

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第75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75回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 75th meeting

2006年2月
February 2006

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

目 次

第75回風洞研究会議（平成17年11月17、18日）

1. 特別講演：新明和の飛行艇について（資料のみ） 1
石丸 寛二（新明和）
2. JAXAの組織改編と風洞の役割 13
重見 仁、渡辺重哉（JAXA）
3. 衝撃風洞 新模型支持装置によるHB-2標準模型試験 17
津田高一、渡利 實（JAXA）
4. FHI低速風洞における3次元位置及び、姿勢角計測方法について（DLT法） 22
迫 和彦、大栗孝之（富士重工）
5. パネル法風洞壁干渉修正のJAXA6.5m×5.5m低速風洞への適用 28
青木良尚、日高亜希子（JAXA）、森田義郎（JAST）
6. JAXA2m×2m遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定 35
日高亜希子、口石 茂、小池 陽、香西政孝（JAXA）
7. 模型航空機を用いた電動プロペラ機性能の計測 49
近藤夏樹、箱島秀昭、安達英夫（日本飛行機）
西沢 啓、泉 耕二（JAXA）
8. 風洞ノズルの形状最適化について 54
野村 陵、川本英樹、吉田秀則、米田武史、青木 茂（川崎重工）
9. JAXA小型超音速実験機結合金具改修対応風試 60
畑中圭太、大山健一、高見 光、守屋文基（三菱重工）
野口正芳、吉田憲司（JAXA）

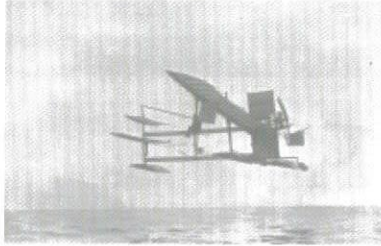


目次

1. 飛行艇の歴史
2. 戦後の国産大型飛行艇の開発
(「救難飛行艇」誕生の独自技術)
3. 21世紀の飛行艇「US-1A改」の開発
4. 多用途展開(消防飛行艇等)

飛行艇の歴史

世界最初的水上機



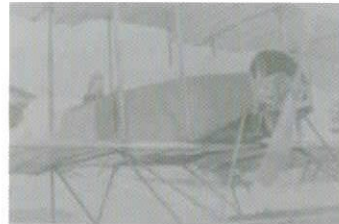
Hydravion

- ・ 設計製作、操縦 : Henri Fabre
- ・ 50 horsepower Gnome rotary engine,
- ・ 初飛行 : March 28, 1910 at Martigues, France.
- ・ 飛行距離 : 1-1/4 miles
- ・ 飛行高度 : 約6-1/2 feet
- ・ 離水滑走距離 : 1650 feet

日本での水上機の始まり



横廠式口号甲型水上機(大正 4年(1916))



白戸式「巖号」(大正 4年(1916))

3

ShinMaywa

飛行艇の歴史

第2次世界大戦までの日本の飛行艇



川西七型水上機(1924)
世界で初めてフラップを採用



愛知零式水上偵察機(1936)
代表的な3座の水偵、1350機



九七式飛行艇(1936)
輸送、哨戒等に使用、民間輸送も行った



二式飛行艇(1940)
航続距離3890nm、長距離機

4

ShinMaywa

飛行艇の歴史

戦後の飛行艇



グラマンG-73マラード (1946)
戦後白浜航路などにも使用



マーチンP6Mシーマスター(1955)
試作のみで中断以降米は飛行艇開発を中止



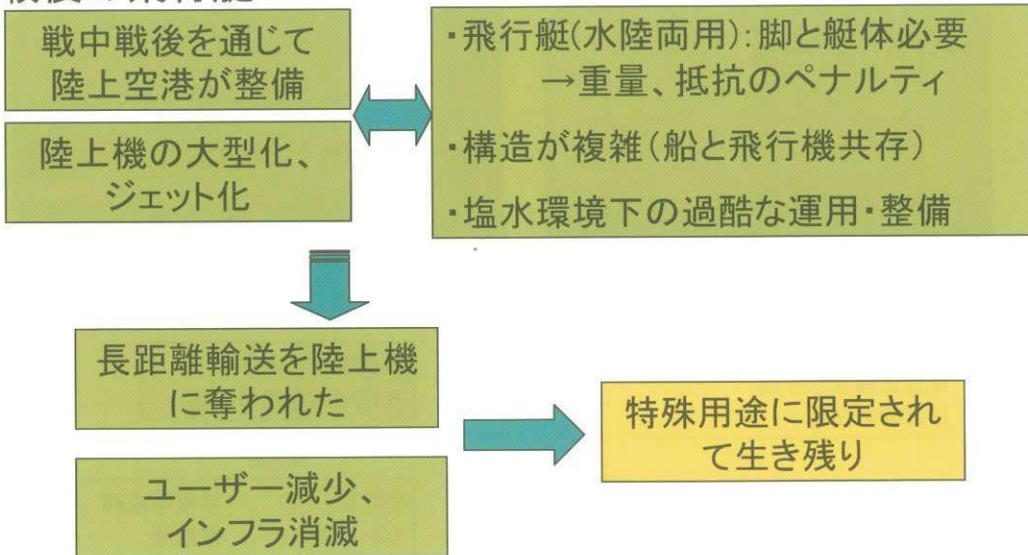
ドルニエ・シースター (1984)



ベリエフA-40(1986)
ロシアで開発されたジェット飛行艇

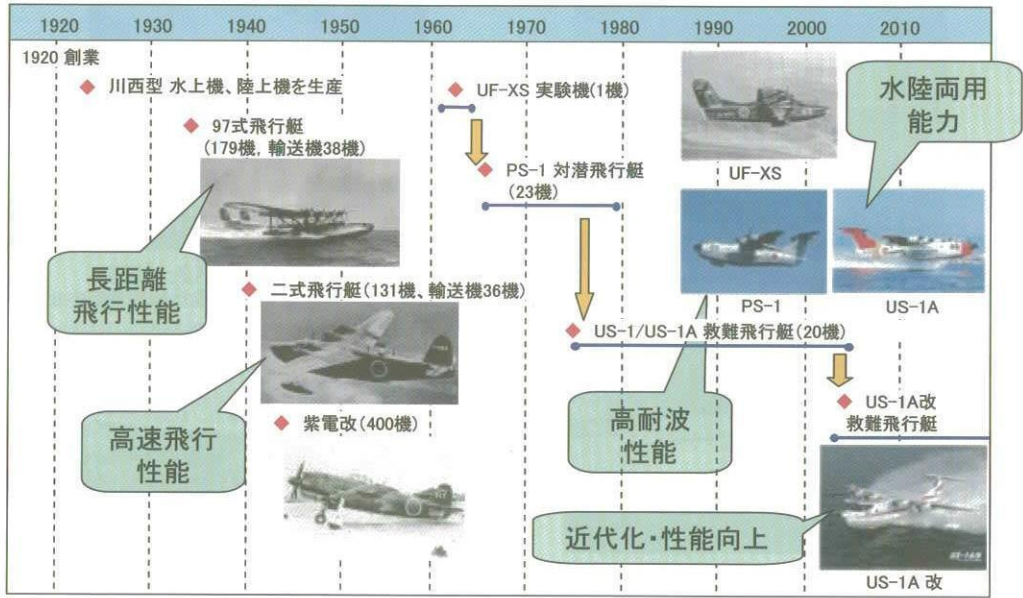
飛行艇の歴史

戦後の飛行艇



飛行艇の歴史

新明和の飛行艇開発年表

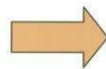


戦後の国産大型飛行艇の開発

PS-1/US-1の誕生



1. 細長艇体による着水衝撃の緩和
2. 極低速離着水技術
3. 飛沫抑制技術



高耐波性による
外洋での運用の実現



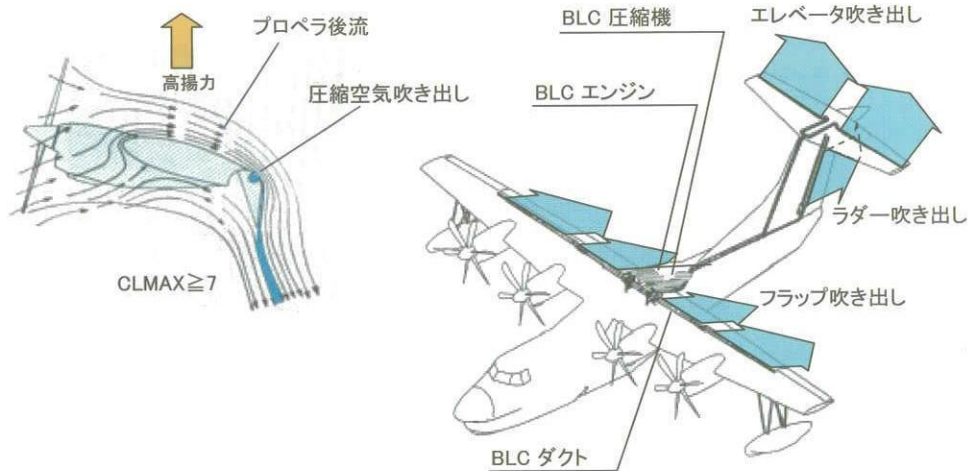
PS-1 : 対潜哨戒機
US-1,US-1A : 救難機



戦後の国産大型飛行艇の開発

極低速離着水技術

- ・圧縮空気吹き出し型境界層制御により高揚力を得ることで、極低速での離着水を実現。
- ・着水時の衝撃を小さくすることにより、耐波性を向上。
- ・制御舵面にも境界層制御を行い、低速での飛行制御能力を向上。

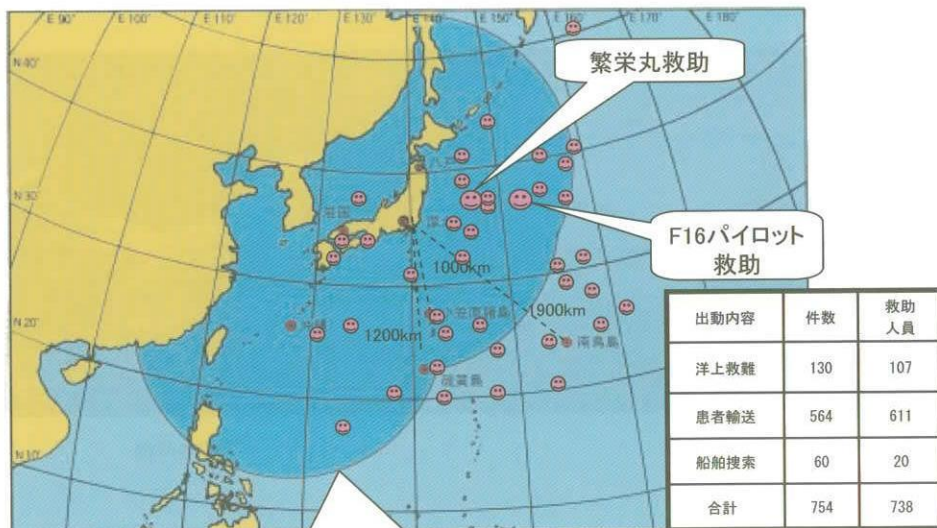


9

ShinMaywa

戦後の国産大型飛行艇の開発

US-1/US-1Aによる海難救助実績



行動半径1500km(2時間オンステーション)

平成17年9月30日現在

10

ShinMaywa

21世紀の飛行艇「US-1A改」の開発

US-1A改の改造開発

US-1Aの近代化と救難能力維持・向上のため、以下を主眼として改造開発した。

1. 離着水時の操縦性改善
2. 患者輸送環境の改善
3. 洋上救難能力の維持向上



11

ShinMaywa

21世紀の飛行艇「US-1A改」の開発

US-1A改開発作業の概要(水上・飛行試験)



試作1号機

試作2号機

12

ShinMaywa

多用途展開「消防飛行艇」

震災による大規模火災事例

- ・ 阪神淡路大震災(1995.1.17): 大規模火災が同時多発的に発生
- ・ 北海道十勝沖地震(2003.9.26): 石油油槽タンク火災発生



地上消防への影響

- ・ 消防署員、施設、機材等が被災。
- ・ 道路閉塞、交通渋滞により消防車の出動が困難。
- ・ 消火栓の破壊により、消火用水の確保が困難。



阪神淡路大震災(神戸市消防局ホームページより)



空中消火の必要性

- ・ 被災した地上消防の代替消火活動。
- ・ 地上交通の影響を受けない迅速な空中消火。
- ・ 地上消防部隊との連携による総合防災体制。



北海道十勝沖地震(北海道新聞ホームページより)

多用途展開「消防飛行艇」

空中消火の有用性

空中消火の利点

- ・ 被災していない近隣地域から出動。
- ・ 道路状況の影響を受けない。
- ・ 付近の水面(海、湖、河川等)から消火用水の給水可能。



飛行艇による空中消火の利点

- ・ 1機で大量の水を搭載可能。
- ・ 大量の放水により直接消火のみならず延焼遅延が可能。
- ・ ホバリングしないため、吹き下げ気流がない。
- ・ 搭載水量が多いため、安全な高高度から消火可能。

PS-1型飛行艇改造機による消火実験(1976~77)
により空中消火の有用性を確認。



PS-1型飛行艇改造機

多用途展開「消防飛行艇」

消防飛行艇による消火活動

消防飛行艇による空中消火には直接消火以外にも以下のような活動がある。

①初期における消火活動

地震発生直後、火災成長過程における比較的初期の段階においては、消防飛行艇の空中からの消火剤等の散布により火勢を抑え、地上消防部隊による消火活動を容易にする。

②延焼阻止活動

初期段階で鎮圧できず火災の延焼拡大が進行している場合においては、火災前面に消火剤等を散布して延焼拡大阻止をする消防部隊の活動を援助する。

③避難民の安全確保

火災の延焼拡大が阻止しきれず市街地大火へと成長した場合は、避難住民の安全確保を図る。→ 避難地、避難路への直接散水により、輻射熱、火の粉、火災等からの危険に対し、住民の安全を図る。

多用途展開「消防飛行艇」

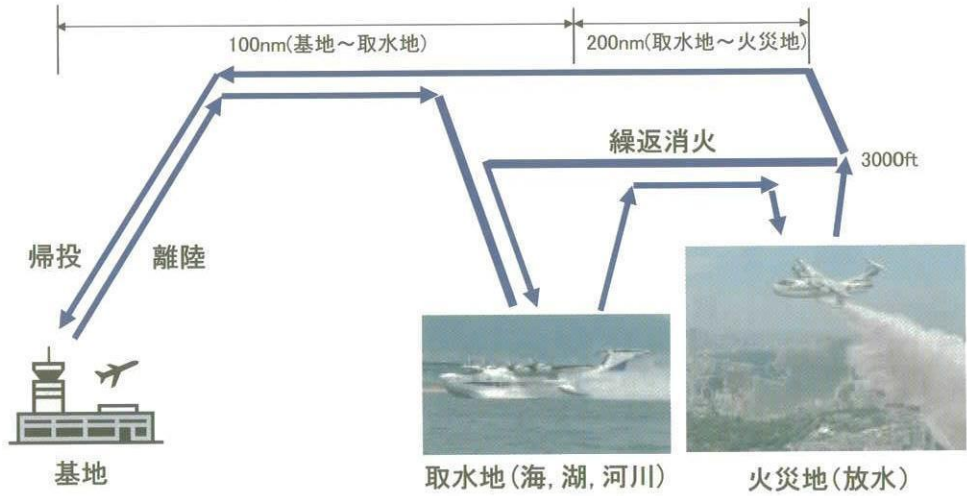
海外での消防用航空機の運用例

アメリカ、カナダ、フランス等の欧米各国では消防用航空機による森林火災、都市・工場火災の空中消火が行われている。



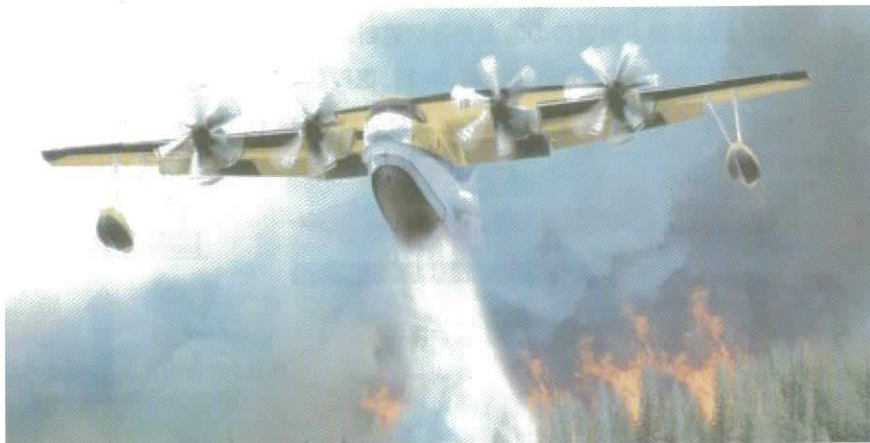
多用途展開「消防飛行艇」

消防飛行艇の運用構想



多用途展開「消防飛行艇」

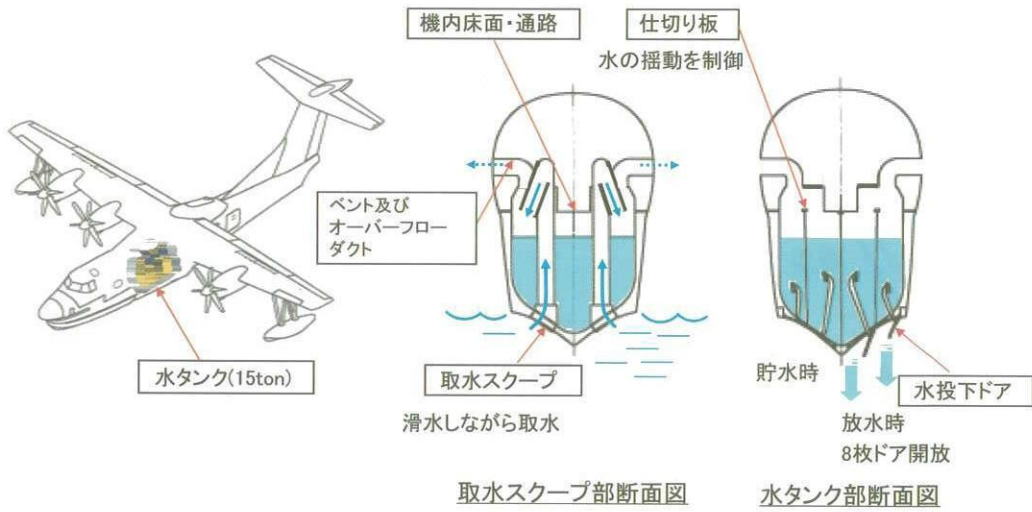
US-1A改消防飛行艇



想像図

多用途展開「消防飛行艇」

US-1A改消防飛行艇 システム構想

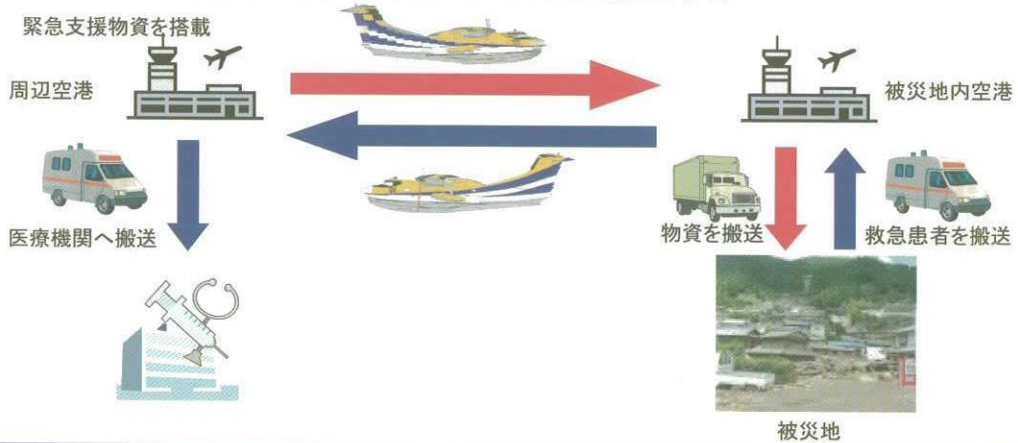


その他用途展開

1. 大規模災害時における緊急物資・救急患者輸送

豊富な搭載能力を生かし、

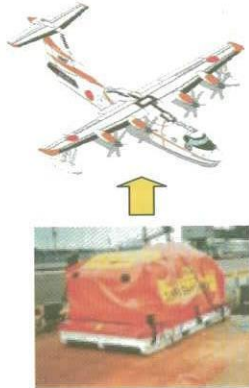
- ・ 陸上沿岸部大災害時の陸上交通網遮断時、或いは離島での災害時に
- ・ 周辺空港から被災地への食料、衣料、医薬品等の緊急物資輸送と
- ・ 被災地から周辺医療機関への救急患者の搬送を行う。



その他用途展開

2. 海洋汚染防止

タンカー事故による石油の流出に対し、オイルフェンス等の輸送を迅速に行い汚染の拡大を防止する。



オイル・フェンス等の機材を搭載



オイル・フェンスにより海洋汚染拡大を防止

その他用途展開

3. 離島保全

沖ノ鳥島、尖閣諸島などの外周離島の航空警戒及び人員(交代要員)、物資の輸送により保全作業を支援する。

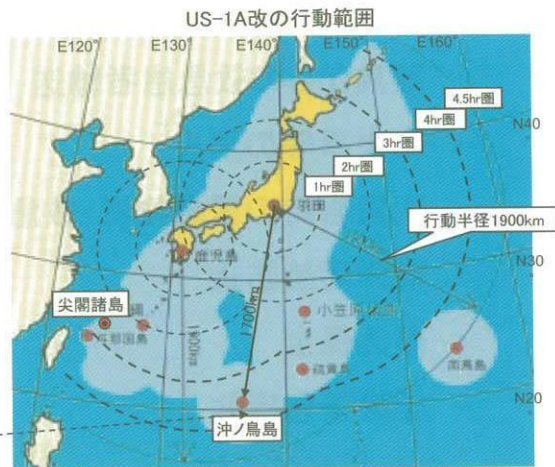
船舶と比較しアクセス性(所要時間)に優れ、保全作業の促進化可能。

東京-沖ノ鳥島への所要時間比較

手段	所要時間
US-1A改	約4時間
船舶	約2日



沖ノ鳥島



羽田と鹿児島への2箇所から無給油で日本全土への往復飛行可能

その他用途展開

4. 国際緊急援助

諸外国における地震等の大規模災害発生時に、長距離飛行能力、水陸両用能力を生かし人員・支援物資等の輸送、補給や捜索・救難を行い救助・復興活動を支援する。



スマトラ沖地震・津波の被災地



日本(東京)～インドネシア
約6000km

23

ShinMaywa

まとめ

四面環海の海洋国家日本における飛行艇活躍任務は、

- ・ 洋上における救難
- ・ 離島からの救急患者輸送
- ・ 山火事等の消火
- ・ 大災害時の緊急物資・救急患者輸送
- ・ 海洋汚染防止
- ・ 離島保全
- ・ 国際緊急援助

大海原が飛行場

海から陸(島)へのアプローチ



飛行艇の
活躍の場

24

ShinMaywa

JAXAの組織改編と風洞の役割

重見 仁、渡辺重哉（宇宙航空研究開発機構）

Reorganization of JAXA and WINTEC's Position in New Constitution

Masashi Shigemi and Shigeya Watanabe (JAXA)

Abstract

In October 1, 2005, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) performed its reorganization. This paper presents the background of the reorganization, the contents of it, and its influence on the Wind Tunnel Technology Center.

Systems Engineering Office and the Aviation Program Group (APG) are two of the main departments which are newly yielded in the reorganization. The Institute of Aerospace Technology (IAT), after separation of some centers from it to organize APG, has cleared its role to play as a mass of discipline engineering groups and to support other units within JAXA which devote to the accomplishment of large size aerospace projects. Finally, Wind Tunnel Technology Center is being expected as one of the members of IAT to make further contributions to APG, other Offices and Institutes in JAXA, through carrying out wind tunnel testings.

1. 緒言

2005年10月1日付で宇宙航空研究開発機構（JAXA）は組織の改編を行った。三機関が統合されてJAXAが誕生して2年半たった時点で行われたこの改編では、主としてJAXAのHead Quartersと総合技術研究本部の内部組織が変更された。すなわち改編には、JAXA全体の負う背景と総合技術研究本部に内在した背景とがある（図1）。本報告ではこれら背景と、改編の内容、そして改編が風洞技術開発センター（WINTEC）へ与える影響について述べる。JAXAの風洞を利用する機会の多い、風洞研究会議メンバー機関各位の参考になれば幸いである。

2. 組織改編の背景

(1) JAXA全体が負う背景

①頻発したトラブルへの対処策検討の結果がまとまったこと。

統合直後、JAXAでは一連のトラブルが発生した。みどり2号機能全損、H-IIAロケット6号機の打ち上げ失敗、「のぞみ」の火星軌道投入失敗などである。これらを契機として、開発業務・組織検討委員会を発足させて、「開発基本問題に係る外部諮問委員会（Goldin委員会）」を設置

し対応を検討してきたが、この諮問委員会の報告がまとまったため、検討結果に対応した改編を実施した。

②情報・計算工学の機能強化が求められたこと。

統合前の三機関がそれぞれ持っていた情報・計算に関する基盤を受け継いだ体制から、機構内の連携を強化してプロジェクトでの活用のしやすさに力点を置いた体制に変えることとした。この結果、スーパーコンピュータの運営などは統合されて、Head Quarters内に新設された「情報・計算工学センター」に移管された。総研本部には「計算科学研究グループ」が残り、宇宙航空に関する計算科学技術の基盤的な研究開発を行う。

(2) 総合技術研究本部が負う背景

①航空分野の存在を明示化する必要。

航空分野はJAXA事業の重要な柱であるにもかかわらず、JAXA内外に航空の活動が十分明示されていなかったため、関連業界等から透明性改善の要求が出されていた。そこで、実施責任者を明確にした独立の責任組織とするために総合技術研究本部と切り離すことで、JAXA内外へのプレゼンスを保つ体制を明確にした。

②航空プロジェクトの終了、変遷に対応する必要。

2004年度から2005年度かけて、成層圏プラットフォーム

ム、無人機[気象庁受託]、SSTロケット実験機の各航空プロジェクトが終了した。今後のJAXA航空分野の進む方向は「JAXA長期ビジョン」や航空科学技術委員会の報告(2003年)に表されている通り、国産航空機開発の技術先導・支援、超/極超音速機技術の研究開発、運航技術・航空安全技術の研究開発、無人機技術・未来型航空機技術の研究開発であり、これら新しい研究開発への転換を実現するための体制作りを行った。

3. 新設された主な組織

(1) システムズ・エンジニアリング組織

この組織のミッションは、プロジェクトの設定段階から検証段階まで、プロジェクト・マネージャを支援することであり、全プロジェクトについて、経営者に対して定期的に独立評価(技術・マネジメント面の課題の適時な指摘を含む)を報告することも定められている。構成はチーフエンジニア(現状6名)及びシステムズエンジニア推進室からなる。チーフエンジニアはそれぞれ、宇宙基幹システム本部、宇宙利用本部、宇宙科学研究本部、航空プログラムグループのSE室長を兼務する。

(2) 航空プログラムグループ

従来総研本部内で、航空関係プロジェクトを遂行していた組織を移行させて、「航空プログラムグループ」を作った。このグループの構成を図2に示す。

(3) 情報・計算工学センター

上で説明した通り。

4. 基盤技術領域に関わる改編(風洞技術開発センター周辺の改編)

この組織改編はJAXA長期ビジョン策定後に行われたものであるから、当然長期ビジョンの根底にある考え方を反映している。長期ビジョンの考え方とはすなわち、JAXAの活動の主軸を、大なり小なりの明らかなミッションを持ったプロジェクトを立ち上げてそれを成功させることに置く、ということである。そこで、自らプロジェクトを主導する立場にない基盤技術領域の各センター・グループは、JAXAプロジェクト全体を共通的に支える専門技術組織として位置づけられた。具体的に行われた組

織の変更は以下の通りである。

- (1) 技術分野単位の組織に再編成した(「飛行システム技術開発センター」及び「構造技術開発センター」の創設)。
- (2) 衛星プロジェクトと基盤技術部門のマトリクス体制の強化。
- (3) 衛星開発・運用技術の強化のための個別基盤技術部門の再編成(8専門技術グループへの改組)。

新たに組織された総合技術研究本部の構成を図3に示す。

5. 風洞技術開発センターの役割

風洞技術開発センターは、外見上は本組織改編の影響を全く蒙らなかった数少ない総研本部内組織の一つである。変わった点は、従来「チーム」と呼ばれていたセンター内サブ単位の名称が「セクション」になったくらいである。しかし宇宙や航空のプロジェクト遂行を支えるという役割が陽的に示され、風洞技術開発センターはその役割を確実に果たすことを改めて求められることとなった。「飛鳥」「SST実験機」「HOPE」「H-IIロケット」など、従来から風洞技術開発センターは(その前身も含めて)、NALやNASDAのプロジェクトに協力して貢献してきた。これらの実績の上に新たに求められていることは、今後のJAXAプロジェクトの成功へより深く関与すること、すなわち我々自身のプロジェクトであり、我々が分担する仕事を全うすることでプロジェクトの成功を呼び込むのだ、という意識を持つことである。

