風前の動作確認までが実施でき、風洞外で実施できる作業を拡張するものである。

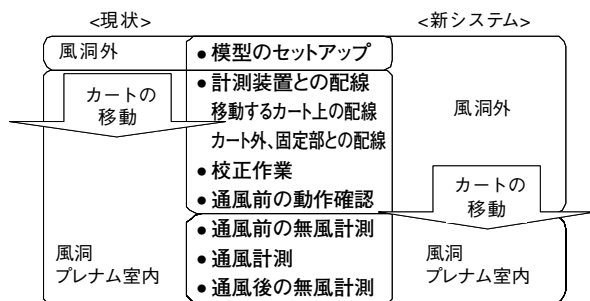


図 2.1 計測作業

3. 計測装置の基本構成

計測装置の基本構成を図 3.1 に示す。

カート計測装置はカート上に搭載され、カートと共に移動するものである。カート計測装置には、圧力スキャナ用アンプや、AD、DIO モジュール、励起電源装置、リモートアンプ、それらを統括する計測コンピュータなどが収納され、圧力計測、電圧計測するセンサからの生のデータを収録する。

計測管理サーバとユーザの操作・監視端末となる計測管理端末はカート外部、室内に設置され、カート計測装置を含め、ネットワークケーブルにより接続される。

計測設定や指令は、計測管理端末から計測管理サーバを経由してカート計測装置に送信され、カート計測装置で計測された生データは、計測管理サーバにて管理され、ユーザは計測管理端末により、サーバに格納されたデー

4. 計測装置の運用構成

計測装置の運用構成を図 4.1 に示す。

通風試験を行う計測室に計測管理サーバと計測管理端末があり、洞外準備カート操作室にも同じ構成の計測管理サーバと計測管理端末がある。測定部カート、すなわち、カート計測装置が洞外にあって、通風試験前の計測準備を行う場合、カート計測装置は、洞外準備カート操作室の計測システムと接続される。通常の通風試験に際しては、カート計測装置は洞外準備カート操作室の計測システムから切離され、測定部カートを移動して、計測室側システムと接続される。

計測室の計測システムと洞外準備カート操作室の計測システムは独立しているため、計測室では通風試験を行い、同時に洞外準備カート操作室でも計測準備を行うといった運用も問題なく行うことができる。

今回、カート計測装置の装備数は 1 式のみであるが、カート計測装置は第 1 カート～第 3 カートのいずれにおいても運用できるものと計画しており、カート計測装置を追加すれば、新しい計測システムを用いたより生産性の高い運用が可能となる。

また、既設の計測装置のシステムとも独立しているため、第 1 カートと既設計測装置による通風試験中に、第 4 カートと新計測装置による準備作業を行うことで、第 1 カートの通風試験を終了次第、計測準備を完了している第 4 カートにより通風試験を行うといった既設計測システムを利用した上でも効率的な運用が可能である。

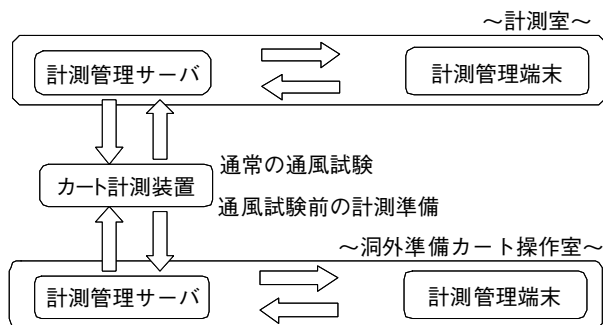


図 4.1 計測装置の運用構成

5. 製作上の留意点

システムの実現にあたって製作上の留意点を以下に示す。

5.1. 洞外準備作業時のインターロック

模型支持装置の動作に関連して、模型支持装置を上下に動作させるストラット機構の動作が床レベルを貫通するため、洞外での動作場所には制約がある。床開口のある洞外所定の位置で動作させるよう検出機構や制御インターロック、動作制限を設けることを計画する。

5.2. 洞外準備作業と通風試験でのデータ流用

模型の動作パターンを含む風洞運転に関連する各種設定、及び、計測するデータフォーム（干渉係数、校正パラメータのデータフォームなど）を統一して、通風試験時に準備作業での設定・計測データの流用ができるようにする。

5.3. 操作端末インターフェースの統一

運用時に誤解を招くことがないように操作場所が異なっても同一操作となるよう、制御装置、計測装置ともに、準備位置での運用操作、及び通風試験用の運用操作における操作画面、表示画面、操作スイッチ、表示灯のレイアウトを統一する。

