



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-05-016

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第74回 風洞研究会議論文集

2006年 2月

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

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第 74 回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 74th meeting

2006年2月

February 2006

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

Figure 1. Schematic diagram of the proposed system.

Figure 2. Schematic diagram of the proposed system.

目 次

第74回風洞研究会議（平成17年5月26、27日）

1. 飛行船の空気力学、風洞試験、そして飛行試験・・・・・・・・・・・・・・・・・・1
柴田 眞 (JAXA)
2. 航空機の市場予測・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・9
馬場 紱廣 (JADC)
3. 騒音実験における小型ジェットエンジン利用技術・・・・・・・・・・・・・・・・12
生沼秀司、長井健一郎、石井達哉 (JAXA)、武田克巳 (JAST)
4. マイクロホンアレイによる音源探査技術・・・・・・・・・・・・・・・・・・18
石井達哉、長井健一郎、生沼秀司 (JAXA)、武田克巳 (JAST)
5. MHI 60cm 高速風洞 光学計測カートの気流検定・・・・・・・・・・・・・・・・24
木村一雄、宇高康員、石黒満津夫 (三菱重工)
6. 可搬型 PIV システムの遷音速風洞への適用・・・・・・・・・・・・・・・・・・34
加藤裕之、渡辺重哉 (JAXA)、橋本拓郎 (ISE)、
野口正芳、唐沢敏夫 (JAXA)、吉村定修 (コスモテック)
7. JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞におけるカート準備期間の短縮化に関する検討
～グラフ理論の最短路問題としてのカート移動最短手順問題～・・・・・・・・42
青木良尚 (JAXA)
8. HB-2 形状標準模型を用いた JAXA1.27m 極超音速風洞 3 分力/空力加熱測定試験・・・・48
口石 茂、渡辺重哉、永井伸治、津田尚一、小山忠勇、
平林則明 (JAXA)、関根英夫、穂積弘一 (JAST)

飛行船の空気力学、風洞試験、そして飛行試験

柴田 眞 (JAXA 風洞技術開発センター客員研究員)

Aerodynamics and Wind tunnel testing of Airship, then its Flight
Makoto Shibata (JAXA, Wind Tunnel Technology Center)

風洞研究会議の趣旨のひとつは、航空機の（空力を中心とした）設計問題を幅広く取り上げ、専門家が議論する機会を提供することだろうと思われます。それで今回の話題ですが、知られているようで知られていない飛行船の空力設計を取り上げてみました。

飛行船、教科書のない世界

6年ほど前に、飛行船に関係することになりましたが、その時点では飛行船のことは、ほとんど何も知りませんでした。はじめに判ったことは、飛行船については適当な教科書が存在しないということです。それでファイルの中から1975年7月のLTA会議で発表された参考資料1)を見つけ出し、その勉強からはじめました。この資料はプリンストン大学の先生が、過去の飛行船の文献を巾広く調べたもので、良くまとまっています。ただし残念ながら、かなり英語の文章が難しく、non-nativeにとっては読みにくいの欠点です。

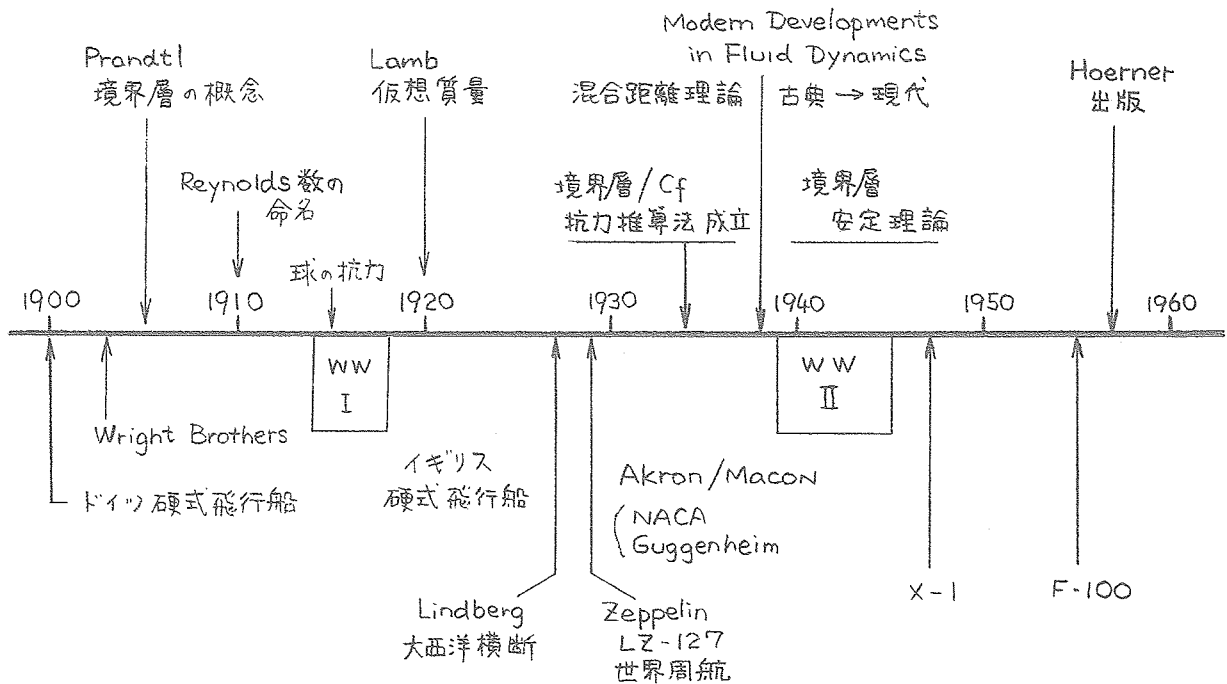


図1 航空機の歩みと空気力学 — Drag Aerodynamics

飛行船と（粘性）空気力学の同時代性

我々はしばしば、現在の常識で過去のことを判断するという誤りをおかします。飛行船は飛行機よりも 50 年ほど歴史が古いだけに、昔の飛行船の設計を考えるとときには、とくに注意しなければなりません。ツェッペリン硬式飛行船の 1 号船が飛んだのはちょうど 1900 年なのですが、その時はまだ境界層という概念もレイノルズ数という言葉もありませんでした。参考資料 1) を参考にしながら図 1 を作成してみました。飛行船と空気力学の同時代性といったものが、良く判ります。

飛行船の抗力の空気力学

リンドバーグが初めて大西洋を何とか横断したのが 1927 年、それに対してツェッペリン号が乗客を乗せて来日したのが 1929 年です。すなわち飛行船は飛行機に先がけて、輸送機関として成立していた時代があったわけです。ということは輸送効率を燃料消費率と共に支配する抗力に関心が高まったのは当然で、抗力のメカニズムの理解、仮想質量の研究などが進みました。摩擦抵抗と圧力抵抗の分離など、現代の航空機の抵抗推算法が成立したのが、大型飛行船の末期とほぼ一致する 1930 年代半ばだといわれています。

飛行船の抵抗係数

ふつうの飛行船では細長比が 5 前後で、抵抗係数がいちばん小さくなるというのが定説になっていますが、実際の設計ではそのほかの要素も考えあわせて細長比を決めます。研究的にみると飛行船の抵抗係数を小さくする方法には、ふた通りあるようです。ひとつは層流翼型と同じように圧力分布を工夫して、船体前方の層流境界層の領域をできるだけ大きくしようというものです。もうひとつは細長比の小さいほうが重量を軽くできるので、BLC を採用して太い船体の後部で流れを剥離させないようにするものです。

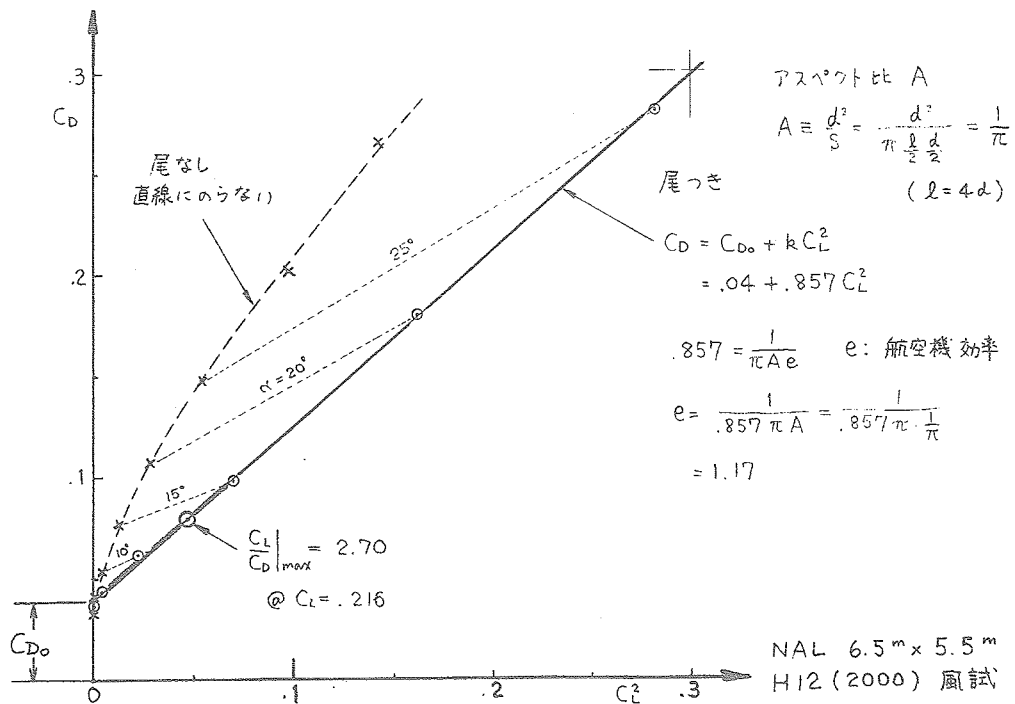


図 2 飛行船の揚抗特性 — CL²~CD 表示

飛行船の減速試験

飛行船の抵抗係数を求める方法として、減速試験が有名です。速度の逆数を図にプロットすると、その傾斜から直接的に抵抗係数を求めることができます。JAXA/FHIの定点滞空試験機でも、減速試験をやってみました。本来は、推力から抗力を定めるべきなのですが、むかしはプロペラ推力を計測するのは困難でしたし、現代でも計装していないときには有効な方法です。ただ現代の飛行船は、あまり抗力には神経質にならないようです。将来の成層圏飛行船は、定点滞空能力の限界に効いてきますから別ですが...

飛行船の揚力や横力の空気力学

飛行船はゴンドラなどの付加物のことを除くと、基本的に軸対象形であるので、揚力と横力は同じ性質を示すと考えることができます。そして飛行船の揚力や横力の特徴は、その非線形性にあります。船体の側面から形成されていく剥離渦が、船体表面に低圧部を作るため、コンコルドのような超音速機の主翼における前縁剥離渦と類似の現象と説明していいでしょう。飛行船の揚力は、とかく変動しやすい浮力の過不足を補い、横力は求心力となって、飛行船を旋回させます。

飛行船における尾翼の役割

飛行機における尾翼の役割は、もちろん安定を与えるためです。それに対して飛行船における尾翼の役割は、安定も与えますが、carry-through部分が船体に作用して揚力を発生させる主翼のようなものと考えべきでしょう。6.5m×5.5m 低速風洞で実施した飛行船の風洞試験については、参考資料2)に報告されていますが、この風試結果にもとづいて作成したのが図2です。尾翼をつけると、みごとに誘導抵抗が揚力係数の自乗に比例するようになることが判ります。

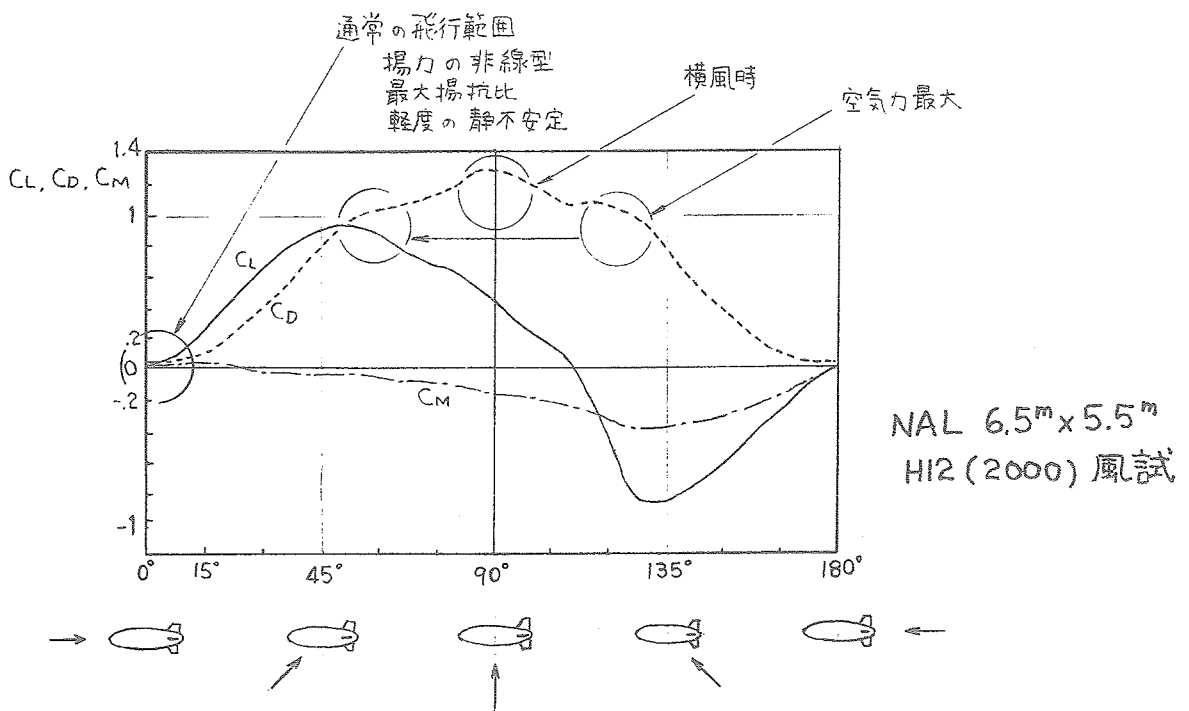


図3 飛行船の全機空力特性 ——— 360° 空力データ

360° の空力データ

この風試は全長 2.4m の模型を用い、飛行船の空力特性をかなり徹底的に調べたものです。そしてターン・テーブルを回転させることにより、一本ストラット支持の高迎角／逆迎角試験として、360° すべての方向から風を吹かせ空力データを取得しました。この結果から全機 3 分力特性を図 3 に示しますが、飛行船は原理的にはホバリング可能な航空機、すなわち全方向から風を受ける可能性があるわけで、この空力データ・ベースはその後たいへん役立つこととなります。

飛行船のシミュレーション

定点滞空試験機の飛行試験では、NICT/KHI の FLOPS というシミュレーションを用いました。どんなシミュレーションでもチューニングが必要です。本機の場合も初飛行に先立ち、飛行要員の訓練もかねて調整していきました。そして開発試験として得られていた 30° までの空力データでは、飛行船の特性を模擬するには不十分ということが、関係者の共通認識になっていきます。この問題を解決したのが、参考資料 2) の風試結果を参考にして作成し直した 360° をカバーする新空力データ・パッケージでした。

無人飛行船の飛行モード

定点滞空試験機は、わが国で作られた最大の飛行船であるだけでなく、最大の無人機でもあります。無人機としての飛行モードは、ダイレクト、CAS、自律の 3 種類で、研究の主目的は最終的に自律モードによる定点滞空飛行 (geostationary) をすることです。ダイレクト・モードは、はだかの飛行船をパイロットが遠隔操縦するわけで、主に離着陸時に使用されますが、飛行全体のチューニングにも非常に役立ちました。飛行船の制御は古典的というか、なかなか人間的なものようです。

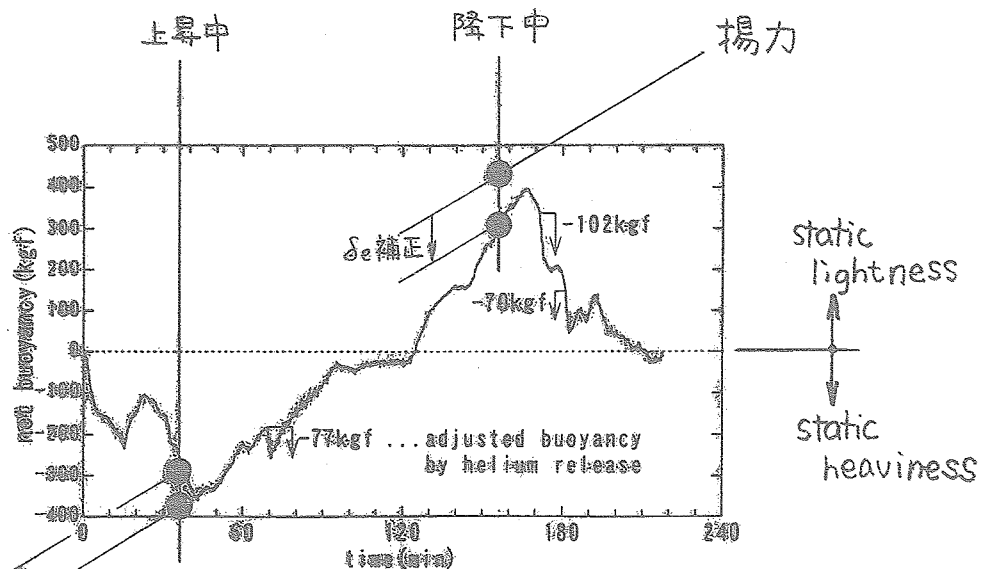


図 12. 余剰浮力推定値 ———— 参考資料 3) の #14(原田)の図12

揚力

δe 補正

図 4 余剰浮力と揚力の対応

飛行船の飛行の実際

浮力の大きさは、内部ガス（ヘリウムと空気）の温度によって、大きな影響を受けます。断熱膨張と断熱圧縮によって、上昇するときは大気よりも温度が下がり浮力が不足 (static heaviness) し、降下するときは大気よりも温度が上がり浮力がある (static lightness) という、皮肉な結果になります。飛行船は図4に示したように、この浮力の過不足を揚力によって釣り合せて飛んでいます。浮力の過不足は全重量の5%程度のもので、図体に比べて極めて軽い飛行機が飛んでいると見たらいいでしょう。

飛行船の旋回飛行について

飛行船は横 (roll) の操縦がなく、エレベータとラダーしかありません。旋回はラダーによる横滑り旋回です。また飛行船の空力的静安定性は、方向も縦も同じように不安定です。しかし縦の運動が浮力中心と重心の位置関係から振子効果で安定化されるのに対し、旋回にはそれがありません。大きな船体が、意外に気安く曲がってくれます。図5にラダーのパルス操舵とステップ操舵の時間応答を示します。静的には不安定でも、動的にはダンピングが効くので、直進性がそんなに悪いわけではありません。

飛行試験の始まりと第1段階

ふつうの飛行機の飛行試験と同じように、安全を確認しながらフライト・エンベロープを拡大していきます。定点滞空試験機では第1段階は地上確認試験として、テザー状態で高度8mまで上昇させる地上取扱い総合試験を実施しました。浮力制御システムなどの機能を確認するとともに、グラウンド・クルーなど関連する操作要員の慣熟や評価が目的です。軟式飛行船の船体内圧は、構造から許容されるある範囲に保つ必要がありますが、その自動化もうまくいくことが判りました。

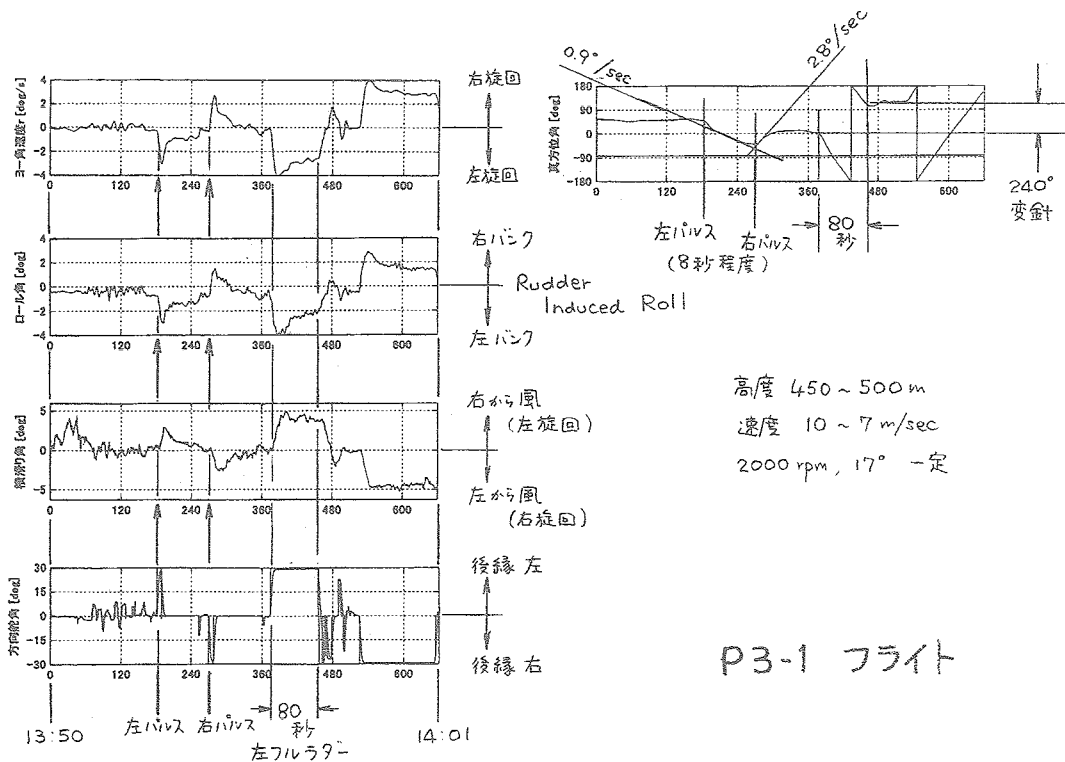


図5 ラダー操舵応答

飛行試験の第2段階

第2段階は、離着陸試験、場周飛行試験、基本特性試験、飛行特性データ取得試験の計4回の飛行です。離着陸試験では推力ベクタリングの効果などを確認し、次の場周飛行試験に進みました。低空での飛行特性や操縦性の確認が目的でしたが、この試験から飛行時間1時間を越える本格的なフライトになりました。基本特性試験で初めてCASモードで飛行し、次の飛行特性データ取得試験では自律モードの飛行も試みました。ここまでは高度600m以下で飛行しました。

飛行試験の第3段階

中高度到達試験、高々度到達試験、定点滞空試験の計3回の飛行を実施しました。中高度到達試験では高度2000mまで上昇するとともに、初の定点滞空飛行を風が比較的弱いときの地点ヘッディング・モードで実施しました。高々度到達試験では高度4000mまで上昇するとともに、定点滞空飛行を風の比較的強いときの耐風ヘッディング・モードで試験しました。最後の定点滞空試験では、CASモードでの遠隔操縦による精密定点滞空が圧巻でした。図6にこれら3種類の飛行軌跡を示します。

飛行船の現状

現代の飛行船の用途は、広告宣伝が主体です。硬式飛行船は1930年代に終わりを告げ、それ以降は軟式飛行船の時代になりました。わが国には今年の初めツェッペリンNTが輸入され、愛知万博に関連して各地を飛行していますので、ご覧になる機会もあるでしょう。いかにもドイツという感じの、エンロープの内部に骨組みをもつ独特の構造の半硬式飛行船です。尾部にもプロペラをふたつもち、縦と方向の制御が動力的に可能なのが特徴で、少数の地上要員で運航が可能になっています。

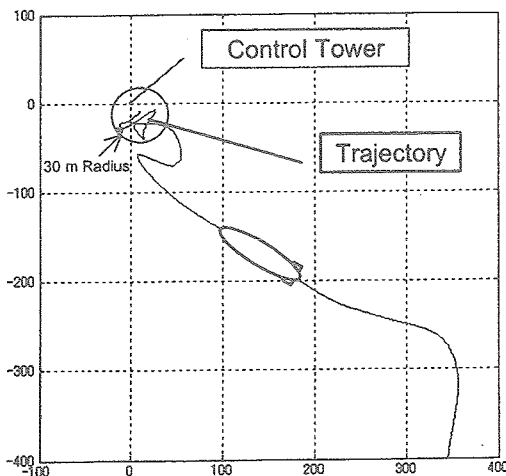


図13 Precise geo-stationary flight in the CAS mode right above the control tower (P3-3).