6. まとめ

- ① 2003年に相次いだ打上げミッション等の失敗を契機に、開発業務・組織に対する検討を実施し、その結果に基づき組織の改編を実行した。
- ② プロジェクトの確実なミッション遂行のため、SE部門を発足させた。
- ③ 航空プロジェクトグループが総研本部から独立し、明確な存在を示した。
- ④ 風洞技術開発センターは、基盤技術領域の一員として、従来にも増して航空・宇宙のプロジェクトを支援することが求められている。

1) プログラム/プロジェクト支援体制の強化

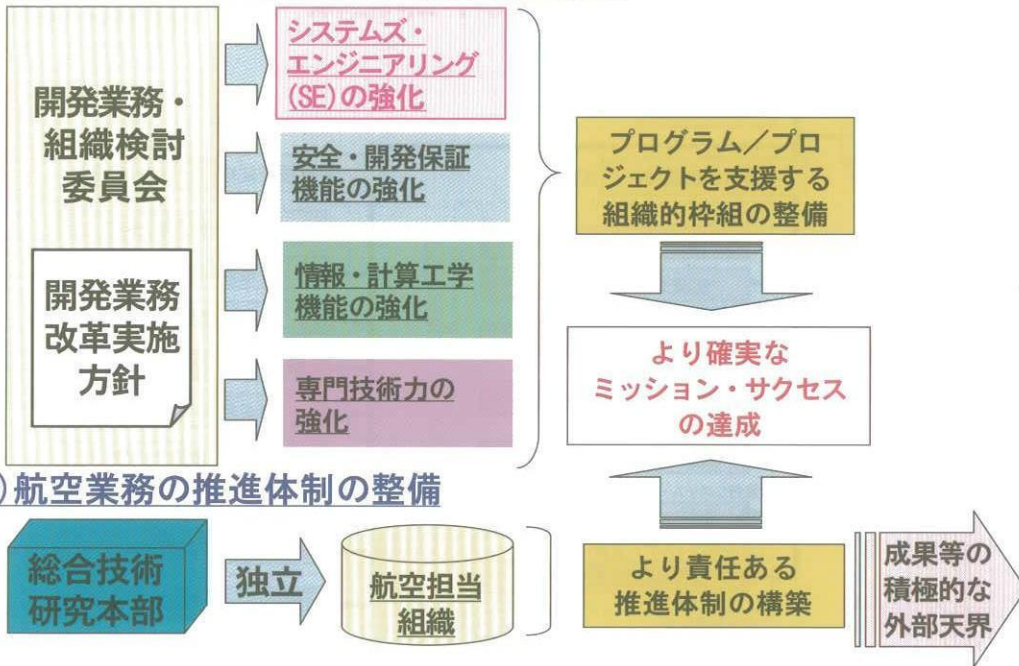


図1. 組織改編の背景と目標

航空プログラムグループ

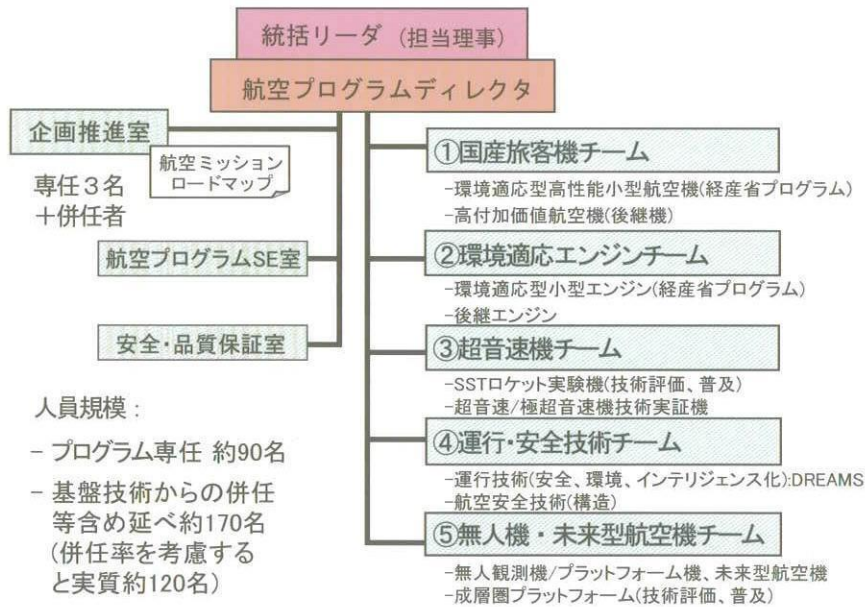


図2. 航空プログラムグループの構成

(): DE分野名
組織機能の色分けは別添2と共通

総合技術研究本部組織 (10/1)

●: 大幅組織改編、名称変更
●: 分野単位再編成、名称変更
●: 基礎基盤機能強化、名称変更

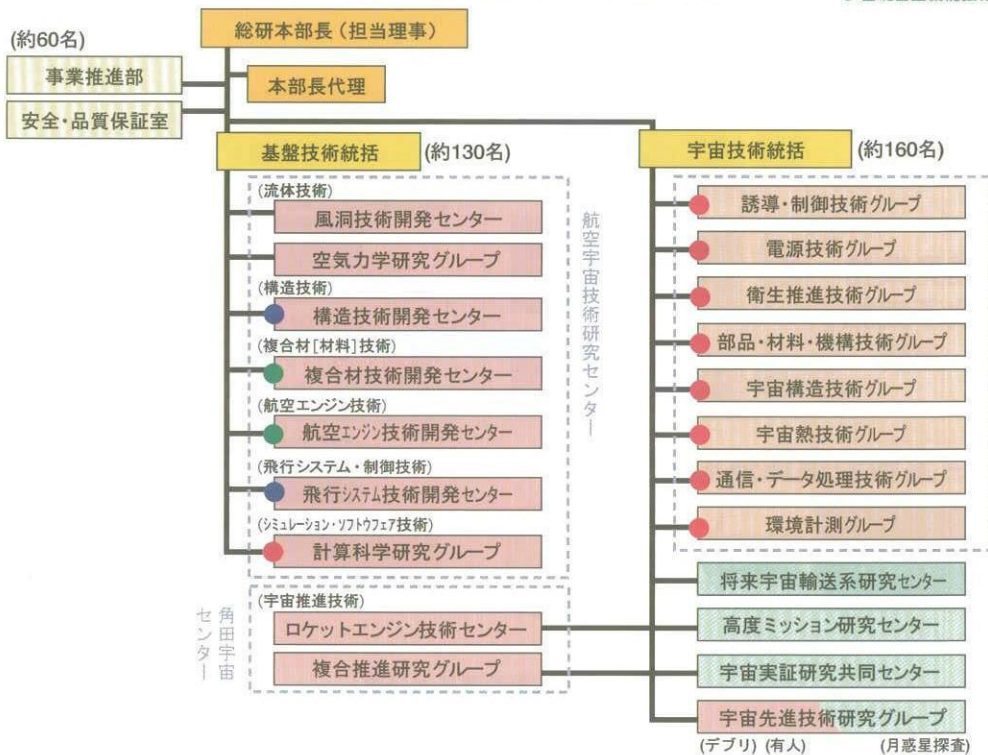


図3. 新しい総合技術研究本部の構成

衝撃風洞 新模型支持装置による HB-2 標準模型試験

津田尚一、渡利實（宇宙航空研究開発機構）

Force Tests of HB-2 Standard Model with a New Model Support System in the JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel (HST)

Shoichi TSUDA and Minoru WATARI (JAXA)

Abstract

Comprehensive HB-2 standard model tests are underway in the hypersonic wind tunnels in JAXA. The HB-2 force/moment test in Mach 10 flow was conducted in the 0.44m Hypersonic Shock Tunnel (HST) with a new model support system. Vibration acceleration that is contaminated in the force/moment measurements was eliminated applying "Oscillation identification technique". The results of longitudinal characteristics were different from those obtained at the 1.27m Hypersonic Wind Tunnel (HWT2). The sting bar of a new model support system seemed harmful. A significant improvement was observed when a wedge-type cover is attached to the bar. However, unsymmetrical feature still remains in the axial force. Detailed flow investigation with a new model support system is urgent.

Keywords : Hypersonic Shock Tunnel, HB-2 Standard Model, Force Test, Base Pressure

1. はじめに

JAXA 極超音速風洞セクションは、マッハ数5、7、9の試験が可能な0.5m 極超音速風洞 (HWT1)、マッハ数10の1.27m 極超音速風洞 (HWT2)、そして、マッハ数10、12の0.44m 極超音速衝撃風洞 (HST) の3つの極超音速風洞を擁している。

これら3つの極超音速風洞を同一標準模型で統一的に評価するためにHB-2標準模型を使った力計測試験を実施中である。HWT2でのHB-2標準模型試験は2001年4月に実施され、既に報告書として発行されている。今回、HB-2標準模型を通じてHSTを評価するため新たにマッハ数10の力試験を実施した。

2. 試験装置

2.1 模型支持装置

0.44m HST 全体の概略図を図1に示す。今回の試験に用いた新模型支持装置の概観を図2に示す。左右の両輪が50mm x 50mmの角柱形状の支持バーと直径30mmの丸棒で結合されている。支持バー中心部でスティングを

支え、その先端に天秤と模型を取付ける。

まず、新模型支持装置を上記の形態で試験を実施した。その結果、同装置の支持バーが気流特性に与える影響が相当大きいことが分かり、支持バーにウエッジ型カバー（半頂角、約24度）を取り付け、丸棒は除去して試験を再度、実施した。前者を「オリジナル形態試験」、後者を「クリーン形態試験」と呼ぶ。

2.2 模型、内挿天秤

今回の試験に用いた HB-2 標準模型写真を図3に示す。全長が196mm、基準胴体直径:40mmのアルミ製である。模型のスカート部後背部には6分力内挿天秤軸上にベース圧測定用のKuliteセンサーを2個対称位置に配した。内挿天秤は日章電機製のLMC-6522-15/Z60Sである。データ取得は、2005年3月に導入したデータ処理装置WE7000システムにより行った。

3. 試験

3.1 試験手順

模型は模型先端から100mmの位置が模型支持装置の

回転中心に一致するよう取付けた。次いで、模型支持装置の位置は、迎角ゼロ時の模型先端がノズル出口端から100mmに位置するよう設置した。迎角範囲は「オリジナル形態試験」、「クリーン形態試験」のいずれも±22度である。

3.2 振動同定除去法によるデータ処理

通風データに重畳する模型振動慣性力を除去する方法として渡利が開発した振動同定除去法²⁾を用いた。振動慣性力のほとんどは減衰単振動で占められている。それゆえ、天秤出力は空気力と減衰単振動慣性力から成ると仮定する。空気力は動圧に比例し、動圧は澱み点圧力 P_0 に比例する。したがって、空気力は澱み点圧力に比例すると仮定する。振動慣性力は指数的に減衰する正弦波で近似する。それ以外の高調波振動慣性力等はノイズと考える。天秤出力の計算値 F_c は以下になる。ここで、5ケの係数 c_i を調整して天秤出力測定値 F_m と一致するように決めて(同定: Identification)やれば空気力と振動慣性力を分離できたことになる。

$$F_c = c_1 P_0 + c_2 \exp(c_3 t) \sin(c_4 t + c_5) \quad (1)$$

天秤出力計算値と天秤出力測定値との二乗誤差積分 E をとり、係数調整により二乗誤差積分を最小にすることを考える。アルゴリズムとしては、二乗誤差積分に対する調整係数の微分がゼロになるように、調整係数修正量 Δc_i をNewton-Raphsonの逐次近似法を用いて解く。

$$E = \int (F_c - F_m)^2 dt \quad (2)$$

$$\frac{\partial E}{\partial c_i} = \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 + \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0 \Delta c_j = 0 \quad (3)$$

$$\Delta c_j = - \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0^{-1} \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 \quad (4)$$

$$c_{i,new} = c_{i,old} + \Delta c_i \quad (5)$$

収束は非常に速くて、通常4、5回の繰り返して二乗誤差積分に対する調整係数の微分値は十分ゼロになる。逆行行列計算はGauss-Jordanの掃出法を用いた。取得した通風データから、軸力 F_x 、垂直力 F_z 及びピッチングモーメント M_y について振動同定除去法を適用した例を図4に示す。

3.3 無次元空力係数

無次元の軸力係数 C_A 、ベース圧補正したForebody軸力係数 C_{AF} 、垂直力係数 C_N 、ピッチングモーメント係数 C_m を次式で定義する。

$$C_A = \frac{F_x}{qA} \quad (6)$$

$$C_{AF} = \frac{F_x - (P_\infty - P_b)A_b}{qA} \quad (7)$$

$$C_N = \frac{F_z}{qA} \quad (8)$$

$$C_m = \frac{-M_y + F_z(x_c - x_b)}{qAd} \quad (9)$$

ここで、 A 代表面積(前部胴体断面積 $A = \pi d^2/4$)、 A_b ベース面積、 d 代表長さ(前部胴体直径 $d = 0.04\text{m}$)、 x_c 模型中心位置、 x_b 天秤中心位置である。ベース圧 P_b は二つの測定値 P_{b1} 、 P_{b2} の平均値を用いた。動圧 q 、静圧 P_∞ は、澱み点圧力 P_0 、澱み点温度 T_0 、およびマッハ数 M を用いて不完全気体変化式³⁾により求めた。

4. 試験結果

4.1 オリジナル形態試験結果

高圧管/低圧管の初期圧力設定が $P_4/P_1 = 4\text{MPa} / 0.02\text{MPa}$ のケースについてオリジナル形態試験縦三分力の結果を図5に示す。このケースのレイノルズ数、粘性干渉パラメータ値は、代表長を前部胴体直径として、 $Re = 6.2 \times 10^4$ 、 $M/\sqrt{Re} = 0.04$ である。比較のため、HWT2でのHB2標準模型試験¹⁾から粘性干渉パラメータ値が本試験値に一番近い、澱み点圧力 1MPa の試験結果($M/\sqrt{Re} = 0.032$)を併せて示す。

軸力 C_A の結果図にはベース圧補正前後の結果を示す。ベース圧補正量が非常に大きいことが分かる。ベース圧と迎角の関係を図6に示す。オリジナル形態のベース圧は○印で示すが、平均値は350Pa前後、迎角20度付近では500Paを超える。同図に示した静圧(+印)は推算値で約60Paである。ベース圧は通常、静圧より低いのが普通である。さらに、迎角に対する変化はスムーズでなく非常にバラツキていることが分かる。垂直力係数 C_N 、ピッチング係数 C_m についてもHWT2での実験結果とはかなり異なる特性を示す。

これらの不一致の主要な原因を模型支持装置両輪間の支持バーの影響と推測した。支持バーにより塞止され発生した高い圧力がスティング周りの亜音速の境界層内を逆流し、模型ベース圧を上昇させ、さらに模型後部周辺の流れを歪めているものと思われた。そこで、図7に示すウエッジ形状カバーをアルミ板で製作、支持バーの前面に取付け、丸棒は撤去した。

4.2 クリーン形態試験結果

クリーン形態で得られた縦三分力の結果を図8に示す。垂直力係数 C_N 、ピッチング係数 C_m についてはドラステ

ティックに様相は変わり、HWT2での実験結果とほとんど一致する特性を得た。ベース圧も図6の□印で示すように激減し、ほぼ妥当な10Pa前後になり、ベース圧補正量は大幅に減った。軸力係数の迎角変化に対する特性もかなりスムーズな形になった。しかし、軸力係数 C_A についてはまだ二つの問題点が存在する。

- 1) 軸力の値が小さい。
- 2) 迎角変化に対する非対称性がある。

1)に関しては、(旧模型支持装置を用いた)予備的試験実施時に得た結果に比べて5-10%小さい。今回、データ処理に用いたマッハ数校正結果は旧模型支持装置を用いて得たものである。新旧模型支持装置の測定部環境はかなり異なるように見える。新模型支持装置のマッハ数校正試験が必要である。

2)に関しては、新模型支持装置でのマッハ数空間分布に鉛直方向の歪みがある可能性がある。

現在、旧模型支持装置によるマッハ数校正結果を新模型支持装置環境の試験にも適用しているが、早急に新模型支持装置環境の気流特性の確認が必要である。

5. まとめ

振動同定除去法を適用したHB2標準模型試験を0.44m極超音速衝撃風洞で実施した。データ処理法として振動

同定除去法は予期通りの有効性を発揮した。本試験を通じて新模型支持装置の問題点が明らかになった。

支持バーの問題はウェッジカバーでかなり改善され、垂直力特性、ピッチング特性はほとんど問題ないところまで改善される。しかし、軸力特性については値が少し小さいこと、及び迎角について非対称性を示す問題点を有する。

新模型支持装置環境での気流特性を確認し、模型支持系の気流への影響等を検討した後、再度HB-2標準模型試験を実施することを考えている。

参考文献

- 1) Shigeru Kuchi-Ishi et al. ; Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 1:1.27m Hypersonic Wind Tunnel Results)
JAXA RR-04-035E (2005/3)
- 2) 渡利實; 振動同定除去法による衝撃風洞計測データからの空力6分力の推定 第73回風洞研究会議論文集
JAXA SP-04-014 (2005/3)
- 3) Ames Research Staff ; Eqns, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1948)

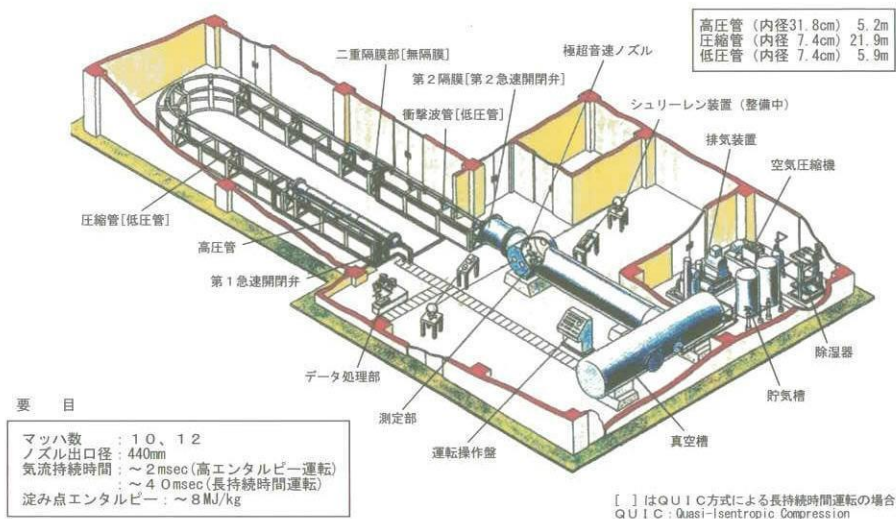


図1 JAXA 0.44m HST 概略図

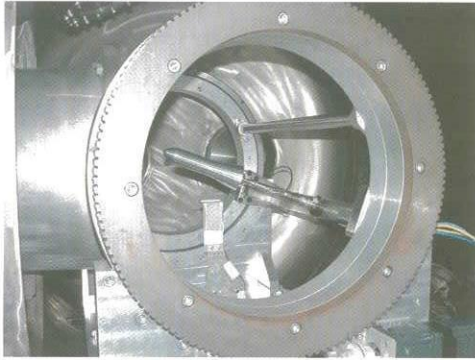


図2 新模型支持装置（オリジナル形態）

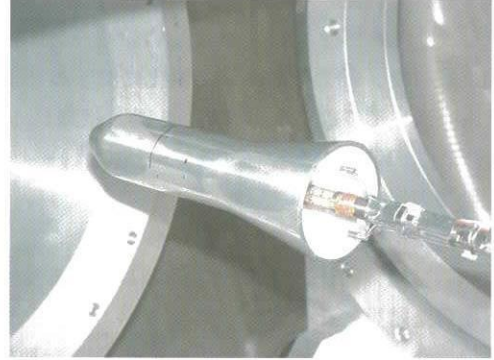


図3 HB-2標準模型

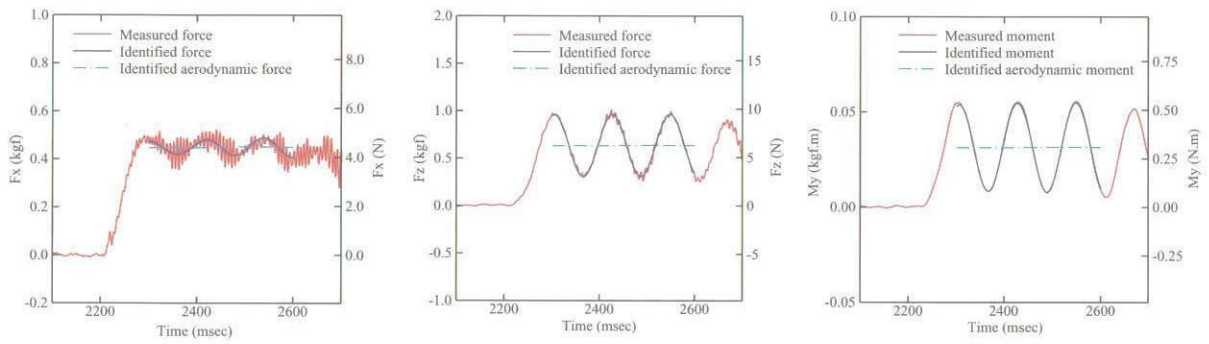


図4 振動同定除去法の適用例

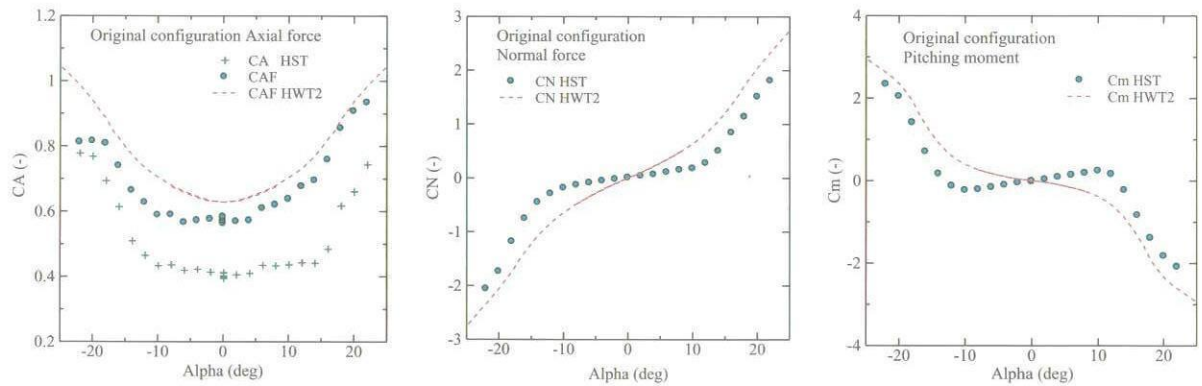


図5 オリジナル形態での縦3分力

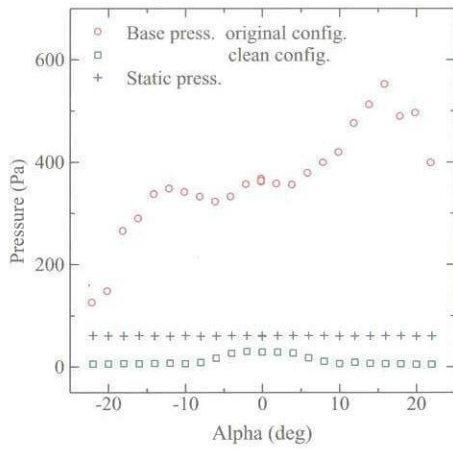


図6 ベース圧力と迎角の関係

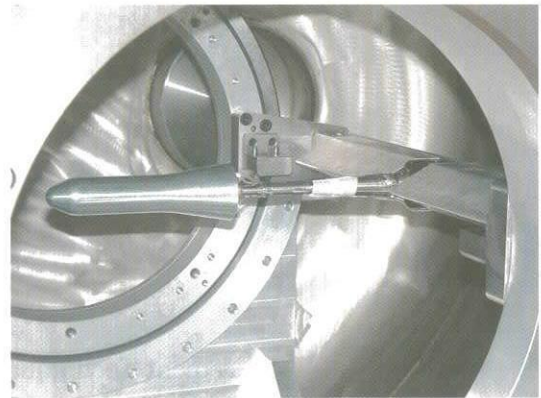


図7 新模型支持装置 (クリーン形態)

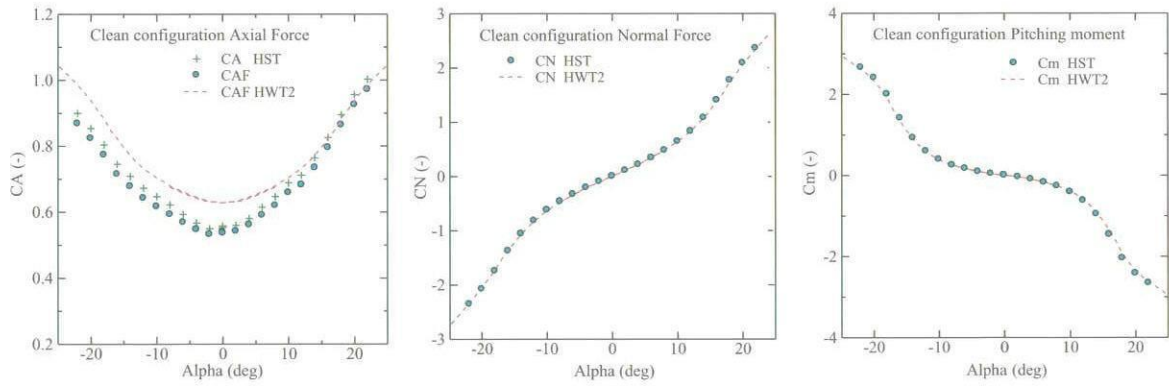


図8 クリーン形態での縦三分力

FHI 低速風洞における 3次元位置及び、 姿勢角計測方法について (DLT法)

迫 和彦 (富士重工業株式会社)
大栗 孝之 (富士重工業株式会社)

Measurement Technique for the Three-Dimensional Location and Attitude Angle in the FHI Low-Speed Wind Tunnel (DLT Method)

Kazuhiko Sako (FHI)
Takayuki Ooguri (FHI)

概 要

無人機や母機の搭載物(燃料タンク等)の投下・投棄風洞試験等の動的風洞試験は長年に渡り実施されてきているが、近年では無人機の必要性・重要性が高まり、計測の精度やデータの生産効率の向上が求められている。

近年のデジタル技術発達を背景に、デジタルカメラと、画像からの座標読取りソフトを用いることにより、写真の現像・焼付け時間及び、写真(焼付けられた写真)からの読取り作業を大幅に減らし、データの生産効率向上を図ることを目的とし、また、読取った数値データからDLT法(Direct Linear Transformation technique)を行うことで、運動軌跡の座標値と姿勢角の精度を向上させ、解析時間の短縮を図ることが出来た。

以下にDLT法の概略と、弊社における計測システム及び、その精度を示す。

1. はじめに

FHIでは、投下・投棄風洞試験における軌跡の計測には、ストロボスコープの発光に合せた写真撮影を行い、写真(焼付けられた写真)の画像をスケールをあてて読み取ることで運動解析を行っていた。しかし、高精度でかつ、詳細なデータの要求から試験ケースは増大し、写真(焼付けられた写真)からの軌跡・姿勢角の読取り作業には膨大な時間と労力を必要としていた。この作業手法に対し精度と効率向上を図るために用いたDLT法(Direct Linear Transformation technique)について原理と、方法を説明する。

3次元座標を複数のカメラ画像から計算する場合によく使用する方法で、近年では、スポーツ運動解析の分野で最もよく行われている方法である。

○2方向からの撮影画像への適用

カメラは物理座標系上の点Oを、投影中心Nと成す線ONと画像平面の交点Iで撮影する。各点の座標系及び座標を図1-1に示す。ここでN,I,Oは一直線上にある。これを共線条件と呼ぶ。

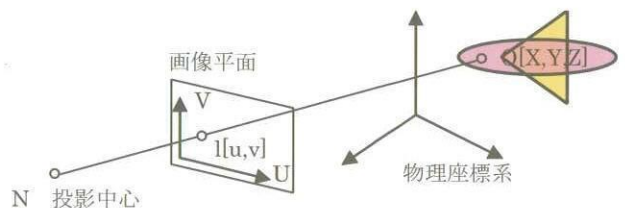


図1-1 座標系の定義

ここでカメラの投影中心Nは、物理座標系での座標に位置するとする。点NからOへのベクトルAとなる。

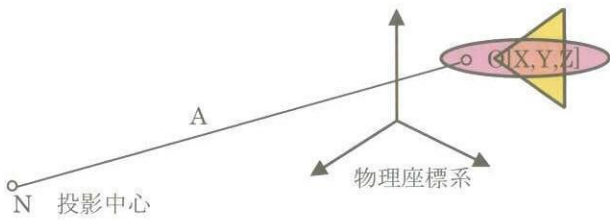


図 1-2 ベクトル A

また W 軸を画像平面に追加し、3次元直交座標系である画像座標系を定義する。画像平面上の点の W 座標は 0 となる。また投影中心 N から W 軸に平行に伸ばした直線と画像平面の交点を P 点とし、N と P 間の距離を d とし、P 点の画像座標系での座標値を $[u_0, v_0, 0]$ とすると、N の画像座標系での座標値は $[u_0, v_0, d]$ となる。また、N から l へのベクトル B は $[u-u_0, v-v_0, -d]$ となる。