5.4. カートの移動に伴う接続切換えの検討

測定部カートの移動に際して、運用場所の切換え、すなわち、接続ケーブルの切換えは、容易な作業とできるよう、コネクタ方式による接続とする。また、接続するカートの種類（カート番号）を自動認識して、制御装置における特別な切換え操作が不要のように計画する。

5.5. 電源回路の検討

移動する測定部カートに搭載される計測装置の入出力部（アンプ）は、移動中も機器の余熱を行うため、通電を継続するよう電源回路を検討する。

5.6. 計測装置の空調方法の検討

通風試験中、及び洞外の準備作業中において、測定部カートの周囲温度及び、周囲圧力の変化に対して、計測装置の収納筐体中の環境を一定とするよう、空調機構を検討する。

5.7. セキュリティ管理

セキュリティ確保を目的として、洞外の準備作業ユーザと通風試験実施中のユーザ間で作業状況を目隠しするよう、カート室にパーティションを設置する計画である。

また、上記データの受け渡しにおいては、直接 LAN 接続とはせず、リムーバブルメディア方式とするなどのデータが容易に参照できないよう運用方法を含めた検討を行う。

6. おわりに

本システムの完成によって、より多くの風洞利用希望に対応するよう遷音速風洞の設備生産性を向上させ、風洞ユーザの満足度を高めていきたいと考える。

ブロッキング特性確認試験結果速報

飯島 秀俊, 佐藤 衛, 渡辺 光則, 永井 伸治 (JAXA)
板橋 幸広 (JAST), 西島 寛典, 木村 毅 (ISE)

Preliminary report of the blockage data in JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel

Hidetoshi IJIMA, Mamoru SATO, Mitsunori WATANABE, Shinji NAGAI (JAXA)
Yukihiro ITABASHI (JAST), Hironori NISHIJIMA, Takeshi KIMURA (ISE)

Key Words: blockage, supersonic wind tunnel, start, unstart, second throat

概 要

JAXA 1m × 1m 超音速風洞における風洞始動限界を, 異なるブロッキング比の円盤および正方形板模型を用いて調べた. また, その妥当性を確認するために, 他風洞の結果と比較した. さらに, 澱み点圧力, 第 2 スロート幅および模型位置を変化させ, 風洞始動性への影響を調べた. その結果, それら 2 種類の模型について, マッハ数毎の風洞始動限界ブロッキング比を把握することができた. また, 他風洞との比較では, 風洞始動限界は低マッハ数域では概ね一致するが, 高マッハ数域では他風洞より風洞始動限界が低いことがわかった. さらに, 澱み点圧力を高くしても風洞始動性は変わらない, 第 2 スロート幅を拡大すると, 高マッハ数域では風洞始動限界が高くなる, 模型位置は非対称の位置に設置すると風洞始動限界が低くなる, という結果についても把握することができた.

1. はじめに

超音速風洞において, 模型の大きさ, すなわちブロッキング比が過大である場合, 風洞が始動しないことがある. 具体的には, 風洞起動時に衝撃波が模型を通過せず, 模型周りの気流が超音速流に静定しないことである. 風洞の不始動は, ユーザの試験設計に大きく影響するため, 予め, 風洞始動限界ブロッキング比を把握する必要がある⁽¹⁾. JAXA 1m × 1m 超音速風洞 (以下, SWT1) では, 経験的に風洞始動限界ブロッキング比の予測および不始動時の対処を行ってきた. しかし, 模型形状による影響もあり, 推測が難しい.

そこで, 風洞測定部 (1m × 1m) に対するブロッキング比が 3, 4, 5, 6 % の円盤, 正方形板模型を用いて, 風洞始動限界を系統的に調べた. また, その妥当性を確認するために, 他風洞における Czysz⁽²⁾ の結果と比較した.

さらに, 風洞始動性に影響があると予測される澱み点圧力, 第 2 スロート幅, 模型位置の各パラメータを変化させ, 効果を確認した.

2. 試験方法

2.1 模型

図 1 の模型概要図に示されるように, 円盤と正方形板模型を使用した. この模型は, 図 2 のように気流に対し垂直に設置された. 抵抗係数は 1.25 と推測され, 風洞始動に最も不利な形状で風洞始動性を確認した. 表 1 に示されるように, 風洞測定部断面積に対する模型の閉塞面積のブロッキング比が, 3, 4, 5, 6 % の模型を使用した. 以降, “3 % 円盤模型” のように呼称する.

