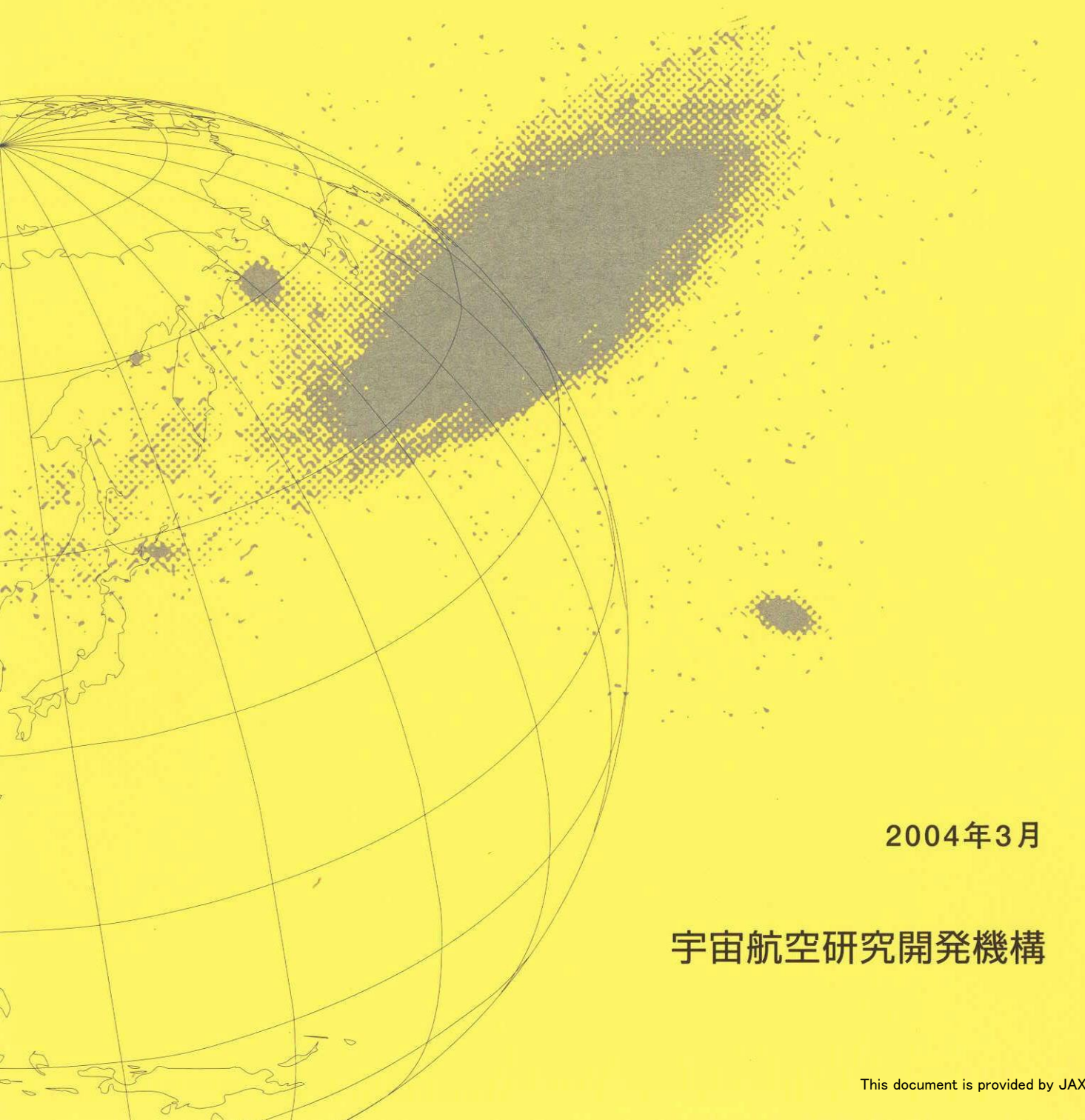


宇宙航空研究開発機構特別資料

第66回 風洞研究会議論文集



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

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

第66回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 66th meeting

2004年3月
March 2004

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

2000年10月10日

2000年10月10日

2000年10月10日

目 次

第66回風洞研究会議（平成13年5月24日、25日）

1. 標準模型と実用風洞用 PIV システムについて 1
渡辺重哉、杉浦裕樹、口石 茂、重見 仁（航技研）
2. 航技研風洞技術開発センターにおけるデータベース構築構想 10
山崎 喬、重見 仁（航技研）
3. 1.27m 極超音速風洞の通風領域拡大 - 不確かさの標記と応用 - 13
永井伸治、津田尚一、小山忠勇、平林則明、関根英夫、穂積弘一（航技研）
4. ONERA-S2MA における SST 実験機遷移試験 23
徳川直子、高木正平、西沢 啓、杉浦裕樹、吉田憲司（航技研）
5. 飛行船形状模型の風洞試験について 30
奥山政広、高橋 侔（航技研）
6. ロータ模型回転装置を用いた風洞試験 44
塚原孝則、橋口裕子、大田智基、小生方正裕（富士重工）
7. 09HOPE 風洞試験の胴上支持におけるダミースティンク効果について 51
青木竹夫（航技研）、辻本健士（NASDA）
8. 航技研 1m×1m 超音速風洞の気流特性 69
浜本 滋、楯 篤志、渡辺光則、酒井謙二（航技研）
9. ジェット実験機用インテークの超音速風洞試験 81
渡辺 安、村上 哲、藤原仁志（航技研）
10. 航技研における多目的高速回転翼試験装置の整備 85
白井正孝、末永尚史、齊藤 茂（航技研）、足立直人、加藤英彦、原田光洋（三菱重工）
11. 航技研 6.5m×5.5m 低速風洞後流トラバース装置の更新 90
野中 修、星野秀雄、室田勝一、齊藤 茂、高橋 侔（航技研）

[Faint, illegible text, possibly bleed-through from the reverse side of the page]

標準模型と実用風洞用 PIV システムについて

渡辺重哉、杉浦裕樹、口石茂、重見仁（航空宇宙技術研究所）

Standard Models and PIV System in NAL Wind Tunnel Technology Center (WINTEC)

Shigeya Watanabe, Hiroki Sugiura, Shigeru Kuchi-ishi, and Masashi Shigemi (NAL)

概要

Industrial and research wind tunnels in NAL are reorganized and managed by "Wind Tunnel Technology Center (WINTEC)," starting from April of 2001. In the center, the industrial tunnels will be established as standard wind tunnels in Japan. Following the management policy of the center, some standard models for the industrial tunnels covering low-speed through hypersonic speed ranges are newly developed. They will be utilized to confirm the data repeatability over time, to compare the data with those in foreign established wind tunnels, and to investigate data compatibility between the tunnels with different speed ranges. On the other hand, development of a PIV system for the industrial wind tunnels is planned to provide a new flow-field measurement technique for the users. This paper introduces concepts and outlines of the standard models and PIV system.

1. はじめに

平成 13 年 4 月より、文部科学省航空宇宙技術研究所は「独立行政法人航空宇宙技術研究所」として、新たな一步を踏み出した。新設された「風洞技術開発センター(略称：WINTEC)」¹では、我が国の標準風洞としての地位を確保し、かつユーザーフレンドリーな風洞であることを目指し、平成 13~17 年度の第 1 期中期計画期間において、ISO9001 の取得、試験データ精度の定量化・高精度化、機密保持体制の強化等を優先的に進めることになる。風洞技術開発センターでは、5 基の実用風洞（6.5m×5.5m 低速風洞、2m×2m 遷音速風洞、1m×1m 超音速風洞、0.5m 極超音速風洞、1.27m 極超音速風洞）とこれらをサポートする 4 基の研究開発用風洞を管理、運営する。所属する風洞を個別にではなく、密接に連携させて「風洞群」として運営していくことも、当センターの重要な運営方針である。具体的には、風洞間のデータ処理法・データフォーマットの統一化、速度域のオーバーラップする風洞間のデータのつながり評価等の業務を行う。

これら業務のベースとして、各風洞における共通の形状に対する基準データを取得するための風洞試験模型、すなわち「標準模型」を実用風洞を中心に整備・運用する計画である。

また一方で、風洞を高度化しその存在価値を将来に渡って維持・拡大していく研究開発業務の一環として、新規計測技術である PIV（粒子画像流速計測）システムを 6.5m×5.5m 低速風洞を中心とした実用風洞に整備する計画である。

本稿では、航技研風洞技術開発センターにおける標準模型の設計・製作状況と利用計画、PIV システムの整備計画と予備試験結果について述べる。

2. 標準模型

2.1 標準模型の目的

標準模型を風洞に整備する目的としては、

- (1) 風洞の経年変化に伴う風試データの再現性を確認する。
- (2) 風洞の改修・高度化による風試データへの影響を評価する。
- (3) 風洞技術開発センター内の速度、サイズの異なる風洞間のデータの連続性を確認する。
- (4) 他風洞（特に外国風洞）のデータとの比較により、風洞の総合的な信頼性を確認する。
- (5) CFD 検証データを生産する。

が挙げられる。これらの目的に沿う標準模型としては、下記の要件を満たしている必要がある。

- (1) 長期間良好な状態で使用可能なこと。
- (2) 形状精度、表面仕上げに優れていること。
- (3) 姿勢角が正確に測定できること。
- (4) 模型サイズが風洞の典型的な模型サイズと同等であること。
- (5) 速度域毎の代表的な機体形状を模擬した形状であること。
- (6) 海外風洞でのデータが入手可能であること。

(1)~(4)の要件は模型形状にあまり依存しないが、(5)及び(6)の要件については形状依存性が高いため、海外の主要風洞における標準模型の動向と現在までの航技研風洞における標準模型の整備状況を調査した上で、形状の選定を行った。

2.2 標準模型形状の選定

2.2.1 外国風洞の標準模型に関する調査

欧米の著名な風洞関係者と個別に連絡を取り、標準模型の整備状況の聞き取り調査をした結果を表 1 に示す。調査の結果、近年提案され全世界的に使用

されている標準模型形状は存在せず、(1)標準風洞に現在持たない、(2)風洞毎に独自の標準模型を有する、(3)1950～70年代に提案された標準模型を使用している、(4)実在する代表的な輸送機形状の模型を使用している、のいずれかであることが明らかとなった。そのため、航技研としてどの方針を採用するのが妥当であるかが議論され、海外風試データが入手可能であり、かつ正確な形状データが入手できるという観点から(3)の方針を基本的に採用することとした。

2.2.2 航技研におけるこれまでの整備状況

これまで標準模型を使用する必要性から、風洞毎にいくつかの標準模型が整備され、一部の模型については国際対応風試も実施されている²。5つの実用風洞で現在使用可能な標準模型のリストを表2に示す。これまでの標準模型整備は風洞毎に個別に行われており、全風洞横並びでの統一的な整備がなされてこなかったため、風洞毎に整備状況にバラツキがあることが分かる。特に、低速風洞に3次元形状の標準模型が存在しないこと、遷音速風洞における標準模型として製作されたONERA Mシリーズ模型²が、製造図面の解釈における誤りのため、オリジナルの形状と主翼の上半角が異なっていることが大きな問題といえる。

2.2.3 標準模型形状の選定

外国風洞調査と現状の標準模型整備状況調査結果に基づき、標準模型形状の選定を行った。遷音速及び低速については、ONERA Mシリーズ形状が事実上唯一の選択肢であり、これを選定した。遷音速から極超音速域の標準模型としては、数多くの海外風洞における試験データを有する、シンプルな翼胴結合体であるAGARD B形状³とフレア付き軸対象形状であるHB-2形状⁴を選定した。ただし、今後宇宙往還機として有翼機の開発が中心となると予想されること、今回選定した標準模型形状に関する海外風試データは非常に古いものが多く比較対照データとしての信頼性、精度に不安があることから、HOPE-Xのように近年海外の複数の有力風洞で試験を実施した形状も標準模型の候補として今後検討して行く必要がある。

現在の標準模型の不足分を補充するために、新たに低速風洞用にONERA Mシリーズ模型の相似形状模型1体、遷音速風洞用にONERA M5模型1体、極超音速風洞設備用にHB-2模型3体(力試験及び空力加熱試験模型)の標準模型を整備することとした。今回の標準模型整備の結果、各標準模型がカバーする速度範囲を図1に示す。これらの模型整備により、最低限、低速から極超音速までの全速度域をオーバーラップを持たせながらカバーできることが分かる。

2.3 新規に整備する標準模型の概要

2.3.1 6.5m×5.5m 低速風洞及び2m×2m 遷音速風洞用 ONERA M シリーズ標準模型

ONERA M シリーズ標準模型⁵は、1970年代初頭にONERAが提案した標準模型であり、マッハ0.85で巡航する一般的な輸送機形態を代表する形状となっている(図2)。同一形状でサイズのみ異なるM1～M5模型があり、本シリーズの模型を用いて1970年代に全世界の主要遷音速風洞で国際対応風試が行われた。主翼は10.5%厚の上下対称なピーキー翼型を採用しており、主翼前縁の後退角が30°、上半角3.0°、取付角4.0°である(これらの角度の定義には曖昧な点があるため、今回の再製作に当たってはONERAの図面を再度詳細検討して明確化し、オリジナルの模型形状定義を忠実に再現した)。胴体は回転楕円体、円柱、円錐台を結合した軸対象形状である。

2m×2m 遷音速風洞用の模型としては、主翼スパン0.982m、胴体長1.058mの力試験/圧力試験兼用のM5模型を採用した。材質はステンレスで、現在遷音速風洞で使用されている2種類の天秤(Boeing製及び日章電機製)が装着できるようになっている。主翼のスパン方向位置の異なる3断面で計119点(ONERA M5模型と同一位置)、胴体先端の対称面上に計9点、及びベース部とキャビティ部に計4点の圧力孔(内径0.3mm)を有している。圧力計測用に胴体内にScanivalve社製48ポート圧力変換器3台または、PSI社製32ポートESP圧力計測モジュール5台を内蔵可能である。胴体先端部には模型の姿勢角を直接測定するためのSundstrand社製1軸傾斜角センサーを2基搭載し、天秤やスティングの変形込みのピッチ及びロール角を検出する。

6.5m×5.5m 低速風洞用の模型としては、M5模型の2.5倍のスケール(主翼スパン2.45m、胴体長2.64m)の同一形状模型を採用した(オリジナルのMシリーズ標準模型ではM5が最大サイズであり、今回の模型と同一サイズの模型は存在しない)。長期間の使用を考慮し、材質としては木ではなくアルミ系合金を用いた。圧力孔は、主翼及び胴体上のM5模型と相似位置に設けてある。支持干渉の影響を評価するため、ストラット、スティングの2種類の支持が可能となっている。胴体内部には、Scanivalve社製48ポート5連圧力変換器1基またはPSI社製ESP圧力計測モジュールと模型姿勢角測定用Sensorex社製2軸傾斜角センサー1基を搭載する。

遷音速風洞用、低速風洞用模型ともに、試験毎の形状再現性を確保するため、模型分割設計において、模型セットアップ時の取り外し部品点数が極力少なくなるように配慮している。また、水平・垂直尾翼が取り外し可能であり、尾翼の全機空力特性に与える影響を測定することができる。

完成した模型写真を図3に示す。

2.3.2 極超音速風洞設備用 HB-2 形状標準模型

航技研では極超音速領域の主要な風洞設備として、風洞技術開発センターの所有する1.27m及び0.5m極超音速風洞、0.44m極超音速衝撃風洞と、角田宇宙推進技術研究所の高温衝撃風洞(HIEST)の4種類の

設備を有する。これらの設備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、レイノルズ数、エンタルピーや流れの非平衡性は風洞毎に大きく異なる。これらの設備を相補的に活用し、実機の熱空力特性を正確に推算することは、大型設備を複数所有する航技研の重要な使命である。このような観点から、今回製作する HB-2 形状標準模型(図 4)は、大型実用風洞である 1.27m 極超音速風洞を主要なターゲットとするが、風洞間のデータ連続性を検討するため、0.44m 極超音速衝撃風洞、HIEST についても使用可能な模型を合わせて製作することとした(今回の標準模型整備では 0.5m 極超音速風洞はマッハ数域が他風洞に比べやや低いこともあり、除外している)。極超音速領域用の模型種類としては、力試験模型と空力加熱模型の 2 種類が必要となる。既に 1.27m 極超音速風洞及び極超音速衝撃風洞用の力試験模型は存在するため、新たに HIEST 用力試験模型、1.27m 極超音速風洞/HIEST 共用空力加熱模型(図 5)、極超音速衝撃風洞用空力加熱模型の 3 体を製作した。

1.27m 極超音速風洞/HIEST 共用空力加熱模型は 1.27m 極超音速風洞用力模型と同一スケールで、全長 490mm、円柱部直径 100mm である。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誤差を排除するため、本体材質は同軸熱電対の外殻部の材料であるクロメルを使用した。図 3 に示すように模型対称面上と機軸に垂直な 1 断面の周上に計 28 個のクロメル/コンスタンタン同軸熱電対を装備している。頭部はベスペル製部品と交換可能で、1.27m 極超音速風洞において赤外線カメラ法による空力加熱測定も可能となっている。

極超音速衝撃風洞用空力加熱模型は全長 196mm のガラス製であり、表面に 24 対の銅/ニッケル薄膜熱電対が蒸着されている。

2.4 標準模型利用計画

平成 13 年度から随時、実用風洞において従来から所持している標準模型と新規製作した標準模型を用いた試験を実施して行く予定であり、既に 6.5×5.5m 低速風洞での ONERA 標準模型風試(スティング支持)、1.27m 極超音速風洞における HB-2 空力加熱測定風試に着手した。海外風試データもほとんどが 3 分力データに限られるため、横滑角 0 の 3 分力試験を中心に実施していくが、非軸対象模型については航技研独自のデータ取得の観点から横滑角付きの試験も合わせて実施する。

風洞特性の経年変化を継続的に監視するために、年 1 回程度の頻度で定期的に標準模型を用いた試験を実施したいと考えている。また、風洞技術開発センターの風洞でのデータと海外風試データとを比較検証することにより、総合的な風洞の信頼性確認も実施する予定である。ただし、低速風洞用 ONERA M シリーズ形状標準模型については比較対照用の海外低速風洞データが存在しないため、低マッハ数での 2m×2m 遷音速風洞試験データとのデータ連続性の

確認を通じてデータ信頼性を評価することになる。風洞連携強化の観点から、同一形状模型に対する複数風洞での試験結果のつながり(一貫性)の吟味も、重要な課題である。

また、「CFD 技術開発センター」において、実用風洞の風洞壁や模型支持装置も含めた測定部全体を模擬した数値風洞を整備予定であり、その成果としての CFD 解析データと風洞試験データを比較し、CFD コードの検証を行うとともに、CFD データに基づき有効な風洞壁/支持干渉補正法を開発する等、風洞と CFD を相補的に活用して付加価値を生み出していく研究開発活動も積極的に進めて行きたいと考えている。

極超音速風洞設備用の標準模型については、風洞間で気流条件を完全に一致させることが不可能なため、CFD を活用して風洞間の気流条件のギャップを補間しつつ、個別の気流パラメータの熱空力特性への感度を評価し、最終的には複数の風洞設備と CFD の全てを相補的に用いた実機熱空力特性推算技術の確立を目指す。

3. 実用風洞用 PIV システム整備計画

3.1 なぜ PIV か?

第 1 期中期計画期間における風洞技術開発センターの風洞高度化の取組みの一環として、内外のユーザーからのニーズが高く、短期間開発による実現が可能であり、新規性・将来性を有する新規の計測システムの開発・整備を計画することとし、いくつかの有望と考えられる計測システムを検討した。

候補の一つとして考えられた PIV(粒子画像流速計)は、下記の 3 つの観点から最適なシステムと考えられたため、重点開発ターゲットとして選定した。

- (1) ニーズ: 乱流、遷移、混合等の基礎的流体力学研究から回転翼の BVI(Blade Vortex Interaction)騒音に関する研究、エンジン排気干渉現象の研究、次世代超音速機の低速空力特性の研究等のプロジェクト指向の研究までの広い範囲のニーズを持つ。また、PIV はこれまでの主力である力計測、圧力計測等と異なり流れ場の空間分布を測定できるという点で、流れ場の空間情報を必要とする CFD 検証のための計測手段として適する。
- (2) 実現可能性: 現在低速流かつ実験室レベルのサイズにおいてはある程度完成された技術として確立しており、また海外の大型風洞(DNW-LLF⁶、NASA Ames RC NFAC 等)での開発実績も見られる。
- (3) 新規性、将来性: 世界的にも 6.5m×5.5m 低速風洞レベルの大型風洞への整備例は現段階では少なく大型風洞への適用という観点からは新規性がある。また CCD カメラ、レーザー技術の進展に伴う空間・時間分解能の向上により、流れ場の計測法としての重要性が今後ますます高まるものと予想される。

3.2 PIVの特徴

PIV⁷は、流れに追従する粒子（シード粒子）の画像を非常に短い時間間隔で2枚取得し、その間の移動距離を時間間隔で除することにより速度を求めるというもので、測定原理としては速度の定義そのものに近い極めてシンプルなものである。その特徴としては下記のようなものがある。

- ・非接触計測であり、プローブ等の挿入による流れへの影響がない。
- ・流れに十分追従するシード粒子を適度な濃度で混入する必要がある。
- ・平面内の瞬時速度分布（2または3速度成分）が測定できる。
- ・ハードウェアの制約により、熱線流速計、LDV（レーザードップラー流速計）に比べ空間・時間分解能が低い。
- ・計測した画像ファイル容量が膨大となり、そのハンドリングに手間がかかる。

3.3 2D vs 3D (Stereo) PIV

PIVは流速の2成分を取得する2D PIVとして開発されたが、その後の技術の発展に伴い流速の3成分計測が可能な3D (Stereo) PIV⁸が主流となりつつある。

3D (Stereo) PIVの2Dに比したメリットとしては(1)速度の3成分計測が可能、(2)散乱光の強い前方散乱を利用できる可能性がある（すなわち、小さいシード粒子、低感度 CCD カメラ、低出力レーザーが使用可能となる）、(3)カメラの設置位置の自由度が高い（ライトシートに垂直な位置に置く必要がない）等が挙げられる。一方、(1)カメラ台数が2台必要になることに伴い必要なハードウェアが増加しコストがかかる、(2)カメラの画角のレーザーシートに対する正確な位置、角度を知っておく必要があり、キャリブレーション作業が煩雑になる、(3)外部からの振動によるカメラの相対位置変化が誤差源となりうる等のデメリットもある。

計測手法としての有効性、将来性を考えると、3D (Stereo) が適当と考えられ、3D (Stereo) システムの開発を前提として現在検討を進めている。また、大型風洞への適用を考慮すると、3D (Stereo) システムにおける前方散乱の利用可能性、カメラ設置位置の自由度のメリットも重要となる。

3.4 実用風洞における Stereo PIV の予備試験

3.4.1 概要

大型実用風洞への Stereo PIV の適用可能性と全流路へのシーディング（グローバルシーディング）の可能性を調べることを目的として、6.5m×5.5m 低速風洞において予備試験を実施した。本風洞は測定部壁など木製の部分が多く、通風中の風洞自体の振動が無視できず速度計測の成立性に影響を与えると考えられたこと、また、測定部上流の高さ十数 m の縮流筒にシーディング装置を実験毎に設置し測定したい部分だけをシーディングすることは作業上極めて

困難なことから、このような予備試験が必要と考え計画した。

矩形翼（コード長 350mm、迎角 10°）の翼端から発生する翼端渦を測定対象とし、一様流風速は 5～30 m/s の範囲で変化させた。

機器構成を表3に、セッティングの概要を図6に示す。レーザーシートは左舷側から気流に垂直に入射し、CCD カメラは右舷側の上流側と下流側に各1基設置した。このセッティングにより両カメラともシード粒子からの前方散乱光の利用が可能となる。30 Hz のクロスコリレーション・カメラを使用したため、ベクトルマップのサンプリングレートは 15 Hz である。また、レーザーの時間間隔（time separation）は一様流風速 ($U = 30 \sim 5 \text{ m/s}$) に応じて、15～70 μs の範囲で変化させた。計測領域は横(y)方向 580 mm × 高さ(z)方向 230 mm であり、interrogation spot size を 32×32 pix に設定することにより空間分解能は 7 × 7mm となる。シードとしては DEHS (Diethyl-Hexyl-Sebacat) という液体粒子を用いた。DEHS は人体に無害であり、ある程度時間が経つと自然に揮発するという性質を持つ。今回用いたシーディングジェネレータで生成されるシード粒子（液滴）の平均粒径は 1 μm 程度である。シードは測定部の直下流のスリット部分から導入し、数分間の連続的なシーディングにより、PIV 測定に十分な濃度のシードを全風路に充満させることができた。

3.4.2 試験結果

図7に一様流流速 $U = 5 \text{ m/s}$ の試験条件で両カメラで測定した2枚の粒子画像とそれらを処理して得られた2次元瞬時速度ベクトルを重ね合わせて示す。この速度ベクトルデータをキャリブレーションにより得られたカメラの位置・角度情報に基づき、3次元的に再処理することにより、3次元（速度3成分）の速度ベクトルデータを計算した結果の例を図8に示す ($U = 15 \text{ m/s}$)。50枚の瞬時ベクトルをアンサンブル平均化した平均速度ベクトルである。一様流に垂直な速度成分(v, w)を矢印で、一様流方向の成分(u)を等高線で示してある。測定範囲の中心部にはっきりと反時計回りの翼端渦が観察できる。渦近傍では u の極値がいくつか見られるが、測定領域全体での平均流速は 15.3 m/s である。風洞の一様流速設定値 15.0 m/s（設定誤差約 ±0.1 m/s）とほぼ等しい結果となっており、短時間で簡易的なキャリブレーションしか実施できなかったにもかかわらず、妥当な精度の結果が得られている。本予備試験結果から、Stereo PIV の大型の低速風洞への適用可能性はある程度確認できたものと考えている。また、グローバルシーディングも問題なく実現でき、簡易なシーディングジェネレータの使用が可能であることが確認された。

3.5 実用風洞用 PIV システム開発計画

実用風洞用 PIV システム開発計画を現在検討中であるが、基本方針の一つは複数の風洞への「可搬性」を考慮したシステムを開発するということである。

可搬性を持たせることにより、開発・整備のコストやメンテナンスコストを低減させることができるとともに、良好な稼働率の維持が期待できる。将来的にはPIVシステムを熟知した専門技術スタッフによるシステムの維持管理、一元的なユーザーサポート体制を確立することも可能になると考えられる。一方、可搬性を持たせることにより、試験毎の機器の移動やセットアップに時間と手間がかかる可能性があるため、風洞に固定しておく方が効率が良い機器については無理に可搬性を持たせないようなシステム設計上の配慮も必要である。

本PIVシステムは、重要なニーズの存在、実現可能性の観点から、6.5m×5.5m低速風洞を中心として整備する予定である。更に可搬性を活用して、HOPE-X高速飛行実証機のADS較正試験でPIV使用の実績のある2m×2m遷音速風洞への適用も検討している。本PIVシステムは外部ユーザーの利用も多い実用風洞への整備を主ターゲットとしているが、先にも述べたように、PIV技術自体は小型風洞における基礎的な流体計測にも有効であることから、研究開発用風洞における使用も積極的に検討したいと考えている。具体的には2m×2m低速風洞、0.2m×0.2m超音速風洞が候補として考えられるが、その他の風洞への適用も考慮する予定である。

現在検討中の機器構成例を図9に示す。複数風洞での使用、将来性を考慮し、12bitの高分解能CCDカメラ(1.3k×1.0k pix)や高出力Nd:YAGレーザー(400 mJ~1 J/pulse)、長距離の画像信号の取り回しのための光ファイバーリンク、取得画像データのハードディスクへのリアルタイム書き込みを可能とする高速データ記録システム(RAID)等の導入を検討中である。CCDカメラ、レーザー、システム制御用PC等の機器(図中の赤字)は基本的に可搬性を持たせるが、シーディング装置、キャリブレーションリッド架台等の個々の風洞のサイズや特徴に大きく依存する機器については風洞毎に整備する必要がある。

開発スケジュールとしては、平成13年度~15年度の3年間での開発・整備を目標としている。

4. おわりに

航技研風洞技術開発センターの発足に伴い、風洞の総合的な信頼性確保、風洞間連携の強化の目的で、新たに標準模型を整備した。今回の整備により、4つの実用風洞をカバーする最低限の標準模型群を用意することができたものと考えている。今後は、標準模型の有効な利用方法を具体的に検討するとともに、0.5m極超音速風洞や研究開発用風洞を対象とした標準模型やHOPE-X等の最新の海外風洞試験データを有する形状模型の標準模型としての整備についても合わせて検討して行きたい。

また、風洞高度化の一環として、実用風洞用に可搬型Stereo PIVシステムの開発・整備に関する概念検討を実施中である。予備的に実施した6.5m×5.5m低速風洞での試験の結果、大型風洞へのStereo PIVの適用可能性が十分あること、全風路のシーディング(グローバルシーディング)が可能であることが確認できた。今後は、各種のニーズに対応可能でありかつ大型風洞での使用に適したシステム構成の検討、風洞振動の測定データへの影響の検討、総合計測精度の推算等を実施していく予定である。

最後に、標準模型の設計・製作に御協力頂いた航技研 澤田秀夫リーダー、中道二郎室長、低速風洞・遷音速風洞・極超音速風洞グループ各位、標準模型に関する情報を快く提供頂いた海外風洞関係各位に心から感謝の意を表す。また、PIVのデモに協力頂いた低速風洞研究グループ、回転翼空力グループ各位及び西華産業(株) 安木、中村両氏にも感謝致したい。

文 献

- ¹ 酒井, 第38回飛行機シンポジウム講演集(2000)
- ² 澤田他, NAL TM-616 (1990)
- ³ Hills, R., AGARDOGRAPH-64 (1961)
- ⁴ Gray, J. D., et al, AEDC-TDR-63-137 (1963)
- ⁵ 遠藤, NAL N-25 (1979)
- ⁶ Kompenhans, J., et al, *J. Visualization*, Vol. 2, Nos. 3/4, pp. 229-244 (2000)
- ⁷ Adrian, R. J., *Annu. Rev. Fluid Mech.*, pp. 261-304 (1991)
- ⁸ Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer (1998)

表1 海外風洞の標準模型整備状況調査結果

組織名	所在国	標準模型
AEDC	アメリカ	現在はなし(B737?) 過去には AGARD A, B, C, HB-1, 2 5 または 10° 円錐模型 (遷移 Re 決定用)
NASA Langley RC	アメリカ	B737
NASA Glenn RC	アメリカ	なし
NRC	カナダ	(2D model) CAST10, BGK#1 (3D model) なし (現在 AGARD B, C 及び輸送機形状模型製作検討中)
ONERA	フランス	AGARD B ONERA calibration model M1~M5
ETW	ドイツ	F4 翼一般輸送機形状模型 (ETW のみで使用しデータベース蓄積中) (Airbus A-310, 320, and 340)
DNW	オランダ	なし

表2 航技研実用風洞におけるこれまでの標準模型整備状況

Model	形状	6.5m×5.5m 低速	2m×2m 遷音速	1m×1m 超音速	0.5m 極超音速	1.27m 極超音速
NACA0012	2次元翼型	○	×	×	×	×
AGARD A	軸対称	×	○	×	×	×
AGARD B	翼胴結合	×	○	○	△***	×
AGARD C	翼胴+尾翼	×	○	△*	×	×
HB-1	軸対称	×	×	×	×	○
HB-2	軸対称(フレア付)	×	○	○	×	○
ONERA M2, 5**	輸送機形状	×	○	×	×	×

○: あり、使用可

△: 条件付きで使用可

×: なし

* 天秤取付アダプタ製作により遷音速用模型が使用可

** オリジナル形状と上半角が異なる

*** 風洞サイズに対し、模型サイズが標準模型としては小さすぎる

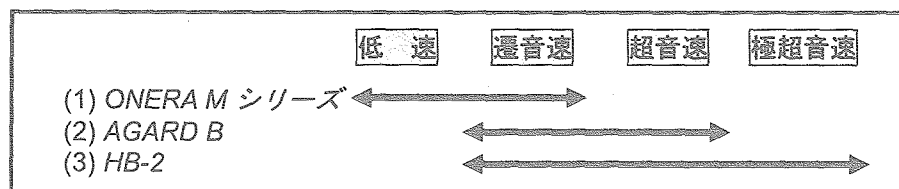


図1 風洞技術開発センターにおける標準模型のカバーする速度域

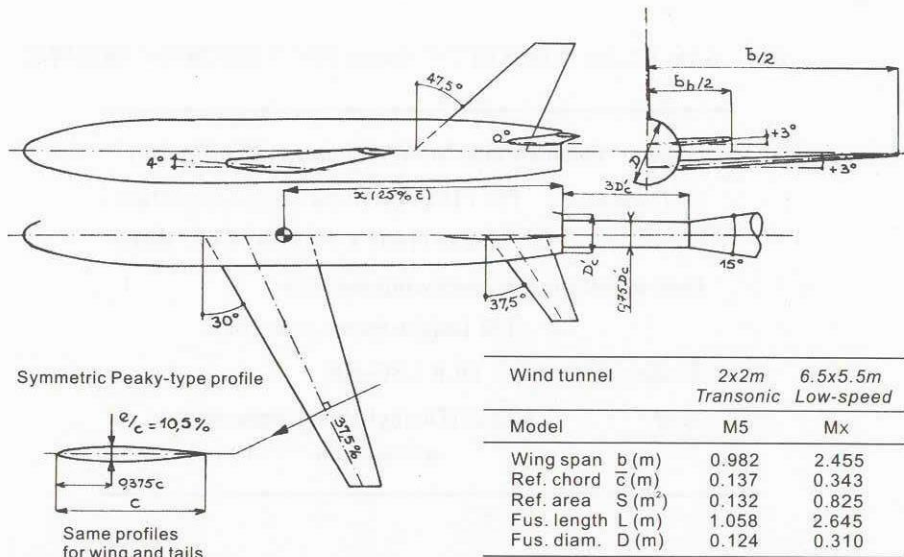
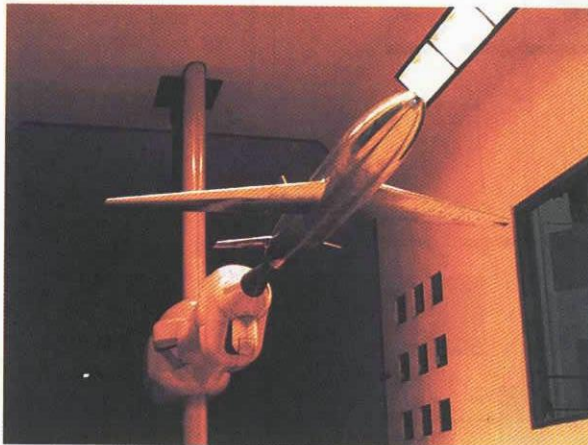


図2 2m×2m 遷音速風洞/6.5m×5.5m 低速風洞用標準模型 (ONERA M シリーズ形状)



(a) 6.5m×5.5m 低速風洞用模型
(平均表面粗さ(Ra, 実測値): 0.13 μm[主流方向]
0.40 μm[主流垂直方向])

(b) 2m×2m 遷音速風洞用 M5 模型
(平均表面粗さ(Ra, 実測値): 0.07 μm[主流方向]
0.17 μm[主流垂直方向])

図3 ONERA M シリーズ標準模型写真

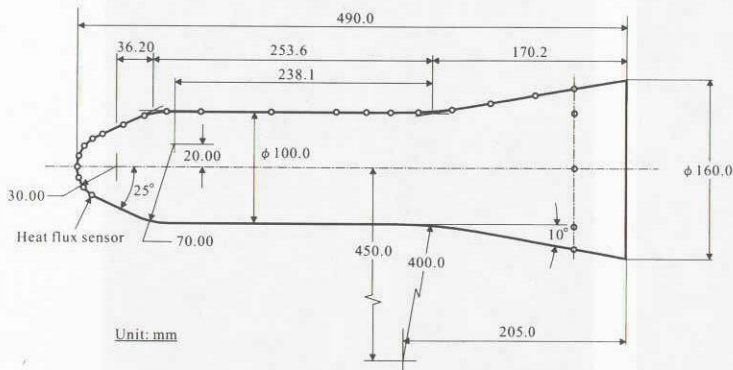


図4 極超音速風洞設備用 HB-2 形状標準模型
(寸法は 1.27m 極超音速風洞/HIEST 共用模型のもの)



図5 1.27m 極超音速風洞/HIEST 共用 HB-2
空力加熱模型 (1.27m 極超音速風洞取付状態)

表 3 6.5m×5.5m 低速風洞での Stereo PIV 予備試験時の機器構成

Laser : Double Pulse Nd:YAG Laser (120 mJ/pulse)
CCD camera : TSI PIVCAM10-30 Cross Correlation Camera (1008 x 1018pix, 8 bit, 30Hz)
Data acquisition & processing software :
 TSI Insight-Stereo (ver. 3.3)
Seeding generator : DLR LSG-500
Seed : DEHS (Diethyl-Hexyl-Sebacat;
 average dia. ~ 1 mm)

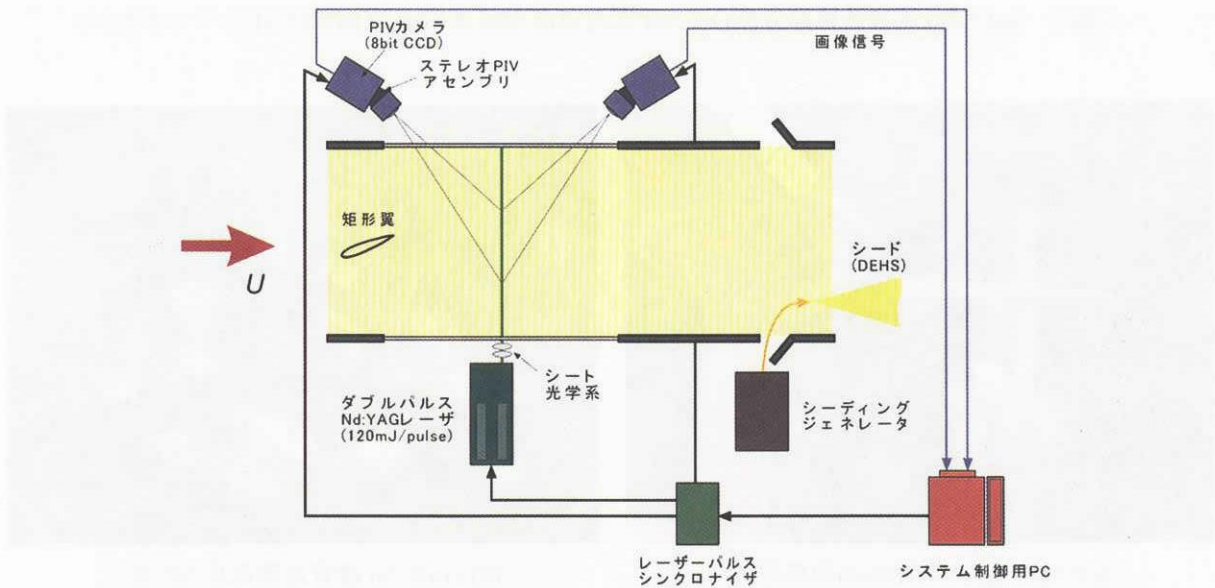


図 6 6.5m×5.5m 低速風洞での Stereo PIV 予備試験時のセッティング (平面図)

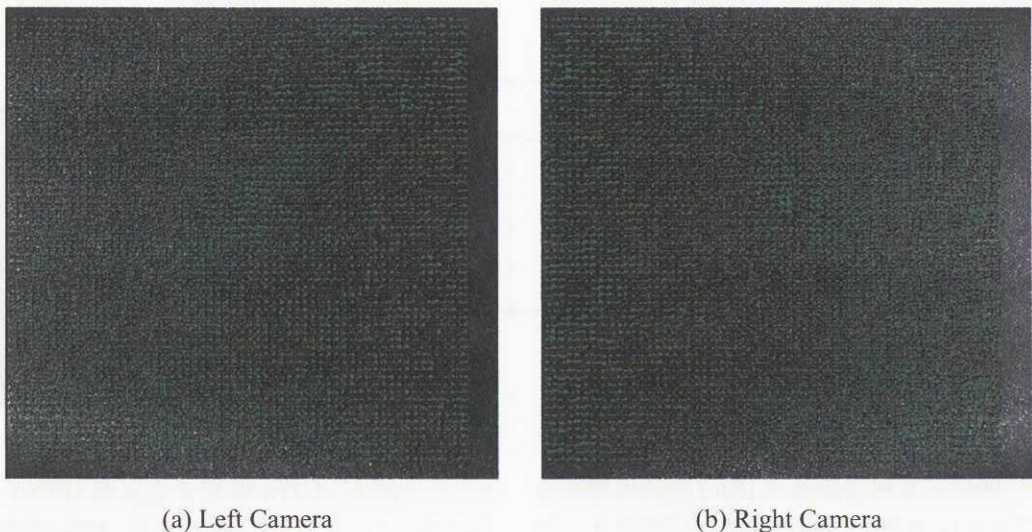


図 7 瞬時 2 次元速度ベクトル ($U = 5 \text{ m/s}$ [流れ方向は右から左]; $58 \times 60 = 3480 \text{ vectors}$)

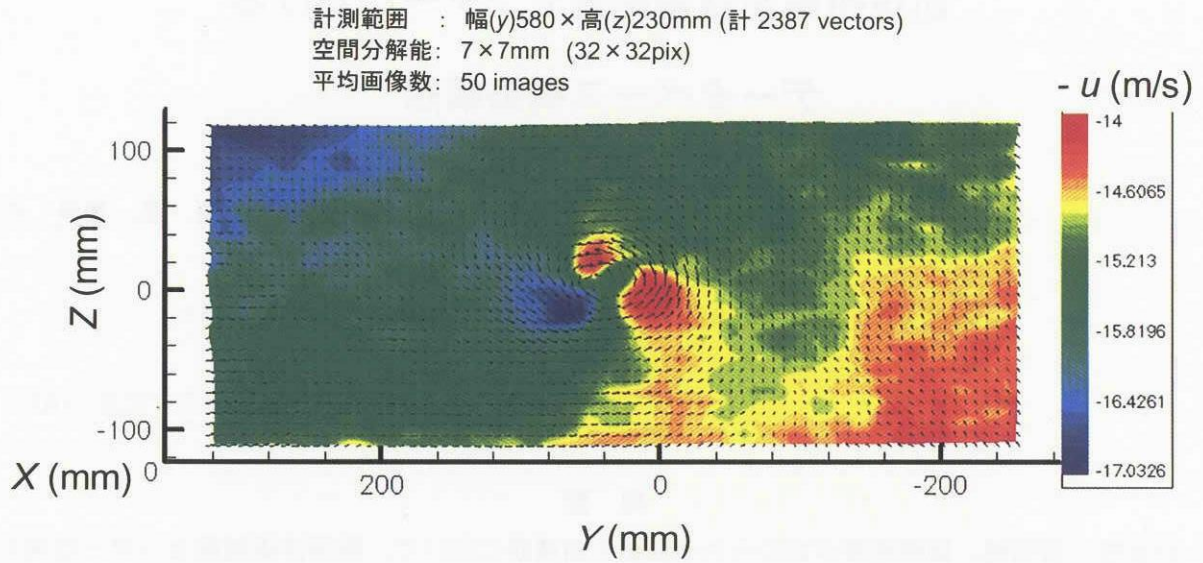


図8 3次元平均流速ベクトル ($U = 15$ m/s; 下流から上流を見た図)

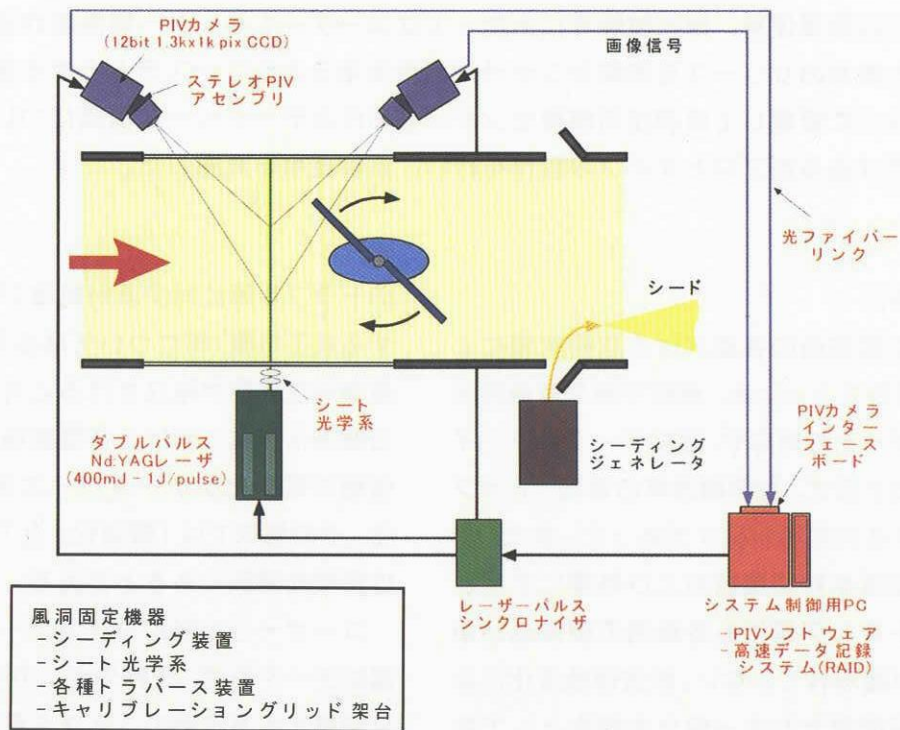


図9 実用風洞用可搬型 Stereo PIV システムのセッティング例
 (6.5m × 5.5m 低速風洞への適用の場合の平面図)

航技研風洞技術開発センターにおける データベース構築構想

航空宇宙技術研究所 山崎 喬、重見 仁

Construction Concept for NAL Wind Tunnel Data Base

Takashi YAMAZAKI, Masashi SHIGEMI (NAL)

概要

公共性、透明性、効率性等が求められる独法化航技研において、風洞技術開発センターは特にユーザーフレンドリーな運営を目指して業務を進める事となっており、「顧客満足」を追求するISO9001認証取得はその象徴的な事項である。しかし、ISO文書に記される事項は風洞運用、風洞試験等における品質保証に関して最低限の手順を定めているものであり、これらの文書で風洞利用等に関する情報等が十分な訳ではない。

これからの風洞運用、風洞試験等にあたってはユーザーやセンター関係者が過去の風試データも含めた風洞のリソースを的確かつ十分に利用出来るようなシステムとする事が求められ、このような点に留意して風洞技術開発センターにおけるデータベース構築についての検討と、その一部ではあるがプロトタイプ製作を行い、試験運用を実施した。

1. はじめに

これまで航技研の各風洞は当該研究室による管理、運営であった為、風試手順や計測指示等のユーザーとの対応や、風試データのファイル形式や出力形式、計測機器等の管理、トラブル等に対する対処等が様々であった。また、データ処理装置や計測機器および処理に必要なソフトウェア等にも各風洞の個性違いから共有化が図られていない。航技研独法化による風洞技術開発センター設立を機会として各風洞の標準化を進める必要がある。

2. 標準化作業とデータベース

ISO9001の認証取得により風洞試験に関する問い合わせ、受け入れや風試手順や計測指示等のユーザーインターフェースおよび天秤や計測器の維持、管理、その他風試遂行上

のトラブル等に対する対処法(不適合事項に対する是正処置)等については各風洞に共通する標準的な手順が確立されると考えられる。これら標準化作業における各種事項の整理と、各種情報の電子化がデータベース構築の土台となる。その意味では「標準化」と「データベース」は密接な関係にあると言える。

ユーザーとの対応や計測データの処理方法、風試データ形式、天秤やセンサーの較正、模型と接続する測定部のコネクタ形式、データ処理装置や計測機器の統一化、共用化、風試精度の明示等を含めた標準化の促進により、ハード、ソフトの両面で信頼性や利便性の向上、コストの削減や省力化を図る事が出来、惹いては生産性の向上にもつながるものと考えられる。そしてこれらの事柄は航技研の風洞が我が国における基準風洞となるための必須事項である。

3. データベース化が望まれる情報

風洞技術開発センターにおいてデータベース化が望まれる情報としては大別して以下の5つの事項等が考えられる。

- (1) 試験技術データ (天秤、センサー、計測機器、観測装置、付帯試験装置、校正、他)
- (2) 風洞設備データ (諸元、特性、性能、模型支持装置、配線結線、他)
- (3) 風試結果データ (収録形式、処理方法、補正方法、誤差解析、他)
- (4) 風洞利用データ (試験メニュー、利用時間、スケジュール、申請方法、担当者一覧、改善情報、保険、他)
- (5) 模型製作データ (形状、規格、強度、材質、機能、補修、他)

一例として試験技術データのうち極超音速風洞が保有する天秤データを表1に示す。天秤形式や各コンポーネントの容量、精度をはじめサイズ、校正年月、導入年度、メーカー名等の情報を得ることが出来る。

4. データベース整備状況

前年度における準備作業として、これまでに行われた「0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞 (旧 2次元風洞)」試験データのうち公開が可能なデータ (1095 ラン、4072 ケース、26 模型) について整理を行い、現在、図書館情報システム (SEND) にプロトタイプを試験運用 (<http://send.nal.go.jp/send/wtdb/>) している。

図1に SEND のメニュー画面を示す。NAL ILIS (図書館蔵書 DB 検索システム)、NAL MATCH (研究成果情報 DB 検索システム) と並んで工事中ではあるが NAL WTDB (2次元風洞試験データベース検索システム) が示されている。

図2に各検索システムのメニュー画面を示す。各風洞のデータベース整備が進捗すれば、これらと共に各風洞のデータの検索内容が案内される事となる。

図3には NAL WTDB (2次元風洞試験データベース検索システム) の検索画面を示した。現在、「1. 対象データベース」は2次元風洞試験データのみであるが、「2. 検索オプションの選択」では一覧表示の上限件数と検索結果ソート方法の指定が出来、「3. 検索データに対する検索条件指定」では検索キーとして試験番号、模型名称、実験年月日、マッハ数、レイノルズ数、迎角の指定が出来ると共に各検索キー間の論理演算が可能である。

図4には検索結果の例としてラン毎の詳細情報を示した。先に述べた各検索キーの情報と共に、このランで行われた各スキャンについて揚力係数や抗力係数、ピッチングモーメントおよび翼型模型上下面のデータ数等の情報が示されている。

図5は各スキャンにおける表面圧力データをプロットした結果で、スキャン毎の空力係数化情報と共に、画面には入っていないが模型形状のプロットについてもスクロールする事により見る事が出来る。

また、この他以前から収集されてきた所内の風洞に関連する情報として図、表、マニュアル等の一部を電子化する作業を進めた。

なお、データベース構築環境としてワークステーション (パナステーション SS-UE250、400MHz×2、メモリ1GB、HDD36.4GB) を整備した。本ワークステーションは図書館情報システム (SEND) 用サーバーと完全互換性を有し、今後、風洞技術開発センターのみならず、所内の研究成果情報データベース開発環境としても有効に機能するものである。

5. まとめ

先に述べた「データベース化が望まれる情報」のデータベース化を前提に、当面、「試験技術データ」、「風洞設備データ」について今年度中に順次整備を行う。「風洞利用データ」については ISO 9001 認証取得作業の結果

を反映させる。

計測システム、データ処理システムについても、次期システム更新を目途に「標準化」と共に「データベース化」整備を進める。

これらの情報は Web 対応を行い、風洞試験の

準備、遂行の最中にもパソコン端末さえあれば各種情報を得ることが出来、他風洞結果との比較や離れた場所でのクイックルック等も可能となる他、ホームページ等にも活用する。

物品番号	固有財産	FA	FY	FN	MX	MY	MZ
スティング内挿式6分力天秤 No.1 (LM2-4522-33/2150:日産電機社製)							
容量(単位)	50 kgf	100 kgf	150 kgf	3.0 kgf-m	2.0 kgf-m	3.0 kgf-m	
校正精度	0.1% FS	0.05% FS	0.07% FS	0.1% FS	0.05% FS	0.1% FS	
備注	4.33	購入年度	1995.3	最終校正年月		納入時	

物品番号	固有財産	FA	FY	FN	MX	MY	MZ
スティング内挿式6分力天秤 No.2 (LM2-4522-38/2505/39:日産電機社製)							
容量(単位)	25 kgf	50 kgf	100 kgf	1.5 kgf-m	1.5 kgf-m	5.0 kgf-m	
校正精度	0.1% FS	0.1% FS	0.04% FS	0.13% FS	0.05% FS	0.05% FS	
備注	4.33	購入年度	1996.3.15	最終校正年月		2000.11	

物品番号	固有財産	FA	FY	FN	MX	MY	MZ
スティング内挿式6分力天秤 No.3 (据置秤)							
容量(単位)	50 kgf	50 kgf	100 kgf	2.0 kgf-m	1.5 kgf-m	5.0 kgf-m	
校正精度	0.05% FS	0.1% FS	0.07% FS	0.05% FS	0.05% FS	0.05% FS	
備注	4.33	購入年度	1996.3.20	最終校正年月		納入時	

表 1 : 試験技術データの一例

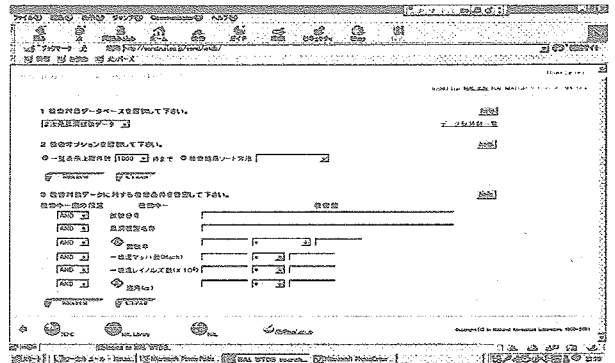


図 3 : 風洞試験データベース検索画面

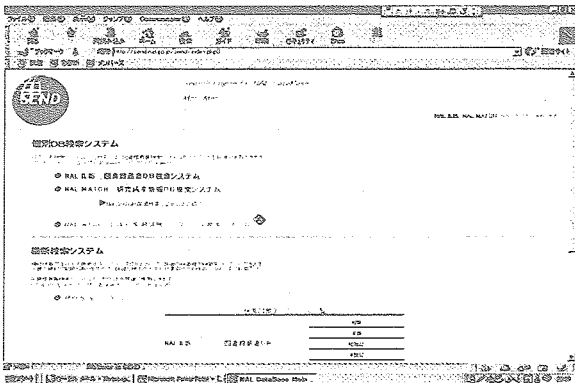


図 1 : SEND のメニュー画面

2次元風洞試験データ詳細情報

試験番号: 1240 品名: JETVAL 試験年月日: 19811001 試験時間: 1500
 試験機関: NACAO12 マシン: 07117 レイナル数: 6.42E+05
 上向き: 199415 試験項目: 0 試験回数: 4
 試験員: 0 試験員: 0 試験員: 0

キーワード: PRESSURE DISTRIBUTION
 プロファイル:

この試験データはスティング内挿式のもので、計測以下の値です。

スキャン番号	室内	風洞内	ロール内	傾角係数	ピッチングモーメント	データ数合計	上部データ数合計	下部データ数合計	
1	0	0	0	-0.0153	0.0058	-0.00247	69	47	22
2	0	0	0	0.1058	0.0286	-0.00015	69	47	22
3	0	0	0	0.0488	0.0227	0.00147	69	47	22
4	0	0	0	0.0294	0.0105	0.00417	69	47	22
5	0	0	0	0.0558	0.0176	0.00245	69	47	22

風洞設置情報 試験室: NACAO12 風洞: 100A 試験機: NACAO12 試験機: NAL JAPAN 198009 NAL JAPAN
 風洞設置情報 試験室: NACAO12 風洞: 100A 試験機: NACAO12 試験機: NAL JAPAN 198009 NAL JAPAN
 試験員: 0 試験員: 0 試験員: 0 試験員: 0 試験員: 0 試験員: 0

図 4 : ラン毎の詳細情報

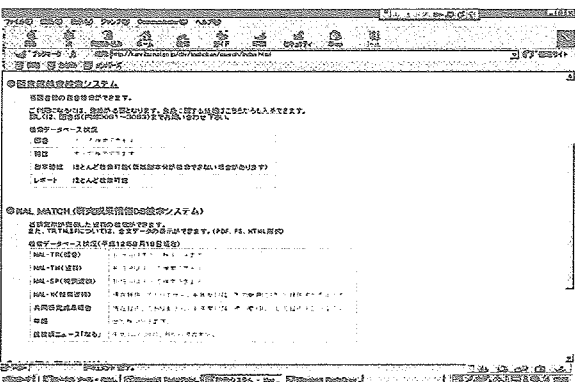


図 2 : 各検索システムのメニュー画面

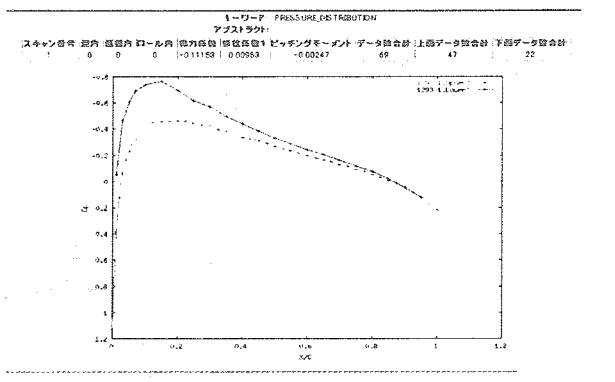


図 5 : 表面圧力データのプロット

1.27m 極超音速風洞の通風領域拡大—不確かさの表記と応用

永井伸治 津田尚一 小山忠勇 平林則明 関根英夫 穂積弘一
(航空宇宙技術研究所 風洞技術開発センター 極超音速風洞グループ)

Enlargement of operation envelope of the NAL 1.27m hypersonic wind tunnel
—Representation and application of statistical uncertainty

Shinji NAGAI*, Shoichi TSUDA*, Tadao KOYAMA*, Noriaki HIRABAYASHI*,
Hideo SEKINE* and Koichi HOZUMI*

(National Aerospace Laboratory, Wind Tunnel Technology Center, Hypersonic Wind Tunnel Group)

Abstract

The Mach 10 nozzle of the National Aerospace Laboratory ϕ 1.27m hypersonic wind tunnel was calibrated at lower total temperature conditions which gave us reduction of thermal load of the facility and the lowest total pressure ($P_0=1.0\text{MPa}$) operation. Repeatability among multi point calibration tests and non-liquefied flow were examined by statistical uncertainty assessment of measured Mach numbers. Enlargement of the Re number range, reduction of total temperature about 100K and heat up time of the air heater were successfully attained. Represented statistical uncertainties of flow conditions clearly show that the NAL 1.27m tunnel has better flow uniformity than that of the AEDC VKF-C tunnel.