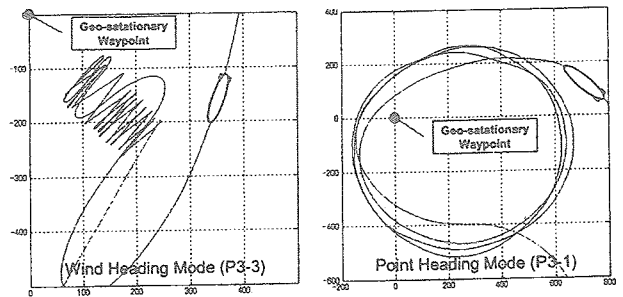


図17 Trajectories of two geo-stationary flight modes.

参考資料3)の#13(中館)の図13,17
P3-1 フライト 高度約900m
P3-3 フライト 高度約4000m
風はいずれも西北(図の左上)から吹いている

図6 定点滞空の飛行軌跡

成層圏飛行船

年間を通じて風が比較的弱い高度 20km 付近の成層圏に、長時間（長期間）滞空しようという高々度飛行船です。この高度は空域として未利用なので、何らかの航空機をプラットフォームとして長時間滞空させれば、実用価値が高いといわれています。高度 20km というのは東京タワーの 60 倍の高さ、静止衛星の 1/1800 の近さですから、放送や通信に役立つことは間違いありません。なお成層圏飛行機で有名なのは、太陽電池を動力とする NASA/AeroVironment の Pathfinder/Helios で、日帰り飛行までは実績があります。

成層圏への往還（その1）

飛行船は基本的には低空を飛ぶ航空機で、成層圏まで往還させる技術は、これから開発かつ実証しなければなりません。まず成層圏まで上昇させる方法としては、ふたつの選択肢があります。ひとつは 2003 年夏の成層圏滞空試験機のように、動力を使わずにヘリウムの余剰浮力だけで上昇させる方式です。この飛行試験では飛行船構造を高度 16.4km まで上昇させた実績を作りました。もうひとつは定点滞空試験機のような動力飛行です。実績は 4km ですが、より高々度まで延長することは、飛行試験データからみて可能に思われます。

成層圏への往還（その2）

成層圏から降下する方式としては、定点滞空試験機のように動力飛行することが考えられます。このときは降下にともない外気を取り込む必要があります。そのためのブロー・システムおよび動力源が、推進力とは別に必要です。今回の飛行試験の実績としては 4km からの降下にすぎませんが、得られたデータからみて、より高々度からでもシステムは成立すると思います。なお成層圏滞空試験機は、上空でヘリウムを放出して降下し、非常降下方式としての実績を作りました。

おわりに

北海道の大樹町で 2004 年に実施された定点滞空試験機の飛行試験、浮力制御、飛行誘導制御については、参考資料 3) に発表されています。また同じ資料には、茨城県の日立市で実施された成層圏滞空試験機の飛行試験概要についても紹介されていますので、ご参照ください。それから飛行船の設計的なことについては、参考資料 4) に 6 年間にわたって少しずつ発表してきました。とても飛行船の設計論にはなりませんが、思考過程がわかると思いますので、何らかの参考になれば幸いです。

参考資料

- 1) LTA Aerodynamic Data Revisited, H.C.Curtiss Jr. et. al., J. of Aircraft, Nov.1976, AIAA Paper 75-951
- 2) 飛行船形状模型の風洞試験について、奥山ほか、第 66 回風洞研究会議資料、2001 年 5 月
- 3) 第 5 回成層圏プラットフォームワークショップ講演前刷集、佐々、中舘、原田、河野ほか、2005 年 2 月
- 4) 日本航空宇宙学会 年会前刷集、柴田ほか、2000 年~2005 年

以上

補遺： 飛行船の空力設計メモ

基準面積と基準長さの定義： 船体全体に働く空気力が主役ですから、船体容積の $2/3$ 乗で面積を定義し、基準長さを船体全長とするのがふつうです。しかしながら 1930 年代の NACA による Akron の風試報告書のように、モーメントを船体容積で割ってモーメント係数を定義する例もあるので、注意しなければなりません。ちなみに細長比 4 の回転楕円体の場合、船体容積の $2/3$ 乗は、前面面積の約 2 倍、平（側）面積の約半分になります。

レイノルズ数とフルード数： レイノルズ数は一言でいえば 10^7 乗オーダーで、飛行機とあまり変わりません。飛行機は飛行船に比べて基準長が $1/10$ 程度以下と小さいけれど、飛行速度が 10 倍程度は速いからです。レイノルズ数は慣性力と粘性力の比ですが、それに対応させるとフルード数は、慣性力と重力の比の平方根と定義されます。物体の立場からみれば空気力と浮力の比で、フルード数が小さいとは、浮力に比べて揚力や抗力が小さいことを意味します。気球や飛行船などの軽航空機は、こういう状態で飛行しています。

船体の形と尾翼： 船体の形は回転楕円体を基本として、尾部での流れの剥離を防ぐために、最大断面積の位置を若干前進させ、後半部を少し絞った形にするのがふつうです。計画段階では細長比の等しい回転楕円体として試算しても、容積や表面積など大きな誤差にはなりません。尾翼については、絶対的に設計データが不足しています。格納庫や地面とのクリアランスを大きくし、船体との取付け長さを確保しようとする、アスペクト比の小さい尾翼が望ましいし、取付け位置も前進できる可能性があります。これらについて設計判断ができるように、系統的な解析や風洞試験をする必要があるでしょう。

以上

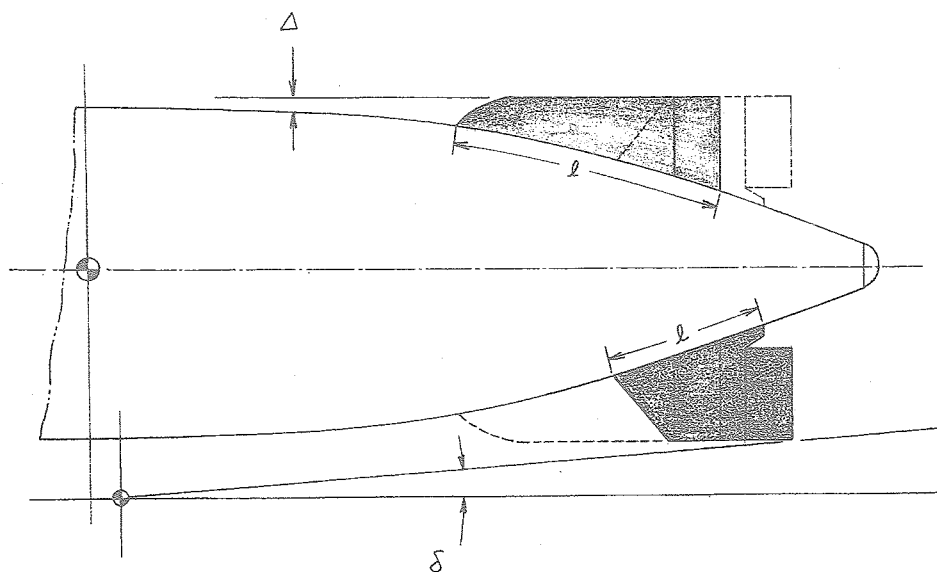


図 A 飛行船の尾翼の設計要素

航空機の市場予測

馬場紘廣 (財団法人 日本航空機開発協会)

Market Forecast for Commercial Airplanes

Nobuhiro Baba (Japan Aircraft Development Corporation)

概要

世界の航空旅客は、今後 20 年間年平均 4.8% で増加し、2024 年には現在 (2004 年末) の 2.6 倍の規模となる。現在の三大市場は、北米 (シェア : 35%)、欧州 (29%) およびアジア/太平洋 (26%) であるが、アジア/太平洋は、その伸びが 6.1% と大きく、20 年後には最大市場 (34%) となる。

それらの旅客を運ぶために、現在、14,300 機のジェット機と 3,900 機のターボプロップ機が運航されているが、20 年後にはジェット機は 2.2 倍の 31,700 機に拡大する。しかし、ターボプロップ機は、その多くは 100 席以下のリージョナルジェット機に置き換えられ、1,700 機に減少する。

そして、現在運航されている機材の代替と旅客増加分を運ぶ今後 20 年間の航空機の新規需要は、ジェット機が 25,100 機、ターボプロップ機が 800 機となる。その中で、現在最も多く運航されている B737 や A320 の 120-169 席クラスが、新規需要でも 6,400 機と最も多い。

機体メーカーのボーイングやエアバス社、エンジンメーカーのロールスロイス社等の他社予測と比較すると、旅客の伸びは、各社とも年率 5% 前後となっており、JADC 予測とそれほど差がない。運航機材および納入 (新規需要) 予測では、JADC 予測は小型機傾向のボーイング社予測に近く、大型機傾向のエアバス社予測とはやや異なる。

1. はじめに

日本航空機開発協会 (JADC) では、1973 年設立以降、ほぼ毎年航空機の市場予測を行っており、1998 年からは、日本自転車振興会の補助金を受けて実施している。

航空機の市場予測は、今後 20 年間で、どのようなサイズ (座席数)、航続距離を持った航空機 (旅客機) がどのくらい必要となるかを推算し、その予測結果は、航空機を開発するときの戦略や、事業性の検討に用いられている。ここでは、航空機の市場予測の方法、および 2005 年から 20 年間の航空機の市場予測結果を紹介する。

2. 市場予測の方法

予測手法は大きく分けて、エアライン毎の積み上げから求める Bottom-up 方式のマイクロ予測と、世界のエアラインを地域別にまとめ、市場を機材 (航空機) サイズ (座席数) 別、路線距離別に分類して求める Top-down 方式のマクロ予測があり、ここでは後者のマクロ予測を用いている。

航空機の市場予測は、図 1 に示すように、3 つのステップで構成される。

第 1 ステップは航空旅客予測で、航空旅客は旅客数に飛行距離を掛けた、有償旅客キロ (RPK) で表わされる。

第 2 ステップは、旅客を運ぶための提供座席を予測する。提供座席とは、航空旅客需要に対して、エアラインがどれだけの輸送容量を準備するかを表すもので、機材サイズ (座席数) に路線距離を掛けた提供座席キロ (ASK) で示される。そして、現有機材の退役と、旅客増大を考慮したサイズ別新規需要も求められる。

第 3 ステップは機材販売予測で、新規需要の提供座席キロを満たすために調達される航空機の販売機数を求める。ここでは、その地域におけるメーカーの販売力、航空機のサイズ、航続性能、経済性を考慮して機材が割り付けられる。

図 2 は、現在の世界全体の提供座席キロ (ASK) の分布を示している。この提供座席キロは地域毎に路線距離と機材座席区分による分布が異なり、またその伸びや、機材の大型化や小型化の傾向も異なってくるため、航空機の市場予測に当たっては、それらを細分化して予測する必要がある。

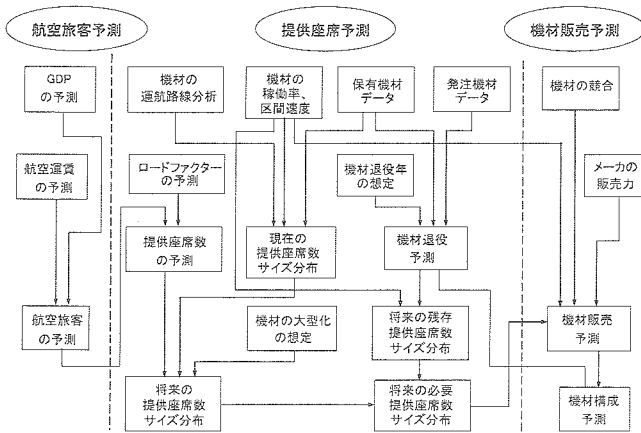


図 1 航空機市場予測の流れ

ある。本予測では、世界を 10 地域（北米、西欧、東欧、日本、中国、その他のアジア、オーストラリア、中東、中南米、アフリカ）に区分し、路線距離を 4 段階（1000Km 以下、1001-2000Km、2001-4500Km、4500Km 以上）に分類し、また、機材の座席区分として 800 席までを 15 に分類して予測を行っている。

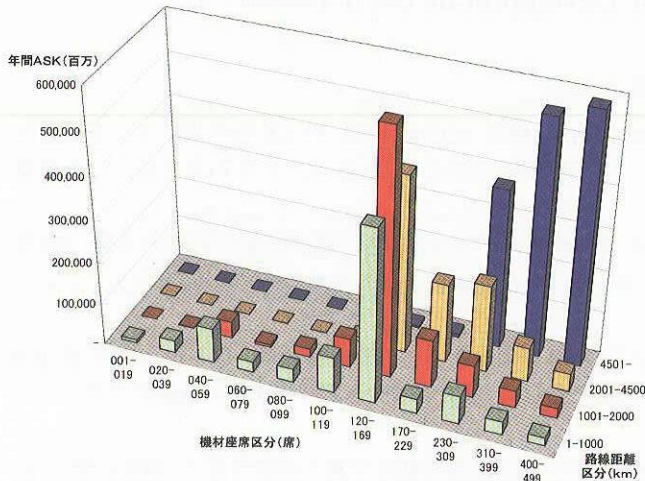


図2 提供座席分布 (世界合計)

3. 航空旅客予測

航空旅客は、経済が成長すれば増加し、また航空運賃が下がれば増加する傾向にある。そこで、地域毎の経済活動 (GDP) と航空運賃 (YIELD) を用い、有償旅客キロ (RPK) を求める。

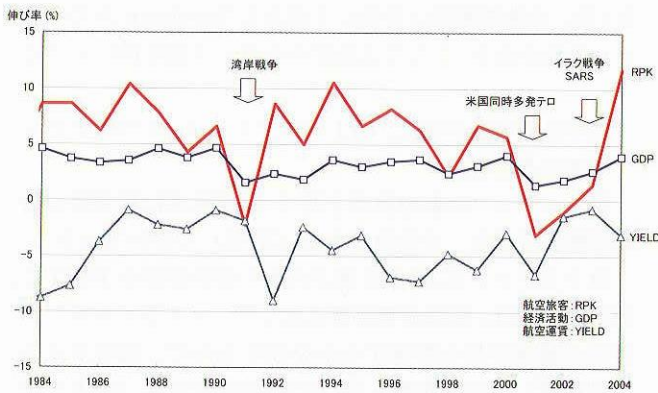


図3 航空旅客と経済成長、航空運賃の関係

図4は世界の航空旅客の2004年までの実績と、2005年以降20年間の予測を示している。2001年の米国同時多発テロや、2003年のイラク戦争、SARSの影響で一時的に伸びが止まったが、過去20年間、年平均5.4%で伸びてきた。今後20年間は平均4.8%で成長し、2024年には8兆8860億人キロとなり、2004年の2.6倍の旅客規模となると予想される。

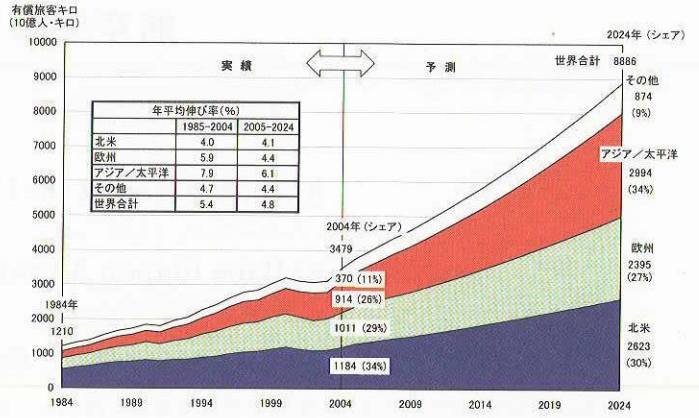


図4 航空旅客 (地域別)

地域別にみると、現在の三大市場は、北米 (シェア: 35%)、欧州 (29%) およびアジア/太平洋 (26%) であるが、アジア/太平洋は、その伸びが大きく、20年後には最大市場 (34%) となる。

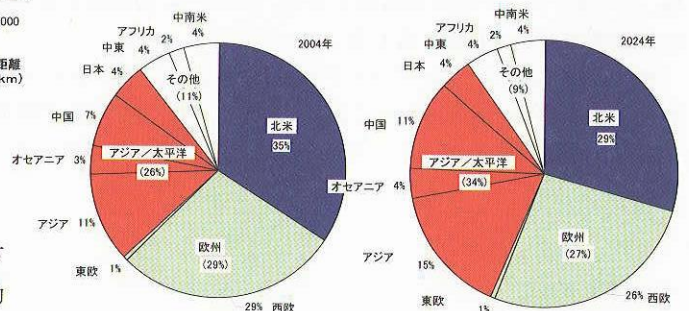


図5 航空旅客シェア

5. 機材販売予測

図6は、現在生産中、開発中、計画中のジェット機をサイズ別、航続距離別に並べたもので、将来導入される候補機を示している。

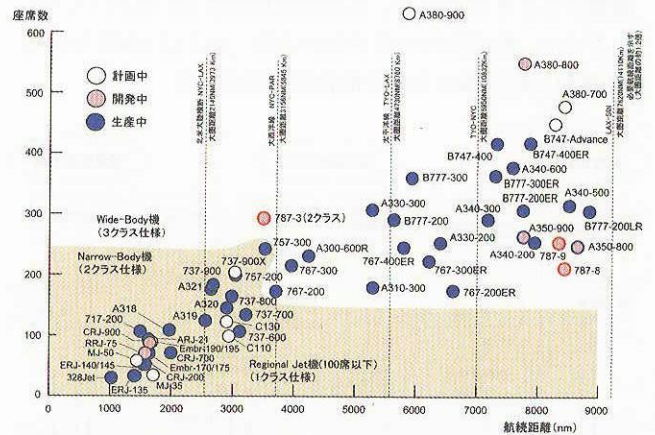


図6 航空機のサイズと航続距離

提供座席予測を受けて予測したジェット機の運航機材構成予測を図7に示す。現在14,300機のジェット機が運航されているが、今後20年間で現在の2.2倍の31,700機に増加する。

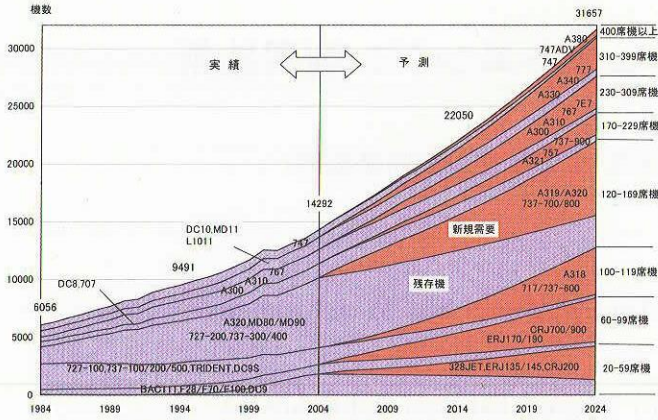


図7. ジェット機の運航機材構成予測

図8は、現在（2004年）と20年後（2024年）を機材サイズ別に示している。今後20年間の合計需要機数は25,100機で、最大なのはB737やA320が分類される120-169席クラスの6,400機、次いで需要が大きいのは100-119席クラスの4,100機となる。

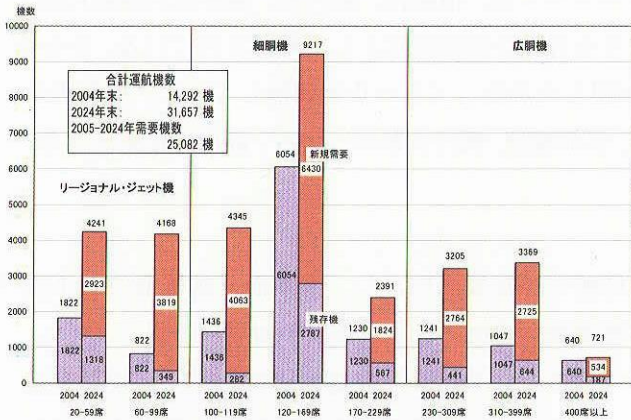


図8. サイズ別ジェット機運航機数及び需要予測

ターボプロップ機は、リージョナルジェット機の出現で運航機数が減少して、現在約3,900機となっている。

この傾向は今後も続き、その運航は短距離路線やジェット機と競合がない路線等に限定されると考えられ、2024年には1,700機に減少し、20年間の新規需要は830機となる。

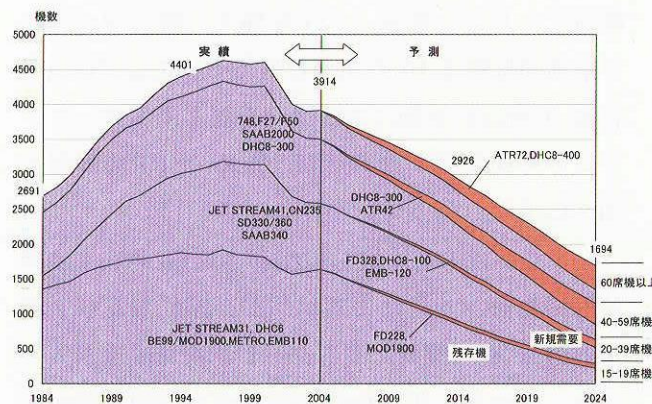


図9. ターボプロップ機の運航機材構成予測

6. 各社予測との比較

機体メーカーのボーイングやエアバス社、エンジンメーカーのロールスロイスやGE社等が同様な予測を行なっているが、各社共年平均5%前後の伸びを予測しており、JADCの予測4.8%と大差はない。

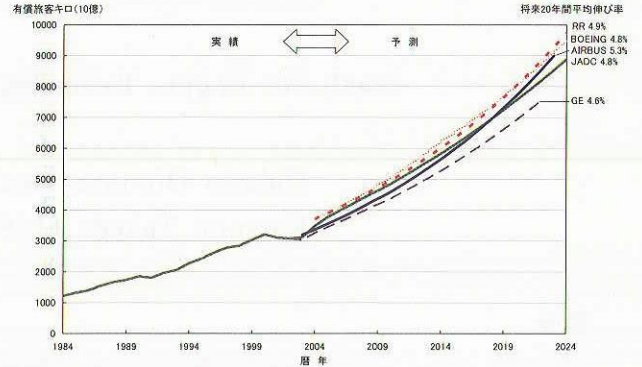


図10. 航空旅客予測の比較

JADCのジェット機運航予測は、最近の過去の傾向から、機材の大型化より便数増加を中心に座席が提供されると想定しているため、ボーイングやロールスロイス社の予測に近く、機材の大型化を見込むエアバス社の予測とやや異なる。ただし、エアバス社の予測は、100席以下のリージョナルジェット機が除外してあることに注意を要する。

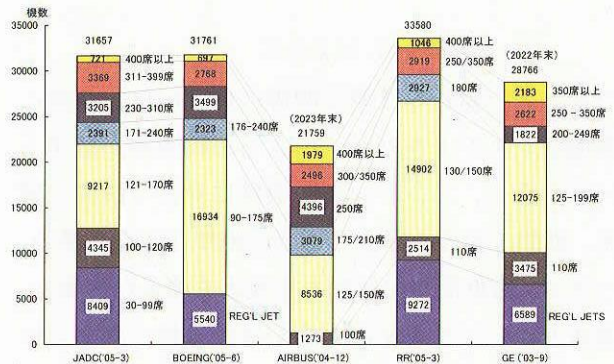


図11. ジェット機運航予測の比較

今後20年間の需要機数予測においても運航機数予測と同様の傾向を示している。

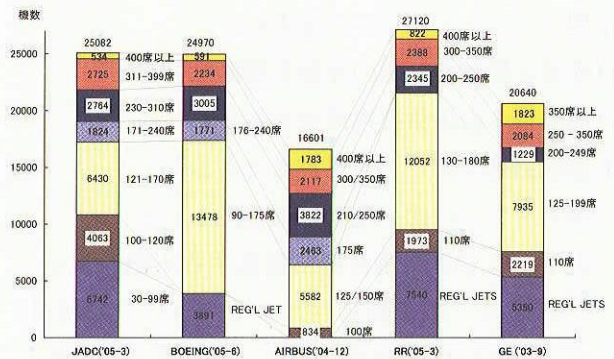


図12. ジェット機需要予測の比較

騒音計測における小型ジェットエンジン利用技術

生沼秀司、長井健一郎、石井達哉(宇宙航空研究開発機構)
武田克己(航空宇宙振興財団)

Small Jet Engine Technologies Applied for Noise Measurement

Hideshi Oinuma, Kenichiro Nagai, Tatsuya Ishii (JAXA)
Katsumi Takeda (JAST)