2.2 試験条件

本試験は、風洞の一様流マッハ数は1.4から4.0、それに対応する静圧が150kPaから1270kPaで実施した。静圧は、それぞれのマッハ数で2割増加させることができる。第2スロート幅は各マッハ数に対し、設定幅が決められているが、変化させることも可能である。模型迎角は、常時ゼロとし、模型位置を非対称位置とする場合を除き、シュリーレン窓中心位置に設置した。不始動は、シュリーレン画像での衝撃波の模型通過により判断した。

2.3 境界層厚さを除くブロックage比の定義

実測値⁽³⁾より、低マッハ数域 ($1.4 \leq \text{Mach} < 2.5$)、高マッハ数域 ($2.5 \leq \text{Mach} \leq 4.0$) の境界層厚さをそれぞれ60mm, 80mmとすると、境界層を除くブロックage比は表2で表される。対測定部断面積のブロックage比よりも2割から4割程度大きな値となる。Czysz は、境界層厚さを除くブロックage比を用いて、風洞始動限界を検討している⁽²⁾。

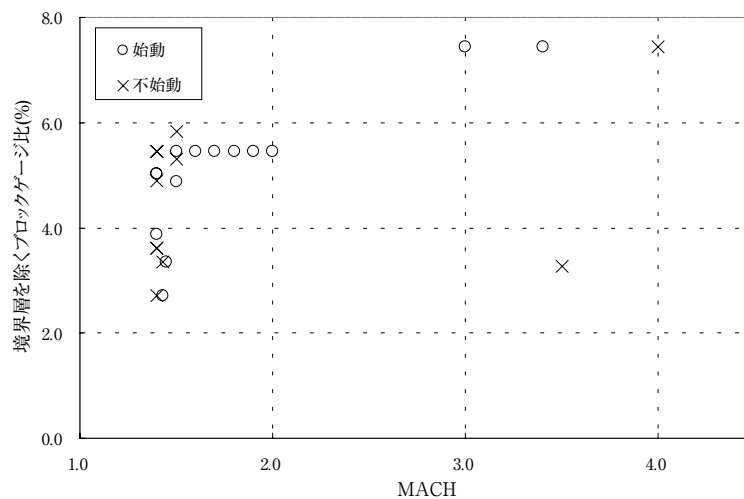
3. 過去の不始動データ

図3はSWT1における過去の始動および不始動の結果である。各マッハ数に対する境界層を除くブロックage比の関係を示す。それぞれのプロットは、SWT1で過去に不始動となった模型形状から得られたものである。低マッハ数域では、1.4付近で不始動となりやすいことがわかるが、模型形状によりブロックage比が2.1から4.5とばらつきを生じている。高マッハ数域では、マッハ数4.0でブロックage比5.2において不始動が確認されるが、データが不足している。

4. 試験結果

4.1 風洞不始動の例

図4の①から③は、風洞不始動としたシュリーレン画像の例であり、垂直または斜めの起動衝撃波が模型を通過していない。②、③は、高マッハ数域において模型前後に激しく振動する斜め衝撃波が見られた。②は模型を非対称位置に設置（下壁に接近させる）した。