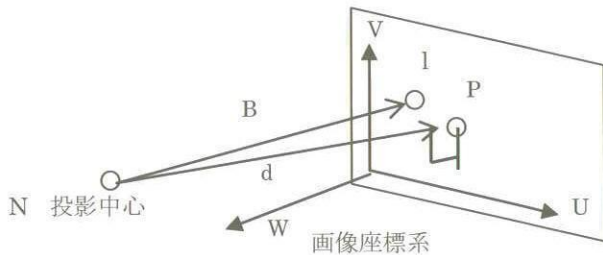


図 1-3 画像座標系

O、l、N は直線上にあるので、ベクトル A とベクトル B は 1 本の直線である。共線条件は単純に式 (1-1) で表される。

$$B = cA \tag{1-1}$$

但し図 1-2 よりベクトル A は物理座標系で定義

$$T_{1/0} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix}$$

され、図 1-3 よりベクトル B は画像座標系で定義されている。両者を同一の座標系で演算するために、ベクトル A を画像座標系に変換する回転変換行列 $T_{1/0}$ を導入する。

$$A^{(1)} = T_{1/0} \cdot A^{(0)} \tag{1-2}$$

ここで $A^{(1)}$ は画像座標系で定義されたベクトル A で、 $A^{(0)}$ は物理座標系で定義されたベクトル A である。

式 (1-2) を式 (1-1) に代入し、

$$\begin{bmatrix} u-u_0 \\ v-v_0 \\ -d \end{bmatrix} = c \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X-X_0 \\ Y-Y_0 \\ Z-Z_0 \end{bmatrix}$$

$$\tag{1-3}$$

式 (1-3) を展開すると

$$\begin{aligned} u-u_0 &= c[r_{11}(X-X_0)+r_{12}(Y-Y_0)+r_{13}(Z-Z_0)] \\ v-v_0 &= c[r_{21}(X-X_0)+r_{22}(Y-Y_0)+r_{23}(Z-Z_0)] \\ -d &= c[r_{31}(X-X_0)+r_{32}(Y-Y_0)+r_{33}(Z-Z_0)] \end{aligned}$$

$$\tag{1-4}$$

定数をまとめて X, Y, Z, u, v について整理すると、

$$u = \frac{A_1 X + A_2 Y + A_3 Z + A_4}{C_1 X + C_2 Y + C_3 Z + 1}$$

$$\tag{1-5}$$

$$v = \frac{B_1 X + B_2 Y + B_3 Z + B_4}{C_1 X + C_2 Y + C_3 Z + 1}$$

$$\tag{1-6}$$

となる。

ここで $A_1 \sim C_3$ の定数をカメラ定数と呼ぶ。この定数について解くと、

$$A_1 X + A_2 Y + A_3 Z + A_4 - C_1 X u - C_2 Y u - C_3 Z u = u \tag{1-7}$$

$$B_1 X + B_2 Y + B_3 Z + B_4 - C_1 X v - C_2 Y v - C_3 Z v = v \tag{1-8}$$

- 右辺の u, v : 写真からの読み取り値
- 左辺の X, Y, Z : 既知の座標値

この2つの式に6つ以上のコントロールポイントの3次元座標 (X, Y, Z) 及び画像平面上の (u, v) を代入し連立方程式を解くと、定数 $A_1 \sim C_3$ が求まる。すると式 (1-7)、式 (1-8) は変数が X, Y, Z, u, v の方程式となり2つの2次元座標よりひとつの3次元座標を求めることができる。

• コントロールポイント：座標が既知の定点を示す。

○実際の2枚の画像より対象物の3次元座標を算出する手順を説明する。図 1-4 の概略図に示すように、対象物の3次元座標を (X, Y, Z) とし、コントロールポイントの3次元座標を (cpX_n, cpY_n, cpZ_n) とする。画像1の対象物像1の2次元座標を (U₁, V₁)、コントロールポイント像1の2次元座標を (cp1U_n, cp1V_n) とする。画像2も同様に対象物像2の2次元座標を (U₂, V₂)、コントロールポイント像

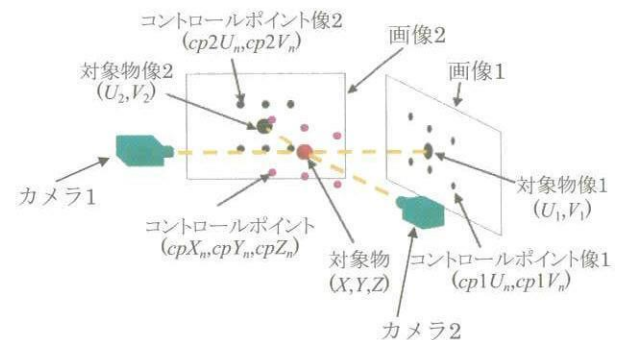


図 1-4 概略図

2の2次元座標を (cp2U_n,cp2V_n) とする。
(n はコントロールポイント番号)

画像1に対応するカメラ定数 (A₁₁ ~ C₁₃) を求める。式

$$\begin{bmatrix}
 cpX_1 & cpY_1 & cpZ_1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_1cp1U_1 & -cpY_1cp1U_1 & -cpZ_1cp1U_1 \\
 cpX_2 & cpY_2 & cpZ_2 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_2cp1U_2 & -cpY_2cp1U_2 & -cpZ_2cp1U_2 \\
 cpX_3 & cpY_3 & cpZ_3 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_3cp1U_3 & -cpY_3cp1U_3 & -cpZ_3cp1U_3 \\
 cpX_4 & cpY_4 & cpZ_4 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_4cp1U_4 & -cpY_4cp1U_4 & -cpZ_4cp1U_4 \\
 cpX_5 & cpY_5 & cpZ_5 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_5cp1U_5 & -cpY_5cp1U_5 & -cpZ_5cp1U_5 \\
 cpX_6 & cpY_6 & cpZ_6 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -cpX_6cp1U_6 & -cpY_6cp1U_6 & -cpZ_6cp1U_6 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_1 & cpY_1 & cpZ_1 & 1 & -cpX_1cp1V_1 & -cpY_1cp1V_1 & -cpZ_1cp1V_1 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_2 & cpY_2 & cpZ_2 & 1 & -cpX_2cp1V_2 & -cpY_2cp1V_2 & -cpZ_2cp1V_2 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_3 & cpY_3 & cpZ_3 & 1 & -cpX_3cp1V_3 & -cpY_3cp1V_3 & -cpZ_3cp1V_3 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_4 & cpY_4 & cpZ_4 & 1 & -cpX_4cp1V_4 & -cpY_4cp1V_4 & -cpZ_4cp1V_4 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_5 & cpY_5 & cpZ_5 & 1 & -cpX_5cp1V_5 & -cpY_5cp1V_5 & -cpZ_5cp1V_5 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & cpX_6 & cpY_6 & cpZ_6 & 1 & -cpX_6cp1V_6 & -cpY_6cp1V_6 & -cpZ_6cp1V_6
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 A_{11} \\
 A_{12} \\
 A_{13} \\
 A_{14} \\
 B_{11} \\
 B_{12} \\
 B_{13} \\
 B_{14} \\
 C_{11} \\
 C_{12} \\
 C_{13}
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 cp1U_1 \\
 cp1U_2 \\
 cp1U_3 \\
 cp1U_4 \\
 cp1U_5 \\
 cp1U_6 \\
 cp1V_1 \\
 cp1V_2 \\
 cp1V_3 \\
 cp1V_4 \\
 cp1V_5 \\
 cp1V_6
 \end{bmatrix}$$

式 (1-9)

となり、これを解くと画像1に対応するカメラ定数 (A₁₁ ~ C₁₃) が求まる。

同様に画像2に対応するカメラ定数 (A₂₁ ~ C₂₃) も6個のコントロールポイントの3次元座標値 (cpX_n, cpY_n, cpZ_n)、コントロールポイント像2の2次元座標 (cp2U_n, cp2V_n) を式 (1-7)、式 (1-8) に代入することによって求めることができる。

次に対象物の3次元座標 (X,Y,Z) を求める。画像1に対応するカメラ定数 A₁₁ ~ C₁₃、画像2に対応するカメラ定数 A₂₁ ~ C₂₃ を用いて、それぞれの画像の対象物像の2次元座標 (U₁,V₁)、(U₂,V₂) から、対象物の3次元座標を求める。式 (1-7)、式 (1-8) を X,Y,Z についてまとめ、行列式にしてそれらを代入すると、

$$\begin{bmatrix}
 A_{11}-C_{11}U_1 & A_{12}-C_{12}U_1 & A_{13}-C_{13}U_1 \\
 B_{11}-C_{11}V_1 & B_{12}-C_{12}V_1 & B_{13}-C_{13}V_1 \\
 A_{21}-C_{21}U_2 & A_{22}-C_{22}U_2 & A_{23}-C_{23}U_2 \\
 B_{21}-C_{21}V_2 & B_{22}-C_{22}V_2 & B_{23}-C_{23}V_2
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 X \\
 Y \\
 Z
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 U_1-A_{14} \\
 V_1-B_{14} \\
 U_2-A_{24} \\
 V_2-B_{24}
 \end{bmatrix}$$

式 (2-10)

となり、これを解くことによって対象物の3次元座標 (X,Y,Z) が求まる。

2. システム/手順

計測システムは図2-1に示すようにカメラ1~4の4台を使用する。隣り合うカメラ同士で一つのカメラ組を成す。カメラ組を成す2つのカメラで、同一の計測点が画像に写っていれば DLT 法を使用し計測点の3次元座標 (X,Y,Z) を算出することができる。

X 軸、Y 軸、Z 軸はカメラの較正治具により定義される。カメラ組①~③は共通の較正治具を使用して較正を行う

(1-7)、式 (1-8) に6つのコントロールポイントの3次元座標 (cpX_n,cpY_n,cpZ_n)、コントロールポイント像1の2次元座標 (cp1U_n,cp1V_n) を代入し行列式に直すと、

為、計測できた点は同一の座標系の座標値である。そのためカメラ組①~③で3次元座標を算出できた計測点が合計3点以上あれば投下模型重心位置、姿勢角 (ψ、θ、φ) を算出することができる。

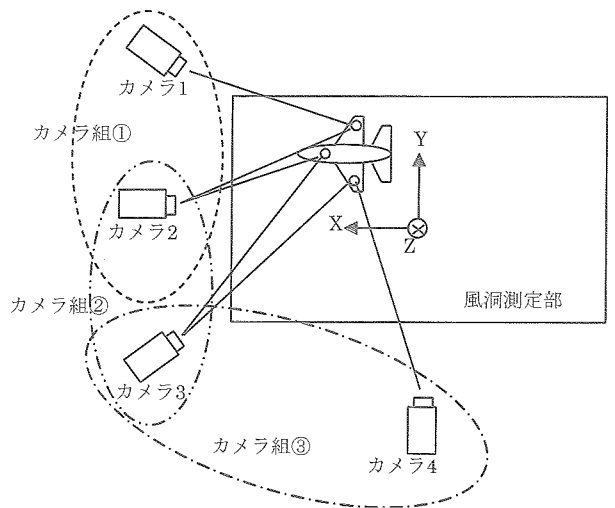


図2-1 投下軌跡計測システム

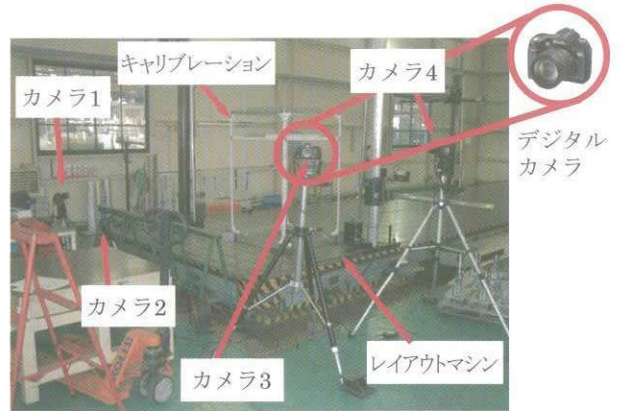
○計測システム確認予備試験 (試験方法)

- ①実際の風洞試験と同等の位置に4台のカメラを配置し、キャリブレーション治具に貼付したマーキングを撮影・読取りを行い、カメラ定数を算出する。(デジタルカメラデータをPCに転送し、ソフト上で読取りを行い、データをエクセルファイルに記録する) (図2-2 ~ 図2-4)
- ②4台のカメラにより模型及び、貼付したマーキングを撮影し、マーキング中央点を読み取る。(デジタルカメラデータをPCに転送し、ソフト上で読取りを行い、データをエクセルファイルに記録する) (図2-5-1 ~ 2-5-4、図2-6)

③模型マーキングの読取り値とカメラ定数から模型マーキングの3次元座標を算出し、実測値と比較する。模型マーキング及び、キャリブレーション治具のマーキング位置の座標計測値は、レイアウトマシン計測器（大型常盤）により行った。計測精度=±0.5mm

○仕様器材

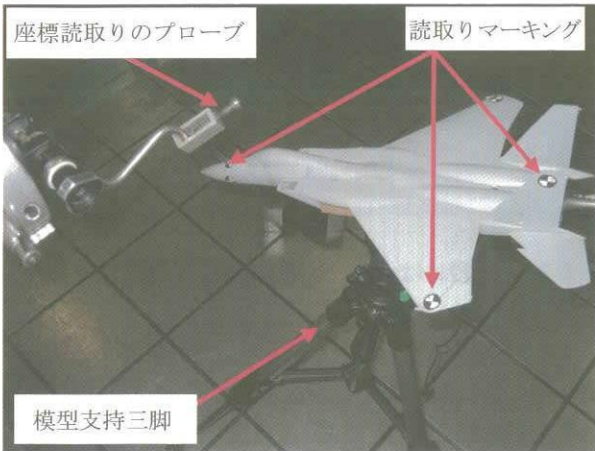
- ①供試体
- ②キャリブレーション治具
- ③カメラ
- ④位置計測装置（レイアウトマシン）



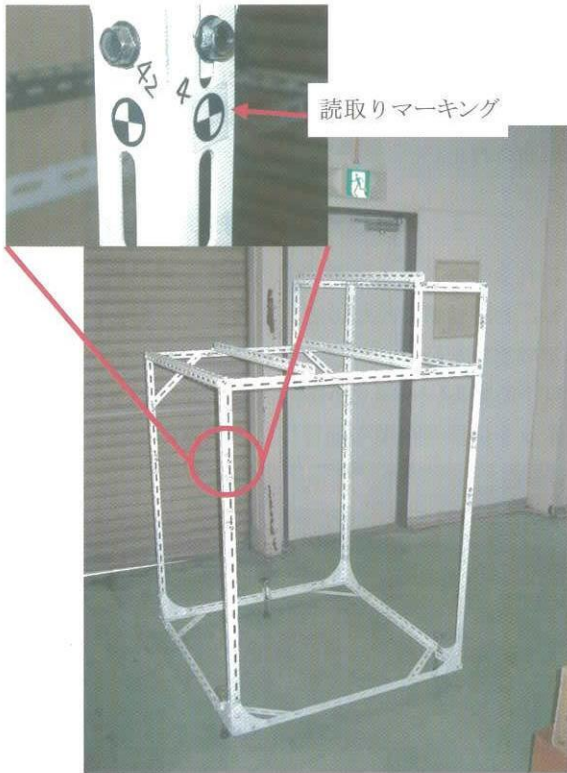
③カメラとキャリブレーション状況 図2-4
④計測装置（レイアウトマシン）

- ①にマーキングを貼付した模型及び、模型の支持三脚と、レイアウトマシンの計測プローブ
- ②に同様にマーキングを貼付したキャリブレーション治具
- ③④にシステム状況を示す。

このとき、カメラ1～4で撮影した影像を次に示す。



①供試体(市販プラモデル) 図2-2



②キャリブレーション治具と読取マーキング 図2-3



ここで、計測点（マーキング）の解像度を見てみると、マーキングの直径14mm（23画素）であるので、1画素の分解能は約0.6mmとなる。マーキング中心は約3画素×3画素で読取れるので、マーキングの検出位置は約2mm程度の誤差があり、模型のスパン250mmであるので、

$$\sin(2/250) = 0.46 \text{ (deg)}$$

程度の誤差があると考えられる。

○設定値と計測値の比較

ここまでに示した計測システムで、三脚に取付けた供試体の姿勢角・位置を10回程変更し、カメラ撮影を行いDLT法により算出した【算出値】と、レイアウトマシンの計測プロープにより計測した【実測値】を比較した。

その結果を表2-1及び、図2-7、図2-8に示す。

CASE	重心位置(計算値)			重心位置(実測値)			誤差値		
	X	Y	Z	X	Y	Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	-487.44	515.93	-1171.66	-488.38	516.12	-1171.2	0.93	-0.19	-0.45
2	-519.36	508.50	-965.65	-519.60	508.84	-965.9	0.24	-0.33	0.29
3	-795.95	776.84	-719.04	-796.94	777.29	-719.5	0.99	-0.45	0.55
4	-217.72	203.75	-727.94	-216.81	205.01	-727.7	-0.90	-1.26	-0.21
5	-860.57	754.34	-514.89	-861.22	754.71	-514.4	0.65	-0.36	-0.44
6	-403.84	576.36	-583.60	-403.00	578.01	-583.58	-0.84	-1.65	-0.02
誤差量絶対値の平均値							ΔX	ΔY	ΔZ
							0.76	0.71	0.32
CASE	角度(計算値)			角度(実測値)			誤差値		
	θ	φ	ψ	θ	φ	ψ	Δθ	Δφ	Δψ
1	0.49	0.20	-0.95	0.62	0.14	-0.50	-0.13	0.06	-0.39
2	26.14	0.65	-0.50	26.38	0.05	-0.4	-0.24	0.61	-0.10
3	26.98	1.46	24.98	26.96	0.13	24.9	0.02	1.33	0.04
4	27.21	16.31	-19.56	27.23	16.75	-19.5	-0.02	-0.44	0.03
5	-19.00	5.39	7.34	-18.82	4.59	7.6	-0.17	0.80	-0.31
6	-18.76	5.65	-21.91	-18.76	4.42	-22.02	0.00	1.24	0.12
誤差量絶対値の平均値							Δθ	Δφ	Δψ
							0.10	0.75	0.16

表2-1

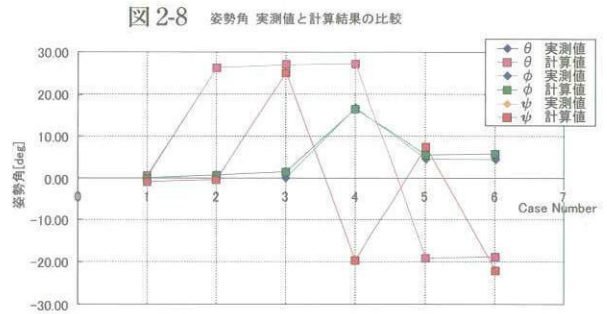
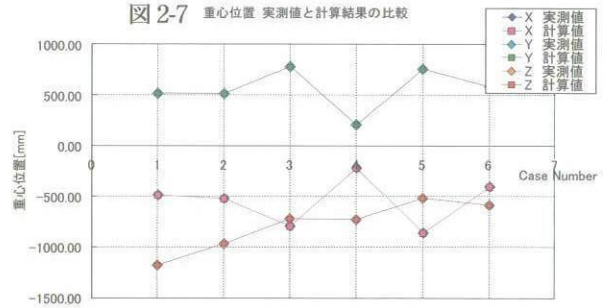


表2-1の上段には、重心位置の比較、下段には姿勢角の比較を示している。

また、図2-7は横軸に計測回数（位置、姿勢角を変更して計測した回数）、重心位置を示し、図2-8は横軸に計測回数（位置、姿勢角を変更して計測した回数）、姿勢角を示している。

これらの結果は先に検討した、マーキングの検出精度を満たしており、

位置精度 = 約±0.7mm

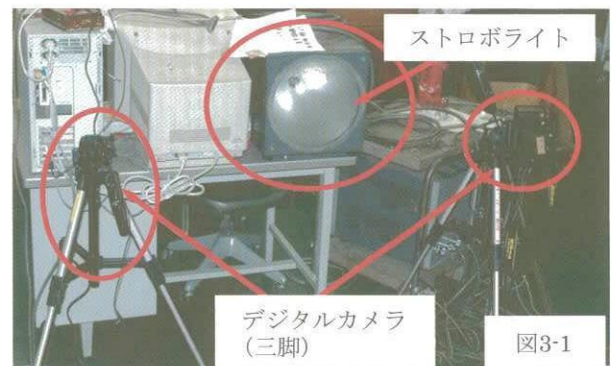
姿勢角 = 約±0.7deg

程度の精度で計測することが可能なシステムであることが確認された。

3. FHI 低速風洞における運用

これらのシステムで要求する精度を満足する計測が行えることが確認されたので、このシステムをFHI 低速風洞での運用を行う。

以下の図3-1～3-4にFHI 低速風洞において風洞既設のロボットに標準模型を取付けての運用例を示す。



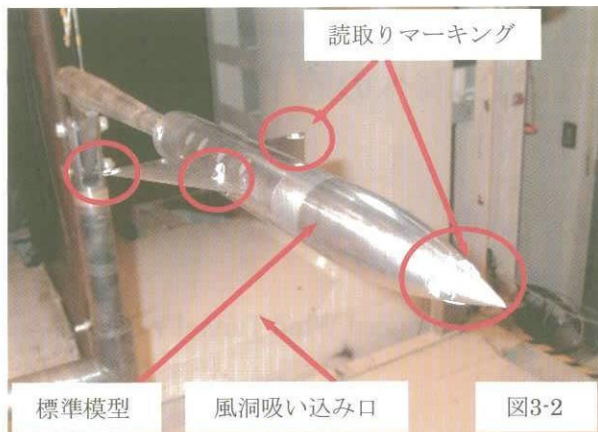


図3-2



図3-3



図3-4

これらのシステムを低速風洞に導入することにより、FHI 低速風洞の既存技術であったストロボスコープを併用しての投下・投棄動的風洞試験において画像読取り・解析に費やす労力・時間を軽減・短縮することが可能となり、

これにより、試験結果のクイックチェックが即時に行え、試験効率・試験データの生産性の向上が可能となった。

また、FHI 低速風洞において約3m離れた位置から非接触で供試体の位置・姿勢角を求めることが容易になった。

4. 将来に向けて

近年のデジタルカメラの技術は日進月歩で改良され、画素数も日々増えつつある。このデジタルカメラを高画素数のものに変更・交換するだけでも、読取り精度を向上が良くなり、結果として位置精度、姿勢各精度も向上させることができる。

更に、コンピュータの性能向上に伴い、マーキングを自動で認識・判断し、中心位置を自動的に読取るシステムを構築することで、供試体位置の読取り速度を向上させ、データ生産性を向上させるとともに、労力削減・時間短縮が可能となる。

また、低速風洞のテストセクションや、模型可動範囲を見通せる位置に、デジタルカメラや、VTRを固定設置することで、力計測、圧力計測風洞試験の静的風洞試験の姿勢角・位置の計測のバックアップとしての運用も可能になると考えられる。

これらの画像処理技術や、解析プログラムの進歩により、高速度のデジタルカメラなどを使うことで、通風中に供試体を自由落下させた時の軌跡を解析することにより、供試体の位置・姿勢角の変化過程から逆算して力を求めることにより、支持干渉の無い機体6分力計測が可能になるのではないかとと思われる。

パネル法風洞壁干渉修正の JAXA 6. 5 m×5. 5 m低速風洞への適用

青木 良尚、日高 亜希子 (JAXA)、森田 義朗 (JAST)

The Application of Panel Method to JAXA 6.5- by 5.5- m Low Speed Wind Tunnel Wall Interference Correction

Aoki yoshihisa, Hidaka akiko (JAXA), Morita yoshio (JAST)

Abstract

We added the facility to acquire the data of wall static pressure for conducting the static pressure wall interference correction method using panel method to JAXA 6.5- by 5.5- m low speed wind tunnel strut cart. The standard model test set on two struts support system was conducted and wall static pressure was acquired then we applied the method to the test results. We confirmed that we could acquire the data of wall static pressure using the facility except some ports, the method couldn't be applied to the only alpha angle sweep test but also the beta angle sweep test to which we couldn't have applied the traditional wall interference correction method and there were some problems of the JAXA Wall Interference Correction Program in the low speed wind tunnel test using strut support system.

1. はじめに

風洞試験データから、実機の空力特性をより正確に推算するためには、風洞壁により模型に及ぼされる空力干渉量を修正する必要がある。現在 JAXA で開発しているパネル法を用いた風洞壁干渉修正¹⁾²⁾³⁾⁴⁾を JAXA 6. 5 m×5. 5 m 低速風洞に適用するために、風洞付帯のストラットカートに壁面静圧分布を取得する設備を設置した。2本ストラット支持 ONERA M5 2.5 倍相似模型を使った風洞試験を実施して、この設備が正常に稼動すること、ストラット支持風洞試験に対してパネル法を用いた風洞壁干渉修正を適用可能であること、この手法を適用する上での課題を確認したのでこれを報告する。

2章でパネル法風洞壁干渉修正の概要を、3章で2004年度に設置した JAXA 6. 5 m×5. 5 m 低速風洞ストラットカート壁面静圧分布取得設備について、4章で2本ストラット支持 ONERA M5 2.5 倍相似模型にパネル法風洞壁干渉修正法を適用する上で行った改善と結果について、5章でまとめを、6章で今後の課題について述べる。

2. パネル法風洞壁干渉修正の概要

低速風洞におけるパネル法風洞壁境界修正については、参考文献3において詳しい説明がなされているのでここでは省略する。

3. JAXA 6. 5 m×5. 5 m 低速風洞ストラットカート壁面静圧分布取得設備

パネル法を用いた風洞壁干渉修正を JAXA 6. 5 m×5. 5 m 低速風洞に適用するために、付帯のストラットカートに壁面静圧を取得する設備を設置した。図1に概要図を示す。ストラットカート内の図1に示す位置に、南北壁面に1列当たり30点の静圧孔列を4列、上壁面に1列当たり10点の静圧孔列を2列、合計140点の静圧孔を設置した。2本ストラット支持 ONERA M5 2.5 倍相似模型の位置との対応を図2に示す。

基準となる測定部が空の状態である時の壁面静圧がカートの設置状態に依存しないかどうかを確認するために、意図的にカートをずらして設置し、12回の再現性試験を行った。それぞれの静圧孔で計測された静圧圧力係数平

均値を基準とした計測結果を図3～図8に示す。この結果から、南北壁面におけるカート上流側3点程度の壁面静圧計測値は、カートの設置状態の影響を受けることがわかった。

以上の結果から、風洞壁干渉修正に用いる壁面静圧データは、南北壁面におけるカート上流側3点を除いたものが望ましいことがわかった。

4. パネル法風洞壁干渉修正の2本ストラット支持 ONERA M5 2.5倍相似模型への適用

4.1 JAXA 風洞壁干渉修正プログラムの改修

これまでJAXAで開発されてきたパネル法風洞壁干渉修正プログラムを低速風洞用に改修した。主な改修点は以下の3点である。

- a) 入力データ作成プログラム、風洞壁圧フィッティングプログラム、風洞壁干渉修正量計算プログラムを統合
遷音速風洞の風洞壁干渉修正計算方法⁴⁾の特性から、試行段階においてこれら3つのプログラムはそれぞれ別のプログラムとして作成されていた。しかし、低速風洞の風洞壁干渉修正計算においては試行段階ということも考慮してもこれらを別のプログラムとして作成するメリットはなく、寧ろ計算に手間がかかるというデメリットの方が大きい。これらの理由から、これらの3つのプログラムを1つのプログラムに統合して、低速風洞における風洞壁干渉修正の計算の効率化を図った。但し、実用化を考えるとこの効率化は入力方法が複雑であるという点において不十分である。
- b) 計算速度向上のためマッハ数を0に固定して壁面影響係数行列を保存
遷音速風洞においては圧縮性パラメータがマッハ数に依存するので、同一の風洞壁面パネルを定義したとしても計算上の風洞壁面パネルは変化するため、厳密に風洞壁干渉修正量を計算するためには、それぞれのマッハ数に対して壁面影響係数行列の再計算が必要となる。通常では、低速風洞においては気流の圧縮性を考慮しないのが一般的であり、マッハ数を0に固定することにより、風洞壁面パネルの定義が変わらなければ壁面影響係数行列の再計算は必要ではなくなるので、これをデータとして保存することにより多少の計算速度向上が期待できる。
- c) 2本ストラット支持に対応させる為にストラット支持装置のモデル化機能を追加
これまで支持装置を含めてパネル法風洞壁境界修正を

試みていたのは、スティング支持による風洞試験のみであった。したがって、JAXAで開発中のパネル法風洞壁境界修正プログラムにはスティング支持装置をモデル化する機能しか含まれていないため、ストラット支持装置による風洞試験には対応していなかった。今回、2本ストラット支持装置風洞試験においてパネル法風洞壁干渉修正を行うために、ストラット支持装置のモデル化機能を追加した。図9に2本ストラット支持装置を含めた2本ストラット支持ONERA M5 2.5倍相似模型のパネル法風洞壁干渉修正モデルを示す。

4.2 横滑り角試験における風洞壁面擾乱速度分布計測値と計算値との大きな不一致対策

横滑り角を取った試験に対してパネル法風洞壁干渉修正計算を行うと、風洞壁面擾乱速度分布計測値と計算値との大きな不一致が発生することが確認された。図10の左図に、この不一致の一例として迎角 0° 、横滑り角 -20° における列Fの風洞壁面擾乱速度分布計測値と計算値を示す。