概要

小型ジェットエンジンを使った騒音の計測と制御についての実験の需要が高まっている。飛行実験への発展などを視野に入れると、高温排気ジェットや圧縮機音を模擬でき、かつ機動性に富んだ小型ジェットエンジンが必要である。一方、ラジコン飛行機用小型ジェットエンジンは、信頼性、耐久性、操作性が格段に向上し、エンジン運転実験、風洞実験、更に飛行実験に堪えうる有力な実験装置として期待されている。かかる背景の下、小型ジェットエンジンを様々な騒音実験に利用しながら、ノウハウを蓄積してきた。本発表は、小型ジェットエンジンを使った単体運転、能動制御実証、風洞模型、飛行実験について、適用例を紹介する。

1. はじめに

エンジン騒音の計測と制御の研究には、本来、実機級ジェットエンジンによる運転実験が望ましい。しかし、エンジン運転実験に見合う設備、費用、期間の要件を揃えることは困難な場合が多い。一方で、短期間での結論を見極める簡易な実験や、機体とエンジンとを組み合わせた全機システムの騒音計測など、エンジン騒音を取り巻く実験需要は多様化しており、柔軟な対応が求められている。エンジンを風洞模型へ組込んだ本格的な実験や、飛行実験を視野に入れると、以下の要件を満たす小型ジェットエンジンが望まれる。

- 1) 吸気と排気で別個の音源を模擬できること
- 2) 高温ガスの排気を模擬できること
- 3) 運転制御や保守管理が容易であること
- 4) 実エンジンに比べて低価格であること

近年、ラジコン飛行機に搭載する小型ジェットエンジンは、電子制御ユニット (ECU: Electric Control Unit) の発展もあり、始動性、安定性、

信頼性が格段に向上し、性能面、価格面でも小規模実験に適用できる水準に至っている^[1]。

そこで、上記実験需要に応えるべく、小型ジェットエンジンに関連する実験技術を蓄積することを目的として、幾つかの騒音実験に小型ジェットエンジンを適用してきた。本報では具体的な事例を紹介する。

2. 小型ジェットエンジン

エンジンは、空気取入口、遠心圧縮機、燃焼器、軸流タービン、排気ノズルを備え、推力 9~19kg で最高回転数は 10 万回転を超える。ここでは AMT 社製 Olympus を例に主要諸元を表 1 に示す。エンジンの外観を図 1 に、運転のための付帯装置等を図 2 に示す。

エンジンは ECU を介して制御される。ECU には非接触磁気センサーによるエンジン回転数及びノズル部の K 型熱電対によるタービン排気温度が入力され、スロットル変化量を燃料ポンプ印加電圧に

変換しつつ、回転数制御を行う。ECUに内蔵されたROM (Read Only Memory) には約30分間の運転履歴(回転数、EGT: Exhaust Gas Temperature、スロットル量)が記録されるので、異常時の原因究明に役立つ。この他、ASU (Automatic Startup Unit) は始動時の複雑なシーケンスを自動的に処理する機能が備わっており、ASUを併用する事で運転時の安全性と操作性が向上する。

エンジンの始動は、電動モーター或いは圧縮空気によってローターを回転させて着火用LPGを供給する。その後、一定回転になった所で燃料ポンプを作動させてJET-A1に燃料を切り替える。前記Olympusエンジンの場合、始動から30秒程度でアイドル回転に達する。なお、潤滑油は指定混合比で燃料と混合する。エンジン停止の際には、軸受の焼付き防止のため、潤滑油混合燃料を軸受に供給後、燃料供給を停止し、タービン排気温度が一定以下となるまで、電動モーター或いは圧縮空気によってローターを回転させてエンジンを冷却する。

3. 騒音能動制御

小型ジェットエンジンを最初に適用したのは、騒音能動制御についてである。これは、エンジン吸気側圧縮機の翼通過周波数音を音響スピーカーや圧電音源による二次音で相殺するものである。本格的な実験に入る前に、エンジンの運転制御法習得やエンジンの騒音特性調査のため、エンジン単体運転と放射音計測を行った^[2-4] (図3)。

計測結果から、運転範囲や対象周波数などを決定し、エンジン上流側に取り付ける制御用ダクトを試作した。騒音制御実験(図4)では、誤差センサーをダクトに取り付けたマイクロホンとし、波形相殺による特定音響モードの低減を試みた。電動モーター駆動によるダクトドファン試験設備での実験とは異なり、回転数変化の大きいエンジンに於いても一定量の能動制御を持続できることを実証した。

4. 風洞実験(半載模型、無響風洞)

次に適用されたのは風洞実験である。これは、主流中に置かれた模型が発する音を同じく主流中に置かれたマイクロホンアレイにて検出する試みである。前記AMT社製Olympusエンジンを半載翼模型のナセル内に設置して、気流中で運転することとなった^[5-6] (図5,6)。

運転に必要な燃料ポンプやECUは、模型胴体内に置かれ、パイロンを貫通する電気配線と燃料パイプを経由してエンジンに繋がっている。模型本体は風洞の回転台に直結されており、任意の迎角に設定される。試験中の空力性能測定には計測胴の六分力天秤を使った。排気ガスを風洞外部に吐出するために模型後方約1.5mの地点に排気集合ダクトを設置した。排気ガス集合ダクトは空力騒音発生源となることが予想されたが、発生音の周波数がかけ離れていること及び音源探査の領域外であることから問題とならなかった。

なお、JAXA大型低速風洞は騒音研究用に造られておらず、計測部分が吸音処理されていない。また、送風機の暗騒音も大きい。従って、音源探査は信号雑音比の大きい対象に限定されるといった問題がある。かかる問題を解消し、多様な空力騒音の実験が可能となるように、無響風洞(図7)を活用して小型ジェットエンジンを含む騒音実験環境を整備している^[7]。図8は飛行実験前のジェット機模型のエンジン動作確認と騒音レベルを簡易に計測した例である。

5. 飛行実験

小型ジェットエンジンは飛行実験、即ち、模型飛行機を移動音源とする飛行時の放射音計測実験に利用されている^[8-11]。実験では、模型飛行機をマイクロホンアレイと結合させて、航空機模型のエンジン及び機体の音源探査を試みている。機体とのバランスから、供試エンジンは主に推力10kg程度のエンジンを採用している。現在のところ、2種類の実験用模型飛行機を使用している^[12-16]。

一つは、広い速度範囲でジェット騒音を計測する或いは消音装置の性能を確認するのに適した単発ジェット機である(図9)。これは、全長1.8m、全幅1.6m、重量10kgでエンジンはJETCAT社製P-80(推力約9kg)を搭載する。飛行時間は10分間、最高速度は約250km/時である。ピトー管による対気速度をもとにエンジン出力調整を行う速度コントロール装置を使用できる。各スロットル位置の制限速度は地上で入力することができる。エンジン排気ノズルから少し後方には排気パイプが取り付けられている。空気取入口から吸入される空気の一部はバイパスされて、エンジンを冷却した後、排気パイプを通して外部へ放出される。機体には他に、監視用小型カメラ、画像送信機、GPSアンテナ、無線モデムなどが搭載されている。着脱可能な増槽部分には超音波センサーや赤外線センサーが埋め込んであり、高度計測の実験に使用した。

もう一つの実験用模型飛行機は、双発ジェットスケール機(図10)である。エンジンのみならず、他の要素から発生する音を比較的大型の模型で計測することを目的とする。全長4.0m、全幅3.9m、重量43kgの機体にAMT社製Mercury(推力約10kg)を2基搭載する。このエンジンはアイドルから定格までの応答性に優れているため、準滑空条件の実験に適している。燃料はJET-A1を最大8L搭載し、最高速度は約200km/hで、一回あたりの飛行時間は約10分間である。エンジンをナセル模型に収納する場合、ナセル内側のストラットでエンジンを支えて、エンジン周囲に冷却空気が通風させるとともに、排気ノズルをエンジンノズル後方に据え付ける。これによって、エゼクタ効果促進とエッジトーン抑制を図っている。エンジンの高温排気は、パイロン後部やフラップへの熱影響が想定されたため、エンジン運転時に該当箇所の温度を調べ、耐熱塗料を塗布する他、高温気流が衝突する突起部分を削る改造を施した。機体には他に、複数個の監視用小型カメラ、画像送信機、GPSアンテナ、無線モデム、ビデオ収録装置が搭載されて

いる。前胴下面には、高度計測用の超音波センサーや赤外線センサーを設置することもできる。

6. まとめ

小型ジェットエンジンの利用可能性に着目し、様々な実験に適用してきた。小型ジェットエンジンを活用する騒音や空力の実験は、まだ始まったばかりであり、克服すべき課題も多い。センサー、収録装置、通信装置の小型化や軽量化が進めば、一層の発展が見込まれるため、風洞実験や飛行実験を通じた実験技術の向上を図るつもりである。

文献

- (1) <http://www.amtjets.com/>
- (2) 生沼, 長井, 武田, 石井, " マイクロガスタービンエンジンを用いたファン騒音低減研究", GTSJ 秋季講演会, (2001).
- (3) 長井他, " 航空エンジン騒音の低減技術", 航空宇宙技術研究所 第38回公開研究発表会, (2000).
- (4) H. Oinuma, NAL News Letter, 4-1(2001).
- (5) 清水他, " エンジン付き翼模型の騒音源探査", 日本機械学会 2002年次大会, (2002).
- (6) 石井, 生沼, 長井, 武田, " マイクロホンアレイによるジェットエンジン付翼模型の騒音計測", 騒音制御 27-5, (2003).
- (7) 生沼他, " 航空エンジン要素の騒音低減化に関する実験的研究", 日本機械学会第77回流体工学部門講演会, (1999).
- (8) 生沼, 石井, 長井, 武田, " 無人ジェット機を用いた航空機騒音源探査法の開発", 機械学会第14回環境工学総合シンポジウム 2004, (2004).
- (9) 石井, 生沼, 長井, 武田, " ジェットエンジン付航空機模型の音源探査", ロボメカ 2005, (2005).
- (10) 電波実験社, " 社会に貢献するRC実験機の最先端レポート", ラジコン技術 2003-5 (2003).
- (11) 電波実験社, " JAXAの飛行実験でラジコン機が活躍", ラジコン技術 2005-5 (2005).

(12)生沼,長井,石井,武田, ” 飛行実験用ジェット無人機”, ロボメカ 2004, (2004).

(13)生沼,長井,石井,武田, ” 模型飛行機を使った飛行実験における計測技術”, ロボメカ 2005, (2005).

(14) <http://www.ista.jaxa.jp/een/c02.html>

(15) <http://www.ista.jaxa.jp/een/c03.html>

(16) http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/b04_04.html

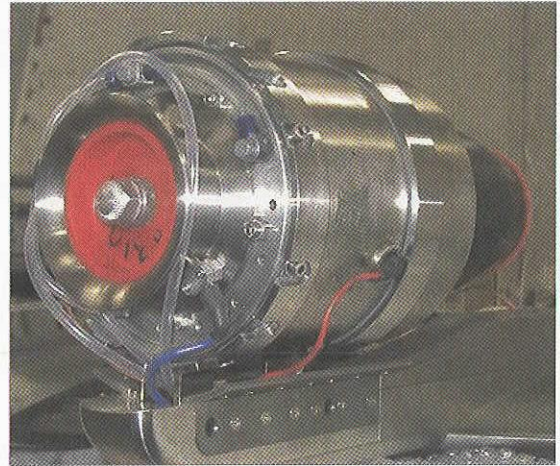


図 1. AMT 社製 Olympus エンジン外観

AMT社製 Olympus(標準仕様) エンジン

直 径 Diameter	130 mm
全 長 Length	270 mm
自 重 Weight turbine	2.4 kg
最大推力 Thrust	190 N(19.3 kgf) at 110,000 rpm
最高回転数 Maximum rpm	110,000 rpm
圧 縮 比 Pressure ratio	4:1 at 110,000 rpm
流入空気量 Mass flow	24 kg/min at 110,000 rpm
タービン出口温度 Exhaust temperature	700 °C at 110,000 rpm
燃料消費量 Fuel usage	550 gr/min at 110,000 rpm
燃 料 Fuel type	Kerosene/Jet A1 etc.

表 1. AMT 社製 Olympus エンジン仕様

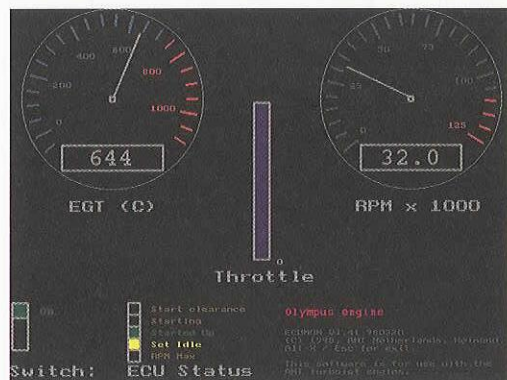
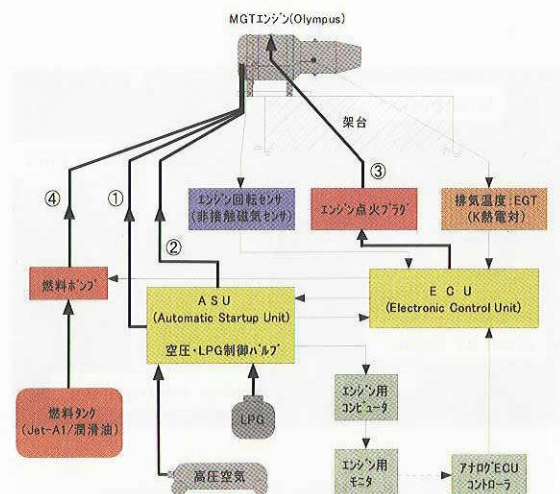


図 2. エンジン付帯装置と ECU 状態表示画面

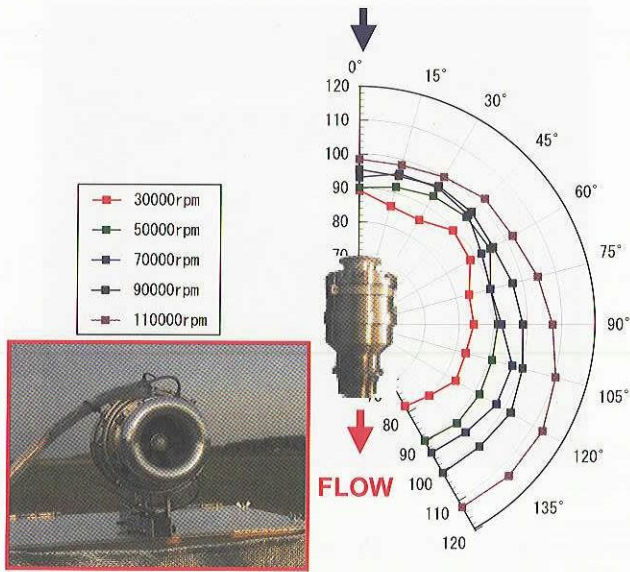


図3. エンジン単体運転と騒音放射量

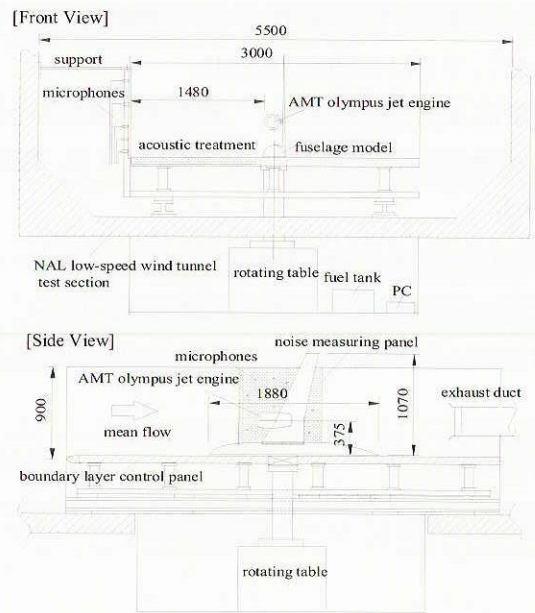


図5. 小型ジェットエンジン付半載翼模型

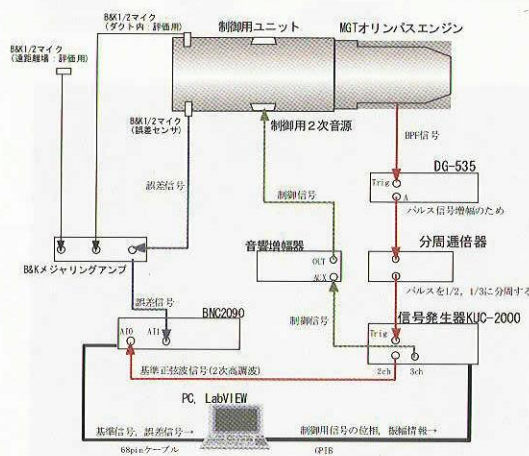
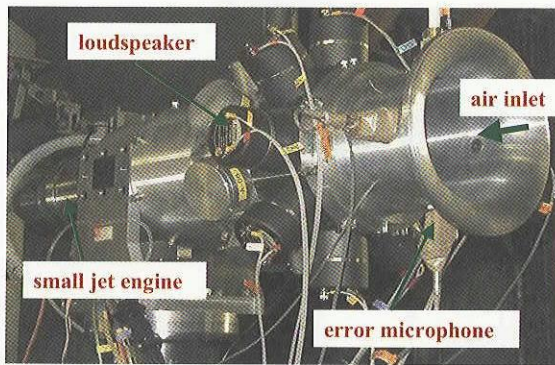


図4. 騒音能動制御実験形態

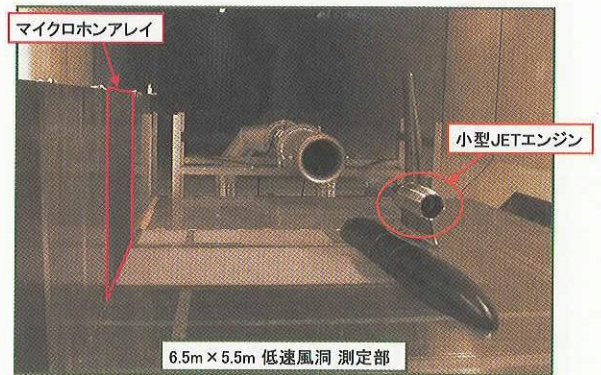


図6. 半載翼模型実験 (JAXA 大型低速風洞)

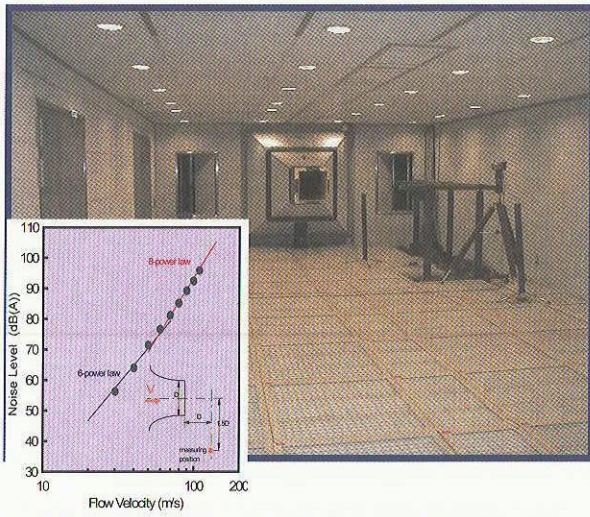


図 7. 無響風洞と騒音特性

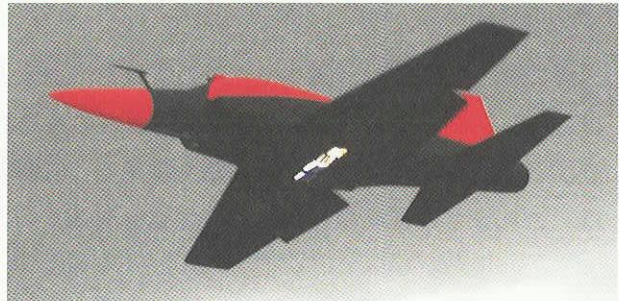
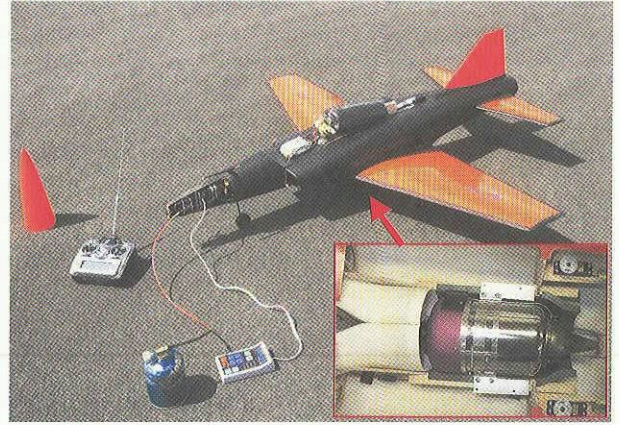


図 9. 単発ジェット機模型



図 8. 無響風洞内でのエンジンテスト



図 10. 双発ジェット機模型

マイクロホンアレイによる音源探査

石井達哉、長井健一郎、生沼秀司(宇宙航空研究開発機構)
武田克己(航空宇宙振興財団)

Source Localization by the Microphone Array

Tatsuya Ishii, Kenichiro Nagai, Hideshi Oinuma (JAXA)
Katsumi Takeda (JAST)

概要

一層の騒音低減には、個々の音源の情報を把握すること、即ち音源探査が必要である。航空機騒音に於いては、エンジン、高揚力装置、脚などの要素のみならず、全機模型についての音源探査が有効である。音源探査法としてマイクロホンアレイ法を採用し、風洞実験や飛行実験に適用して技術向上を図ってきた。本報では、これまでの音源探査例について紹介する。

1. 研究の背景

制約条件の伴う騒音対策には、適切な手段の選択が鍵となる。その判断材料として、音源情報が必要である。音源の情報を取得する方法の中でも、マイクロホンアレイによる音源探査は、音源の位置、大きさ、周波数範囲といった情報を直接提供できるため、実機航空機や風洞実験の有用なツールとして普及しつつある^[1-5]。こうした背景を受けて、当該技術を開発し、幾つかの実験に適用して改良を図っている。本報は、過去に実施した音源探査実験について幾つかを紹介する。

2. 音源探査

2-1. モデル

音源、マイクロホン、音伝播のモデルを図1に示す。解析面には単音源の集合を仮定する。音源から放射される音の距離減衰と伝播に要する時間おくれとを利用して音源位置を予測する。マイクロホン*i*に到達する信号は全ての音源から発せられる音の総和であるから、音源*j*から伝播に要する時間 $\tau_{i,j}$ を考慮して、

$$p_{m,i}(t) = \sum_j^{N_s} \frac{s_j(t - \tau_{i,j})}{r_{i,j}(t)}, \quad \tau_{i,j} = \frac{r_{i,j}(t)}{c} \quad (1)$$

となる。ここで、 N_s は仮想音源の数、 c は音速である。マイクロホン*i*の受信信号と音源*j*との間に強い相関があるならば、当該位置に音源があると見込まれる。そこで、マイクロホンの受信信号を音源*j*に集積すると

$$s_j(t) \approx \frac{\sum_i^{N_{mic}} w_i p_{m,i}(t + \tau_{i,j})}{\sum_i^{N_{mic}} \frac{w_i}{r_{i,j}}} \quad (2)$$

と表せる。 w_i は重み関数、 N_{mic} はマイクロホン個数である。注目する位置に音源が存在しなければ、音源とマイクロホンの間の相関は元々弱く、上記積算の過程で減衰して、有意な値とはならない。一方、音源が存在すれば、周囲よりも信号雑音比が上昇し、音源の存在を推定できる。

2-2. マイクロホン配置

マイクロホンの配置は遺伝的アルゴリズムを利用して設計する^[6]。遺伝子座にマイクロホンの座標情報を記載し、全マイクロホンの座標情報を一つ

の遺伝子とする。例えば、あるマイクロホンの座標が(55, 93)である場合には、遺伝子の一部を「...00110111 01011101...」と表現するなど様々な方法が考えられる。遺伝子に対する適応度は、仮想の音源を置いた時の音源探査結果を関数化したものであり、遺伝子情報と一対一の関係にある。例えば、遺伝子に対応するマイクロホン配置における主音源のレベルとサイドローブのレベル差を関連付けてもよい。マイクロホン配置に対応する遺伝子の集合を群とみなし、世代毎に選択、交配、突然変異を繰り返す。選択過程では、原則として適応度順に遺伝子をランキングして、下位の遺伝子を除去する操作を行う。交配過程は、異なる遺伝子ペアにつき、上記遺伝子座の一部を交換する操作である。突然変異は、選択した遺伝子の全部又は一部の遺伝子座をビット反転する操作などが相当する。なお、適応度上位の遺伝子を保持するためにエリート処理を行うことも有効である。こうした処理によって、最終的に、適応度の高い遺伝子（マイクロホン配置）を求めることが可能となる。図2には、飛行実験で用いたマイクロホン配置を示す。内側の32点のマイクロホン配置には上記設計が施されている。外側は低周波数用の40個のマイクロホンが配置される。