Key Words: Hypersonic, Nozzle calibration, Statistical uncertainty

1. はじめに

航技研 1.27m 極超音速風洞は、ノズル再製作後の校正試験をよどみ点圧力 $P_0=2.5\sim 8.5\text{MPa}$ 、よどみ点温度 $T_0=750\sim 850^\circ\text{C}$ で行い、良好な結果が得られたため¹、この条件でその後の風洞試験に供してきた。しかし年 1 回の定期分解点検時には高温遮断弁の外殻及びライナに熱クラックが発見され、よどみ点圧力 $P_0=6\text{MPa}$ まで、60 秒の通風時間を 30 秒に制限するに至った。またよどみ点圧力が低くなると空気加熱器の熱交換率が低下するため、よどみ点圧力 $P_0=2.5\text{MPa}$ の通風を行うには蓄熱体温度が設計上限温度である 1200°C にも及ぶ高温加熱を必要とし、原則的に風洞各部が暖まった午後に通風を行っていた。

このため必要なよどみ点温度の見直しを行ったところ、空気液化に対する飽和温度に対して、特によどみ点圧力が低い場合に 100K 以上の余

裕があることがわかった。この余裕分により従来は不可能とされていた最低よどみ点圧力での通風が行える見通しが得られた。そこでよどみ点圧力 $P_0=1\text{MPa}$ の通風を含む、よどみ点温度の低い新たな通風領域を設定し、ノズル校正試験を行った。風試データの誤差解析に不可欠な気流条件の不確かさ表示を可能とするため、測定部に高分解能ピトーレークを設置し、ノズルからの圧力波位置を詳細に調べた。また空間的に多点の測定を行うため、複数試験が必要となる。

極超音速風洞ではよどみ点圧力、よどみ点温度、ピトー圧力により一様流マッハ数が決定される²。よどみ点温度は空気分子の振動エネルギーを介してマッハ数を決定する関数の一変数となるが、蓄熱体の加熱状況や通風中にも刻々変化する等の不確定要素を持つ。再現性が得られるパラメータはよどみ点圧力と、ノズル形状で

定まるマッハ数である。非液化流れを保証するため、液化温度でのピトー圧力の変化を調べた。空気が液化するとマッハ数計算の仮定となる等エントロピ流れが崩壊するが、ピトー圧力の変化によってこの見かけのマッハ数も変化するので、これより空気液化が確認できる。マッハ数測定の統計的不確かさ解析を行い、ここで得られた不確かさの幅を校正試験中の再現性確認と非液化流れを保証する基準とした。これより測定の妥当性を常に検証しつつ、真の風洞性能を表すマッハ数データを収集した。

試験結果より新たな通風領域での一様流マッハ数及び不確かさを求め、旧通風領域での値と比較する。また新通風領域での各種気流条件の統計的不確かさの表記を行い、同一直径である AEDC VKF-C マッハ 10 風洞の値と比較する。共通手法である統計的不確かさ表示により、風洞性能の明確な比較が可能となる。

2. 計測の統計的不確かさ

2.1 不確かさ表記

製造業の品質管理において 1970 年代に日本に後れを取った米国では、これに対抗するため統計学を適用した品質管理法が考案された。この統計学の適用が試験研究現場にも波及し、計測の統計的不確かさの求め方に関して国家規格³が発行されるに至った。アメリカ機械学会及びアメリカ航空宇宙学会では論文掲載の条件としてこの不確かさの表記を求めており、日本機械学会でも上記規格の訳本⁴が出版される等表記が推奨されている。

アメリカ航空宇宙学会からは遷音速風洞に関する不確かさ解析の指針⁵が発行されており、極超音速風洞でも測定の不確かさ表記が試みられている^{6,7}。風洞試験データの無次元係数における不確かさを求める場合、圧力や力測定の不確かさだけでなく、試験データに影響する全ての測定量、すなわち設定迎角や動圧等の気流条件の不確かさが不可欠となる。気流条件に関

しては、実際の気流条件の求め方によって不確かさ解析を行い、ユーザーに不確かさを表示する必要がある。

2.2 不確かさ解析

不確かさ解析については、日本機械学会から出版されている訳本に詳しい⁴。ここでは不確かさの求め方を簡単に述べる。

ある測定を多数回繰り返した場合、測定値の分布は理想的には正規分布となる。よって図 1 左側に示すように、横軸に値、縦軸に相対度数を取ると、ある一つの測定値は母平均 μ を中心とする測定値の正規分布の一部である。母平均 μ と真値との差をかたより誤差 β_k とし、母平均と測定値との差を偶然誤差 ε_k とすると、測定値の全誤差 $\delta_k = \beta_k + \varepsilon_k$ となる。

測定手順を、センサー校正、データ収集、データ処理等の階層に細分化し、それぞれの階層でかたより誤差 β_k の上限 B_i 、偶然誤差 ε_k の推定値 S_i 、自由度 ν_i を求める。ここで添え字 i は各階層を表す。図 1 右側に 4 点の測定値でセンサーを校正し、最小 2 乗法で校正直線を求めた例を示す。センサーの校正階層でのかたより誤差上限 B_i は、基準量発生または基準計器の最大誤差とした。偶然誤差の推定値 S_i は、センサーの校正直線を最小 2 乗法で求めた場合、推定標準誤差 SEE とした。これは ε_k の大きさの標準偏差にあたる。このときの自由度 ν_i は最小 2 乗法で切片と傾きを求めているため、校正点数 N_1 とすると $\nu_i = N_1 - 2$ となる。

データ収集階層の誤差は、校正を同一データ収集装置で行った場合、校正階層の誤差に含まれることとなる。データ処理階層で平均化を行う場合、偶然誤差の推定値 S_i は標本標準偏差 s を平均点数 N_2 の平方で割ったものとした。自由度 ν_i は平均を取った点数 N とすると、標本標準偏差 s を求めるのに自由度は 1 減少するので、 $\nu_i = N - 1$ となる。推定標準誤差 SEE、標本標準偏差 s はそれぞれ Excel 組み込み関数

stdev(y,x)、stdev(x)より容易に求められる。

総合誤差を求めるには、各階層のかたより誤差上限 B_i 、偶然誤差の推定値 S_i 、自由度 ν_i より、それぞれの誤差が結果に及ぼす影響の度合いを表す感度係数 θ_i を求める。この感度係数 θ_i を用いて(1)式よりかたより誤差上限の総括値 B 、(2)式より偶然誤差の総括値 S 、(3)式より自由度の総括値 ν が求められる。

$$B = \sqrt{\sum (\theta_i B_i)^2 + \sum (\theta_i B_i * \theta_k B_k)} \quad \dots(1)$$

$$S = \sqrt{\sum (\theta_i S_i)^2} \quad \dots(2)$$

$$\nu = \left(\sum (\theta_i S_i)^2 \right)^2 / \sum \left((\theta_i S_i)^4 / \nu_i \right) \quad \dots(3)$$

かたより誤差上限の総括値 B 、偶然誤差の総括値 S 、自由度の総括値 ν より約 95% 包括度の不確かさ U_{RSS} を求める。まず自由度 ν より学生 t 値を求める。Excel 組み込み関数では $tinv(0,05,\nu)$ により求められるが、 $\nu > 30$ であるような場合、 $t \approx 2$ である。(4)式より偶然誤差の上限値 P 、そして 95% 不確かさ U_{RSS} は(5)式より求められる。

$$P = tS \quad \dots(4)$$

$$U_{RSS} = \sqrt{B^2 + P^2} \quad \dots(5)$$

3. ノズル校正 - 不確かさの表記と応用

3.1 気流条件の不確かさ表記

極超音速風洞システム⁸では、あらかじめノズル校正試験により一様流マッハ数を決定する。風洞試験時にはこの一様流マッハ数と、測定されたよどみ点圧力及びよどみ点温度により、動圧等の気流条件を算出する。超音速以下の風洞では風洞試験時の気流静圧を測定して気流条件を算出する。しかし極超音速風洞では静圧が非常に低圧であるため、圧力センサーの精度から一様流マッハ数をあらかじめ決定した方が気流条件の精度が良い⁹。従ってまずマッハ数測定の

不確かさ解析と、一様流マッハ数の不確かさ表記を可能とするノズル校正試験が必要となる。

3.2 マッハ数測定の不確かさ解析

マッハ数測定の不確かさを求めるには、マッハ数を決定する各変数の測定の不確かさ解析から行う必要がある。よどみ点圧力 P_0 の圧力センサーは業者に委託して校正を行い、この校正結果より校正階層 ($i=1$) の解析を行った。よどみ点温度 T_0 は、整流等に設置されたよどみ点温度プローブの誤差が支配的であると考え、熱電対の校正誤差は無視した。プローブのかたより誤差上限 B_1 は $+0$ 、 $-30K$ 、偶然誤差の推定値 S_1 は $10K$ と広めの推定値を用いた。データ収集階層 ($i=2$) の誤差は、データ収集装置の電圧入出力値より求めた。 P_0 、 T_0 とも実際に通風を行って取得したデータより、データ処理階層 ($i=3$) における平均化についての解析を行った。

多点のピトー圧力測定は電子走査式圧力センサーを用いたが、そのコントローラーは各センサー校正のための基準圧力計を持ち、5 点の校正点により各センサーの 4 次の校正曲線を求める。基準圧力計の校正は業者に委託して行い、その結果より解析を行った。基準圧力計の校正階層 ($i=1$) では、かたより誤差上限 B_1 は校正に用いた重錘式圧力発生器が保証する最大誤差、校正直線を最小 2 乗法により求めているため、偶然誤差の推定値 S_1 はデータの推定標準誤差 SEE より求めた。このときの自由度 ν_1 は校正点数 N_1 とすると $\nu_1 = N_1 - 2$ となる。

各圧力センサーの校正階層 ($i=2$) でのかたより誤差は存在せず、校正点と校正曲線は常に一致するため、偶然誤差も求められない。このため校正後に測定圧力に近い同一圧力を測定し、各センサー間の表示誤差の標本標準偏差 s を偶然誤差の推定値 S_2 とした。ここでの自由度 ν_2 は全 91ch のデータより標本標準偏差 s を求めたので、 $\nu_2 = 91 - 1 = 90$ となる。校正時と同一のデータ収集装置を用いるので、データ収集階層の

誤差は既に校正階層で取り込まれている。

さらに通風を行って平均点数を変化させた測定を行い、標本標準偏差 s により平均点数を吟味し、測定値 64 点の平均を取ることにした。このデータ処理階層 ($i=3$) における平均化においては、標本標準偏差 s を平均点数の平方で割ったものを偶然誤差の推定値 $S3=s/\sqrt{64}$ 、自由度 $\nu3=64-1=63$ とした。これよりピトー管の振動等による測定全体の偶然誤差も取り込んだ。

各変数の測定において、総合誤差に対する各階層の誤差の感度係数 $\theta_{i=1}$ である。しかしさらにマッハ数の測定誤差を求める場合、よどみ点圧力 $P0$ 、よどみ点温度 $T0$ 、ピトー圧力 $P02$ の各誤差がマッハ数誤差に及ぼす感度係数 $\theta_{x,i}$ を求める必要がある。各測定量 x からマッハ数を求める関数の偏微分係数より感度係数 $\theta_{x,i}$ を求めることが出来る。複雑な関数²であるので数値微分するのが適当である。温度や圧力からマッハ数を求める様な物理量の変換を行う場合、物理量である絶対誤差を典型的測定値で規準化した相対誤差にすると考えやすい。マッハ数を求める関数 f を(6)式のように定めると、1次のテイラー展開により誤差は(7)式のように表される。よって各変数の相対感度係数 $\theta_{x,i}$ はそれぞれ(8)、(9)、(10)式より求められる。さらに(1)~(5)式を用いてマッハ数測定の 95%不確かさ U_{RSS} が求められる。

$$M = f(P0, T0, P02) \quad \dots (6)$$

$$\frac{\Delta M}{M} = \frac{P0}{M} \frac{\partial f}{\partial P0} \frac{\Delta P0}{P0} + \frac{T0}{M} \frac{\partial f}{\partial T0} \frac{\Delta T0}{T0} + \frac{P02}{M} \frac{\partial f}{\partial P02} \frac{\Delta P02}{P02} \quad \dots (7)$$

$$\theta_{P0,i} = \frac{P0}{M} \frac{\partial f}{\partial P0} \quad \dots (8)$$

$$\theta_{T0,i} = \frac{T0}{M} \frac{\partial f}{\partial T0} \quad \dots (9)$$

$$\theta_{P02,i} = \frac{P02}{M} \frac{\partial f}{\partial P02} \quad \dots (10)$$

3. 3 不確かさ表記のためのノズル校正試験

一様流マッハ数の統計的な不確かさを求めるには、統計処理の標本となるマッハ数データが、一様流全体を代表する必要がある。従って空間的な不確かさを考える場合、出来るだけ多くの測定点があることが望ましい。マッハ数を変化させる原因となるのはノズル壁面からの圧力波であるが、圧力波前後に測定点があるだけではなく、圧力波の位置も特定できるような高分解能ピトーレークの使用、もしくはトラバース試験が望ましい。さらに時間変化や再現性に関する不確かさを取り込むためには、複数試験の結果を標本とする必要がある。

ここでは 1cm 間隔計 91 点の高分解能ピトーレークを用いた。1.27m 極超音速風洞ノズルは高温配管の熱伸びにより、通風中は水平方向に中心軸が曲げられる⁸。このため軸対称ノズル気流の対称性については垂直方向より水平方向での確認がより重要である。このため水平方向にはノズル出口から 5cm 間隔、垂直方向には 10cm 間隔で出口より下流側 90cm の位置まで計 29 断面の測定を行った。通風時間 30 秒のうち約 20 秒の測定時間中に気流方向のトラバース装置を用いて 4 断面の試験が可能である。複数試験の再現性を常に確認するため、1 断面を別の通風と必ず重複させた。29 断面の試験を行うには 9 回の試験が必要であり、得られた測定データ標本は 9 通風分の再現性や、測定時間中の時間変化による不確かさを含む。逆に空気液化や測定ミスを含むデータを標本とすると、再現性を初めとする風洞性能を誤って評価してしまう。従って液化や測定ミスが含まれるデータを、厳密に取捨選択する必要がある。

3. 4 空気液化の影響

空気液化の判断材料とするために、よどみ点温度を徐々に下げた通風を行い、ピトー圧力分布の変化を観察した。横軸に中心軸からの距離、縦軸によどみ点圧力で無次元化したピトー圧力

を示した結果を図2に示す。

よどみ点圧力 $P_0=4\text{MPa}$ とし、よどみ点温度を 700°C から下げていくと、中心軸上の測定点からピトー圧力が大きく減少し、周囲に伝搬して行く。これは凝固衝撃波が発生及び反射し、よどみ点温度の低下に従って発生位置や強度、流れに対する角度が変化していくためと考えられる¹⁰。液化が生じた場合、等エントロピ流れの仮定が崩れるため、等エントロピ流れの式より求めたマッハ数は見かけのマッハ数となるが、ピトー圧力の大幅減少によってこの見かけのマッハ数も大幅に変化するので、これより液化を監視することにした。

3.5 不確かさ解析の応用－再現性

液化や測定ミスが無いデータを取捨選択するため、複数試験間での再現性の基準を作った。マッハ数測定の不確かさ解析より約95%包括度の偶然誤差限界 P を求めた。95%の測定値は $\pm P$ の範囲内に収まるので、2結果の差が $2P$ 以内であれば、液化や測定ミス等による再現性の悪化はないと考えられる。空間分布を測定するトラバース試験の場合、1通風4断面のうち重複測定した1断面データの再現性を常に確認しつつ試験を進めた。

横軸に Ch. No.、縦軸にマッハ数の差を取ったグラフを通風毎に作成し、再現性の確認を行った。よどみ点圧力 $P_0=4\text{MPa}$ の時の確認結果の一例を図3に示す。Ch. No. 21~68が電子走査式圧力センサブロック No.1、Ch.No. 70~117がセンサブロック No.2による値である。Ch. 49及びCh. 57は準備作業中に異常が発見されたセンサーである。直径60cmの一樣流コア内に含まれるセンサーは Ch. No. 21~52及び70~99の計61ポートである。

図3には、トラバース試験の際に通風間で重複する断面のマッハ数の差が示されている。どの結果もコア内のポート間の差では0.02未満の差であり、一連のマッハ数測定が妥当である

ことがわかる。

4. 試験結果

4.1 液化領域の探索

以上のような判断基準により液化が見られる運転条件を探った。ピトーレークをノズル出口に固定し、よどみ点状態を変化させた試験を行って再現性を調べた。再現性が得られない場合は測定機器のチェックを行い、異常が発見されなければ液化が生じたものとした。液化が見られたと判断される作動点を、図4のよどみ点状態での風洞作動図上に×印で示す。

ノズルで急速に断熱膨張すると、霧箱等で徐々に膨張した場合の液化温度である飽和温度より、低い温度で液化が始まる過飽和現象が生じる。同一直径で同等のノズル長さ、すなわち同等の過飽和条件を持つAEDC風洞で得られた液化開始曲線¹¹を図4に示す。文献に示されている値は静温静圧であるが、ノズル出口断面の直径60cmの一樣流内平均マッハ数よりよどみ点条件を逆算した。後に述べるよどみ点圧力 $P_0=6.0\text{MPa}$ の数ケースを除き、本風洞で見られた液化点中最も温度が高い点に接する形でAEDC液化開始曲線が存在し、よどみ点温度を含む全ての測定が妥当であることがわかる。

4.2 新通風領域の決定

実際の風洞試験では、模型背面等で流れが加速された場合にも液化しない温度余裕を持たせるため、液化温度以上の飽和温度を維持する⁹。測定部気流はノズル出口で最高マッハ数が得られ、下流に行くに従いマッハ数が減少する。よどみ点温度は保存されるので、気流中で静温度が最も低い場所はマッハ数の最も高い場所であるノズル出口である。従ってノズル出口で飽和温度以上であれば、気流全体も飽和温度以上に維持される。

気流静圧における飽和温度¹²とノズル出口マッハ数より求めた、よどみ点条件における飽和

限界曲線を図4に示す。図4の△印で示した作動点のように、飽和温度以下でも液化の影響が見られない過飽和現象が見られた。図4中の○印で示した飽和温度以上の作動点で空間詳細分布の測定を行い、統計処理に資するマッハ数データ標本を採った。最高よどみ点圧力 $P_0=6.0\text{MPa}$ のとき、飽和温度以上の3つの作動点でもマッハ数の変化が見られた。これは気流中に微量（100ppmV未満）に存在する水分の影響であると考えられる¹³。この影響はよどみ点温度 1000K 以上では見られなかった¹⁴ので、 $P_0=6.0\text{MPa}$ の作動範囲を 1000K（730℃）以上とし、全てのマッハ数標本を 1000K 以上で取得した。 $P_0=1.0$ 、2.5、4.0MPa では図4に示す飽和温度以上の全ての作動点で再現性が得られた。

4.3 新旧通風領域における不確かさの比較

これらの再現性が得られた作動点における直径 600mm、流れ方向にノズル出口から後方 750mm の一様流コア内、61点×24断面=1464点の測定マッハ数より、一様流の平均マッハ数及び平均化に伴う統計値を計算した。通常平均値を取る場合、偶然誤差の推定値 S_i は標本標準誤差 s を平均点数 N の平方で割ったものとする。しかし風洞においては、圧力分布測定のような場合に、局所的な圧力に対して偶然誤差が直接影響を及ぼすため、マッハ数の偶然誤差の推定値 S_i は標本標準偏差 s とした。平均マッハ数を一様流マッハ数とし、新旧の通風領域における値を不確かさと共に比較した結果を表1に示す。旧通風領域ではよどみ点圧力に関係なく、一律によどみ点温度 750~850℃としていたが、新通風領域ではよどみ点圧力に応じてよどみ点温度範囲を設定した。よどみ点圧力が低くなると気流静圧が低くなり、対応する飽和温度が低下するため、出口マッハ数により換算した必要なよどみ点温度が低下する。このため新通風領域ではよどみ点圧力が低下するに従い、よどみ点温度範囲が低下している。

よどみ点圧力が低くなるとノズル内面境界層が厚く発達し、出口有効面積が減少するため、マッハ数の低下が生じる。同一よどみ点圧力では、よどみ点温度が低下するに従い僅かに流量が増加するため、有効出口面積が僅かに増加してマッハ数が僅かに増加する。マッハ数の不確かさは新旧の通風領域で変わらず、これよりよどみ点温度を下げた新通風領域においても、同等の性能が得られていることがわかる。 $P_0=1.0\text{MPa}$ の場合に不確かさが増加しているのは、主にピトー圧力の減少によりピトー圧力測定の不確かさが増加するためである。

4.4 新通風領域における運用上の利点

よどみ点温度を下げたことにより、特によどみ点圧力が低い場合に設計上限温度 1200℃に達していた加熱器蓄熱体温度が、1050℃前後で通風出来るようになった。1000℃以上の高温加熱では放射による熱損失が大きくなるため、1200℃まで加熱するのに50分以上かかっていた加熱所要時間が、30分前後に短縮された。また旧通風領域での最低よどみ点圧力 $P_0=2.5\text{MPa}$ の通風は原則的に各部が暖まる午後に行っていたが、さらによどみ点圧力の低い $P_0=1.0\text{MPa}$ の通風が、午前中でも行えるようになった。加熱所要時間の短縮により、模型作業にも柔軟に対応できるようになり、1日4ランの試験通風が可能なが増えた。高温配管や高温遮断弁等、高温ガスに晒される部分の熱負荷も軽減されていると考えられる。

4.5 1.27m、マッハ10風洞の性能比較

風洞の気流条件の不確かさ表記により、風洞性能の明確な比較が可能となる。NAL 1.27m 極超音速風洞と同一直径、同一公称マッハ数を持つ AEDC VKF-C 風洞⁷との比較を表2に示す。AEDC 風洞は連続風洞であるが、NAL 風洞は通風時間 30 もしくは 60 秒の間欠式、1日4ランの通風が可能である。AEDC 風洞で試験可能な

Re 数は 1 点であるが、NAL 風洞は 4 点の試験可能 Re 数を持つ。よどみ点温度はある範囲を持つが、NAL 風洞のマッハ数の不確かさは AEDC 風洞の 30% 程度、動圧の不確かさは 40% 程度である。気流の傾き角においてもほぼ同等であると言える¹⁵。以上より NAL 風洞は広い Re 数範囲において世界最高の性能を持っていることがわかる。

5. まとめ

各部熱負荷の軽減とよどみ点圧力 $P_0=1\text{MPa}$ での通風を目的とし、よどみ点温度を下げた新

通風領域を設定して 1.27m 極超音速風洞のノズル校正試験を行った。マッハ数測定の不確かさ解析により、多点測定に伴う複数試験間の再現性と非液化流れの確認を行った。気流条件の不確かさ表記により風洞性能を明確に表示した。

加熱器蓄熱体最高温度を 1200℃ から 1050℃ 前後に下げ、50 分以上要していた加熱時間を 30 分前後に短縮することに成功した。旧通風領域には無いよどみ点圧力 $P_0=1.0\text{MPa}$ の通風が午前中でも行え、模型作業によっては 1 日 4 ランの風洞試験が、より容易に達成出来るようになった。

参考文献

- ¹ 平林則明、小山忠勇、津田尚一、関根英夫、永井伸治、榑原誠三、1.27m、マッハ 10 極超音速風洞の気流検定結果について、航技研特別資料 SP-45 第 62・63 回風洞研究会議論文集 2000 年 7 月
- ² A. H. Boudreau, Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKF Tunnels A, B, and C, AEDC-TR-80-48, July 1981
- ³ Measurement Uncertainty, ASME Performance Test Codes, Supplement on Instruments and Apparatus, Part1, ANSI/ASME PTC19.1-1985
- ⁴ アメリカ機械学会性能試験規約 計測機器及び試験装置に関する補則、第 1 部 計測の不確かさ, ANSI/ASME PTC19.1-1985, 日本機械学会, 1987
- ⁵ Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty, AIAA S-071-1995, 1995
- ⁶ Eric R. Hedlund and Mark E. Kammeyer, Aerodynamic and aerothermal Instrumentation: Measurement Uncertainty in the NSWC Hypervelocity Wind Tunnel No.9, AIAA 96-2210, June 1996
- ⁷ W. Strike, S. Coulter, & M. Mills, A1991 Calibration of the AEDC Hypersonic Wind Tunnels (Nozzle Mach Numbers 6, 8, and 10), AIAA-92-5092, December 1992
- ⁸ 空気力学部, 大型極超音速風洞の計画と構造—極超音速風洞システムの概要—, 航技研報告 TR-1261, (1995)
- ⁹ Alan Pope & Kenneth L. Goin, High Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 1965
- ¹⁰ A.S. Kaye, The Kinetics and Effects of Air Condensation in the A. R. L. Hypersonic Wind Tunnel. A. R. L. AR 139, October 1972
- ¹¹ Fred L. Daum and George Gyarmathy, Condensation of Air and Nitrogen in Hypersonic Wind Tunnels, AIAA Journal vol6, No.3, pp458-463, March 1968
- ¹² George T. Furukawa and Robert E. McCosky, The condensation line of air and the heats of vaporization of oxygen and nitrogen, NACA TN 2969, June 1953
- ¹³ 永井伸治、津田尚一、小山忠勇、平林則明、関根英夫、航技研大型極超音速風洞の水分管理, 第 3 2 回流体力学講演会講演集, 2000 年 10 月
- ¹⁴ Julius Lukasiewicz and J. K. Royle, Effects of Air Humidity in Supersonic Wind Tunnels, Reports and Memoranda No. 2563, June 1948
- ¹⁵ 関根英夫、津田尚一、永井伸治、小山忠勇、平林則明、穂積弘一、榑原盛三、航技研大型極超音速風洞気流特性—気流傾角分布—, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会

表1 新旧作動領域での一様流マッハ数の不確かさ（φ600×750、1464点）の比較

P0(MPa)	1	2.5	4	6
T0(°C)	/	750~850		
Nozzle Mach No.		9.55 ±0.03	9.62 ±0.03	9.68 ±0.03
T0(°C)	600 ~700	650 ~750	680 ~760	730 ~800
Nozzle Mach No.	9.46 ±0.04	9.59 ±0.03	9.65 ±0.03	9.69 ±0.03

表2 出口直径 1.27m、マッハ 10 風洞の性能比較

Tunnel	AEDC	NAL			
Type	Continuous	Intermittent, 30 or 60 seconds, 4 times a day			
Re(10 ⁶ /m)	2.7	1.0	2.0	3.0	4.3
P0(MPa)	4.1	1.0	2.4	3.9	5.9
T0(K)	1000	930 ±50	970 ±50	990 ±40	1020 -20, +50
Mach No.	9.94 ±0.11	9.46 ±0.04	9.59 ±0.03	9.65 ±0.03	9.69 ±0.03
Pstatic	±8.1%	±2.7%	±2.3%	±2.2%	±1.9%
Qdynamic	±5.7%	±2.8%	±2.4%	±2.3%	±2.0%
Ppitot	±5.7%	±2.0%	±1.7%	±1.7%	±1.5%
Flow Angle	±0.12°		±0.13°	±0.17°	±0.16°

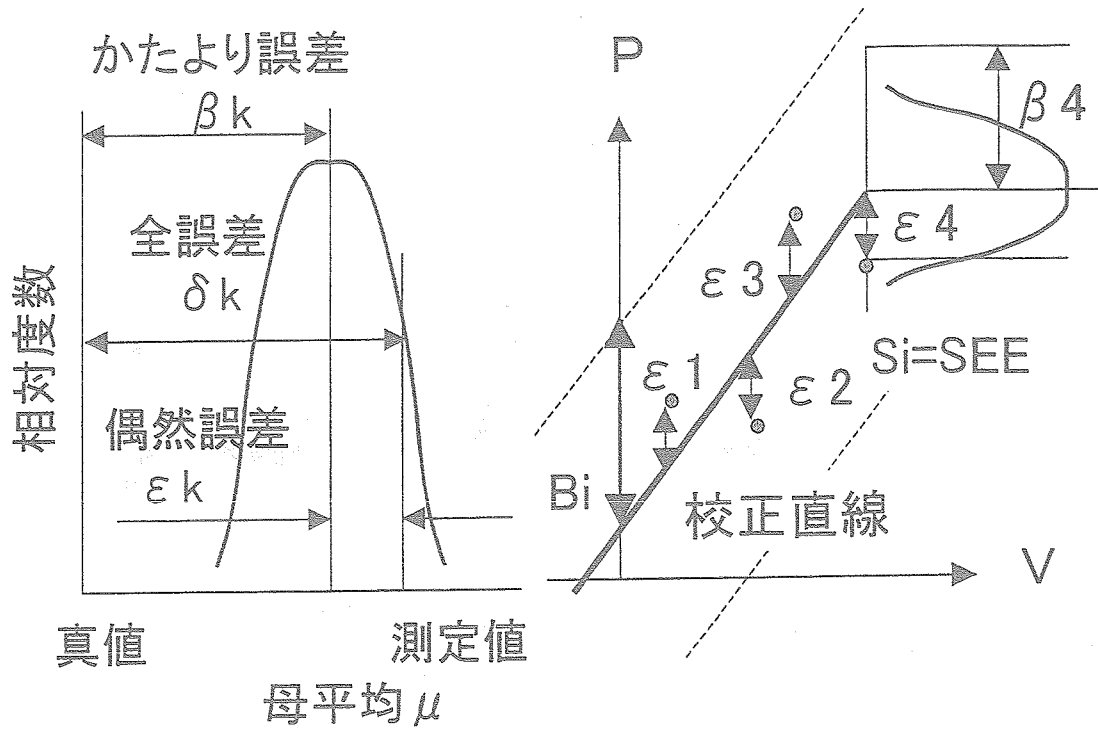


図1 誤差の基本的概念 (左) 及び最小 2 乗法によるセンサー校正時のかたより誤差 β_k の上限 B_i 及び偶然誤差の推定値 $S_i=SEE$ (推定標準誤差) (右)

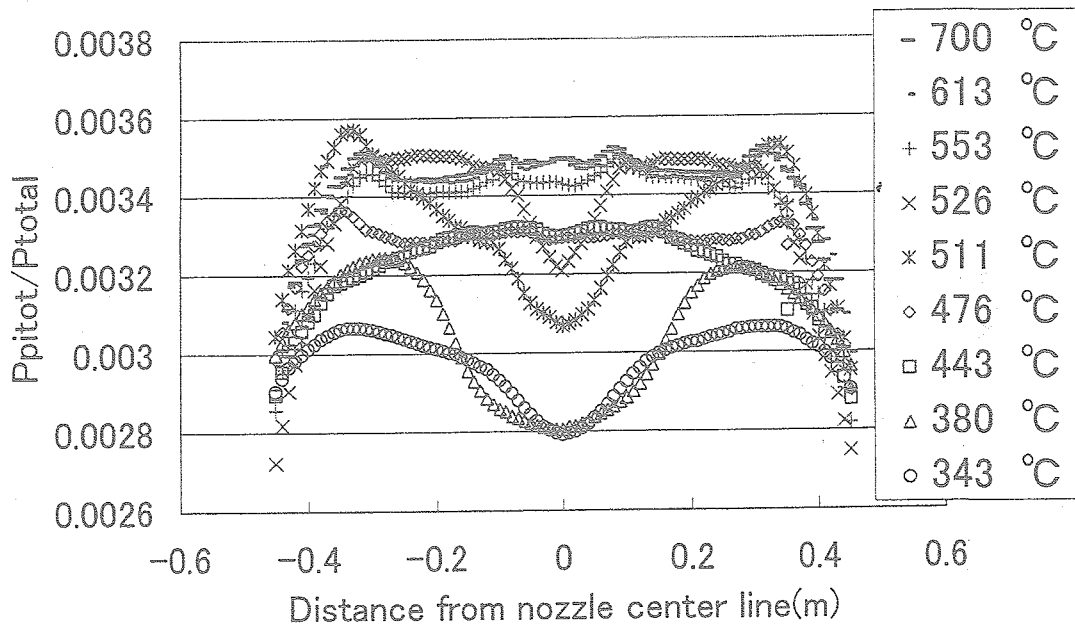


図2 よどみ点温度を下げた場合のピトー圧力分布の変化

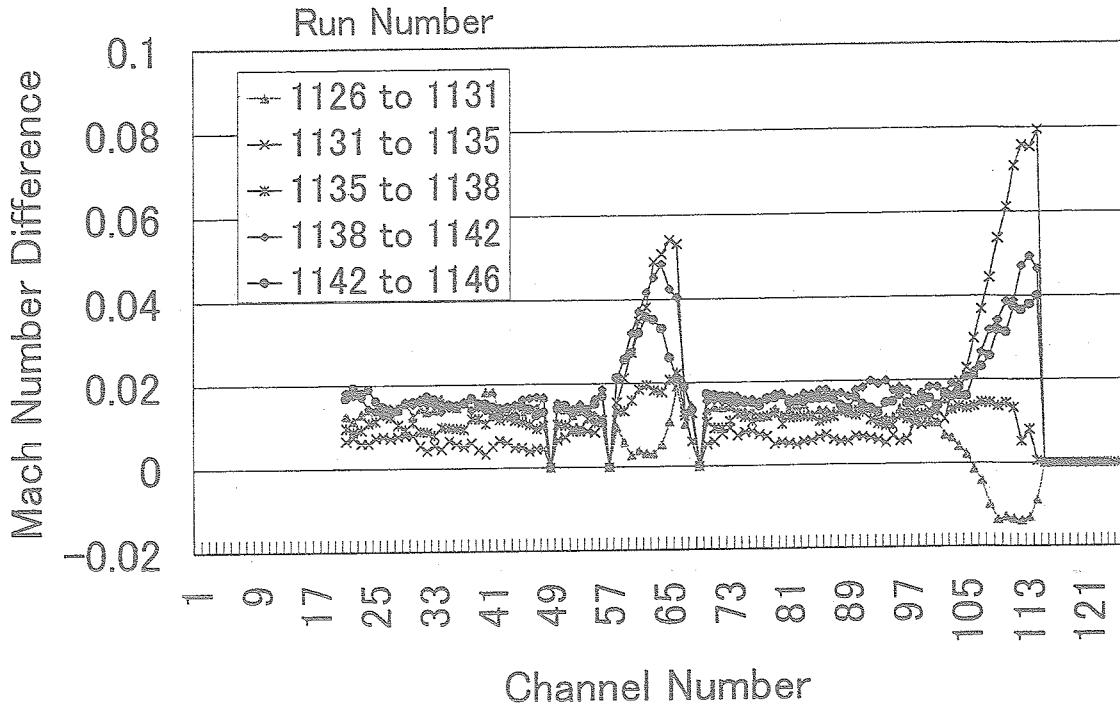


図3 試験中の再現性確認グラフ

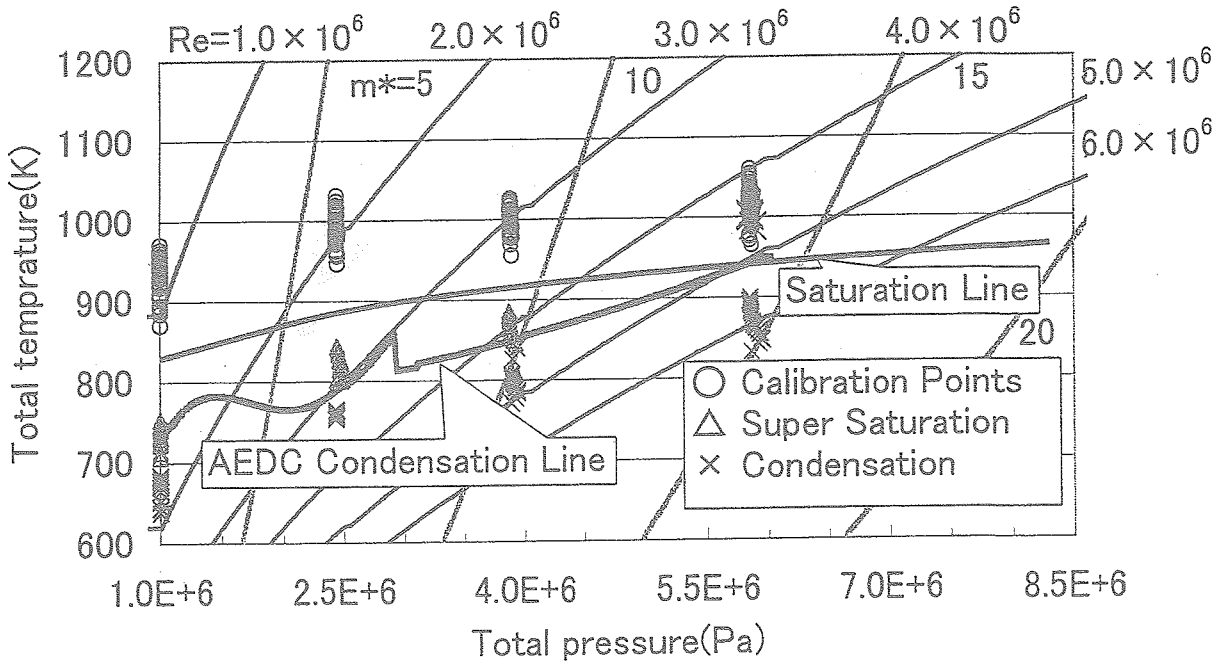


図4 よどみ点状態での風洞作動図 (レイノルズ数 $Re(1/m)$ 、流量 $m^*(kg/s)$)

ONERA-S2MA における SST 実験機遷移試験

徳川直子、高木正平、西沢啓、杉浦裕樹、吉田憲司（航技研）

Boundary-Layer Transition Measurements of SST Experimental Airplane at ONERA-S2MA

N. Tokugawa, S. Takagi, A. Nishizawa, H. Sugiura, K. Yoshida (NAL)

摩擦抵抗を軽減した自然層流翼を基本概念として設計された SST ロケット実験機の実証飛行試験に先立ち、遷移予測コードの検証用データベースを構築するため、ONERA 回流式大型超音速風洞 S2MA において全機模型の遷移過程を計測した。本風洞では国内の風洞で実現されない飛行条件に近い高レイノルズ数が達成され、またマッハ数、風洞総圧、迎角および横滑り角などが制御可能である。多点熱膜流速計から決定された遷移点は、赤外線画像の計測結果とよく一致し、レイノルズ数の増加に伴って上流へ移動することが確かめられた。前縁から遷移点までの距離に基づく遷移レイノルズ数は、マッハ数を2に固定した場合、主流レイノルズ数には依存しなかった。一方、迎角依存性は、内翼と外翼で異なっていた。内翼では、設計迎角において最も遷移点が下流に移動した。それに対し外翼では、 5° までの範囲で迎角が大きいほど遷移が遅くなった。これらの迎角依存性を導く遷移機構は、圧力分布から理解可能である。また、主流の総圧変動はマッハ数によって0.1~0.35%と大きく変化したが、風洞総圧には依存しなかった。

1. 序論

来る3月に打ち上げを控えている SST ロケット実験機では、全抵抗の半分近くを占める摩擦抵抗の軽減を目的に、境界層の層流-乱流遷移を抑えた自然層流翼が設計コンセプトとなっている。従来の後退した翼では、横流れ不安定によって前縁付近での境界層遷移が促進されることが知られている。そこでロケット実験機の主翼形状では、横流れ不安定が増幅する領域を可能な限り短くした。そして続く領域では、Tollmien-Schlichting 不安定の増幅を抑えるため、緩やかな順圧力勾配領域を持たせた¹⁾。このような形状設計は、最新の CFD 技術を駆使した逆問題設計法を適用することによって達成された。

設計された翼の遷移点は、 e^N 法に基づく数値計算コード²⁾を用いて予測されるが、超音速域においては N 値についてのデータベースが乏しいため、精確な予測が困難である。そのため、実証飛行試験に先立ち予備試験を行い、データベースを構築しておく必要がある。予測計算コードの検証と、設計された翼型の遷移特性の把握を行うために、これまでに種々の風洞試験を実施してきた³⁾。航空宇宙技術研究所遷音速風洞においては全機模型の、富士重工業(株)高速風洞においては半裁模型の遷移を、熱膜(HF)流速計およびプレストン管を用いて計測した⁴⁾。また両風洞において、機首模型の遷移特性を計測すると共に、実

験機に実装するセンサーおよびシグナル・コンディショナーの性能確認を行っている⁵⁾。

$M=2.0$ で半裁模型を用いた試験の結果、設計圧力分布が得られる半翼幅70%の位置では、最下流の HF センサー(翼弦長50%位置)までは遷移しないことがわかった。またプレストン管では70%翼弦長まで遷移は確認されなかった。迎角が設計点より小さくなると、遷移過程が早まった。このような迎角依存性は前縁付近の加速領域が緩やかに横流れ不安定が遷移を支配するためと説明される。逆に迎角が設計点より大きい場合には、後縁側の加速領域が失われ T-S 不安定が促進されると考えられるが、迎角をこれ以上は大きく取れないため確認は出来なかった。全機模型を用いた $M=1.2$ の試験においても、設計点($M=2.0$ 、 $\alpha=2^\circ$)と類似した圧力分布が得られる迎角では、最下流の HF センサー(半翼幅30%位置では41%翼弦長、半翼幅70%位置では50%翼弦長)まで層流であった。検出された遷移点を数値予測と比較するには遷移判定基準が必要である。超音速での飛行試験について唯一報告されている $N=14$ という値を適用すると、60%翼弦長までは層流域が期待され²⁾、風洞試験結果とよく一致することがわかった。

しかし、風洞の試験条件は、飛行試験と大きく異なっている。NAL 遷音速風洞における全機模型試験は、設計マッハ数の $M=2$ が達成できな

いため、 $M=1.2$ （風洞総圧 $P_0=60\sim 120\text{kPa}$ で平均空力翼弦を基準としたレイノルズ数 $Re_{MAC}=5.1\sim 10.2\times 10^6$ ）の計測に限られた。一方、FHI 高速風洞における半裁模型については $M=1.2$ と 2.0 で計測を行っているが、風洞総圧が大気圧に固定されるため、 $Re_{MAC}=4.6\times 10^6$ であり、飛行試験時の $Re_{MAC}=10\sim 20\times 10^6$ に比べて大幅に低い。これに対し、ONERA 回流式大型超音速風洞 S2MA では $M=2.0$ 、 $P_0=140\text{kPa}$ で、 $Re_{MAC}=10.9\times 10^6$ （ $P_0=60\text{kPa}$ で $Re_{MAC}=7.6\times 10^6$ ）であり、飛行レイノルズ数のほぼ半分の比較的高い値が実現される。また、マッハ数、風洞総圧に加え、模型の迎角、横滑り角およびロール角の設定が可能である。

そこで、S2MA において、飛行試験に近いレイノルズ数での主翼および機首部分の遷移点を検出し、遷移予測コードの検証用データベースを構築することを目的とし、全機模型の遷移特性を熱膜流速計および赤外線カメラを用いて計測した。S2MA では、前縁に人工粗さを貼付し、表面粗さが遷移に対する影響を調べる実験も行った。他にも、気流の渦度および圧力変動が遷移に及ぼす影響を明らかにするために、機首模型の遷移過程を $M=1.2$ で HF4 センサーおよび非定常圧力 1 センサーを用いて計測した。これらの結果については後に譲り、ここでは全機模型の自然遷移試験についてのみ報告する。

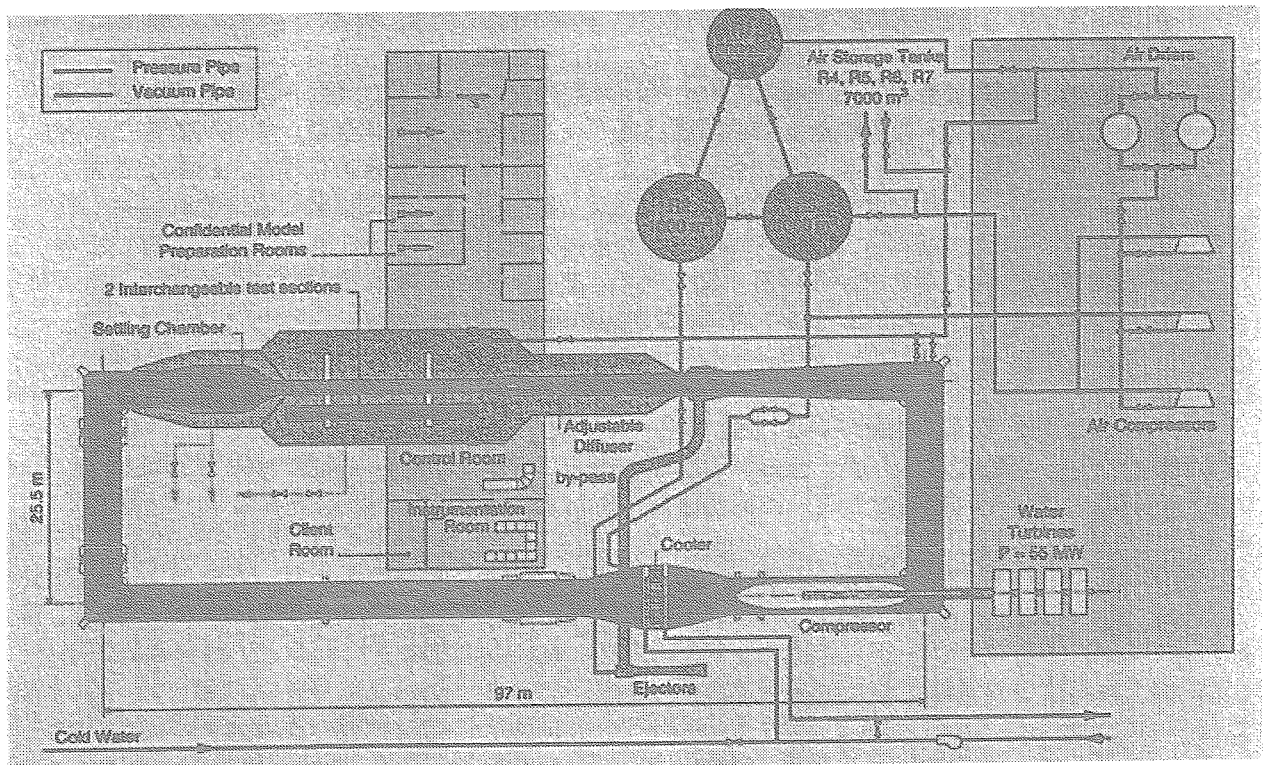


図1 S2MA 全体図

2. 風洞および模型

2.1 風洞諸元

回流式大型超音速風洞 S2MA は、図1に示すように一つのカートに乗った遷音速と超音速2つのノズルおよび測定部を有しており、主流マッハ数（超音速； $1.5 < M \leq 3.5$ 、 $\pm 1\%$ 、遷音速； $0.2 < M < 1.3$ ）に応じてノズルを交換する。超音速ノズルにおけるマッハ数制御は、天井を固定したまま床部分を前後に移動させ、スロート断面を変化させて行う。測定部断面は $1.93\text{mW} \times 1.75\text{mH}$ （遷音速； $1.77\text{mW} \times 1.75\text{mH}$ ）、総圧 $P_0 \leq 250\text{kPa}$ （ $\pm 1\text{kPa}$ ）、総温 $280 < T_0 < 320\text{K}$ （ $\pm 1\text{K}$ ）である。ノズルおよび測定部は 13m の圧力ベッセルに覆われている。なお、超音速一様流の圧力変動および乱れは、Arnal らが赤外線カメラを用いた