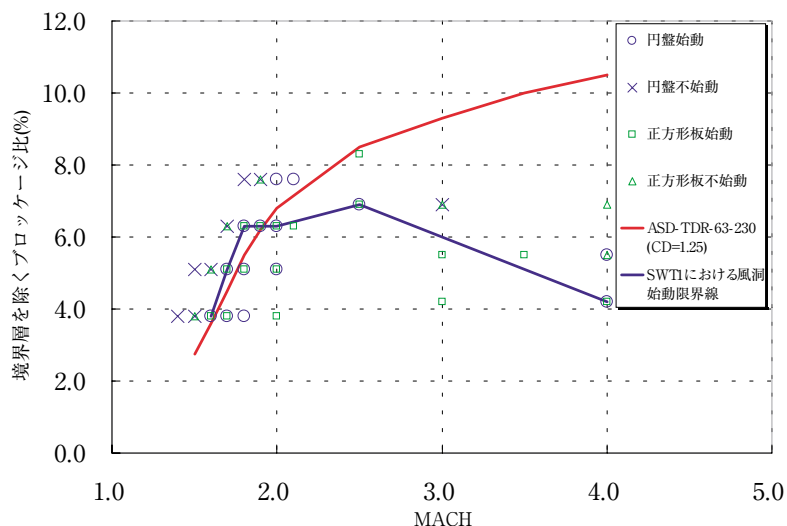


図5 風洞始動限界及び Czynsz の結果との比較

表 3

		澱み点圧力 ノミナル値→2割増	第2スロート幅 770mm (M3.0 相当)→800mm (M2.5 相当)	模型中心位置 窓中心→320mm 下げる	模型中心位置を 窓中心から320mm 下→160mm 上げる
円盤	MACH 1.5 ブロックage比 3.0%	× → ×			
	MACH 3.0 ブロックage比 5.0%		× → ○		
正方形	MACH 1.9 ブロックage比 5.0%			○ → ×	
	MACH 3.0 ブロックage比 5.0%	× → ×	× → ○		
	MACH 3.5 ブロックage比 4.0%				× → ○

4.2 SWT1 における風洞始動限界

図5は SWT1 における風洞始動限界及び Czynsz の結果との比較である。マッハ数に対する境界層を除くブロックage比が示される。赤の実線は Czynsz の結果を示す。今回の模型の抵抗係数を 1.25 と考え、抵抗係数 1.25 の模型を用いた Czynsz の結果と比較した。○, □はそれぞれ、円盤、正方形板模型の始動を示し、×, △は、それぞれの模型の不始動を示す。また、円盤、正方形板模型の両者が共に始動した点を繋いだ線を、SWT1 における風洞始動限界線とし、青の実線で示した。円盤、正方形板模型では風洞始動性について違いはみられなかった。Czynsz の結果と比較すると、低マッハ数域では概ね一致するが、高マッハ数域では SWT1 の方が、風洞始動限界が低かった。

4.3 パラメータの効果

表3に澱み点圧力、第2スロート幅、模型位置を風洞

始動限界付近において変化させたときの結果を示す。マッハ数 1.5 の 3.0 %円盤模型およびマッハ数 3.0 の 5.0 %正方形板模型で、澱み点圧力をノミナル値から2割増加させたが、どちらも効果がなかった。また、マッハ数 3.0 の 5.0 %円盤模型および 5.0 %正方形板模型は、第2スロート幅を 770mm (Mach 3.0 相当) から 800mm (Mach 2.5 相当) に増加させると、不始動から始動へと変化した。さらに、マッハ数 1.9 の 5 %正方形板模型は、模型中心位置を窓中心から、320mm に下げると、始動から不始動へ変化した。またマッハ数 3.5 の 4 %正方形板模型は、320mm 下げた位置から 160mm 上げると、不始動から始動へと変化した。

すなわち、今回の試験では澱み点圧力の効果は認められず、第2スロート幅、模型位置の影響が認められた。さらに、風洞始動性への影響がある要因として、模型の濡れ面積、風洞拡散胴のシール性等が考えられる。

5. 結論

本研究では、円盤、正方形板模型の 2 つの模型を用い、SWT1 における風洞始動限界を調べ、Czysz の結果と比較した。また、模型ブロックage比、模型形状、澱み点圧力、第 2 スロート幅、模型位置を変化させ、風洞始動性への影響を調べた。その結果、以下のような結論を得た。

- (1) SWT1 におけるマッハ数毎の風洞始動限界ブロックage比を確認した。Czysz の結果と比べて、低マッハ数では、概ね一致しているが、高マッハ数においては現状では風洞始動限界が低い。
- (2) 今回の試験模型では、模型形状の違いによる風洞始動性への影響はみられなかった。
- (3) 今回の試験では、低マッハ数域、高マッハ数域共に、澱み点圧力の効果は見られなかった。

- (4) 高マッハ数域で、第 2 スロート幅を広げると風洞始動限界が高くなる。
- (5) 模型を非対称位置に設置すると風洞始動限界が低くなる。

参考文献

- [1] Pope, A. and Goin, K.; High-speed Wind Tunnel Testing, 1965, John Wiley & Sons, Inc., pp.416
- [2] Czysz A. Paul; Correlation of Wind Tunnel Blockage Data, ASD-TDR-63-230
- [3] 渡辺光則 他; 1m × 1m 超音速風洞測定部境界層測定試験, 第 72 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-04-013, pp.6-13

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-020

発 行 平成 19 年 3 月 30 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL:<http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 プリントオフィスゼロ

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写、転載、電子媒体に加工すること禁じます。