3. 音源探査の適用例

3-1. 風洞実験^[7-9]

最初の取り組みとして、風洞実験にマイクロホンアレイを適用した。半載翼模型のナセルに小型ジェットエンジンを設置し、主流中で運転した時の音源探査をJAXA大型低速風洞で試みた(図3)。半載翼模型の側面方向には、アルミ製騒音計測板が設置されている。この板の所定位置に64個の小型マイクロホンが分散して埋め込んである。薄板の模型側表面は、主流乱れの影響を抑制すべく10mmのウレタン層で覆われている。模型から発生する音は、反射成分も含めて薄板内の全マイクロホンで受信され、中継器を介して同時収録される。

各マイクロホンの受信信号について周波数分析した結果に主流による伝播経路の補正を加えて積算すると、翼と胴体の下面の音響パワー分布を得る。図4は、エンジン定格(110,000rpm)で主流速度40m/s時に緩やかに上昇する周波数帯域を積算した音響パワー分布を表す。分散配置したマイクロホンアレイによって、サイドローブの影響を大幅に削減することが出来ており、ナセル排気側に現れる音源を高い信号雑音比で分離することができた。なお、エンジンノズルがナセル内側にある構造のため、エンジン排気がナセル後縁と干渉する部分に音源が存在する結果となった。

3-2. 携帯型音源探査装置^[10-11]

研究用マイクロホンアレイは計測点数が数十以上で寸法も大型となり、設置に時間がかかる上、特殊な収録装置が必要となる。その一方で、精度を犠牲にしつつも簡易にかつ安価にできる音源探査への需要もある。そこで、汎用向け音源探査装置を試作した(図5)。装置には、

- 1) 準実時間処理
- 2) ビデオ画像上へのマップ表示
- 3) 操作性及び携帯性
- 4) 低価格

が要求される。

本装置では、汎用の収録ボードのチャンネル数程度にマイクロホン数量を減らし、かつ周波数分析に係る演算を簡素化した。その結果、通常のパーソナルコンピュータ上でビデオ画像に重ね合わせて音源マップを準実時間表示することができるようになった。ヘリコプター地上運転時に収録した音について、8kHz付近の翼通過周波数音のみを取り出して分析した結果を図5に示す。音源マップは、エンジン空気取入口に圧縮機音源を明示している。

3-3. 飛行実験^[12-15]

移動音源の音源探査技術を開発するため、模型

飛行機を音源とする飛行実験を実施している。模型飛行機を使った実験の長所として、大型模型やジェットエンジン付模型を扱えること、着陸や巡航などの形態変更や改造にかかる自由度が大きいこと、比較的低予算で早期に実現が可能であることなどが挙げられる。

図 6 に模型飛行機を使った飛行実験の概要を示す。模型飛行機がマイクロホン上空を通過する度にレーザーセンサーの応答を電氣的に検出することで、機体の進入時刻、経路、速度を正確に知ることができる。レーザーセンサーの ON-OFF 信号とマイクロホンの受信信号合わせて 80CH 以上を同時収録する。収録した信号を解析して、模型飛行機の軌跡とそれに伴う音源分析を調べる。分析には風洞実験と異なり、時間領域法が採用される。なお、模型飛行機の高度は別途、超音波方式や画像処理方式で取得するか、解析面の高度を振って音源探査結果から確定する。図 7 に滑走路に展開したマイクロホンアレイ、レーザーセンサー、収録装置を表す。実験に用いている模型飛行機はいずれも小型ジェットエンジンを搭載しており、全長 1.8m の単発機と同じく 4m の双発スケール機である。それぞれの機体がマイクロホンアレイ上空を通過する様子を図 8 と図 9 に示す。機体に搭載した GPS による軌跡と速度の表示を図 10 に示す。

図 11 は単発ジェット機模型がクリーン形態で通過した時の音源探査例を示す。結果は、1/1 オクターブバンド中心周波数 2000Hz の時間平均値である。進入速度はレーザーセンサーの結果から 270km/h (約 75m/s) であった。コンターは最大音圧に対する信号雑音比を 6dB として整理した。排気パイプ後方の音源が顕著である。低速時の結果と比較すると、パワーの上昇と音源位置が後方に移動する傾向が捉えられている。

双発ジェット機模型では、ナセル内のエンジン排気が専用のノズルを介して噴出するので、ナセル直後で主翼下に音源が現れる。クリーン形態で、時速 195km で進入した時の 1/1 オクターブバンド

中心周波数 8000Hz の分析結果を図 12 に示す。支配的な左右両エンジン排気側のうち片側を拡大したものである。飛行速度を上げるとノズル周囲流れとジェット排気とのせん断が変化し、音源が主翼下まで移動する傾向が見られる。

着陸フラップと着陸用脚を下ろした形態でエンジン出力をアイドルまで絞った時には、フラップや脚からの空力音が相対的に大きくなると予測される。そこで、外側のマイクロホンアレイのみを用いて、低周波数帯域の音源分布を調べた結果が図 13 である。エンジン音源の場合に比べて、主翼下で後方の脚とフラップの中間領域に音源が現れる。支配因子を確定するには、更にデータを収集する必要がある。

4. まとめ

音源探査は騒音低減にとって不可欠なツールであると認識し、風洞実験から飛行実験まで多様な需要に応えられるように、技術開発を進めてきた。その結果、一定の成果を上げるに至ったが、分析精度、汎用性、周辺技術など未踏の課題は残されている。今後も、実験と改良を繰り返して更なる向上を図る予定である。

文献

- (1) H.Holthusen and H.Smit, "A new data acquisition system for microphone array measurements in wind tunnels", AIAA-2001-2169, (2001).
- (2) U.Michel, et.al., "Flyover noise measurement on landing aircraft with a microphone array", AIAA-98-2336, (1998).
- (3) J.F.Piet, G.Elias, and P.Lebigot, "Localization of acoustic source from a landing aircraft with a microphone array", AIAA-99-1811, (1999).
- (4) W.Dobrzynski, et. al., "European study on landing gear airframe noise sources",

AIAA-2000-1971, (2000).

- (5) K. G. Degen, et. al., "Spiral array measurement of high-speed train noise", Inter-Noise2001, (2001).
- (6) 特許 3692402, "音源探査方法及び装置", (2005).
- (7) 清水他, "エンジン付き翼模型の騒音源探査", 日本機械学会 2002 年次大会, (2002).
- (8) 石井, 長井, 生沼, 武田, "騒音計測技術の研究", 航空宇宙技術研究所 ASET 研究報告会, (2002).
- (9) 石井, 生沼, 長井, 武田, "マイクロホンアレイによるジェットエンジン付翼模型の騒音計測", 騒音制御 27-5, (2003).
- (10) 長井, 石井, 生沼, 武田, "携帯型音源可視化装置の開発", 環境総合シンポジウム, (2004)
- (11) http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/b04_03.html
- (12) なる NAL 2002 年 10 月号, (2002).
- (13) 石井, 長井, 生沼, 武田, "航空機騒音の計測と低減", JAXA 第 1 回公開研究発表会, (2004).
- (14) <http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/a01.htm>
- (15) http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/b04_04.html

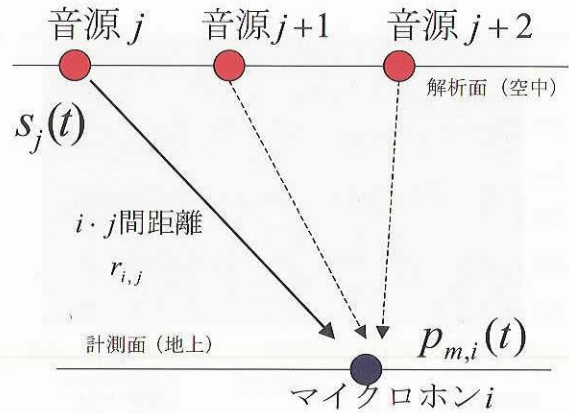


図 1. 音源とマイクロホンの関係

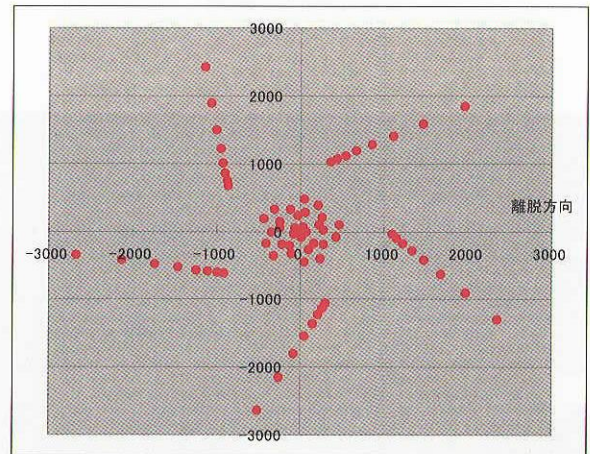


図 2. 飛行実験用マイクロホン配置

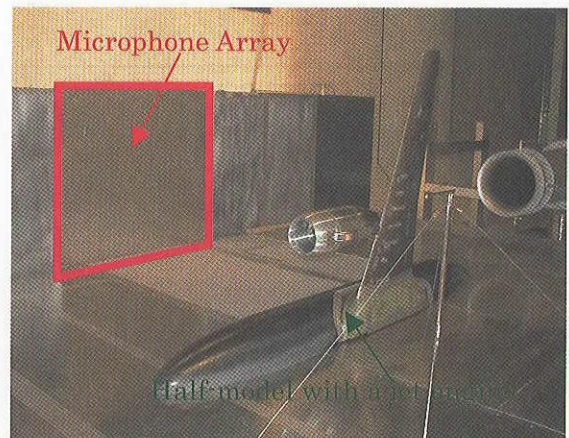


図 3. 半載翼風試模型とマイクロホンアレイ

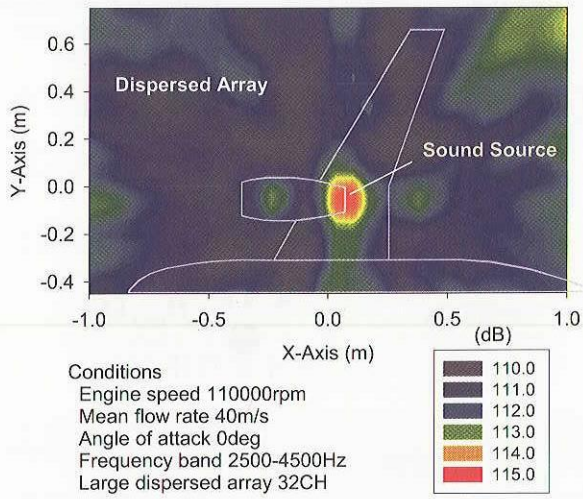


図 4. 風洞実験例

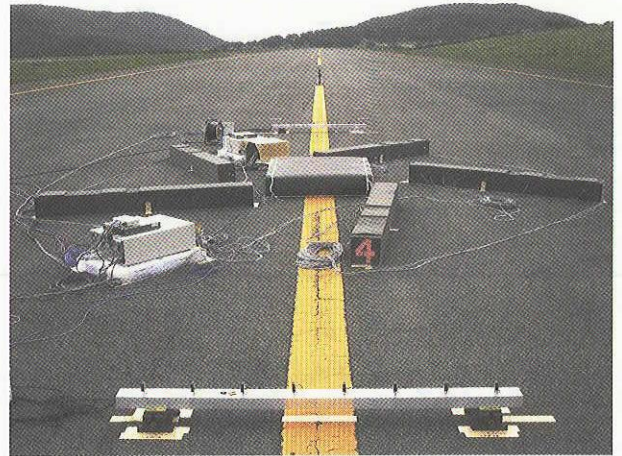


図 7. 飛行実験用マイクロホンアレイ

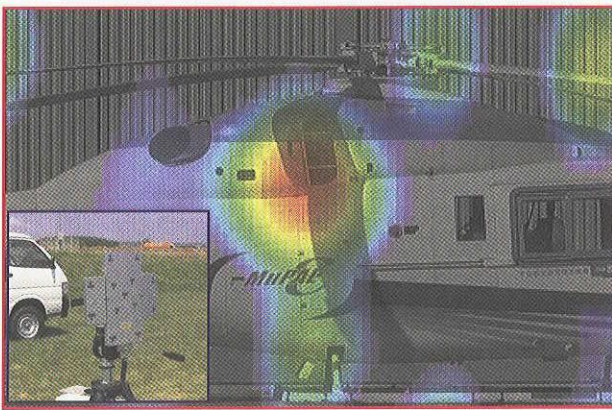


図 5. 携帯型音源探査装置と分析例



図 8. 飛行実験（単発ジェット機模型）

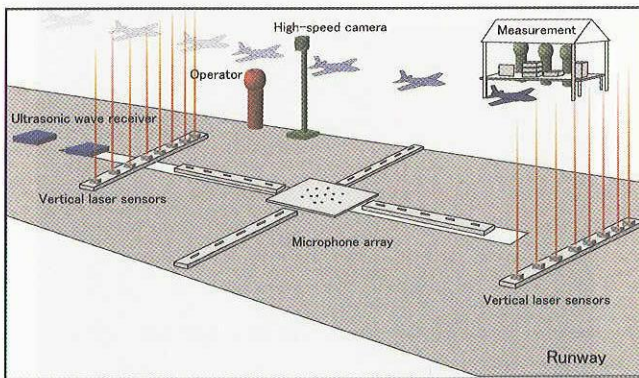


図 6. 模型飛行機による飛行実験概要

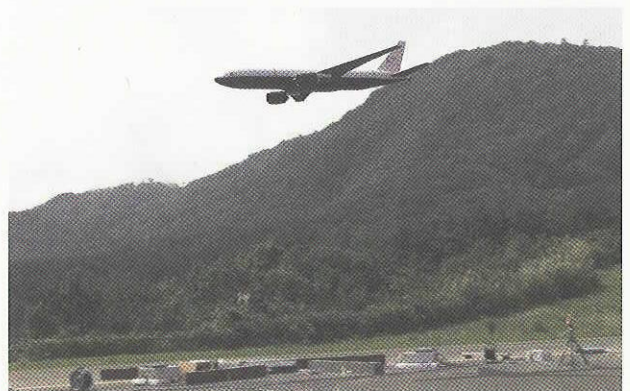


図 9. 飛行実験（双発ジェット機模型）

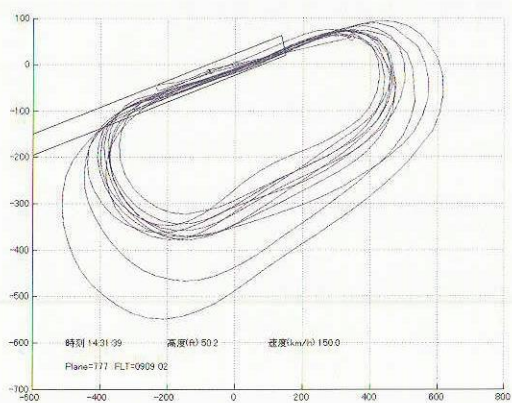


図 10. GPS 軌跡 (双発ジェット機模型)

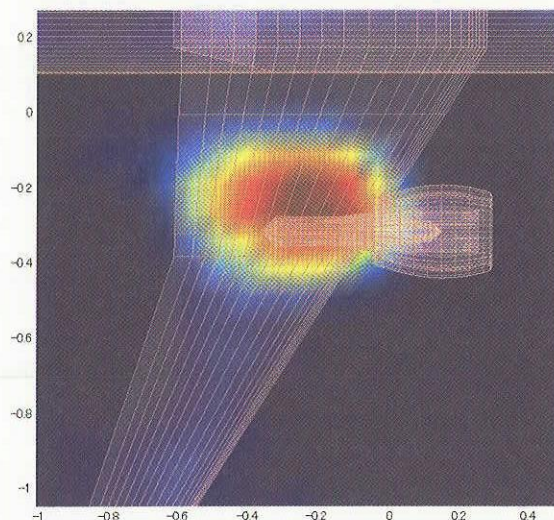


図 12. 音源探査例 SN04-0909-064
速度 195km/h, 中心周波数 8000Hz

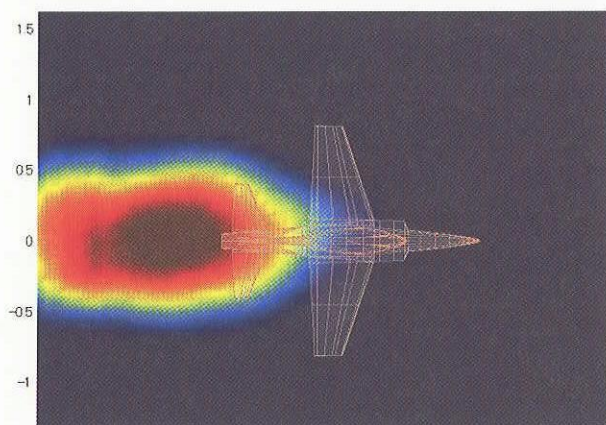


図 11. 音源探査例 SN04-0909-081
速度 270km/h, 中心周波数 2000Hz

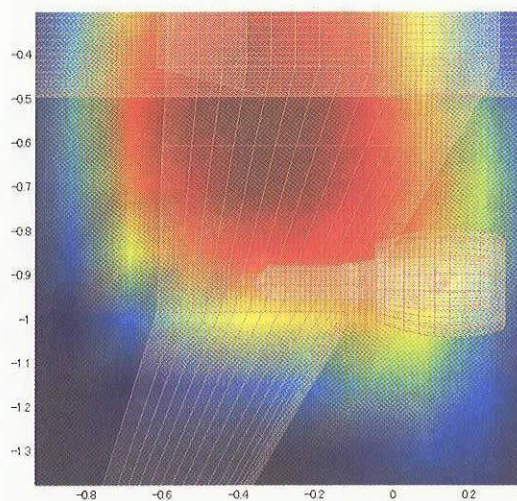


図 13. 音源探査例 SN04-0910-012
速度 153km/h, 中心周波数 1000Hz

MHI60cm 高速風洞 光学計測カートの気流検定

木村一雄, 宇高康員, 石黒満津夫(三菱重工業)

Calibration Test of Optical Flow Measurement Cart in MHI High Speed Wind Tunnel

Kazuo Kimura, Yasukazu Utaka, Mitsuo Ishiguro (MHI)

概要

当社は平成14年度に、MHI60cm 高速風洞へ光学計測カートを導入した。本カートの気流検定を実施した結果、計測部のマッハ数分布は十分一様で、標準模型(AGARD-B)の力試験結果は、他風洞データとの比較の結果、良い一致を示し、本カート設計の妥当性が確認された。本報告では、光学計測カート建設の概要と、気流検定結果について報告する。

1. 背景・目的

風洞試験は新しい航空機の開発、CFDコードの検証及び流体力学の研究に幅広く用いられている。最近では、いくつかの先進計測技術が提案され、実用化されてきている。特に光学計測は、流れの現象理解という点で、重要性が高まってきている。例えば、感圧塗料による表面圧力分布の計測^{1)~3)}やPIVによる速度場の計測^{4)~5)}が汎用化され、その試験データが航空機の開発、CFDコードの検証に有益に用いられている。

一方、MHI 60cm 高速風洞は、これまで光学計測に対応した設備ではなかったため、光学計測にはその準備に膨大な時間を要した。それ故、高速風洞の能力向上と高まる光学計測のニーズに応える必要から、今般光学計測カートを導入することにし、本カートの基本特性確認のため、気流検定を実施した。本報告では、光学計測カート建設の概要と、気流検定結果について報告する。

2. 光学計測カート

2.1 MHI高速風洞の概要

MHI高速風洞は計測部 60cm×60cm のブローダウ

ン式の風洞で、試験マッハ数は、0.4~4.0 である。遷音速試験時は、多孔壁の遷音速カートを用いる。レイノルズ数は、 $Re=13 \times 10^6/m$ ($M = 0.4$) ~ $Re=48 \times 10^6/m$ ($M = 1.4$) である。

2.2 光学計測カートの建設

図1に光学計測カートの写真を示す。設計コンセプトを以下に示す。

(1) スロット壁(多溝壁)

ポーラス壁(多孔壁)に光学計測窓を設置すると、開口率の不連続により流れが乱される。そのため、光学計測カートにはスロット壁(多溝壁)を採用した。一般には、スロット本数が多いほど流れの乱れは小さいが、光学計測窓はスロットとスロットの間に設置するため、本数が多くなると、光学計測窓の設置スペースが小さくなる。そこで設置しうる最大本数を検討した。図2にスロットの本数と間隔の関係を示す。光学計測に用いる光源の直径が最低8cmは必要という条件から、壁面当りの本数を4本、間隔を150mmとした。

(2) 開口率

開口率の最大値は20%で、交換可能なスロットピッチにより調整が可能である。

(3) スロット形状

スロット形状はCFDを用いて選定された⁶⁾。幾通りかの候補形状を設定し、風洞内に風洞壁及びブスティングも設置された状態での標準模型(AGARD-B)周りの流れ場を解析した。自由流中の標準模型表面圧力分布との差異が最も小さい形状を決定した。開口率同様、スロット形状も交換可能なスロットピースにより形状変更が可能である。

(4) 作業スペース

図3に本カートの作業スペースを示す。幾つかの光学計測機器が設置されている。また、作業効率と安全性の向上ため、出入口の扉とプレナム室の作業スペースが大きく確保されている。

(5) 光学計測窓

光学計測窓は気流に影響を与えないようスロットとスロットの間に設置されている。材質は光学計測に最適な石英ガラスを採用した。また、観測範囲の調整・変更が可能のように、窓位置を変更できる構造となっている。

3. 気流検定

光学計測カートを用いた気流検定を実施した。試験項目は以下の通りである。

- (1) 中心軸上マッハ数分布
- (2) 計測部断面マッハ数分布
- (3) 標準模型(AGARD-B)6分力試験

試験条件は、

- ・マッハ数: $M=0.6, 0.9, 0.95, 1.2$
- ・レイノルズ数: $Re=16.5 \times 10^6$ to 22.1×10^6 [1/m]

一般には、光学計測カートは $M < 1$ の条件で使用するが、 $M=1.2$ のケースでも検定を実施した。

3.1 中心軸上マッハ数分布

図4に中心軸上マッハ数分布試験の試験状態写真を示す。計測範囲は $STA=-500\text{mm}$ から $STA=350\text{mm}$ で、シュリーレン窓中心を $STA=0\text{mm}$ とし、下流方向を正方向とする(図4)。中心軸上マッハ数分布は、39点の軸上静圧管を用いて計測した静圧と風洞総圧を用いて、

式①により算出する。

ここで、 P_s は軸上静圧管で計測した静圧、 P_0 は風洞総圧、 γ は比熱比である。

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_s}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad \dots \textcircled{1}$$

3.2 計測部断面マッハ数分布

図5に計測部断面マッハ数分布試験の試験状態写真を示す。計測範囲は左右方向 $\pm 210\text{mm}$ 、上下方向 $\pm 180\text{mm}$ である(図5)。計測に使用したピトーレークは左右方向に 30mm 間隔で15本の総圧管が並んでおり、上下方向には 90mm 間隔で $\pm 180\text{mm}$ トラバースして計測した。計測断面の気流方向位置は、 $STA=-150\text{mm}$ 、 0mm 、 $+150\text{mm}$ である。本カートのシュリーレン窓直径は 300mm であるから、シュリーレン窓の上流側及び下流側の先端と窓中心に計測断面を取ったことになる。

計測部断面マッハ数分布は、 $M < 1$ の場合、ピトーレークを用いて計測した総圧と風洞静圧(プレナム室静圧)を用いて、式①により算出する。ここで、 P_s は風洞静圧、 P_0 はピトーレークを用いて計測した総圧、 γ は比熱比である。

$M > 1$ の場合、レイリーのピトー管公式を用いて式②により算出する。ここで、 P_{01} は風洞総圧、 P_{02} はピトーレークを用いて計測した総圧、 γ は比熱比である。

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(\gamma+1)M^2}{(\gamma-1)M^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \dots \textcircled{2}$$

3.3 標準模型力試験

図6に標準模型力試験の試験状態写真を示す。標準模型はAGARD-Bモデルで、スパン長 180mm 、胴体径 45mm である。計測項目は、標準模型の6分力、ベース圧及びキャビティ圧である。迎角は $-5^\circ \sim +10^\circ$ である。