10° 円錐遷移試験で計測した結果によると、 $p' / (\frac{1}{2} \rho_0 U_0^2) < 0.2\%$ （ $10\text{Hz} \sim 10\text{kHz}$ ）、 $(\rho U)' / (\rho_0 U_0) < 0.2\%$ （ $M=2.5$ ）であるが、詳細は非公開となっている。

模型は半裁し床面に固定することも可能だが、本実験では“Otarie”と呼ばれるタイプのステイニングに固定した。ピッチ角と回転角は、 $\pm 0.01^\circ$ の精度で制御可能だが、曲げや自重の影響があるため $\pm 0.05^\circ$ の精度で保証される。

2.2 模型および計測装置

縮尺 23.3% の全機模型は、全幅 1100mm 、全長 1870mm で（図2）、機首左側には着脱可能な、ADS プローブを模擬した非定常圧力センサー

(Kulite 製 XCQ-062) が設置されている。模型には左翼 (半翼幅位置 $Y/S=0.3, 0.5, 0.7$ 位置) および右舷機首に合計 47 ポートの静圧孔 (0.3mm ϕ) がある。右翼には $Y/S=0.3$ (内翼) および 0.7 (外翼) 位置に 28 および 40 チャンネルのマルチ HF センサー (Tao of system 製 SENFLEX #93021 ; 内翼、#9109 ; 外翼) が、機首部分にはシングル HF センサー (Dantec 製 55R47) が 5 チャンネル、表面と段差がないように埋め込まれている。マルチ HF センサーの間隔は 2.54mm で、内翼では翼弦長位置 $X/C=0.96\%$ 、外翼で $X/C=0.82\%$ に対応する。また、赤外線カメラによる遷移計測が可能ないように、主翼の前縁部分および機首部分は断熱材で製作し、表面を黒色に塗装した。赤外線カメラは、右側壁に取り付けられたゲルマニウム製の観測窓の外側に設置された。



図2 SST ロケット実験機 23.3%全機模型

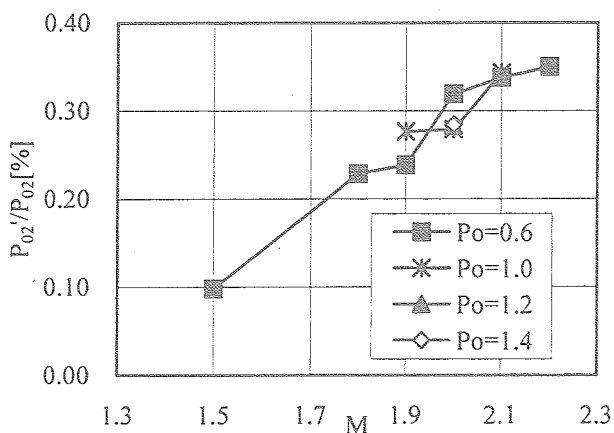


図3 主流圧力変動

圧力アンプ (NAL) および静圧計測用 PSI システム (ONERA ; 温度保証のため内部を 40°C

に制御したヒーター付きの亚克力箱入)、機体の胴体部内に設置した。HF を駆動するための風速計 (NAL) は、センサーとの距離を最低限に設置したいが、圧力ベッセル内ではほぼ真空かつ極低温になり強度や放熱特性の劣化に問題が生じるので、ベッセルのすぐ外側に設置した。そのため通風中に調整および計測チャンネルの交換が可能となった。センサーケーブルは、ベッセル壁に新たに設けたフランジから、全て外に引き出した。HF センサーは全部で 73 チャンネルあるが、実際にはその中の 32 チャンネルのみを選択し、駆動させた。HF および非定常圧力の信号は、FFT アナライザ ($100\text{kHz}, 16\text{bit}$) および A/D 変換器 ($20\text{kHz}, 12\text{bit}$) を介したマイクロコンピュータで取得した。

非定常圧力および HF の計測は NAL が、圧力分布および赤外線カメラ計測を ONERA が担当した。ONERA には、64 チャンネルの高速 A/D システム ($20\text{kHz}, 16\text{bit}$) を用いた、非定常圧力および HF のバックアップデータの取得を依頼した。

2.3 準備・計測・ONERA 側のサポート

S2MA には施錠可能な準備室が複数あり、測定部内での準備時間を最低限にするため全ての準備が可能である。それぞれの準備室にスティング・ポッドがあり、模型はここでスティングに取り付け、測定部に移動する際にも切り離す必要はない。そのため配線の準備を完了させ、計測器の動作確認が可能である。2つの模型に対しては、仕切りを開放した2つの準備室と居室が用意された。日本から持参した計測器類の為には、AC100V (50Hz) が用意された。試験の1週間前から現地での準備を開始したが、我々の到着以前に ONERA によって模型の開梱、スティングへの取り付け、輸送中の損傷がないことの確認が完了していた。分担に従い、準備が同時に行われた。試験期間中は計測室横のクライアント室に、インターネットに接続したコンピュータが用意され、外部との通信が可能であった。

通風は最大 14 時間 (2 交代) 可能だが、我々は午後 13 時から夕食を挟み、22 時頃までの 8 時間計測が配分された。午前は前日のデータ処理、前日のデータ処理やセット替えを行った。

ONERA では、試験担当者が決まっており、細かい作業依頼の仲介から風洞運転時間や試験項目の交渉、通風中は試験時のテスト・マトリックスの管理を行った。通風中、ONERA 側は担当者他に、オペレータ 1~2 名と計測担当者 (データ取得、データ・プロット、赤外線カメラ) が 3~5 名の常時 7 名程度が試験に携わった。

3. 試験結果

3.1 主流圧力変動

ADS プローブを模擬した非定常圧力計測から、総圧変動 p'_{02}/P_{02} はマッハ数 $M=1.5\sim 2.2$ で $0.1\sim 0.35\%$ と大きく変化するが、総圧変動 P_0 には依存しないことがわかった (図 3)。この値は、FHI 高速風洞で計測された 0.05% の約 5 倍であった。前述の Arnal らは静圧変動を計測しているため、結果を直接比較することはできない。

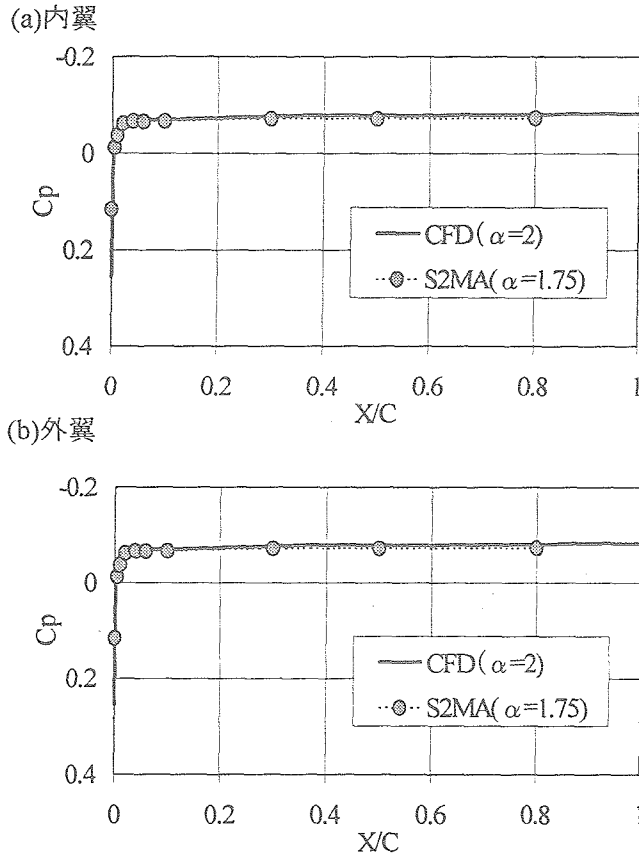


図 4 圧力分布計測 [$M=2.0, P_0=60\text{kPa}, \beta=0^\circ$]

3.2 圧力分布

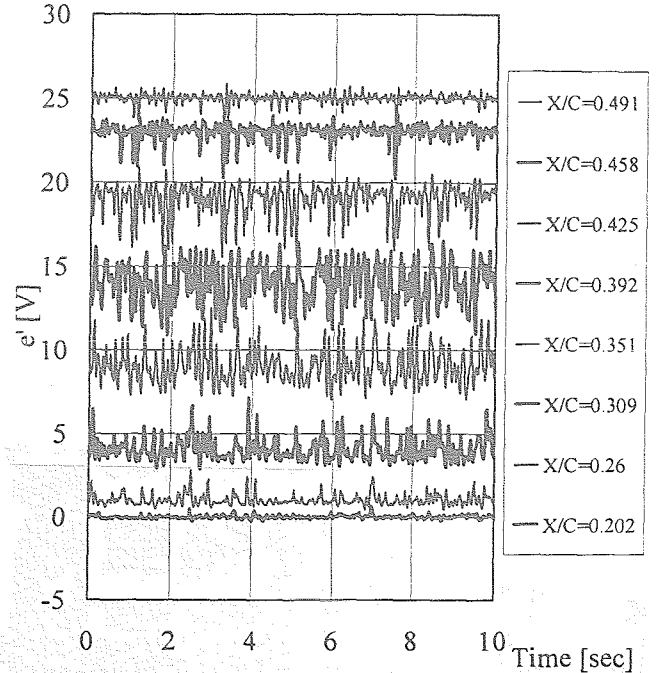
図 4 に $M=2.0, P_0=60\text{kPa}$ で計測された圧力分布を示す。CFD によって設計された最適圧力分布は、 $\alpha=1.75^\circ$ で実現されることがわかった。

3.3 熱膜流速計による遷移計測

図 5a に設計圧力分布が達せられる迎角で計測された熱膜流速計出力の同時瞬間波形を示す。熱膜流速計の出力は壁面剪断応力を表す。上流から下流に進むに従って、乱流状態へと波形が変化の様子が観測された。遷移の初期段階では、上向きスパイク波形が ($X/C=0.202\sim 0.26$)、逆に後期では下向きスパイクが現れる ($X/C=0.458$)。その中間では、局所剪断応力の値が激しく変化し、変動の値が大きくなる ($X/C=0.392$)。翼弦位置に対する変動の RMS 値からも、境界層の遷移過程

が示される。このような遷移過程は低亜音速境界層でも観測される。以下、変動が極大値をとる位置を遷移点と定義する。

(a) 同時瞬間波形



(b) RMS 値

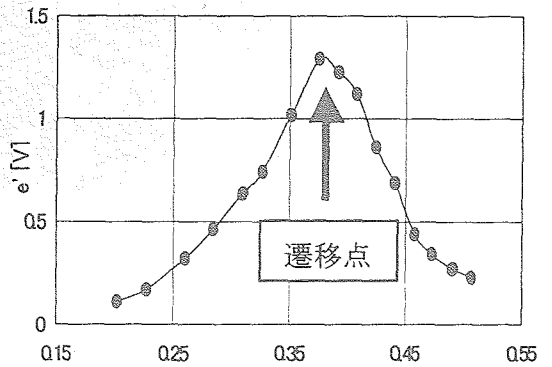


図 5 HF 同時瞬間波形および RMS 値 [$M=2.0, P_0=80\text{kPa}, \alpha=1.75^\circ, \beta=0^\circ$, 外翼]

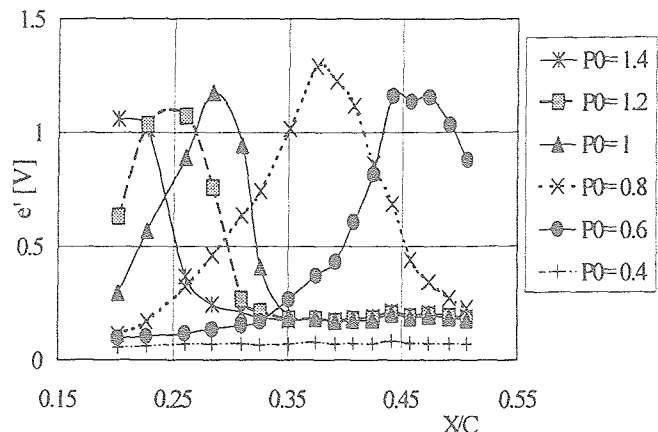


図 6 遷移点の風洞総圧依存性 [$M=2.0, \alpha=1.75^\circ, \beta=0^\circ$, 外翼]

遷移点は風洞総圧 P_0 、すなわち主流レイノルズ数の増加に伴って、上流へ移動することが確かめられた (図 6)。この傾向は翼幅位置によらず観測され、予測通りである。また P_0 を固定しマッハ数を減少させた場合も、遷移点は上流へ移動した (図 7)。本来マッハ数の効果は単純に議論することは出来ないが、この遷移点の移動はレイノルズ数の増加に起因すると考えられる。

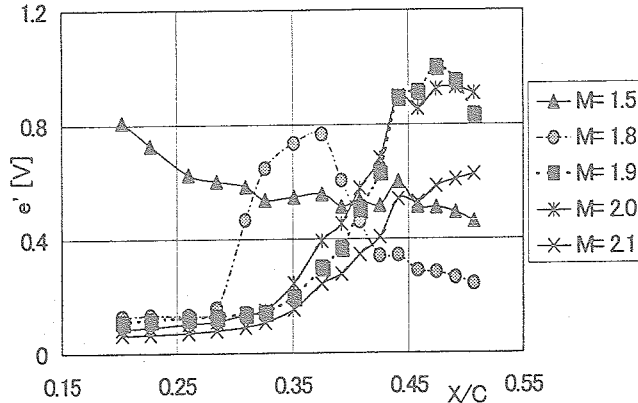
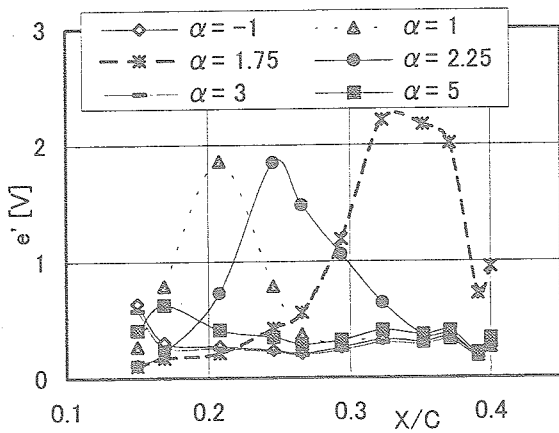


図 7 遷移点のマッハ数依存性 [$P_0=60\text{kPa}$, $\alpha=1.75^\circ$, $\beta=0^\circ$, 外翼]

迎角 α を変化させた場合、内翼では、設計圧力分布が達成される $\alpha=1.75^\circ$ で最も遷移点が下流になった (図 8a)。これは上記したように、迎角が正に大きくなると減速領域の発生に伴い T-S 不安定が増幅し、負の迎角では前縁での加速が緩やかになり横流れ不安定が増幅するためと考えられる (図 9a)。それに対し外翼では、迎角が大きいほど遷移が遅くなった (図 8b)。圧力分布をみると、迎角を正に大きくした場合、前縁で加速が急になっているだけでなく、内翼の様に減速領域が生じていないことがわかった (図 9b)。この結果は、横流れ不安定だけでなく、T-S 不安定の増幅も抑制され、遷移が遅れることを示唆している。CFD による計算から、定性的に一致する傾向が予測されている。圧力分布を詳細に比較すると、 $\alpha=5^\circ$ の内翼では、計算結果よりも減速が緩やかな分布が得られており、予測よりも遷移が遅れていることが推測される。一方、 $\alpha=2^\circ$ の外翼では、数値予測以上に前縁の加速が緩やかであったため、横流れ不安定が増幅し、遷移が促進されたと思われる。しかし、実験からは不安定波は検出されておらず、現在のところ、遷移を導く支配的な不安定性の同定は困難である。

(a)内翼



(b)外翼

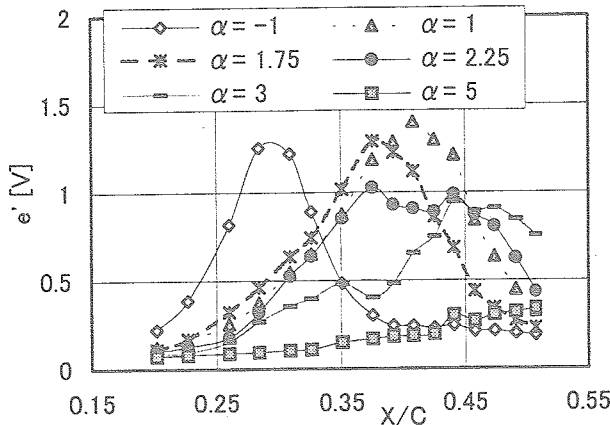
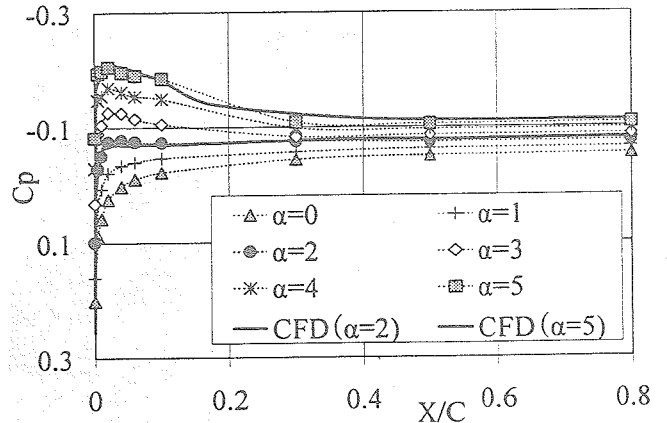


図 8 遷移点の迎角依存性 [$M=2.0$, $P_0=80\text{kPa}$, $\beta=0^\circ$]

(a)内翼



(b)外翼

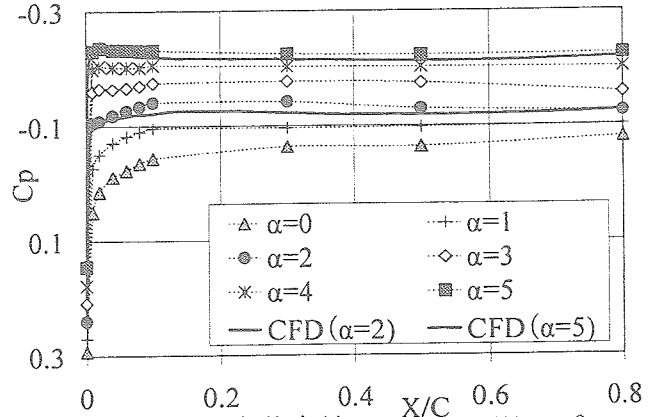
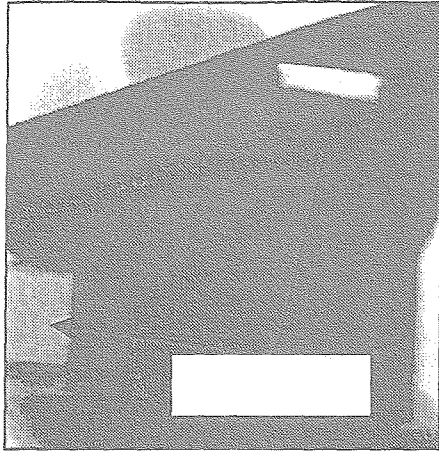
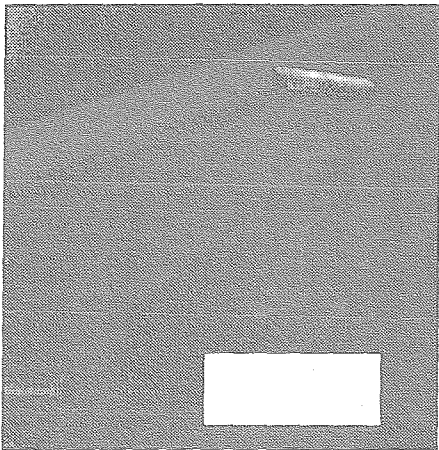
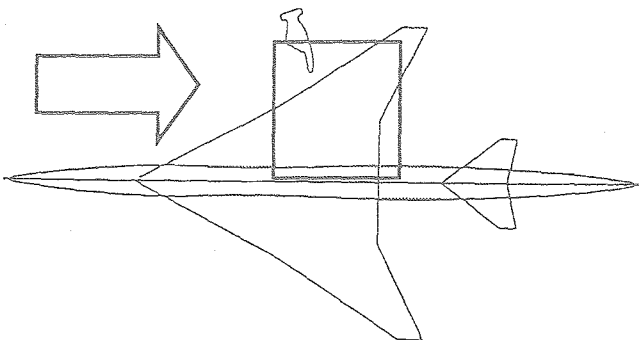


図 9 圧力分布の迎角依存性 [$M=2.0$, $P_0=60\text{kPa}$, $\beta=0^\circ$]

(a) $P_0=60\text{kPa}$ (b) $P_0=100\text{kPa}$ (c) $P_0=140\text{kPa}$ 

(d) 赤外線カメラ観測領域

図 10 赤外線画像[$M=2.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$]

赤外線カメラによる計測を行うため、ロール角 ϕ を -90° とした場合、剪断応力の変動の大きさおよび遷移点に大きな変化は現れなかった。ロール角の影響は非常に小さいことがわかった。

一方、横滑り角 β を 2° にとった場合、内翼でも外翼でも α が 0° から 2.5° へと増加するに従って遷移は遅くなった。また遷移位置は、 0° の場合と大きく異なった。正の横滑り角は、後退角を大きくとることに対応しており、圧力分布形状を始め、各不安定波の増幅特性に大きな変化が生じる。遷移特性の検討には、十分注意する必要がある。

3.4 赤外線カメラによる遷移計測

赤外線画像を図 10(a)~(c)に示す。撮影したのは、図 10(d)に示す通り、右翼および胴体の一部である。各赤外線画像において白く見える長方形部分は HF センサー、グレーの台形部分は翼型内部の構造部材である。遷移点は、極大温度で定義すると、剪断応力変動の最大値とほぼ一致する。赤外線画像からも主流レイノルズ数の増加に伴い、遷移点が下流に移動していることがわかった。

迎角に対する遷移点の変化を比較すると、内翼と外翼では、それぞれ前述の通り $\alpha=1.75$ および 5° で最も遷移が遅れた。遷移位置は主流レイノルズ数によって変化するが、遷移レイノルズ数は、主流レイノルズ数依存性はほとんどなくなる結果が得られた。赤外線画像から得られた遷移特性は、HF による計測結果と非常によく一致した(図 11)。

3.4 ロケット実験機の遷移点予測

図 11 に示した遷移レイノルズ数に主流レイノルズ数効果が見られなかったことから、ロケット実験機の遷移点を推測する。翼幅位置 $Y/S=0.7$ 、 $\alpha=1.75^\circ$ の遷移レイノルズ数 $Re_x=1.1 \times 10^6$ を実験環境の翼弦長レイノルズ数 $Re_{Y/S=0.7}=10.7 \times 10^6$ で割ると、遷移位置が $X/C \sim 0.1$ と推定される。

このように遷移が非常に前縁に近くで起こると予測された原因として、まずレイノルズ数効果に関する問題が挙げられる。レイノルズ数効果は、一般的に平板など圧力勾配が変わらない場合には無視できる。本機主翼の設計点での圧力分布は、平坦ではあるが有限の勾配を持つので、実際には無視できない。本試験関する数値計算でも、レイノルズ数効果が予測されている。

レイノルズ数効果がある場合に、遷移点は攪乱の増幅率 N から予測される。ただし、超音速流における N 値のデータベースは、前述の通り非常に不足している。また、 N 値は模型粗さや気流乱れに依存することが知られており、乱れの大小

きな風洞実験で得られた N 値を、非常に低乱と言われる飛行試験に適用することは、合理性に欠ける。特に S2MA での気流乱れは、0.2%と得られており、飛行環境よりかなり大きいと思われる。

N 値に対する具体的に定量的な基準値を決定するには、多くの遷移情報が必要である。

4. 結論

ONERA S2MA において SST ロケット実験機 23.3%全機模型主翼の境界層遷移過程を、熱膜流速計および赤外線カメラを用いて計測したところ、下流に向かって境界層が層流から乱流へ遷移する過程が観測された。今回の試験でわかったことを以下にまとめる。

1. 主流レイノルズ数の増加 (P_0 の増加もしくは M の減少)に伴い、遷移点は上流に移動した。しかし、前縁からの距離に基づく遷移レイノルズ数で整理すると、計測手法や主流レイノルズ数には依らず、迎角にのみ依存することがわかった。
2. 遷移点の迎角依存性は、内翼と外翼で異なった。内翼では設計迎角で遷移が最も遅く、外翼では迎角の増加に伴い遷移点は下流に移動

した。このような遷移特性は、数値予測と定性的に一致しており、以下のように解釈される。内翼では負の迎角では前縁付近での圧力勾配が緩やかになり横流れ不安定が、正の迎角では逆圧力勾配領域が発生することによって T-S 不安定が増幅する。一方、外翼では正の迎角で減速領域が生じず、前縁での加速も急になるため、横流れ不安定の増幅が抑制される。

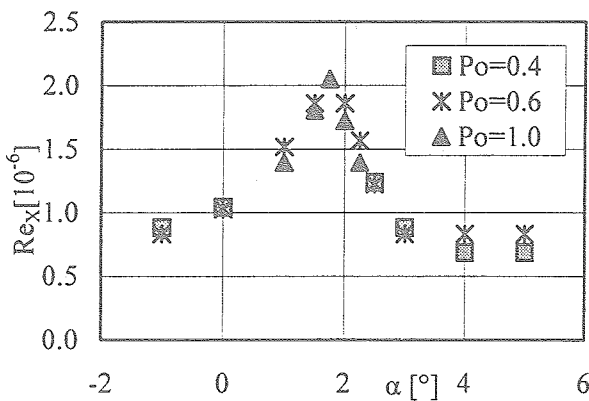
3. 赤外線画像から決定される遷移点は、熱膜流速計の結果と非常によく一致した。

今回得られた遷移情報は、今後遷移予測コードを判定を行う上で、貴重なデータベースとして活用される。

参考文献

- 1) 吉田：ながれ 18(1999),p.287
- 2) 上田、吉田：第 32 回流体力学講演会講演集(2000),P.271
- 3) 徳川、高木、西沢、杉浦：NAL SP-47,(2000), p.1
- 4) 杉浦、野口、高木、徳川、西沢：日本航空宇宙学会第 31 期年会講演会講演論文集, p.170
- 5) 吉田：なる No.498,(2000), p.3

(a)内翼



(b)外翼

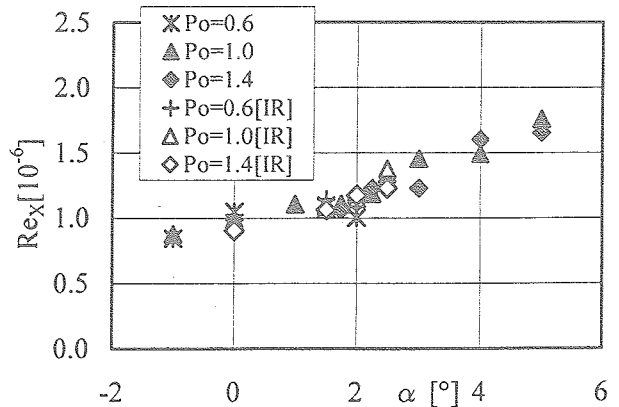


図 11 遷移レイノルズ数の風洞総圧および迎角依存性 [$M=2.0, \beta=0^\circ$]

飛行船形状模型の風洞試験について

—計測における模型支持の影響—

奥山政広、高橋侔（航空宇宙技術研究所）

Influences of Support on Measurements with Wind Tunnel Airship Models

Masahiro OKUYAMA and Hitoshi TAKAHASHI (NAL)

概要

成層圏プラットフォーム飛行船システム研究開発において、空力推進技術に関わる模型試験が1999年度より要素技術試験として実施されてきた。飛行船は流線形であるため空気力が非常に小さく、風洞試験では模型の支持部分の影響を大きく受けた結果が示された。

ここでは、航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞で実施された船体模型による空力特性の取得試験結果を中心に静水槽試験結果も加えて、計測における模型支持の影響を報告する。

1. はじめに

飛行船形状模型の風洞試験では、模型が流線形であるためそれに働く空気力は小さい。それゆえ、飛行船形状模型に働く力計測では、模型を支持する部分からの空力的影響が相対的に大きくなる。ここで言う支持の影響とは、支柱風袋および支持干渉を示し、さらに支持干渉は遠場および近場として仕分けられる[1]。支柱風袋は、模型の力計測と一緒に計測される支持支柱露出部に働く風袋量を示す。また、遠場の支持干渉は、支柱風防や支柱などの支持装置やその後流が風洞測定部の体積を占めることからくる流れ変化による模型との干渉であり、近場の支持干渉は、支持支柱の模型接続部近傍流れにより模型表面流れが乱される干渉を指している。

ピラミッド天秤のような外部天秤による計測の場合、支柱風袋と支持干渉の両方が支持の影響として現れ、風洞固有なストラット支持装置に対する風袋量補正式は、データ処理方法として風洞

に備わっている。これに対し、たとえばスティング支持された模型の内部天秤による計測では、支柱風袋はなく支持干渉だけの影響を受ける。吊線で模型を支持し外部天秤により計測する吊線方式は、吊線が細いため支持干渉量が小さくなり、古くから飛行船模型の風洞試験で使われている[2]。最近、磁力支持装置による飛行船形状模型の風洞試験が行われている。模型を磁力で支持するため測定部を占有する支持装置がないので支持の空力的影響がなく、ダミーの支持装置を使って支持干渉の試験が進められている[3]。

ここでは、航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞で実施した飛行船形状模型の試験の内、模型を下から支える2本ストラット支持でピラミッド天秤による計測、模型の後ろから支えるスティング支持で内部天秤による計測、および1本ストラット支持で内部天秤とピラミッド天秤を使った計測の結果を取り上げ、支持の影響を示す。ストラット支持などは、吊線や磁力支持に比べると

支持の影響が大きく、飛行船形状模型の支持方法にはあまり適さない。しかし吊線支持天秤装置のない6.5m×5.5m低速風洞におけるストラット支持などには、試験レイノルズ数を大きく取れる、模型を安定して支持できる、および模型姿勢角を変えやすい利点がある。さらに、飛行船形状模型において、支持の影響がどの程度かを調べることは、試験技術の確立につながる。したがって、使える設備の利便性と支持方法の利点および今後の試験技術の確立を考え、6.5m×5.5m低速風洞で試験が実施された。

静水槽試験は通信放送機構三鷹成層圏プラットフォームリサーチセンターと共同研究の基で防衛庁技術研究本部第1研究所に委託され、試験結果の内、速度変化による抵抗データだけを取り上げた。飛行船形状の水槽模型は、2本の細い6角形状の連結ロッド（ストラット）により吊るされ、水槽水中を曳航されて内部天秤で力が計測される。

結果の一部を今回の報告に使用した風洞および静水槽試験は、成層圏プラットフォーム飛行船システム研究開発において、空力推進技術に関わる要素技術試験として、1999年度より実施され、特性の差分値による効果の取得を含めてシミュレーションや設計のデータに利用されている。供試体の飛行船形状模型の形は、1999年度の風洞試験が成層圏プラットフォーム飛行船システムのフィジビリティ・スタディ結果の船体（便宜的にSPA1と記す）であり、2000年度の風洞および静水槽試験が、定点滞空試験機概念設計結果としてSPA1を少し変形した船体（便宜的にSPA2と記す）である。SPA1およびSPA2は、共に細長比（長さ l /最大直径 d ）4を持つ。

2.2 本ストラット支持

2.1 SPA1 模型

長さが3mの飛行船形状模型SPA1を2本ストラット支持により、風洞内に設置した様子を図1に表す。2本ストラットは前方の太い方がメイン（平均直径0.1m）、後ろが迎角を取るためのピッチング・ストラット（直径0.04m）と称している。このストラット支持装置を含むピラミッド天秤系により力を計測した。船体模型は回転体の形状をしていて、支持された模型状態で座標は、船頭を原点に回転体軸方向に $+x$ 、真横右（後ろから見て）方向に $+y$ 、上方に $+z$ を取る。 $y-z$ 面で $+y$ 軸となす角を θ として $+z$ 軸が $\theta=90^\circ$ になる。船体模型には表面圧力の経線（縦断面）分布と円周（横断面）分布を得られる圧力孔が開いている。

2.2 圧力係数分布

圧力試験結果の比較検討のために、理想流体として船体圧力係数の計算を付録の方法で行った。軸流に対する船体経線の圧力分布計算にはカルマンの方法を使い、迎角により生じる交差流に対する船体円周の圧力分布計算は、細長回転体の理論によった（付録参照）。

迎角 $\alpha=0^\circ$ における、 $\theta=90^\circ$ の船体経線での圧力係数 C_p の結果を、計算値も加えて図2に表す。グラフは一樣流速度 U を変えた結果であり、それに対するレイノルズ数 Re の基準長は模型長さ l としている。 U による C_p の違いがほとんどないため、 $Re=4\times 10^6$ 以上では、船体の境界層は層流から乱流への遷移領域が終わっていて、ほとんど乱流境界層と考えられる。理想流体の計算 C_p は、 $x/l=0.1$ まで試験結果と良く一致している。それ以降は、いくらか差があるものの計算と試験の C_p 分布の傾向は合っている。だが、 $x/l=0.95$ あたりから試験の C_p 曲線が急変して完全に計算の C_p と違ってくるので、このあたりから境界層の乱流剥離が生じていると判断できる。図3に α

を変えた試験による $\theta=0^\circ$ での経線 C_p 分布結果を示す。 $\alpha=10^\circ$ で $x/l=0.9$ より少し前方の C_p 分布が歪み始め、 α の増加に従い歪みが大きくなりかつ前進している。これは、船体背面渦巻（縦渦巻）の影響と考えられ、船体後方で上面中央の左右に生じた1対の背面渦巻による吹き下ろし効果が現れている。

船体横断面4ヶ所における船体円周 C_p 分布の結果を理想流体の計算（船体経線および円周の C_p 分布計算を足した）と一緒に図4に表す。 $\theta=-90^\circ$ は下面中央位置になる。断面 $x/l=0.05$ において、円周 C_p 分布結果は下面から上面に向かって分布に勾配が付いている。これに対し、 $\alpha=0^\circ$ の計算は一定値を示す。そこで、 $\alpha=0.4^\circ$ の計算を行うと図のように、良く一致した分布を得る。以前に、この試験と同じストラット支持装置を使い、較正模型による装着模型周りの偏流角を求める試験が実施され、そこでのゼロ揚力迎角から得た偏流角が $\alpha=0.4^\circ$ （ $U=60\text{m/s}$ ）であり、ストラットの干渉遠場による支持干渉として本試験に現れていることが分かる。さらに、船体 $\theta=-90^\circ$ の $x/l=0.4$ および 0.73 位置には、それぞれメインおよびピッチング・ストラットが接続されている。そのストラットの影響が前方 $x/l=0.05$ および 0.1 の断面、ならびにストラットの後流が $x/l=0.8$ および 0.9 の断面の $\theta=-90^\circ\sim 0^\circ$ 付近の C_p 分布に、試験結果と $\alpha=0.4^\circ$ の計算との大きな差で示され、近場の支持干渉として現れていると思われる。

α を変えての船体円周 C_p 分布を計算との比較で、図5に4断面示す。 α が大きくなるに従い計算の C_p 値は試験結果とかけ離れてくる。しかし、 C_p 分布の特徴は良く表している。 $x/l=0.8$ および 0.9 断面では負の α の $\theta=-90^\circ\sim -15^\circ$ において、試験結果の C_p 分布が計算の分布傾向と違ってきている。支持支柱の後流の影響により、負の迎角

で船体後部の下面の境界層は剥離していると予想される。そのうえ、 $x/l=0.8$ 断面で試験結果の大きい α には、 $\theta=60^\circ$ でピークを持つ C_p 分布が得られている。これは先に示した船体背面渦巻の影響と考えられ、 $\theta=60^\circ$ 位置上方に $\alpha=10^\circ$ あたりから背面渦巻が船体に影響を及ぼし始め、 α の増加につれて渦巻の影響が大きくなっている。

2.3 力計測

この試験のような、ストラット模型支持でピラミッド天秤による力計測には、支柱上部の風防から露出する部に働く力の支柱風袋量を補正する必要がある。試験で使われたストラット支持装置に対して $6.5\text{m}\times 5.5\text{m}$ 低速風洞では、風袋量補正式として、いわゆるオーソドックス補正および最新補正が備わっている。最新補正は、ストラットの模型回転中心から模型までの支柱露出部分を考慮に入れるなど、新たな支柱風袋試験を実施してオーソドックス補正からの改善が行われている。最新支柱風袋補正を施した支持干渉込みの試験結果を、揚力係数 CL 、抗力（抵抗）係数 CD 、および縦揺れモーメント係数（船体模型の体積中心回り） C_m の特性として図6に、その中で補正量が大きい CD の支柱風袋の補正比較を図7に表す。ここで、各係数化の基準面積は船体体積の $2/3$ 乗で、さらにモーメント係数化の基準長さは船体長 l である。図6にはピラミッド天秤精度のエラーバーが示されていて、3つの特性共にデータの印内部にある。図の特性は、支持干渉が取り除かれていないにも関わらず、予想される程度の結果になっていて、船体の空力係数はかなり小さいことが分かる。図7の結果だけで評価する限り、 $U=60\text{m/s}$ 、 $\alpha=0^\circ$ での CD で、支柱風袋量は船体抵抗係数の1.4倍程度にもなり、船体抵抗係数が支柱風袋量に埋もれている。

図8は、 U の変化に対する風袋補正結果の CD

特性になる。風袋補正無しの $Re=8.0 \times 10^6$ に対応する $U=40\text{m/s}$ で特性に落ち込みがあり、風袋補正した特性でもこの落ち込みは残っている。当初、船体境界層の遷移による現象と思われたけれども、 Re の基準長を $l=3\text{m}$ からメイン・ストラットの平均直径 0.1m に変えてみると、 CD 特性の落ち込みが一般的な円柱の臨界レイノルズ数に対応していた。

3. スティング支持

SPA1 模型の支持方法は 2 本ストラット支持だけでなく、模型後部からのスティング支持が可能で、内部天秤を介して力計測ができる。図 9 は模型をスティング支持している状態で、船体に取り付けた 2 本のダミーストラットとそれらに非接触な風防が設置されている。これらの装置を使い、スティング支持された船体模型へダミーストラットを取り付けた特性からそれがない状態での特性を差し引くことにより、ダミーストラットに働く支柱風袋の効果を調べ、 Re に対する CD 特性として図 10 に示した。ダミー 2 本ストラット付き船体模型の特性は前節で説明した 2 本ストラット支持と同じように急激な落ち込みがある。これに対して、船体模型だけの特性には急変がなく、むしろ Re が大きくなるに従っていくらか CD が減少している。そこで、ダミーのメインおよびピッチングストラットの代表直径を基準長にした Re に対してそれぞれの効果の特性を同じ図にプロットすると、ダミーメインストラット効果の特性に落ち込みが現れた。落ち込む Re が一般的円柱における臨界レイノルズ数と同程度なため、2 本ストラット支持での CD 特性の落ち込み現象は、メインストラットの臨界レイノルズ数の効果によるものと言える。ダミー 2 本ストラット付船体模型の特性で、落ち込む Re が前節の 2 本ストラ

ット支持のそれより大きくなるのは、ストラットの表面粗さが実物に比べ、ダミーの方が滑らかになっているからである。

メインストラットの効果が支柱風袋に現れていることが分かったので、前節の支柱風袋の新補正でも、支柱の臨界レイノルズ数辺りの急変する風袋量を補正しきれていないことになる。

図 10 に表されている船体模型の CD 値は、図 6 や予想される抵抗係数よりかなり小さい。スティング支持された船体模型は、図 11 のように測定部に配置されている。模型の後方にはスティング支持装置のポッド部分が模型と同程度の大きさで配置されている ($\phi 0.09\text{m}$ のスティングは描かれていない)。それゆえ、支持装置のポッド部分の船体模型に与える影響が大きそうなので、おおよその影響量を見積るために、先の船体経線の圧力分布計算を使用した。支持装置の形状を船体と同様に見立て、前後に同じ船体が並んだタンデム形状として計算を簡略化した。タンデム形状の間隔は、後方船体の船頭位置を表す $(x/l)_R$ がおよそ 1.25 で、実際の位置関係になる。後方船体により干渉を受けた前方船体における、 C_p 分布と干渉量 C_p を総和した CD の計算結果を図 12 に示す。後方船体を近づけていくと前方船体の後部の圧力が上がり、増加分が推力 (負の抵抗) として働いて、船体単体なら当然 $CD=0$ (ここの計算では $CD=0.000$) である抵抗係数に負の値を生じさせる。図中に表されているように $(x/l)_R=1.25$ で前方船体は $CD=-0.01$ 程度を得る。それゆえ、スティング支持の船体 CD 値がかなり小さい理由は、支持ポッドの支持干渉である遠場の影響を、船体模型が大きく受けているためと言える。

4. 1 本ストラット支持

高および逆迎角に対する空力特性を得るため

に、1本ストラット支持で内部天秤と外部天秤であるピラミッド天秤による力計測の風洞試験が、6.5m×5.5m 低速風洞で実施された。1本ストラットの上部だけは細い支柱を新設し、 $l=2.4\text{m}$ のSPA2模型を使用した。新設の支柱は直径0.045mであり、使用する最大風速でも同等直径円柱の臨界レイノルズ数に達しないようにして、支持干渉をなるべく減少させるためにSPA1で使用したメイン・ストラットの半分以上細くしている。図13に1本ストラット支持されたSPA2模型の様子を示す。模型は $x/l=0.61$ の下面左右中央の位置で支持されている。模型を横に振り、偏揺れ角(負の横滑り角)を与えることによって迎角 α を得ている。図14は低迎角での縦3分力特性であり、内部天秤による力計測を行ったので、支柱風袋は関係なく、1本ストラット支持の支持干渉が含まれている。図において、 CL と C_m 特性は座標原点をほぼ通っているけれども、 CD 特性を含めて非対称になっている。図には内部天秤精度のエラーバーが示されていて、特に CD 特性のエラーバーが大きく天秤精度が悪い。 CL 特性の $\alpha=5^\circ$ 以上では、背面渦巻の影響が加えられて非線形特性になると考えられる。図15には高迎角と逆迎角の試験結果を合わせ、 $\alpha=0^\circ\sim 180^\circ$ に対する特性として表している。この逆迎角試験では、内部天秤容量の制限からピラミッド天秤しか使えなかったため、高迎角試験でのピラミッド天秤と内部天秤の差による支柱風袋量の多項式近似を使い、高および逆迎角試験結果の支柱風袋補正を行った。図15の CL 特性において、 $\alpha=90^\circ$ での CL 値は船頭に働く吸引力成分と思われる。 CD 特性では $\alpha=90^\circ$ の 30° 前後にそれぞれピークがあり、背面渦巻の崩壊と関連しているかも知れない。なお、図15のデータは模型が真横になる $\alpha=90^\circ$ 前後に、壁干渉による閉塞効果が顕在化するので、

進藤の方法[4]によって閉塞修正を施している。

大きな迎角では、模型下方の片方にしか支柱が付いていない上下の非対称形状のために、図16のグラフのように支柱が付いている側と反対向きに横力係数 C_Y (測定から見れば揚力係数に相当する)が発生する。図16下の模型後部背面のオイルフロー・パターンは、支柱周りの模型表面に現れている首飾り渦巻の痕跡を始め、支柱があることによる上下非対称の複雑な表面流れの限界流線とオイルだまりを示している。例えば、支柱の反対側にダミー支柱を取り付け試験したところ、 C_Y がかなり減少したとの報告がされている[5]。これは1本ストラット支持の近場による支持干渉であり、縦3分力にも影響を及ぼしているだろう。

5. 静水槽試験結果との比較

第1研究所の水槽で、 $l=2.5\text{m}$ の水槽試験用SPA2模型を前後2本の横幅0.02m、縦幅0.05mの六角形状連結ロッドで吊るし内部天秤により力計測する静水槽試験が実施された。速度変化による抵抗試験の結果を、前節風洞試験の1本ストラット支持の内部天秤による計測結果と合わせてレイノルズ数に対し図17に描く。

特性の処理は船舶工学で行われている方法を使い、乱流境界層状態における相当平板の摩擦抵抗係数 CF をシェーンヘルの式から求め、摩擦抵抗と形状抵抗からなる全抵抗は、形状影響係数 k を導入することにより、 $CF(1+k)$ として表される。ただし、相当平板の摩擦抵抗係数の基準面積を体積の $2/3$ 乗にするため、面積基準を表面積から変換し CF_v として

$$CD=CF_v(1+k)$$

で表す。図17において船体単体形状の場合、静水槽および風洞試験結果はそれぞれ $k=0.39$ およ

び 0.78 を示し、静水槽試験が風洞試験に比べ支持干渉量がかなり少ないことが分かる。また、乱流境界層特性に入る Re は、静水槽試験の方が大きく、静止した水中で模型を動かすので周囲流体の乱れが小さく、境界層の遷移が遅れるためと思われる。

半経験式で細長比の逆数 d/l に対するヘルナーの式を使って、摩擦抵抗係数に CF_v を用い $l/d=4$ における $k=0.30$ の線を、図中に描いた。SPA2 形状における CFD 解析が実施されていて、船舶に関する CFD 解析結果と水槽試験結果の比較より求められた補正係数を、この形状の CFD 解析結果へ適応すると、 k が 0.29~0.30 程度になり、ヘルナーの式の結果とほぼ一致した。それゆえ、 $k=0.30$ の CD 線は実際にはまだ分からない船体単体の抵抗係数の参考値となる。それぞれの試験の支持干渉は、それぞれの k と $k=0.30$ の差程度として推測でき、風洞試験が 0.48、静水槽試験が 0.09 である。したがって、今回の風洞試験の支持干渉は、静水槽試験に比べ 5 倍以上になる。

6. まとめ

計測における模型支持の影響量は、試験する支持装置および模型そのものを使って見積ることが、本来である。しかし、6.5m×5.5m 低速風洞では風洞が大型なので、たやすく支持の影響試験ができない。さらに、飛行船形状模型では、模型に働く空気力が小さいため、計測結果に占める支持による割合が相対的に大きく、影響量の見積りがより困難になる。内部天秤は、設備の既存品を使わざるを得なかったので抵抗容量が大きく、不十分な計測精度だった。

今回の試験結果により、飛行船形状模型におけるストラットおよびスティング支持の影響量が程度として確認された。飛行船形状模型のストラ

ット支持方式において、支持の影響を減らす等対策が可能である。支柱風袋では、測定に内部天秤を使うことで無関係となる。ただし、内部天秤の精度と模型重量の考慮が必要である。遠場の支持干渉は、比較的一般化して見積られるため、対策は立てやすい。近場の支持干渉では、模型への制約が加わるけれども、支柱をなるべく細くあるいは前縁を鈍くしないように、または板状にして干渉を減少させる。また、支柱部分だけのダミー支柱を反対側に付け非対称性の干渉を減少させる対策が必要となるだろう。

謝礼

6.5m×5.5m 低速風洞試験における技術作業は、低速風洞研究室および川崎重工業空力技術グループの方々による支援を受けて行った。

文献

1. Eckert, D, Correction of Support Influences on Measurements with Sting Mounted Wind Tunnel Models, AGARD-CP-535, 1993.
2. Freeman, H. B., Force Measurements on a 1/40-Scale Model of the U. S. Airship "Akron", NACA 432, 1932.
3. 原田賢哉, 澤田秀夫, 高橋伴: 飛行船風洞試験における支柱干渉の影響, 日本航空宇宙学会第 32 期年会講演会講演集, PP.211-214, 2001.
4. 進藤章二郎: 高精度風洞境界新修正法について, 日本航空宇宙学会誌 第 46 巻 第 528 号, pp.56-62, 1998.
5. Shindo, S., Analysis and Discussion of Aerodynamic Characteristics of Balloons Tested in a Wind Tunnel, University of

Washington Aeronautical Laboratory
 Report No.957 F, 1970.