この原因を探るために、パネル法風洞壁干渉モデルパラメータを強制的に変更してパラメトリックスタディを行った結果、楕円断面を持ちその長軸が前部ストラット中心に固定されている後部ストラット風防が発生する揚力が増大すると、この不一致が生じることがわかった。様々な検討結果から、風洞壁面パネルの中心の位置を風洞壁面静圧孔に合わせると、この不一致が緩和されることがわかった。図10の右図に風洞壁面パネルの中心の位置を風洞壁面静圧孔に合わせた時の迎角 0° 、横滑り角 -20° における列Fの風洞壁面擾乱速度分布計測値と計算値を示す。この不一致が生じる根本的な原因がパネル法風洞壁干渉モデルにあるのか、単純な計算の誤差であるのか、計算法にあるのか等については現状では不明であるので、この不一致の対策として前述の方法が正しいかどうかを含めて今後検討する必要があることがわかった。

4.3 迎角変化試験に対する適用

2本ストラット支持迎角変化試験におけるパネル法と古典的手法による風洞壁干渉修正結果を図11に、それぞれの風洞壁干渉修正量の比較を図12に示す。

図11より、ポラーカーブはどちらの手法においてもほぼ一致しているが、図12から、パネル法は古典的手法よりもブロッケージが大きいことがわかる。パネル法では風洞壁面静圧を用いているため、古典的手法よりも風洞壁干渉修正の精度が高いと予想されるが、この結果の妥当性について検証を行う必要がある。

4.4 横滑り角変化試験に対する適用

2本ストラット支持横滑り角変化試験におけるパネル法と古典的手法による風洞壁干渉修正量の比較を図13に示す。

図13より、パネル法風洞壁干渉修正法では、古典的手法では考慮できていなかった横滑り角の修正が可能であることがわかった。また、横滑り角の増加によるプロセージの増大も捕らえられており、横滑り角の正負による風洞壁干渉修正量の対象性も見られる。修正量の値の増減についても物理的に妥当であるので、横滑り角変化試験に対してもパネル法風洞壁干渉修正が適用できることがわかった。但し、この結果の妥当性については迎角変化試験と同様に検証を行う必要がある。

5. まとめ

JAXA 6.5m×5.5m低速風洞ストラットカートに壁面静圧分布取得設備を設置し、2本ストラット支持ONERA M5 2.5倍相似模型試験に対してJAXAで開発中のパネル法風洞壁干渉修正を適用した。

壁面静圧分布取得設備は南北壁面の上流側3点の静圧孔はカート設置状態の影響を受けることがわかった。

低速風洞2本ストラット試験にJAXAで開発中のパネル法風洞壁干渉修正を適用するために、プログラムの改修を行った。

ストラット後部風防の揚力が原因とみられる風洞壁面擾乱速度分布計測値と計算値の不一致が見られた。風洞壁面パネルの中心に静圧孔位置を合わせるにより不一致が緩和されることがわかったが、根本的な原因は現状では不明である。

2本ストラット支持ONERA M5 2.5倍相似模型試験を行い、迎角変化試験と古典的手法では風洞壁干渉修正ができていなかった横滑り角変化試験に対してパネル法風洞壁干渉修正を適用しこの有効性を確認した。

6. 今後の課題

・様々な試験に対する適用

- ・計測値の誤差が風洞壁干渉量に対して与える影響の評価
- ・パネル法風洞壁干渉修正モデルや風洞壁面擾乱速度分布フィッティング精度の向上
- ・計算時間の短縮化

謝辞

最後になりますが、2本ストラット支持ONERA M5 2.5倍相似模型試験を行うに当たり、JAXA低速風洞セクションの真城派遣員と遠藤派遣員には140本の7.5m長圧力配管作成作業の協力を、星野主任研究員と遠藤派遣員にはスキャニバルブと全140点に及ぶ壁面静圧孔との圧力配管接続作業を含む計測準備の協力とデータ計測を、室田主任研究員、細江主任研究員、真城派遣員には模型設置の協力と風洞運転を、伊藤セクションリーダーには低速風洞セクション全体の取りまとめを行って頂きました。

また、共同研究者の日高研究員にはこれまでに開発されていたJAXA風洞壁干渉修正プログラムの提供と説明、森田派遣員にはパネル法風洞壁干渉修正理論に関する技術的なアドバイスを頂きました。

ここに感謝いたします。

参考文献

- 1) James D. Keller and Ray H. Wright, A Numerical Method of Calculating the Boundary Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels of Rectangular Cross Section, NASA TR R-379, November 1971
- 2) Norbert Ulbrich, Description of Panel Method Code ANTARES, NASA/CR-2000-209592, May 2000
- 3) 日高, 森田, 口石, パネル法風洞壁境界修正の低速風洞試験への適用, 第72回風洞研究会議論文集, 2005
- 4) 日高, 森田, 口石, 他2名, パネル法風洞壁境界修正の遷音速風洞試験への適用, 第73回風洞研究会議論文集, 2005

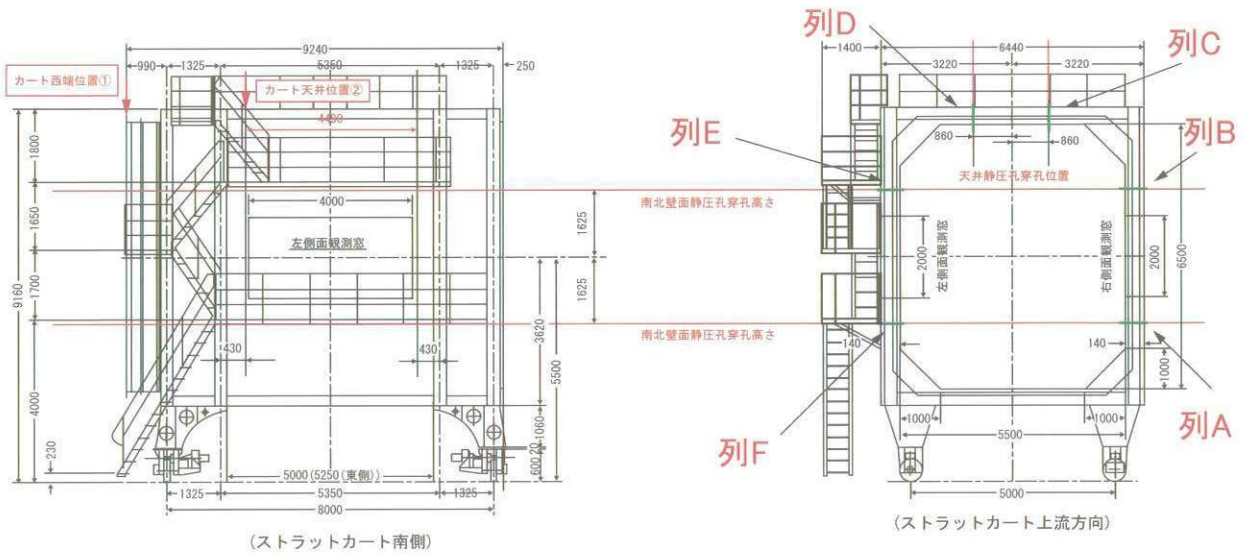


図1 JAXA 6.5m×5.5m低速風洞ストラットカート壁面静圧分布取得設備概要図

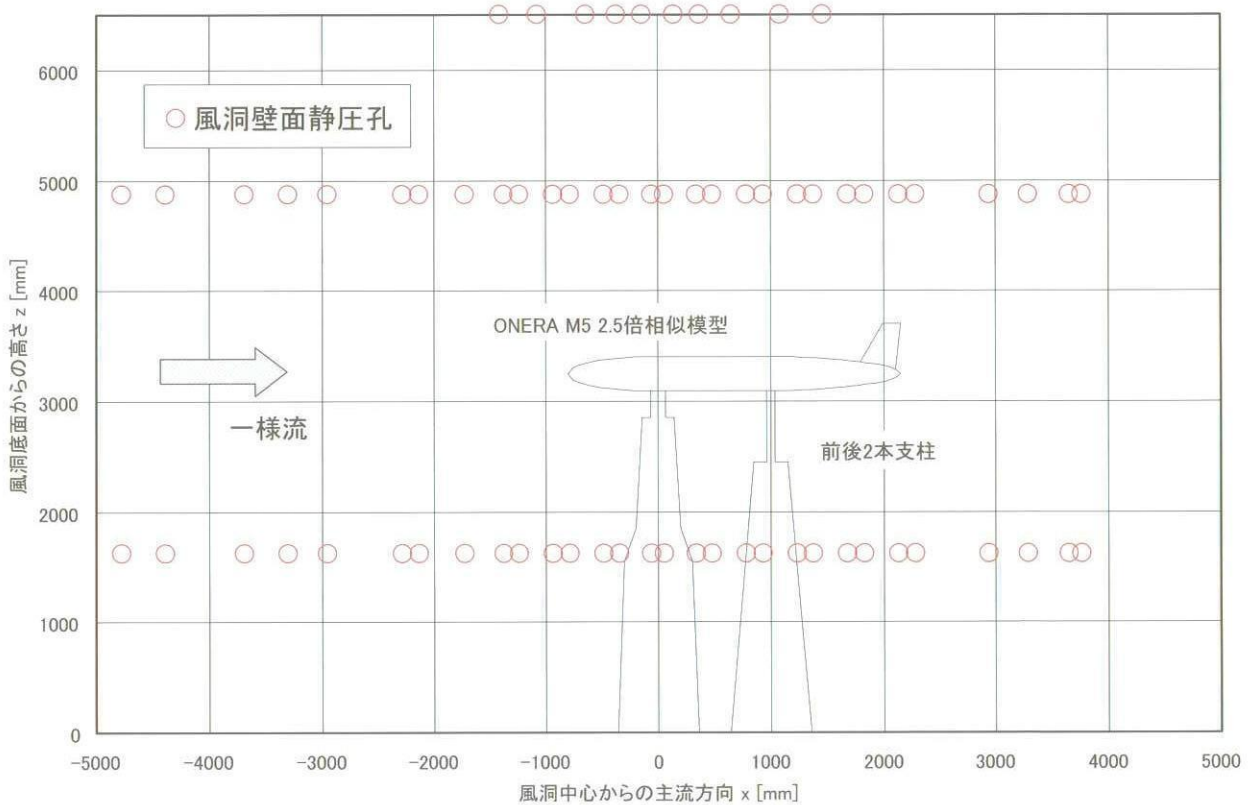


図2 壁面静圧孔と2本ストラット支持 ONERA M5 2.5倍相似模型の位置との対応 (南側)

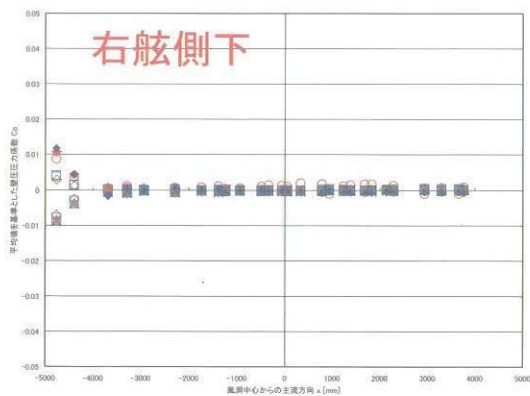


図3 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列A)

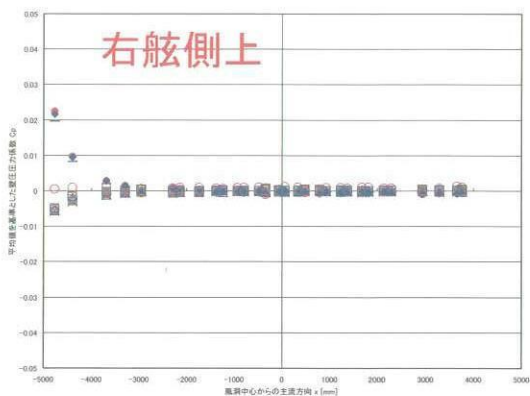


図4 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列B)

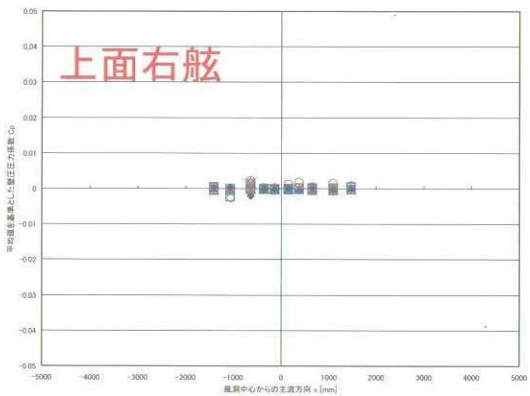


図5 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列C)

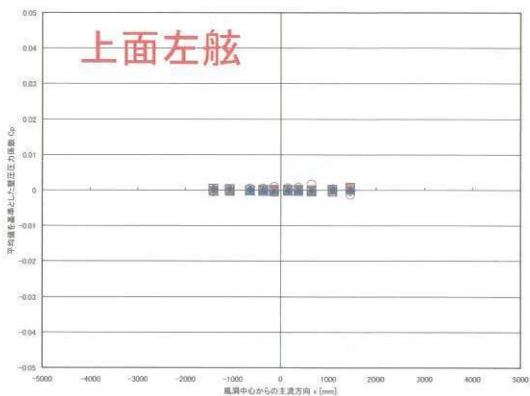


図6 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列D)

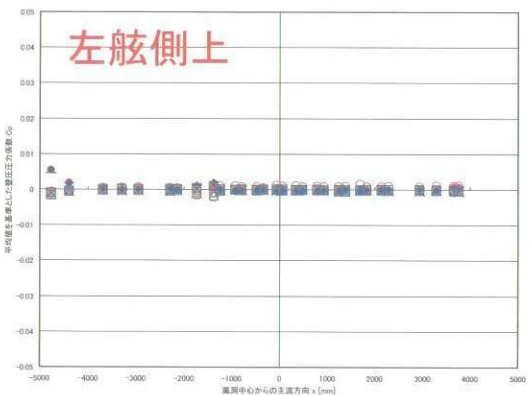


図7 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列E)

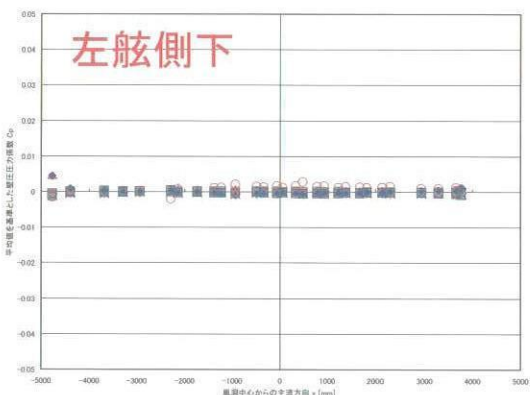


図8 測定部が空の状態での壁面静圧計測結果 (列F)

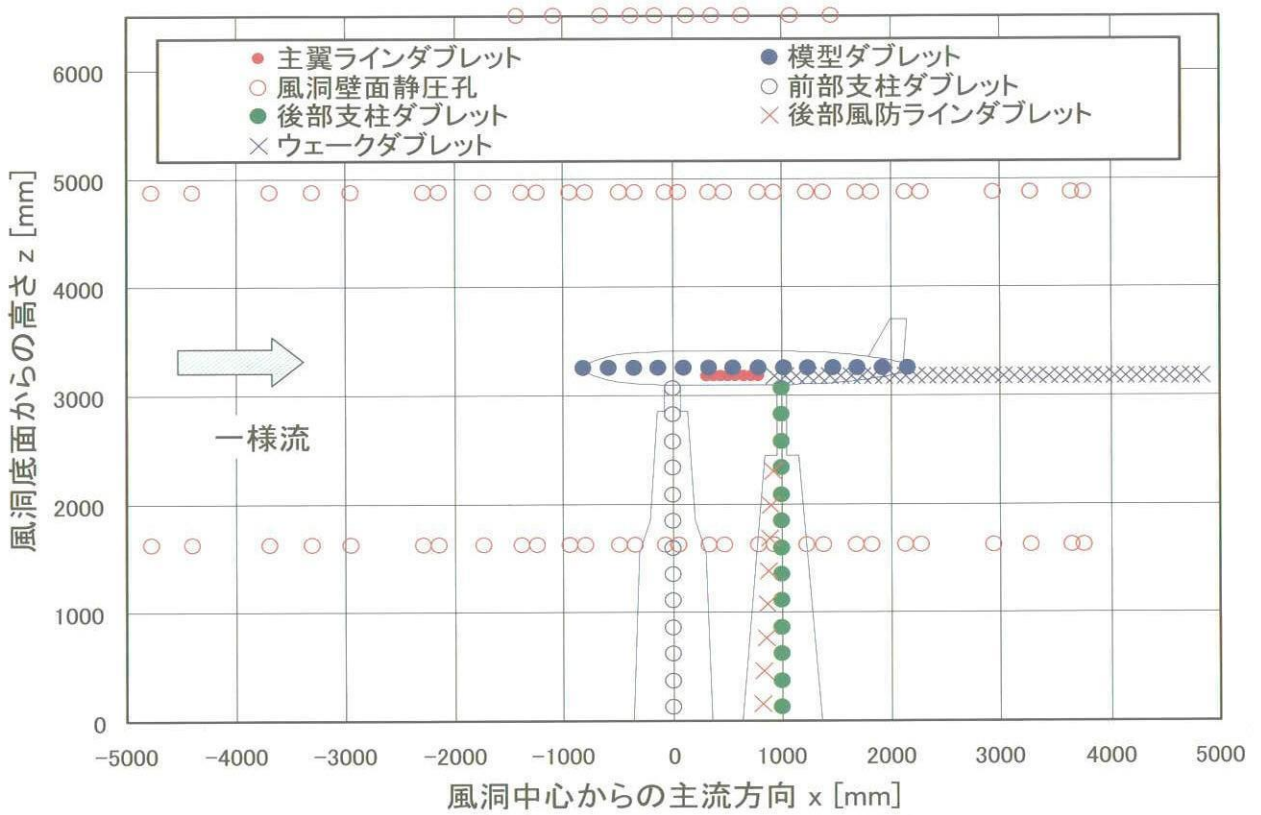


図9 2本ストラット支持 ONERA M5 2.5倍相似模型のパネル法風洞壁干渉修正モデル

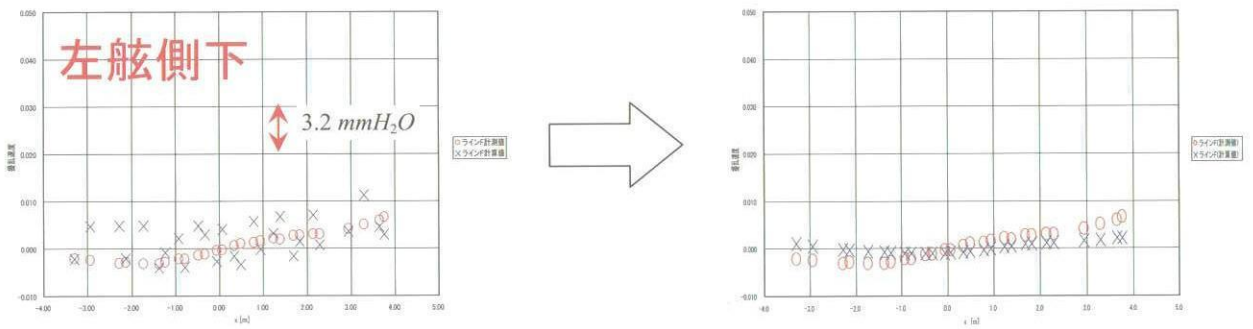


図10 $\alpha = 0^\circ$ 、 $\beta = -20^\circ$ における列F壁面擾乱速度フィッティング結果比較 (左: 自動分割)

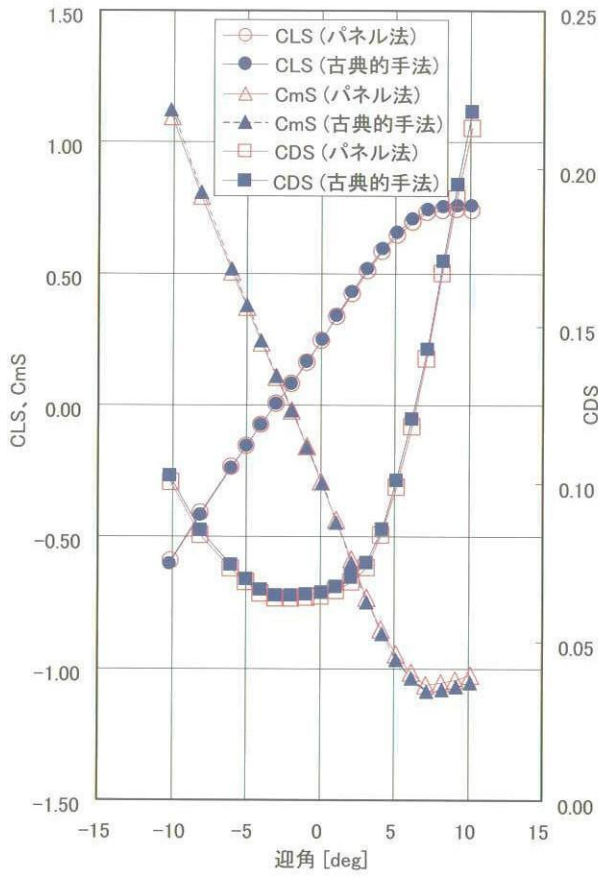


図11 迎角変化試験における風洞壁干渉修正結果

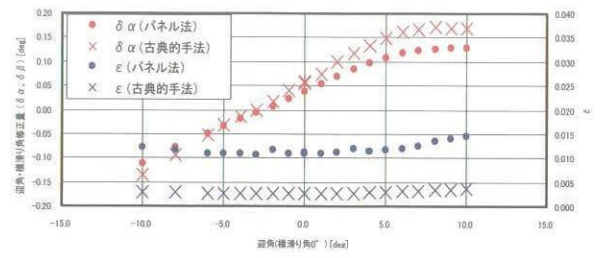


図12 パネル法と古典的手法による風洞壁干渉修正量比較 (迎角変化試験)

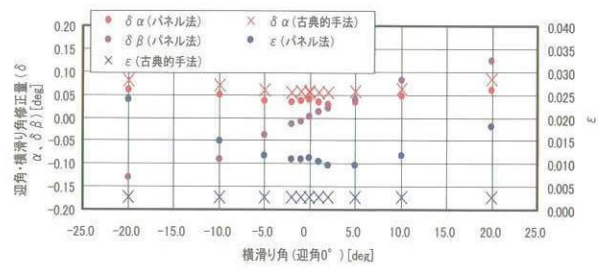


図13 パネル法と古典的手法による風洞壁干渉修正量比較 (横滑り角変化試験)

JAXA2m × 2m 遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定

日高亜希子、口石 茂、小池 陽、香西政孝（宇宙航空研究開発機構）

Establishment of the Boundary Condition for the Wall Interference Correction in JAXA 2m × 2m Transonic Wind Tunnel

Akiko HIDAKA, Shigeru KUCHI-ISHI, Akira KOIKE and Masataka KOUZAI (JAXA)

概 要

現在JAXAで開発中のパネル法風洞壁境界修正プログラムを、JAXA2m × 2m 遷音速風洞試験に適用する為には、風洞壁面での境界条件を決定するレストリクションパラメータ R を求める必要がある。そこで、JAXA2m × 2m 遷音速風洞 No.1 カートにおいて ONERA-M5 標準模型風洞試験を実施しパラメータ R を求め、さらにその R を使用して風洞壁干渉量を推算した。

1. はじめに

現在、JAXA では、低速及び遷音速風洞に共用可能な風洞壁境界修正法を開発し実用化することを目的として、新しい風洞壁境界修正プログラムを作成中である。このプログラムを遷音速風洞試験に適用する為には、風洞壁面での境界条件を決定するレストリクションパラメータ R を求める必要がある。そこで今回、JAXA2m × 2m 遷音速風洞 No.1 カートにおいて ONERA-M5 標準模型風洞試験を実施し、レストリクションパラメータ R を求め、この R を用いて風洞壁干渉量を試算したので、これらの結果について報告する。

2. パネル法遷音速風洞壁境界修正の概要

2.1 風洞及び模型の数学モデル

(1) 風洞の数学モデル

風洞壁面パネルの例を図1に示す。

風洞壁面パネルは、Source 又は Sink で模擬する。計算領域は、風洞断面 2m × 2m、長さ 12m である。

また、壁面パネル枚数は、流れ方向に 40 枚、周方向に 80 枚であり、図1のように風洞中心が密になるように設定している。

また、風洞中心は座標系の原点であり、かつ模型の空力中心位置（つまり天秤中心位置）である。

(2) 模型の数学モデル

ONERA-M5 標準模型の計算モデルを図2に示す。

模型の揚力は Line Doublet、模型のプロジェージ及び後流は Point Doublet でそれぞれ模擬する。また、模型のピッチ角とロール角の変化に応じて、それぞれのダブルレット位置を変化させる。

2.2 境界条件と風洞壁干渉修正計算の流れ

(1) 境界条件式

今回計算対象とした遷音速風洞 No.1 カートは多孔壁であり、境界条件式は以下ようになる。

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} + \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

ここで、 ϕ は擾乱速度ポテンシャルであり、 $\frac{\partial \phi}{\partial x}$ は主流方

向の擾乱速度、 $\frac{\partial \phi}{\partial n}$ は風洞壁面に垂直方向の擾乱速度であ

る。また、R はレストリクションパラメータとよばれ、上式のように主流方向の擾乱速度と壁を横切る擾乱速度との関係を規定するパラメータである。

(2) 風洞壁干渉修正計算の流れ

最初に壁面パネルを設定し、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 1/4 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、模型及びスティングについては、中心線上にPoint Doubletを配置する。このとき、Doubletの強さは模型及びスティングの幾何形状より算出する。また、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、Doubletの強さは天秤で計測した揚力係数CL及び抵抗係数CDより算出する。

以上のように各特異点を設定し、境界条件式を満たすように壁面パネルのSource及びSinkの強さを決定する。

そして、風洞壁上の各Source及びSinkにより風洞中心(空力中心)に誘起される擾乱速度(u,v,w)を計算し風洞壁干渉量を求める。

3. レストリクションパラメータRの算出

レストリクションパラメータRの計算手法は、まず風洞試験において風洞壁面上の速度分布を取得し、取得データと計算結果とが一致するようにRを決定するというものである。以下に詳細を示す。

- ①まず、ある迎角 α のときの風洞壁面上静圧分布を計測し、これを速度分布に変換する。
- ②次に、Rをある値R1と仮定して壁面境界条件を設定し、壁面上の速度分布を計算する。
- ③①の壁面上速度分布計測データと②の計算結果とを比較して(図3参照)、下式により標準偏差Sを計算する。

$$S(R) = \sqrt{\frac{\sum_{\delta=1}^m [\Delta u'(\delta, R)]^2}{m-1}}$$

但し、 $\Delta u'$: 計測データと計算結果の差

m : 静圧孔の数

- ④R=R1~R2の範囲でいくつかのRを仮定して、②及び③の計算を行い、最小2乗FittingによりS-Rグラフの多項近似式を求め、標準偏差Sが最小となるRをその迎角におけるRとして採用する。(図4参照)
- ⑤各迎角に対して①~④の過程を行い、迎角ごとのRを決定し、それらの平均値を風洞固有のRと設定する。

4. 風洞壁面静圧計測試験

4.1 試験概要

JAXA2m×2m遷音速風洞No.1カートのレストリクションパラメータRを設定する為に、風洞壁面静圧計測試験を実施した。このカートは開孔率20%の多孔壁カートである。また、模型は、翼幅0.983m、平均空力翼弦長0.137mのONERA-M5標準模型を使用し、後方スティン

グ支持により試験を行った。試験の概要を図5に示す。

また、試験では、全機6分力と風洞壁面上静圧分布を計測した。風洞壁面上静圧分布については、上下左右それぞれの壁面センター上に、直径38mm、長さ約4.3mの静圧計測バー(図6参照)を設置し計測を行った。

次に、実施した試験ケースを表1に示す。今回の試験では、模型を取り付けた状態と取り外した状態で壁圧の計測を行い、その差分を取ることで模型の影響のみを取り出した。また、総圧の影響を見る為に、総圧60kPaと100kPaで試験を実施した。

4.2 試験結果

まず、風洞上面の静圧分布計測結果例を図7-1及び図7-2に示す。図7-1は風洞内に模型を入れた状態の静圧分布であり、図7-2は模型を取り外した状態の静圧分布である。この2つの図に共通するデータのばらつきの原因としては、静圧孔の製作誤差やパイプの影響等が考えられる。よって、このばらつきを取り除く為に図7-1と図7-2の差を取ったものが図7-3である。これらの図を比較すると、差を取ることでデータのばらつきが軽減されることが確認できる。また、図7-3より、静圧の差分 ΔC_p が上流側でゼロにならないという結果となったので、上側に移動して補正したデータ(図7-4)を計算に使用した。

次に、風洞の上下左右壁面の静圧差分 ΔC_p 分布を図8-1~図8-4に示す。図8-3及び図8-4より、左右の壁面静圧は、ばらつきはあるものの概ね同じ分布になっており、取得データの妥当性を示していると考えられる。

4.3 計算結果との比較

風洞上下左右壁面の擾乱速度分布について、計測データと計算結果との比較例を図9-1~図9-4に示す。上下壁面については両者はよく一致しており、左右壁面についても概ね一致していると言えるが、計測データのばらつきが大きい部分もある。

5. レストリクションパラメータR推算結果

前節の風洞試験をもとに計算した、レストリクションパラメータRの推算結果について以下に示す。

まず、マッハ数0.6、0.74及び0.9について、迎角毎のRを計算した結果を図10に示す。各迎角におけるRの計算値にはばらつきがあるが、平均値を取りマッハ数ごとのRとして決定した。