4. 試験結果

4.1 中心軸上マッハ数分布

図7に中心軸上マッハ数分布計測結果を示す。気流方向の各計測点における一様流マッハ数からのずれ ΔM は、以下のように定義する。

$$\Delta M = M - M_{ave} \quad \cdots \textcircled{3}$$

ここで、 M は各位置の計測されたマッハ数、 M_{ave} は計測範囲(STA=-500mmからSTA=350mm)の平均マッハ数とする。中心軸上マッハ数の分布は、 $M=1.2$ の一部の点を除き、 $\Delta M=\pm 0.005$ の範囲内であり、中心軸上マッハ数分布の均一性が確認された。

4.2 計測部断面マッハ数分布

図8にシュリーレン窓中心位置における計測部断面マッハ数分布計測結果を示す。計測部断面マッハ数の分布は、 $M=1.2$ の一部の点を除き、 $\Delta M=\pm 0.005$ の範囲内で、これは中心軸上マッハ数分布の ΔM と同レベルであり、計測部断面マッハ数分布の均一性が確認された。

4.3 標準模型力試験結果(AGARD-B)

図9に標準モデル力試験結果の他風洞結果⁷⁾との比較を示す。CDFはforebodyの抵抗係数を示す。縦3分力の結果は、CDFがやや小さいものの、他風洞の結果(Reference Curve)と良く一致していることが分かる。

5. まとめ

MHI高速風洞の能力向上と高まる光学計測のニーズに応えるため、光学計測カートを導入した。本カートの基本特性確認のため、気流検定を実施した。気流検定の結果は以下の通りである。

- (1) 中心軸上マッハ数分布の均一性が確認された。
- (2) 計測部断面マッハ数分布の均一性が確認された。
- (3) 標準模型力試験結果(AGARD-B)の他風洞との良好な対応を確認した。

以上の結果から、光学計測カートの設計の妥当性が確認された。本カートを用いた先進光学計測はすでに実運用を開始しており、今後はスロット形状を変更した気流検定も行う予定である。

6. 参考文献

- 1) 真保, 高倉, 牧野, 野口 第67回風洞研究会議論文集
- 2) 神下, 真保, 酒井, 重見, 吉田 第69回風洞研究会議論文集
- 3) 中北, 栗田, 満尾, 神田, 渡辺, 浅井 第69回風洞研究会議論文集
- 4) 小池, 重見, 平野 第64回風洞研究会議論文集
- 5) 平野, 石黒 第31回流体力学講演会講演集(1999), pp.177-180.
- 6) 木村, 前田 第39回中部・関西支部合同秋期大会講演集
- 7) H.Valk, NATIONAAL LUCHTVAARTLABORATORIUM Report MP.197

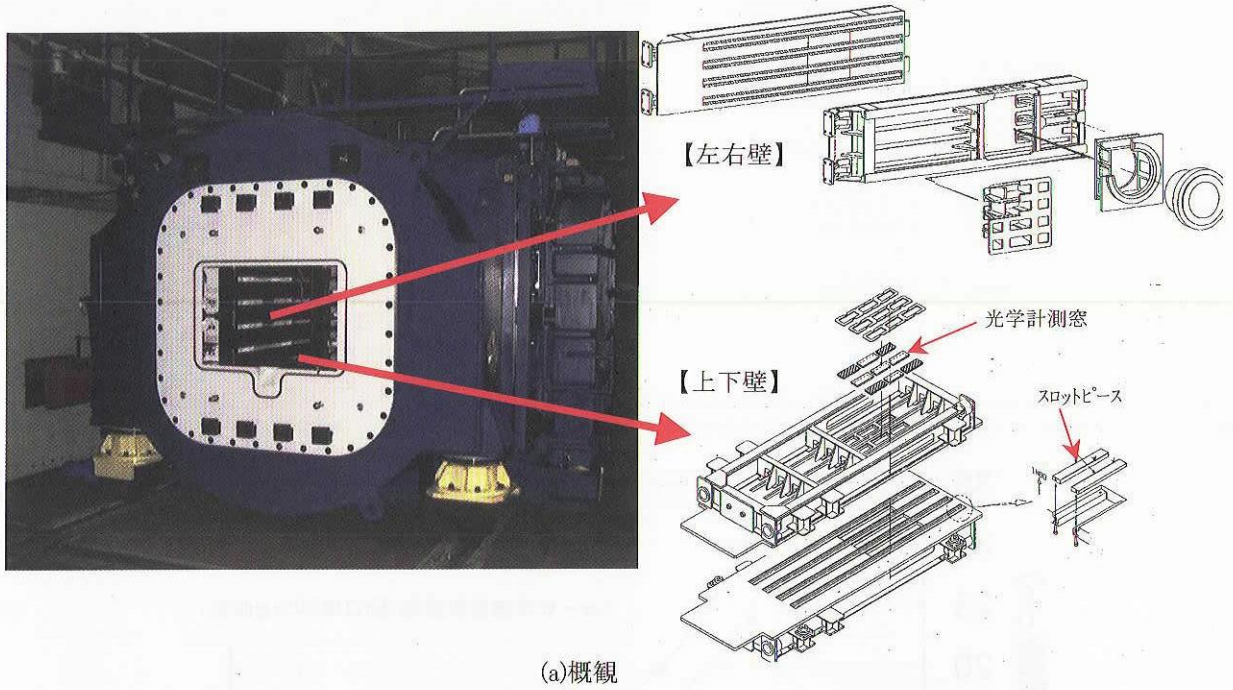


図1 光学計測カートの写真

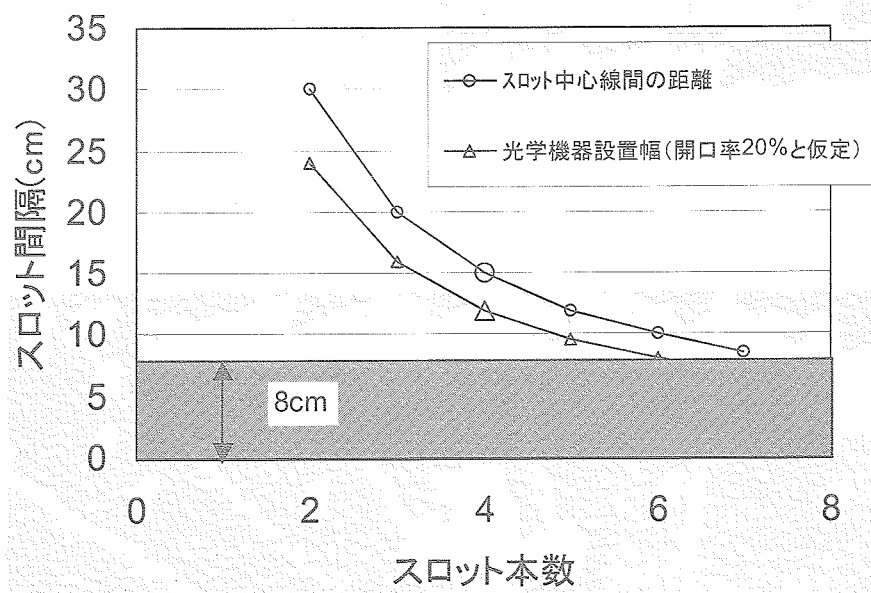
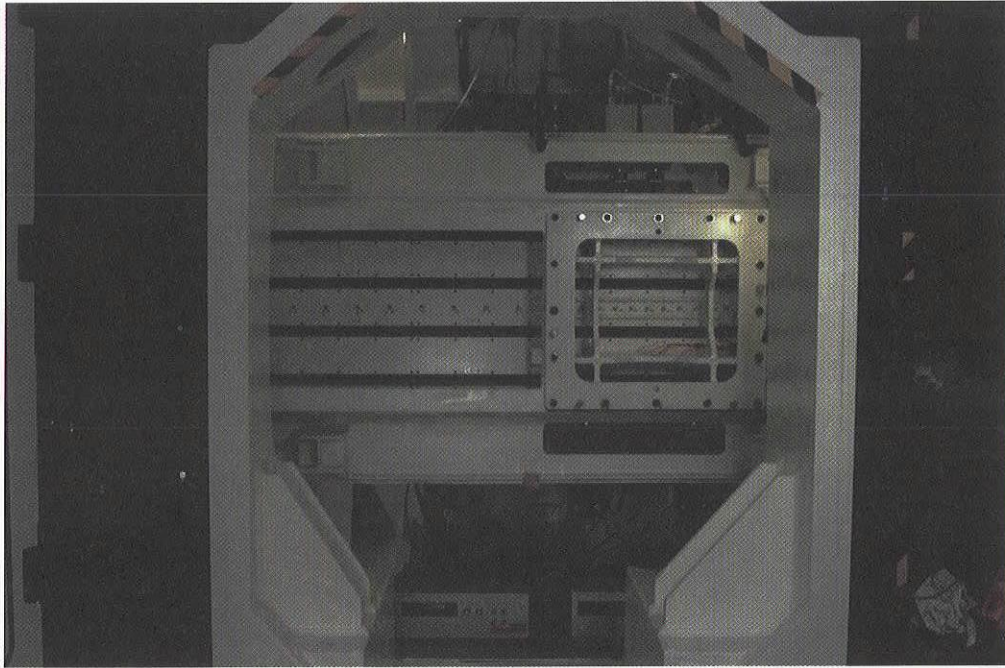
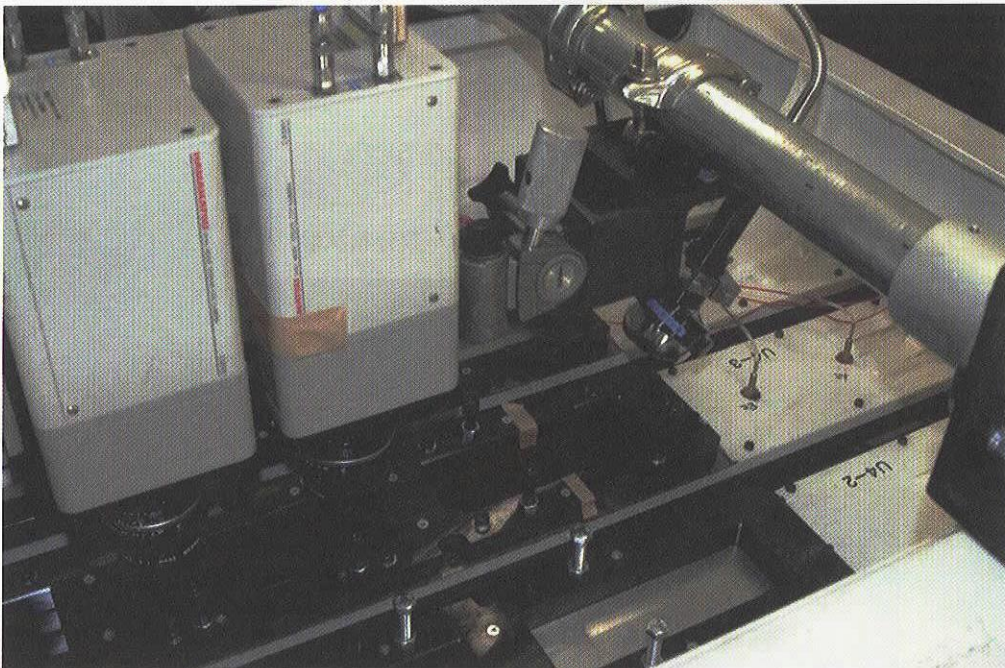


図2 スロットの本数と間隔の関係



(a) プレナム室概観(左右壁を見る)



(b) 光学計測機器の設置状況

図3 光学計測カートの作業スペース

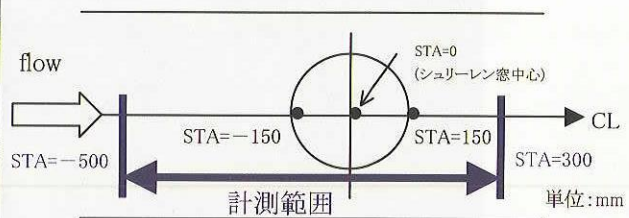
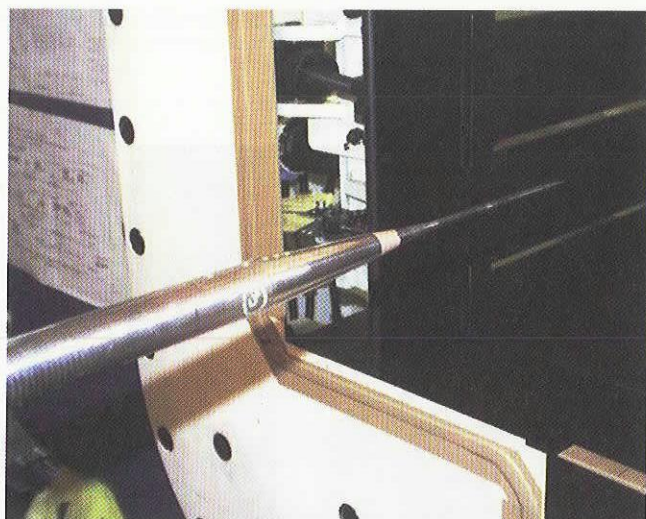


図4 試験状態写真(中心軸上マッハ数分布試験)

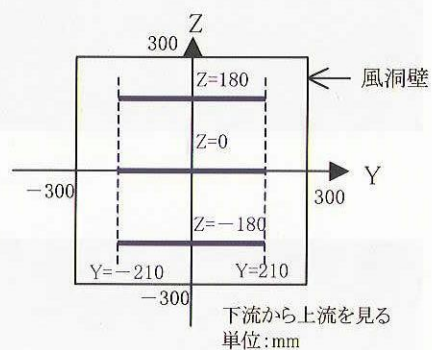


図5 試験状態写真(計測部断面マッハ数分布試験)

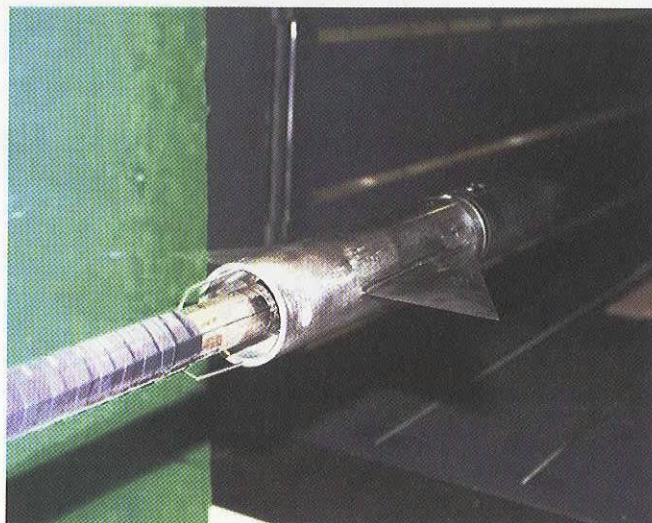


図6 試験状態写真(標準模型力試験)

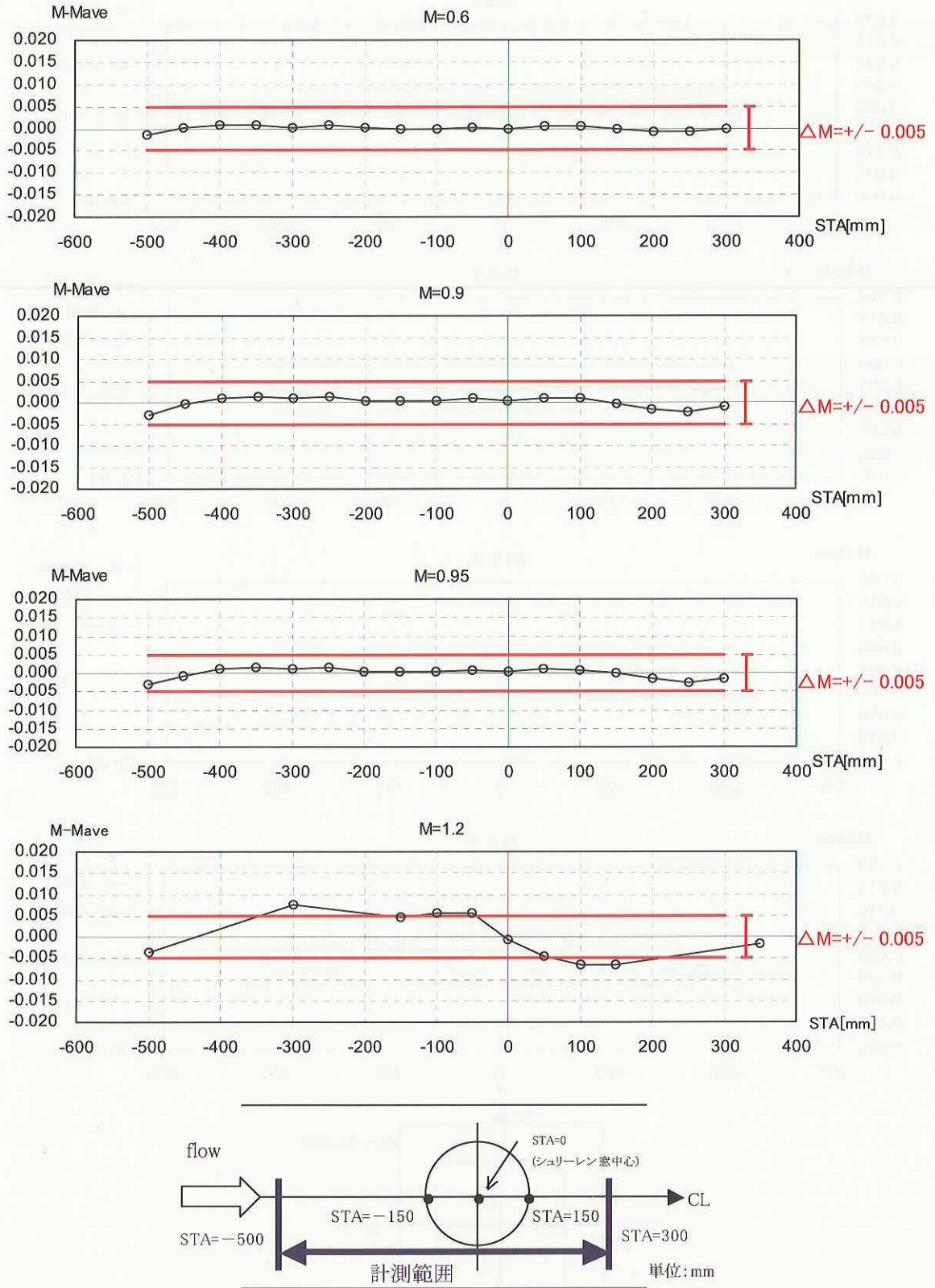


図7 中心軸上マッハ数分布計測結果

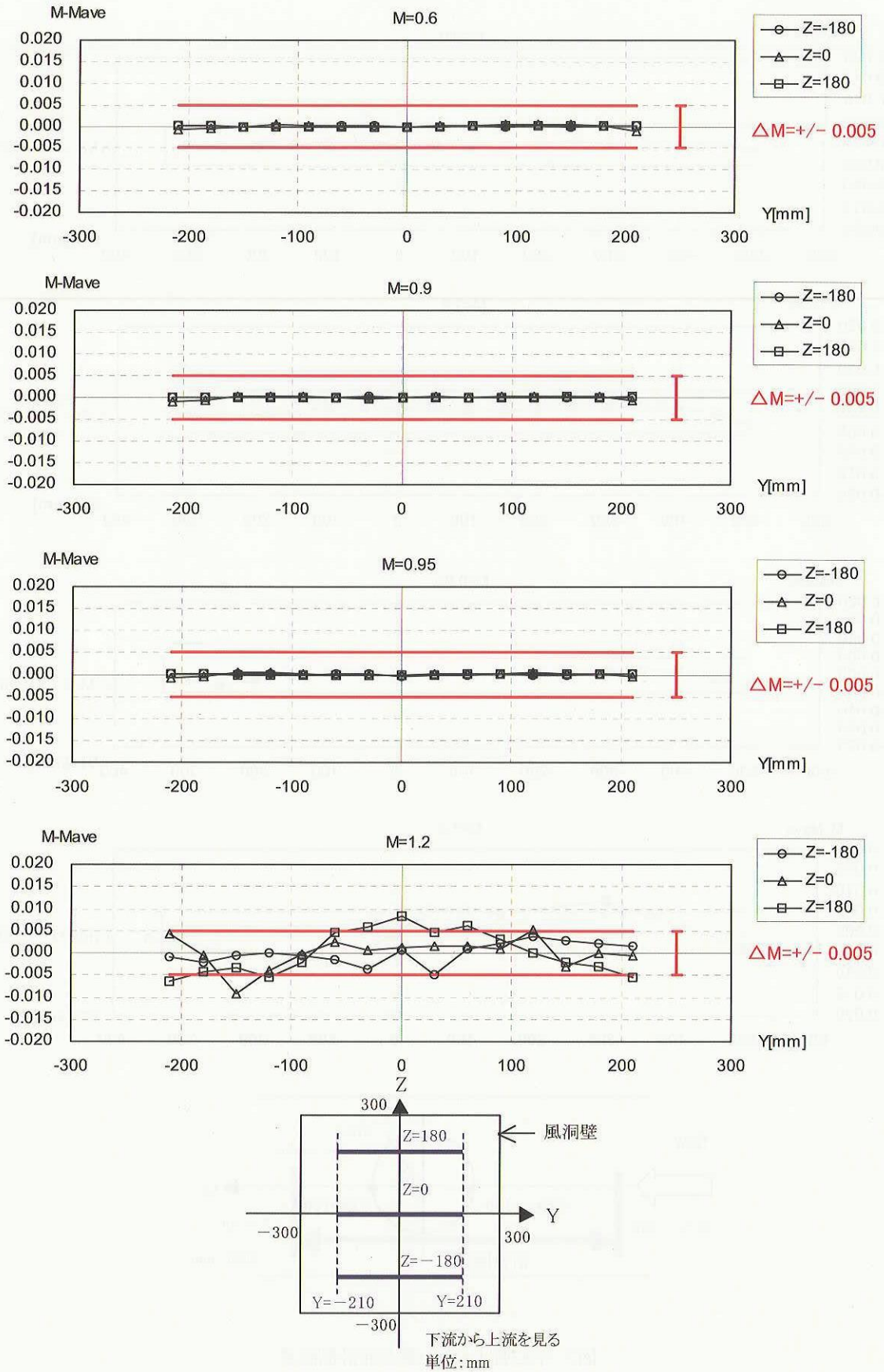
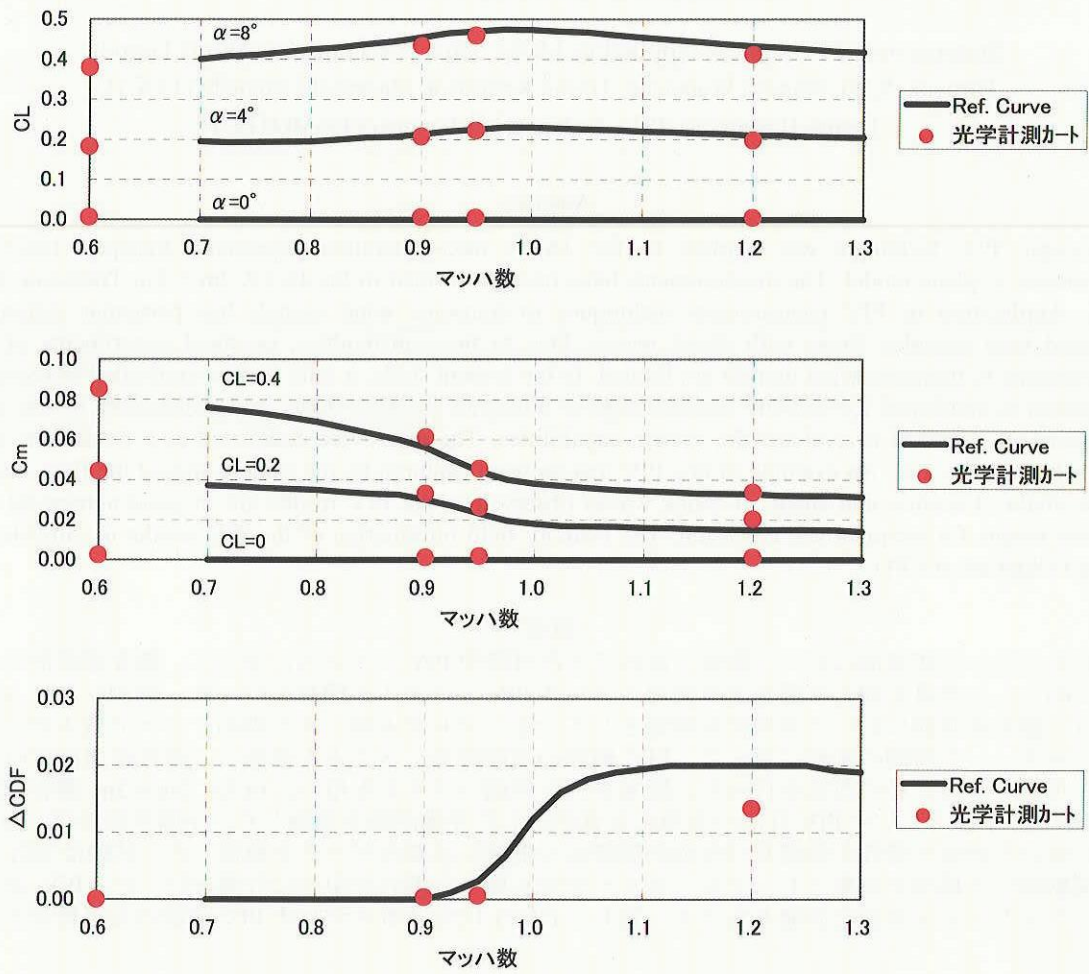


図8 計測部断面マッハ数分布計測結果(STA=0)



注1) $\Delta CDF = CDF - CDF(M=0.8)$

注2) Ref. Curve は参考文献7)より引用

図9 標準模型力試験結果の他風洞結果との比較

可搬型 PIV システムの遷音速風洞への適用

○加藤裕之、渡辺重哉、唐沢敏夫、野口正芳(JAXA)
橋本拓郎(ISE)、吉村定修(コスモテック)

Stereoscopic PIV System Applied to JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel
Hiroyuki Kato, Shigeo Watanabe, Toshio Karasawa, Masayoshi Noguchi (JAXA),
Takuro Hashimoto (ISE), Sadanori Yoshimura (COSMOTEC)

Abstract

Stereoscopic PIV technique was applied to the JAXA next-generation supersonic transport (SST) jet experimental airplane model. The measurements have been performed in the JAXA 2m x 2m Transonic Wind tunnel. Application of PIV measurement techniques to transonic wind tunnels has particular difficulties associated with complex flows with shock waves. Due to these difficulties, practical experiments of PIV measurements in transonic wind tunnels are limited. In the present study, a fully remote-controlled stereoscopic PIV system is developed for velocity measurement of transonic complex flows, and preliminary results using the system are reported to evaluate the system capabilities. The tests were conducted at a freestream Mach number from 0.4 to 1.4. An example of raw PIV images were captured by the camera around the flow-through nacelle intake. Location and shape of shock waves observed in the PIV results are in good agreement with schlieren results for identical test condition. The velocity field information of the PIV results is valuable in a precise validation of CFD.