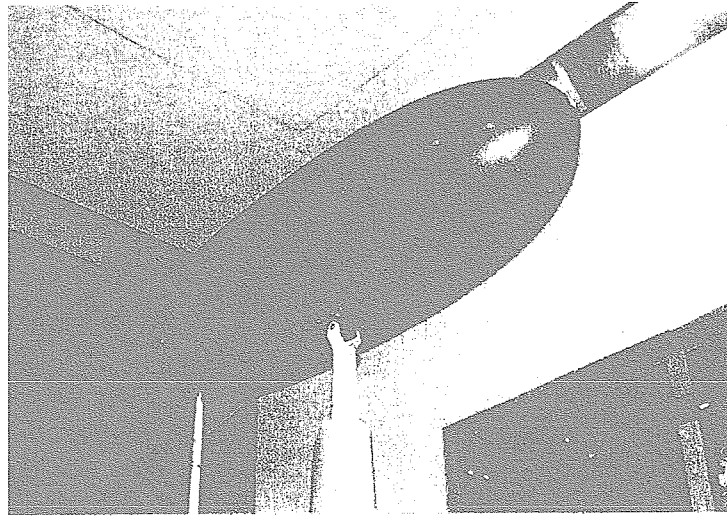


図1 2本ストラット支持による風洞模型(SPA1)
 (メイン支柱の平均直径:0.1m, ピッチング支柱の直径:0.04m)

2本ストラット支持, 尾翼なし, $\alpha=0^\circ$, $\theta=90^\circ$
 Calculation: Karman's method

2本ストラット支持, 尾翼なし, $U=60\text{m/s}$, $\theta=90^\circ$

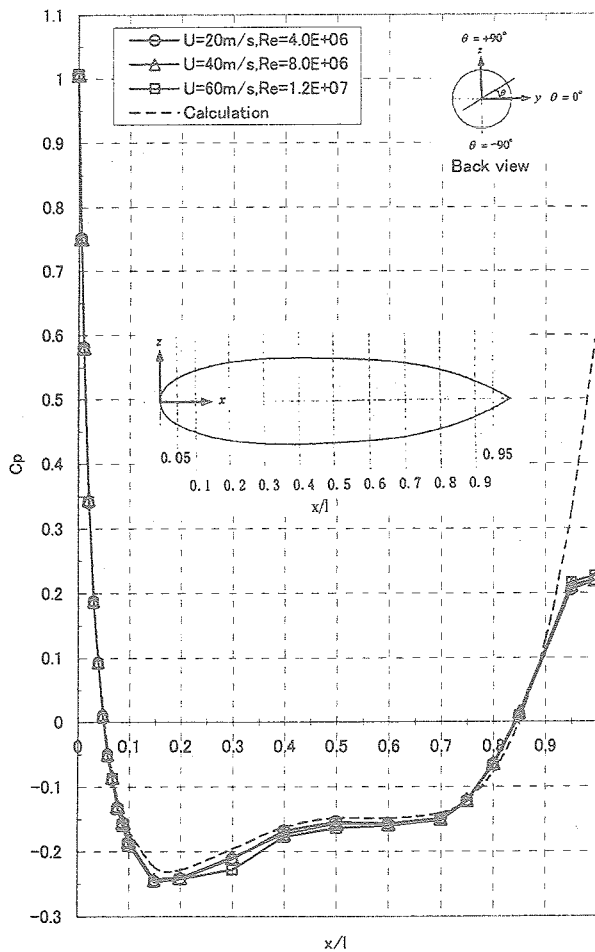


図2 船体経線の圧力係数 C_p 分布

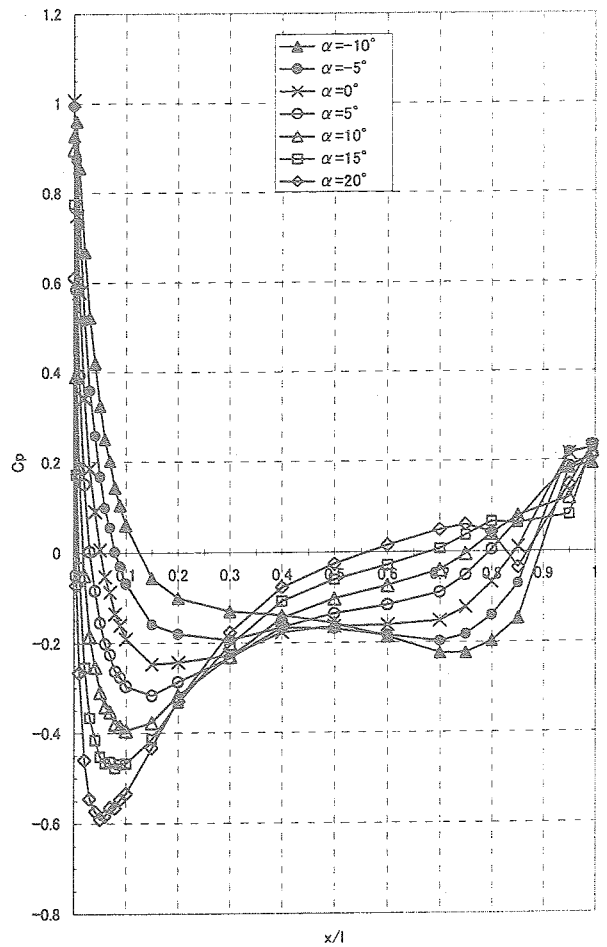


図3 迎角 α 変化による経線 C_p 分布

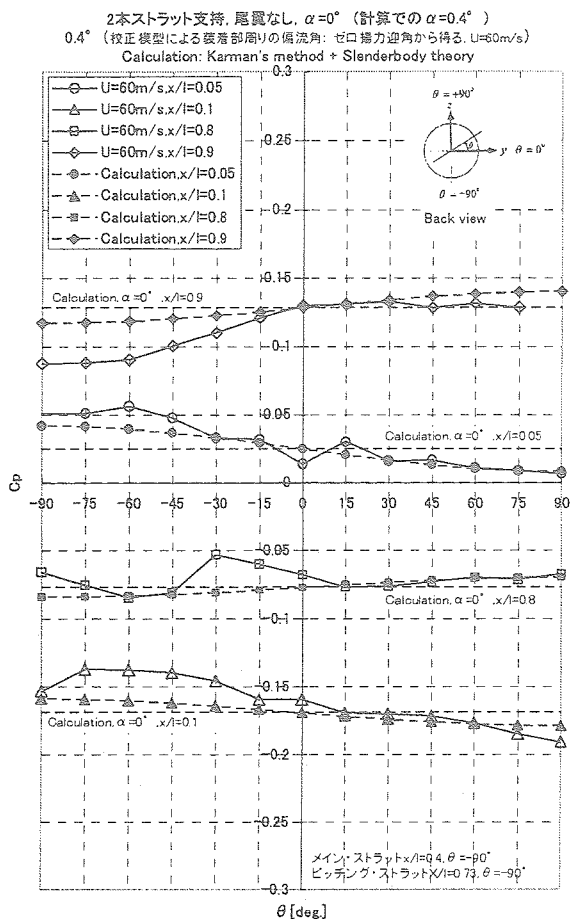
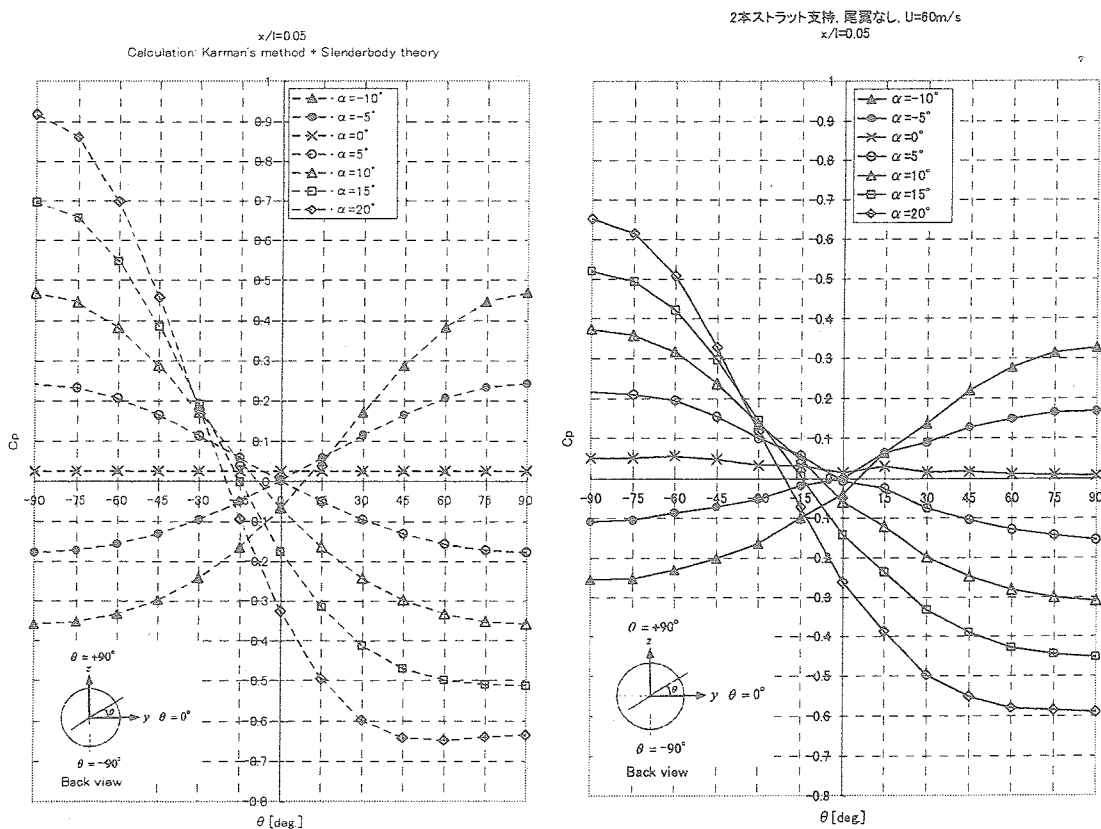
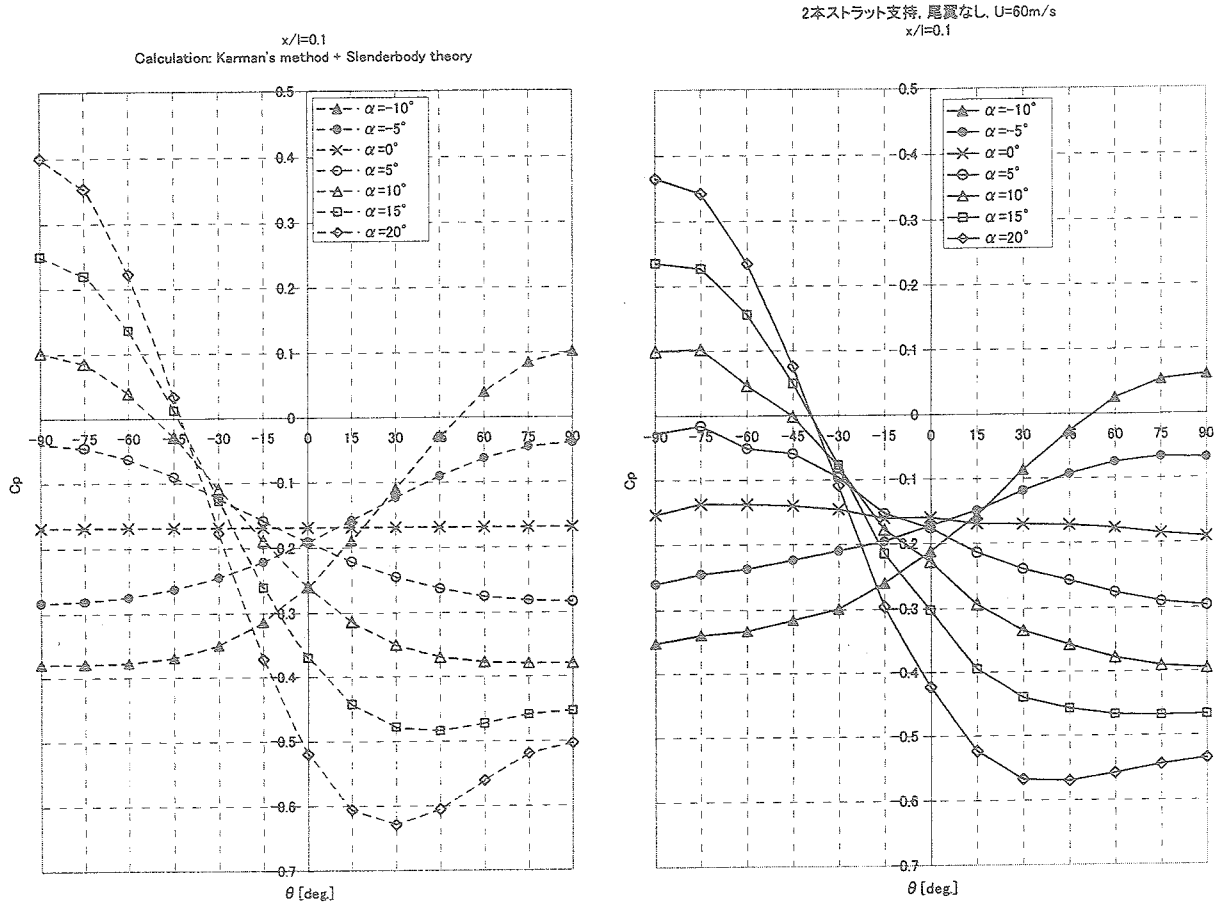


図4 船体円周 C_p 分布

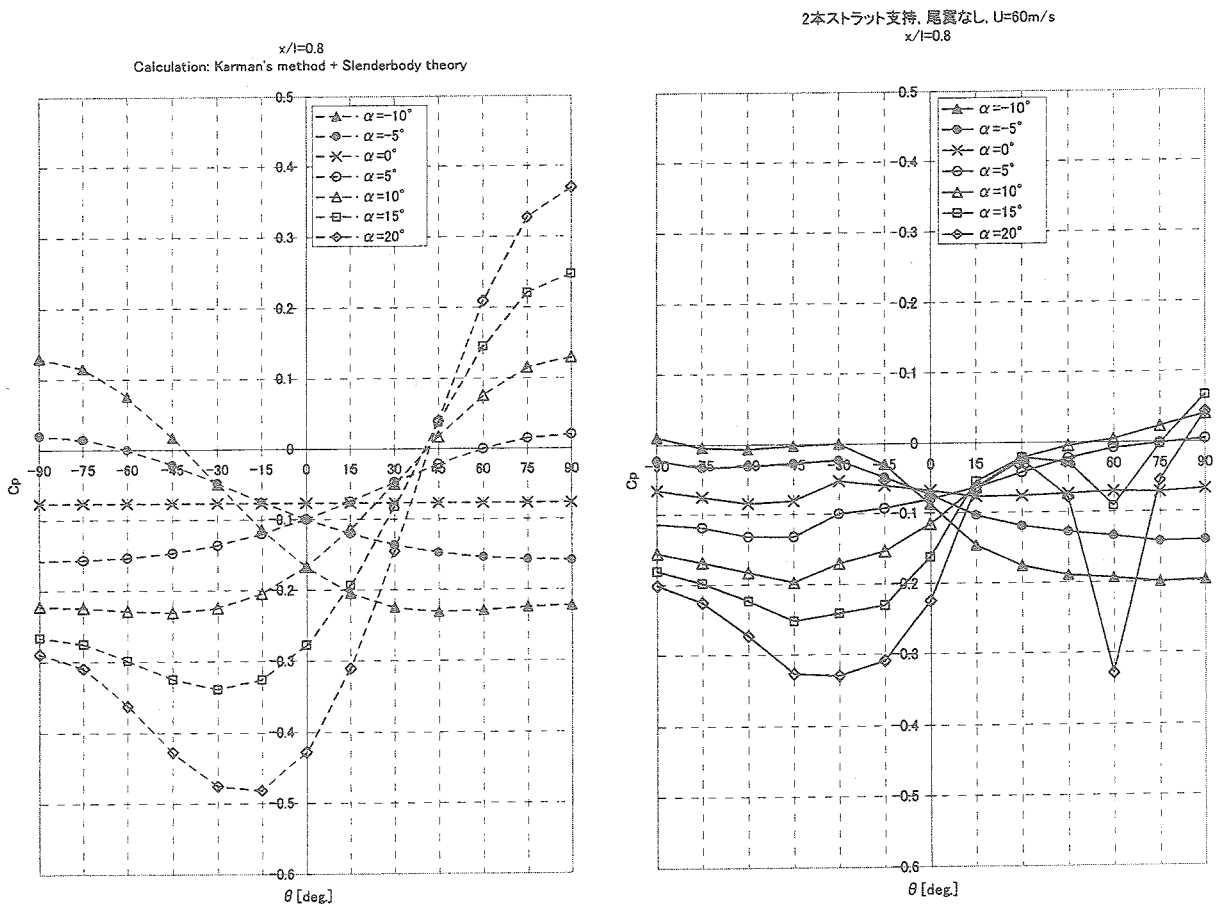


(a) $x/l=0.05$ 断面

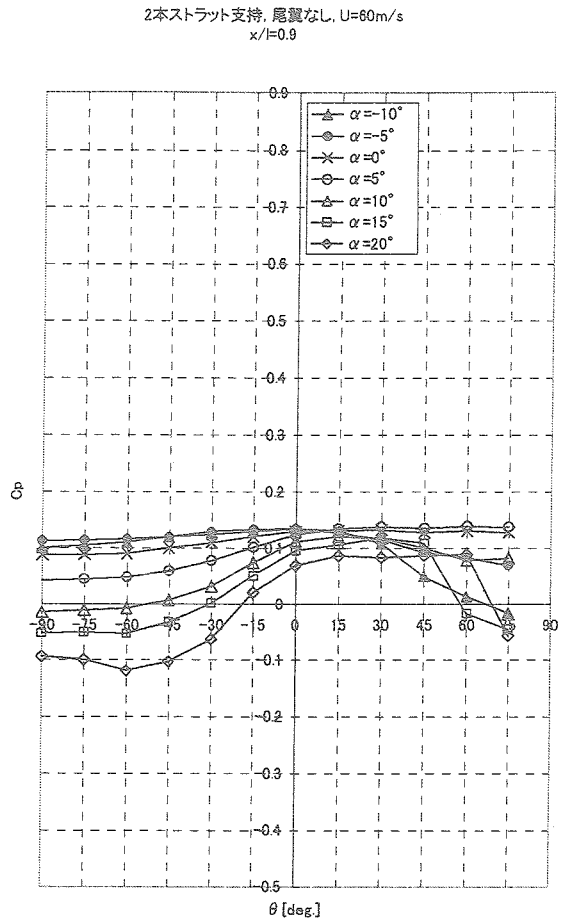
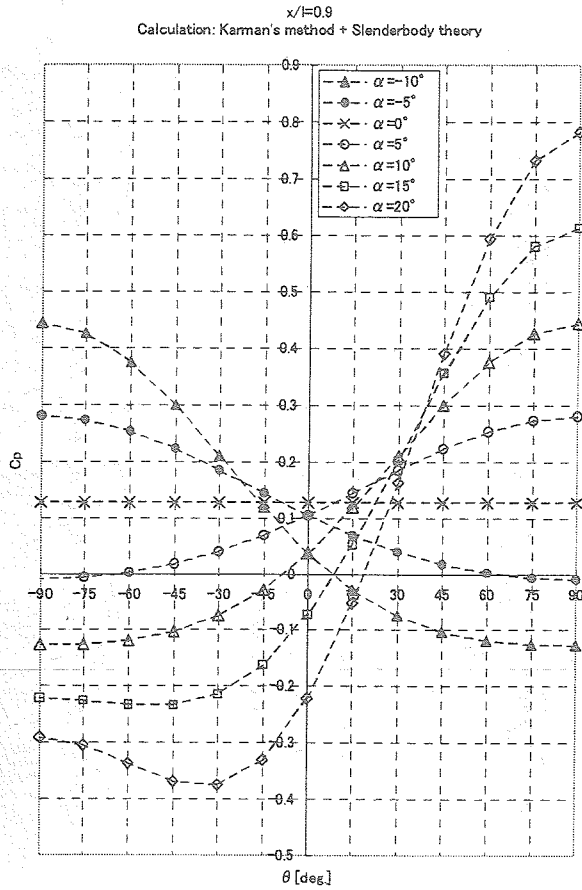
図5 α 変化による円周 C_p 分布(左側試験結果、右側計算)



(b) x/l=0.1 断面



(c) x/l=0.8 断面



(d) x/l=0.9 断面

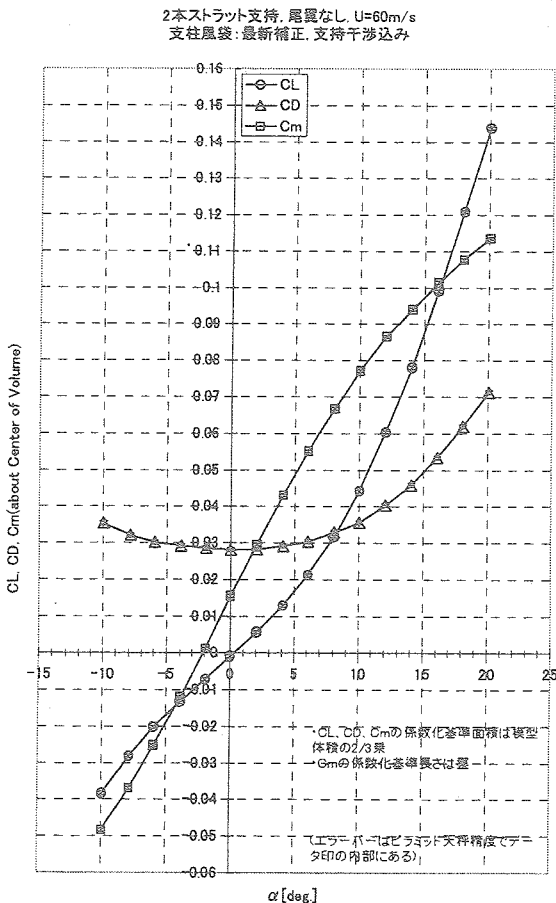


図6 支柱風袋の最新補正を施した3分力特性
(CL:揚力係数, CD:抗力係数, Cm:縦揺れモーメント係数)

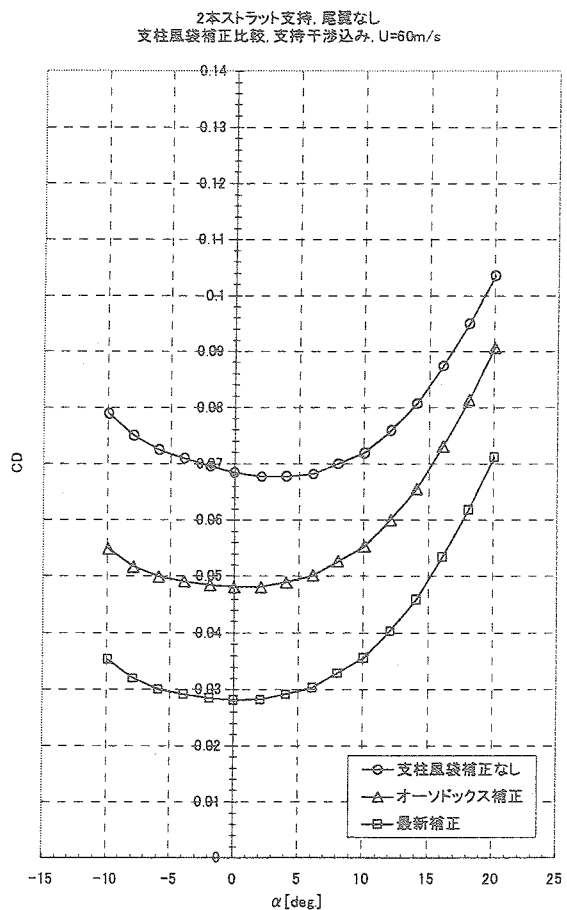


図7 支柱風袋補正と風袋量

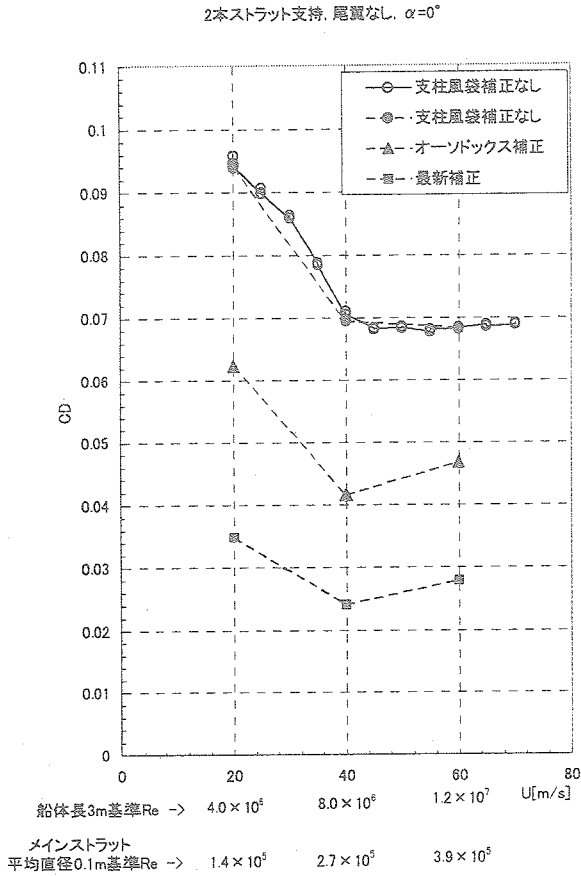


図8 一様流Uの変化に対するCD
(Re:レイノルズ数, 通常基準長は船体長1)

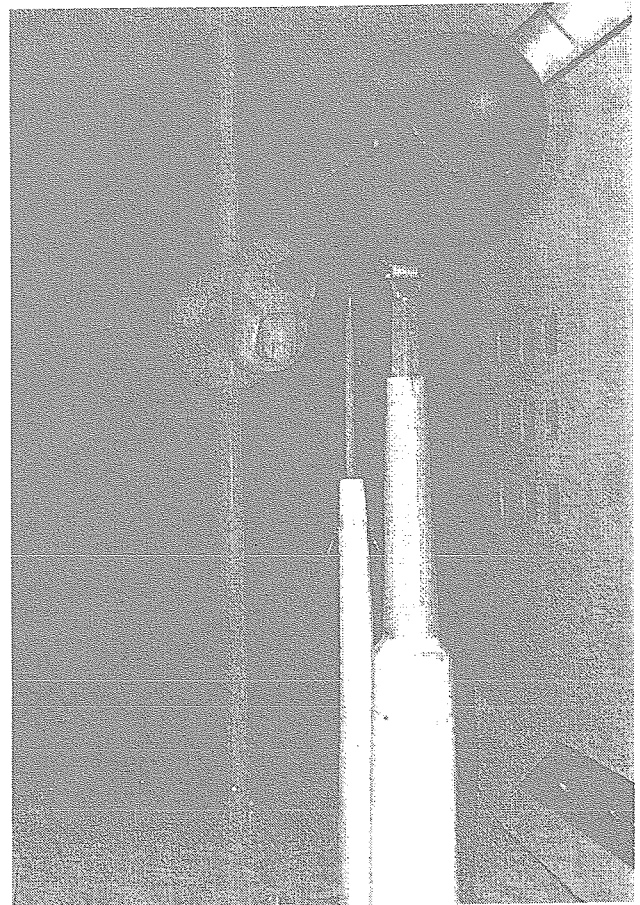


図9 スティング支持でダミーストラット付き模型

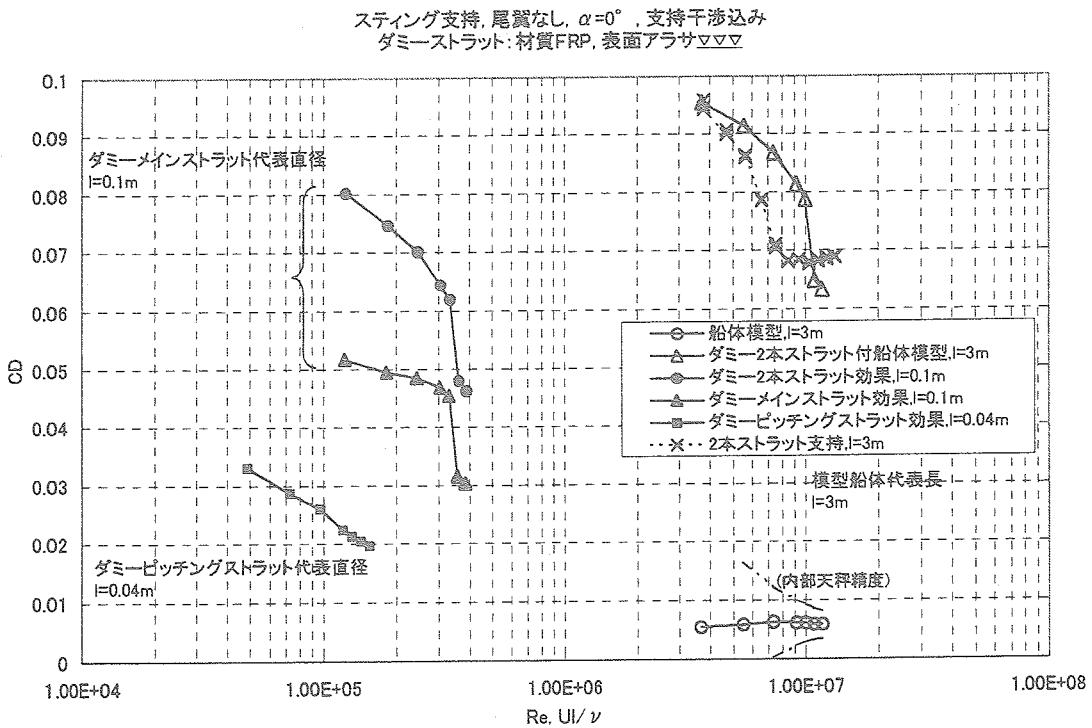


図10 スティング支持で内部天秤計測によるストラットの効果

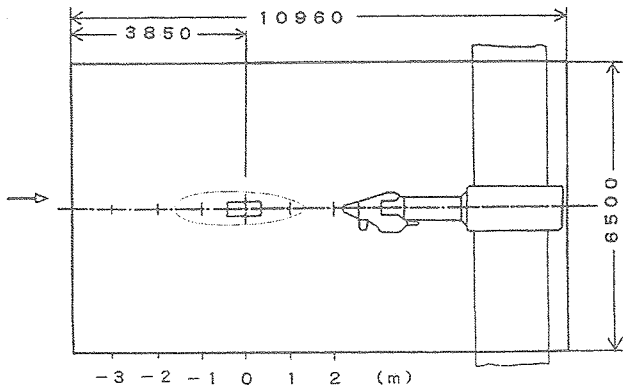


図11 船体模型とスティング支持装置の形状と位置関係

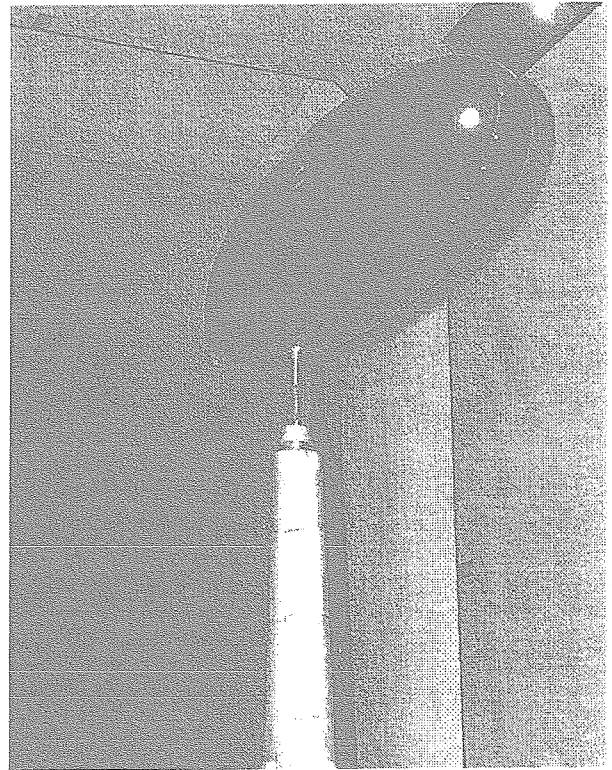


図13 1本ストラット支持模型(SPA2) (支柱直径:0.045m)

同一船体タンデム干渉, 前方船体Cp分布計算
(x/l_R : 後方船体先端位置)

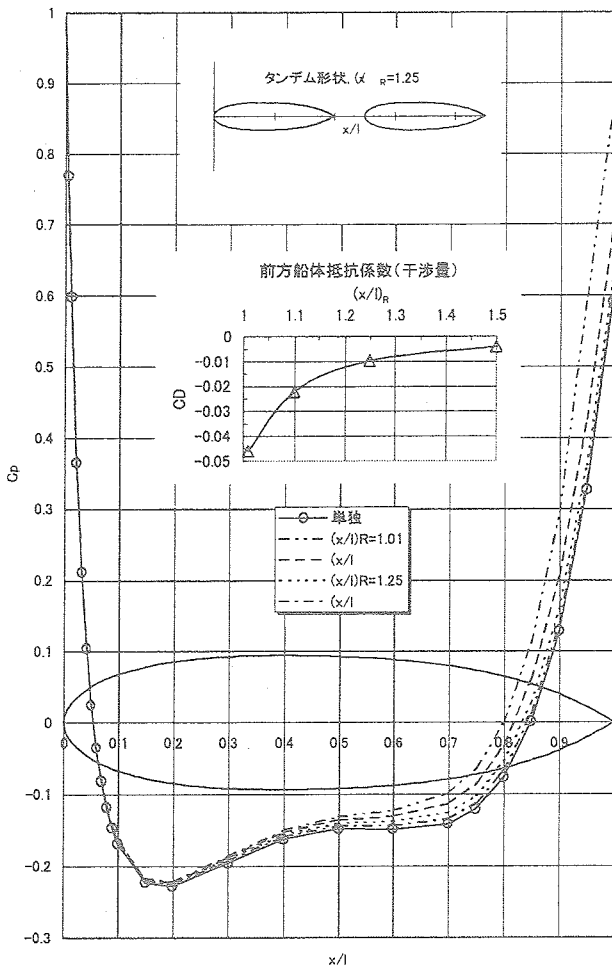


図12 スティング支持装置を後方船体と想定した干渉計算(計算はカルマンの方法)

SPA2模型, 偏揺れ角を与えて迎角 α とする
1本ストラット支持, 船体単体, $U=50\text{m/s}$, 内部天秤, 支持干渉込み

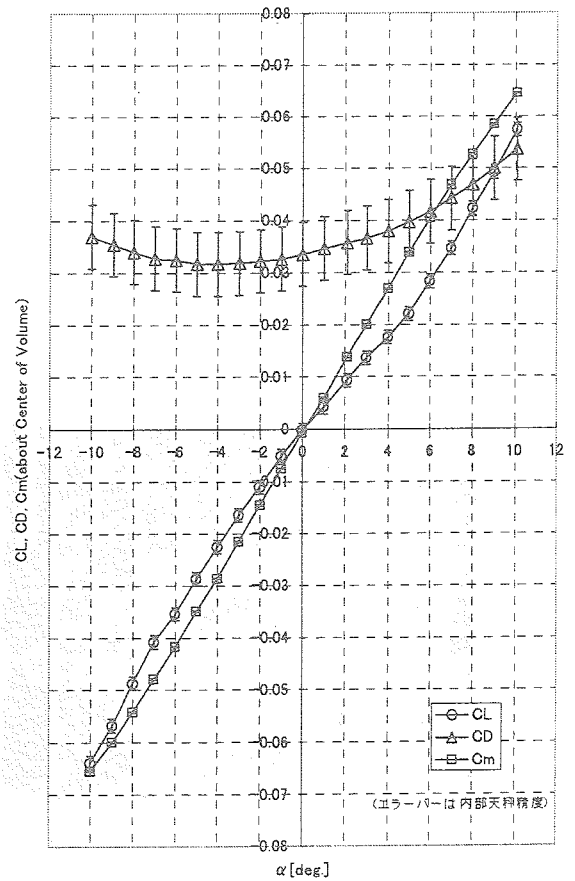


図14 低迎角3分力特性

SPA2模型, 1本ストラット支持, ピラミッド天稜
高・逆迎角, 船体単体, U=50m/s, 支柱風袋補正あり, 支持干渉込み

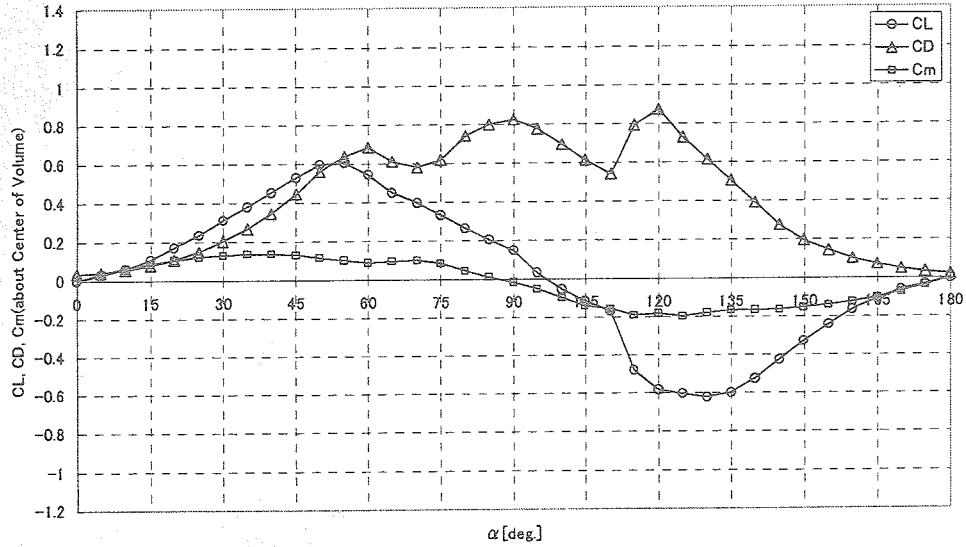


図 15 高・逆迎角 3 分力特性

SPA2模型
1本ストラット支持, 船体単体, U=30m/s

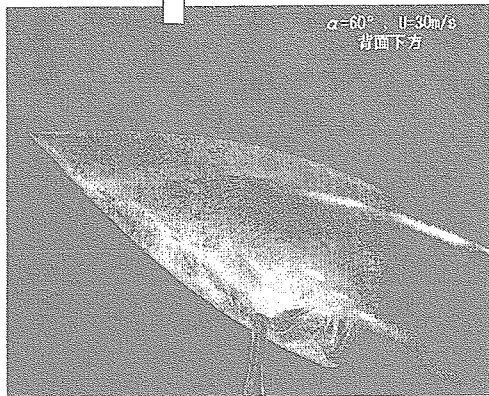
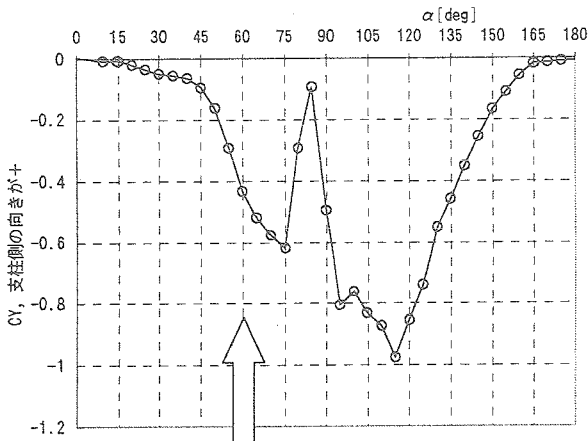


図 16 上下非対称による横力係数 CY の発生

静水槽および風洞試験結果の比較
(水槽試験SPA2模型長さ1=2.5m, H:船体単体)

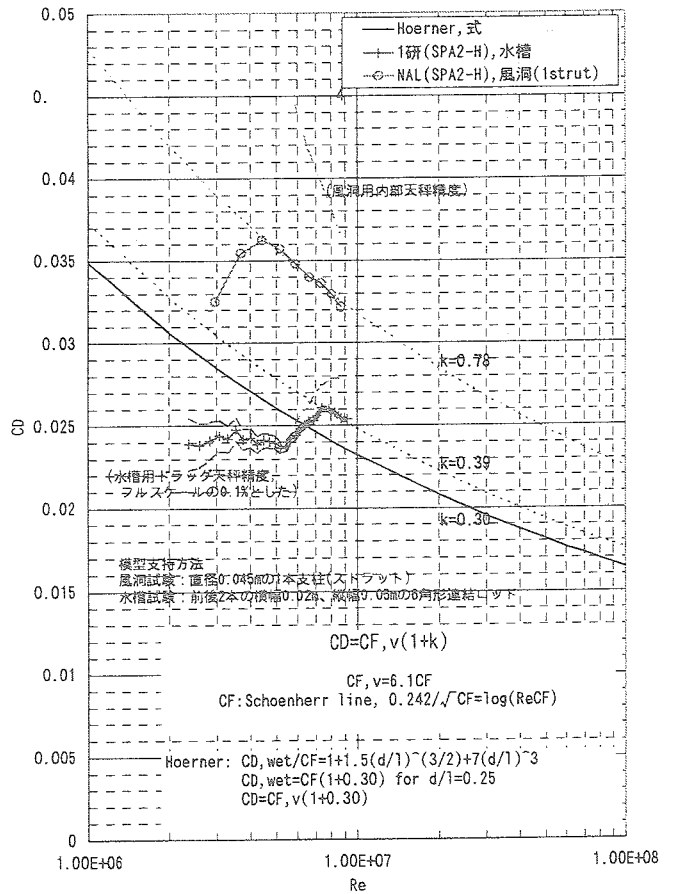


図 17 静水槽試験結果との比較

付録

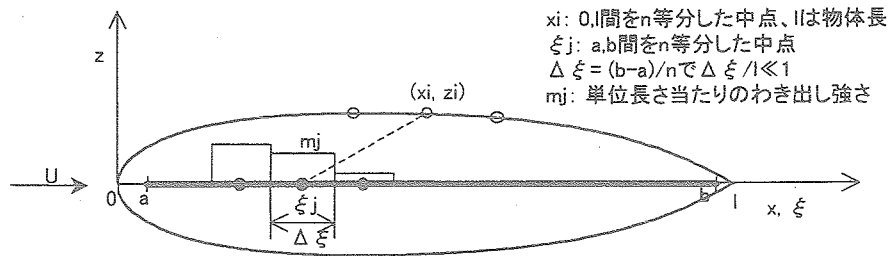
船体の圧力係数計算

1. カルマンの方法(軸流に対する縦断面圧力分布)[A1],[A2]
 回転体の経線の流れ関数 ψ で表し圧力係数 C_p 分布を計算する

$$\psi(x, z) = 0$$

$$\psi = \frac{1}{2}Uz^2 - \int_a^b m(\xi) \left[1 + \frac{x - \xi}{\sqrt{(x - \xi)^2 + z^2}} \right] d\xi = 0$$

$$\sum_{j=1}^n c_{ij} m_j = \frac{1}{2}Uz_i^2, \quad c_{ij} = \frac{x_i - \xi_j}{\sqrt{(x_i - \xi_j)^2 + z_i^2}} \Delta\xi$$



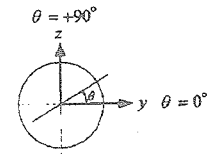
$$v_x(x, z) = \frac{1}{z} \frac{\partial \psi}{\partial z} = U + \sum_{j=1}^n \frac{(x - \xi_j) \Delta\xi}{\left[(x - \xi_j)^2 + z^2 \right]^{3/2}} m_j$$

$$v_z(x, z) = -\frac{1}{z} \frac{\partial \psi}{\partial x} = \sum_{j=1}^n \frac{z \Delta\xi}{\left[(x - \xi_j)^2 + z^2 \right]^{3/2}} m_j$$

$$C_p = 1 - \left(\frac{v_x}{U} \right)^2 - \left(\frac{v_z}{U} \right)^2$$

2. 細長回転体の理論(交差流に対する横断面圧力分布)[A3]
 迎角 α により生じる交差流に対して円周圧力係数 C_p 分布を計算する

$$C_p = -2 \sin 2\alpha \frac{dz}{dx} \sin \theta + (1 - 4 \cos^2 \theta) \sin^2 \alpha$$



Back view

付録文献

A1. Karman, T. V., Calculation of Pressure Distribution on Airship Hulls, NACA TM 574, 1930.

A2. 牧野光雄, 流体抵抗と流線形, 産業図書, pp.183-184, 1991.

A3. Allen, H. J., Pressure Distribution and Some Effects of Viscosity on Slender Inclined Bodies of Revolution, NACA TN 2044, 1950.

ロータ模型回転装置を用いた風洞試験

塚原 孝則、橋口 祐子、太田 智基、小生方 正裕、(富士重工業(株))

Wind Tunnel Test Using Scaled Model Rotor System

by

Takanori Tsukahara, Yuko Hashiguchi, Tomoki Ota and Masahiro Obukata (Fuji Heavy Industries Ltd.)

ABSTRACT

This paper presents the outline of the scaled model rotor system, which was used in 2 m by 2 m FHI low-speed wind tunnel, and some typical wind tunnel tests. The scaled model rotor system has been applied for many fundamental tests and development tests since 1991. The system consists of teetering type hub, blades, pylon, rotary balance and servomotor etc. The collective pitch and cyclic pitch can be changed with remote control.

1.はじめに

ヘリコプタの胴体形状や尾翼の設計においてロータのダウン・ウォッシュの影響を考慮することは重要な要素となっている。当社はダウン・ウォッシュを模擬した胴体空力特性を確認するため、平成3年に低速風洞用のロータ模型回転装置を導入した。本装置は小型かつシンプルな機構であるため胴体風洞試験以外にも数々の基礎試験及び開発試験に活用しており(表1)、ヘリコプタ設計に非常に有効な手段となっている。本稿では当社のロータ模型回転装置の概要とともに本装置を用いた代表的な風洞試験例を紹介する。

2.ロータ模型回転装置について

当社は下表に示す2つのロータ模型回転装置を所有しており、試験目的により使い分けている。

	回転装置 A	回転装置 B
ロータ直径	約 3 m	約 1.5 m
回転数	最大 1,620 rpm	最大 1,600 rpm
翼端速度	最大 248 m/s (M=0.73)	最大 126 m/s (M=0.37)
定格出力	100 shp	3.5 shp
支持方式	ストラット(正立支持)	シャフト傾斜機構付きマウント(正立/倒立支持)
特色	マッハ数相似試験可能	小型、シンプル、汎用性有

本稿で扱う小型のロータ模型回転装置(表中B)は2m×2m FHI低速風洞(図1)規模の風洞用に設計されたものである。本装置(図2)は、ロータのダウン・ウォッシュを模擬した状態で胴体の空力特性を計測するために導入されたものであり(図3)、使い勝手の良さから各種ロータ設計技術のコンセプト確認試験等にも活用されている。本装置のロータは中型ヘリコプタの約1/10スケールの大きさであり、シーソ型ハブ、ブレード、パイロン、ロータ3分力天秤、駆動用サーボモータ及びシャフト傾斜機構付きマウントから構成されている。本装置の特長を下記に示す。

- ・小型かつシンプルで使い勝手が良く、汎用性がある。
- ・正立型/倒立型ともに使用できるため、倒立使用することで胴体風洞試験では回転装置を胴体に内蔵する必要がなく、胴体形状に制約を生じない。また、ウエーク・サーベイやマイクロ・トラバース騒音試験では回転装置が邪魔にならずにロータ下面での計測が可能である。
- ・操縦系/駆動系が簡素化されているため、1~2名の少人数でも装置の運転が可能である。

但し、本装置の規模では実機相当の翼端速度は

実現困難なため、マッハ数相似が必要とされる精密な性能評価試験には不向きである。このため、性能試験はロータ技術コンセプトの評価に限定して実施している。

2.1.ロータ・ハブ

ロータ・ハブ模型の概要を図 4 に示す。ロータ・ハブはシーソ型で、約 3deg のプリ・コーニング角が設定されている。

2.2.ロータ・ブレード

ロータ・ブレード模型の概要を図 5 に示す。ブレードは下記のような仕様となっており、翼端部は脱着可能な構造で翼端アダプタにより形状変更できる。

- ・ロータ径 : 約 1.5 m
- ・コード長 : 約 0.06 m
- ・翼型 : NACA0012
- ・翼端形状 : 矩形 (基本)、形状可変
- ・ねじり下げ : 0°

2.3.操縦系

操縦系の概要を図 6 に示す。サイクリック操舵角とコレクティブ操舵角は、ラジコン用のプロポによりそれぞれの操舵用サーボモータを遠隔操作することで設定できる。操舵角の範囲は下記としている。

- ・コレクティブ操舵角 : 0° ~ +25°
- ・サイクリック操舵角 : -12° ~ +12°

なお、水平定常飛行では横操舵は比較的小さいため、縦操舵のみ可能な機構としている。

2.4.駆動系

駆動用のサーボモータはロータ・マストと直結している。モータ・コントローラにより最大 1,600 RPM までの回転数調整が可能であり、最大定格は約 3.5hp である。

2.5.計測系

計測系の概要を図 7 に示す。ロータ 3 分力天秤を装備することで F_x (ドラッグ) と F_z (スラスト) により縦のトリムが取れ、さらに M_z (トルク) によりロータ性能が計測できる。3 分力天秤の定格を以下に示す。

- ・ F_x : 98 N (10 kgf)
- ・ F_z : 294 N (30 kgf)
- ・ M_z : 156 N·m (15.9 kgf·m)

また、ブレードに貼付した歪みゲージからスリップリングを介して回転中のブレードの荷重が計測できる他、マスト近傍に取付けたフォトセンサーによりアジマス角も検知できる。

3.風洞試験例

当社低速風洞で実施された風洞試験例を以下に示す。

3.1.低振動ロータ風洞試験⁽²⁾

試験概要を図 8 に示す。本試験ではロータの質量と剛性の分布が最適化された低振動ロータ設計技術のコンセプトを確認した。ベースライン・ロータ及び低振動ロータの 2 種類のロータ模型を用いて前進飛行状態を模擬した風洞試験を行ない、ハブ中央部の振動データを計測し効果を実証した。

3.2.低騒音ロータ風洞試験⁽³⁾⁽⁴⁾

(1)低騒音翼端形状の評価

試験概要を図 9 に示す。本試験では低騒音翼端形状の BVI 騒音低減効果を確認した。ロータ模型回転装置により BVI 騒音が発生しやすい降下飛行を模擬し、特に騒音指向性が強いと予想される、ロータ前方位置でのマイクにより矩形翼端と低騒音翼端との騒音を評価した。

なお、類似のロータ模型回転装置を使用した試験⁽⁵⁾では、BVI 騒音の指向性を確認するため、マイクトラバース装置 (図 10) を用いた騒音試験も実施されている。

(2)低騒音翼端加振制御の評価⁽⁶⁾

本試験では当社で考案したブレード翼端部のカナードによる低騒音効果を確認し、さらに、カナードの取付け角を加振制御することで低騒音と高性能が両立することを確認した。図 11 に示すカナード加振機構は、通常のブレード用スウォッシュプレートの外側に、カナード用のスウォッシュプレートを追加することで実現した。カナード用スウォッシュプレートはブレード用に角度を持って取付けられており、ロータ 1 回転につき 1 回の正弦波形の角度変化と位相変化をカナードに付与することができる。

3.3.胴体風洞試験

試験概要を図 12 に示す。本試験ではロータのダウン・ウォッシュ下での胴体空力特性を確認した。ロータ模型回転装置の下に胴体模型を設置し、ダウン・ウォッシュの影響下での胴体の 6 分力データを取得した。

3.4.投下風洞試験

試験概要を図 13 に示す。本試験では機外装備品が緊急投下時に機体に接触しないことを確認した。風速、ダウンウォッシュ、機体ピッチ角、ロール角、ヨー角を所定の状態に設定し、装備品模型を投下して機体との干渉を評価した。

3.5.ハブパイロン風洞試験⁽⁷⁾⁽⁸⁾

試験概要を図 14 に示す。本試験ではヘリコプタの有害抵抗を大きく占めるハブ抵抗を確認した。ハブについては、回転を伴うことでより精密な空力特性評価を実施しており、パイロンとの位置関係による空力干渉も評価した。

4.まとめ

本稿では、当社低速風洞用に製作されたロータ模型回転装置の概要と本装置を用いた風洞試験例を紹介した。本装置は小型かつシンプルな構造で使い勝手が良く、機体の空力特性確認や

ロータ技術のコンセプト確認等に不可欠な装置となっている。今後も種々の基礎試験や開発試験で有効に活用していきたい。

5.参考文献

- (1) 中館他, "ヘリコプタの模型ロータ試験," 日本航空宇宙学会誌 第 41 巻 第 477 号, October 1993.
- (2) 西川他, "低振動ロータ設計技術の研究," 第 30 回飛行機シンポジウム, 1992.
- (3) 清水, "風洞におけるロータ騒音計測試験について," 第 31 回飛行機シンポジウム, 1993.
- (4) Shimizu, "Helicopter Noise Reduction Research - Accomplishment at Fuji Heavy Industries," Heli Japan 98, 1998.
- (5) 菅野他, "低騒音・高性能ロータ空力技術の研究," 防衛庁技術研究本部 第 42 回研究発表会 (公開), 2000.
- (6) 航空宇宙工業会, "革新航空機技術開発に関する調査研究 成果報告書 ヘリコプタロータ低騒音化翼端制御の研究," 2000/2001.
- (7) 小生方他, "ヘリコプタのハブパイロン風洞試験," 第 53 回風洞研究会議, 1994.
- (8) M.Obukata et al, "Aerodynamic Design of Bearingless Rotor Hub," Heli Japan 98, 1998.