次に、それぞれのマッハ数におけるRの平均値計算結果を図11に示す。これより、Rはマッハ数に対して右下がりという結果が得られた。

6. 風洞壁境界修正量計算結果

6.1 迎角及びマッハ数修正結果

迎角の修正量 $\Delta\alpha$ を図12に、マッハ数の修正量 ΔM を図13にそれぞれ示す。ここで、 $\Delta\alpha$ 及び ΔM はそれぞれ、

$$\Delta\alpha = \alpha_c - \alpha$$

$$\Delta M = M_c - M$$

である。

迎角修正量 $\Delta\alpha$ は、迎角 2° のとき約 0.067° であり、R計算値のばらつきによる誤差範囲は約 0.006° である。また、マッハ数修正量 ΔM については、修正量は小さいと言える。

6.2 縦3分力修正結果

縦3分力の壁干渉修正計算結果を図14～図16にそれぞれ示す。これらの図では計測結果と計算結果の差は小さく見えるが、修正量の値を具体的に記すと、迎角 2° のとき、揚力係数がおよそ0.005、抵抗係数がおよそ0.0006（6カウント）であり、迎角 5° のとき、揚力係数がおよそ0.002、抵抗係数がおよそ0.0008（8カウント）である。

7. まとめ

今回、ONERA-M5標準模型を用いて風洞壁静圧分布計測試験を実施し、これをもとにJAXA2m×2m遷音速風洞No.1カートのレストリクションパラメータRを求め、R=2.0～2.4という結果を得た。さらに、求めたRを用いてONERA-M5標準模型の風洞壁空力干渉量を計算し、ま

た、Rの推算誤差が壁干渉量に与える影響は少ないという結果を得た。

今後、本修正法の信頼性を確認する為に、さらに検証を行う予定である。

8. 参考文献

- 1) James D. Keller and Ray H. Wright, A Numerical Method of Calculating the Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels of Rectangular Cross Section, NASA TR R-379, November 1971
- 2) James D. Keller, Numerical Calculation of Boundary Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots, NASA TN D-6871, August 1972
- 3) Norbert Ulbrich, Description of Panel Method Code ANTARES, NASA/CR-2000-209592, May 2000
- 4) N. Ulbrich and A. R. Boone, Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel, AIAA-2001-1112, January 2001
- 5) N. Ulbrich, The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems, AIAA-2002-0307, January 2002
- 6) N. Ulbrich and A. R. Boone, Direct Validation of the Wall Interference Correction System of the Ames 11-Foot Transonic Wind Tunnel, NASA/TM-2003-212268

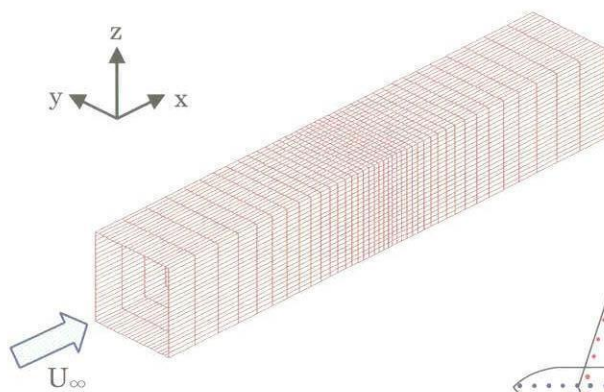


図1 風洞壁面パネル例

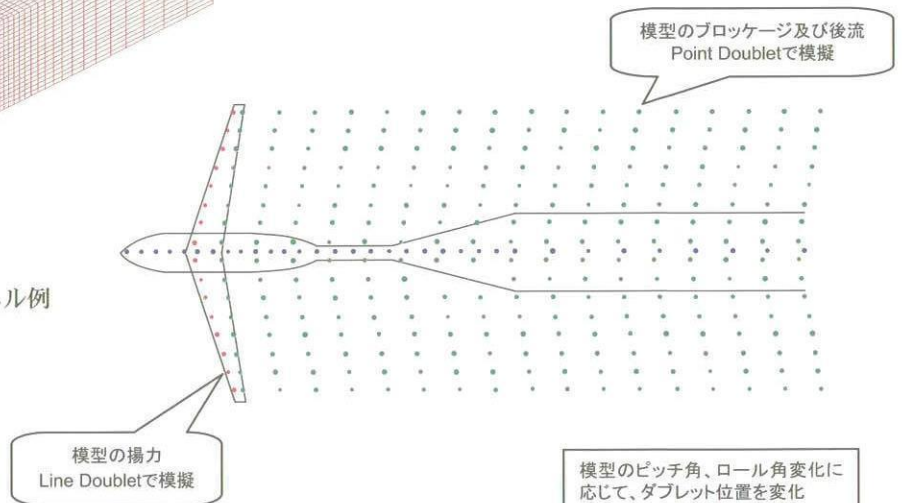


図2 ONERA-M5標準模型の計算モデル略図

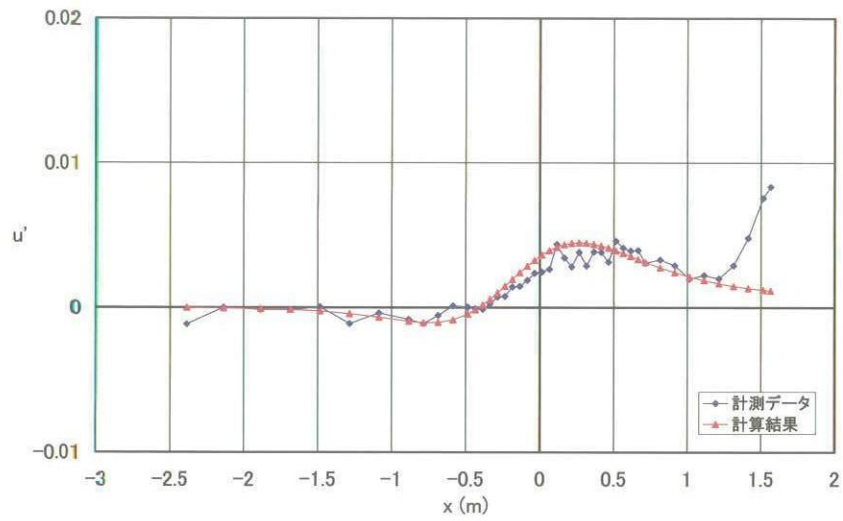


図3 風洞上面擾乱速度分布比較 (M=0.74、 $\alpha = 0^\circ$)

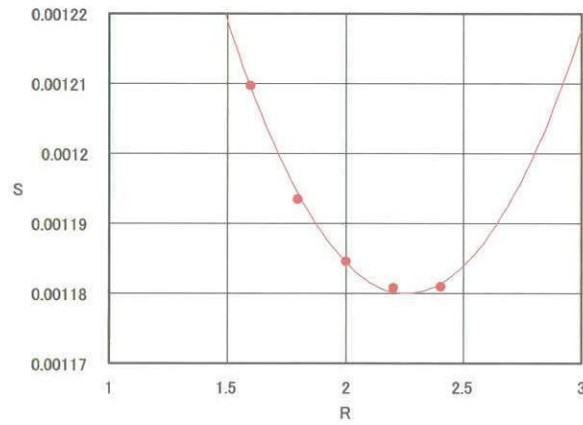


図4 各Rに対する標準偏差計算結果例 (M=0.74、 $\alpha = 0^\circ$)

表1 試験ケース表

模型	P_0 (kPa)	M	α	β
有/無	60 / 100	0.6 / 0.65 / 0.7	-5° ~ 5° 0.5° ピッチ	$\alpha = 2^\circ$ で $\pm 5^\circ, \pm 10^\circ$
		0.74	-5° ~ 5° 0.5° ピッチ	0°
		0.8 / 0.84	-5° ~ 2° 0.5° ピッチ	0°
		0.9	-2° ~ 2° 0.5° ピッチ	0°

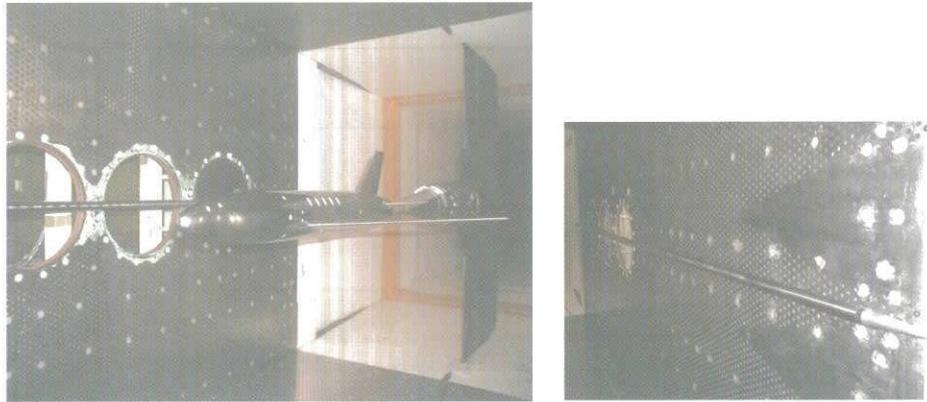


図5 風洞試験概要

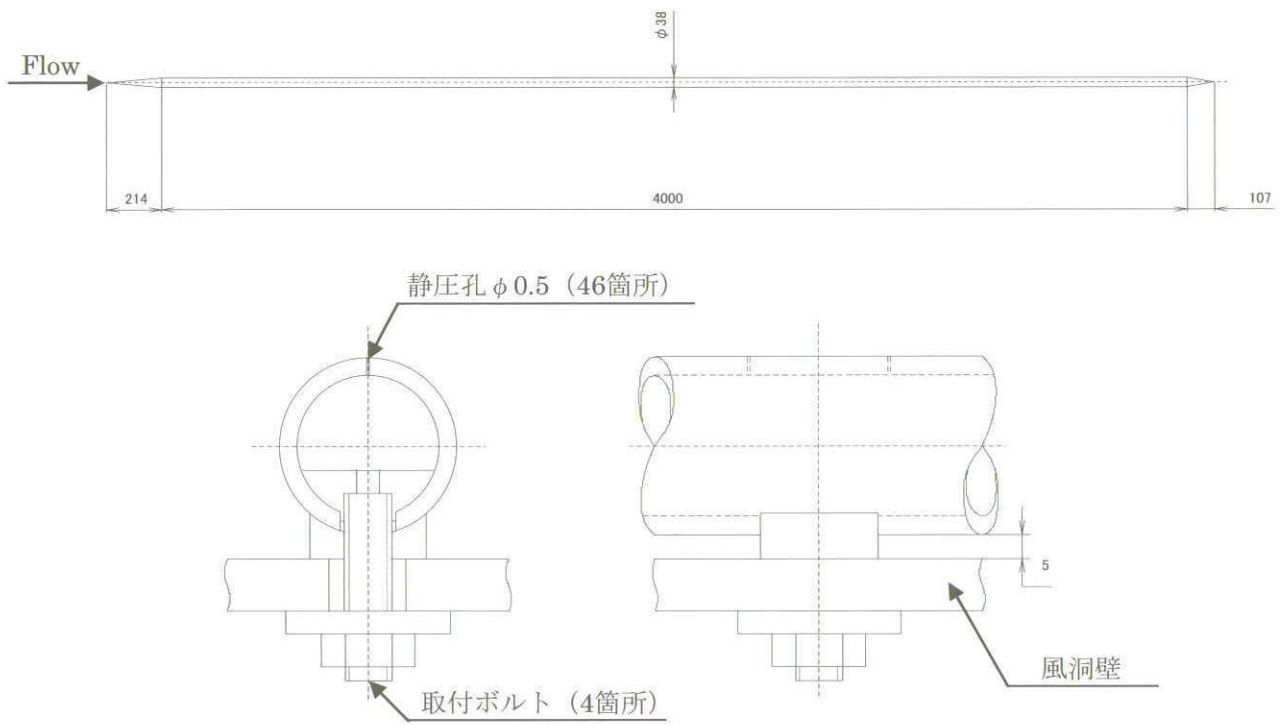


図6 静圧分布計測バー

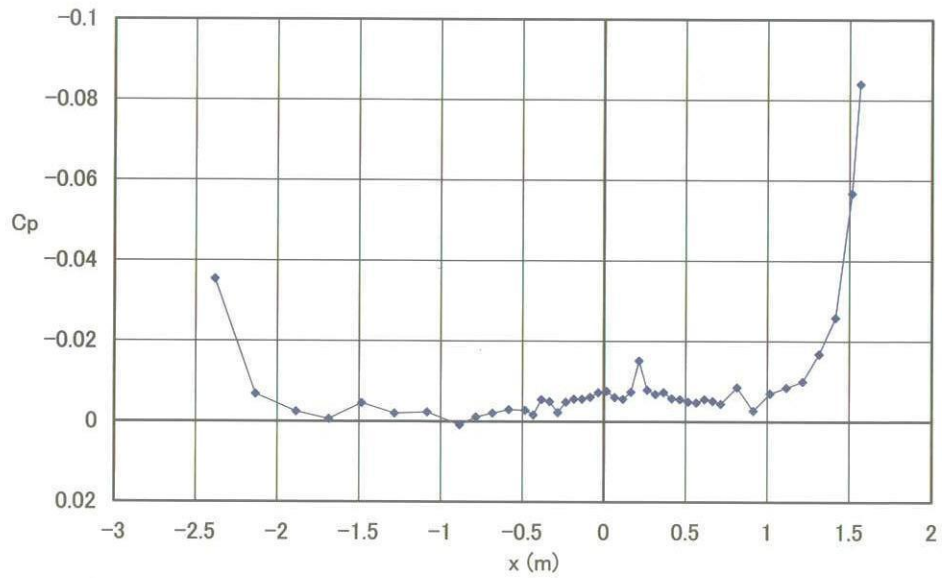


図 7-1 風洞上面静圧分布計測結果 (模型有り、 $M=0.74$ 、 $\alpha = 0^\circ$)

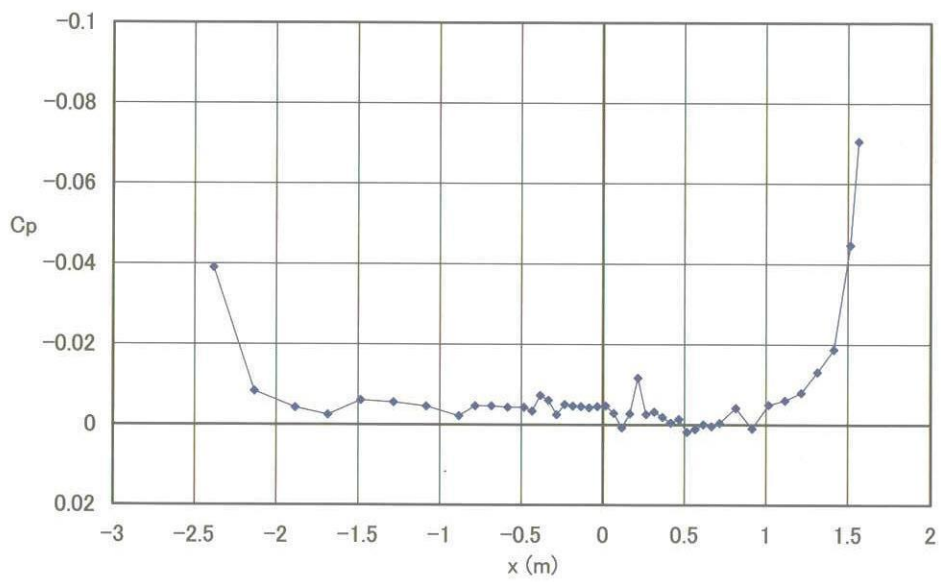


図 7-2 風洞上面静圧分布計測結果 (模型無し、 $M=0.74$ 、 $\alpha = 0^\circ$)

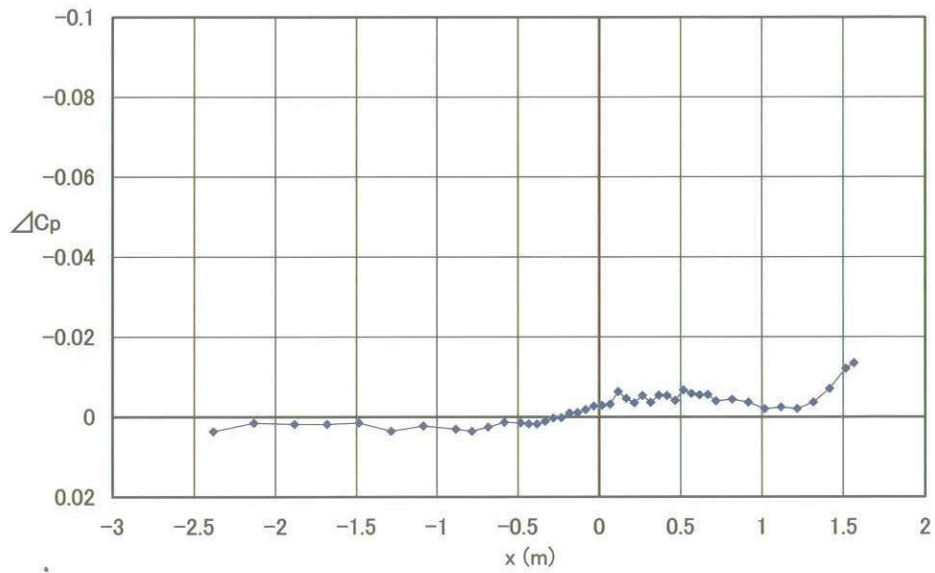


図7-3 静圧差分 ΔC_p (図7-1から図7-2を引いた結果)

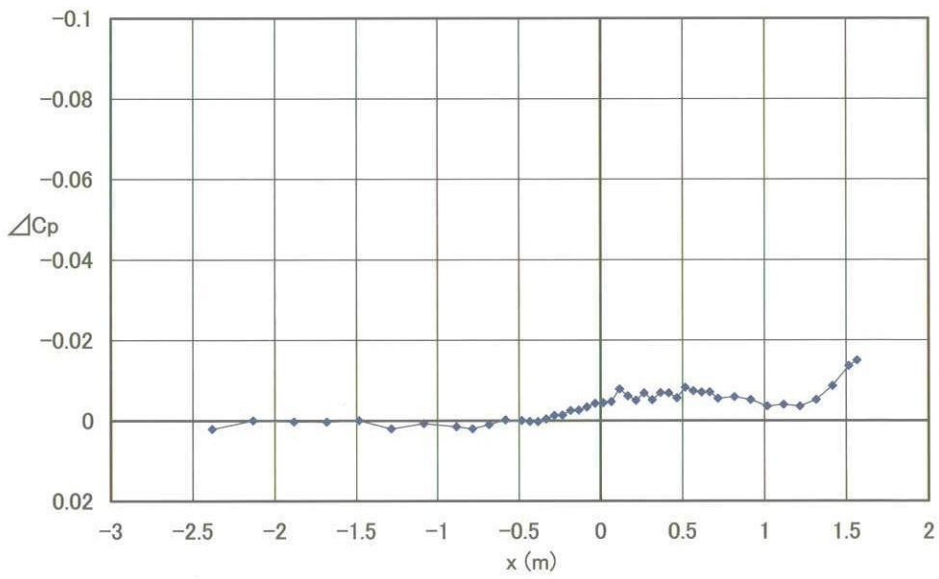


図7-4 補正後の ΔC_p 分布

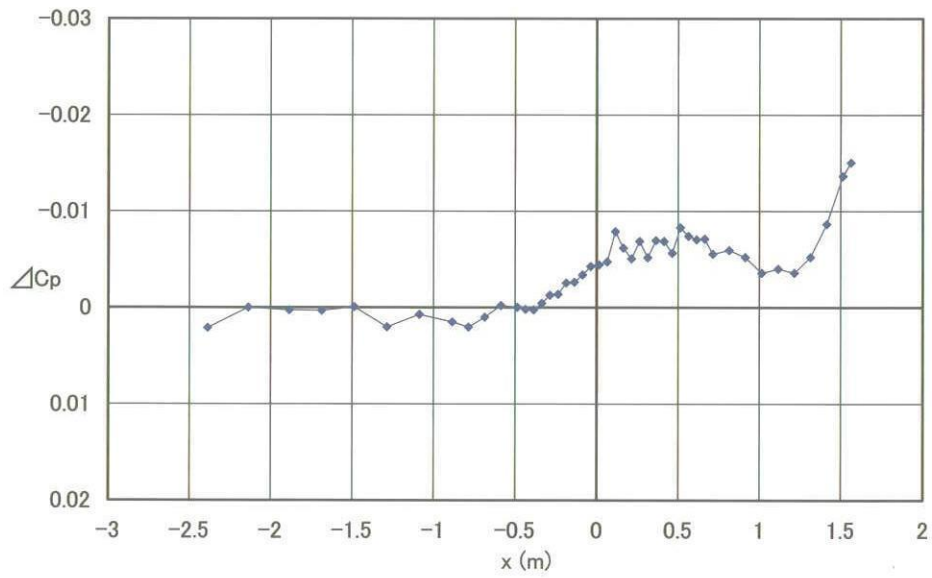


図8-1 風洞上面静圧差分 ΔC_p 分布 ($M=0.74$ 、 $\alpha=0^\circ$)

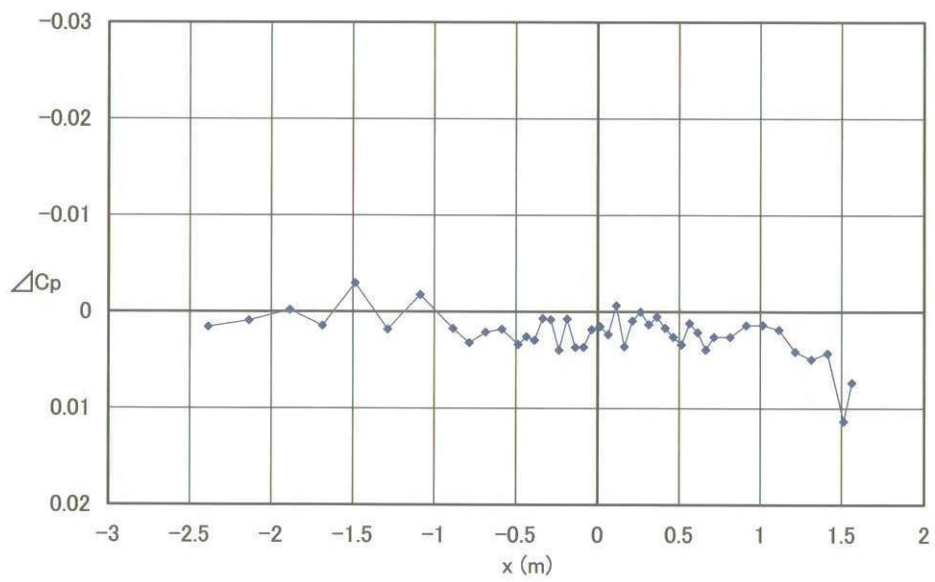


図8-2 風洞下面静圧差分 ΔC_p 分布 ($M=0.74$ 、 $\alpha=0^\circ$)

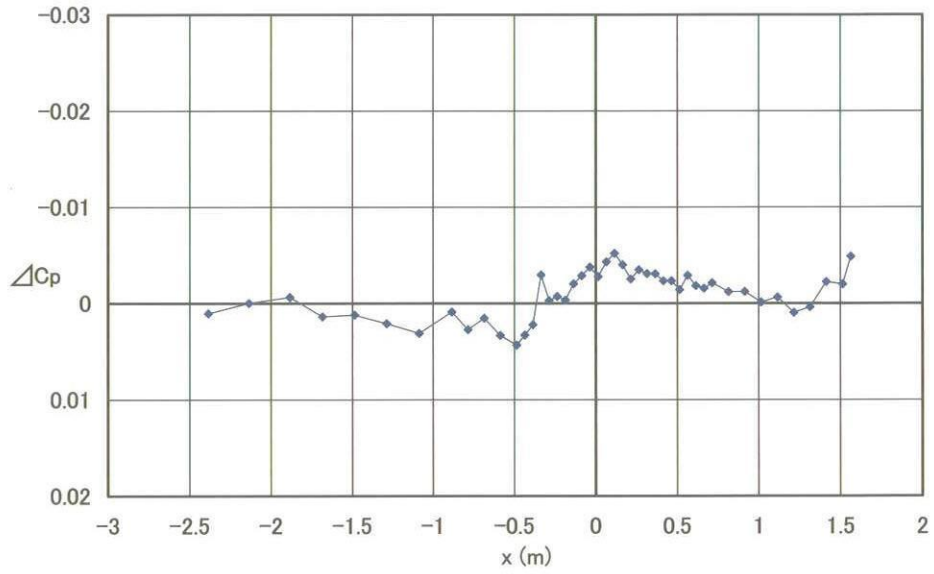


図 8-3 風洞左面静圧差分 ΔC_p 分布 ($M=0.74$ 、 $\alpha =0^\circ$)

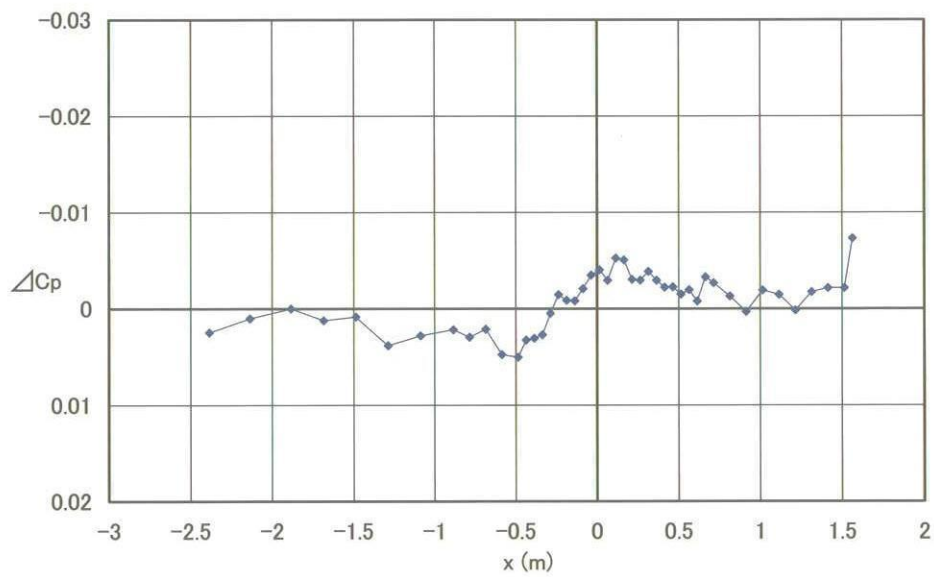


図 8-4 風洞右面静圧差分 ΔC_p 分布 ($M=0.74$ 、 $\alpha =0^\circ$)

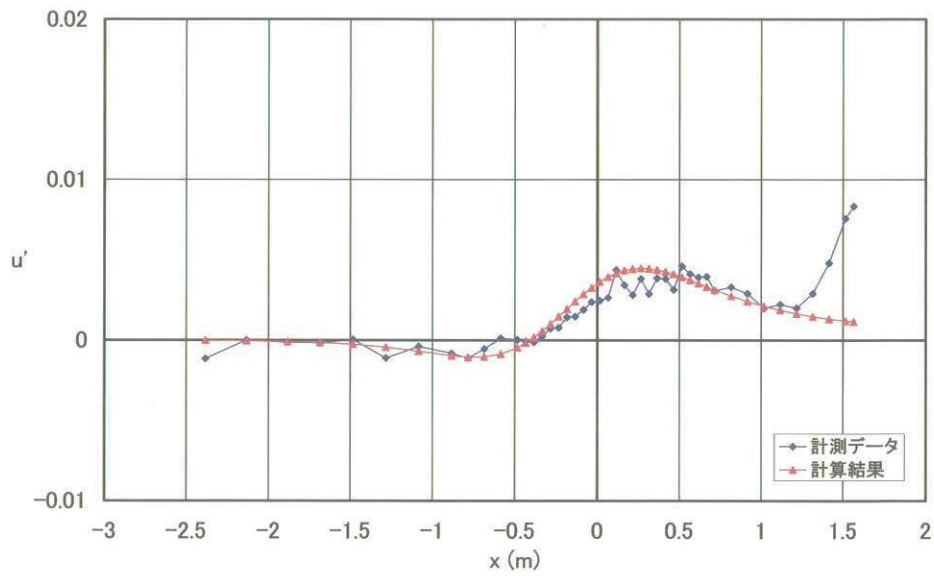


図 9-1 風洞上面擾乱速度分布比較 (M=0.74、 $\alpha = 0^\circ$)