概要

これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型 PIV システムに対して、遷音速風洞での適用を目的とした改良を加えた遷音速風洞用ステレオ PIV システムの開発を行った。計測システムの開発では、遷音速風洞において実用化を困難としている、プレナム室による制約、シード投入方法ならびにセッティング時間の制約に対して、PIV 機器の遠隔操作システムを構築し、遷音速風洞での PIV 計測を可能とするための改良を行った。開発された計測システムを用い、JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)におけるステレオ PIV 計測の実用化を目的とした予備試験を実施した。予備試験では、遷音速風洞における計測可能性の確認及び技術的問題点の把握に必要なデータを取得した。試験は SST ジェット実験機圧力模型を対象とし、フロースルーナセル周りの流れを中心に計測を行った。PIV 計測結果は、シュリーレン可視化画像ともよく一致し、TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性が示された。

1. はじめに

JAXA 総合技術研究本部風洞技術開発センター(WINTEC)では、風洞試験・計測技術の高度化業務の一環として、空間速度分布計測の可能な大型風洞用粒子画像流速計測(PIV)システムの開発を推進している¹。開発初期段階では、空間速度場計測のニーズが高い低速風洞を主対象とし、JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)及び JAXA 2m×2m 低速風洞(LWT2)における PIV 計測を実施した。現在、適用風洞の拡大を目指し、さらに高速流へと対象を広げるため、JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)を対象としたステレオ PIV システムの開発を行い、SST ジェット実験機模型を使用した予備試験を実施した。本報では、遷音速風洞用ステレオ PIV システムの概要を紹介するとともに、予備試験の結果について報告する。

機体の空力設計において不可欠な空力特性は、飛行性能及び安定性・操縦性を左右する 6 分力、及び構造設計における空力荷重分布推定のために必要な機体表面圧力分布の 2 つであり、従来の風洞試験では、それぞれ天秤と圧力センサーを用いて計測されてきた。しかし、近年の機体性能の向上及び空力設計の高度化に伴い、機体周りの詳細な流れ状態に関する情報の重要性が相対的に増してきており、その一つとして、正確かつ簡便に機体周りの速度場計測を可能とする計測手法が必要とされている。

これらの要求に対応するため、WINTEC では瞬時の空間速度分布が計測可能な、PIV システムの整備を進めてきた。PIV による流速計測原理は、流体に混入した微細なシード粒子をレーザーシートにより非常に短い時間間隔で 2 回光らせ、その間の粒子の

移動量をカメラで計測するというもので、速度の定義そのものを利用した計測手法である²。PIV計測技術は実験室レベルの低速流体計測においては既にほぼ確立された計測手法であり、市販の計測システムも多数存在するが、大型実用風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見てもまだ少なく、風洞のサイズや特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている³。

WINTECでは、PIVシステムの整備に当たり、速度3成分の計測が可能であるという点のみならず、大型実用風洞では大きな制約となる光学機器の設置に関して、機器配置の柔軟性が高いという点に対しても利点を有するステレオPIVシステムを採用し、これまでに、低速風洞における各種流れ場の計測を通じてシステム整備・改善及び計測精度の把握に必要な試験を実施してきた⁴。現在、さらに適用風洞を拡大するため、遷音速風洞への適用を目指したシステム開発を進めている。

これまで、国内外の遷音速風洞におけるPIV計測の実施例は極めて少なく、特に遷音速の実用風洞におけるステレオPIV計測の実施例として過去に報告されたものは、DLR⁵とNASA⁶で実施された2例のみである。低速風洞と比較して、遷音速風洞におけるPIV計測を困難としている理由としては、プレナム室による測定部へのアクセスの制限、シーディング方法、及びセッティング時間の制約といった項目が挙げられる。これらの課題に対して、これまで低速風洞用に整備を進めてきたPIVシステムを改良し、遷音速風洞への適用を可能とする計測システムの開発を行った。さらにTWT1における実用化を目指した予備試験として、遷音速風洞用に開発された計測システムを用いてSSTジェット実験機圧力模型を対象としたフロースルーナセル周りの流れの空間速度場計測を実施した。PIV計測結果はシュリーレン可視化画像とよく一致しており、本計測システムの妥当性が確認された。

2. ステレオPIVシステム

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

先に述べたように、遷音速風洞におけるPIV計測を困難としている大きな理由としては、プレナム室により測定部が外部と隔離されているということが挙げられる。PIV計測では、通風中に、カメラフォーカスやシート光学系の調整が必要となる場合があるが、測定部が圧力隔壁により外部と遮断されている場合、通風中にPIV機器(カメラ、レーザ等)を直接操作することが不可能となるため、再度、通風を止めて、再調整する必要が生じる。しかしながら、実用風洞では通風期間の制約が大きく、さらに、遷音速風洞の場合は、低速風洞と比較して、風洞運転と停止の繰り返しには多くの時間を要するため効率が悪く、正味の計測時間の確保に大きな制約となる。そこで、本計測システムでは、通風中のPIV機器への遠隔操作を可能とするため、無線LANを利用したリモート制御システムを開発した。このシステムは、カメラフォーカスとシャイムフラグの調整及びレーザ制御とシート光厚さの調整に対して、従来から整備を進めている、RS-232Cインタフェースを介したPCによるソフトウェア制御(LabVIEW)システムを使い、RS-232Cと無線LANのコンバータを利用して、ソフトウェアの変更なしで、遠隔操作を可能とするものである。既にTWT1では、プレナム室内に無線LANアクセスポイントが設置されており、このアクセスポイントを利用することで、準備に時間を要するプレナム室内外間の追加配線することなく、遠隔操作が可能となる。さらに、通風中はプレナム室内の気圧低下及び温度上昇により、PIV機器の冷却が不十分となる恐れがあるため、各機器(カメラ、レーザ、コントローラ等)には圧縮空気による強制冷却を実施した。

遷音速風洞において、さらに考慮すべき項目としては、流路へのシードの投入方法が挙げられる。これまで低速風洞では、測定部下流に位置する風洞拡散胴から、ホースを用いてシードを投入し、風路全域におけるシーディング(グローバルシーディング)を実現していた。しかしながら、遷音速風洞では、測定部における抽気による影響や冷却器等の風路内でのトラップによるシードの減少が大きく、状況によっては、シーディングレークによる局所シーディングが必要となることが想定される。TWT1では、過去に2-D PIVによる予備試験を実施した経験があり⁷、その時は集合胴にシーディングレーク(図3、

4)を設置して、局所シーディングを行った。本報で紹介する SST ジェット実験機による計測例においては、このシーディングレックを用いた局所シーディング(図 1)とグローバルシーディング(図 2)との 2 通りのシード投入方法を試みた。投入するシードは低速風洞と同じく、DOS(セバシン酸ジオクチル;別名:DEHS)という液体粒子を用いた。DOS は常温において無色透明な液体で、人体に無害であり、若干の揮発性を有するため、ある程度時間が経過すると自然に蒸発し、風路を汚すことがないという特徴を持つ。シード発生装置は DLR によって開発されたラスキンノズル式のものを使用している。この装置によって生成されるシード粒子(液滴)の平均粒径は約 $1\ \mu\text{m}$ である⁸。

粒子画像取得用カメラは、 1280×1024 画素の高解像度白黒クロスコリレーション型 CCD カメラ(階調 12bit)であり、あおり機構を有したカメラアセンブリを介してレンズを取り付ける。本カメラアセンブリにより、ステレオ計測時にシート光面に対して斜めから撮影した状態でもシャ임フラグ条件(撮影面、CCD 素子面、カメラレンズ面の 3 面が同一直線状で交差する状態)を満足させることにより、撮影領域全面でのピント合わせが可能となっている⁸。制御用 PC に内蔵されている画像取り込みボードのフレームレートの制限により、ステレオ計測時における左右カメラによる画像ペア取得レートは最大 2Hz である。

シード粒子の照明用には 2 つの独立したキャビティを持った高出力 Nd:YAG レーザ(最大出力: 200mJ/pulse 、波長: $532\ \text{nm}$)を用いる。レーザパルスの時間間隔 Δt は画像取得用ソフトウェア上で任意に設定可能であり、計測領域における流速及び計測領域のサイズに応じて決定する。レーザ光学系は、ビームデリバリ用光学系とシート光学系とから構成される。レーザ用ミラーを複数個(通常 2~4 個程度)組み合わせることにより、測定領域近くのシート光学系設置位置まで平行ビームを導く。シート光学系は、シート光生成のためのシリンドリカルレンズ、シート光厚さを薄くするためのフォーカシングレンズから成り、風路内への設置にも考慮し、円筒形状の一体構造となっている。また、先に述べたように、シート光厚さの調整は通風中も遠隔操作可能となっている。実用風洞では、計測準備時間の短縮は重要な課題の

一つとなるが、レーザ及びカメラの設置には、BOCSH 製プロファイルを利用した(図 5、6)。このプロファイルの利用により、測定部への取り付けは簡便かつ自由度の高い設置が可能となった。

ステレオ PIV の場合、2 台のカメラで取得した 2 枚の 2 成分速度ベクトルマップをステレオマッピングすることにより、実際の 3 成分速度場を算出する。ステレオマッピングの計算には、測定領域(3 次元空間)と画像(2 次元平面)との対応関係を求めるために、事前にカメラキャリブレーションを行う必要がある。このカメラキャリブレーションは、あらかじめ位置が既知のドットパターンが配置されているターゲットプレートを設置して行う。ターゲットは、両面ともに深さ方向に対して 2 段のグリッド面を持つ DPDS(dual-plane dual-side)タイプのものを使用した。予備試験では、幅 200mm ×高さ 200mm (ドット間隔 10mm)のターゲットを使用した。

図 1 のシステム構成図で示されるように、PIV システム全体の制御は計測用 PC によって集中的にコントロールが可能となっている。計測用 PC は計測室に設置し、BNC ケーブルにより、カメラ及びレーザへの同期信号を供給している。カメラ画角調整等の計測準備作業時は、測定部周辺でモニタ及び操作が可能となるように、DVI 接続によるモニタ延長ケーブル及び USB エクステンダによるキーボード遠隔操作により、計測用 PC の操作が可能となっている。計測用 PC 上に搭載された商用ステレオ PIV ソフトウェア(TSI 社 Insight Ver.3.34)を用いてレーザ、CCD カメラの同期操作、画像取得、第 1 次(速度ベクトル処理(FFT 関連計算による 2 成分速度ベクトル処理、2 成分速度ベクトル段階での初期的な誤ベクトル除去、3 成分速度ベクトルへのステレオマッチング処理)を行う。なお、関連計算時の検査領域(interrogation spot)サイズは通常 $32 \times 32\text{pixel}$ であり、近接するベクトルの計算間隔は検査領域幅の 50% である。第 2 次(速度ベクトル処理では、独自のプログラムにより、瞬時速度場データのアンサンブル平均処理、乱流強度やレイノルズ応力等の統計量を算出する。なお、流れ場に関する誤った解釈を避けるため、誤ベクトル除去後のデータの内挿による穴埋めは行っていない。

3. SST ジェット実験機模型の PIV 計測

TWT1におけるステレオPIV計測の実用化を目指した予備試験として、SST ジェット実験機のインテーク周りの空間速度場計測を実施した。本試験は、これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型 PIV システムに対して、TWT1 での適用を図るための改良を加えた計測システムを用いて、遷音速風洞における計測可能性の確認及び技術的問題点の把握に必要なデータを取得することを目的としている。

使用した模型は、SST ジェット実験機圧力模型(図 7)であり、ノーズを除く模型全体には、レーザ散乱防止の目的で、黒色艶あり塗装を施した。また、シート光は測定部上部から照射するため、インテーク及びナセル出口の計測は、模型を 180 度ロールさせた状態で実施した。本計測では、光学アクセスの容易さ及び内壁に可視化性に優れたつや消し黒色塗装が施されているとの理由から、第 3(多溝壁)カートを使用した。カメラは図 5 のように、カート側壁にある 2 つのシュリーレン窓を利用し、共通の測定領域が撮影できるように設置した。また、中央のシュリーレン窓を利用して、PIV 計測と並行してシュリーレン可視化が実施できるようになっている。レーザについては、図 6 で示されるように、シート光学系を含めて 1 枚のプレートに固定して設置し、シート光の移動が容易な構造となっている。

ステレオ PIV の計測断面は図 9 に示す通りである。気流平行断面(x-z 断面)の計測と気流垂直断面(y-z 断面)の計測を行った。気流平行断面における計測では、カメラ及びシート光を気流に対して、平行にトラバースすることで、インテーク周り及びナセル出口の 2 断面の計測を実施した。1 断面の計測領域は幅 110mm、高さ 80mm である。

前述の通り、シードの投入方法は、局所シーディングとグローバルシーディングの 2 通りを試みたが、グローバルシーディングの場合、マッハ数 0.8 を超えると、急速にシード密度が低下し、PIV 計測が不可能となった。従って、本報で報告する結果は全て、シーディングレックを用いた局所シーディングにより計測を実施したものである。図 8 に気流平行断面で計測したときの上方側のカメラの PIV シード粒子画像を示す。模型表面におけるハレーションによりゴーストの発生が見られるものの、シード粒子は明瞭に撮影されており、ハレーション部分を

除き概ね PIV 計測には支障がない画像が得られている。

図 10 にマッハ数 $M=1.1$ 、迎角 $\alpha=0^\circ$ におけるインテーク周りの PIV 計測結果を示す。以降示す PIV 計測結果は全て 1,000 枚の瞬時ベクトルマップを平均化処理して得られた平均速度分布である。図中の矢印はシート面内での速度 2 成分、カラーの等値線で 3 次元速度ベクトルの大きさを表わす。速度ベクトルの向きの変化及び、大きさの急激な変化より、衝撃波の様子が計測結果より示されている。図中右下に示した写真は、同じ条件下で撮影されたシュリーレン可視化写真である。PIV 計測結果より示される衝撃波の位置は、可視化結果とよく一致しており、TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性を示すことができた。図 11 にマッハ数 $M=1.4$ 、迎角 $\alpha=0^\circ$ におけるインテーク周りの PIV 計測結果を示す。 $M=1.1$ の結果と同様に、速度ベクトルの向きの変化及び、大きさの急激な変化より、衝撃波の様子が捉えられていることがわかる。また、同じくシュリーレン可視化画像における衝撃波の可視化結果とも良好に一致している。

図 12 に図 10 と同一の通風条件におけるナセル出口周辺の計測結果を示す。ナセル出口の結果からは、ナセル後流で大きな剥離領域が広がっている様子が示されている。また、ナセルの上下で剥離の広がりには非対称性があることが分かる。図 13 に図 11 と同一の通風条件におけるナセル出口周辺の計測結果を示す。 $M=1.4$ の結果では、シード粒子画像の背景に模型が映りこんでいる影響によって、速度ベクトルの算出ができなかった領域が広がっており、ナセル後流での剥離領域の様子は判然としない。しかしながら、ノズル出口中心付近では衝撃波の干渉と推測される急激な速度の変化が見られることが分かる。

図 14 に図 10 と同一の通風条件におけるインテーク周りの気流垂直断面の計測結果を示す。図 10 及びシュリーレン可視化では捉えることのできない、インテーク周りの断面の速度分布が計測されており、ステレオ PIV の有効性を示すことができた。また、図 15 に図 11 と同一の通風条件における計測結果を示す。 $M=1.1$ の場合と比較して、ダイバータに対して、より近い位置に衝撃波が発生している様子が示されている。

図 16 に図 14、15 と同一の PIV セットアップで模型をはずした状態の一様流を計測した結果を示す。計測断面内には最大で 3% 程度の分布が存在しており、これは本計測システムに起因する計測誤差と考えられ、主に偏り誤差に相当するものと推測される。また、PIV 計測パラメータとして重要なダブルパルスの発光間隔 Δt を変えた場合の一様流の計測結果の再現性を図 17 に示す。PIV 計測パラメータを変えた場合でも、再現性の違いは 1% 以下に抑えられており、遷音速風洞における PIV 計測の妥当性が確認できたものと考えられる。

4. 今後の PIV システム整備・改善計画

今回実施した SST ジェット実験機圧力模型のナセル周りの流れ場計測への適用で明らかとなった遷音速風洞用 PIV システムの問題点をまとめ、今後の遷音速風洞用 PIV システム整備及び改善計画について述べる。今回の計測ではセッティング等の容易さから第 3(多溝壁)カートを使用した試験を実施したが、今後は他のカート(第 1(多孔壁)、第 2(半模型用)カート)における適用も視野に入れた開発を進めていく必要があり、技術確認試験として第 1 カートを使用した風洞試験を実施する予定である。また、現状では PIV シーディング用レーク設置が基本となるが、設置及び撤収にかなりの時間を要するため、さらに設置方法の検討が必要であると考えられる。また、現在、導入を進めている 2k×2k カメラを使用した高解像度 PIV システムを使用した計測も行う予定で準備を進めている。さらに、シードによる汚染を最小限とするため、画像取得時のみシーディングを行えるように、シーディングの遠隔操作システムを整備する予定である。

5. まとめ

これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型 PIV システムに対して、JAXA 2m×2m 遷音速風洞での適用を図るための改良を加えた計測システムの開発を行った。このシステムを用い、JAXA 2m×2m 遷音速風洞におけるステレオ PIV 計測の実用化を目的とした予備試験を実施した。計測は、SST ジェット実験機圧力模型を対象とし、フロールーナセル周りの流れを中心に計測を行った。PIV 計測結果は、シュリーレン可視化画像とよく一致し、

TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性が示された。

最後に、本文で報告した TWT1 におけるステレオ PIV 計測に関して、風洞試験全般にご協力頂いた JAXA 総合技術研究本部風洞技術開発センター遷音速風洞グループ各位、SST ジェット実験機模型試験の実施にご協力頂いた、JAXA 航空プログラム超音速機チームの牧野好和氏に心より感謝いたします。

文献

- (1) 渡辺他, 「標準模型と実用風洞用 PIV システムについて」, 第 66 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-03-003, pp.1-9 (2004)
- (2) Adrian, R. J., "Particle-imaging Techniques for Experimental Fluid Mechanics", *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol.23, pp.261-304 (1991)
- (3) 加藤, 渡辺, 「粒子画像流速測定法 (PIV) の大型風洞への適用」, ながれ, Vol. 22, No.4, pp. 289-298, (2003)
- (4) 渡辺他, 「大型低速風洞におけるステレオ PIV 適用の試み」, 第 33 回流体力学講演会講演集, pp.113-116, (2001)
- (5) B. Sammler, et al, "Vortex Investigations Over a Rolling Delta Wing Model in Transonic Flow by Stereo PIV Measurements", ICIASF 2003 Record, pp. 268-277, (2003)
- (6) S. Beresh, et al, "Stereoscopic PIV for Jet/Fin Interaction Measurements on a Full-Scale Flight Vehicle Configuration", AIAA-2005-442, (2005)
- (7) 小池他, 「2m 遷音速風洞における PIV 試験」, 第 64 回風洞研究会議論文集, NAL SP-51, pp.63-69, (2001)
- (8) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer, (1998)

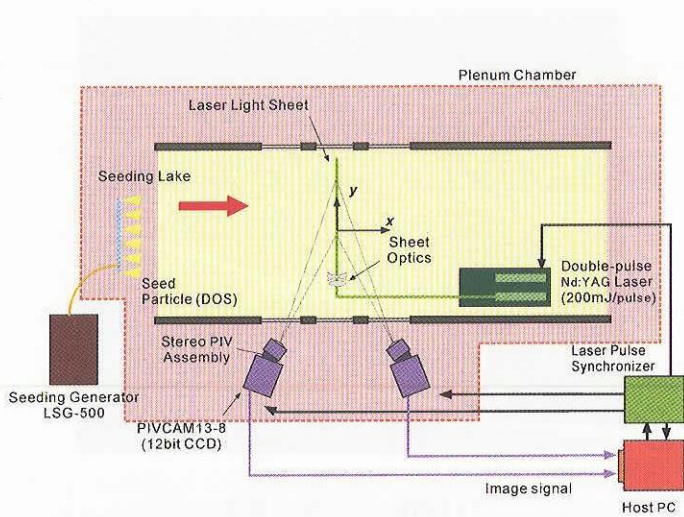


図 1 ステレオ PIV システム構成図
(局所シーディング)

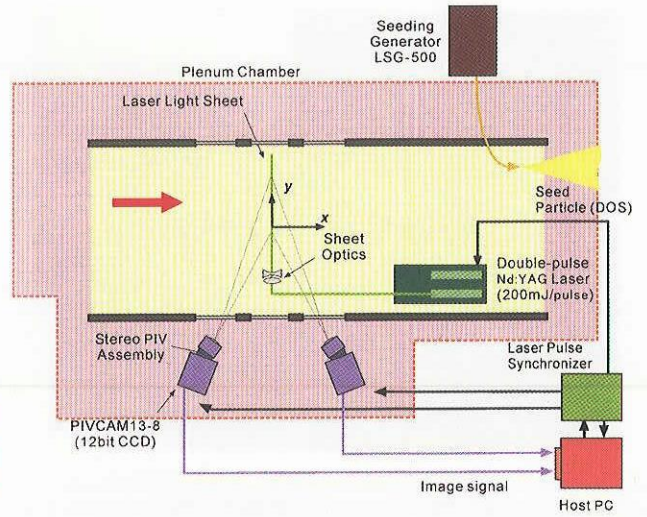


図 2 ステレオ PIV システム構成図
(グローバルシーディング)