表1 ロータ模型回転装置を用いた風洞試験年表

年度	平成3年	平成4年	平成5年	～	平成11年	平成12年
低振動ロータ風洞試験	[]					
低騒音ロータ風洞試験	[低騒音翼端形状]			[低騒音翼端加振制御]		
胴体風洞試験	[]					
ハブパイロン風洞試験	[]					
投下風洞試験	[]					

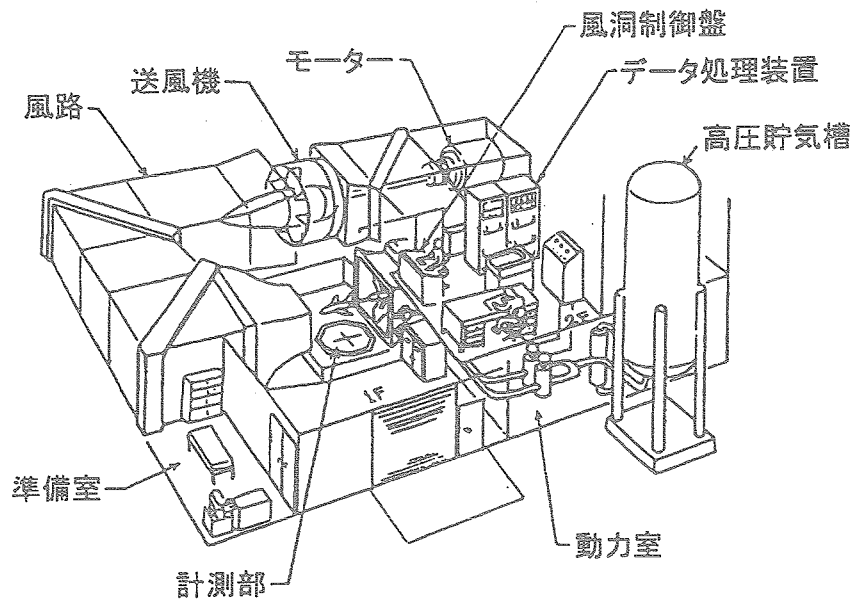


図1 FHI低速風洞概要

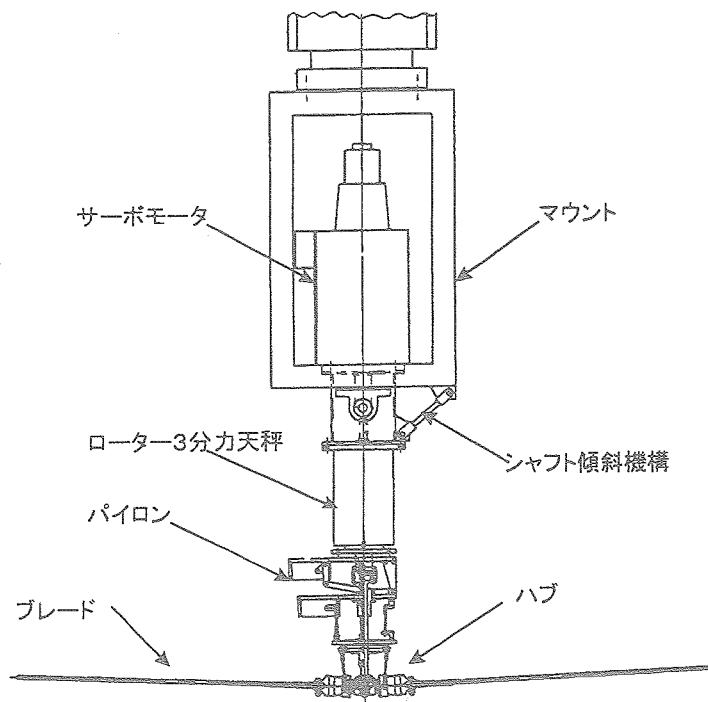


図2 ロータ模型回転装置概要

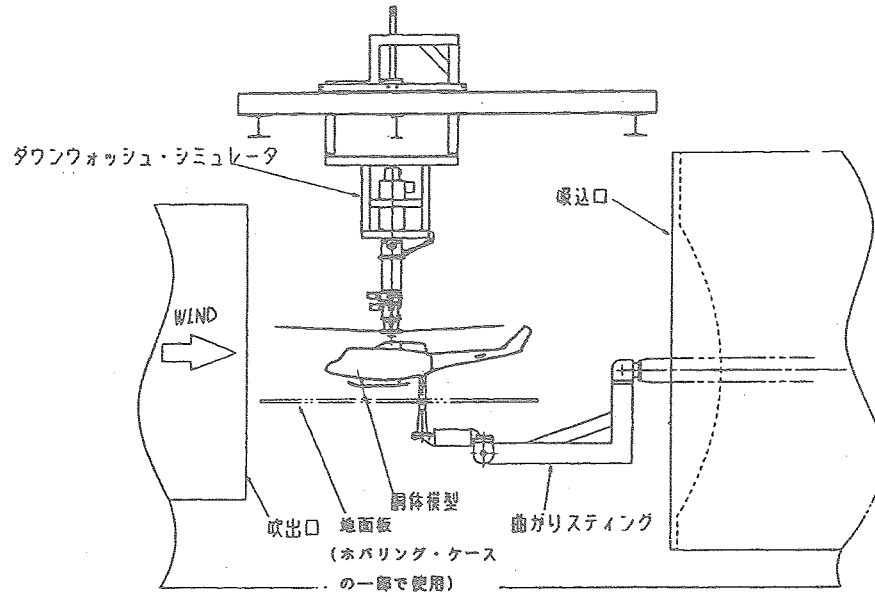


図3 ダウン・ウォッシュ・シミュレータ概要

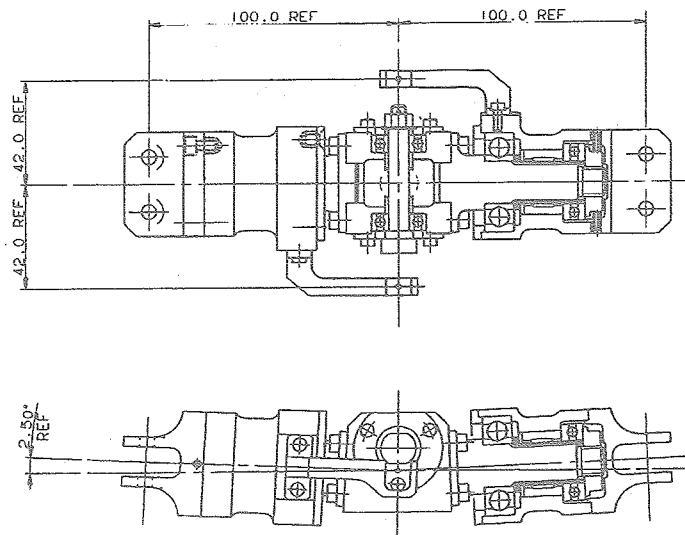


図4 ロータ・ハブ模型

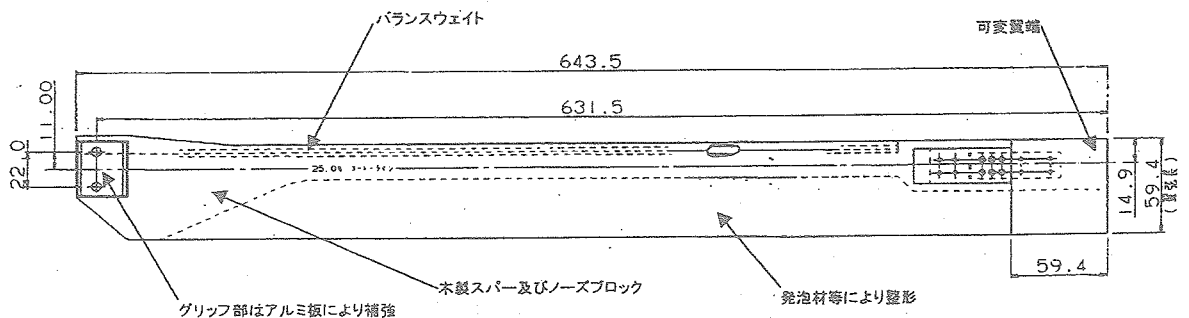


図5 ブレード模型

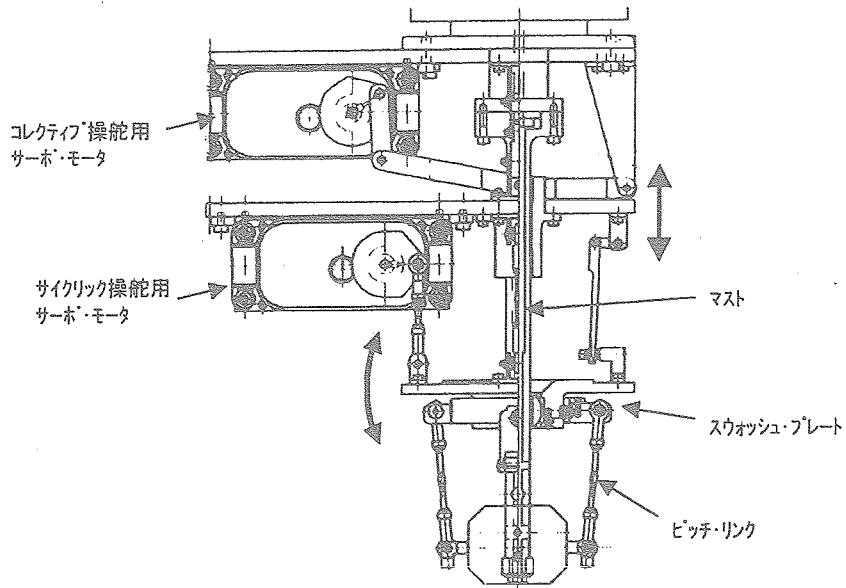


図6 操縦系

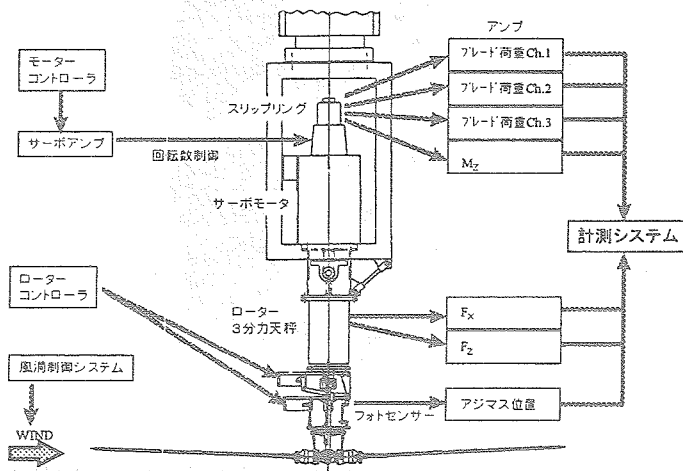


図7 計測系

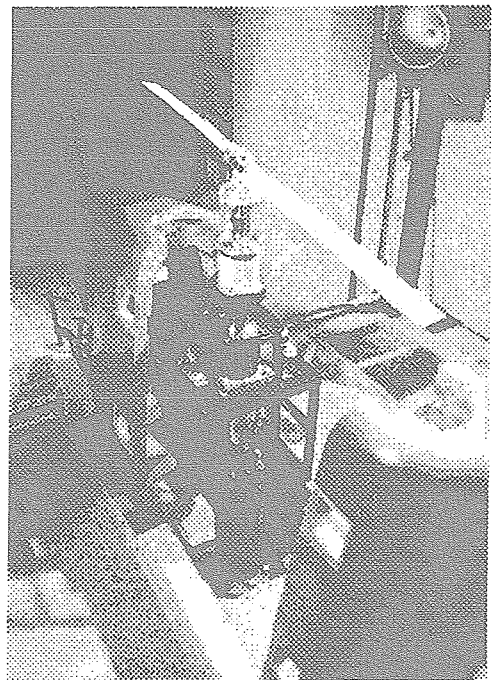


図8 低振動ロータ風洞試験

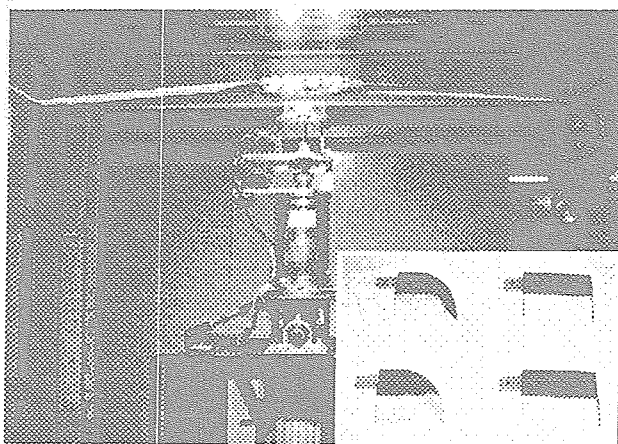


図9 低騒音ロータ風洞試験

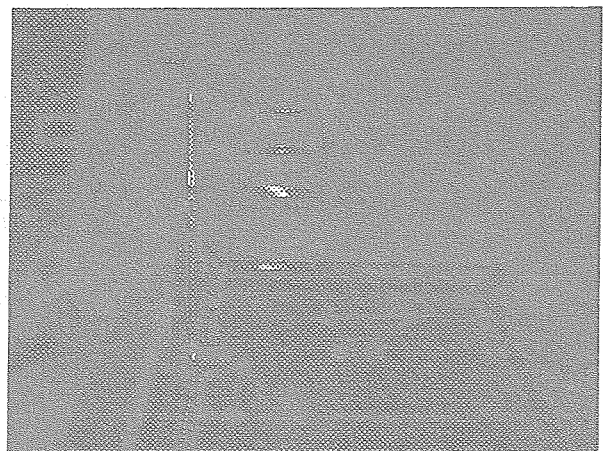
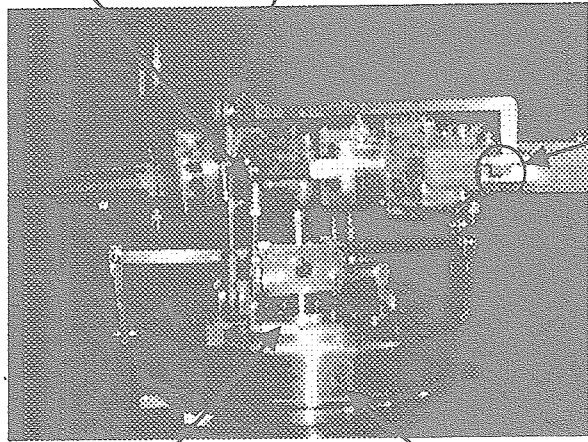


図10 マイク・トラバサ装置

ブレード用ピッチリンク / カナード加振用ピッチリンク



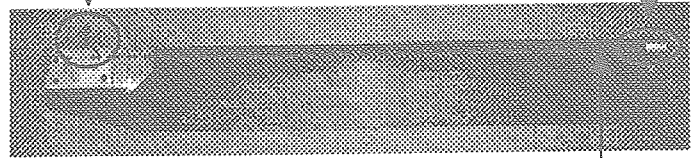
ブレード用
スウォッシュプレート
(内側)

(A) 加振機構

カナード加振用
スウォッシュプレート
(外側)

カナード加振用レバー

加振用カナード



(ブレード根元から翼端までカナード加振用シャフトが貫通)

(B) カナード翼端

図11 加振機構とカナード翼端

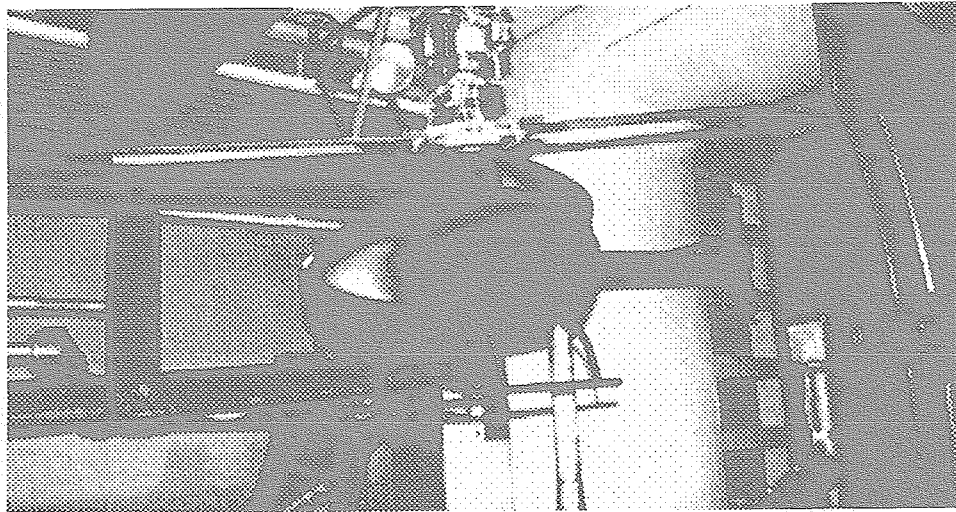
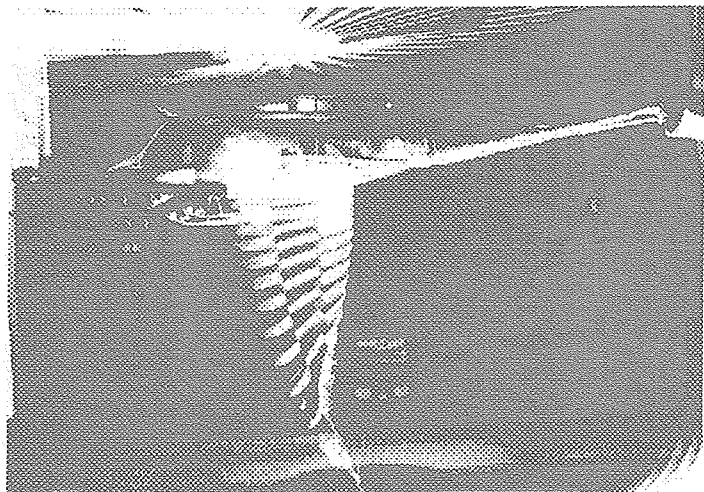


図12 胴体風洞試験



(投下軌跡を可視化するため、ストロボを間欠発光して撮影)

図13 投下風洞試験



図14 ハブパイロン風洞試験

09HOPE 風洞試験の胴上支持における ダミースティング効果について

青木竹夫（航空宇宙技術研究所）、辻本健士（宇宙開発事業団）

Dummy Sting Effects on HOPE-X Model Supported by the Dorsal Sting

Takeo AOKI(NAL), Takeshi TSUJIMOTO(NASDA)

概要

09HOPE 形状の遷/超音速風洞試験では、模型を胴体の上で支持する方法（Dorsal Sting）によりダミースティングが及ぼす影響（効果）についてデータ取得が行われた。本報告では、最初に、遷音速風洞試験についてダミースティング“あり/なし”のケースで取得された、縦3分力の差を天秤誤差と比較した。縦3分力に関する胴上支持のダミースティング効果は天秤誤差と同程度であり、ピッチングモーメントに対してやや大きいことがわかった。次に、ピッチングモーメントの差に着目し、舵面（ボディフラップ/エレボン）に作用する垂直力及びヒンジモーメントの各々の差との相関について論じた。

1. はじめに

風洞試験において支持干渉の補正を行って、模型支持系の影響をまったく受けない結果を得ようとするのは、支持干渉量の評価を模型形状ごとに（あるいは風洞及び模型形状ごとに）行う必要があるという意味で、古くて新しい技術課題である。近年、航技研においては低速風洞グループを中心に、支持干渉評価に関する努力が行われており¹⁻⁵⁾、更なる発展が望まれるところである。

支持干渉量を評価するには、模型を別の支持系により上面又は下面で支持した状態で、実際に使用する支持系（ここではスティンガーストラット）の代わりに、ダミー系による“あり/なし”のケースを行い、それらの結果の差から求める従来の方法がある⁶⁻⁷⁾。これらの実験的方法では、模型を支持するのに別の支持系を風洞内に持ち込むため、その影響が懸念されることやダミー系の効果が実際の支持系のものと異

なる可能性がある等の問題があるが、ここでは検討しない。

宇宙往還技術試験機の研究開発過程における09HOPE 形状の遷/超音速風洞試験では、模型を上面（胴体の上=胴上支持）で支持する方法（Dorsal Sting）によりデータが取得された。

本報告では、最初に、遷音速風洞試験についてダミースティング“あり/なし”のケースで取得された、縦3分力の差を天秤誤差と比較する。次に、両風洞試験のピッチングモーメントの差に着目し、ボディフラップやエレボンに作用する舵面垂直力及びヒンジモーメントの各々の差との相関について論じる。

2. 風洞試験

09HOPE 形状を図1に、風洞試験の項目を表1に示す。遷音速及び超音速の風洞試験では、同一の模型、天秤、スティンガが使用された。両試験における模型支持は、図2に示すように、

三つの支持形態（直スティング、胴上支持、胴上支持+ダミースティング）で行われた。計測項目としては、通常の6分力や各断面圧力分布の他に、各舵面に作用する舵面垂直力及びヒン

ジモーメントが計測された。表2にデータ処理基準値を示す。

表1 風洞試験項目

	遷音速風洞試験	超音速風洞試験
風洞	川崎重工業(株)遷音速風洞	米国 Boeing 社超音速風洞
測定部	1m×1m	1.22m×1.22m(4ft×4ft)
模型	09HOPE 形状	
縮尺	2.25%	
試験マッハ数範囲	0.4~1.4	1.4~3.5
レイノルズ数範囲	2.9~5.0×10 ⁶	4.7~5.0×10 ⁶

3. ダミースティング効果

図2に示された二つの支持形態〔胴上支持+ダミースティング(dr+ds)、胴上支持(dr)]で計測された縦3分力を図3~5に示す。代表例としてマッハ数はそれぞれ0.8,0.9,1.1であり、支持干渉の試験は0.4~1.2のマッハ数範囲で行われている。図3~5の上図はCL,CD,CMSを直接比較したものである。これらの図のスケールではダミースティングが及ぼす影響(効果)は、ほとんどわからない。下図はCL,CD,CMSを同じ迎角で線形補間し、両者の差(dr+ds-dr)をプロットしたものである。また、成果報告書⁸⁾に記載されている天秤誤差係数(CL,CDについては迎角α=9.95及び25degにおける最大値)をシンボル付きの横線で+/-の誤差幅(err)として示した。図3~5に示されたCL,CD,CMSの差と誤差幅との関係を表3にまとめる。

表3 ダミースティング効果と天秤誤差幅の関係

	0.4	0.8	0.9	1.1	1.2
CLの差	×	×	○	○	○
CDの差	×	×	×	×	×
CMSの差	○	○	○	○	○

○：天秤誤差幅を超える。

×：天秤誤差幅を超えない。

CDの差は、本試験マッハ数においては、天秤誤差幅を超えない。CLの差は、マッハ数0.9で高迎角の一部、1.1,1.2においては、低迎角側で1.6倍程度超える。CMSの差は全マッハ数で天秤誤差を超えるが、高いところでも2.6倍程度である。

以上のことから、縦3分力に関する胴上支持のダミースティング効果は、天秤誤差と同程度であり、ピッチングモーメントに対してやや大きいことがわかった。

4. ピッチングモーメント及び舵面(ボディフラップ/エレボン)に対する各ダミースティング効果間の相関

ピッチングモーメントに対する効果についてやや詳しく考えてみる。ここではダミースティング“あり/なし”によるボディフラップ舵面垂直力CzBF(風試データファイルではNBF)の差とピッチングモーメントの差に着目する。

舵面垂直力の差ΔCzBFによるピッチングモーメントの差ΔCmBFは、次式(1)で関係づけることができる。

$$\Delta C_{mBF} = \Delta C_{zBF} \times S_{bf} / (S_{ref} \times c_{ref}) \times (L + L_{bf}) + C_{zBF} \times S_{bf} / (S_{ref} \times c_{ref}) \times \Delta L_{bf}$$

(1)

また、ボディフラップ・ヒンジラインから舵面垂直力の着点までの距離は

$$L_{bf} = C_{hBF} / C_{zBF} \times c_{bf} \quad (2)$$

によって与えられる。ここで、 C_{hBF} はボディフラップのヒンジモーメントを表す。 $C_{hBF}, C_{zBF} \sim \alpha$, $\Delta C_{zBF} \sim \alpha$ 及び $C_{hBF} / C_{zBF} \sim \alpha$ の関係を図 6~8 に示す。

左上図はダミースティング“あり/なし”におけるボディフラップ・ヒンジモーメント C_{hBF} 及び舵面垂直力 C_{zBF} を比較したものである。ダミースティング“あり/なし”の差を目視で調べれば、 ΔC_{zBF} ($\equiv NBF_{dr} + ds - dr$) 及び ΔC_{hBF} ($\equiv HBF_{dr} + ds - dr$) の符号は、マッハ数 0.9 以下では負であり、1.1 以上では正になっているのがわかる。ボディフラップ・ヒンジモーメント C_{hBF} 及びボディフラップ舵面垂直力 C_{zBF} の符号の定義は、ボディフラップ舵面の後縁を下げる方向が“正”である。

左下図はダミースティング“あり/なし”におけるボディフラップ舵面垂直力の差を示す。CMS の差を 10 倍 (5 倍) した値も示す。すぐに気付くことは、NBF と CMS の差が同じように変化することであり、特にマッハ数 1.1 と 1.2 においてこの傾向が明確である。この傾向は、ボディフラップ舵面垂直力の差とピッチングモーメントの差との間に相関があることを示唆している。この相関について考える。

右下図は横軸に舵面垂直力の差、縦軸に CMS の差をプロットした図である。同様にマッハ数 1.1 (と 1.2) においてある迎角範囲のデータが

直線的関係を示している。

式(1)に戻り、この式に現れる 09HOPE2.25% 模型の各基準値は

$$S_{ref} = 0.032906 \text{ m}^2 = 32906 \text{ mm}^2$$

$$c_{ref} = 0.17478 \text{ m} = 174.78 \text{ mm}$$

$$S_{bf} = 0.0026290 \text{ m}^2 = 2629 \text{ mm}^2$$

$$L = 360 - 228.6 = 131.4 \text{ mm}$$

であり、

$$S_{bf} / (S_{ref} \times c_{ref}) = 4.5711 \times 10^{-4} \text{ 1/mm}$$

となる。これらの値を代入して

$$\begin{aligned} \Delta C_{mBF} = & 4.5711 \times 10^{-4} \times [\Delta C_{zBF} \times (131.4 \\ & + L_{bf}) + C_{zBF} \times \Delta L_{bf}] \end{aligned} \quad (3)$$

となり、さらに式(2)から

$$\begin{aligned} \Delta L_{bf} = & c_{bf} \times [\Delta C_{hBF} \times C_{zBF} \\ & - C_{hBF} \times \Delta C_{zBF}] / C_{zBF}^2 \\ C_{zBF} \times \Delta L_{bf} = & c_{bf} \times [\Delta C_{hBF} \\ & - C_{hBF} \times \Delta C_{zBF} / C_{zBF}] \\ C_{zBF} \times \Delta L_{bf} = & c_{bf} \Delta C_{hBF} - L_{bf} \times \Delta C_{zBF} \end{aligned} \quad (4)$$

が成立する。式(4)を式(3)に代入すると、

$L_{bf} \times \Delta C_{zBF}$ の項が打ち消されて、結局、式(1)は

$$\begin{aligned} \Delta C_{mBF} = & 4.5711 \times 10^{-4} \times [131.4 \times \Delta C_{zBF} \\ & + c_{bf} \times \Delta C_{hBF}] \end{aligned}$$

となり、舵面垂直力の差及びヒンジモーメントの差との関係式が導かれる。

以上のような議論はエレボン舵面についても行うことができる。ボディフラップとエレボンの結果を表 4 にまとめる。

表4 ボディフラップとエレボンの関係式

ボディフラップ	エレボン
$CmBF = Sbf / (Sref \times cref) \times CzBF \times (L + Lbf)$	$CmEV = Sev / (Sref \times cref) \times 2 \times CzEV \times (L' + Lev)$
$Lbf = ChBF / CzBF \times cbf$	$Lev = ChEV / CzEV \times cev$
$\Delta CmBF = Sbf / (Sref \times cref) \times [L \times \Delta CzBF + cbf \times \Delta ChBF]$	$\Delta CmEV = 2 \times Sev / (Sref \times cref) \times [L' \times \Delta CzEV + cev \times \Delta ChEV]$
$Sref = 0.032906 \text{ m}^2$	
$cref = 0.17478 \text{ m}$	
$Sbf = 0.0026290 \text{ m}^2$	$Sev = 0.001983 \text{ m}^2$
$cbf = 0.0477675 \text{ m}$	$cev = 0.037980 \text{ m}$
$L = 0.1314 \text{ m}$	$L' = 0.088020 \text{ m}$
$\Delta CmBF = 0.060064 \times \Delta CzBF + 0.021835 \times \Delta ChBF$ (5)	$\Delta CmEV = 0.060697 \times \Delta CzEV + 0.02619 \times \Delta ChEV$ (6)

表中の式(5)は、全ピッチングモーメントに対するボディフラップの寄与分を表すもので、 $\Delta CzBF$ と $\Delta ChBF$ がいずれも正のときは $\Delta CmBF$ が正となる。同様に、式(6)は、エレボンの寄与分を表す。式(5),(6)からボディフラップとエレボンにおける舵面垂直力の差とヒンジモーメントの差がわかれば、それぞれの寄与分を計算し、合計したものを求めることができる。残念ながら、遷音速風洞試験では、エレボンの舵面垂直力とヒンジモーメントについては計測が行われてないため、エレボンの寄与分は明らかでなく、式(5)だけが計算できる。マッハ数 1.1, 1.2 について式(5)から求めた実線を追加して描き直したものを図9に示す。但し比較に際しては、実線の開始点が、CMSの差に意図的に一致するように定数項を加え、縦軸は10倍拡大してある。式(5)から求めた実線について、その変化傾向はCMSの差の変化傾向と似ているが、マッハ数 1.1, 1.2 においては、縦軸に関して各々0.004611, 0.003226 偏りがある。この原因としては、底面圧力分布の差による寄与分が不明であることや、ダミースティンクの存在が流れ場の循環分布を変える可能性等が明らかでないことが考えられるが、偏りは、

表4の関係式では説明できず、一つの問題点として残る。

超音速風洞試験においては、ボディフラップの他、エレボンについても計測データがあるため、エレボンの寄与分を含めて計算ができる(図10~12)。式(6)エレボンの寄与分 $\Delta CmEV$ は、マッハ数 1.5, 2.0, 3.0 においていずれも負となり(右下図 Δ 印)、ボディフラップ寄与分(□印)にエレボンの寄与分(Δ 印)を加えると(◆印)、CMSの差(■印)に近づくが、依然として偏りは、なくなる。両舵面の寄与分の合計値(◆印)を、図9と同様に意図的に一致させた、実線が示す変化傾向は、良く一致している。また、ピッチングモーメントの符号は“頭上げ”を“正”としているので、図9~12に示されるようにマッハ数 1.1 以上では、ダミースティンク“あり”のケースが“なし”のケースより“頭下げ”である。

5. まとめ

09HOPE 形状模型で行われた遷/超音速風洞試験データについて以下のことが明らかになった。

- (1) 遷音速風洞試験において縦3分力に関

する胴上支持のダミーステイング効果は、天秤誤差と同程度であり、ピッチングモーメントに対しては、やや大きかった。

- (2) ピッチングモーメントに対するダミーステイング効果は、ボディフラップ及びエレボン舵面に対するダミーステイング効果と良い相関をしめす場合があった。
- (3) ボディフラップとエレボンの関係式は、ピッチングモーメントに対するダミーステイング効果の変化傾向と良く一致したが、偏りが存在した。

謝 辞

本データ解析にあたり、三菱重工業株式会社 若松逸雄 氏、川崎重工業株式会社 花光 明 氏には、お忙しい中、貴重なコメントをいただきました。厚く御礼申し上げます。

文 献

- 1) 重見 仁；航技研突風風洞の壁干渉・支持干渉のパネル法による推定，第36回飛行機シンポジウム講演集(1998).
- 2) 重見 仁；航技研突風風洞の壁干渉・支持干渉のパネル法による推定（その2），第36回飛行機シンポジウム講演集(1999)pp293-296.
- 3) 藤枝郭俊，岩崎昭人，藤田敏美；NAL突風風洞におけるストラット支持の場合の支持干渉について，航空宇宙技術研究所特別資料 SP-45(2000/7)pp.7-28.
- 4) 野中 修，近藤洋史，星野秀雄；宇宙往還機模型のストラット支持干渉測定試験結果について，航空宇宙技術研究所特別資料 SP-45(2000/7)pp.79-104.
- 5) 原田賢哉，澤田秀夫，高橋 侔；飛行船風洞試験における支柱干渉の影響，日本航空宇宙学会第32期年会講演会講演集(2001/4)pp.211-214.
- 6) D.L.Loving & A.A.Luoma；
STING-SUPPORT INTERFERENCE
ON LONGITUDINAL AERODYNAMIC
CHARACTERISTICS OF CARGO-TYPE
AIRPLANE MODELS AT MACH 0.70
TO 0.84,NASA TN D-4021(1967/7).
- 7) 安部 正，谷岡忠幸；高速風洞試験における模型支持法，三菱重工技報 Vol.11 No.3(1974/5).
- 8) 平成7年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書，宇宙往還技術試験機 基本風洞試験（そのイ）成果報告書（その4）1/3(1998/6).

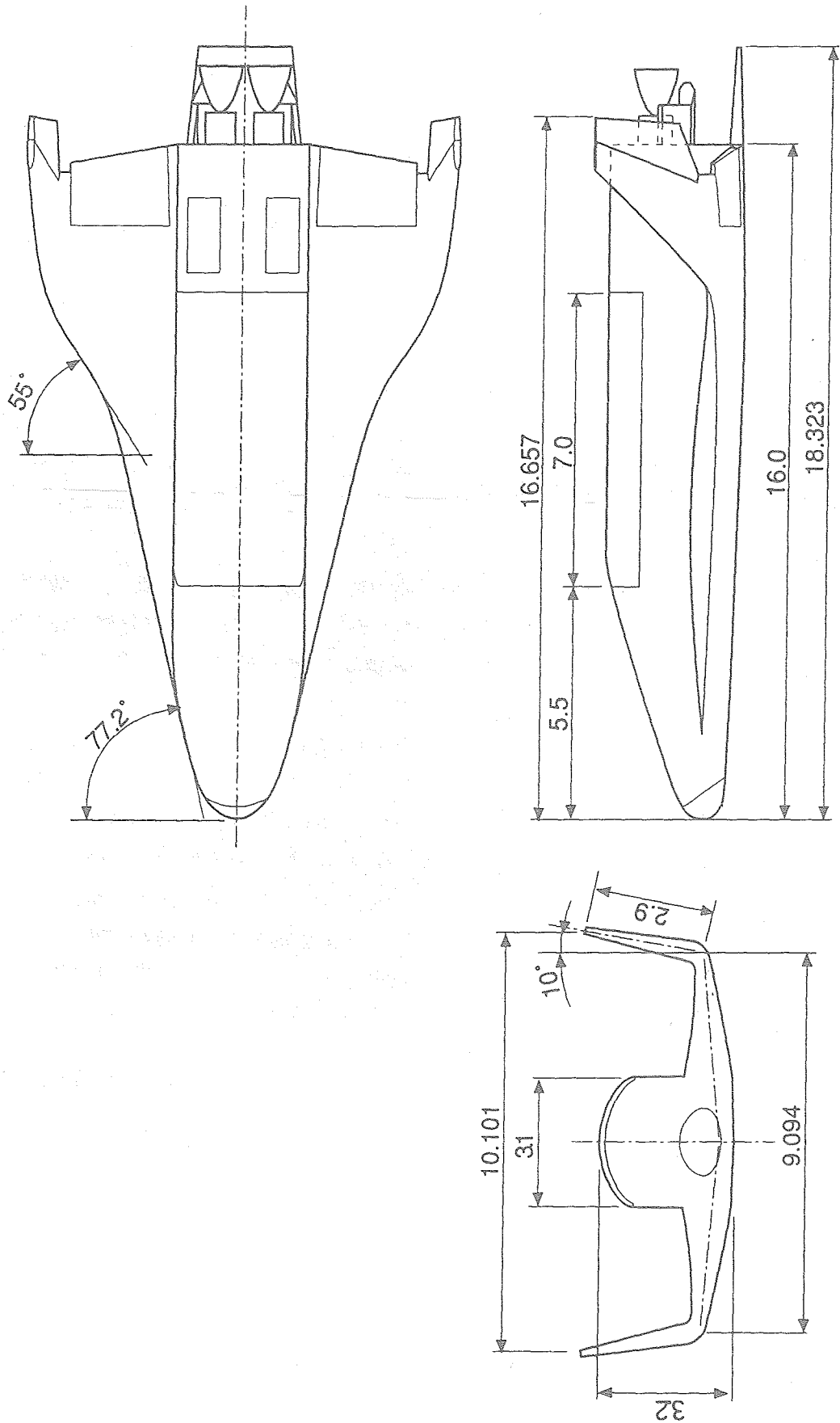
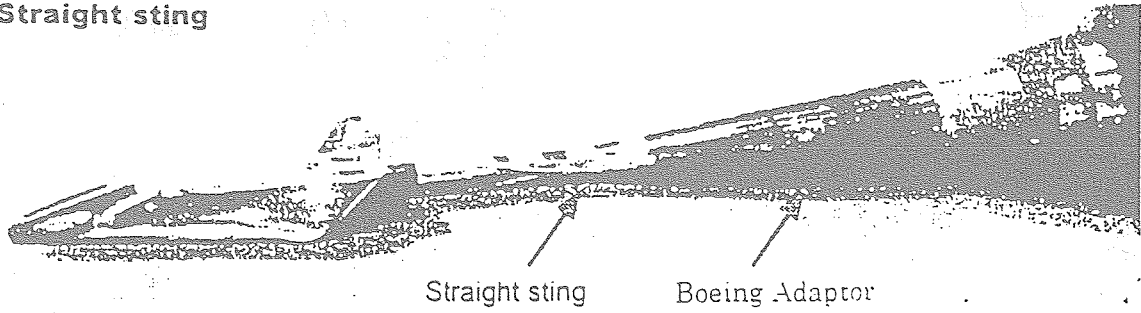


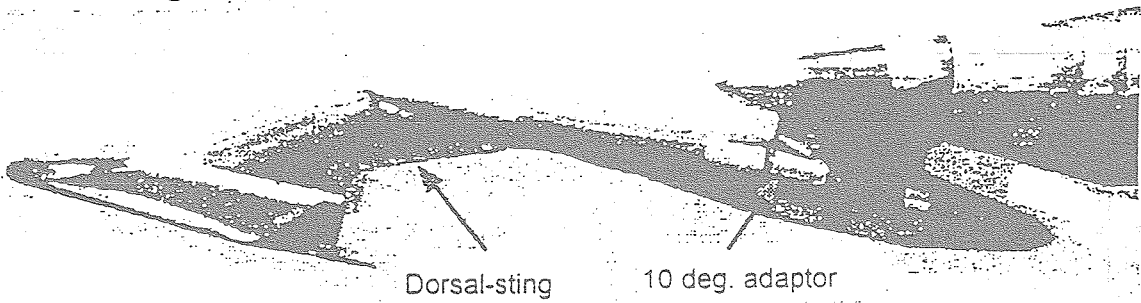
図1 O9HOPE形状

Straight sting



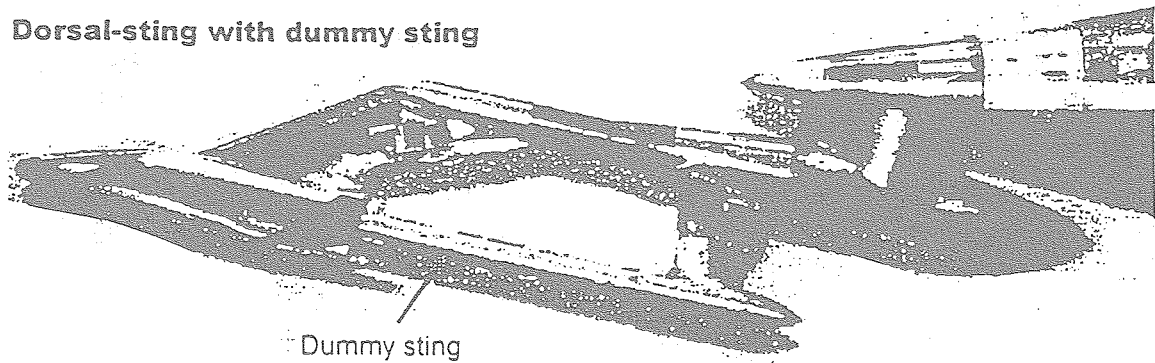
a. Straight sting(直スティング)

Dorsal-sting



b. Dorsal-sting(胴上支持スティング)

Dorsal-sting with dummy sting



c. Dorsal-sting with dummy sting(胴上支持スティング ダミースティング有り)

図2 模型支持状況

表2 データ処理基準値

6分力 処理基準値			
	単位	模型スケール(2.25%)	実機スケール
基準面積	m ²	0.032906	65.000
縦基準長	m	0.17478	7.768
横基準長	m	0.20462	9.094
胴体ベース面積 (ボディフラップ取付部を含まない)	m ²	0.0041254	8.149
天秤 中心 位置	x(ノーズより後方)	m	0.2250
	y	m	0
	z(胴体最下点より上方)	m	0.03645
処理 基準 位置	X(ノーズより後方) (注: 63.5%胴体長)	m	0.22860
	Y	m	0
	Z(胴体最下点より上方) (注: 胴体中心軸と一致)	m	0.036000
ヒンジモーメント係数処理基準値			
エレボン面積(片舷)	m ²	0.0019830	3.917
エレボン翼弦長	m	0.037980	1.688
ラダー面積(片舷)	m ²	0.0011127	2.198
ラダー翼弦長	m	0.023985	1.066
ボディフラップ面積	m ²	0.0026290	5.193
ボディフラップ翼弦長	m	0.0477675	2.123
胴上スピードブレーキ面積(片舷)	m ²	0.0010712	2.116
胴上スピードブレーキ翼弦長	m	0.033525	1.490