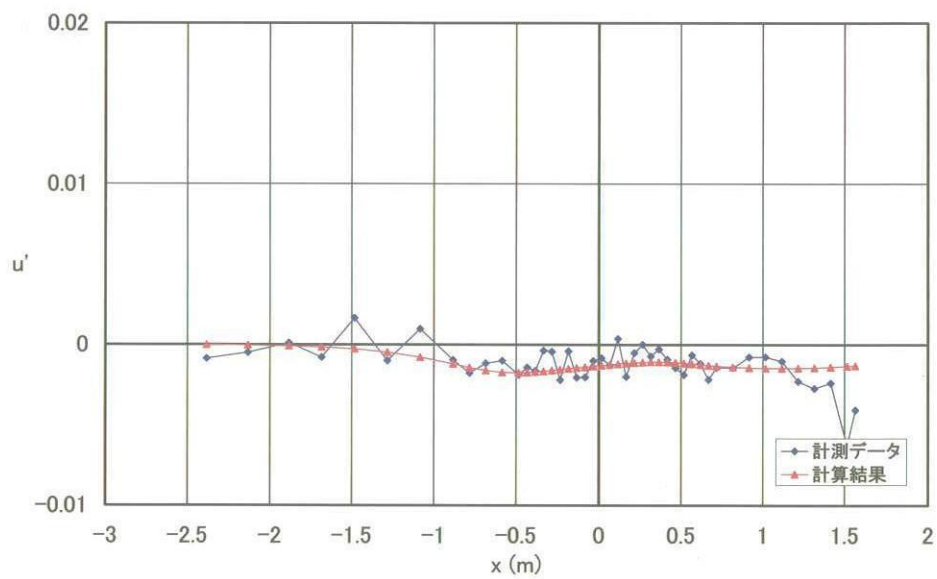


図 9-2 風洞下面擾乱速度分布比較 (M=0.74、 $\alpha = 0^\circ$)

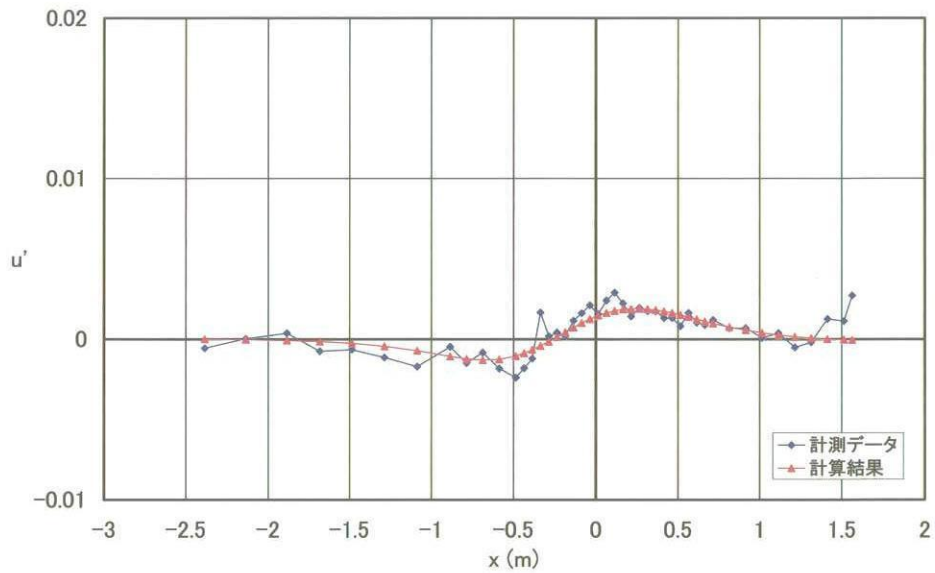


図9-3 風洞左面擾乱速度分布比較 ($M=0.74$ 、 $\alpha = 0^\circ$)

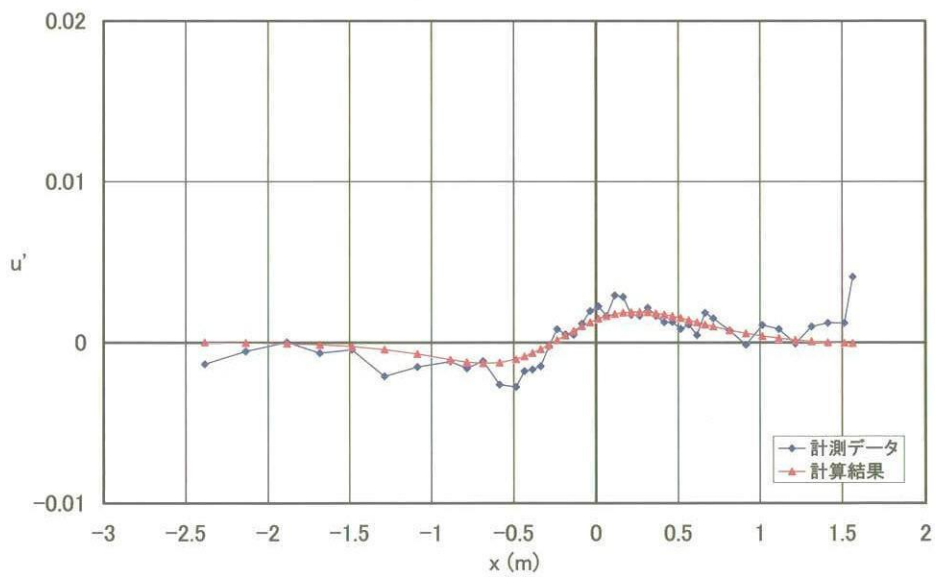


図9-4 風洞右面擾乱速度分布比較 ($M=0.74$ 、 $\alpha = 0^\circ$)

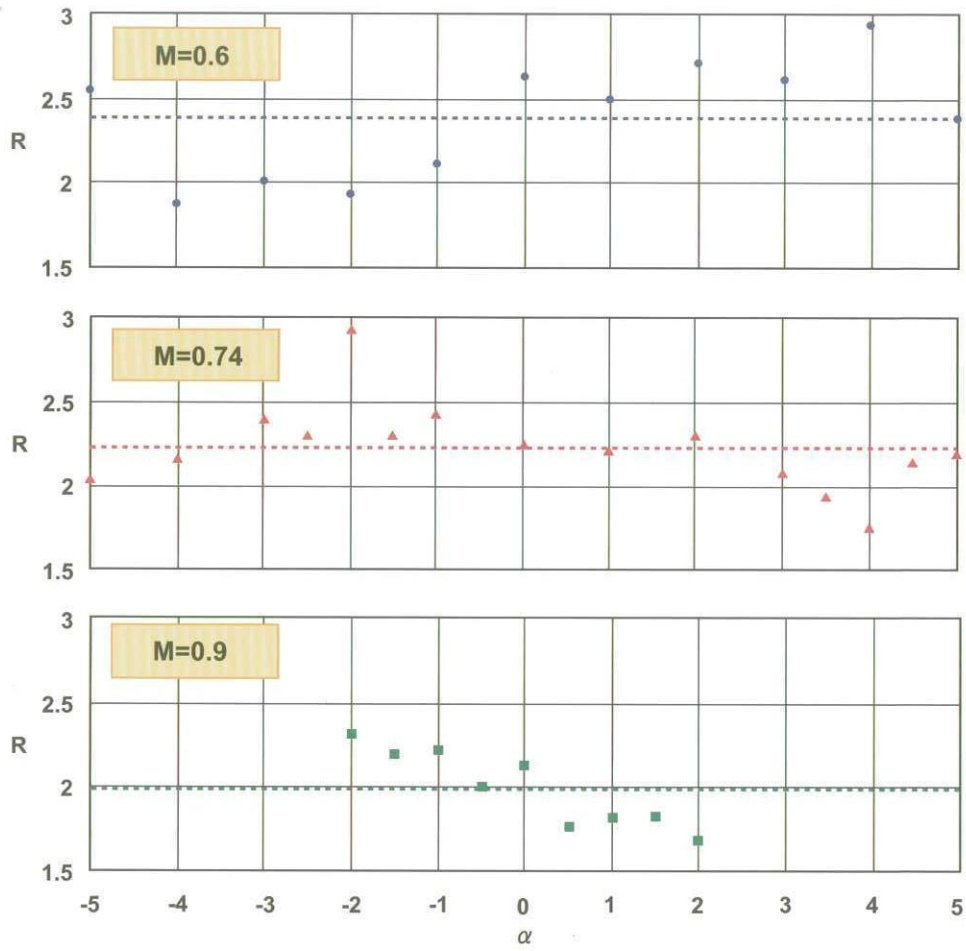


図10 各迎角におけるレストリクションパラメータ R 推算結果

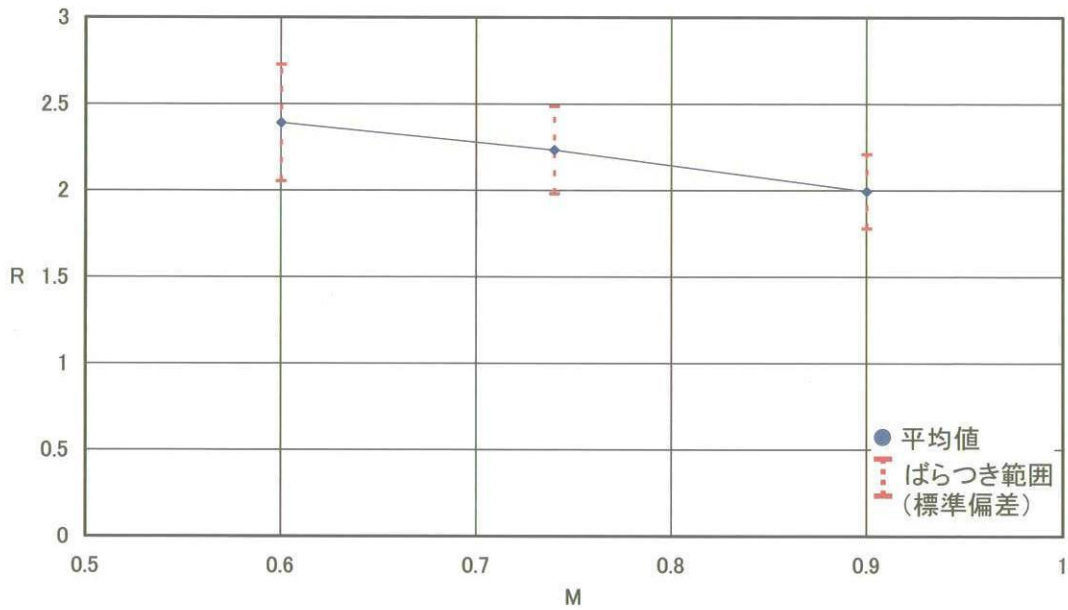


図11 各マッハ数におけるレストリクションパラメータ R 推算結果

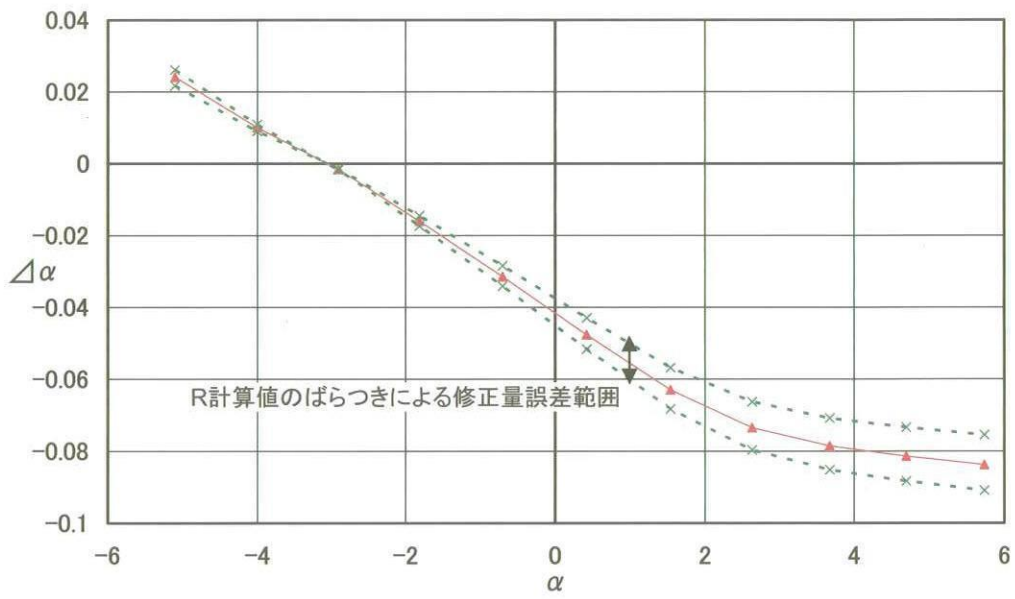


図12 迎角修正量計算結果

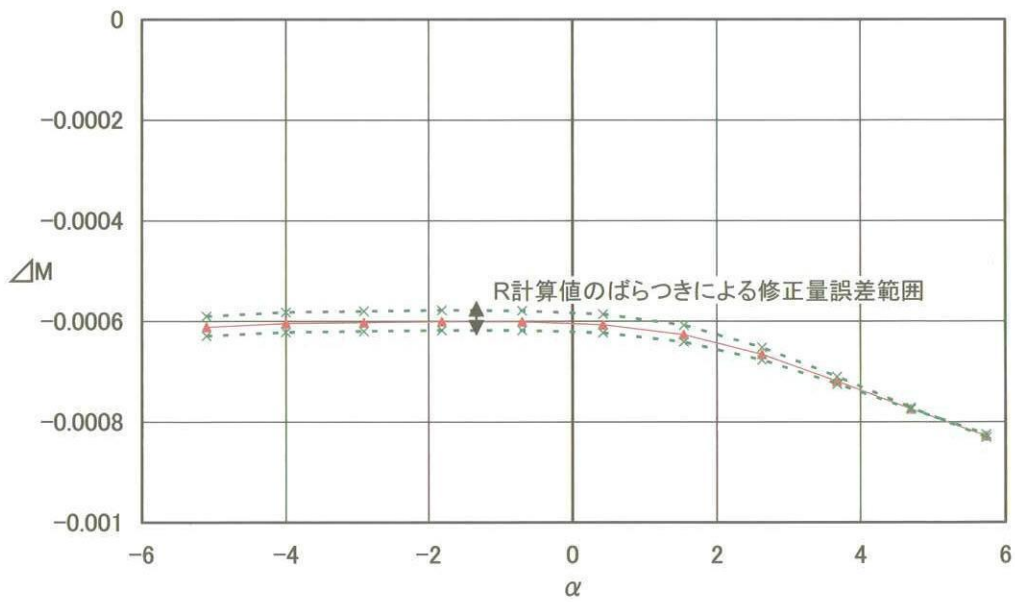


図13 マッハ数修正量計算結果

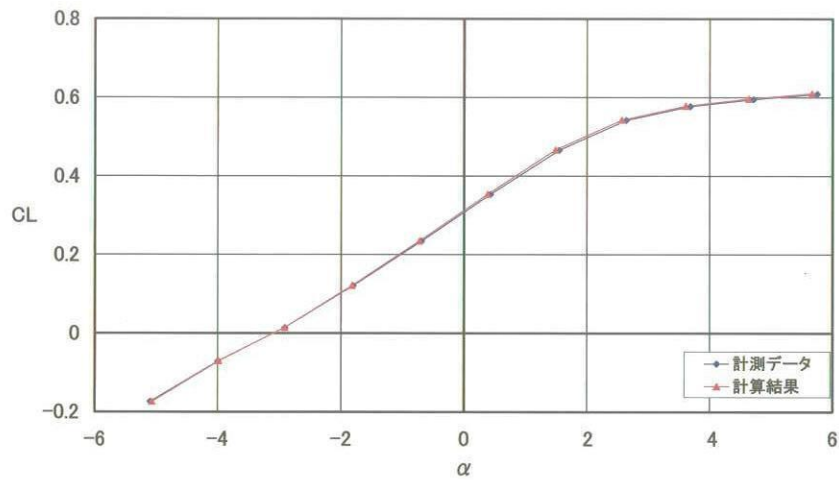


図14 揚力係数修正計算結果

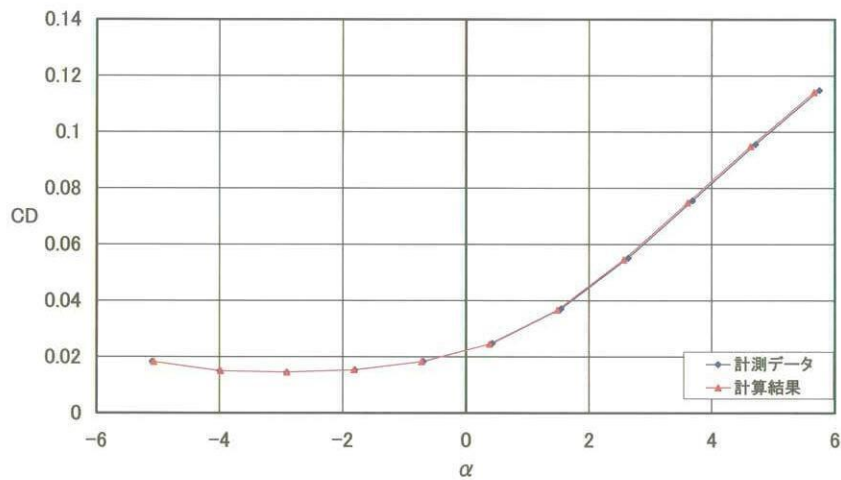


図15 抵抗係数修正計算結果

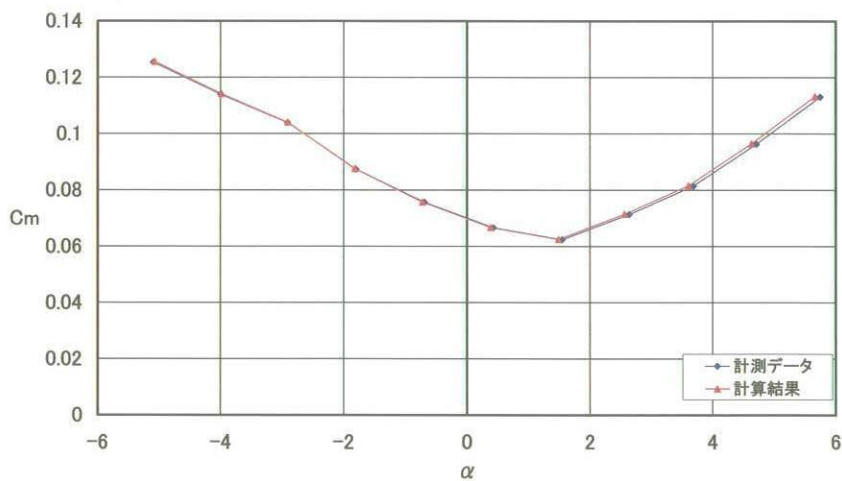


図16 ピッチングモーメント係数修正計算結果

模型航空機を用いた電動プロペラ機性能の計測

近藤夏樹、箱島秀昭、安達英夫（日本飛行機）
西沢啓、泉耕二（JAXA）

Measurement of Electric Airplane's performance using a scale model

Natsuki KONDO (Nippi), Hideaki HAKOJIMA (Nippi), Hideo ADACHI (Nippi)
Akira NISHIZAWA (JAXA), and Koji IZUMI (JAXA)

概要

本研究では、電動プロペラを動力とする航空機の飛行中に消費するエネルギー量が、発数やモータ、プロペラの諸元によってどのように変わるか、模型を使った風洞試験により計測した。模型は主翼スパン長が1.6mのラジコン機で、プロペラ発数を単発、双発、4発と形態変更することが可能である。実験では機体の空力特性から任意の迎角に対して釣り合いがとれる風速を予測しておき、同条件でプロペラ回転数を段階的に変化させながら、機体6分力と駆動モータへの供給電力を計測・比較した。最終的に架空の飛行ミッションを想定し、どの形態が最も少ない電力消費量でミッションを達成できるか、計算により推測した。

1. はじめに

電気自動車や燃料電池自動車に代表されるように化石燃料を使わない乗り物の研究・開発は最近のトレンドであると言える。航空機の場合、自動車と異なり重量の制約が大きいため、より軽量で高出力のバッテリーが必要とされるため、有人機の動力を電動化するというコンセプトの実現は遠い未来の話と考えられていた。しかし、最近の燃料電池技術の急速な進歩により、小型機クラスであれば既存技術でも十分な成立性があり、有人電動航空機の開発は比較的早い時期に実現するのではないかと見られるようになってきた。このような背景から、宇宙航空研究開発機構（以下、JAXAと呼ぶ）では「未来型航空機技術」の研究において、電化を含む脱化石燃料航空機の研究に着手しており、その一環として電動航空機の推進系性能に関する調査検討を日本飛行機にて実施した。この調査では、同社が保有するプロペラ無人機をベースに、動力を電化した場合の推進特性やプロペラ発数の影響について低速風洞試験による調査を行い、課題や問題点を洗い出すとともに、それらの結果を元に機体の飛行性能について計算・評価を行った。本紙ではその概要について報告する。

2. 電動航空機模型

図1に風洞試験に使用した模型の外形写真を示す。模型は実際に飛行可能なラジコン模型飛行機をベースに用いた。ただし、主翼幅を風洞吹き出し口寸法に合わせ、やや短くしている。

機体の主要諸元を表1に示す。推進装置となるプロペラはモータ駆動で、形態変更により推進装置の数を単発、双発、4発と変化させることができる（写真は単発形態）。本試験で用いた各形態のプロペラ、モータ、バッテリーの仕様を表2に示す。プロペラについては、ラジコン



図1 電動航空機模型（単発形態）

用市販タイプの物の中から3形態のプロペラ総面積が近くなるように径と、飛行速度域を考慮した上でプロペラ・ピッチの組み合わせから数種類をピックアップし、モータと組み合わせて単体で発生する推力の計測する予備試験を行い、形態毎に最も性能が良かった物を本試験に採用した。双発用のプロペラは他の2形態に比べて、総面積がやや小さいが、予備試験の結果、性能が良かったため、このタイプを採用した。

モータについてはアウターロータタイプの中から、同じメーカー品で各形態のモータ総重量が近くなるように型式を選んだ。ただし、4発用については最初に選定したモータではパワー不足の為、飛行可能な回転数まで上がらなかった為、最終的には双発用と同じモータを使って試験を行った。

バッテリーについては10分程度の飛行を想定し、リチウムポリマタイプの中から高容量の物を選択した。ただし、風洞試験では長時間の連続計測を行うため試験効率を考え、自動車用の鉛バッテリーを使用し、選択したリチウムポリマバッテリーの諸元は後の飛行性能推算において使用した。

表1 模型主要寸法

全長 (m)	1.42
主翼翼幅 (m)	1.6
主翼空力翼弦長 (m)	0.3678
主翼面積 (m ²)	0.6126
水平尾翼翼幅 (m)	0.74
水平尾翼翼弦長 (m)	0.17
水平尾翼面積 (m ²)	0.1258
垂直尾翼翼幅 (m)	0.27
垂直尾翼空力平均弦 (m)	0.2
垂直尾翼面積 (m ²)	0.0527 × 2

表2 モータ、プロペラ、バッテリー諸元

		単発用	双発用	4発用
プロペラ	径 inch	18	11	9
	ピッチ inch	8	10	12
	面積 (単) cm ²	1642	613	410.5
	面積 (全) cm ²	1642	1226	1642
モータ	型式	AXI 4130/16	AXI 2826/12	AXI 2808/12
	重量 (単) g	409	181	181
	重量 (全) g	409	362	724
バッテリー	型式	TP8000-3S4P × 2		
	電圧 V/容量 mAh	11.1 / 8000		
	重量 g	1080 (= 540 × 2)		

※：風試では鉛バッテリーを使用。本表値は性能評価時に使用

3. 風洞試験概要

試験は日本飛行機2mφ低速風洞において実施した。風試系統図を図2に示す。

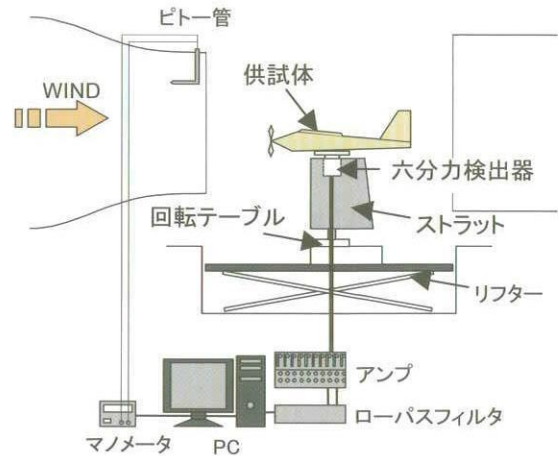


図2 風試系統図

機体にかかる空力荷重は日章電機製6分力検出器を用いて計測し、機体作動条件としてはプロペラ回転数、及びモータへ供給される電流・電圧値を計測した。試験手順を以下に示す。

①推進装置単体の性能確認試験：

推進装置（プロペラ+モータ）単体の推力、モータ供給電力を計測する。

②機体空力特性取得試験（推力なし）：

プロペラ及びモータ非装着状態で、機体空力特性を取得する。

③機体空力特性取得試験（推力あり）：

①②の結果を元に、飛行が成立しそうな風速及び迎角の組み合わせを推定し、単発、双発、4発の3形態についてその特性を取得する。

この時、飛行成立の条件は(1)揚力>想定機体重量(8kg)、(2)推力>機体空力抵抗とし、試験実施期間の制約から、ピッチング・モーメントの釣り合いは無視した。

4. 試験結果概要

4.1 推進装置単体試験

図3にプロペラ単体の推進性能を示す。双発、4発については単体で計測した推力に発数を乗じた。従ってプロペラ単体計測による評価は多発化によるパワーロスは無視した形となっている。

同図より風速15m/sでは、同じ供給電力に対する推力の大きさは、単発>双発>4発の順であったが、風速

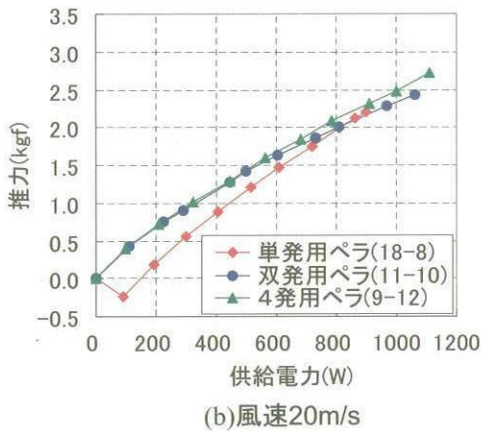
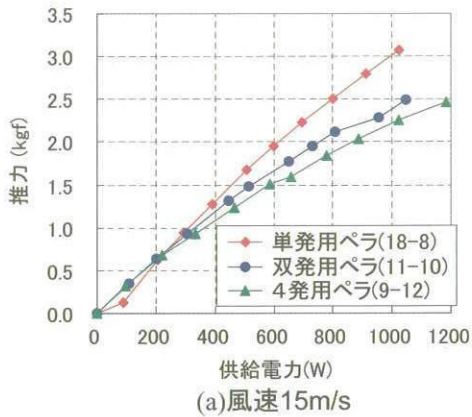


図3 推進ユニット単体試験

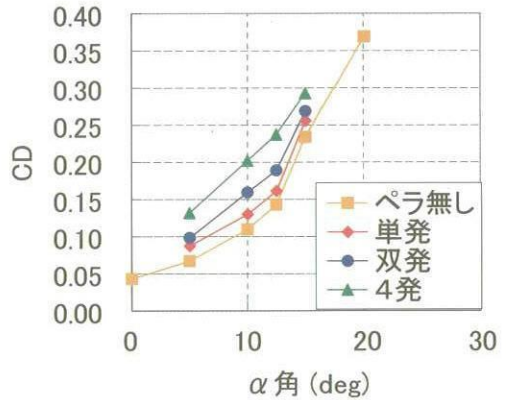
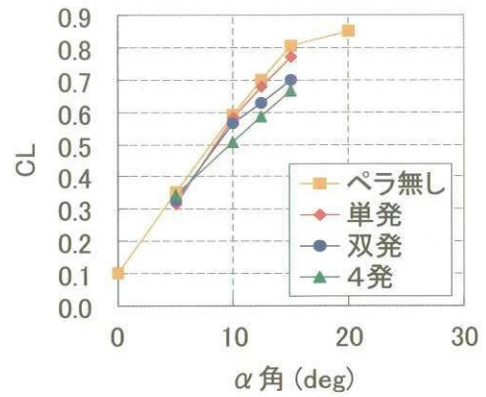


図4 機体空力特性 (ペラ非回転時)

20m/sになると双発用と4発用の方が、効率が良くなっていることがわかる。

4.2 機体空力特性試験 (推力なし)

モータ、プロペラ非装着形態および装着時プロペラ静止状態における機体の縦三分力空力特性を図4にまとめる。モータとプロペラを装着することで高迎角時の揚力が減り、抵抗が増大する傾向が見られ、発数が増えるにつれてこの傾向は顕著になる。また揚抗比も発数が増えるほど小さくなる傾向であった。ただし、本試験では翼に取り付けたモータがむきだしの状態であるため、フェアリング等をつけることによって、この差は小さくなるものと推測される。

4.3 機体空力特性試験 (推力あり)

試験条件を表3に示す。プロペラ・モータ非装着時の

機体空力特性から、各迎角における揚力が8kg以上見込める風速を算出し、プロペラ回転数を変化させながら機体6分力の計測を行った。図5に機体抵抗に対する推力の余裕、および揚力についてまとめる。揚力についてはプロペラ後流の効果等で想定機体重量の8kgを大幅に上回る揚力を出せており、その効果は多発になるほど大きくなり、失速速度も小さくなる。従って、本試験では多発化することにより、飛行速度域は低くなるとの結果が得られた。

表3 試験条件

機体迎角 (deg)	試験風速 (m/s)		
	単発形態	双発形態	4発形態
15.0	14.7	14.0	13.7
12.5	16.2	15.8	15.4
10.0	17.8	18.2	16.9
7.5	20.5	20.6	20.2
5.0	24.0	23.9	23.5