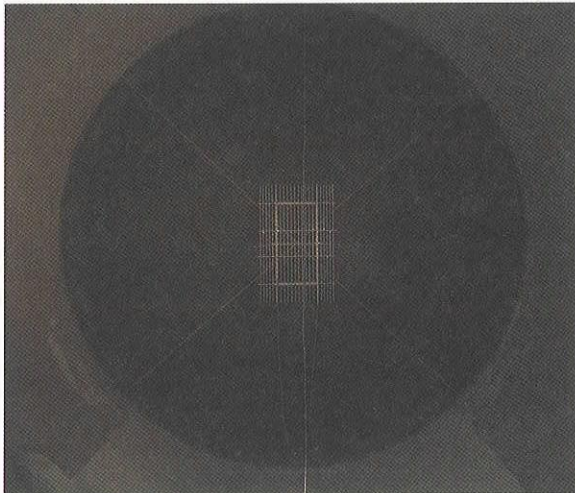


図 3 シーディング用レーク(TWT1 集合胴)

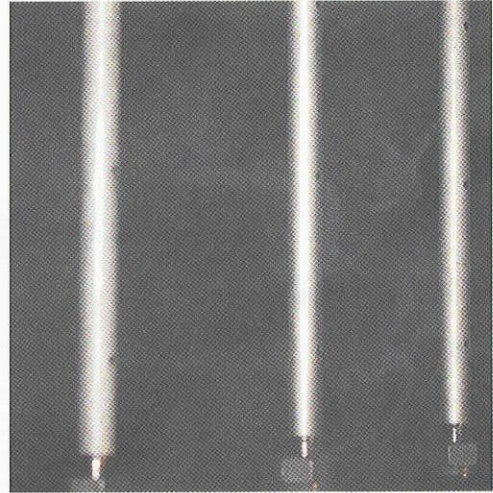


図 4 シーディング用レーク拡大写真

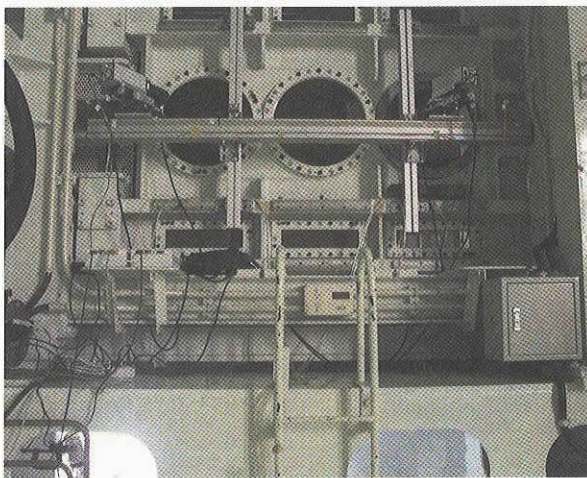


図 5 PIV 用カメラ設置状況

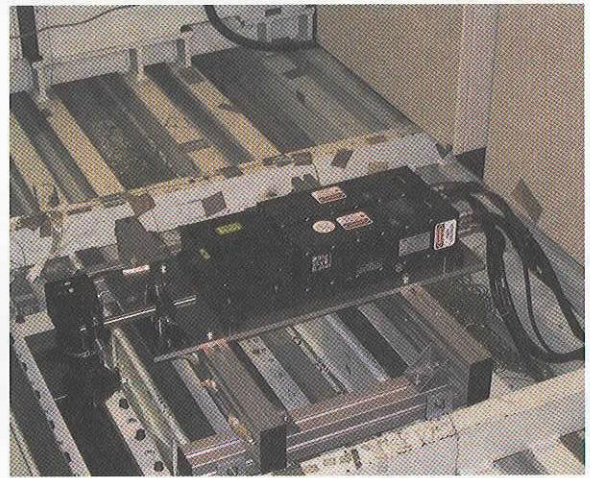


図 6 PIV 用ダブルパルス Nd:YAG レーザ設置状況



図 7 SST ジェット実験機圧力模型

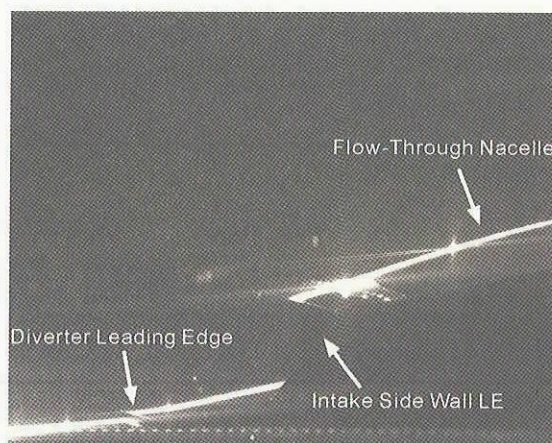


図 8 PIV シート粒子画像

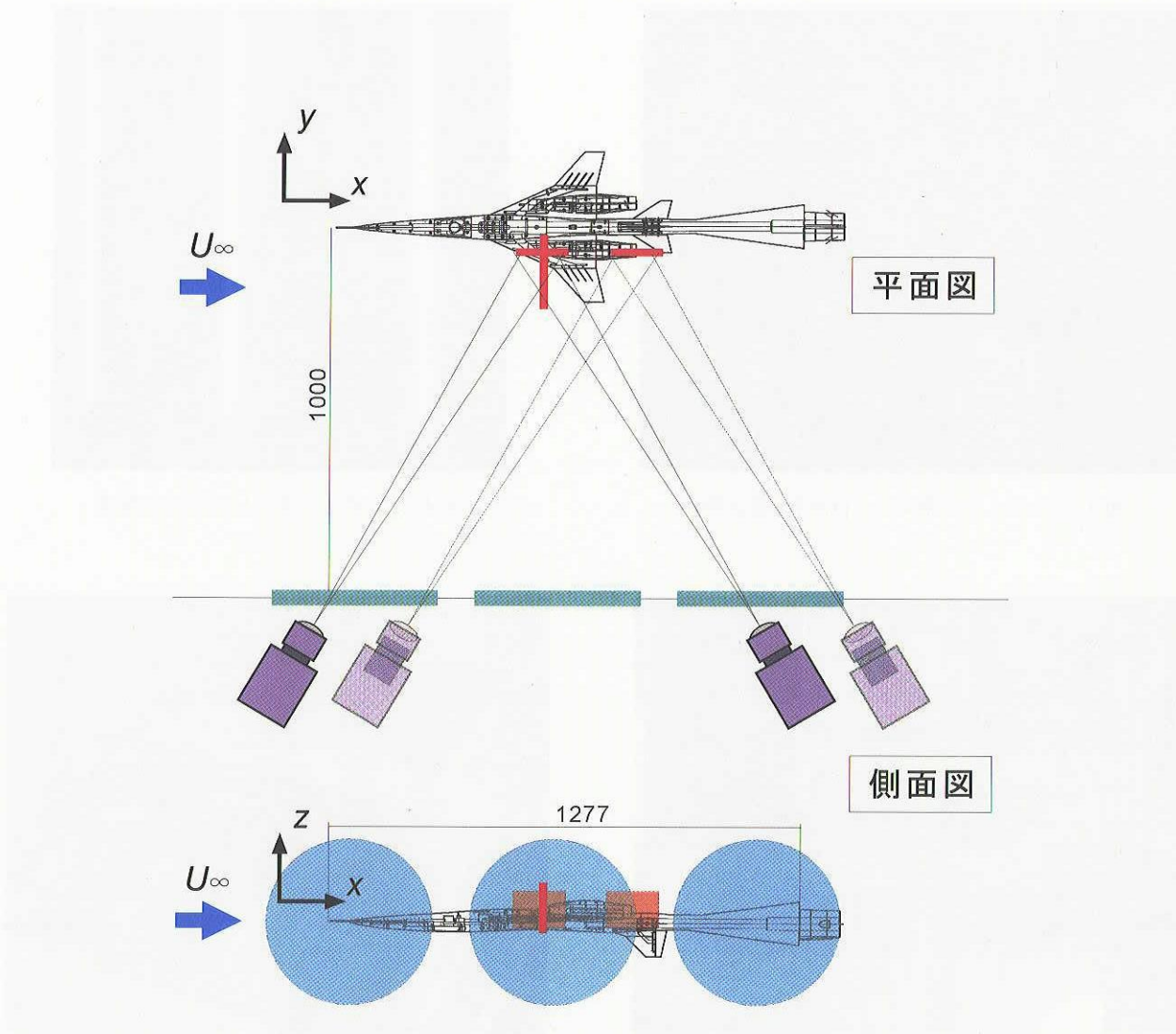


図 9 ステレオ PIV 計測断面

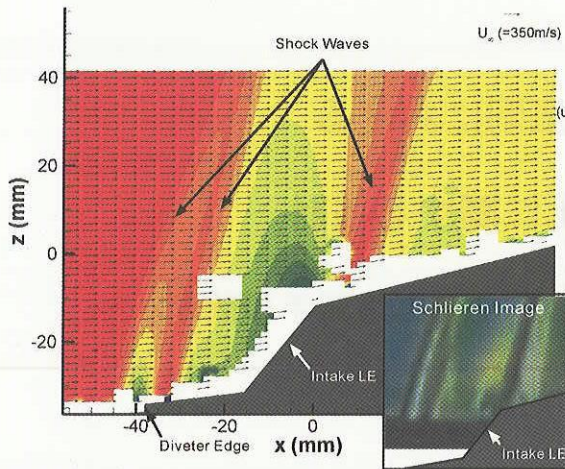


図 10 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.1)

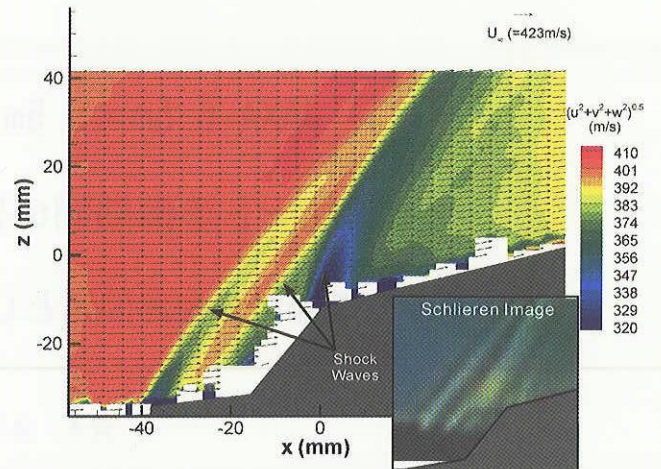


図 11 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.4)

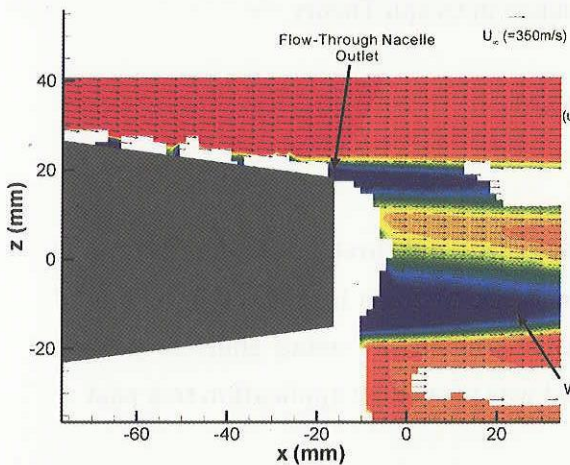


図 12 PIV 結果(ナセル出口、Mach: 1.1)

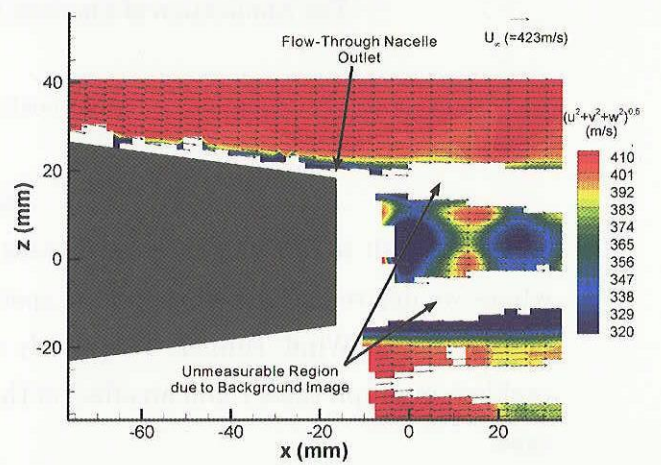


図 13 PIV 結果(ナセル出口、Mach: 1.4)

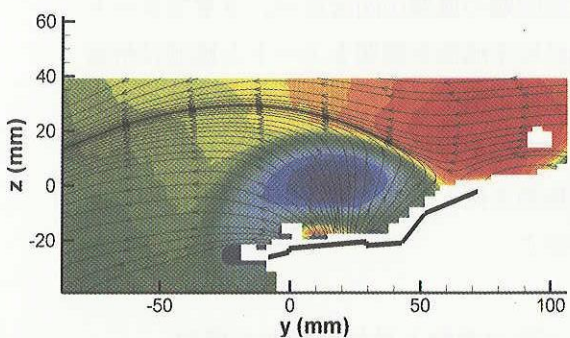


図 14 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.1)

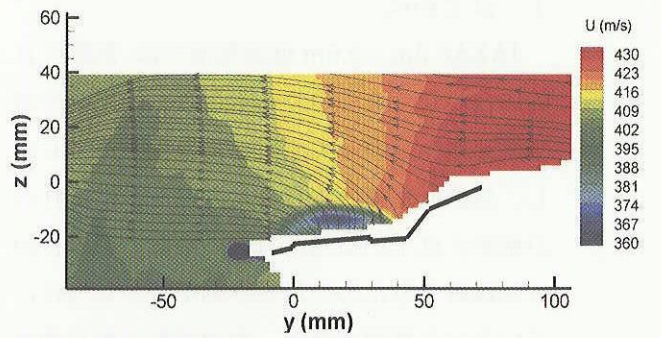


図 15 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.4)

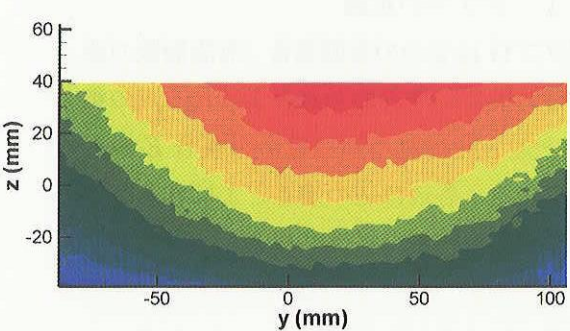


図 16 一様流計測結果

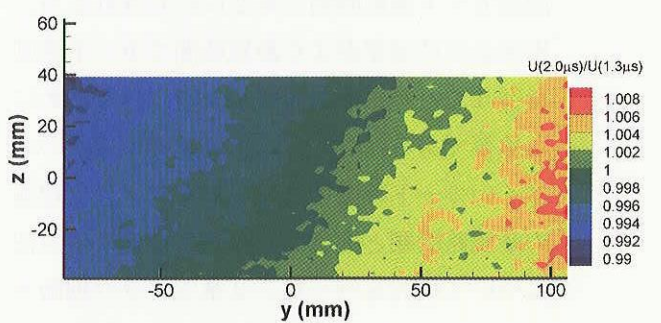


図 17 異なる Δt における再現性

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における カート準備期間の短縮化に関する検討

～ グラフ理論の最短路問題としてのカート移動最短手順問題 ～

青木 良尚 (JAXA)

A Study to Minimize Cart-Setting Time in JAXA 6.5- by 5.5- m Low Speed Wind Tunnel
～ The Application of Shortest Pass Problem in Graph Theory ～

Aoki yoshihisa (JAXA)

Abstract

It is difficult to find the shortest process to set two carts and three additional devices where we desire because of restricted space of measurement room in JAXA 6.5- by 5.5- m Low Speed Wind Tunnel. This study solved this problem by using shortest pass problem in graph theory and an effect of this method was proved by application to a past case.

1. はじめに

JAXA6.5m×5.5m 低速風洞では、試験の目的に合わせて2つのカートと3つの風洞付帯装置を組み合わせて測定部に設置する。しかし、風洞測定室の限られたスペースにこれらが格納されている為、目的の装置の組み合わせに設置するための最短移動手順が見つけないという問題がある。風洞試験実施可能期間はカート移動時間の長さに左右される為、出来るだけ効率がよく最短時間でカート移動を行うことが風洞試験を最大限に行うためにも重要である。ここでは、直感では気がつきにくいカート移動の最短手順を、グラフ理論の最短路問題と捉えて理論的に探索する方法について検討を行った。2章でグラフ理論と

最短路問題の概要[1][2]を述べ、3章でカート移動最短手順探索問題をカートと風洞付帯装置の配置に関する状態遷移を表すグラフによって定式化を行い、4章で実際に行われたカート移動を例として、最短手順探索法の有効性を示す。

2. グラフ理論と最短路問題の概要

2. 1 グラフの定義

グラフ G は2つの有限集合 (有限個数の要素を持つ集合)、すなわち点とよばれる点の集合 V と辺と呼ばれる連結線分の集合 E からなっている。各辺は辺の端点とよばれる2つの点を結んでいる。グラフ G を

$$G = (V, E)$$

と書く.

点を文字 u, v, \dots か v_1, v_2, \dots で、あるいは (図1のように) 数字 $1, 2, \dots$ で表す. また、辺を e_1, e_2, \dots で、あるいは2つの端点で、例えば図1では $e_1 = (1, 4)$, $e_2 = (1, 2)$ のように表す.

辺 (v_i, v_j) は点 v_i と接続しているという.

同様に (v_i, v_j) は v_j と接続している. 点 v に接続している辺の数は v の次数とよばれる.

2つの点が G のある辺で接続されている場合、それらは G において隣接しているという.

辺 E の長さに相当する各辺で異なる数値が設定されているグラフを重みつきグラフといい、この数値を重みという. この数値は必ずしも辺の長さを表しているとは限らず、そのルートを通過するのにかかる時間や費用などを表してもよい.

異なった分野においては違った名前でもグラフに出会う. 電気工学ではネットワークとして、化学では分子構造として、経済学では組織構造として、その他、交通機関の路線図などである.

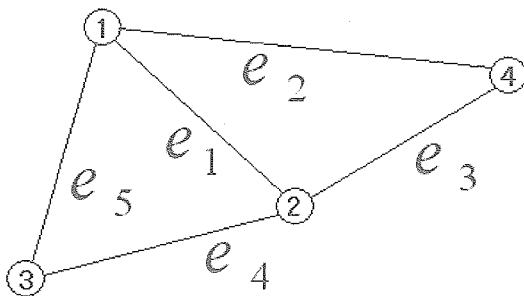


図1 4点と5辺からなるグラフ

2. 2 最短路問題とその解法

2. 2. 1 最短路問題

最短路問題はグラフ G の点 s (始点) から t (終点) までの経路が最短路となる経路 s から t を選ぶ問題である. ここで、最短路とは、 s から t までの経路となる辺の重みの和が最小となる経路を表す. 辺の重みは長さや時間などの実際に計れる長さである場合もあるが、ときとしてまったく異なってもかまわない. したがって、最短路問題を解く方法が見つかれば、最小時間や最小費用のルートを見つけることができる. 2. 2. 2節で重みつきグラフにおける最短路問題の代表的な解法であるディスタラのアルゴリズムを紹介する.

2. 2. 2 重みつきグラフにおける最短路問題の解法

1で表される原点とよばれる与えられた点から、 G のすべての他の点 $2, 3, \dots, n$ への最短路を探す問題を考える. G における $1 \rightarrow j$ の最短路を L_j と表す.

定理1. ベルマンの最小性原理

$P: 1 \rightarrow j$ が G における 1 から j への最短路で (i, j) が P の最後の辺である場合 (図2)、 $P_i: 1 \rightarrow i$ (P から (i, j) を除くことで得られる) は、 $1 \rightarrow i$ の最短路である.

[証明] 結論が偽であるとする. このとき、 P_i よりも短い道 $P_i^*: 1 \rightarrow i$ が存在する. したがって、 P_i^* に (i, j) を付け加えたならば、 P よりも短い道 $1 \rightarrow j$ を得る. このことは P が最短路であるという仮定と矛盾する. \square

ベルマンの原理から、つぎの基本方程式を得ることができる。固定した j に対し、 G において辺 (i, j) のいろいろの i に対する最短経路 P_i をみつけて、対応する P_i に (i, j) を加えることでいろいろの道 $1 \rightarrow j$ が得られる。これらの道は明らかに長さ $L_i + l_{ij}$ をもっている ($L_i = P_i$ の長さ)。このように、 i に関して最小値をとることができる。すなわち、 $L_i + l_{ij}$ を最小にする i を決めることができる。ベルマンの原理より、これは最短経路 $1 \rightarrow j$ を与える。それは長さ

$$\begin{cases} L_1 = 0 \\ L_j = \min_{i \neq j} (L_i + l_{ij}) \end{cases} \quad (j = 2, \dots, n)$$

をもつ。これらをベルマン方程式という。定義より、 $l_{ij} = 0$ であるので、 $\min_{i \neq j}$ のかわりに

\min_i と書くことができる。これらの方程式は、つぎのように、最短経路問題のための最もよく知られたアルゴリズムの一つを示唆する。

ディクストラのアルゴリズムは表1のように示されるラベルづけの手続きである。計算の各段階で、各点 v は

(PL) 永久ラベル = 最短経路 $1 \rightarrow v$ の長さ L_v あるいは、

(TL) 一時ラベル = 最短経路 $1 \rightarrow v$ の長さの上限 \tilde{L}_v

のいずれかのラベルをもつ。永久ラベルと一時ラベルをもった点の集合をそれぞれ PL と

TL と表す。アルゴリズムは、点 1 が永久ラベル $L_1 = 0$ を、他の点が一時ラベルをもつ最初のステップをもち、ステップ 2 とステップ 3 の間を繰り返す。ステップ 2 では、最小にする k をみつけるという考え方を実現している。ステップ 3 では、上限が一般には改良 (減少) され、したがって更新されなければならないという考え方からきている。

なお、ディクストラのアルゴリズムの計算量は $O(n^2)$ である。

[証明] ステップ 2 では成分の比較が必要である。最初は $n-2$ 、次は $n-3$ 等々であり、合計は $(n-2)(n-1)/2$ となる。ステップ 3 でも同じ数の比較が必要であり、合計はふたたび $(n-2)(n-1)/2$ となる。したがって、演算の合計数は $3(n-2)(n-1)/2 = O(n^2)$ となる。□

表1 最短経路問題に対するディクストラのアルゴリズム

入力：点の数 n 、辺 (i, j) と長さ l_{ij}

出力： $j = 2, \dots, n$ に対する最短経路 $1 \rightarrow j$ の長さ L_j

1. ステップ 1

点 1 は PL : $L_1 = 0$ をもつ。

点 $j (= 2, \dots, n)$ は TL : $\tilde{L}_j = l_{1j}$ (G で

$(1, j)$ の辺がない場合には ∞)、PL = $\{1\}$ 、TL = $\{2, 3, \dots, n\}$ とする。

2. 永久ラベルの固定

TL で \tilde{L}_k を最小にする k をみつけ、

$L_k = \tilde{L}_k$ とする。数個あるときは最小の k をとる。TL から k を消し、PL に含める。

TL = \emptyset (すなわち TL が空) であれば L_2, \dots, L_n を出力して停止。

そうでない場合は継続 (すなわちステップ 3 に進む)。

3. 一時ラベルの更新

TL のすべての j に対して

$$\tilde{L}_j = \min_k \{ \tilde{L}_j, L_k + l_{kj} \}$$

とおく。ステップ 2 へ。

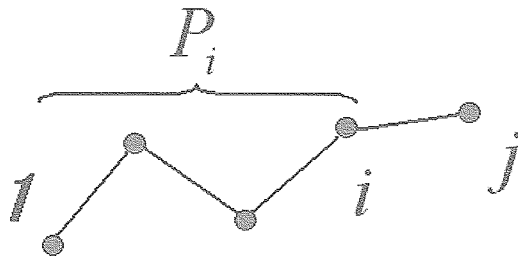


図2 ベルマンの最小性原理における道 P と P_i

3. グラフによるカート移動最短手順探索問題の定式化と実装

カート移動最短手順探索問題をグラフ理論の最短路問題として扱うために、以下の手順で JAXA 6. 5 m × 5. 5 m 低速風洞の 2 つのカートと 3 つの風洞付帯装置の配置に関する状態遷移を表すグラフ G を作成した。

ステップ 1. カートと風洞付帯装置の配置可能位置を、それぞれの位置にカートや風洞付帯装置を配置しても物理的に干渉しないようにモデル化する。

ステップ 2. 実際の使用条件や移動条件を考

慮して、配置可能となるカートや風洞付帯装置の全配置状態を作成する。

ステップ 3. カートや装置を移動させるための電源の接続状態を考慮して、前に設定した配置状態をさらに各々 5 つに分割し、これらの配置状態の集合をグラフ G の点集合 V とする。