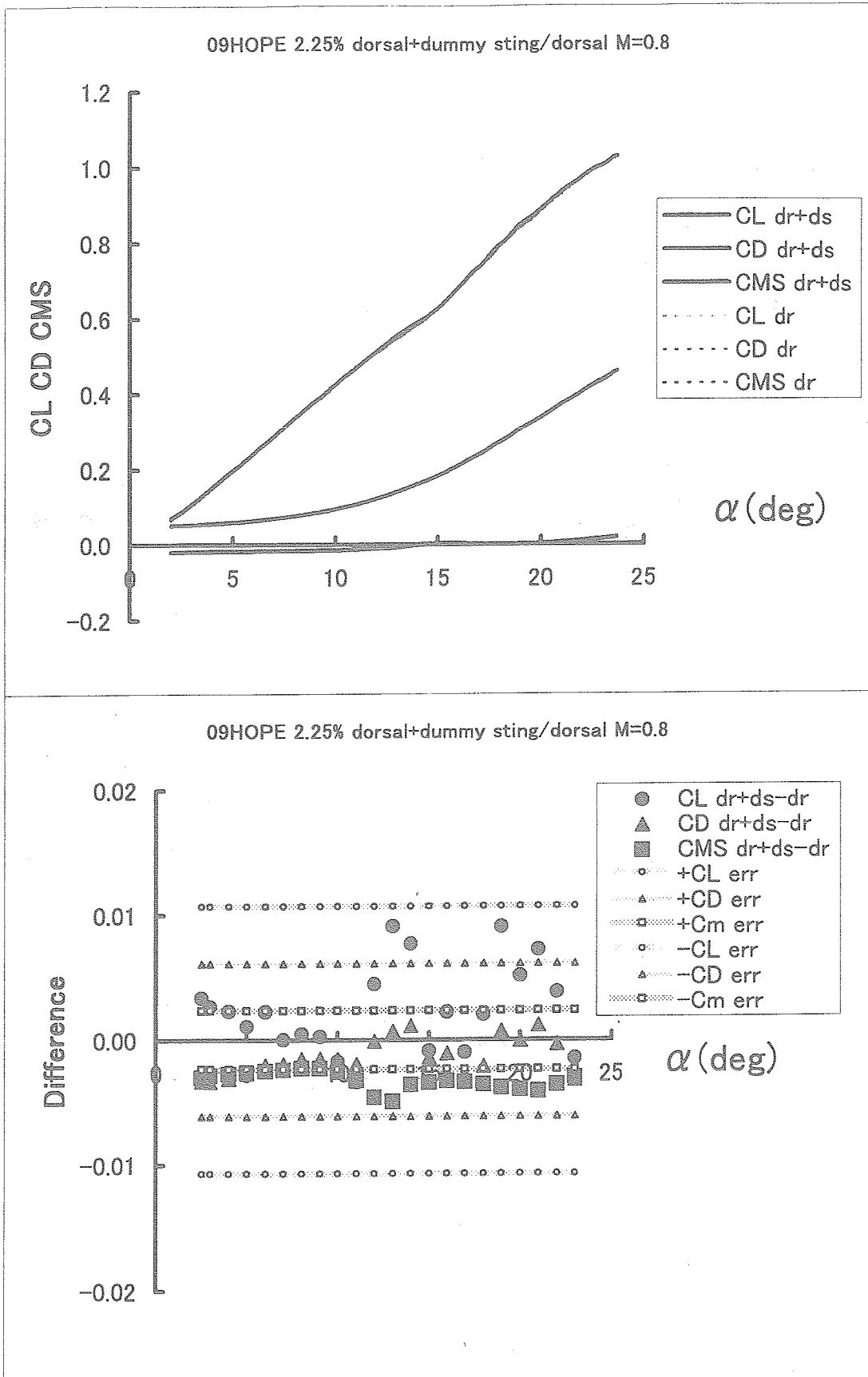


図3 ダミースティング+胴上支持と胴上支持の比較

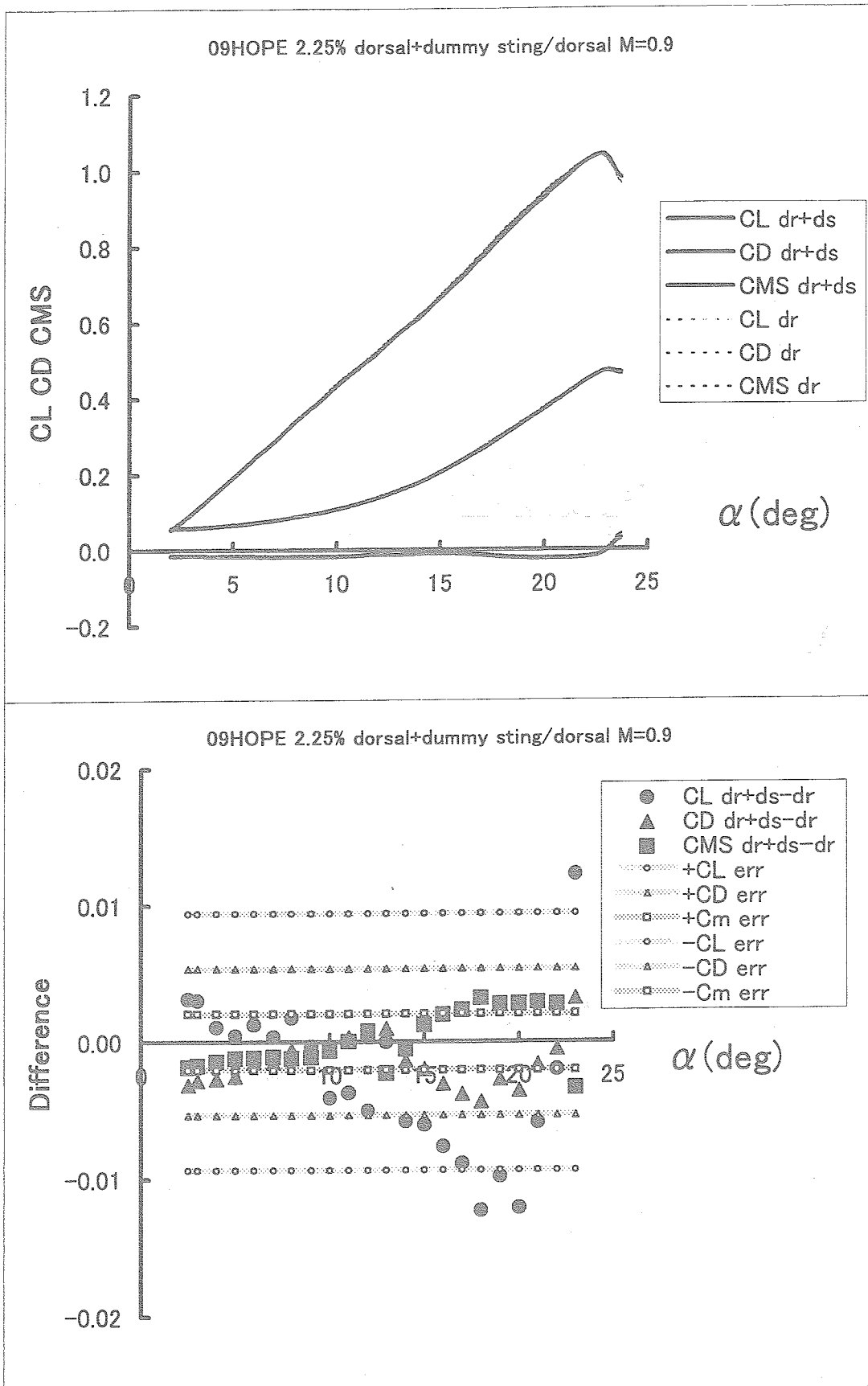


図4 ダミースティング+胴上支持と胴上支持の比較

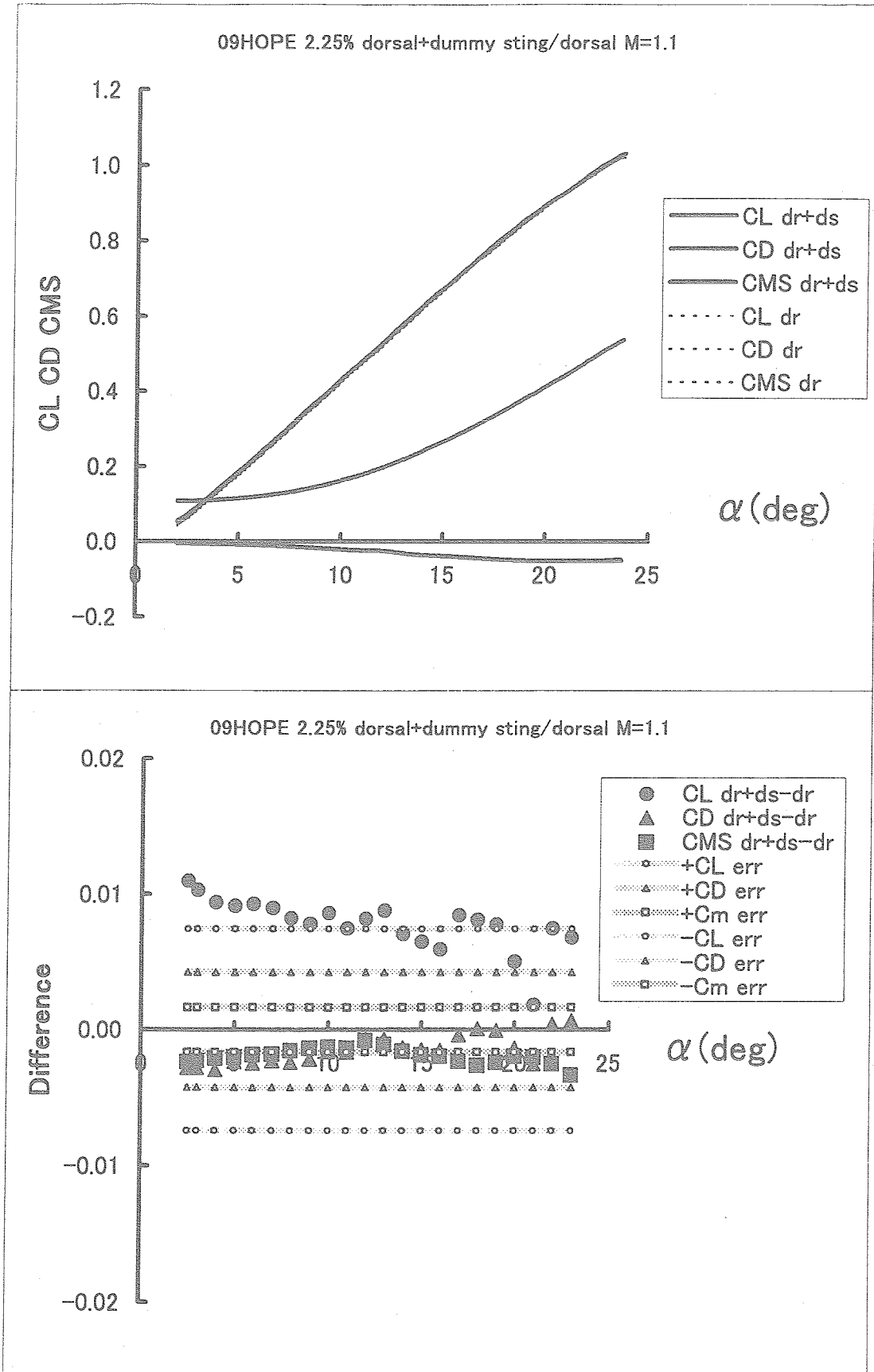


図5 ダミーステイング+胴上支持と胴上支持の比較

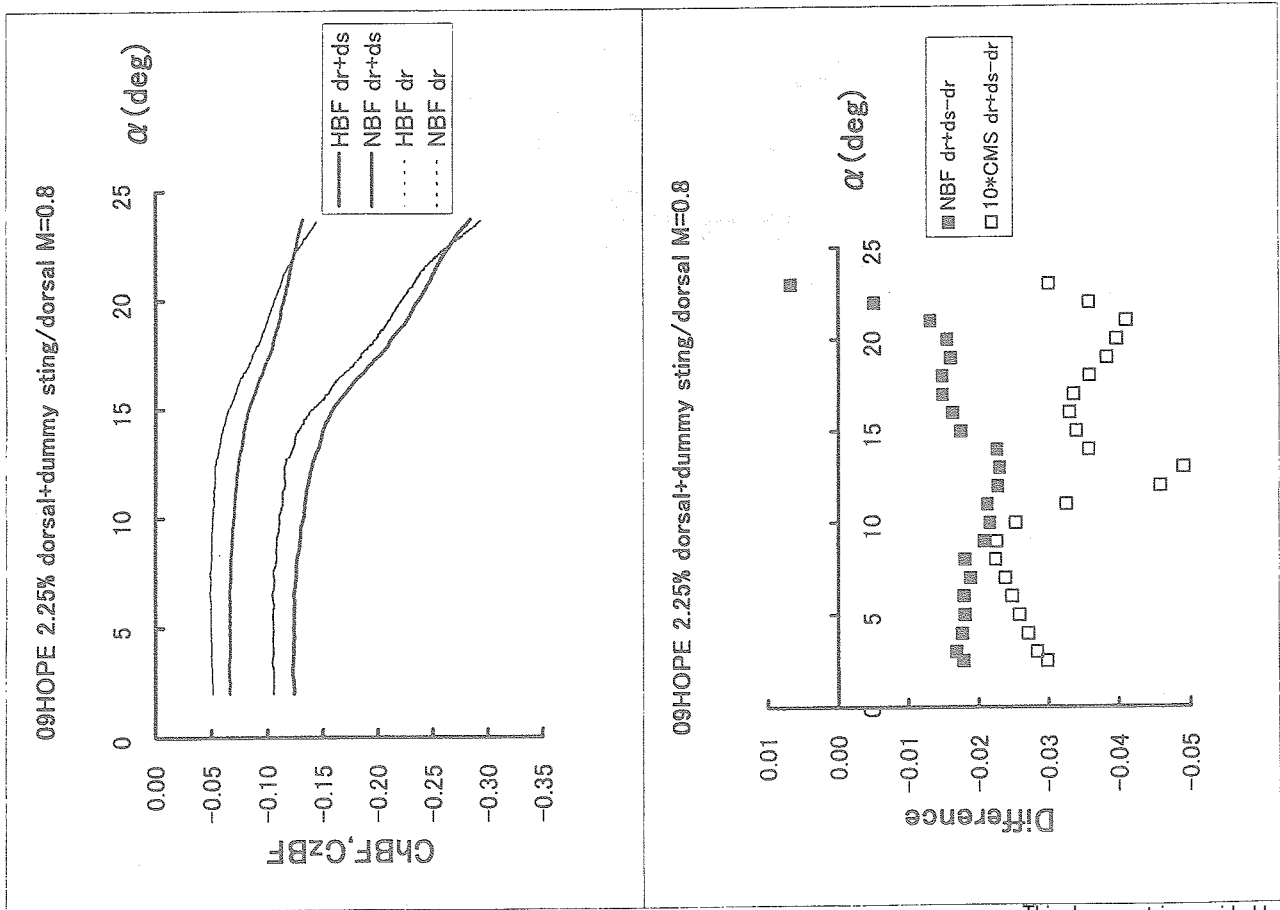


図6(a) ダミーステイニング+胴上支持と胴上支持におけるボディフラップ ヒンジモーメント及び舵面垂直力の比較

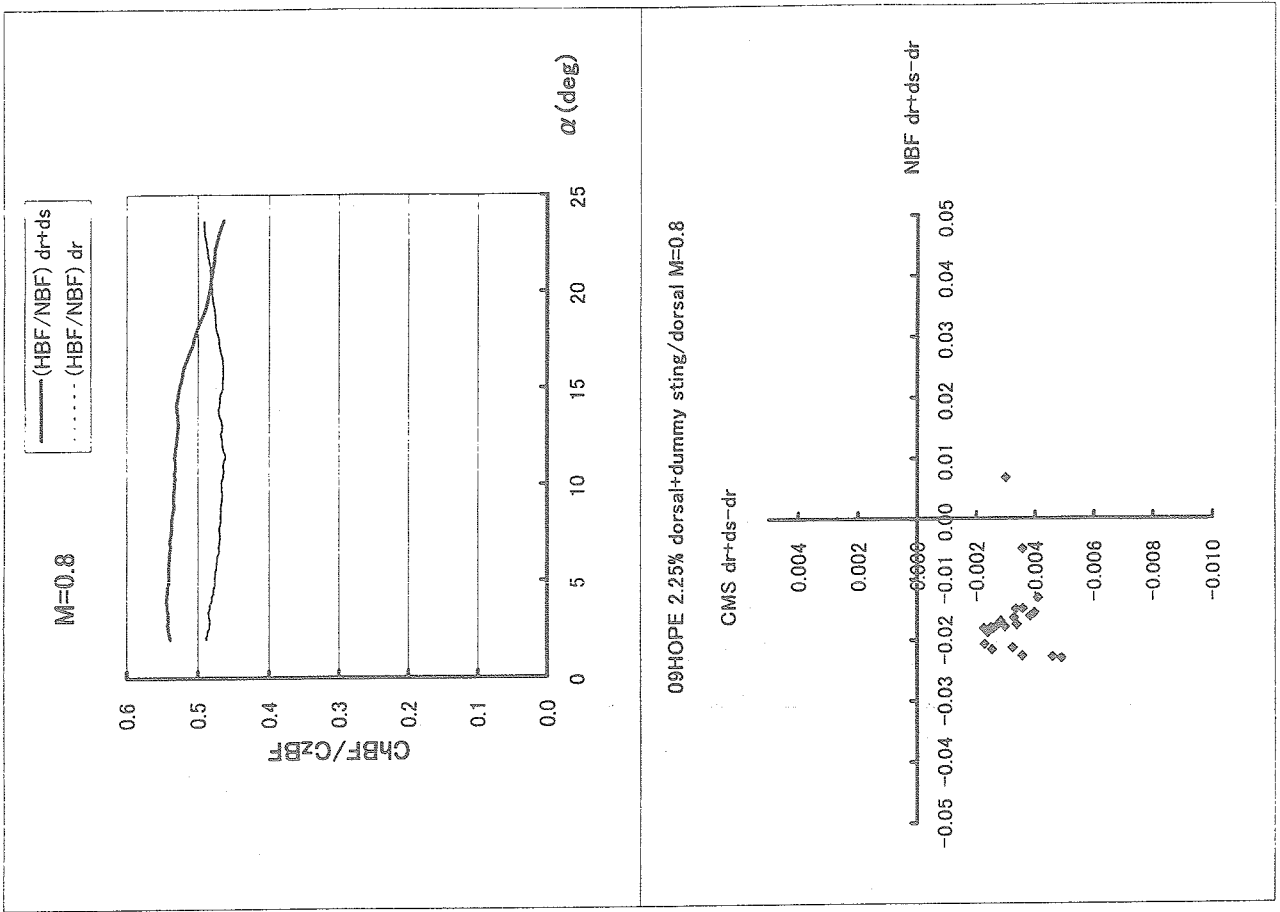


図6(b) ボディフラップ舵面垂直力の差とピッチング モーメントの差との相関

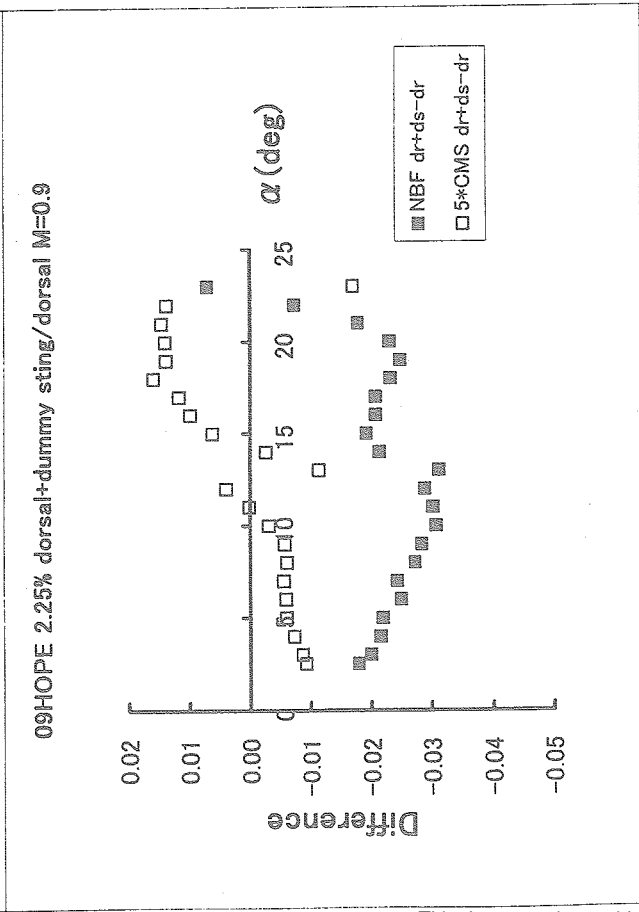
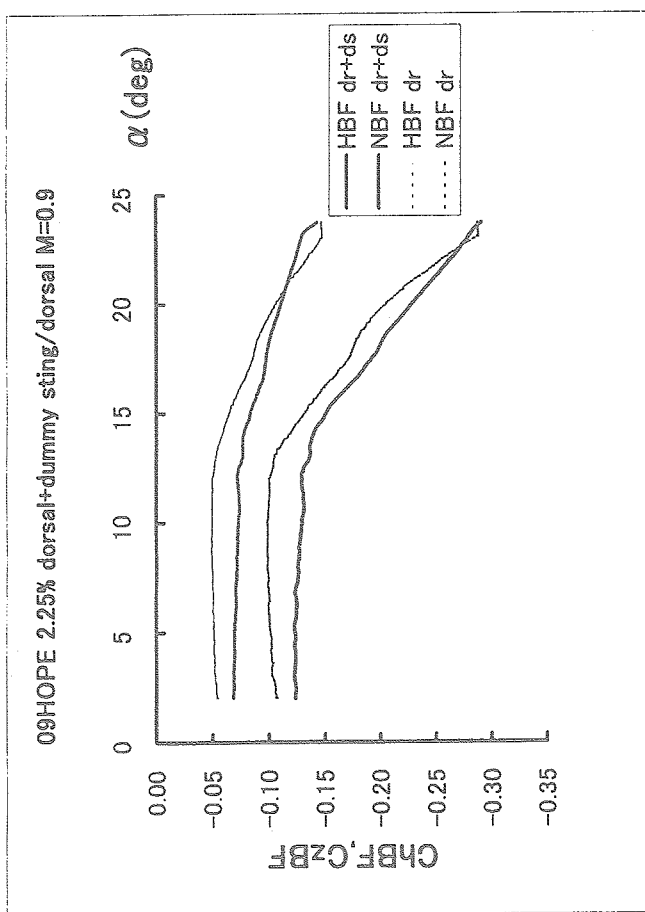


図7(a) ダミーステイニング+胴上支持と胴上支持におけるボディアラップ ヒンジモーメント及び舵面垂直力の比較

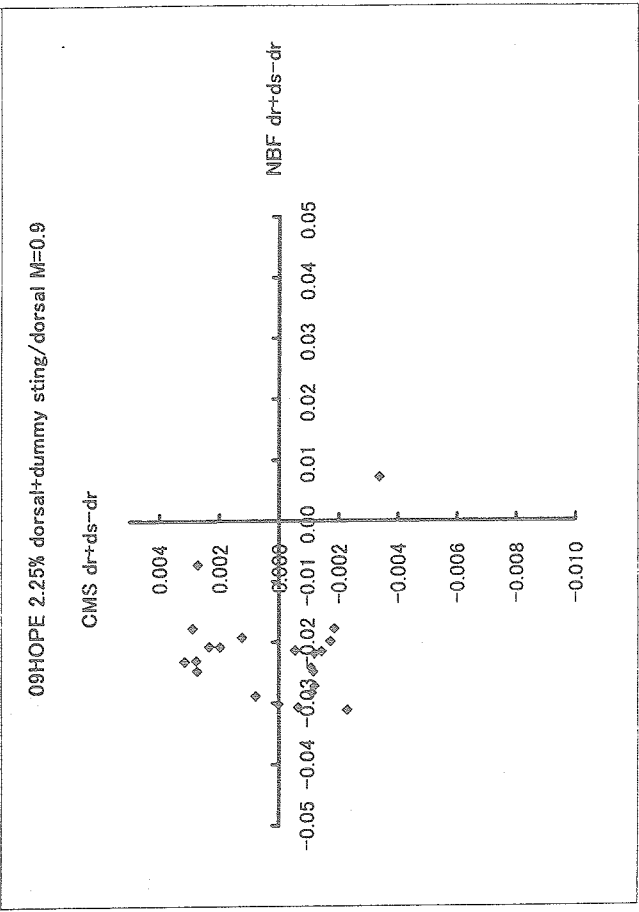
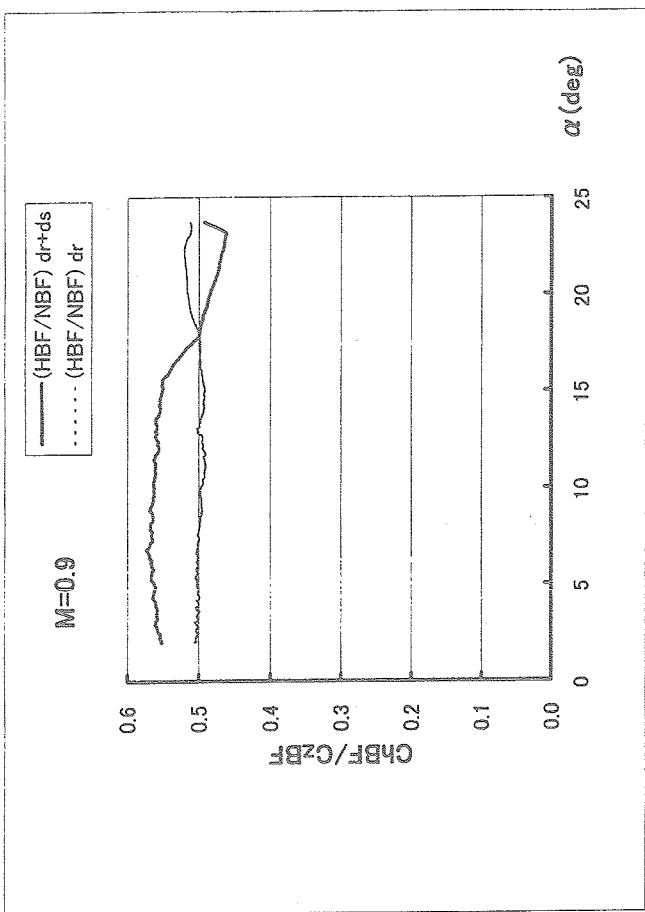


図7(b) ボディアラップ舵面垂直力の差とピッチング モーメントの差との相関

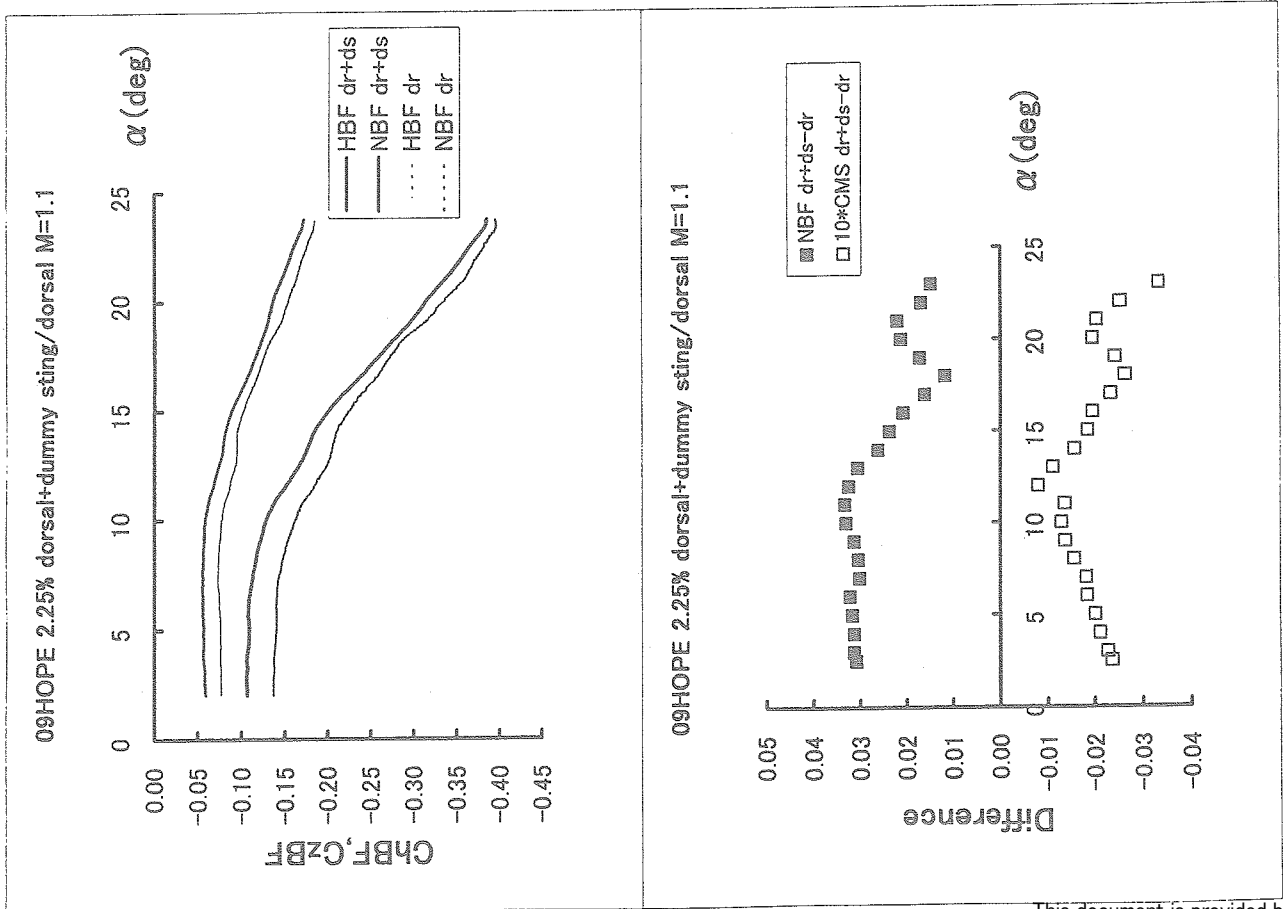


図8(a) ダミーステイング+胴上支持におけるポディフリップ ヒンジモーメント及び舵面垂直力の比較

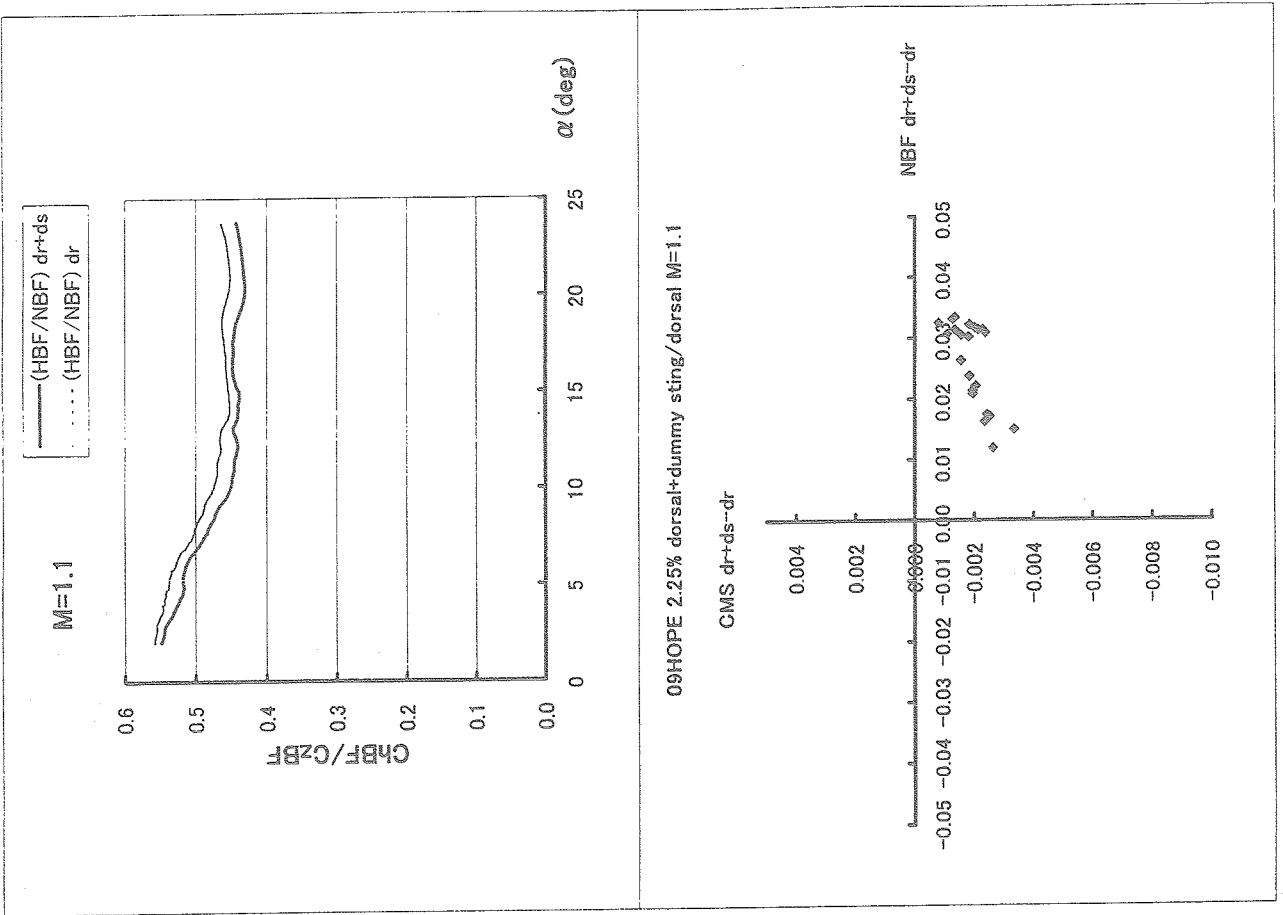


図8(b) ポディフリップ舵面垂直力の差とピッチング モーメントの差との相関

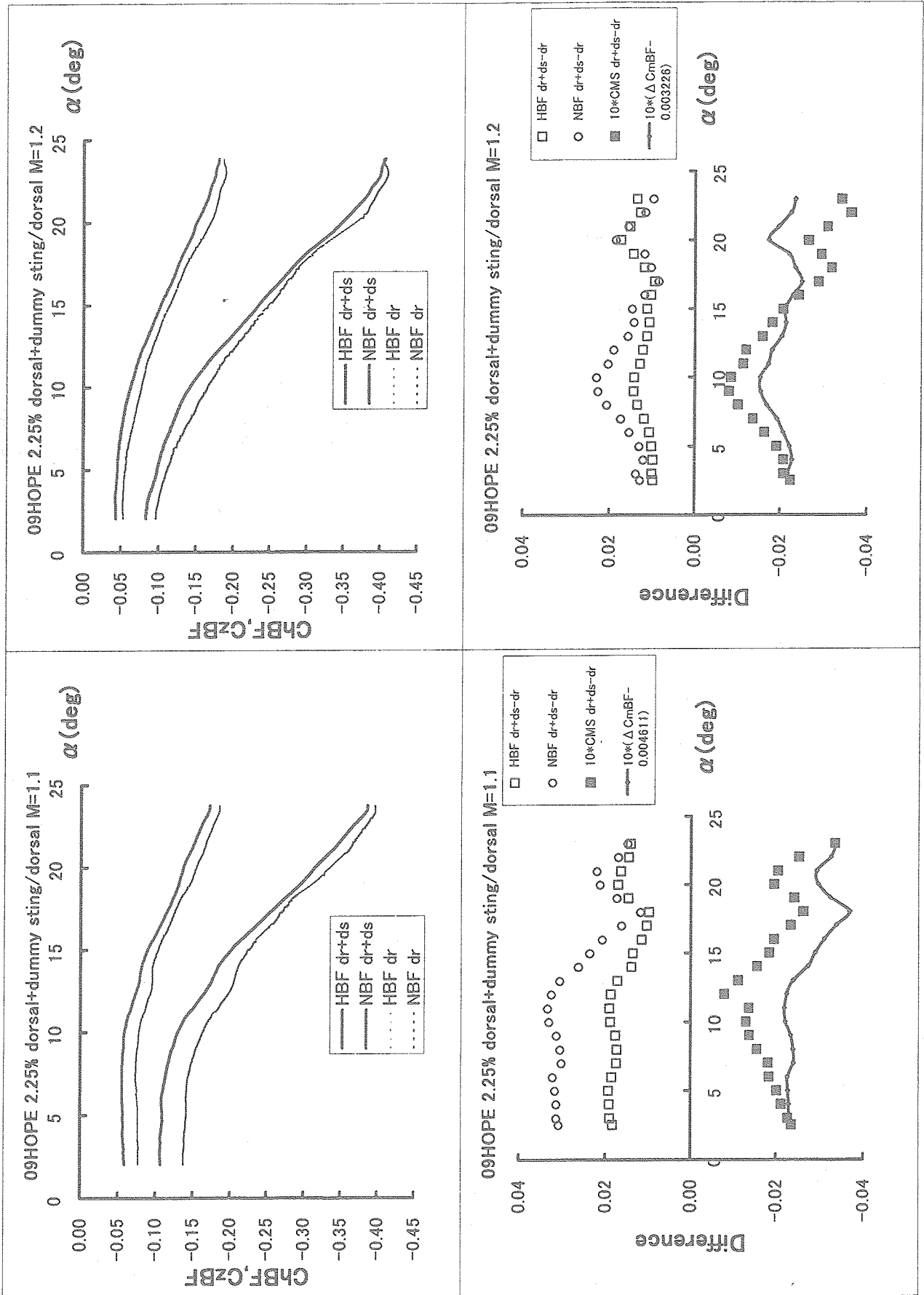


図9 ダミーステーティング+胴上支持と胴上支持におけるポディフィラップ ヒンジモーメント及び純面垂直力の比較

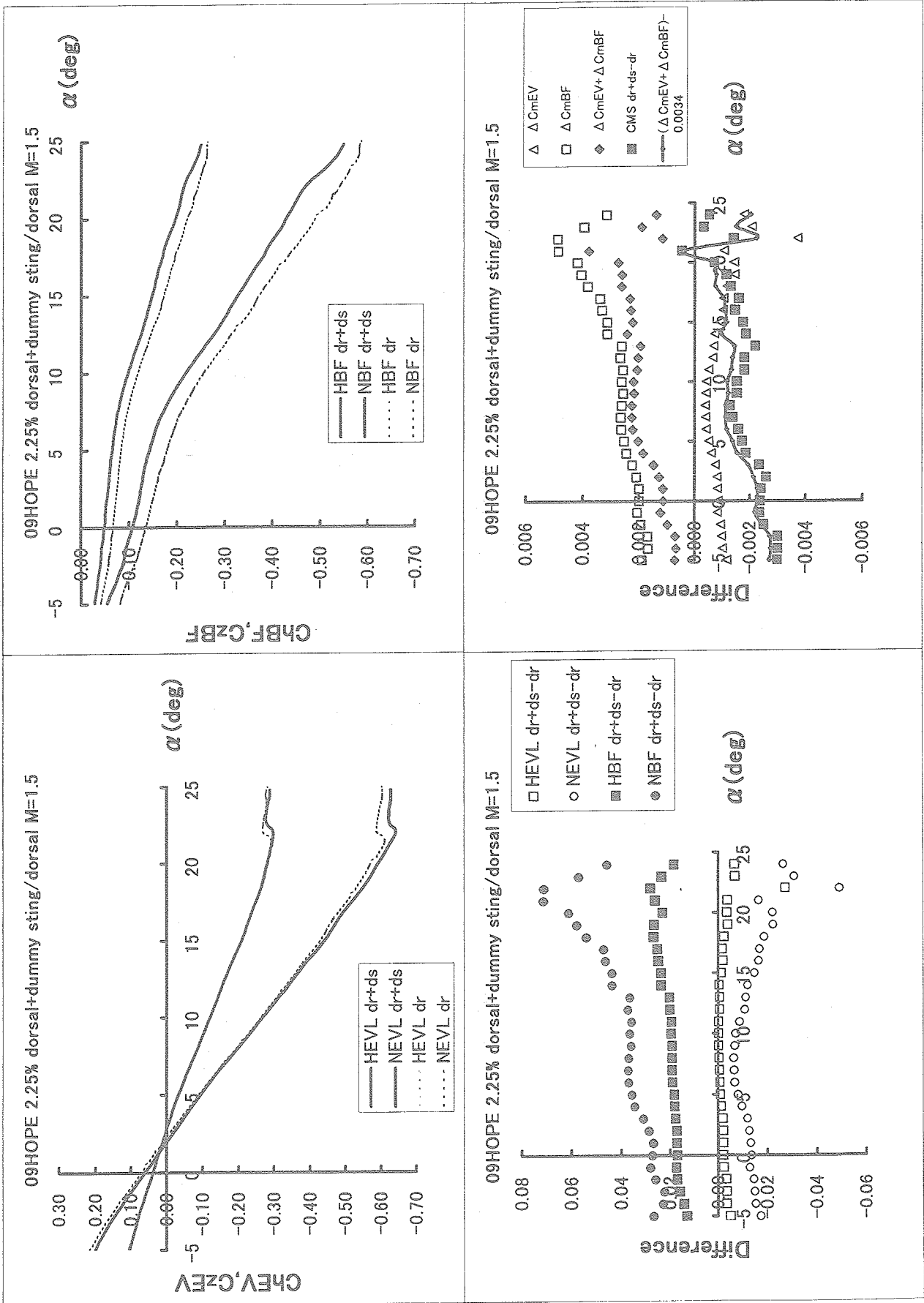


図10 エレボン及びひボディフラップにおけるヒンジモーメントと舵面垂直力の比較

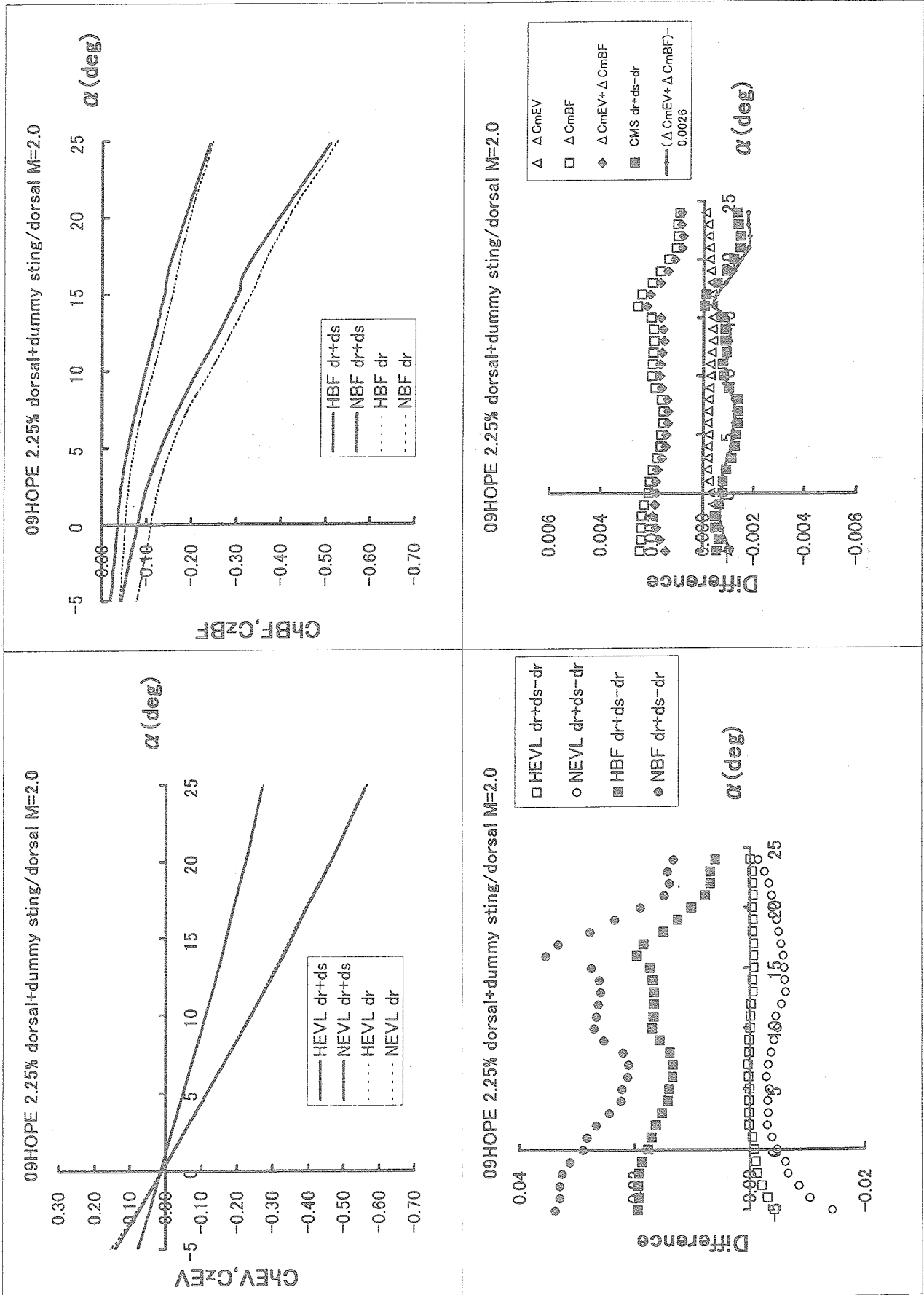


図11 エレポン及びボディアラップにおけるヒンジモーメントと舵面垂直力の比較

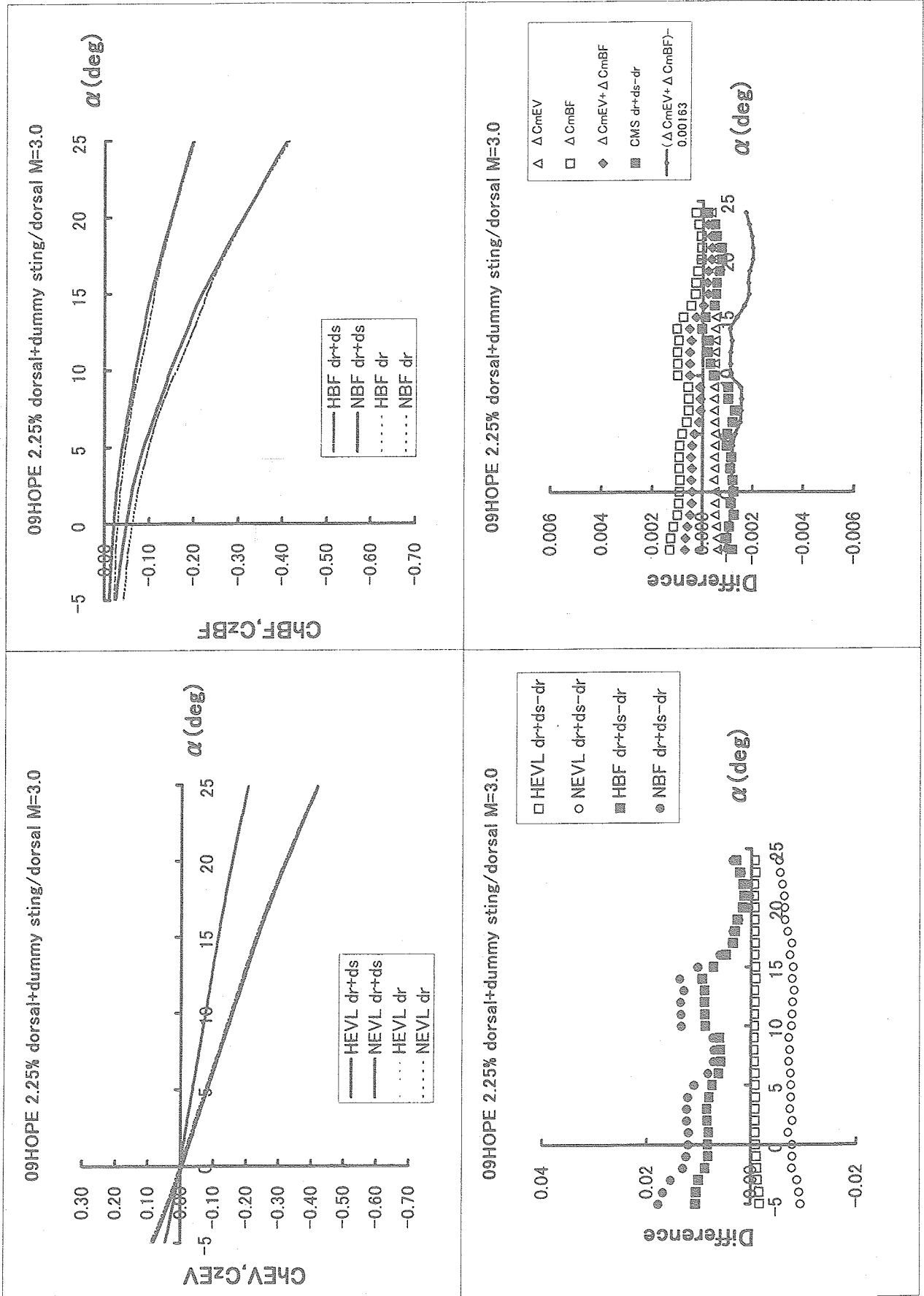


図12 エレボン及びボディアラップにおけるヒンジモーメントと舵面垂直力の比較

航技研 1 m × 1 m 超音速風洞の気流特性

○浜本滋、楯篤志、渡辺光則、酒井謙二（航技研）

Flow Quality of the NAL 1m x 1m Supersonic Wind Tunnel

Shigeru HAMAMOTO, Atsushi TATE,
Mitsunori WATANABE, Kenji SAKAI (NAL)

Key Words: Wind tunnel, Flow quality

Abstract

The major refurbishment of the NAL 1m x 1m supersonic wind tunnel was carried out in FY1999. This refurbishment included replacement of the variable nozzle section and extension of the settling chamber, both of which have a large influence on flow quality in the test section. This paper describes the result of the flow quality inspection carried out in the first half of FY2000.

概要

航技研の1m×1m超音速風洞は平成11年度に上流部の改修を実施した。この改修は測定部及びその上流の可変ノズルの更新、集合胴の伸長を含んでおり、気流特性の大きな改善を実現した。本報告では改修に引き続き平成12年度前半に実施された気流特性確認試験の結果を述べる。

1. はじめに

航技研の1m×1m超音速風洞は、平成11年度に老朽化対策と気流特性向上のための改修工事を実施した。この改修工事においては、気流特性を決定づける可変ノズル部を更新するとともに、集合胴の伸長、調圧弁のオーバーホール、制御装置のデジタル化等を行った。続く平成12年度前半には通風制御調整試験と気流性能確認試験を実施し、平成12年度後半より、1年半ぶりにユーザー試験を再開した。

本改修による風洞性能の向上と運転方式の改善については既報のとおりである¹⁾。本報告では気流性能確認試験の結果を報告する。同試験においては、楕形総圧管プローブによる測定部のマッハ数分布測定を実施するとともに、ノズル形状を

司る電動マルチジャッキの微調整によるノズル形状の最適化を実施した。また、AGARD-B標準模型による力試験を実施し、気流偏向角の推定を行った。

2. 風洞及び改修の概要

1m×1m超音速風洞の概要を図1に示す。風洞は間欠吹き出し式で、本体は上流の貯気槽（最大圧力2MPa、容量約2,000m³=2球合計）と、下流の消音塔の間に位置している。風洞本体は上流から調圧弁、集合胴、可変ノズル部（第1スロート及び測定部を含む）、第2スロート、亜音速ディフューザーの各部位で構成されている。大気に放出する吹き出し式風洞は、高いレイノルズ数が得られる反面、通風時に大量の空気が流れる

(約 280kg/s 以上) ため、騒音が大きな問題となってきた。この問題に対応するため、本風洞では、巨大な消音塔に加え、サウンドサプレッサ等の騒音低減のための工夫が施されている。

今回の改修では、風洞本体のうち、測定部より上流部分を更新した。具体的には集合胴及び可変ノズル部を新規に製作し、調圧弁についてはオーバーホール及び機構改善を行った。可変ノズル部の更新に伴い、ノズル制御システムの更新を行うとともに、調圧および模型制御を含む運転制御システムも更新した。制御系システムには、従来のアナログ方式に代わり、シーケンサ制御に基づくデジタル方式を採用した。この結果、操作性が向上し、風洞運転のワンマンオペレーションを実現した。集合胴に関しては、流れ方向の長さを従来の約 1.5 倍に伸長し、乱れ低減のためのデバイスとして、これまでの 4 枚のスクリーンに加え、低周波の擾乱を軽減する効果のあるスプリッタを追加した。

図 2 には今回の改修で更新した可変ノズル部の詳細を示す。可変ノズルは上下壁を構成する可撓(かとう)板を、上下それぞれ 21 対の電動マルチジャッキにより変形させて、適切なノズル形状を作り出している。可撓板は下流側の測定部に固定されており、上流部の集合胴出口では滑り継ぎ手により流れ方向の変位を吸収する構造となっている。超音速の流れを作り出すための第 1 スロートは可変ノズルにより形成され、設定するマッハ数によって位置が前後することになる。

3. 気流特性試験

(1) 改修工事における要求仕様

今回の改修に際して、測定部の気流特性(気流の質)に関する要求仕様として次の 2 つの点を掲げた。

- 測定部の規定領域内でのマッハ数分布の幅が、平均値に対して $\pm 0.5\%$ 以内に収まること。
- 測定部における気流偏角が 0.1° 以下であること。

ここで規定領域とは、測定部中心(流れ方向位置はシュリーレン観測窓中心)から上流側に 425mm、下流側に 275mm、上下方向にそれぞれ 300mm である。これらの領域は、水平方向の二次元性が確保されていることを前提に、図 5 に示す気流検定用の櫛形総圧管プローブの測定可能範囲に基づいて定めている。

(2) 気流特性試験の概要

改修後の気流特性を検討するための気流特性試験として、以下の 4 つの試験を実施(及び計画)した。

- 1) マッハ数分布測定試験
- 2) AGARD-B 標準模型試験
- 3) 壁面静圧測定試験
- 4) 総圧変動測定試験

1)および 2)は気流特性に関する要求性能を確認するための試験、3)はノズル形状の設計に用いた CFD の検証を主眼としている。4)については年度内に実施できなかったため、今後の課題としたい。1)~3)について、試験結果を以下に紹介する。

4. 測定部におけるマッハ数分布

(1) 水平方向の二次元性の確認

マッハ数分布の測定では、まずはじめに図 3 に示す櫛形総圧管プローブを用いて、水平方向の二次元性を確認した。試験では図に示すように各総圧管が水平に並ぶようにプローブをセットし、通風時に上下方向にプローブをヒープさせて測定を行った。図 4 に $M=3.0$ (風洞設定値) の場合のピトー圧 P_{02} の計測結果を、改修前後の比較で示す。図 4 (a)は各総圧管の計測値の上下方向の分布をプロットしたものである。改修後(ノズルは設計形状)は上下にほぼ対称の分布が得られている。図 4 (b)では、横方向の分布をわかりやすくするため、各総圧管の偏差をプロットした。改修前には横方向に偏差が大きく、特に中心付近では散らばりが顕著であったのに対し、改修後には全体的にひじょうに小さな偏差となっているのが

分かる。同じ傾向が他のマッハ数でもみられ、この結果から水平方向には十分な二次元性が確保されていると判断した。

(2) 設計形状におけるマッハ数分布

次に図5に示す改良型の櫛形総圧管プローブを用いて測定部規定領域のマッハ数分布を測定した。図3のプローブからの改良点は、プローブを支えるスティングが伸縮し、流れ方向の分布の測定にも対応した点である。プローブの幅については、高マッハ数での起動荷重に十分耐えるように設計したため、11列20cmと小型化した。マッハ数分布については、水平方向の二次元性を前提に、流れ方向及び上下方向の分布を測定した。

図6に設計形状のマッハ数分布の一例として、 $M=2.0$ （風洞設定値）の測定結果を示す。流れ方向には4断面を計測し、上下方向は2cmごとに41点を計測した（規定領域外を含む）。測定部規定領域内の平均マッハ数は2.0007で、分布幅は最大値が0.3%、最小値が0.45%である。この結果、設計形状で要求仕様を満たしていることが確かめられた。

図7(a)には $M=2.5$ の、図8(a)には $M=4.0$ のそれぞれの風洞設定値に対する測定結果を示す。 $M=2.5$ については分布幅が1.11%、 $M=4.0$ については2.34%と、ともに要求仕様を満たしていないことがわかる。マッハ数分布の測定は $M=1.4, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0$ （それぞれ風洞設定値）について実施したが、 $M=2.5$ 以上ではマッハ数に比例して分布幅が大きくなる傾向があり、ノズル形状の調整によるマッハ数分布の改善が必要となった。

(3) ノズル形状の修正による分布の改善

図2に示した電動マルチジャッキによる可変ノズルの特長は、個々のジャッキの位置を微少なながら独立に調整することが出来る点で、この結果、ノズル形状の微修正が可能となった。

測定部におけるマッハ数分布が要求仕様を満たさないマッハ数については、ノズル形状の修正により分布を改善する必要が生じた。ノズル形状

の修正は、

- 測定部と可変ノズルの可撓板の接合部の不連続の修正
- 可変ノズルの変曲点の2階微分の不連続の修正

を行うことをとして実施した。実際の作業では、まず個々のジャッキを単独で調整し、その修正量に対する分布の変化量からジャッキ修正の感度を求め、次にマッハ数分布を最適化する複数のジャッキの修正量を線形重ね合わせに基づいて決定することとした。ただし、これらの作業を実地の試験のみで行うためには膨大な時間が必要となるため、あらかじめCFDを用いて各ジャッキの修正の感度を推測し、実地の試験での作業時間を極力抑える工夫をした。

図7(b)に $M=2.5$ の場合の修正結果を示す。 $M=2.5$ の場合は、最も下流側のジャッキ(#21)の微調整（上下とも0.3mm押し下げ）のみで要求仕様を満たす結果が得られた。図9にはこの修正による等マッハ線図の変化を示す。#21の修正では、測定部と可変ノズル部の不連続の修正が大きな要素となり、つなぎ目から発生していると推定される擾乱（等マッハ線によって確認されるもの）が弱められていることが分かる。図8(b)には $M=4.0$ の場合の修正結果を示した。 $M=4.0$ では設計形状における分布が大きかったため、複数回の修正の結果、#14および#17～#21のジャッキ位置を調整して修正形状を得た結果、要求仕様を満たす分布を得た。#14のジャッキ位置の修正が、可変ノズルの変曲点の2階微分の調整に関与したものであると思われる。図10にこの修正による等マッハ線図を示す。図10から、分布の原因となっていた擾乱が大幅に軽減されたことがわかる。

図11には各マッハ数に対する、マッハ数分布の幅を示す。図11には改修前に測定した分布も同時にプロットしている。改修前の測定では、流れ方向の各断面毎に平均マッハ数に対する分布を求めているため、測定部全体ではグラフに表される以上に大きな分布が存在している。図11からわかるように、今回の改修により、測定部のマ

マッハ数分布の一様性は大きく改善された。

5. AGARD-B 標準模型試験

AGARD-B 標準模型を用いた試験の主目的は、対称模型を用いた力計測に基づく気流偏角の推定である。図 1 2 に今回用いた AGARD-B 標準模型の平面図を示す。試験は、模型を通常にセットした場合（正転： $\phi=0$ ）と、一部のマッハ数（ $M=1.4, 2.0, 2.5$ ）については上下を反転させてセットした場合（ $\phi=180^\circ$ ：天秤も反転）について実施した。

図 1 3 に、マッハ数に対する揚力傾斜の変化を示す。正転と反転ではデータはほぼ一致しており、マッハ数が大きくなるに従い、揚力傾斜が減少していく傾向が正しく得られている。揚力傾斜のデータについては、改修前あるいは他風洞ともほぼ一致した結果となっているが、詳しい解析および比較は後日行う予定である。

図 1 4 に、揚力データに基づく気流偏角の推定値を示す。気流偏角は、揚力傾斜が直線とみなされる $\pm 5^\circ$ の範囲のデータを直線回帰し、 $C_L=0$ となる迎角を調べたものである。従って α が正の場合、気流は下向きの偏角を持つことになる。また、この方法による偏角の推定には、模型支持系の偏角も含むことになる。図 1 4 より、 $M=1.4\sim 3.0$ の範囲では気流偏角は 0.1° より小さいことがわかり、要求仕様を満たしていると判断できる。 $M=1.4$ および $M=2.2$ で 0.07° 以上の比較的大きな値を示している点が留意すべき点であるが、これらの原因等の検討も今後の課題としたい。

6. 壁面静圧の測定

(1) 可変ノズルに沿ったマッハ数プロファイル

測定部及び可変ノズル部の側壁には、気流特性の検討を目的に、多数の静圧孔が設けられている。可変ノズル部の静圧孔の圧力計測を行い、流れ方向のマッハ数プロファイルを測定した結果を図 1 5 に示す。図では、ノズル形状の設計に使用した CFD の解析結果と、試験による測定結果を $M=2.0, 3.0, 4.0$ について比較している。また、

参考のために各マッハ数でのノズル形状を図中に示している。CFD の結果と測定結果は良い一致を示しており、設計に用いた CFD の妥当性を確認した。

(2) 測定部の代表静圧

本風洞では気流マッハ数の測定に集合胴の総圧および総温、測定部の静圧を用いている。測定部の静圧は、測定部中心より上流に 640mm の場所で、両側壁に上下方向の中心位置、及びその上下 20mm の位置の 3 カ所に静圧孔を設け、計 6 点の圧力を配管により結合して計測している。この方法による静圧の計測の妥当性を確認するために、測定部の壁圧測定を実施した。測定部の壁圧は図 1 6 (a) に示す点について実施した。図 1 6 (b) に $M=2.0$ における試験結果を一例として示す。壁圧の測定試験は AGARD-B 標準模型の試験と同時にを行ったため、風洞中心よりも下流の点では、通風中の模型の迎角変化の影響を受けてデータが変化していたため、参考データとした。代表静圧の測定点近傍では、静圧は分布無くほぼ一定の値であることが読みとれるが、多少のばらつきもみられるため、今後はより詳細な検討が必要と思われる。

7. まとめ

1m×1m 超音速風洞（第 1 超音速風洞）の上流部の改修は平成 11 年度に終了し、引き続き平成 12 年度に通風制御調整試験および気流調整試験を実施し、一連の改修作業を完了した。測定部におけるマッハ数分布は、ノズル形状の微調整を行った結果、 $M=1.4, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0$ において平均マッハ数の $\pm 0.5\%$ 以内に抑えられた。また、AGARD-B 標準模型による力試験結果から推測される気流偏角は $\pm 0.1^\circ$ 以内であった。これらの結果により、今回の改修は要求仕様を満たしていることが確認された。さらに、壁面静圧の測定により、可変ノズル部のマッハ数プロファイルを確認するとともに、代表静圧測定位置近傍の静圧分布を測定し、測定部静圧の測定に関する検討を

行った。今後は測定部静圧についてさらに詳細な検討を行うとともに、気流特性試験として積み残している総圧変動測定試験、および $M=1.4$ 、 2.0 、 2.5 、 3.0 、 3.5 、 4.0 以外の常用マッハ数についてのマッハ数分布測定を順次行っていく予定である。

8. 謝辞

本風洞の改修においては川崎重工業(株)に工事を請け負っていただき、改修工事及び可変ノズル形状の修正によるマッハ数分布の改善において尽力いただいた。また、改修全般及び超音速風洞の運営に関して、航空宇宙振興財団の外立政隆氏には多大な協力をいただいた。超音速風洞の運転については、IHI エアロスペース(株)に業務を受託していただき、同社より派遣の伊藤正剛氏、西島寛典氏の両氏にも試験中、いろいろとお世話になった。以上に関し、関係各位を含め感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 外立政隆; $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について, 第 65 回風洞研究会議, 神戸, 2000 年 11 月
- 2) S. Hamamoto, M. Watanabe, A. Tate, K. Sakai; "Improvement of the Nozzle of the Supersonic Wind Tunnel", 94th STAI, Stockholm, Sept. 2000