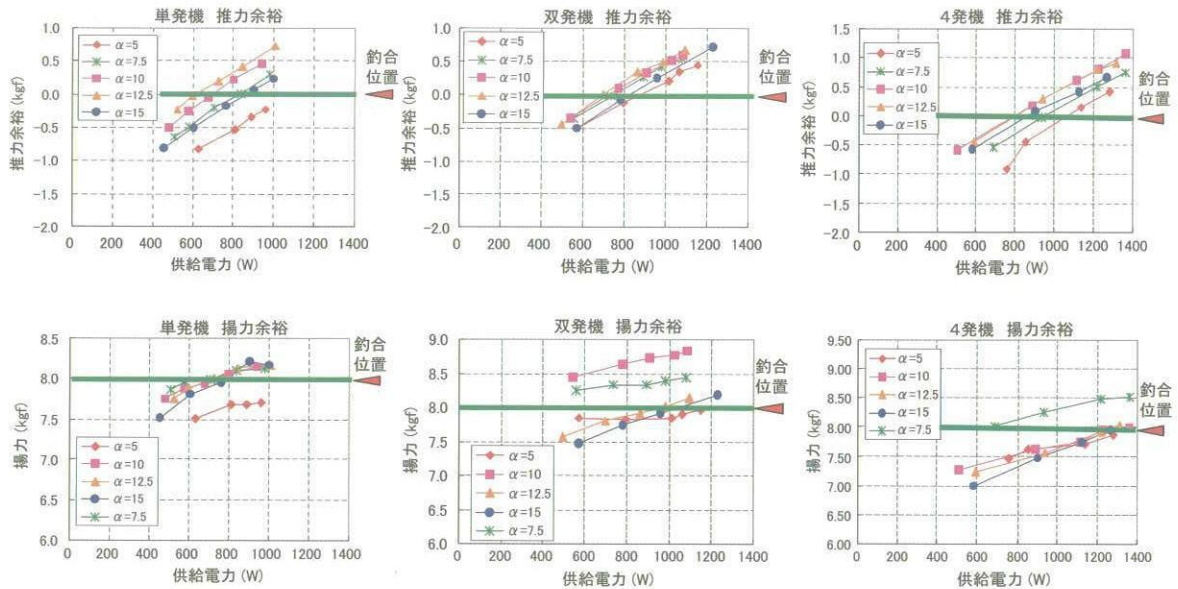


図5 プロペラ駆動時の機体特性

5. 飛行性能推算

風洞試験から得られたデータを元に、電動航空機模型を実際に飛ばした時の電力消費量を予測し、形態毎に比較した。結果を表4にまとめる。飛行フェーズとしては、上昇、進出、任務、帰投、降下を仮定し、離着陸は無視した。この内、進出と帰投は同一地点へ戻ることを仮定し、計算上は同一距離の巡航として扱った。また任務については空撮等の滞空が要求される任務を仮定した他、降下時はモータを止め、滑空しながら降りることを想定した。飛行諸元はフェーズ毎に電力消費が最小となるように決めた。なお、大気密度の高度変化は考慮しない他、評価を単純化するため旋回などによるエネルギーロスは考えないこととした。表より本機体では双発機のエネルギー消費量が少なく効率良い飛行ができると推測される。

6. まとめ

推進系統が電化された場合における飛行性能を、風試結果を用いて推定した。その結果、各飛行フェーズにおける電力消費量が定量的に把握でき、限られた電池容量でどの程度のミッションが可能かを事前に検討することができた。また、電化の利点の一つである多発化の効果についても比較検討した。風試結果から想定される各機体の飛行性能を以下に総括する。

(1) 単発機：

抵抗が少なく前進飛行に必要な推進パワーは比較的小さい。しかし、プロペラ効果による揚力の増分は少なく、

その分速度を上げないと揚力が得られないため、低迎角高速飛行のケースでは推力、揚力共に不足する結果となった。

(2) 双発機：

高速飛行時の推力特性が最も良かった他、主翼だけでなく尾翼もプロペラ後流効果が得られるなど、空力特性のバランスが良かった。

(3) 4発機：

本試験ではモータ周りのフェアリングが無いため抵抗が大きく、飛行に必要なエネルギーが3形態の中で最も高い。ただし、プロペラ効果による揚力増加量は最も大きく、機体の空力抵抗を減らせば、ある程度の性能向上が見込める。なお、今回の評価はプロペラとモータの組み合わせや、モータ周りのフェアリング装着、プロペラの取り付け位置等により変わることが予想される。次のステップでは実際に機体を飛行させてデータを取得する試験を実施したいと考えている。

参考文献

- 1) <http://www.ista.jaxa.jp/res/d01/d00.html>
- 2) Jeffrey J. Berton, Joshua E. Freeh, and Timothy J. Wickenheiser, "An Analytical Performance Assessment of a Fuel Cell-Powered, Small Electric Airplane", NASA/TM-2003-212393.
- 3) 伊藤文博, 葛原正, 西沢啓, 泉耕二, "燃料電池航空機の成立可能性見当", 第43回飛行機シンポジウム講演集, 2005.

表4 飛行性能予測結果

■ 1 発機 プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	15.5	17.7	15.4	17.7	29.6	-
回転数[rpm]	6000	5971	5964	5971	0	-
消費電力[W]	800	616	566	616	0	-
時間[分]	4.49	0.94	5.00	0.94	0.49	10.92
水平距離[m]	4166	1000	4616	1000	824	10606
消費エネルギー[kJ]	215.5	34.7	169.9	34.7	0.0	420.1

■ 2 発機 プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	17.3	19.5	17.4	19.5	33.1	-
回転数[rpm]	4288	4820	4316	4820	0	-
消費電力[W]	800	591	550	591	0	-
時間[分]	3.22	0.86	5.00	0.86	0.44	9.51
水平距離[m]	3334	1000	5218	1000	824	10376
消費エネルギー[kJ]	154.3	30.4	165.1	30.4	0.0	349.8

■ 4 発機 プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	15.5	15.4	15.4	15.4	27.7	-
回転数[rpm]	9999	9954	9926	9954	0	-
消費電力[W]	1000	622	622	622	0	-
時間[分]	4.00	1.08	5.00	1.08	0.53	10.61
水平距離[m]	3709	1000	4612	1000	824	10145
消費エネルギー[kJ]	240.3	40.3	186.7	40.3	0.0	467.2

風洞ノズルの形状最適化について

野村陵、川本英樹、吉田秀則、米田武史、青木茂（川崎重工業）

Optimization of Wind Tunnel Nozzle Contour

Ryo NOMURA, Hideki KAWAMOTO, Hidenori YOSHIDA,
Takeshi YONEDA, Shigeru AOKI (KHI)

概 要

風洞の気流一様性を改善することを目的として、圧縮性数値流体解析を利用して超音速風洞の可変ノズル形状を空力的に最適化する手法を考案し、JAXA 吹き出し式1m×1m超音速風洞実機への適用を行った。また、同様の手法を極超音速風洞の固定式軸対称ノズル形状の数値解析上での最適化に適用し、その有効性を確認した。

1. はじめに

数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) の発達した近年においても、航空機や宇宙往還機などの設計においては、超音速および極超音速風洞試験を欠かすことはできない。これらの風洞においては、高精度な試験の実現のために、風洞測定部の気流の非常に高い一様性や小さい乱れ度が要求されている。本研究では、超音速および極超音速風洞の気流一様性を改善することを目的として、数値流体解析 (CFD 解析) を用いてノズルの変形に伴う測定部気流の変化を詳細に分析し、その特性を利用した効率的なノズル形状最適化手法を考案し、これを超音速風洞実機に適用した。また、同様の手法を極超音速風洞のノズル形状の最適化に拡張し、CFD 解析においてその有効性を確認した。

2. CFD 解析手法

本研究のCFD 解析には、川崎重工業株式会社が開発した三次元圧縮性NS 解析コードを用いたり、本解析コードはこれまでに極超音速風洞ノズルのCFD 解析²⁾等に適用されており、風洞内の超音速流れを短時間かつ高精度に予測できることが確認されている。

3. ノズル形状最適化手法の考案およびその検証

最適化手法の考案および検証においては、はじめに独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 風洞技術開発センターの所有する1m×1m 超音速風洞³⁾を対象とし

た。図1に示すように、本風洞は、電動マルチジャッキ方式の二次元可変ノズルを有しており、ジャッキを移動してノズル形状を変更することにより、測定部においてマッハ数1.4~4.0、レイノルズ数 $2 \times 10^7 \sim 6 \times 10^7$ の超音速気流を発生する。

本風洞のノズル初期形状は、特性曲線法による非粘性ノズル曲線に境界層補正を施すことにより与えられた曲線上に、ノズルを支持する複数の電動ジャッキの支持点を配置することによって形成されている。このことを利用して、本最適化におけるノズルの変形は、各ジャッキの支持点を初期形状の位置から微小に変位させることにより与えるものとした。

始めに、各ジャッキの変位による気流分布の変化を確認するために、ノズル初期形状、およびいくつかのジャッキを単独あるいは複数同時に初期形状の位置から微小量だけ変位させた変形形状に対するCFD 解析を実施した⁴⁾。CFD 解析は解析時間の制約から、図2に示すような上下の対象性を利用した格子を用いた二次元解析を実施した。測定部マッハ数4.0における解析によって得られた初期形状のマッハ数分布、および初期形状と各変形形状のマッハ数分布の差分をとった一例を図3、図4にそれぞれ示す。特性曲線法と境界層補正によって形成された初期形状のマッハ数分布においては、ノズル内で打ち消し切れないわずかな波の影響が測定部に生じていることが確認される。また、初期形状と変形形状の差分においては、ジャッキ変位位置の前後に生ずる変位量に応じた圧縮波と膨張波の影響が確認された。これらの分布を詳細に確認

した結果、微小な変位量の範囲では、複数ジャッキの組み合わせおよび変位量に関して線形的に重ね合わせることが可能であることが判明し、各ジャッキを単独で単位量変位させた形状に対するCFD解析を行うことにより、これらの変位を任意に組み合わせた変形形状のマッハ数分布を改めてCFD解析を行うことなく推定できることが確認された。

上記の手法を利用して、測定部マッハ数4.0のノズル形状に対して、測定部内のマッハ数偏差を最小にするように最適化したノズル形状のCFD解析結果を図5に示す。図に示すように、初期形状において測定部内に残っていたわずかな波の影響がさらに小さくなっていることが確認され、測定部内の平均マッハ数に対するマッハ数の偏差は、最適化によって0.37%から0.24%まで小さくなった。

次に、CFD解析結果と実機におけるピトーレークによる全圧計測からマッハ数分布を算出した結果を利用して、実機風洞ノズル形状の最適化を行い、本最適化手法の適用性を検討した⁵⁾。実機計測においては、実際には存在する側壁の影響などにより、二次元CFD解析よりマッハ数偏差が大きい傾向にあったが、CFD解析の場合と同様に、ジャッキ変位量に関する線形性を利用して最適化することが可能であることを確認した。図6に、測定部マッハ数2.0における最適化結果を示すが、マッハ数の偏差は、最適化によって1.04%から0.72%まで小さくなった。なお、ここでは省略するが、1.4~4.0の範囲のその他のマッハ数の場合にも、同様に測定部マッハ数の偏差を小さくすることができ、世界でも最高水準の気流品質を有する風洞を実現した。

4. 極超音速風洞への拡張

本最適化手法は、元々はマルチジャッキ方式の二次元ノズルの特性を利用してノズル形状の最適化を行う手法であったが、固定式の軸対称ノズルを有する極超音速風洞ノズルに対しても適用可能であることを確認した⁶⁾。軸対称ノズルにおいては、二次元ノズルのジャッキに相当する仮想的な変位点を配置し、これらの点を変位させることによりノズルに変形を与えるものとした。図7に示すような軸対称性を利用したCFD解析格子を用いて、いくつかの変位点を単独あるいは複数同時に変位させた場合のノズル形状に対するCFD解析を行うことにより、二次元ノズルの場合と同様に微小な変位量の範囲での変位に関する線形性を確認することができた。図8および図9は、特性曲線法と境界層補正によって設計されたマ

ッハ数10.0の極超音速風洞ノズル形状に対して、CFD解析において最適化を実施した結果である。最適化によって、初期形状においてノズル中心線付近に見られたマッハ数の高い領域がなくなり、ノズル出口におけるマッハ数偏差を1.48%から0.40%まで小さくすることができ、本最適化手法が極超音速風洞の軸対称ノズル形状の最適化にも適用可能であることが確認された。

5. まとめ

- (1) 超音速風洞ノズルにおいて、初期形状からの変形量が微小な範囲であれば、ノズル変形の大きさおよび位置と、変形による気流分布の変化の間に線形的な関係が存在するという特性を利用して、非常に少ないCFD解析の回数で最適形状を得ることのできる最適化手法を考案した。
- (2) JAXA1m×1m超音速風洞のノズル形状最適化を実施し、考案した最適化手法がCFD解析の場合と同様に実機においても適用可能であることを確認した。さらに、最適化によって、現在の世界水準の中でも非常に高い気流一様性を有する高品質な風洞を実現することができた。
- (3) 考案した最適化手法が、超音速風洞二次元ノズルだけでなく、極超音速風洞軸対称ノズルの形状最適化に適用可能であることをCFD解析において示した。

6. 謝辞

本研究の実施にあたっては、独立行政法人宇宙航空研究開発機構の多くの方々にご協力を頂きました。関係各位に深甚なる感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 吉田秀則, 河嶋敬, 坂川佳司, 機論B, 59-561, 1993, pp.1524-1531
- 2) 河嶋敬, 吉田秀則, 清瀬弘晃, 川本英樹, 機論B, 60-580, 1994, pp.4082-4088
- 3) 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 外立政隆, NAL SP-51, 2001, pp.85-101
- 4) 野村陵, 川本英樹, 吉田秀則, 米田武史, 青木茂, 機論B, 69-680, 2003, pp.854-860
- 5) 野村陵, 川本英樹, 米田武史, 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 機論B, 69-680, 2003, pp.861-867
- 6) 野村陵, 川本英樹, 吉田秀則, 米田武史, 青木茂, 機論B, 70-700, 2004, pp.3051-3057

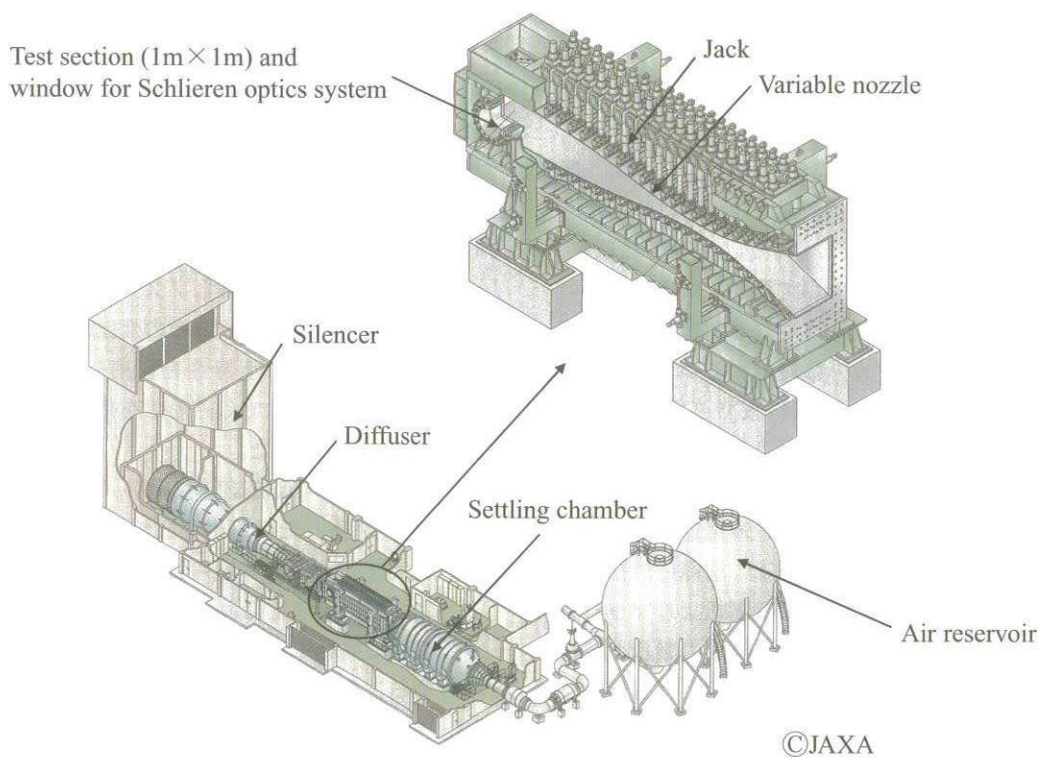


図1 1m × 1m 超音速風洞および可変ノズル



図2 超音速風洞 CFD 解析格子
(測定部マッハ数 4.0)

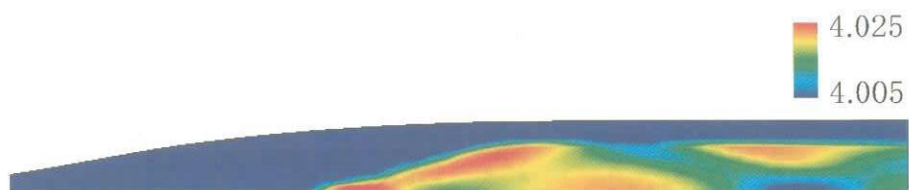
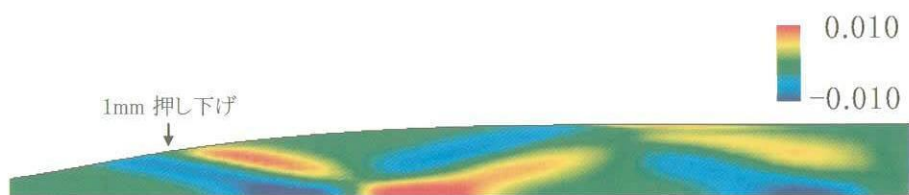
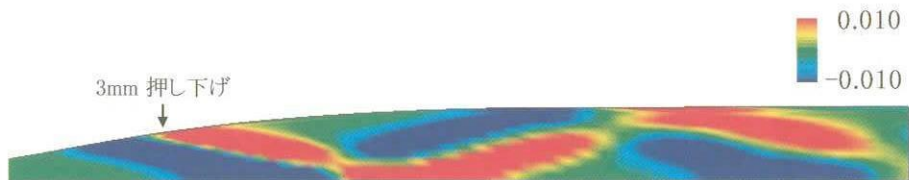


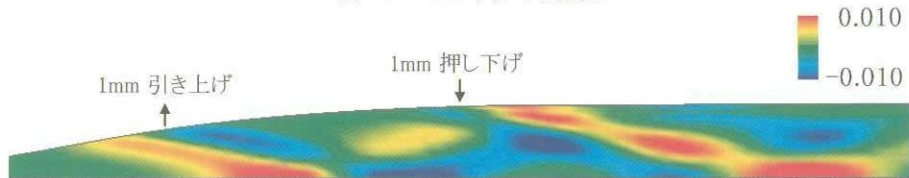
図 3 CFD 解析におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数 4.0 初期形状、測定部近傍の分布)



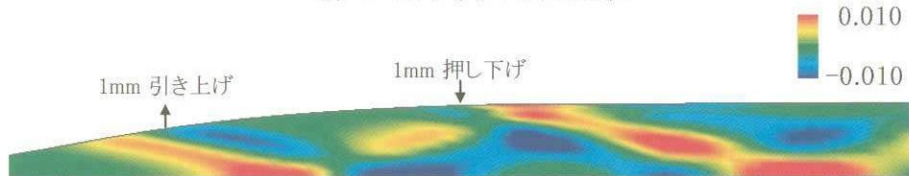
(a) 1つのジャッキを変位



(b) 1つのジャッキを変位



(c) 2つのジャッキを同時変位



(d) 各ジャッキを単独変位させた分布を重ね合わせ

図 4 初期形状と変形状のマッハ数差分量分布
(測定部マッハ数 4.0、測定部近傍の分布)

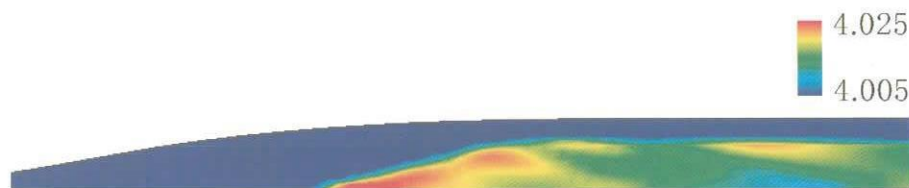
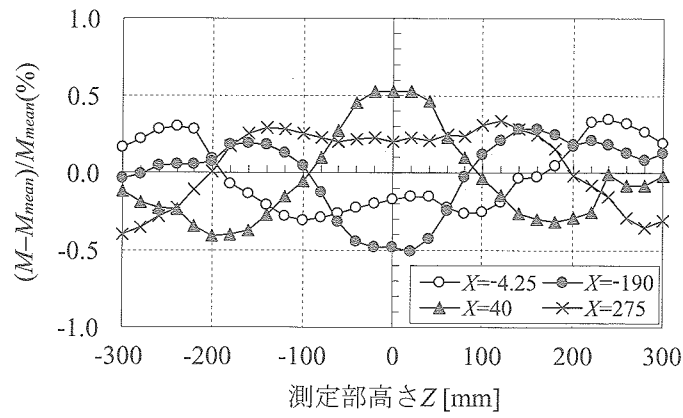
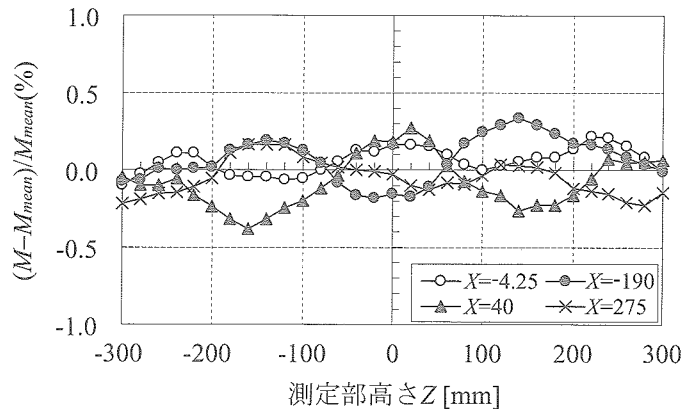


図 5 CFD 解析におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数 4.0 初期形状、測定部近傍の分布)



(a) 初期形状



(b) 最適化形状

図6 実機におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数2.0、測定部内4断面高さ方向の分布)

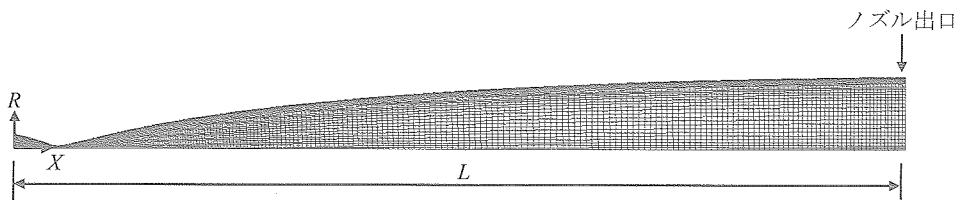


図7 極超音速風洞軸対称CFD解析格子
(測定部マッハ数10.0)

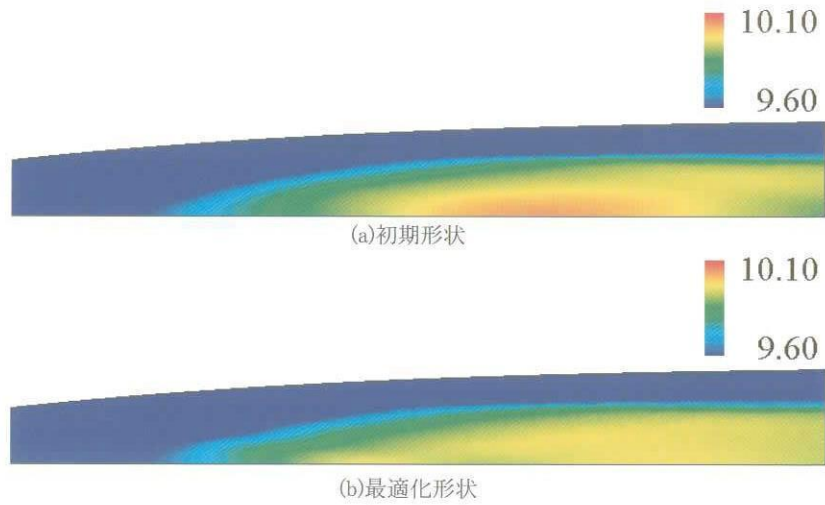


図8 CFD解析における最適化結果
(測定部マッハ数10.0、ノズル内のマッハ数分布)

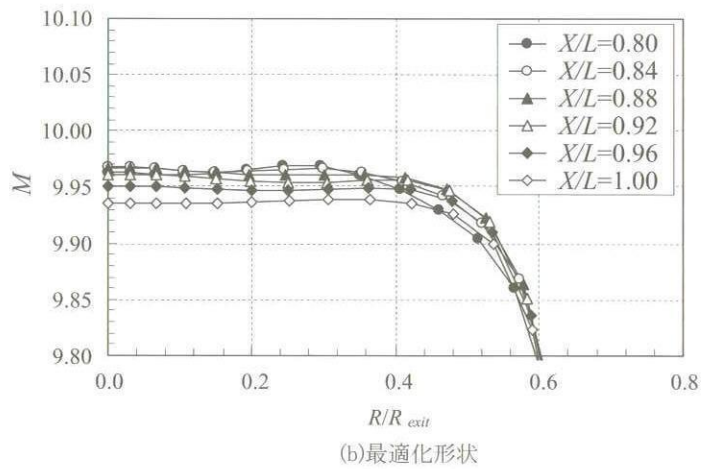
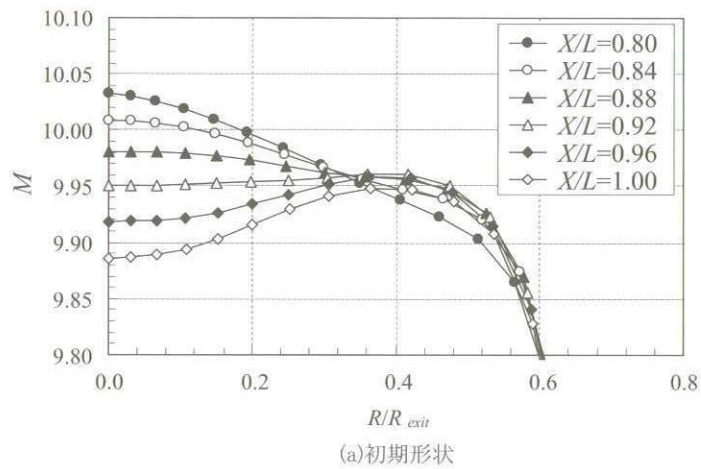


図9 CFD解析における最適化結果
(測定部マッハ数10.0、ノズル出口付近の断面のマッハ数分布)

JAXA 小型超音速実験機結合金具改修対応風洞試験

畑中 圭太、大山 健一、高見 光、守屋 文基（三菱重工業）
野口 正芳、吉田 憲司（JAXA）

Wind tunnel test of the JAXA scaled experimental SST model for the joint shape modification.