ステップ 4. グラフ G に含まれるある点が表示配置状態から、カートや風洞付帯装置が物理的に干渉せず、電源接続状態を考慮するとともに実際の移動可能条件を満足したうえで変更可能な配置状態となる点同士を辺で結ぶ。

ステップ 5. 辺で結んだ 2 点間の状態遷移にかかる時間をこの辺の重みとして設定する。

以上で、カートと風洞付帯装置の配置に関する状態遷移を表すグラフ G が完成した。ちなみに、このグラフに含まれる点の数は 11196 点となった。

この手順の実装に際してはプログラムを単純化するために、ステップ 1 における配置可能位置のモデル化を、すべての隣接する配置可能位置をほぼ等距離となるように設定し、ステップ 5 における辺の重みの設定において、カートや風洞付帯装置の移動速度の比をそのまま辺の重みとして扱えるようにした。ダイクストラのアルゴリズムの実装は、Boost C++ライブラリのグラフパッケージを用いて行った。

4. カート移動問題への応用例

4. 1 2 点間最短路問題

ある配置状態から目的とする配置状態へカ

ート移動を行う問題を考える。この問題は 2 点間最短路問題に相当する。ある時に実際に行われたカート移動方法と、ディクストラのアルゴリズムを用いて探索した最短手順を比較すると 15% 時間を短縮できる手順を見つけることができた。

4. 2 終端条件緩和型最短路問題

4. 1 節では初期配置状態と終端配置状態をそれぞれ 1 つの状態に限定して指定したが、実際のカート移動では終端配置状態は、使用していない風洞付帯装置が、ある位置に順番にかかわらず配置されていれば良いという条件に緩和される。この問題は、最短路問題と最小値問題を組み合わせることによって以下の手順で解くことができる。

ステップ 1. ディクストラのアルゴリズムを使って、初期配置状態からそれ以外の全ての配置状態までの辺の重みの和が最小となるルートを求める。

ステップ 2. 終端条件として許容できる配置状態を選択し、そこまでの辺の重みの和を最小値探索アルゴリズムを用いて比較し、最小となる配置状態を終端条件として決定する。

この方法を 4. 1 節で例をあげたカート移動実例に適用すると、4. 1 節と比較して 5%、実際に行われた方法と比較して 20% の時間を短縮できる手順を見つけることができた。

4. 3 中継点つき最短路問題

これまででは、ある配置状態からある配置状態へ変更するような、カート移動が 1 回しか発生しないような問題を考えた。しかし、年

間を通して行われる風洞試験で必要な配置状態は、一般的には試験毎に異なるので、これら一連のカート移動手順を最小にする問題を考える。この問題は以下の手順で解くことができる。

ステップ 1. 初期配置状態から次の配置状態として許される状態までの 2 点最短路問題を解き、初期状態を始点、次の配置状態としてゆるされる状態を新たな点、先に求めた最短時間を重みとする始点と新たな点との間を辺とするグラフを作成する。

初期配置状態から 2 つ先の配置状態が終点の場合、ステップ 3 へ。それ以外の場合はステップ 2 へ。

ステップ 2. 現在のグラフで終端となる状態から次の配置状態として許される状態までの 2 点最短路問題を解き、現在のグラフに次の配置状態として許される状態を新たな点、先に求めた最短時間を重みとする現在のグラフで終端となる状態と新たな点との間を辺として追加する。

新たに追加した配置状態の次の配置状態が終点の場合、ステップ 3 へ。それ以外の場合はステップ 2 を繰り返す。

ステップ 3. 現在のグラフで終端となる状態から終端配置状態として許される状態までの 2 点最短路問題を解き、現在のグラフに終端配置状態として許される状態を新たな点、先に求めた最短時間を重みとする現在のグラフで終端となる状態と新たな点との間を辺として追加する。以上の手順で完成した新たなグラフを、終端条件緩和型最短路問題として解くと、始点から始まり中継点を順に通って終

端配置状態に達する最短手順を見つけることができる。

5. まとめ

以上より、JAXA 6.5 m × 5.5 m 低速風洞のカート移動最短手順問題をグラフ理論の最短路問題として定式化し、3種類のカート移動問題を設定しこれらの解法を示し、実際に中継点つき最短路問題以外の方法では実際に行われたカート移動手順と比較することにより、効率的にカート移動最短手順が探索できることを示した。また、初期配置状態からある配置状態までの最短手順探索法としては、終端条件緩和型最短路問題として解く方法が、実際に行われたカート移動の実例と比較すると最も効率がよいことが分かった。

参考文献

- [1] E.クライツィグ 著、田村義保 訳、「最適化とグラフ理論（原著第8版）」、培風館
- [2] R.J.ウィルソン 著、西関隆夫、西関裕子 共訳、「グラフ理論入門」、近代科学社

HB-2 形状標準模型を用いた JAXA 1.27 m 極超音速風洞 3 分力/空力加熱率測定試験

口石 茂, 渡辺重哉, 永井伸治, 津田尚一, 小山忠勇, 平林則明 (JAXA 風洞技術開発センター)
関根英夫, 穂積弘一 (JAST)

Force/Heat Flux Measurements in the JAXA 1.27 m Hypersonic Wind-Tunnel Using Standard Model HB-2

Shigeru Kuchi-Ishi, Shigeya Watanabe, Shinji Nagai,
Shoichi Tsuda, Tadao Koyama, and Noriaki Hirabayashi (JAXA WINTEC)
Hideo Sekine and Koichi Hozumi (JAST)

概要

In the present paper, results of force and heat flux measurement tests conducted in the JAXA 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel (HWT) using the HB-2 standard model are presented. The tests were conducted at a nominal Mach number of 10, a stagnation enthalpy of 1 MJ/kg, and stagnation pressures from 1 to 6 MPa. Both for the force and heat tests, good data repeatability was confirmed. The heat transfer coefficient obtained from the IR thermography agreed well with the one from the thermocouple measurement. On the other hand, a conventional uncertainty estimation method which estimates the bias and random error components was applied to the force test data, whereas Monte Carlo approach was utilized to numerically estimate the uncertainty in the data reduction process of the heat flux data. The present experiment was conducted as a series of comparison test campaign between two hypersonic facilities in JAXA. The present test data is also expected to serve as a set of database for the validation of hypersonic computational fluid dynamics (CFD) codes.

1. はじめに

現在 JAXA は主要な極超音速領域関連風洞として、風洞技術開発センターに所属する 1.27 m および 0.5 m 極超音速風洞、0.44 m 極超音速衝撃風洞と、角田宇宙センターに所属する高温衝撃風洞 (HIEST) の 4 種類の設備を有している。これらは極超音速のマッハ数領域をカバーしているという点で共通しているが、気流条件や風洞スペックについては大きく異なっているため、これらの設備を相補的に活用することで互いの長所を積極的に利用し、かつ弱点を補い合うことが重要である。

このような観点から、1.27 m 極超音速風洞、0.44 m 極超音速衝撃風洞、高温衝撃風洞の 3 設備をターゲットとした対応風試が実施された。本稿では、このうち 1.27 m 極超音速風洞において実施された、HB-2 形状標準模型を用いた 3 分力/空力加熱率測定試験について報告する。風洞仕様、模型、試験条件、計測手法に

ついて概要が述べられるとともに、代表的な試験データが示される。また、測定データの妥当性を評価する目的で不確かさ解析が実施されたので、その手法および結果の概要についても述べられる。計測・解析手順の詳細および個々のデータの具体的な値については、文献 1 にまとめられてあるので、参照されたい。

2. JAXA 1.27 m 極超音速風洞

Figure 1 に JAXA 1.27 m 極超音速風洞 (HWT) の概略図を示す。HWT はブローダウン方式のコールドタイプ極超音速風洞である。ノミナルマッハ数は 10 で、4 種類の標準澱み圧力 ($P_0 = 1, 2.5, 4, 6$ MPa) について試験が行われ、対応する単位レイノルズ数の範囲は $1.0 \sim 4.3 \times 10^6$ 1/m である。測定部は主模型支持装置および高速模型投入装置を有し、それぞれ力試験および熱試験に用いられる。気流持続時間は最大で 48 秒である。過去に実施された気流校正試験によると測定部内のマッハ数のばらつきは 0.3% 以下であり、

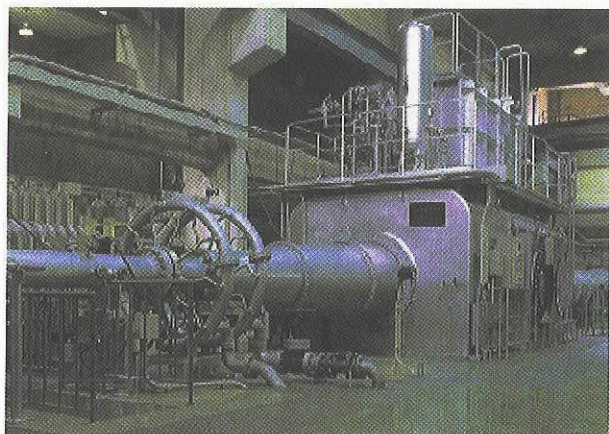


Fig. 1: JAXA 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel (HWT)

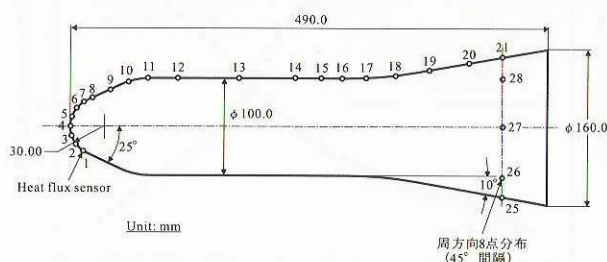


Fig. 2: HB-2 standard model

優れた気流特性が確認されている。

3. 試験概要

3-1 試験模型

本対応風試では、CFD 解析の容易さ、模型形状の複雑さより生じる不確実性(模型製作精度その他)を極力排除するという意図で、比較的単純な形状を有する HB-2 模型が採用された。HB-2 模型は 1950-60 年代における AGARD および STA(Supersonic Tunnel Association) の共同作業の一環として提案されたバリスティック形状の標準模型であり、球-円錐-円筒-フレアの結合体として解析的に表現できる形状となっている。[2]

空気力測定用模型はステンレス製で、重量は 12.675 kg(天秤を除く)、全長 490mm、円柱部直径 100mm である。模型内部には 6 分力天秤が内挿されており、天秤中心は模型の中間部に位置する。またベース部には Kulite センサを上下 2 点設置し、ベース圧補正を施して前面軸力係数を算出できるようにした。

加熱率測定用模型は、風洞測定部がほぼ同サイズ

である高温衝撃風洞(HIEST)との共用となっており、模型サイズは力模型と同じである。模型表面には計 28 個(軸方向 21 点、フレア部周方向 7 点)のクロメル-コンスタンタン型同軸熱電対(外径 1.5 mm)が装着されており、模型本体材質には模型材料と同軸熱電対材料との間の熱物性値の相違による測定不確実性を排除するという目的でクロメルを使用した。さらに頭部はポリイミド系材質の部品と交換可能とし、同軸熱電対のデータを赤外線カメラによる画像計測から得られる熱伝達係数の面分布結果と比較できるようにした。

3-2 試験条件

力試験、熱試験共に風洞澱み圧力 $P_0 = 1, 2.5, 4, 6$ MPa の各条件について試験を実施した。澱みエンタルピはいずれの条件でも 1 MJ/kg 程度である。迎角は力試験について $-10 \sim 32$ deg の範囲内、熱試験については 0 および 15 deg の 2 種類についてデータが取得された。力試験においては、気流持続時間の制限から迎角範囲を 2 分割してスイープを行った。またデータの再現性確認の目的でリピートランを力試験、熱試験それぞれ 5 回づつ実施し、統計的手法により偶然誤差を算出できるようにした。

3-3 データ算出手法

力試験は 6 分力天秤の出力から複合干渉補正を施すことにより縦 3 分力を導出した。動圧は各ランにおいて測定された風洞澱み圧力/温度および校正試験によって得られたマッハ数から、1 次元等エントロピー関係式および文献 3 にある実在気体効果補正式を用いて、気流条件を計算することにより求められる。

加熱率算出方法としては、同軸熱電対に関しては表面温度の時間履歴から 1 次元熱伝導を仮定し、非定常加熱にも有効な Cook & Felderman の手法によって評価する。[4], [5] 赤外線カメラを用いた方法では、熱伝達係数一定を仮定し、カメラの第 1 フレーム取得時刻とノズルの外縁を通過する時間から加熱開始時刻を推算し、Jones & Hunt 法 [6] により加熱量を求めた。

4. 不確かさ解析

力試験、熱試験それぞれについて不確かさ解析を実施した。力試験については、誤差を偏り誤差と偶然誤差とに分割して、校正、データ取得/算出の各測定階層ごとに評価し、根二乗和 (root sum square) で総括するという、文献7および8のガイドラインに準拠したものとなっている。一方熱試験については、データ算出手順にスムージング、数値積分、時間平均等の数値オペレーションが含まれるために、手書き計算の手法の適用は困難である。そこで今回は、1次元熱伝導方程式の厳密解から得られる温度履歴を乱数を用いてばらつかせ、それから得られる加熱率の真値に対する分散値を反復的に求めるモンテカルロの手法で、温度測定誤差に起因する加熱率の偶然誤差を数値的に評価した。各不確かさ解析手順の詳細については文献1を参照のこと。

5. 結果と考察

Figure 3 (a), (b) に風洞澱み圧力 6 MPa の条件における各空力係数の迎角に対するプロット図を示す。本条件では各迎角範囲それぞれにおいて計3回のリピートランを実施したが、図から明らかなようにデータ再現性は良好である。不確かさ解析で得られた不確かさ幅を Fig. 3 (a) に波線で示す。データは予測された不確かさ区間に妥当に納まっていることが確認できる。 C_N , C_m に関する不確かさの幅は C_{AF} と比較して十分に小さい。Figure 3 (b) には文献2にある AEDC データを併せてプロットしているが、本試験データと良好に一致している。Table 1 に風洞澱み圧力 1 MPa の条件における、不確かさ解析で評価された偶然誤差の予測値と計5回のリピートランから得られた実測値との比較を示す。3成分いずれも予測値が

Table 1: Comparison of predicted/experimentally-evaluated precision limits ($P_0 = 1$ MPa, $\alpha = 15$ deg)

	Estimated from uncertainty analysis	Obtained from 5 repeat runs
C_{AF}	0.021	0.011
C_N	0.030	0.018
C_m	0.028	0.024

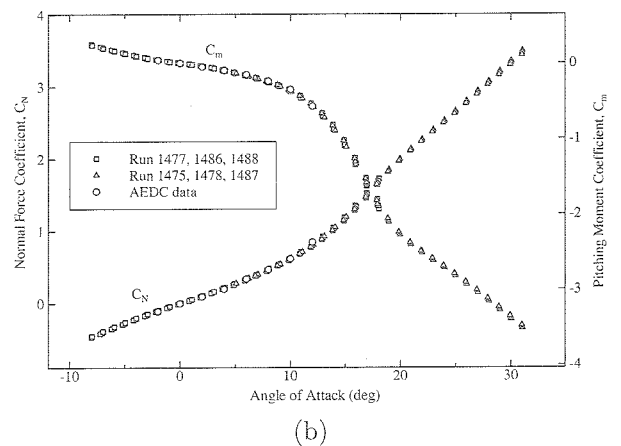
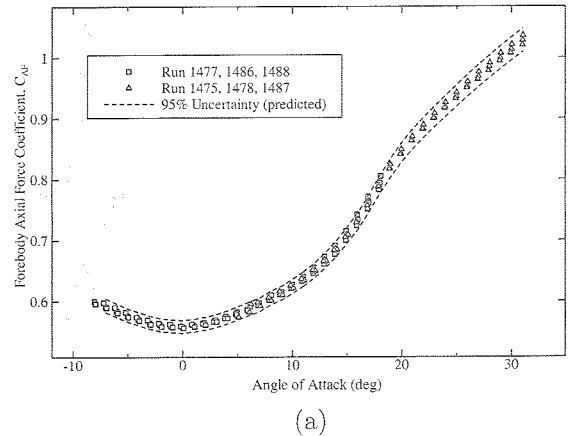


Fig. 3: Three-component aerodynamic force coefficient versus angle of attack ($P_0 = 6$ MPa)

実測値を上回る結果となっているが、これは主に天秤出力の偶然誤差を過大評価したことが原因と考えられる。風洞澱み圧力が低い場合は空気が小さくなるため、空力係数算出精度に対する天秤出力誤差の影響が相対的に大きくなる。

次に熱試験の同軸熱電対データについて、風洞澱み圧力 2.5 MPa の条件に関する熱伝達係数 5 ラン分のデータを模型軸方向にプロットした結果を Fig. 4 に示す。円筒-フレア結合部周辺では加熱率が相対的に低くなるため、温度測定値に対するノイズの割合が高くなり、結果としてデータのばらつきが確認される。本試験条件におけるセンサの温度上昇は、模型頭部では 40°C に達する一方で、加熱率が最小となる円筒-フレア部では高々 1°C 程度であり、データノイズのレベルが温度上昇量に匹敵する。

本繰り返し測定データから統計的手法に基づいて計算された偶然誤差の各センサごとの分布を Fig. 5

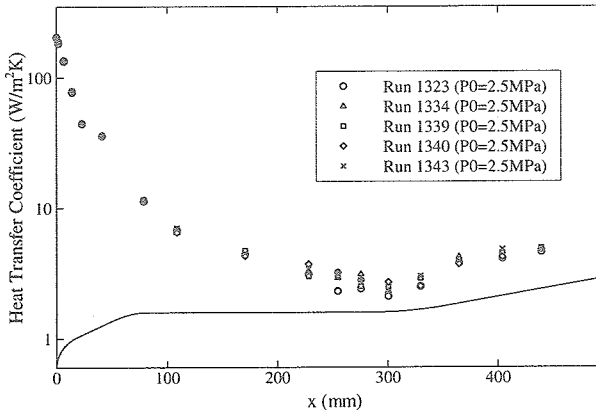


Fig. 4: Repeatability of the heat transfer coefficients ($P_0 = 2.5 \text{ MPa}$, $\alpha = 0 \text{ degrees}$)

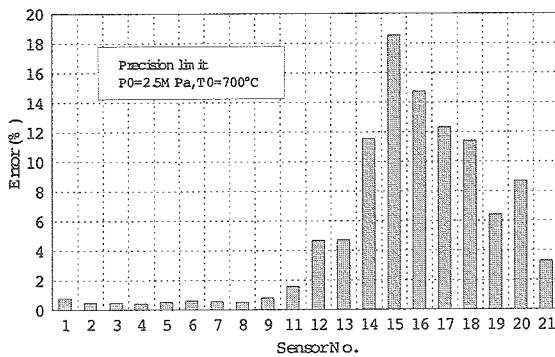


Fig. 5: Random error (precision limit) distribution obtained from the five repeat runs ($P_0 = 2.5 \text{ MPa}$)

に示す。加熱率の高くなる模型頭部のセンサについては、いずれも 1%以下の良好な再現性が確認される一方で、低加熱率のセンサについては 20%近いデータのばらつきが見られる。この結果の妥当性を検討するために、先に述べたモンテカルロシミュレーションにより、 1 kW/m^2 から 100 kW/m^2 までの範囲の加熱率レベルにおける加熱率測定の偶然誤差を数値的に評価した。その結果を Fig. 6 に示す。センサの熱物性値に関する項は加熱率を求めるにあたっては定数として与えられるため、不確かさは加熱率レベルによらず一定で、2.9%と見積られる。図より低加熱率条件では温度測定に起因する偶然誤差が加熱率誤差の主要因であることがわかる。本試験条件における加熱率の最小値は 1.5 kW/m^2 程度であるが、図より試験によって得られた偶然誤差のレベルが、数値的に予測された値とよく一致していることが分かる。すなわち本試験データは、予測された不確かさの範囲内に妥当に納まって

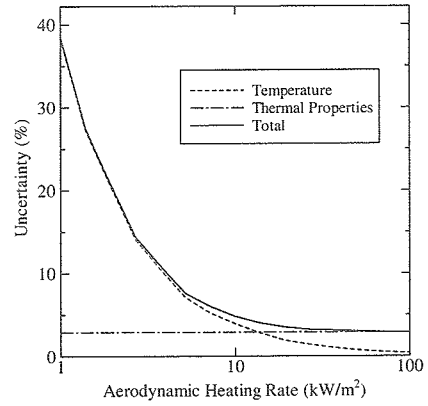


Fig. 6: Estimated heat flux errors versus the heat flux level

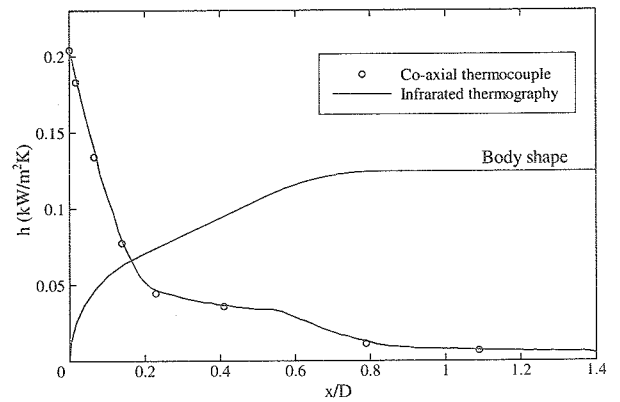


Fig. 7: Estimated heat flux errors versus the heat flux level

いることが確認される。

最後に同軸熱電対によって得られた熱伝達係数を、赤外線カメラによって得られた面計測データと比較した結果を Fig. 7 に示す。両者の差は淀み点において 3%程度であり、赤外線画像データを 3次元マッピング処理することにより算出した各ロール角位置における軸方向分布もよく一致している。加熱率を異なる 2つの測定手法で算出した結果について定量的な一致が確認されたことにより、本試験データの信頼性を向上させることができたと考える。

6. まとめ

本報告では、JAXA 1.27 m 極超音速風洞において JAXA 極超音速関連風洞対応風試の一環として行われた、HB-2 形状標準模型を用いた空気力/空力加熱率測定試験について述べた。試験は風洞淀み圧力 1 ~ 6 MPa、淀みエンタルピ 1 MJ/kg の条件で実施され、

結果として力試験、熱試験双方において良好なデータ再現性が確認された。

また本試験ではデータの妥当性を確認する目的で、不確かさ解析を実施した。力試験については統計的手法に基づき、偶然誤差と偏り誤差を各測定階層において評価し、それぞれを総括することで空力係数の不確かさ幅を評価した。一方熱試験については、モンテカルロシミュレーションを実施することで、温度測定誤差に起因する加熱率の偶然誤差を数値的に評価した。力試験については、予測された誤差幅にデータが妥当に納まることが確認された一方で、予測された偶然誤差幅は計5回のリピートランから求められた偶然誤差をやや上回る結果となった。熱試験については、計算結果をやはり計5回のリピートランから算出された偶然誤差と比較したところ、低加熱率領域において予測値と実測値がほぼ一致することが確認された。

本試験の詳細については文献1にまとめられている。力試験、熱試験ともに測定データの妥当性を十分に吟味した上で、各ランにおける気流条件およびデータの詳細を記述してあるので、特にCFDコードの検証に有効であると考えられる。ぜひともご活用頂きたい。

References

- 1) Kuchi-Ishi, S., Watanabe, S., Nagai, S., Tsuda, S., Koyama, T., Hirabayashi, N., Sekine, H., and Hozumi, K., "Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 1: 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel Results)," JAXA Research and Development Report JAXA-RR-04-035E, 2005.
- 2) Gray, J. D., "Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2," AEDC-TDR-64-137, July 1964.
- 3) Boudreau, A. H., "Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKFI Tunnels A, B, and C," AEDC-TR-80-48, 1981.
- 4) Cook, W. J., and Felderman, E. J., "Reduc-

tion of Data from Thin-Film Heat-Transfer Gages: A Concise Numerical Technique," *AIAA J.*, Vol. 4, No. 3, March 1966, pp. 561-562.

5) Schultz, D.L., and Jones, T. V., "Heat Transfer Measurements in Short Duration Hypersonic Facilities," AGARDograph 165, 1973.

6) Jones, R. A., and Hunt, J. L., "Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat-Transfer Data," NASA TR R-230, 1966.

7) *Measurement Uncertainty*, ASME Performance Test Codes, Supplement on Instruments and Apparatus, Part 1, ANSI/ASME PTC19.1-1985, 1985.

8) *Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty*, AIAA Standard S-071-1995, AIAA, Washington, DC, 1995.

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-016

発行 平成 18 年 2 月 28 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

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

印刷・製本 (株) ワークワン

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

© 2006 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。