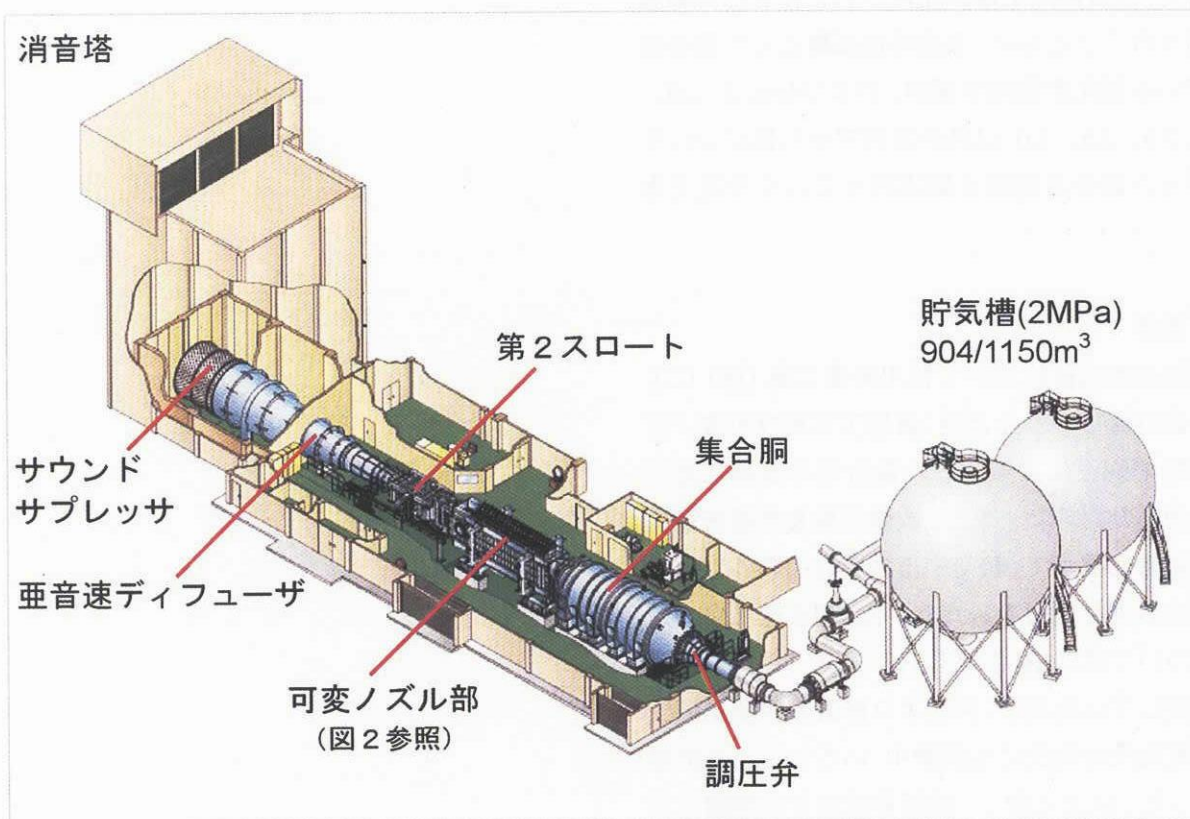


図1 航技研 1 m × 1 m 超音速風洞

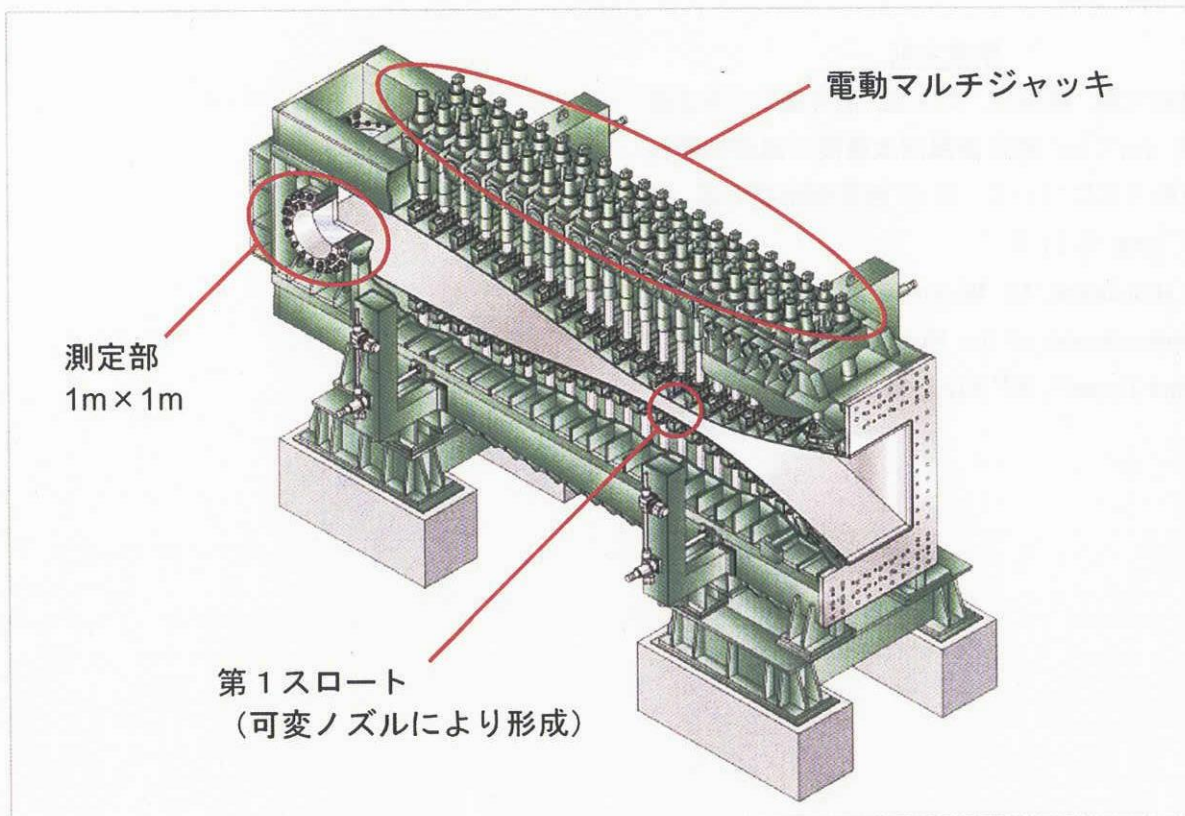


図2 可変ノズル部

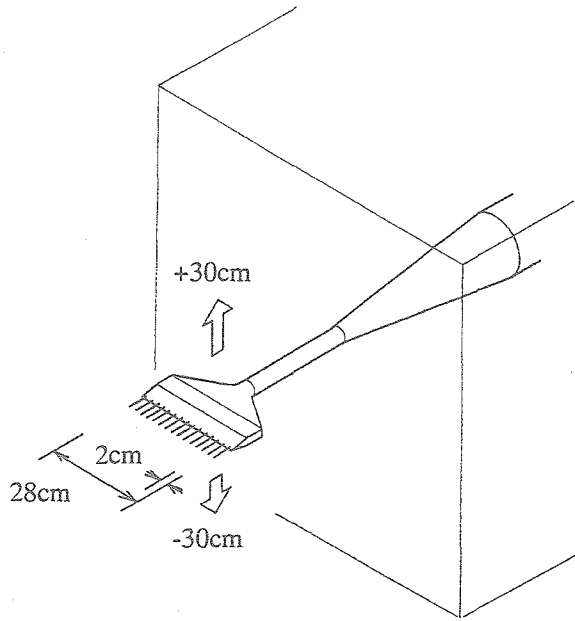
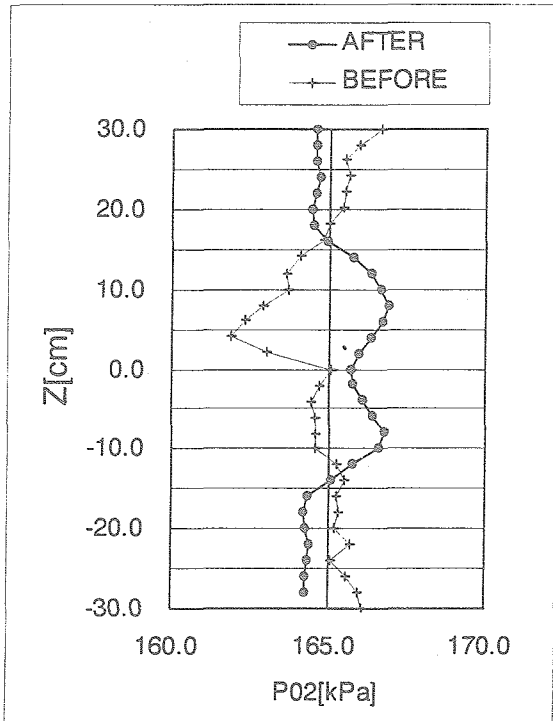
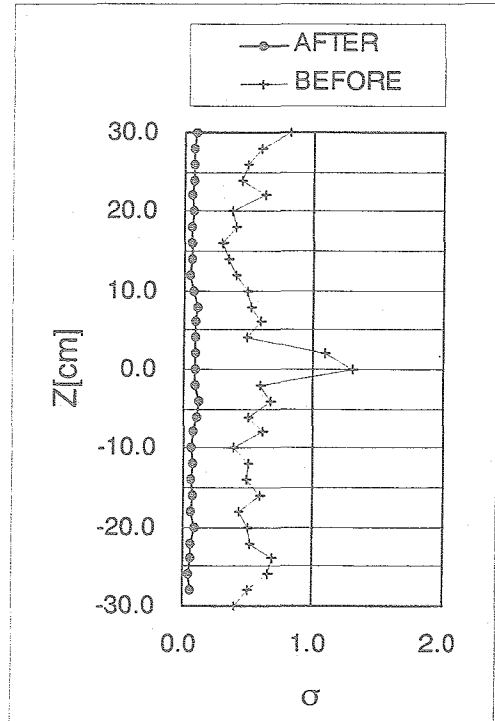


図3 櫛形総圧管プローブ No.1 (15列)



(a) 15列の総圧管の計測値の平均



(b) 横方向の分布の偏差

図4 横方向のマッハ数分布の検討

M=3.0、測定部中心での計測

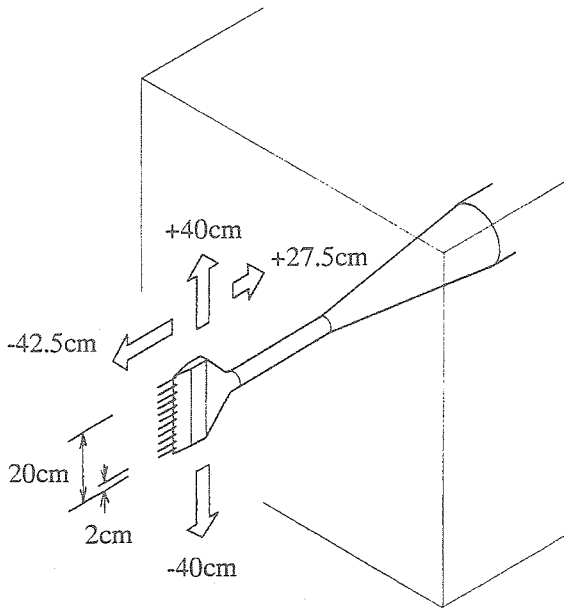


図5 櫛形総圧管プローブ No.2 (11列)

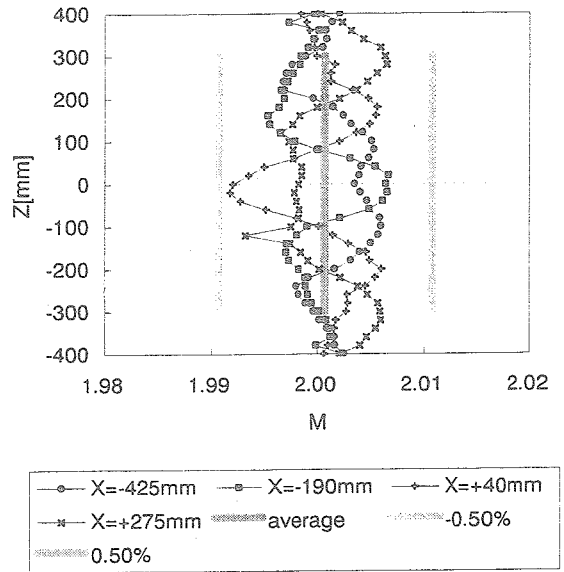
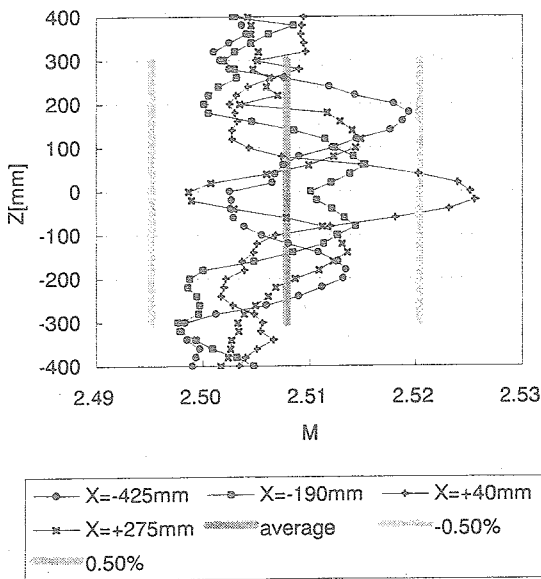
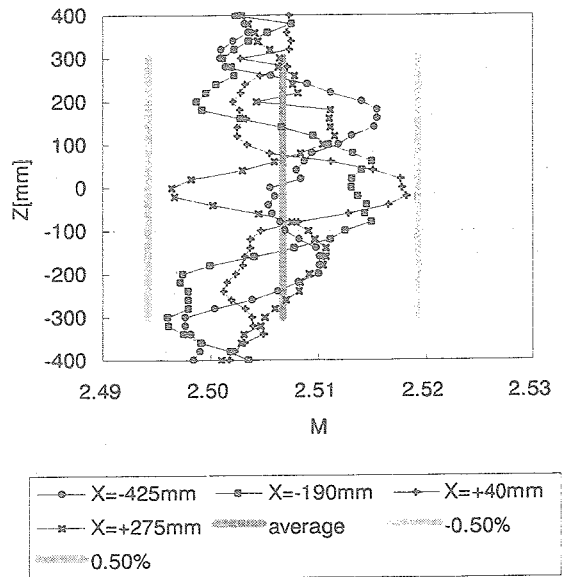


図6 測定部におけるマッハ数分布(M=2.0)



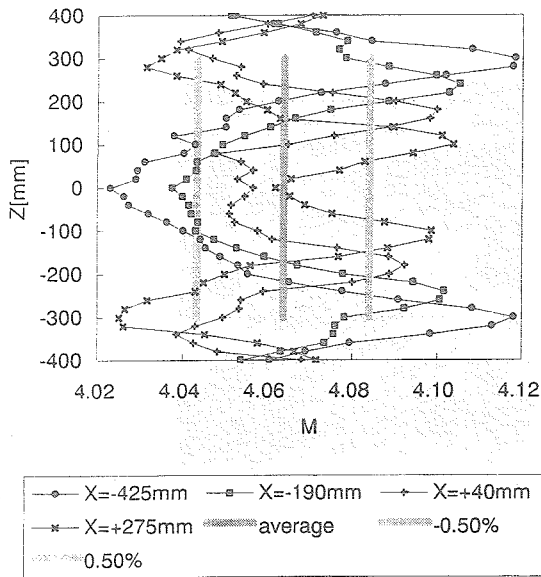
(a)設計形状に対するマッハ数分布



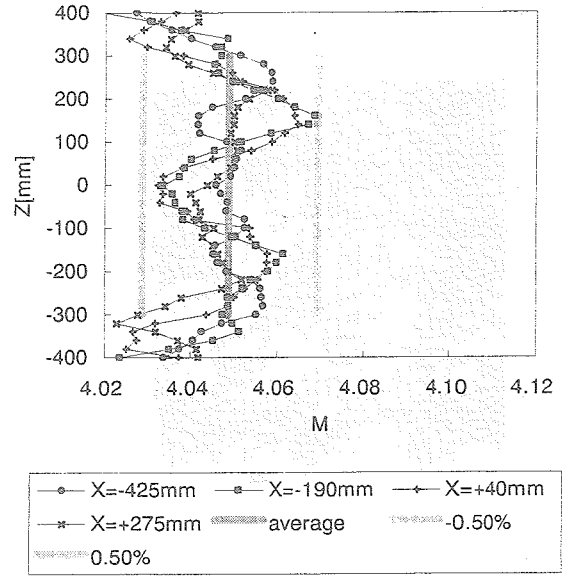
(b)修正形状に対するマッハ数分布

図7 ノズル形状の修正によるマッハ数分布の改善 (1/2)

M=2.5 : #21 ジャッキを 0.30mm 押し下げ



(a)設計形状に対するマッハ数分布



(b)修正形状に対するマッハ数分布

図8 ノズル形状の修正によるマッハ数分布の改善 (2/2)

M=4.0 : #14	0.50mm 押し下げ
#17	0.18mm 押し下げ
#18	1.25mm 押し下げ
#19	1.36mm 押し下げ
#20	1.56mm 押し下げ
#21	1.33mm 押し下げ

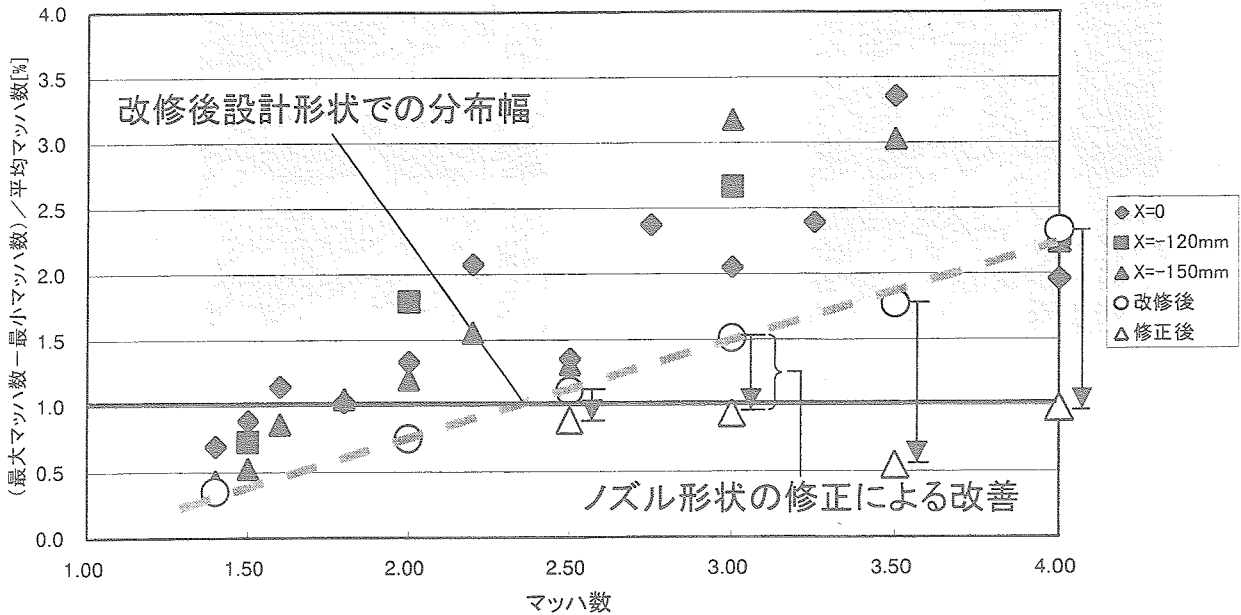
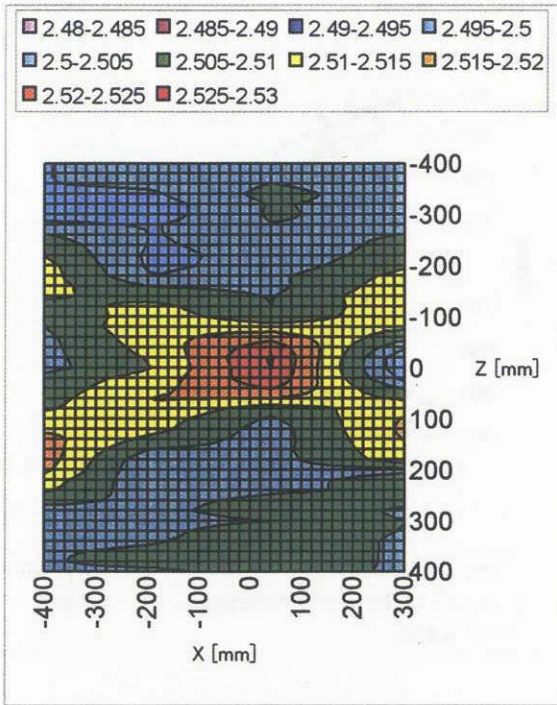
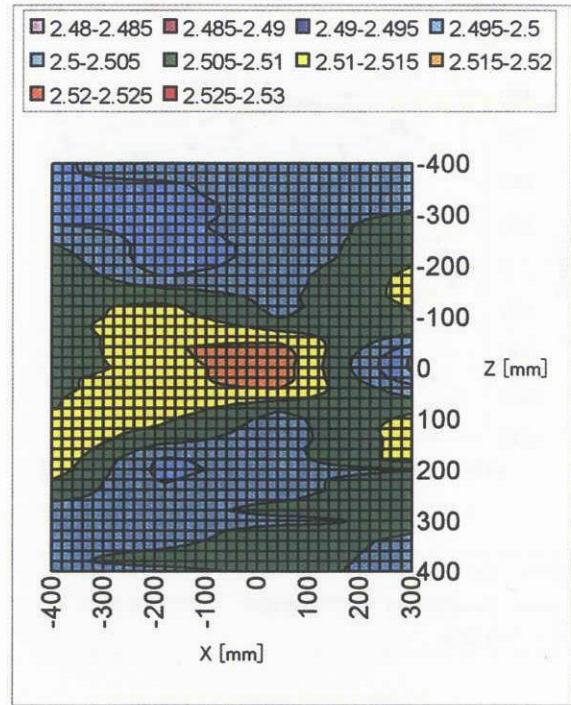


図11 ノズル形状の修正による測定部におけるマッハ数分布幅の改善

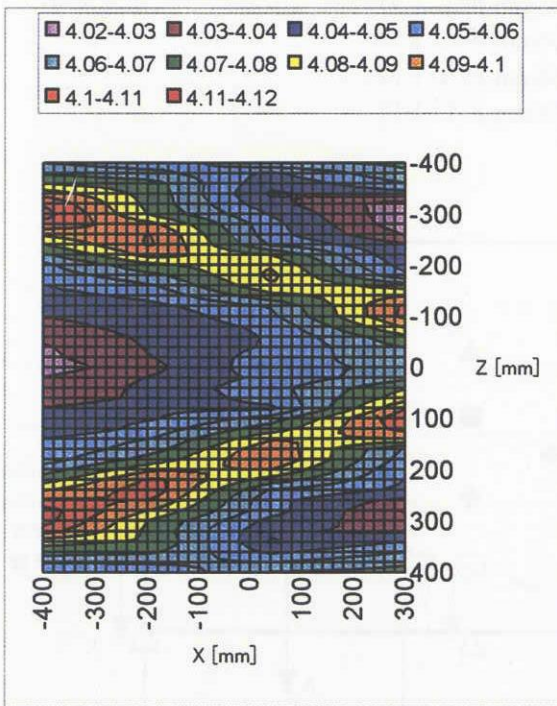


(a)M=2.5 設計形状

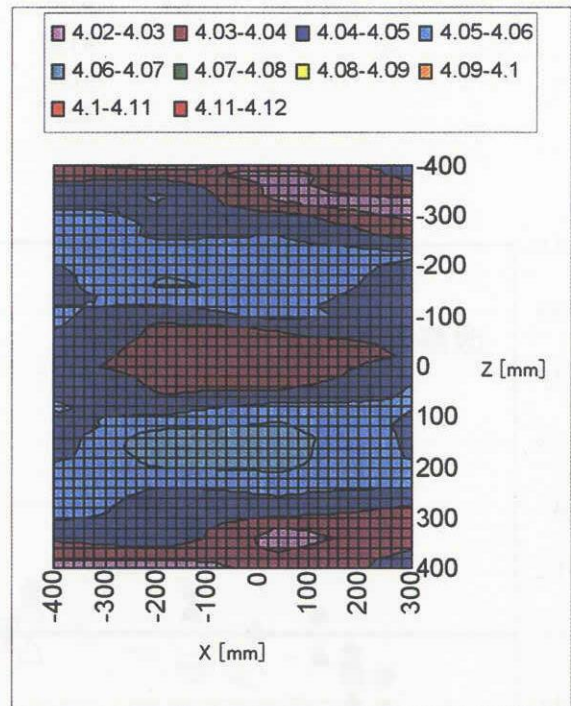


(b)M=2.5 修正形状

図9 ノズル形状の修正による等マッハ線図の変化 (1/2)



(a)M=4.0 設計形状



(b)M=4.0 修正形状

図10 ノズル形状の修正による等マッハ線図の変化 (2/2)

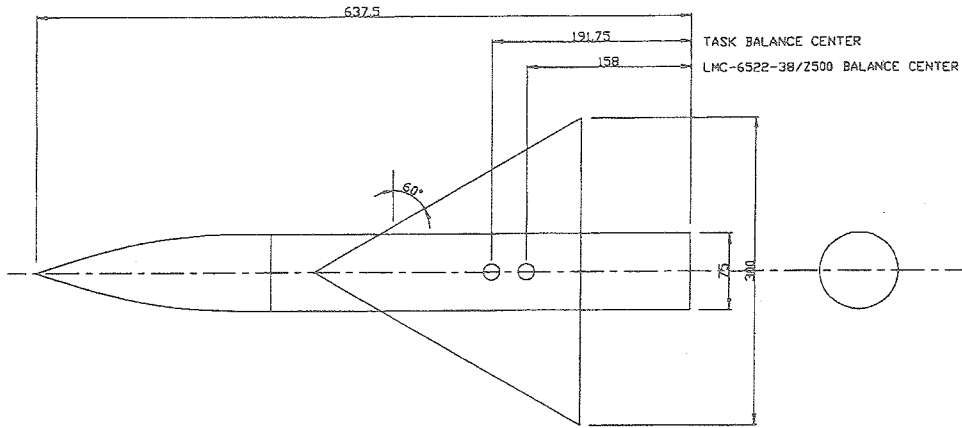


図1.2 AGARD-B標準模型の平面図

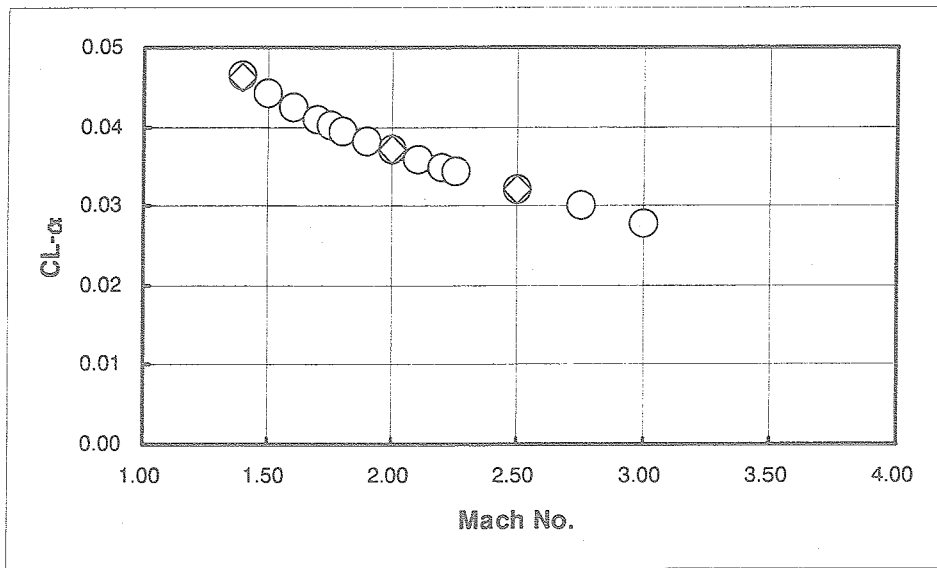


図1.3 揚力傾斜

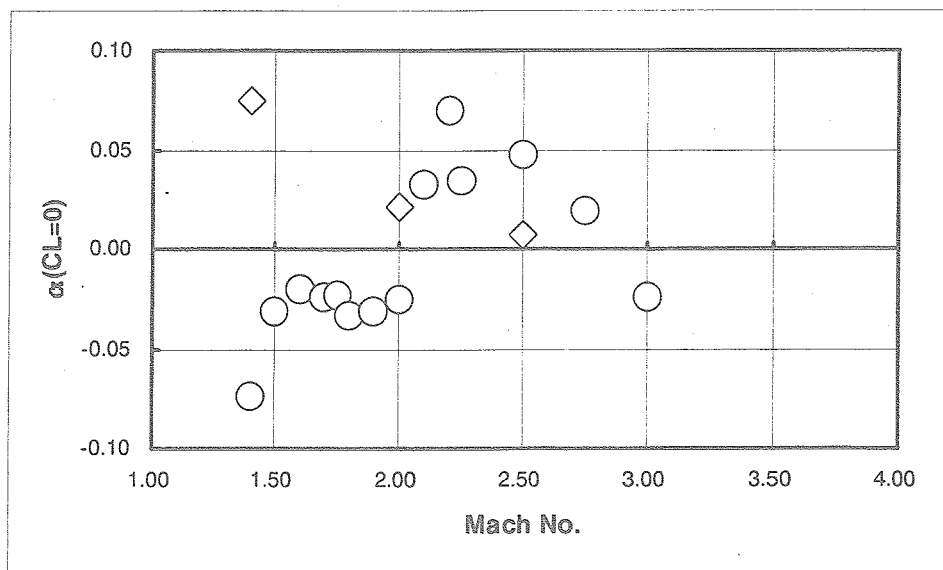


図1.4 零揚力となる迎角より推算した測定部における気流偏角（正が吹き下ろし）

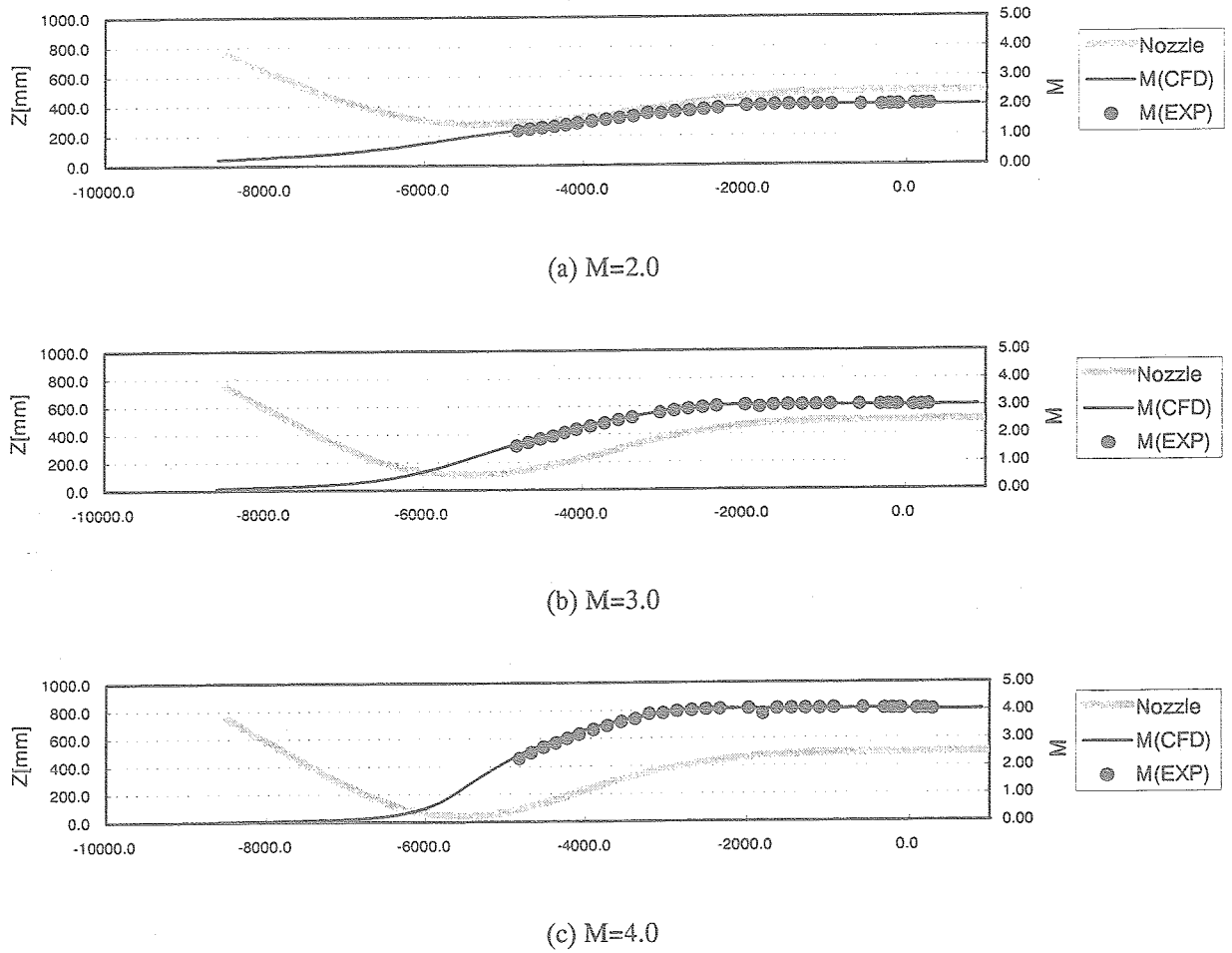


図 15 可変ノズル部側壁の静圧測定に基づく流れ方向のマッハ数プロファイル

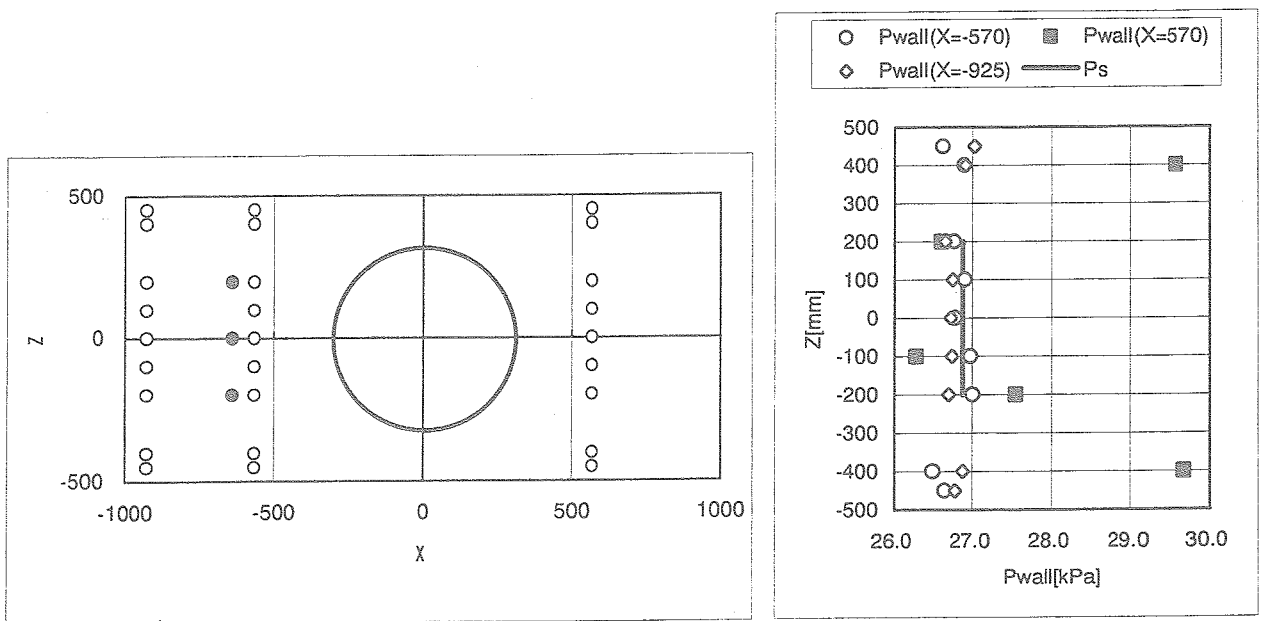


図 16 測定部静圧の測定位置の妥当性検討

ジェット実験機インテークの超音速風洞試験

渡辺 安, 村上 哲, 藤原 仁志 (航技研)

Supersonic Wind Tunnel Test of Air-Intake for the Jet-Powered Experimental Airplane

Y. Watanabe, A. Murakami, H. Fujiwara

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Supersonic wind tunnel test of the air intake for the jet-powered experimental airplane was conducted associated with the NAL SST project. In order to estimate the supercritical and subcritical operation margin, the short compact mass flow meter with high accuracy is required in the wind tunnel test. Such a compact mass flow meter was designed and applied to the wind tunnel test. However, the result of wind tunnel test indicate that there is some problems associated with the calibration of the mass flow meter to achieve high accuracy.

Key Words: Experimental airplane, Air-intake, Mass flowmeter

1. はじめに

航空宇宙技術研究所では、CFD空力設計技術を中心とした次世代超音速機の重要技術の獲得を目指して、次世代超音速機技術の研究開発を進めている。その中で、ジェットエンジンを搭載する小型超音速実験機(ジェット実験機)の推進系の重要要素である空気取り入れ口(インテーク)の超音速風洞試験を行った。インテーク形式は二次元外部圧縮型可変インテーク^{(1),(2)}である。図1は典型的な外部圧縮型インテークの性能として圧力回復率とエンジン流量との関係を示す。風洞試験の目的はこのようなインテーク性能を取得することにある。特に、超臨界作動域ではディストーション増大によるエンジン運用の限界を、亜臨界作動域ではバズなどの不安定な流れが生じる限界を把握し、インテークの最適な作動点にエンジン作動線が交わるようにインテークを設計するためのデータを取得することが極めて重要な目的となる。また、図に示す亜臨界作動マージンや超臨界作動マージンを増大させるためにはインテーク超音速部の衝撃波パターンや境界層抽気などを工夫すればよいが、その結果としてスピ

レージ抵抗や抽気抵抗が増大する場合が多く、抵抗軽減の観点から、作動マージンを大きくとれないのが現状であり、インテークの流量特性を取得するには高い計測精度が要求される。例えば、図に示すように流量計測の結果、実際の流量よりも過小に流量が評価された場合、結果として亜臨界作動マージンを過大評価することになり、インテークの設計に深刻な悪影響をおよぼす。しかしながら流量計測に関しては、一般的な流量計で計測精度を保證するためには流れの均一性が要求

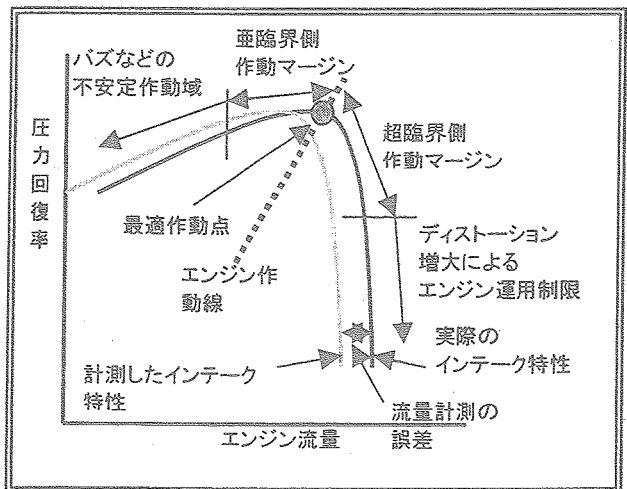


Fig.1 外部圧縮型インテークの性能

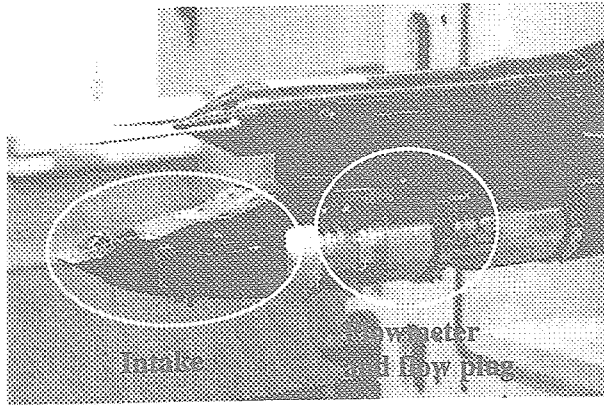


Fig.2 模型の搭載状況

されるため流量計自身が非常に長くなり、風洞試験のような限られた空間内で一般的な流量計を適用するのは困難である。このような理由から、インテーク試験に際してはコンパクトで精度の良い流量計測手法が求められる。

本稿ではインテークの流量計測手法に関して、コンパクトな流量計をインテーク試験に適用し、従来までの流量計測手法と比較を行った結果明らかとなった流量計測手法の問題点等についてインテーク試験の概要とともに報告する。

2.超音速風洞試験

図2は航技研超音速風洞へ搭載したインテーク模型の写真を示す。インテーク模型はスティング下方に取り付けられ、模型下流側には流量調整装置が設置されている。図3は流量調整装置の概要図を

示す。インテーク模型の下流に設置される流量調整装置は十字に配置された4本の全圧レーク、流量計およびフロープラグにより構成されている。全圧レークはステッピングモータにより基準位置から $\pm 90^\circ$ の範囲で回転可能であり、高い空間分解能で全圧分布を計測することができるが、位置設定に要する時間が長いため、試験時の計測点が制限されるという欠点を有する。流量計は差圧型で、上流下流の直管部を短くするために整流効果が高いと考えられる縮流部形状を採用した。フロープラグは頂角 60° の円錐形状でステッピングモータにより位置決めを行い、インテークに流入する流量を調整することができる。図4は模型と制御・計測系の配置図を示す。試験時の計測項目はインテーク内静圧、出口全圧分布、流量計測用の静圧および全温である。試験では予めインテークが超臨界作動状態となるよう位置設定されたフロープラグを通風中に押し込み、一回の通風で超臨界から亜臨界作動状態までのインテーク性能を8点取得した。全圧レークは各フロープラグ位置で 45° 回転し、これにより中心角 45° 刻みで全圧分布を計測した。

図5は取得したインテーク性能として圧力回復線図の一例を示す。図の縦軸は全圧レークで計測した全圧分布より求めた全圧の面積平均値と主流全圧との比である圧力回復率を表している。横軸はインテークに流入した流量を表しており、その流量は全圧レークで計測した全圧分布から算出した全圧の

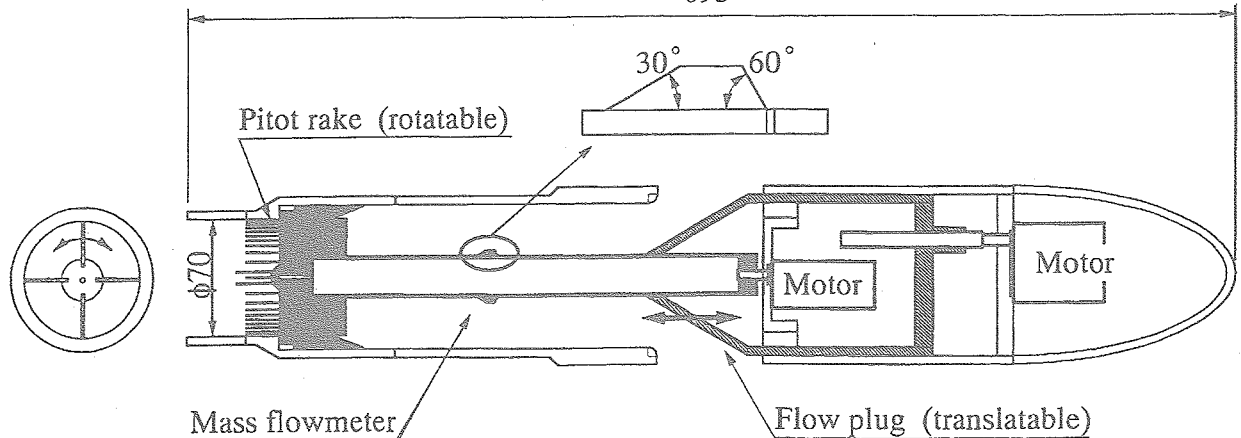


Fig.3 流量調整装置の概要

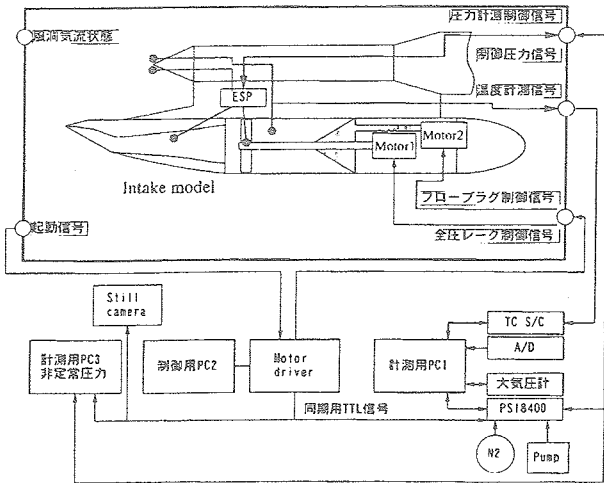


Fig.4 計測制御系の配置図

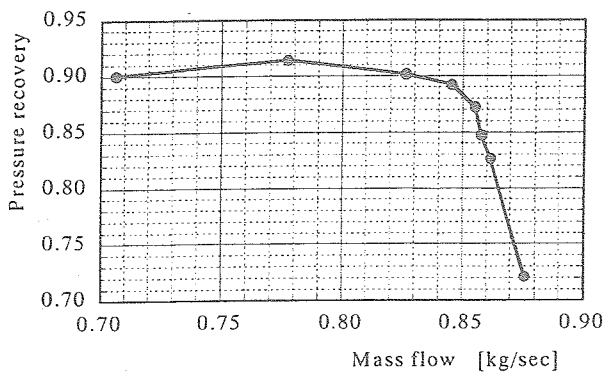


Fig.5 流量-圧力回復線図

面積平均値とフロープラグの開口面積から、フロープラグで流れがチョークする条件で求めたものである。この流量の算出方法では全圧レークからフロープラグにかけての圧力損失を見込んでいないため、流量を過大評価しているものと考えられる。これより試験したインテークの流量は約0.7~0.9kg/sec の範

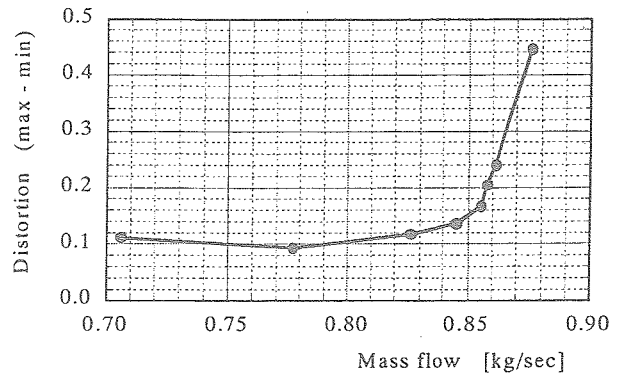


Fig.6 流量-空間ディストーション線図

囲であることがわかる。図6は全圧分布の不均一性を表す空間ディストーションと流量との関係を示す。空間ディストーションは全圧分布において全圧の最大値と最小値との差を全圧の面積平均値で無次元化した値である。これよりインテークで発生するディストーションはフロープラグの初期位置である超臨界状態を除けば、0.25以下の範囲にあることがわかる。

3. 流量計校正試験

図7は風洞試験に用いた流量調整装置の流量計を校正するための試験装置の概要を示す。校正試験は航技研の超音速伝熱風洞を用いて行った。超音速伝熱風洞は最大約1kg/sec の流量を流すことができる連続式の風洞であり、流量校正用の流量計には風洞に既設の渦式流量計を用いた。校正試験の際に、インテークで発生するディストーションを模擬するために、全圧レーク上流に図に示すような

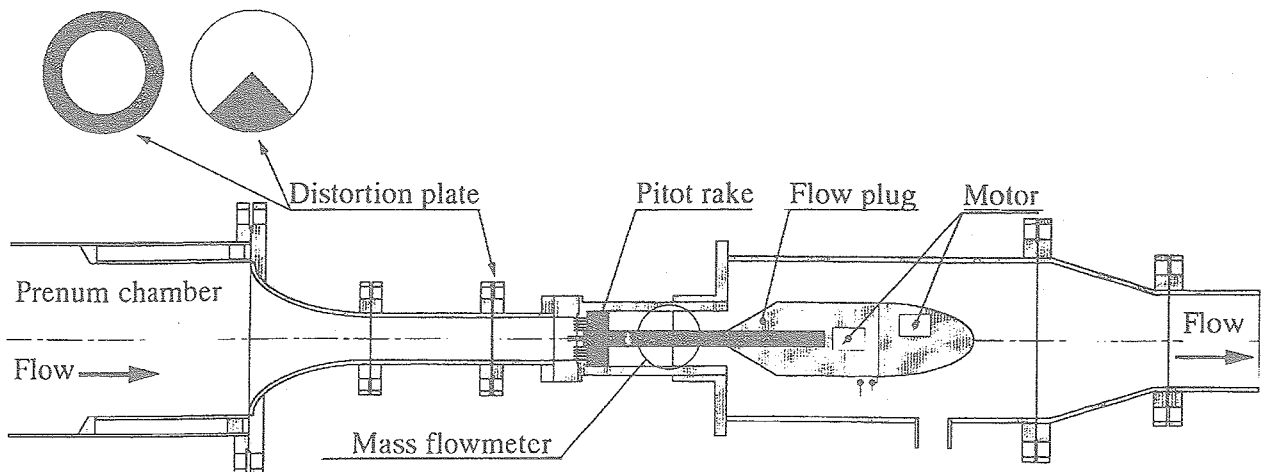


Fig.7 流量校正試験装置

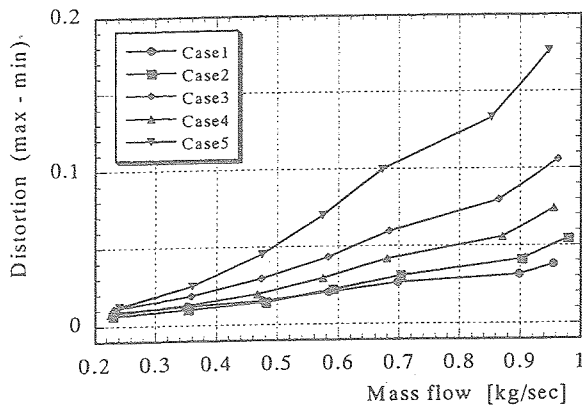


Fig.8 攪乱板により発生するディストーション

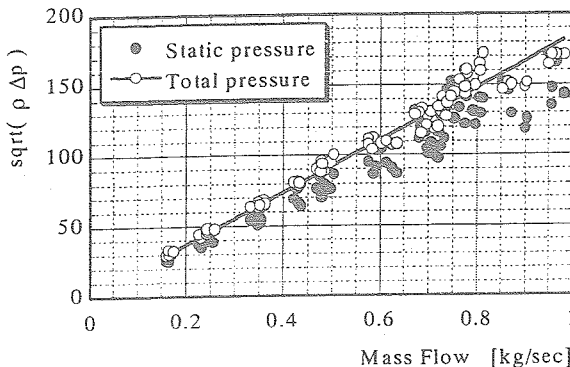


Fig.9 流量計の校正試験結果

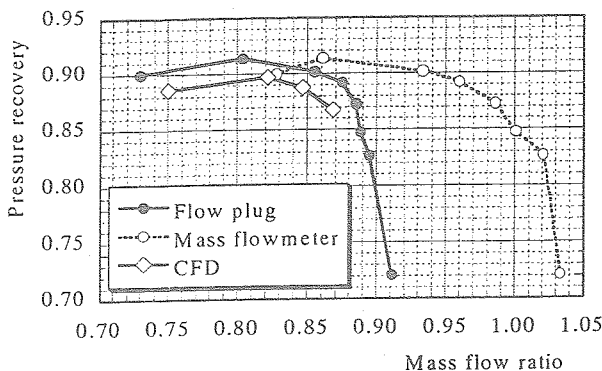


Fig.10 流量特性計測結果

扇形状やオリフィス形状の攪乱板を五種類用いた⁽³⁾。図8は攪乱板により発生するディストーションと流量との関係を示す。これより校正試験における流量とディストーションはインテーク試験におけるそれらの範囲をほぼ包括していることがわかる。図9は流量計の校正試験結果を示す。図の横軸は渦式流量計で計測した流量である。縦軸は密度と圧力差との積の平方根を表している。図中の黒丸は圧力差として絞り部上流と下流の静圧差を、白丸は全圧レークで計測した全圧分布の面積平均値と流量計の絞り部下

流の静圧との差を用いた結果を示す。圧力差として通常の差圧型流量計で使用される絞り部の上流と下流との静圧差を用いるとディストーションの影響でばらつきが非常に大きくなるが、上流側の圧力分布を計測することで、ばらつきをある程度抑えられることがわかった。しかしながら圧力差に全圧の面積平均値を用いた場合においても、流量が大きくなるとともにデータのばらつきも大きくなることがわかる。

図10は流量校正試験結果を用いて求めたインテークの流量特性と前述のチョーク条件より求めた流量特性との比較を示す。また、実験に用いたインテーク形状に対応する三次元CFD解析結果も併せて示す。横軸の流量は実流量を捕獲面積より算出した捕獲流量で無次元化した流量比を示す。これより、流量計により測定した流量比は超臨界作動域で1を超えており、流量を非常に過大に評価していることがわかる。これは、インテークの作動範囲は流量校正試験においてデータのばらつきが大きくなる領域に対応していること、全圧分布計測の空間分解能が流量校正式に比べて低いことなどが原因として考えられるが、詳細な原因を明らかにし流量計測精度の向上を図ることが今後の課題である。

4. まとめ

ジェット実験機用インテークの性能取得のための超音速風洞試験を行い、圧力回復率やディストーションなどの空力性能を取得することができた。しかしながら、流量計測には問題が残り、流量計測の精度を向上させることが今後の重要な課題である。

参考文献

- 1) 村上哲, 渡辺安「小型超音速実験機インテークの空力設計検討」, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.
- 2) 渡辺安, 村上哲, 「小型超音速実験機インテークのCFDによる空力特性解析」, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.
- 3) 仲川哲司, 渡辺安, 村上哲, 本阿弥眞治, 「攪乱板により発生する空間ディストーションの特性について」, 第41回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 2000.