Keita Hatanaka, Kenichi Ohyama, Hikaru Takami, Fumitoshi Moriya (MHI)
Masayoshi Noguchi, Kenji Yoshida (JAXA)

概 要

2005年10月10日、オーストラリア、ウーメラ試験場にてJAXA小型超音速ロケット実験機（SSTロケット実験機）が宇宙航空研究開発機構（JAXA）により打ち上げられ、飛行試験は成功を収めた。第1回飛行試験の失敗から3年、空力形状・機体構造や電気系統をはじめとして数多くの改修・改良作業が実施された。その中で前方結合機構を変更し、2005年3月から4月にかけて実施した「JAXA小型超音速ロケット実験機打上形態全機超音速風洞試験」では前方結合金具後方において対称な気流条件下で非対称な剥離が発生し、それに起因する機体横力の不連続を確認した。限られた風洞試験期間内に原因究明を実施するため風洞試験とCFD解析を併用することで改修部位を特定し、前方結合金具形状を改修することにより上記不連続を解消することができたのでこれについて報告する。

1. 背景・目的

図1にJAXA小型超音速ロケット実験機の概要を、また本論文で注目する前方結合金具の拡大図を図2に示す。

前方結合機構は実験機とロケットを結合し、前後方向に可動するスライド方式と呼ばれる機構（図3）を用いることで飛行中におけるロケットモーターの伸縮を吸収するよう設計された。しかし3年前の第1回飛行試験後の試験・解析結果から飛行荷重がかかった条件下ではスライドしなくなる事が判明したため、より確実に上記ロケットモーターの伸縮を吸収できるようリンク方式（図4）へと形状改修を行った。

本風試は、上述の金具形状の改修に伴う空力形状の変更が飛行マッハ数領域において全機六分力に大きな影響を及ぼさないかを飛行試験前に確認するために実施した。

しかし、前方結合金具をリンク方式を用いた金具に変更することにより全機横三分力において飛行で用いる迎角範囲に不連続が確認されたため、当初予定していた風洞試験期間内で形状の改修を行い上記不連続の解消を行った。

2. 試験概要

本風洞試験は準備等を含め平成17年3月28日～4月5日、14、15日にJAXA 1m×1m 超音速風洞において実施し、打上形態全機六分力、シュリーレン写真、オイルフロー写真を取得した。詳細を表1に示す。

3. 試験模型概要

本風洞試験で用いた風洞試験模型（JAXA小型超音速ロケット実験機打上形態、縮率：7%）の概要を図5に示す。また、本風洞試験において改修対象となった前方結合金具を図中赤丸で示す。

4. 試験結果

4.1 全機横力の不連続

まず、前方結合機構の変更（スライド方式→リンク方式）により発生した $M=2.0$ における全機横三分力の不連続を図6に示す。図からわかるようにスライド方式時の結合金具においては発生していなかった不連続がマッハ数 $M=2.0$ 、迎角 $\alpha=-4.0^\circ \sim -2.0^\circ$ 付近で発生している。さ

らに $M=2.0$ 、 $\alpha=4^\circ$ 、 -2° 、 2° で計測したオイルフロー結果を図7に示す。この図は通風後、上部の実験機を取り外し、前方結合金具周辺を上方から撮影した図である。またオイルフロー通風時に対応する偏揺れモーメント C_n を図8に示す。それぞれ $\alpha=4^\circ$ が (a)、 -2° が (b)、 2° が (c) に対応する。図8では不連続の見られなかったスライド方式を用いた結果と不連続の見られたリンク方式を用いた結果を示しているが $\alpha=4^\circ$ 、 -2° ではスライド方式の結果と比較するとそれぞれ逆の不連続が起きていることがわかる。そこで次にオイルフローを見ると $\alpha=4^\circ$ (a) では前方結合金具後方の剥離した流れが図中点線で示す中心線より上方に偏流し、逆の不連続が見られた $\alpha=2^\circ$ (b) では中心線より下方に偏流していることがわかる。それに対し不連続がおこらなかった $\alpha=2^\circ$ (c) では前方結合金具後方の流れの偏流が見られない。以上のことから $M=2.0$ の $\alpha=4^\circ$ から -2° の領域で前方結合金具後方の流れが何らかの理由で左右非対称に剥離し、その影響で上記偏揺れモーメント C_n の不連続が発生していると考えられる。

4.2 不連続の原因究明

そこで次にどのようなメカニズムで横力の不連続が発生するかの原因究明を実施した。

4.2.1 形状非対称性による影響

本試験に用いた試験模型は図9に示す ADS (Air Data Sensor) を除き左右対称に作成されている。そこでまずはこの形状非対称性要素である ADS が原因であると推測し、ADS 搭載形態、非搭載形態の二通りの通風を実施した。横三分力の通風結果を図10に示す。

図10に示すように横力 C_Y の不連続は ADS 非搭載形態にすることで解消されている。しかし、偏揺れモーメント C_n 、横揺れモーメント C_l は変化量が減少するものの依然として不連続は残されたままである。このことから ADS は少なからず横三分力の不連続に影響はするが直接的な原因ではないことがわかる。また横力の不連続が解消されたにも関わらず偏揺れモーメント C_n 、横揺れモーメント C_l の不連続が解消されていないことからこれらの不連続は胴体等に働く横力 C_Y の不連続が原因でないことがわかる。

4.2.2 ロケットフィンとの干渉

次に注目したのは打ち上げ形態の空力特性に支配的な役割を果たすロケットフィンと流れの干渉である。図11にロケットフィンの拡大図を示すが、前述のオイルフローで見られた前方結合金具後方の非対称な剥離流とロケ

ットフィンとの干渉により全機横三分力の不連続が現れると推測し、ロケットフィン搭載形態、上部ロケットフィン非搭載形態、全ロケットフィン非搭載形態の三通りの通風を実施した。通風結果を図12に示す。

図12に示すようにロケットフィンの有無に関わらず不連続が発生している。このことからロケットフィンよりも前方の現象が支配的となり不連続が起きていると推測される。

4.2.3 CFD 結果からの原因究明

また今回の不連続の原因を究明するために風洞試験と並行して CFD 解析を実施した。本解析で対象とする現象は三次元的な流れであり、また粘性の影響による剥離現象であるため CFD 解析も N-S 解析を実施する必要があるが、風洞試験期間内に現象改善に繋がる結果を得る必要があったため、本解析の目的は不連続が起こらない形状への目途付けに限定し、オイラー解析を実施するに留めた。図13に一樣流マッハ数 $M=2.0$ 、迎角 $\alpha=2.0^\circ$ の条件における物体表面マッハ数の解析結果を示す。

図13より、不連続の起こらなかったスライド方式の結合金具に対し不連続の起こったリンク方式の結合金具では図中丸印内の金具付近で非常に強い加速が起こっている。これは図14に示すように分離方式をスライド方式からリンク方式に変更することにより結合金具の正面面積が増加し、その結果ボルトキャッチャーとフェアリングの間の流路が狭められた事が原因である。この加速により前方結合金具付近で形成される衝撃波の強さが増加し、その後方で左右非対称な剥離が発生していると考えられる。

以上の原因究明結果より以下の三要素については今回の不連続の原因でないことは明らかとなった。

- ・形状非対称性要素である ADS
- ・胴体等に働く横力
- ・ロケットフィンと流れの干渉

また CFD 結果からの推測も含め、残された不連続の原因としては

- ・模型作成時の非対称性
- ・実験機主翼と流れの干渉
- ・風洞の偏流
- ・結合金具後方に発生する非対称な剥離

が挙げられるがこれらの確認を実施するためには更なるオイルフローの取得と本風試では計測しなかった表面圧力も取得する必要がある。

4.3 前方結合金具の改修

CFD解析を含めた原因究明結果を踏まえ、通風期間内に不連続を解消するために以下の結合金具改修を実施した。それぞれの改修目的、改修効果を別途表2にまとめる。

4.3.1 改修後3

改修目的：

リンク方式に変更した結合金具ではCFD解析結果から前方結合金具付近で流れの加速が大きかったためボルトキャッチャー後方の形状の絞りをなくすよう形状を盛ることで加速を抑える。

(図15)

改修効果：

図16に通風結果を示す。この図からわかるように改修後3形状に変更することにより不連続が現れる迎角範囲がずれたが、不連続を解消するには至らなかった。

4.3.2 改修後4

改修目的：

改修後3形状に加えてさらにボルトキャッチャーとフェアリング間の流路における加速をなくすため流路を塞ぐ。(図17)

改修効果：

図18に通風結果を示す。この図からわかるように改修後4形状に変更することによる改善効果は見られなかった。依然として前方結合金具後方で非対称な剥離が起きていると考えられる。

4.3.3 改修後5

改修目的：

改修後4形状に加えてボルトキャッチャー後方の加速を遠ざけるため、膨張領域を後方へずらす。(図19)

改修効果：

図20に通風結果を示す。この図からわかるように本改修により以前まで見られていた不連続を解消した。

5. まとめ

今回の風洞試験は当初分離機構変更に対応した結合金具形状の変更が全機特性へ影響を及ぼさない事を確認することが目的であったが、横三分力において不連続が現れたため風洞試験期間内に原因究明と形状改修を行い現象を改善する必要が生じた。そのような状況下において、

その場で形状変更が可能で様々な姿勢角における空力係数を一度に取得できる風洞試験の長所と、空間の流れ場を可視化することができるCFDの長所をそれぞれ活かすことにより、限られた期間内に不連続を改善できた。昨今、CFD技術の進歩から解析で行える領域の多様化・複雑化が可能となっているが、やはり風洞試験・CFDとどちらも一長一短があり、どちらか一方だけを用いて設計する事は不可能である。今回の問題対応のようにそれぞれの長所を活かした手段の選定が必要であり、今回それに成功したことは非常に大きな意味を持つ。

謝辞

連日遅くまで風洞試験に対応してくださったJAXA 1m×1m 超音速風洞グループ永井TLを始め、超音速風洞の皆様へ感謝致します。

表1. 風洞試験概要

試験期間	2005年3月28日～4月5日、4月14、15日
実施場所	JAXA 1m×1m 超音速風洞
試験マツハ数	1.6M、2.0M、2.5M
模型姿勢角	α sweep $-10^\circ \sim 10^\circ$ ($\beta = 0^\circ, 4^\circ$) β sweep $-5^\circ \sim 5^\circ$ ($\alpha = 0^\circ$)
計測項目	打上形態全機6分力+抵抗補正用圧力4点 シュリーレン写真, ビデオ, オイルフロー

表2. 結合金具改修履歴

改修後3	目的	CFD解析結果から前方結合金具付近での流れの加速が大きかったため、ボルトキャッチャー後方の形状の絞りをなくすよう形状を盛る。
	効果	不連続となる迎角範囲が変化する。
改修後4	目的	ボルトキャッチャーとフェアリング間の流路を塞ぐ事によりさらに加速を抑える。
	効果	変化なし
改修後5	目的	膨張領域を後方へずらすよう形状を盛る。
	効果	全機横三分力の不連続を解消。

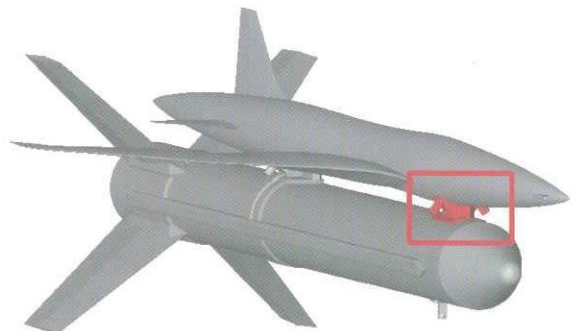


図1. JAXA 小型超音速ロケット実験機概要図

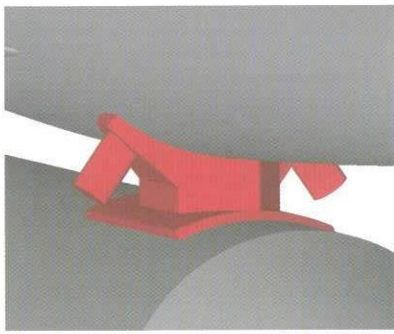


図2. 前方結合金具拡大図 (スライド方式)

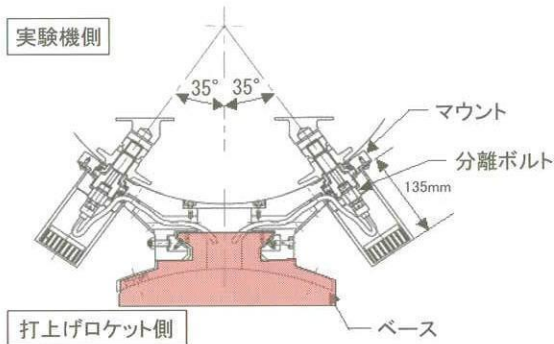


図3. 変更前前方結合金具概要 (スライド方式)

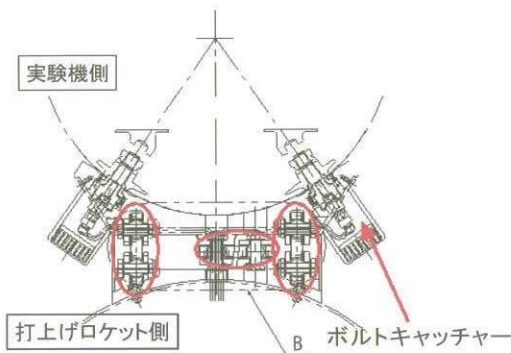
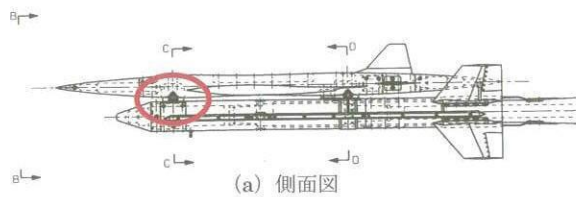
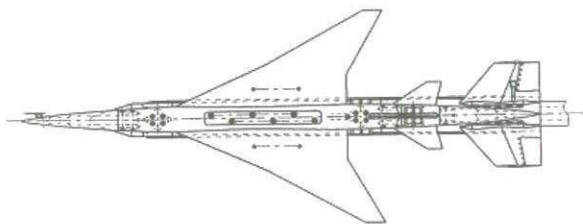


図4. 変更後結合金具概要 (リンク方式)

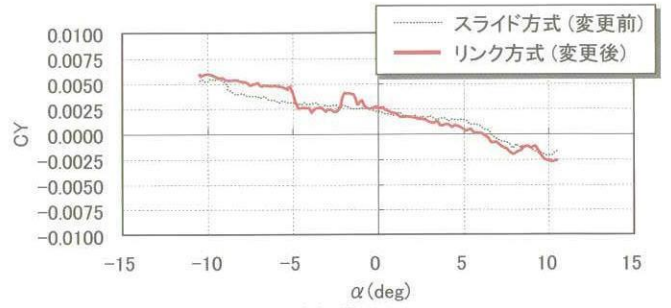


(a) 側面図

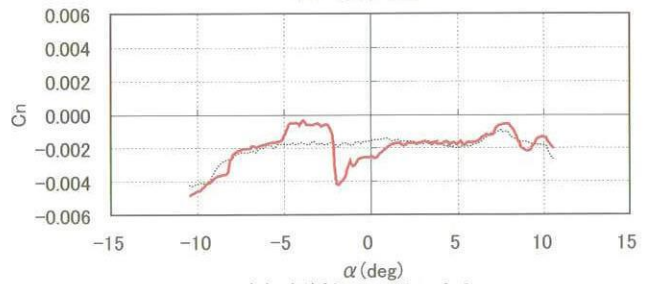


(b) 上面図

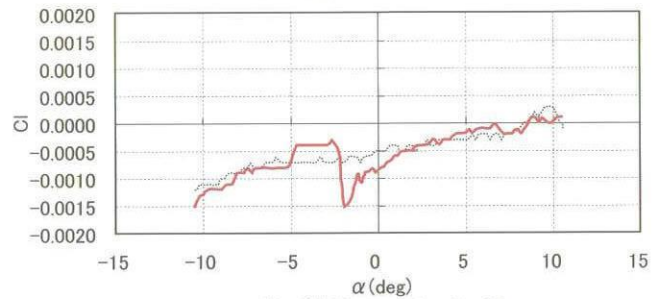
図5. 風洞試験模型概要図



(a) 横力 CY



(b) 偏揺れモーメント Cn

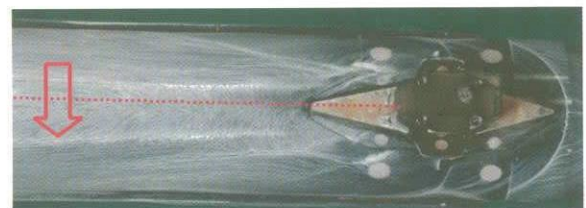


(c) 横揺れモーメント Cl

図6. 全機横三分力不連続結果 (M=2.0)



(a) $\alpha = -4^\circ$



(b) $\alpha = -2^\circ$



(c) $\alpha = 2^\circ$

図7. オイルフロー通風結果 (M=2.0) (リンク方式)

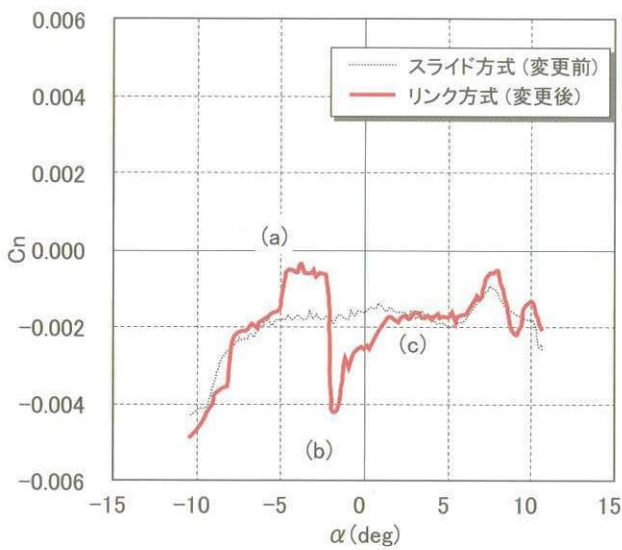
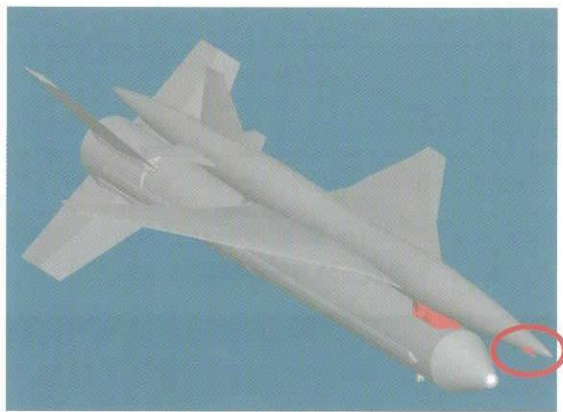
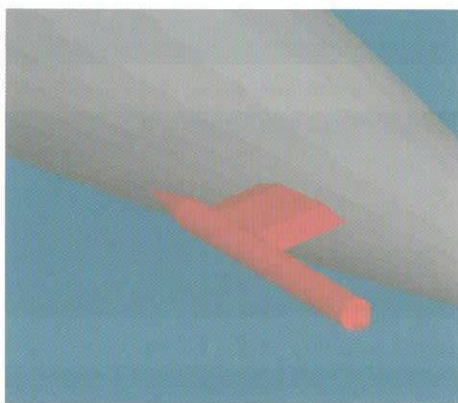


図 8. 偏揺れモーメント C_n 結果 ($M=2.0$)

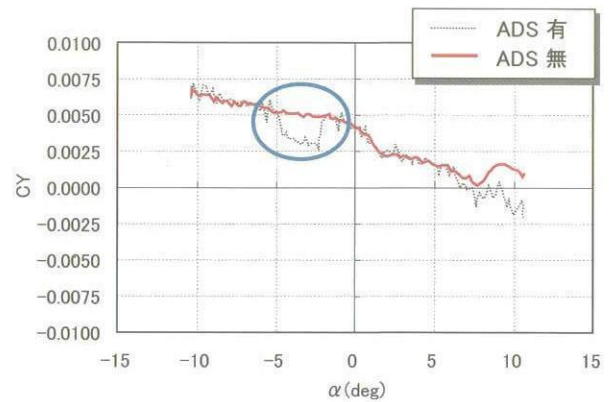


(a) 試験模型概要図

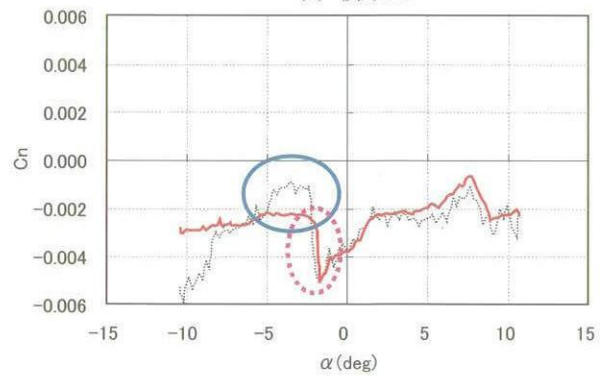


(b) ADS拡大図

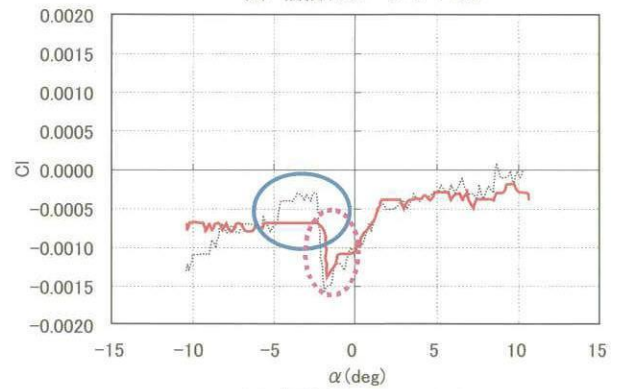
図 9. ADS 概要図



(a) 横力 C_Y



(b) 偏揺れモーメント C_n



(c) 横揺れモーメント C_l

図 10. ADSの有無による影響

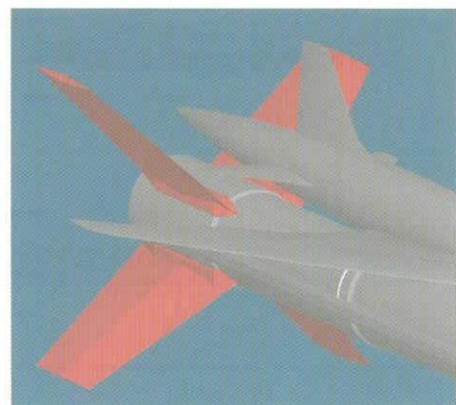
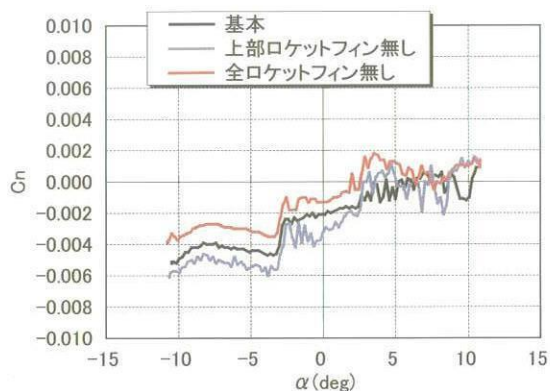
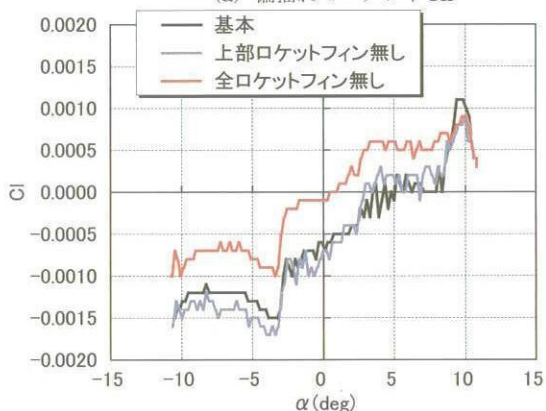


図 11. ロケットフィン概要図

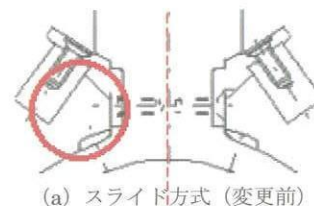


(a) 偏揺れモーメントCn



(b) 横揺れモーメントCl

図12. ロケットフィン有無による影響



(a) スライド方式 (変更前)

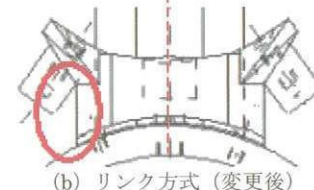


図14. 結合金具正面図

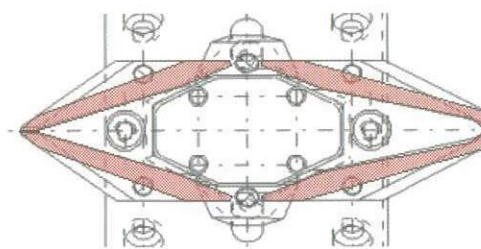
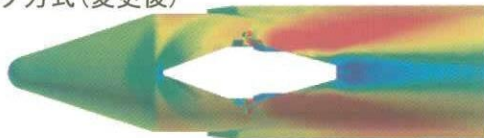


図15. 改修後3形状

スライド方式 (変更前)

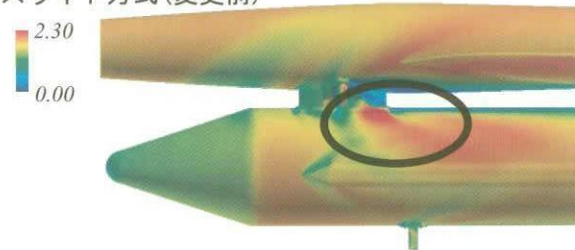


リンク方式 (変更後)

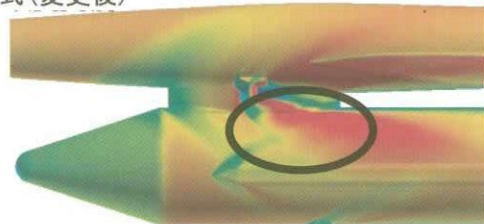


(a) 上面図

スライド方式 (変更前)

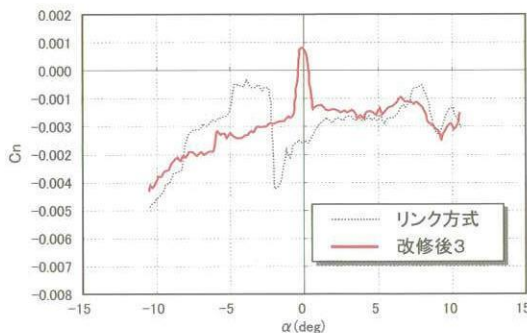


リンク方式 (変更後)

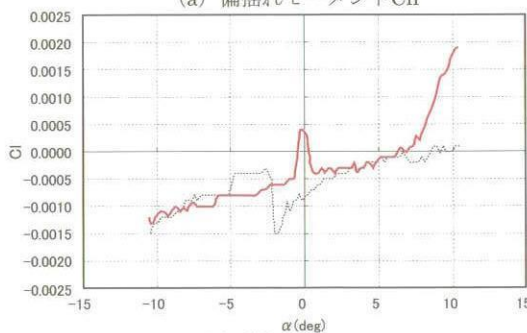


(b) 側面図

図13. M=2.0 $\alpha = -2.0^\circ$ における表面マッハ数分布



(a) 偏揺れモーメントCn



(b) 横揺れモーメントCl

図16. 改修後3形状通風結果

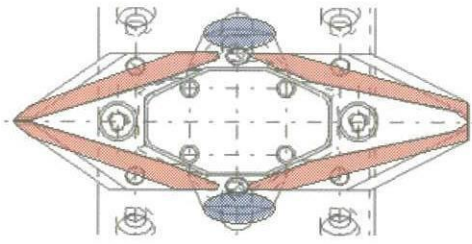


図17. 改修後4形状

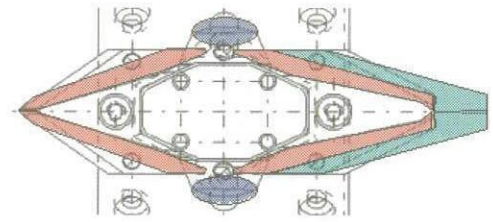
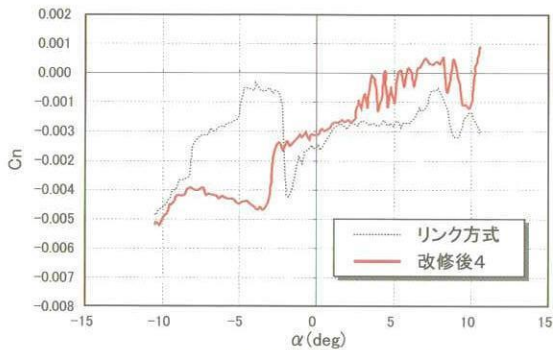
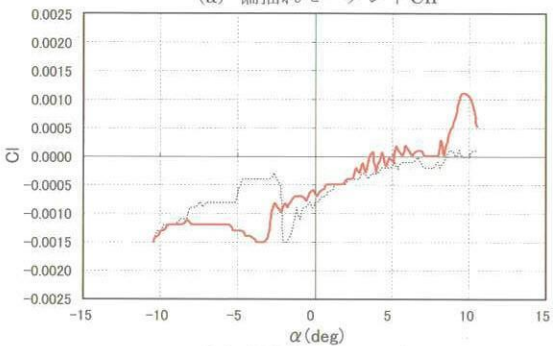


図19. 改修後5形状

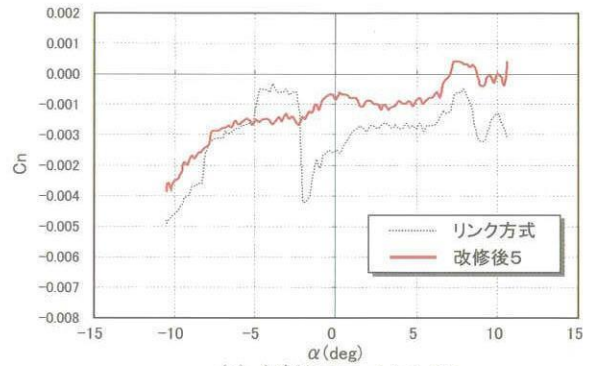


(a) 偏揺れモーメントCn

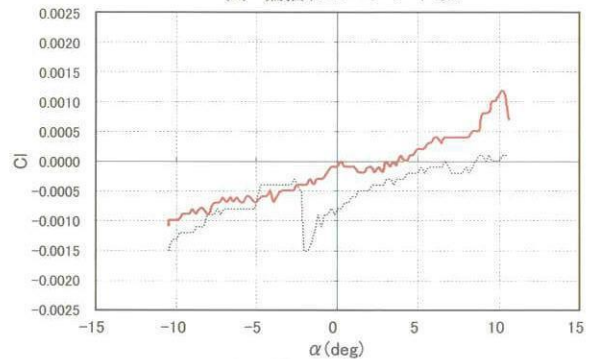


(b) 横揺れモーメントCl

図18. 改修後4形状通風結果



(a) 偏揺れモーメントCn



(b) 横揺れモーメントCl

図20. 改修後5形状通風結果

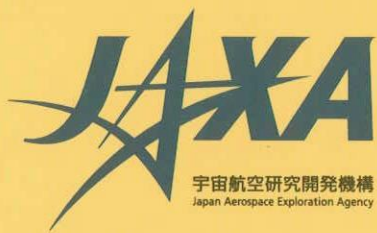
宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-019

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) 共 進

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・電子媒体等に加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。