航空宇宙技術研究所における多目的高速回転翼試験装置の整備

○白井正孝, 末永尚史, 齊藤 茂, 馬場滋夫, 野中 修 (航空宇宙技術研究所)
足立直人, 加藤英彦, 原田光洋 (三菱重工業株式会社)

On the Multi-Purpose Rotary Wing Test-Rig in NAL

○Masataka Shirai, Hisashi Suenaga, Shigeru Saito, Shigeo Baba, Osamu Nonaka(NAL)
Naoto Adachi, Hidehiko Kato, Mitsuhiro Harada(MHI)

概要

航空宇宙技術研究所の大型低速風洞では、老朽化が著しい据置式周波数変換装置を、平成6年度に移動可能な装置に更新した。さらに試験効率の向上を図ることも考慮した。平成7年度より11年度にかけ、この周波数変換装置を使用する回転翼機の空力性能および騒音特性の計測を目的とした多目的高速回転翼試験装置の整備が完了した。以後平成11年には基準ブレードを用いた装置の習熟運転を行い、平成12年度には三菱重工業(株)との共同研究において、高速回転での衝撃騒音に関する試験を実施した。

本報告では、多目的高速回転翼試験装置の概要、さらにこれまでに実施した試験についての概要を報告する。

1 はじめに

航空宇宙技術研究では、大型低速風洞においてプロペラの研究を推進してきた。そのための試験装置として周波数変換装置を整備してきた。この装置は、プロペラの特性を計測するためのものであり、近年においてはATP(Advanced Turbo Prop)プロペラの空力性能試験に使用され、8枚のブレードを持つSR(Single Rotation)型ATPプロペラの試験を行った経緯がある。しかし、近年の計測手法の進歩と駆動装置のコンパクト化にともない、装置の老朽化が叫ばれてきた。平成5年度の補正予算において、ヘリコプタの研究にも利用できるように、本装置の全面的改修が行われ、多目的の高速回転翼装置として更新されることとなった。これを受けて本装置は、基本的な空力性能及び騒音特性のデータベースを構築するための本格的な空力性能試験及び騒音計測試験に使用できるものとなった。本装置は、平成6年に納入され、以後平成8年度より特別研究「回転翼機の機外騒音発生機構解明に関する研究」の中で、6分力天秤、ハブ部、迎角変換機構、フェアリング及び基準ブレード等の製作を行い、平成11年度には基準形態のロータを持つ高速回転翼試験装置としての完成を見た。以後、平成11年度には習熟運転、平成12年度には高速衝撃騒音(High Speed Impulsive Noise : HSI Noise)試験及びブレード/渦干渉騒音(Blade-Vortex Interaction Noise : BVI Noise)試験を行った。

2 試験装置の概要

本周波数変換装置(ロータ試験装置)(以下「ロータ試験装置」)は、航空宇宙技術研究所の大型低速風洞用

に製作されたヘリコプタ・ロータの空力特性や騒音特性等を試験するための装置である。さらに、騒音で問題となる翼端部の圧縮性についても検討するために、翼端部の速度を実際のヘリコプタと同等の速度が得られる高速回転の試験も可能である。図1にこれまでに整備してきた装置の機器名を示し、図2にロータ試験装置概要を示す。本ロータ試験装置は、実際のヘリコプタを模擬したブレードの操縦機構及び駆動機構を有している。

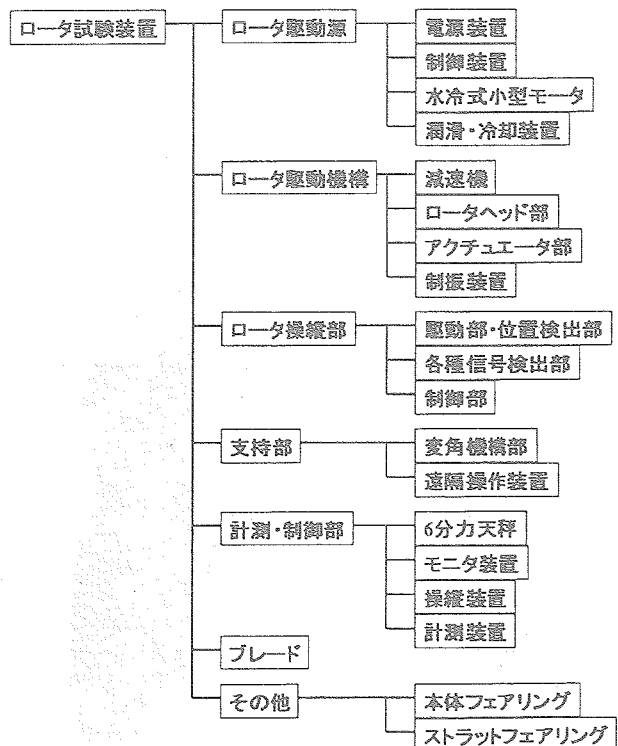


図1 ロータ試験装置の構成

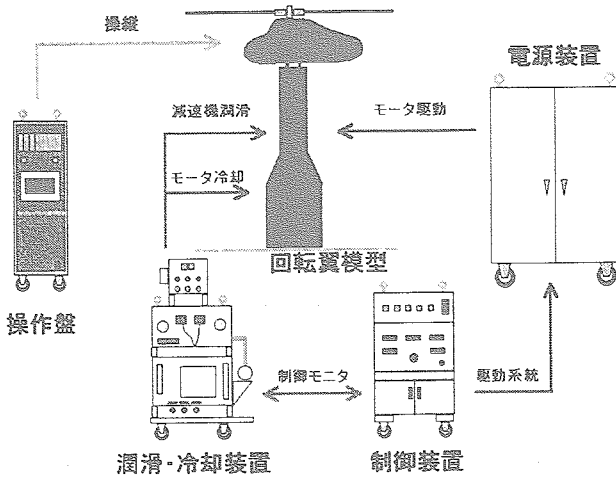


図2 ロータ試験装置概要

ロータ試験装置は、駆動源、ロータ駆動機構、ロータ操縦部、支持部及び計測・制御部で構成されている。本試験装置はロータを最大 2600rpm で駆動することができ、回転数、モータ温度、電圧、電流及び故障表示をモニタすることができる。以下に各装置の主要諸元等を記述する。

2. 1 ロータ駆動源

ロータ駆動源は、電源装置、モータ、制御装置及び潤滑・冷却装置で構成され、ロータを駆動させるための装置である。

2. 1. 1 電源装置 (移動式)

本装置は、AC200/220V, 3相 50/60Hz の入力をインバータユニットに通電される、このインバータユニットにより水冷式小型モータの必要な電圧、周波数に変換して給電する。図3に電源装置の写真を、表1に主要諸元を示す。

表1 電源装置主要諸元

外形寸法	2000(H), 1500(W), 1000(D)
重量	800kg
入力電源	AC200/220V, 50/60Hz, 60kVA
操作法	制御装置より手動操作

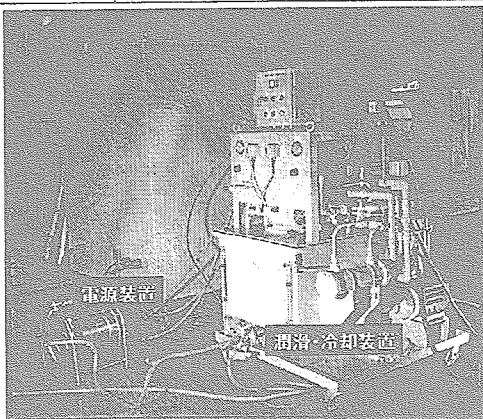


図3 電源装置の写真

2. 1. 2 水冷式小型モータ

本小型モータは、三相かご型誘導電動機で、冷却方式を水冷としたモータであり、回転数検出のためのパルスピックアップを装備し、モータ内部のステータ温度、ベアリング温度を検出するためのセンサを内蔵している。表2に水冷式モータの諸元を示す。

表2 水冷式小型モータ諸元

モータ特性	諸元
型式	水冷式三相かご型誘導電動機
入力	三相可変電圧, 可変周波数電源
電圧/周波数	1.2
定格出力	約 27.5kW(約 36.9HP)
定格G電流	49.4A(NOM.)
定格周波数	420Hz
定格回転数	11500rpm(NOM.)
極数	4
定格トルク	2.33kgf·m
時間定格	30分連続, 1時間休止
冷却水	3600cc/min(圧力, 20mH ₂ O)
巻線温度	許容ステータ温度 180°C
冷却水温度	0°C~30°C
始動	36V, 30Hz 付近にて始動
外形寸法	365mm, φ120mm

2. 1. 3 制御装置

本装置は鋼板製、移動可能なキャスターが付いた制御装置で、内部にはパワーサプライ、信号変換器及び制御リレー等を配置している。また、パネル面には、操作スイッチ、表示器及びポテンシオメータ等が配列された機構になっている。

図4には装置の写真を、表3には制御装置の諸元を示す。

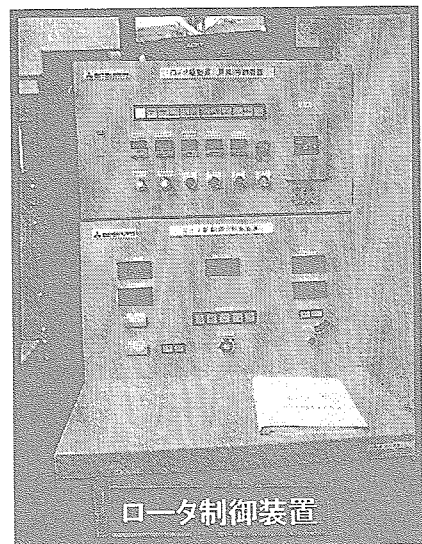


図4 制御装置

表3 制御装置主要諸元

外形寸法	1180(H), 800(W), 1150(D)
重量	200kg
信号出力	回転数 0 から 12000rpm/5DC 負荷抵抗 2.5kΩ以上
操作法	盤面よりの手動操作による電源装置の遠隔操作

2. 1. 4 潤滑・冷却装置

本装置は、ロータ試験装置の運用において、最も重要な装置である。夏季、冬季の風洞測定部での温度差は、30℃以上に昇り、ある一定の量の水と潤滑油の入る移動可能な一体型の冷却用のタンクを備え、その上面等を利用してポンプ類と熱交換器及び機側操作盤を配置した構造になっている。また計測室内に周波数変換装置の操作盤と一体にした操作盤(図4)を配置し、故障等の異常を監視する構造とした。監視を行う主な対象は、潤滑油油面低下、潤滑油タンク温度上昇、潤滑油の排油温度上昇、傘歯車排油温度上昇、潤滑油フィルタ異常、冷却水水面低下、冷却水タンク温度上昇及び外部停止等の項目である。図3に潤滑・冷却装置の写真を示す。

2. 2 ロータ駆動機構

ロータ駆動機構は、減速機、駆動軸、ロータヘッド部、アクチュエータ部、スワッシュプレート及び制振装置より構成されており、モータと連結し、駆動入力伝達する。

2. 2. 1 減速機・駆動軸

入出力軸は互いに直交している、入力はモータとなりスプラインで結合されている。出力は駆動軸でロータヘッド取り付け部となる。また、駆動軸は動力を伝えると共に計測データを伝送するためのスリップリングが取り付け可能である。仕様を表4に示す。

表4 減速機性能仕様

接続モータ	定格出力	27.5kW(37HP)
	定格回転数	11500rpm
	最大回転数	12000rpm
出力軸	回転数	2600rpm
	回転方向	上から見て左回り

2. 2. 2 ロータヘッド・ハブ部

ブレードを駆動軸に結合するハブは大きな遠心力に耐え、ピッチ方向の回転を得るためにベアリング(スラストアンギュラ玉軸受)を使用している。ベアリングの寿命は、回転数とブレードのピッチ角変化により大きく変化するため使用時間には注意を要する。図5、6にロータヘッド部の概略図及び写真を示す。

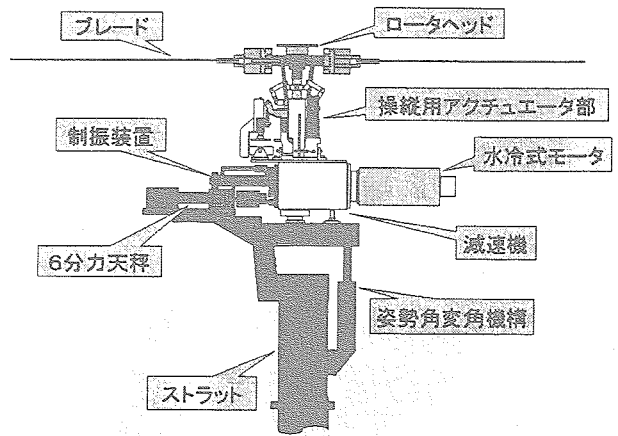


図5 ロータヘッド部近傍

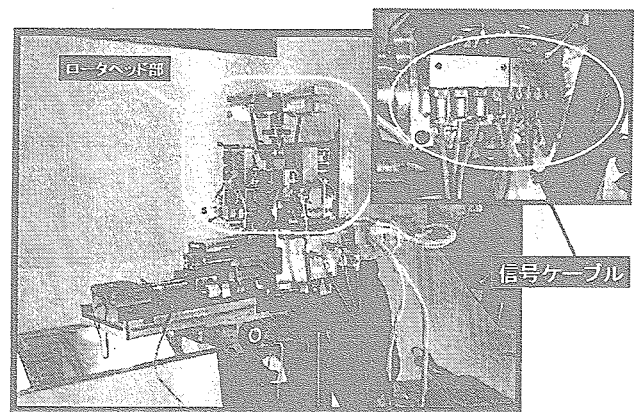


図6 ロータヘッド部の写真

2. 2. 3 操縦用アクチュエータ駆動部

3個のアクチュエータをDCサーボモータにより駆動し、コレクティブピッチ角及びサイクリックピッチ角の変更を行う。DCサーボモータは、PWM方式のデジタル制御で駆動する。また位置検出は、3個のアクチュエータに取り付けられたポテンシオメータにより行なわれる。

2. 2. 4 制振装置

本装置は、ジンバル機構とバネ系及びダンパ系で構成されている。ロータ支持系の固有振動数と空気力による加振が一致しないように設計されている。バネ系は、ピッチバネとロールバネに分かれ、各々の方向に振動数を変更する能力を有する。ピッチバネとロールバネの両端はテーパピンによる結合となっている。またダンパはバネ系と連動し、主ロータ支持系の固有振動と空気力による加振振動の減衰特性が一致しないように設計されている。

2. 3 ロータ操縦部

ロータ操縦部は、ヘリコプタと同様にブレードのピッチ角を変角して、ロータをトリム状態に制御するための装置である。

2. 3. 1 簡易操作盤

図7に示すのは、ブレードのピッチ角の変角操作を行う操作盤であり、2個のジョイスティックを操作してロータをコントロールすることができる。操作は計測室と風洞側で行うことができるが、同時には行うことが出来ない。



図7 簡易操作盤

2. 4 支持部

支持部は、模型の姿勢角を変える変角機構部とそれを遠隔操縦する装置からなっている。

2. 5 計測・制御部

計測・制御部は、6分力天秤、それを利用したモニタ装置、操縦装置及び計測装置からなっている。ブレードは、基準ブレードとしてNACA0012翼型を用い、スパンを1.0m、コード長を0.065mとしたものを2枚作製した。またダミーブレードとして同じ翼型を用い、スパンを0.5mとしたものを2枚製作した。図8にブレード模型を示す。

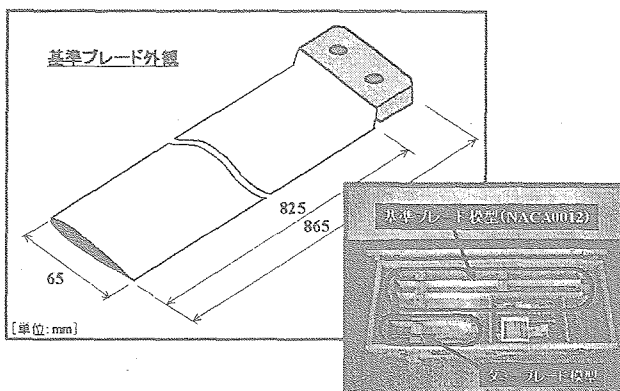


図8 ブレード模型

2. 5. 1 6分力天秤

図9に6分力天秤を示すが、他にもう1台ダミー天秤も製作した。

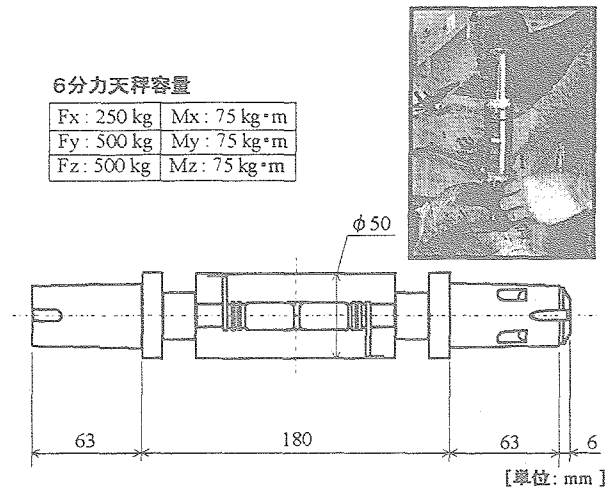


図9 6分力天秤

2. 5. 2 制御部

ブレード・ピッチ角の変更制御をパネルコンピュータにて行い、この部分には以下の機能がある。

- (1)DC サーボモータのコントローラに対し、駆動するための各種コマンドを転送。インターフェイスにはGP-IBを採用。
- (2)ポテンショメータ信号、及びロータ回転数信号のA/D変換。
- (3)簡易操作盤、パネルスイッチ、モータ・コントローラからの信号の入力及びランプ、ブザー、モータ・コントローラへの信号の出力。
- (4)ブレード・ピッチ角、ロータ回転数、電圧データ、計算値をCRT画面に表示。
- (5)ブレード・ピッチ角の計算、ピッチ角変角範囲設定及びモータの駆動条件設定に必要な各種パラメータをCRT画面より入力。
- (6)ブレード・ピッチ角を常にモニタし、制御範囲を超えた場合、直ちにモータの駆動を停止し、同時にランプ及びブザーで警告を表示。

2. 6 その他

その他本体のフェアリング、及びストラットフェアリングを製作した。

3 試験実施例

現在、ロータ試験装置全体としての作動及び機能確認がほぼ終了し、基礎的な風洞試験実施への移行段階に入っている。ここでは、平成12年度に行われた試験の一例を示す。

3. 1 風洞試験概要

ヘリコプタのメインロータを発生源とする空力騒音

として、機体が着陸する際に翼端渦とブレードが干渉することによって発生する BVI 騒音や高速前進飛行の際、前進側のブレード上に生ずる衝撃波に起因して発生する HSI 騒音等、一度発生すると他の騒音に比べ卓越した騒音がある。

本風洞試験では、三菱重工業(株)との共同研究において、上記 BVI 及び HSI 騒音の計測を行った。

BVI 騒音試験では、前方に設置した渦発生装置により翼端渦を発生させ、回転するブレードとの干渉時(パラレル BVI を想定)の騒音を計測する。図 10 に試験概要を示す。

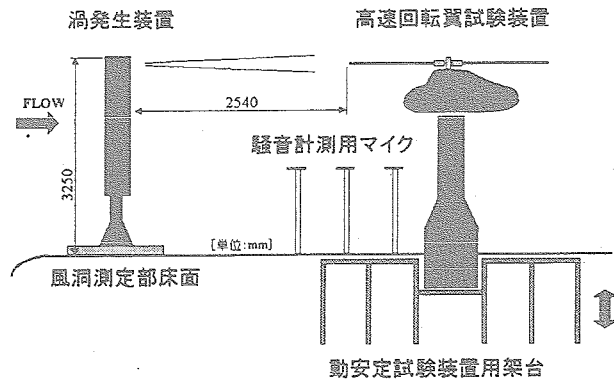


図 10 BVI 試験概略

HSI 騒音試験は、高速回転翼装置の回転数を上限近くまで上昇させ(翼端マッハ数で約 0.9 まで)衝撃波が発生した時の騒音計測を行うものである。また、HSI 騒音試験では、側壁の反射音を防ぐため測定部に足場を設置し吸音材を取り付けている。図 11 に設置作業を示す。

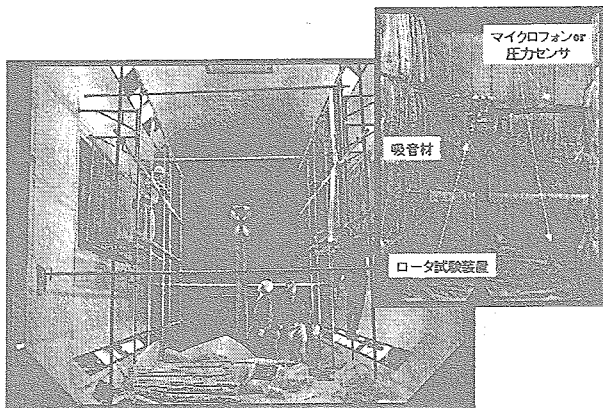


図 11 HSI 試験吸音材設置状況

3. 2 試験装置

- (1) 高速回転翼試験装置
- (2) 渦発生装置
- (3) 後流トラバース装置, 7孔プローブ, スキャニバルブ等
- (4) 騒音計測用機材及び計測用機材

3. 3 試験結果の一例

3. 3. 1 BVI 騒音試験

図 12 は一様流流速 U_∞ が 15m/s, 渦発生翼迎角 α が 10deg, ロータ回転数が 716rpm での渦とブレードの干渉時の騒音波形である。

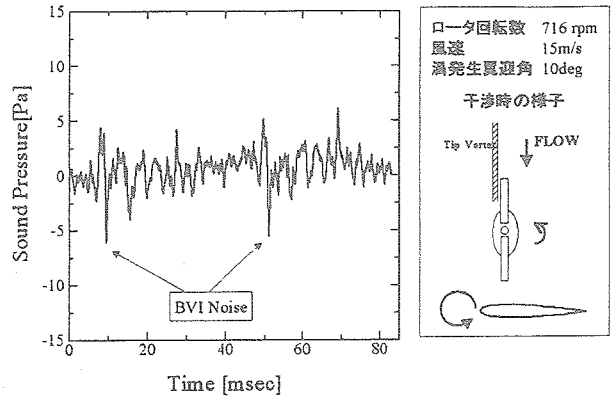


図 12 BVI 騒音試験結果の一例

3. 3. 2 HSI 騒音試験

図 13 はロータ回転数が約 2400rpm, ロータ半径が 1.2m, 翼端マッハ数が 0.898 での騒音波形である。

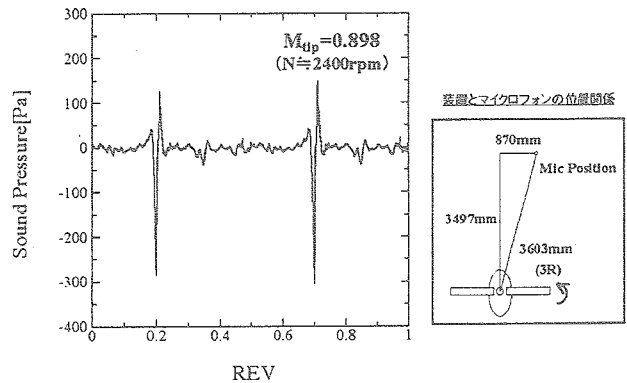


図 13 HSI 騒音試験結果の一例

3. 3. 3 試験結果の意義

これらの試験結果はそれぞれの騒音の特徴を捉えており、共に CFD 検証用のデータとして、また今後行う風洞試験において騒音低減効果を検証するにあたり有意義なものである。

4 まとめ

これまでに多目的高速回転翼試験装置の整備を進めてきた。現段階では基本的な風洞試験は可能であるが、さらに機能及びメンテナンス性の向上、安全面でのサポート等を考慮した整備が必要である。

今後は順次整備を行いつつ、風洞試験を行っていく予定である。

航技研 6.5m×5.5m 低速風洞後流トラバース装置の機能向上

野中 修、星野秀雄、室田勝一、
齊藤 茂、高橋 侑（航空宇宙技術研究所）

Osamu Nonaka, Hideo Hoshino, Katsuichi Murota,
Shigeru Saito, Hitoshi Takahashi (National Aerospace Laboratory)

概要

航技研 6.5m×5.5m 低速風洞後流トラバース装置は平成 5 年度の補正予算を受けて、機構部、制御系を含む全面的な更新がなされた¹⁾。しかし、その後の本トラバース装置を使用した後流測定試験の自動移動における設定操作画面機能、作業操作性を含むいくつかの改良すべき点が明らかになった為、大型低速風洞においては、平成 10 年度に後流トラバース装置制御系の改修を主目的としたソフト機能の改良と作業操作性向上のための機能向上化を図った。本報告は、本後流トラバース装置に対して、ソフト、ハード両面の改修を実施した機能向上の概要について述べる。

1. はじめに

風洞実験における模型後流の圧力計測においては、トラバース装置の存在はピトー管等のセンサやスキヤニバルブ、ZOCバルブ³⁾等の圧力走査器と共に欠くことのできないものであると同時に、トラバース装置と圧力計測装置の通信機能を含むソフトの機能の良否が、圧力計測における実験効率のデータ生産性を向上させる重要なキーポイントとなる。従来のNAL6.5m×5.5m 低速風洞の後流トラバース装置(以下、トラバース装置という)のソフト面の機能は、これらの機能を満足できるものとなっておらず、トラバース装置を独自に専用計算機(タッチパネルとシーケンサの組合せ)で制御する方法をとっていたのに対し、改修したトラバース装置は、新規の制御用パーソナルコンピュータ(マスターコンピュータ)にはGUI(Graphical User Interface)機能に優れたLabVIEW(5.0)ソフト²⁾を、既存NAL6.5m×5.5m 低速風洞データ処理システム⁴⁾(以下、データ処理システムという)にはHP VEE ソフトをそれぞれ導入し、両

者間での通信を行いながら、トラバースの移動走査および圧力計測を自動で行うことができる圧力計測の自動化を図った。また、実験準備作業を含めた全体の実験効率を上げるためにハード面の改修も行った。以下、トラバース装置のソフト、ハード両面の機能向上の概要について報告する。

2. 旧トラバース装置の問題点と対策項目

2.1 旧トラバース装置の問題点

- (1) 独立した制御系のため、データ処理システムとの通信ができず、圧力計測(トラバース移動を含む)が自動でできない。また、測定データと測定位置の対応がとれない。
- (2) トラバースの位置決めがインクリメンタル型のエンコーダによる相対位置表示(現在値からの移動量)のため、移動前の原点位置を実験者が記録、記憶する等の作業が必要であり、実験者の負担が大きい。
- (3) 自動(グリッド)モードを含む画面からの設定操作機能(グリッドの設定は座標指定で

はなく、1回の移動量と移動回数による)が悪いためトラバース走査は制御盤からのコントロールを主体に行っている。

- (4) メモリ機能がないため、電源OFFと同時に位置メモリがクリア(零の表示になる)されてしまう。
- (5) スキャニバルブを風洞床面に固定して使用していることから、風路にさらされるセンサ(ピトー管)とスキャニバルブ間の配管(ビニールチューブ)も長くなり、風圧による振動を受けたり、圧力整定時間が長くなる。
- (6) ペンダントスイッチ、ケーブルが高重量で操作性が悪い。
- (7) セッティング作業における、トラバース装置本体(Xレール、下部架台部、ケーブル類含む)の作業操作性が悪く、実験効率の低下を招いている。

2.2 対策項目

(1) 圧力計測自動化のための制御系の改修

トラバース装置および圧力計測装置に相当するデータ処理システムをマスターコンピュータから自動制御して圧力計測ができるように、マスターコンピュータにはLabVIEW(5.0)ソフトを、データ処理システムにはHP VEE ソフトを導入して、トラバース装置制御用、データ処理システム制御用プログラムをそれぞれ製作すると共に、圧力計測プログラムは本装置制御系に合わせて、既存の圧力計測プログラムを部分的に改修して対処した。また、制御系の改修に伴い製作費用の関係から3軸(X、Y、Z)の駆動用モータ、制御盤を交換した他、新規にGPIB/RS232C コンバータ、非常停止スイッチを設置した。

(2) 装置原点の認識化

従来のインクリメンタル型のエンコーダをアブソリュート型のエンコーダに交換することにより位置表示の方法は絶対位置座標での表示が

可能になった⁶⁾。Y、Z軸駆動用モータのように、駆動機構部が装置と常に一体となった構造の場合は問題ないが、駆動モータと装置の組み込みが実験の度に行われるX軸駆動用モータと装置の位置関係は、実験準備作業の段階でクレーンにより下部架台部をX軸レールに乗せる時にずれることになる。このことから、今回の機能向上では、下部架台部の下面の従来のハードリミットスイッチから下流側にX軸原点復帰検出器を設置して、本装置をセッティングした際には、必ず操作マニュアルに従ってX軸原点復帰検出器をON(検出器を押す)状態にして、X軸の装置原点(絶対座標)を認識させるようにした。

(3) 運転用画面操作機能の改良

LabVIEW(5.0)ソフトを導入して、4.3.1項に後述する実験基準点からの相対位置座標で座標設定をして行うファイルモード、グリッドモード等の操作機能性に優れた自動制御および計測プログラムが構築された。

(4) 電源OFF時の位置座標メモリ化

エンコーダをアブソリュート型に交換したことによる装置の機械的な絶対位置の保持が可能となった。さらに、アブソリュートエンコーダにメモリを付加して、位置座標のメモリ化を計った。

(5) スキャニバルブ収納箱の設置

スキャニバルブを収納するためのスキャニバルブ収納箱を、トラバース装置本体のスティング部の後方に取付台座を設置して、これにスキャニバルブ収納箱を取り付けて、この中に冬季に使用する恒温ヒータと共にスキャニバルブを固定および収納した。

(6) ハンディターミナルの交換

従来のペンダントスイッチを軽量かつ小型で、しかも、ケーブル長さも短かいハンディターミナルに交換し、操作性が改善された。

(7) 作業操作性の改善

作業操作性の改善として、トラバース装置本

体に対してコネクタボックス、ハンディターミナル収納箱、下部架台部およびレール部キャスター、スキャニバルブ収納箱、ゴムバンド(ケーブル固定用)、ケーブル等の構成部品が新設され、実験準備の作業操作性が改善された。

3. 改修後のトラバース装置の概要および機能

トラバース装置はストラットカート内の定められた位置に固定した後、本トラバース装置の可動範囲内における模型後流計測等に使用するためのもので、機能向上後の本トラバース装置の全体構成を図1に示す。トラバース装置は、図1に示すように、トラバース装置本体、トラバース装置本体に付属されるハンディターミナル、1階計測室に配置される制御盤、2階計測室に設置されるマスターコンピュータ(Windows98)、GPIB/RS232C コンバータ、非常停止スイッチおよびデータ処理システム(VXI)で構成される。表1に機能向上後のトラバース装置の仕様を示す。

3.1 トラバース装置本体の概要

トラバース装置本体は、平成5年度に更新がなされたもので、今回のトラバース装置の機能向上では構造的に大きな改修はしていないが、ストラット部および下部架台部に付属した3軸(X、Y、Z)のACサーボモータについては前述した理由で新品に交換した。また、作業操作性の改良のために、スキャニバルブ収納箱、コネクタボックス、ハンディターミナル収納箱等を新たに設けた。以下にトラバース装置本体の概要について述べる。

トラバース装置本体は、図2に示すように、レール部、下部架台部、ストラット部(スティング部付)の3分割構造になっており、レール部は、下部架台部本体の下部に取り付けられたACサーボモータ軸に直結したピニオンにかみ合わせるためのラック、走行用レール、X軸原点復帰検出器作動板をI型鋼にボルト類で組み合わせ

た構造になっている。下部架台部は、鋼板を溶接構造で組み立てた下部架台部本体に、Y方向移動架台、ボールネジ、レールガイド、Y軸用ACサーボモータ、X軸用ACサーボモータ、タイミングベルト、キャスター、コネクタボックス、ハンディターミナル収納箱、X軸原点復帰検出器(図3)等をボルト類で組み合わせた構造となっている。ストラット部は、ストラット部本体に、スティング、スキャニバルブ収納箱(取付台座含)、ボールネジ、Z軸用ACサーボモータ、リミットスイッチ、タイミングベルトを組み合わせた構造になっている。

本装置の装備品として、図4に示すスティングポッド部に取り付けるためのセンサ(ピトー管)取り付け用シャフトが装備されている。センサ(ピトー管)については今後整備していく予定である。3つに分割された各構成部品の総重量は約1520Kgであり、1つの構成部品単体でも数百Kgと高重量であるので、風洞内へのセッティングはクレーン作業によって行われる。今回の機能向上で下部架台部本体やレール部へのキャスターの取付によって、風洞内へのセッティング作業において、下部架台部本体やレール部をクレーンの使用できる場所への移動が容易になった。また、実験前のトラバース範囲内で行うティーチング動作や各種の設定操作に使用するハンディターミナルを前述したハンディターミナル収納箱の中に収納した。

3.2 制御盤

制御盤は図1に示すように、制御系の改修に伴って新規に製作されたもので、デジタルコントローラ、サーボアンプ、制御盤に内蔵されたサーボアンプとその他の制御盤内の各構成機器間を結ぶキャプタイヤケーブル、GPIB/RS232C コンバータを結ぶシリアルリンク(RS232C)によって構成されており、3軸モータの動力源、制御用として用いられる。制御盤の操作機能としては、電源のON、OFF操作

と、遠隔(2階計測室)または機側(風洞内のハンディターミナル)への操作権の切替操作の2つである。制御盤への主電源の供給は、既設のNAL6.5m×5.5m 低速風洞電源分電盤より単相AC200Vで制御盤に内蔵された電源電圧調整器に供給され、モータ駆動用、トラバース制御用電源として電圧調整して使用される。

3.3 マスターコンピュータの仕様

本装置の主な構成機器の仕様を以下に示す。マスターコンピュータは、Dell社製のOptiplex GX1 Mini Tower 1台を使用した。

Optiplex GX1 Mini Towerは、CPUとしてIntel Pentium II (300MHz以上)を搭載し、RAMメモリ容量は128MB、ハードディスクの容量は4GBである。設定操作用モニタは、21インチ(カラー)のサイズのものを使用している。

3.4 データ処理システム(VXIシステム本体)の仕様

データ処理システム(VXIシステム本体)の仕様を以下に示す。

コントローラ	: HP V743(100MHz)
語長	: 32ビット
CPUメモリ	: 64MB
ハードディスクメモリ	: 2GB
RS-232Cポート数	: 5
RS-422ポート数	: 1
GP-IBポート数	: 1
高精度A/D	: 64CH 51/2桁
高速A/D	: 64CH 16ビット、100K サンプル/秒
TTL入力	: 272点
接点出力	: 16点

3.5 制御系の動作概要

本装置の制御には、Lab VIEW(5.0)ソフトを使って、マスターコンピュータの画面上に配置した設定、操作スイッチから制御盤に指令す

る方法と、ハンディターミナルから制御盤に指令を与える2つの方法があるが、ここでは、マスターコンピュータからの指令で圧力の自動計測を行いながらトラバース装置を自動走査する場合の制御系の動作概要について述べる。

マスターコンピュータと制御盤との通信は図5に示すように、現状のマスターコンピュータが将来他機種のコピーに変更された場合でも柔軟に対応できるように選定されたGPIB/RS232Cコンバータを経由して行われている。動作概要としては、マスターコンピュータからの位置設定信号は、GPIB/RS232Cコンバータを介して制御盤内のデジタルコントローラへ送られてデジタルにコントロールされ、マスターコンピュータからの移動指令信号により、サーボアンプを介してACサーボモータが駆動される。駆動中は、アブソリュートエンコーダからの現在位置信号がデジタルコントローラを介してマスターコンピュータへ送られ、マスターコンピュータ画面に現在位置表示が行われる。

マスターコンピュータとデータ処理システム(VXI)の通信は、GPIBインターフェース経由で行われている。動作概要としては、トラバース装置の位置設定が完了すると、データ処理システムに移動完了信号が送られ、データ処理システムからは駆動指令信号が送られてスキャニバルブが動作し、データ収集が行われる。データ収集が完了すると、GPIB駆動完了信号がマスターコンピュータに送られ、マスターコンピュータからは、次の位置設定指令信号がトラバース装置に送られる。

4. トラバース制御ソフトウェア機能全般

トラバースを制御するソフトウェアの使用言語は、基本的にLab VIEW 5.0(Windows 98)を使用した(高速処理を必要とする部分は除く)。マスターコンピュータからの条件設定、移動指令等の設定操作は、マスターコンピュータのファンクションキーによる割り込み、またはウイ

ンドー(画面)上に配置された設定操作ボタン／マウスにより容易にできることをめざした。

トラバース制御ソフトウェアの製作は、次に述べる4.1 トラバース条件設定機能、4.2 トラバース制御モード機能等に基づいて行われた。

本ソフトウェアによるトラバース移動の座標は、4.3.1 項に述べる座標変換定数を設定する理由から絶対座標、相対座標2つの座標で表示できる機能を持たせた。本ソフトウェアにより制御する軸はX、Y、Zの3軸とし、各軸方向の最大移動範囲(スパン)は、X軸=3000 mm、Y軸=2500 mm、Z軸=2500 mmである。尚、位置決め精度および繰り返し精度は、X軸=±2.5 mm、Y軸=±1.0 mm、Z軸=±1.0 mmである。以下に、トラバース装置制御ソフトウェア機能構成図(図6)を基にトラバース条件設定機能、トラバース制御モード機能について述べる。

4.1 トラバース条件設定機能

本ルーチンによりトラバース移動に必要な各種設定パラメータをディスク上のファイルに設定または変更ができると共に、各パラメータは容易にCRT上で参照することができる。また、自動移動する座標点を、EXCEL(CSV)形式でルックアップテーブル上に作成し、これをハードディスクまたはフロッピイディスクに保存した後、保存したルックアップテーブルデータを再度ディスク上で読み込んで、トラバース移動を自動移動させることができる。

4.2 トラバース制御モード機能

トラバース制御モードとしては、手動設定ルーチン、自動設定・計測ルーチンの2種類のルーチンにより制御が可能であり、その制御機能は以下の通りである。

(1) 手動設定ルーチンによる制御機能

本ルーチンによる制御機能は、マスターコンピュータのマウスまたはキーボードにより①JOGモード(キーを押している間トラバースが

移動する)、②ポイントモード(原点および現在位置からの移動量を指定することによって、自動的にトラバースが位置決めできる)の2つのモードによる移動操作ができると共に、この時実時間でモニタ上に現在移動座標値を、3軸同時に2つの座標定義(絶対座標、相対座標)のうちどちらかに表示切り替えて表示することができる。また、トラバース各軸の移動速度の調整も可能であり、移動速度は、任意の速度に対応した指標値で、3軸それぞれ5 mm/sec毎に任意に可変することができる。移動速度範囲は、X軸=5~20 mm/sec、Y軸=5~50 mm/sec、Z軸=5~50 mm/secとなっている。

また、本ルーチン実行中の強制停止、移動停止、中断も可能である。

(2) 自動設定・計測ルーチンによる制御機能

自動設定・計測ルーチンは、データ処理システム用コンピュータ(VXI)との通信(移動指令、計測完了)を行いながら、グリッドモード、ファイル(ランダム)モードの2つの自動移動モードの条件設定ルーチンで、予めルックアップテーブル上に設定された座標点にトラバースをシーケンシャルに自動移動し、計測信号が整定した段階でデータ収集を行うピッチアンドポーズ方式で圧力計測のデータ収集ができる。さらに、本ルーチン実行途中で手動設定してトラバースを移動させてデータ収集することも可能である。尚、自動設定・計測ルーチンによる移動速度の調整は基本的にできない(メーカーにより、トラバース移動後に3軸の設定位置で3軸のモータが同時に制止するように3軸のモータ速度を最適な値に固定している)。その他、現在移動座標値の表示、本ルーチン実行中の強制停止、移動停止、中断等の設定操作および表示機能は前述した手動設定ルーチンによる制御機能と同様である。

(3) 自動移動モード走査条件設定ルーチンによる制御機能

本ルーチンは、図7に示すように、グリッド

モード(縦、横)走査とファイル(ランダム)モードの2種類のモード走査の条件設定ルーチンであり、前者は、Y-Z断面においてトラバースを一定のピッチ(増分)で横(±Y)方向または縦(±Z)の2つの操作方法を選択して走査することができるもので、移動に際し開始点、終点が任意にテーブル上で設定ができる。後者は、Y-Z断面においてトラバースを任意のピッチ(増分)で横(±Y)方向または縦(±Z)の2つの操作方法を選択して走査することができるもので、他の機能はグリッドモードと同様である。

4.3 画面表示および設定操作機能

ここでは、トラバース装置と既存データ処理システム(VXI)に対して構築した2つの制御ソフトウェアによる画面表示ならびに設定操作機能の中の座標設定操作、グリッドモード計測操作、それぞれ2つのプログラムの立ち上げから終了までの一連の画面操作について述べる。但し、VXIコンピュータの制御プログラムは立ち上げた状態にある。以下図8~図17をもとにこれらの操作機能について述べる。

4.3.1 座標設定操作

座標設定は、各軸のアプリケーションソフトウェアリミットと座標変換定数(以下、座標パラメータという)を設定するための操作画面である。ここでは、座標パラメータ設定で行う(1)座標パラメータ設定前操作、(2)座標パラメータの設定操作について述べる。

(1) 座標パラメータ設定前操作

① VXI画面の操作

図8で左上の試験モードの圧力試験にマウスでチェックマークを入れた後、マウスで画面右上の収集モード選択で、トラバース装置との通信を意味するFAコンピュータ(通信モード)を選択した後実行ボタンをクリックした後に表示される上書きボタンをクリックするとファイルへの書き込みが行われる。

② 制御盤の操作

トラバース装置制御盤の電源ON操作、操作権切替スイッチ(キー式)を遠隔(2階マスターコンピュータ)に切り替えた後、スイッチキーを抜き取り、2階OS(Windows 98)の立ち上げ操作を行った後で、次に述べるトラバース制御プログラムによる画面操作を行う。

③ マスターコンピュータ画面の操作

画面上のトラバース制御プログラムのアイコンをダブルクリックすると、Lab VIEW 5.0ソフトにより製作された図9のようなソフトウェア起動時画面が表示される。図9は、画面が5つのブロックに分けられ、図の左最上段の条件設定表示欄には、VXIコンピュータから送信される、VXIコンピュータ画面表示と同一の表示パラメータ日時、TEST.NO、RUN.NOを表示させることができる。2つめの左中段の現在位置の設定表示欄の中の最上段の座標切替・表示ボックスでは、相対または絶対座標の切替が左の三角マークボタンで操作および表示ができる。中段のX、Y、Zの各座標表示欄には、それぞれの現在位置の座標(通常は相対座標で)が表示される。3つめのモード設定表示欄では、上から順に手動、グリッド、ファイルの各モードを選択して、各モードによる自動計測ができる。また、モードの条件設定ボタンでは、後述する座標パラメータやメンテナンス時の各種パラメータの設定変更ができる。モードの終了[F12]ボタンはプログラムを終了時の終了操作に使用される。4つめの画面の最下段のメッセージ欄には、現在のプログラムの実行状況が文字で表示される。5つめの空欄の部分には、後述する条件設定や各種モードを選択することによって、これらを設定・表示するための操作画面が表示される。図9の条件設定ボタンをクリックした後、4.3.2項に述べるグリッドモード計測の準備操作として、トラバース制御パネル表示をマウスでクリックしてチェックマーク(×)を付けると図10(a)の座標パラメータ設定画面が表示

される。ここで、図 10(a)の条件設定欄の設定操作ボタンの機能について述べる。設定項目選択ボックスは、座標設定、メンテナンス時の座標パラメータや各軸のモータパラメータ、ドライバソフトウェアリミットの設定に使用される。条件読み込みボタンは、以前に保存した条件を読み込む時に、条件保存ボタンは、現在の条件をデフォルトファイルに保存する時に使用される。また、別名で保存ボタンは、現在の条件を別名で保存する時に、ドライバ設定ボタンは、モータの詳細なパラメータの設定やモータパラメータのデフォルト状態への復帰をする時等それぞれの設定操作に使用される。以下に図 10(a)、10(b)をもとに座標パラメータの設定操作について述べる。

④ ハンディターミナルの操作

トラバース装置をセッティング後、座標パラメータの設定を設定画面から行う前に、ハンディターミナルでX軸の原点復帰操作(自動で行われる)を行い、トラバース装置のX、Y、Zそれぞれの装置基準位置が所定の値であることを、スケールの読み取り値とハンディターミナルの表示値で確認する。この後トラバース装置を任意の位置まで移動後停止させて図 10(b)に示す X_1 、 Y_1 、 Z_1 それぞれの実験基準点から装置基準点へのオフセット値を計測、記録すると共に、 X_1 、 Y_1 、 Z_1 それぞれの実験基準点から装置基準点へのオフセット値を計測した時のトラバース位置 X_{TA} 、 Y_{TA} 、 Z_{TA} (ハンディターミナルに表示された絶対座標)を記録して次の(5)項の座標パラメータの設定操作に使用する。

(2) 座標パラメータの設定操作

図 10(a)で座標パラメータの設定は、圧力計測におけるトラバース装置座標を便宜上実験基準点からの相対座標で表すことと、実験の種類によって実験基準点とトラバース装置に使用するピトー管(支持部含む)等のセンサの寸法が異なった場合でも、測定センサの位置を任意の実

験基準点からの相対座標で表すために必須の設定操作であり、設定入力する座標パラメータは、実験基準点から装置基準点へのオフセット値(X_1 、 Y_1 、 Z_1)と、実験基準点から装置基準点へのオフセット値を計測した時のハンディターミナルに表示された絶対座標(X_{TA} 、 Y_{TA} 、 Z_{TA})の2種類である。これらのパラメータの入力は、マウスまたはキーボードにより数値入力(最小1桁の整数で、単位: mm)した後、条件保存ボタンをクリックして保存操作を行う。

4.3.2 グリッドモード計測操作

ここでは、図 11のソフトウェア起動時画面が立ち上がっている状態からの操作について述べる。

(1) ポイント移動操作

図 11でポイント移動操作は、設定した座標にトラバースを直接移動させることができ、グリッドモード計測の開始点への移動、座標入力による自動移動用に使用される。移動は簡易補間によって到達時間が3軸とも同時になるように行われる。ポイント移動操作は、マウスまたはキーボードによりポイント移動の目標座標を座標移動欄のX、Y、Z表示欄に数値入力した後、右の移動開始ボタンをクリックすることによってトラバースが移動される。同時に左側画面の現在位置のX、Y、Zの値が目標座標値を表示する。続いて図 11のモード欄でグリッドモードをクリックすると、図 12に示すような、初期計測[F5]、終了[F9]のボタンが追加表示された初期計測画面となる。

(2) 初期計測およびグリッド(断面)計測準備

図 12の初期計測ボタン[F5]を押すと、図 13のVXI画面の初期データ計測ボックスにチェックマークが入ると同時に、画面右上に計測終了の文字が緑色の四角枠で表示される。同時にマスターコンピュータの画面は図 14に示す計測開始待ち画面に変わる。図 14には、中央にグリッド計測の座標設定入力用の移動条件設

定欄が、中央下段に計測実行[F 6]ボタンが、右下段にRUN終了[F 8]ボタンが表示される。次に移動条件設定欄の上段のX、Y、Zそれぞれの開始点、終点、増分の値を入力した後、座標作成ボタンをクリックすると、座標設定値にグリッド座標が表示される。この後下段左のグラフを表示するためのトグルスイッチをドラッグして上に移動すると、作成したグリッド座標の数値座標が図15の座標履歴、設定値表示画面に示すようなグラフで履歴表示される。

(3) 断面計測実行操作

図15の中央下段の計測実行[F 6]ボタンをクリックすると、図16のグリッド(断面)計測実行画面にかわる。図で計測がすでに終了した座標位置は、丸印と太線で表示され計測状態が実行済かまたは非実行であるかが明瞭に区別できる。また、図の下段の断面終了[F 7]ボタンは、断面計測を途中で中止する場合に使用する。断面計測を途中で中止せずに断面計測が終了すると、ベープ音が鳴ると同時にRUN終了ボタン[F 8]が下段右端に表示される。

(4) グリッド(断面)計測終了操作

グリッド(断面)計測の終了操作は、RUN終了[F 8]ボタンをクリックした後、モードの終了[F 12]ボタンをクリックすると、OS立ち上げ時のWindows画面にもどる。

(5) V X I画面の終了操作

V X I画面の終了操作は、図8の終了ボタンをクリックして自動計測プログラムが終了される。

4.3.3 アラーム発生表示と対処法

トラバースに問題が発生した場合、制御盤から図17に示すようなメッセージ内容を表示するダイアログボックスが画面中央に表示される。ダイアログボックスには、ダイアログボックスの左側にアラーム原因を示すアラーム番号が、アラーム番号の右にはアラーム原因の内容が文字表示される(詳細は取扱説明書を参照)。さら

に、ダイアログボックスの右側にはアラームの対策が文字表示される。アラームが発生した場合には、ダイアログボックス中の対処法や、コントロールマニュアル(PDC-1300 取扱説明書)を確認し原因を除去後、アラームリセットボタン(赤色)を押した後、その下の了解ボタン(黄色)を押してダイアログボックスから抜け出す(ダイアログボックスが消える)ことができる。

4.3.4 断面計測点数と計測所要時間の関係

図18は、トラバース装置をY-Z断面で自動走査させた圧力自動計測における、断面計測点数に対する計測所要時間の関係を示す。Y-Z断面計測トラバースにおける自動走査を、Y、Z方向の移動ピッチをそれぞれ10mmピッチで行ったデータを丸印(○)で、同様に20mmピッチで行った値を四角印(□)で示した。この結果から、断面計測点数と計測所要時間の関係は比例関係にあり、自動計測における1計測点当たりの計測所要時間は、10mmピッチで22.36(sec)、20mmピッチで21.0(sec)であることがわかった。この2つのデータは、Y-Z断面計測の実験ケースを見積もる上で有益なデータとなるものと考えられる。尚、1計測点でのスキヤニバルブの切替ポート数は9点、1ポート当たりのサンプルデータ数は128点平均である。

5. 本装置による風試模型後流測定例

図19は、本トラバース装置を使用して行った、矩形翼模型の翼端渦の特性試験の結果を示したものである。本試験でのトラバース走査は、縦、横200mmのY-Z断面内で、Y、Z方向それぞれに10mmピッチで行い、断面計測点数は合計441点、1計測点でのスキヤニバルブの切替ポート数は9点、本Y-Z断面計測のトラバース移動を含む計測所要合計時間は2時間44分であり、1計測点当たりの計測所要時間は23.3(sec)であった。本試験では、翼端渦による速度ベクトル図の作成を、実験途中に1つの計

測断面終了直後に行う要求はあったが、現状ではこの要求に見合った、速度ベクトルや等速度線図等の作成プログラムソフトウェアは整備されておらず、本図の速度ベクトルの作成は、実験者が用意した描画ソフトウェアにより2次処理によって行われている。実験中に圧力測定データを取得すると同時にグラフ化することは、データの真偽がすぐに判断できると共に、必要以上にデータを取得することが避けられる等の利点がある。今後、NAL6.5m×5.5m 低速風洞(風洞付帯設備を含む)がユーザーフレンドリーな風洞をめざすためにも、実験中の圧力測定データを使って、瞬時に速度ベクトルや風速分布等のグラフ化ができるようなソフトウェアを風洞側として整備することが重要と考えられる。

6. まとめ

航技研6.5m×5.5m 低速風洞用後流トラバース装置およびNAL6.5m×5.5m 低速風洞データ処理システムに対して、トラバースを自動移動走査して圧力計測を自動的に行うためのGUI機能に優れた操作性の良いソフトウェアの構築を行った。さらに、作業操作性の向上と実験の効率化をめざしたトラバース装置本体、制御盤等ハード部分の改修を行った。以下に本トラバース装置の機能向上による改善点について述べる。

- (1) トラバースの配線、配管作業を含めた取付作業に要する人工は、従来の3~4人/日であったのに対し、更新後は2人/日となり、実験準備の作業効率が大幅に改善された。
- (2) トラバース装置の制御にLabVIEW(5.0)ソフトを、NAL6.5m×5.5m 低速風洞データ処理システムにHP VEEソフトを導入したプログラムソフトウェアによって、画面からの設定操作機能が大幅に改良された。
- (3) 実験基準点を任意に設定できるようになったことと座標のメモリ化により、圧力取得データと取得データ座標との対応が一致し、

データの信頼性が良くなった。

- (4) 座標のメモリ化により、トラバースの移動が座標を設定して自動移動できるようになり、オペレータへの負担が大幅に軽減された。

(今後の課題)

今後の課題として、

- (1) 気流(圧力)測定用センサ(5孔、7孔ピトー管等の)およびセンサの校正プログラムや計測プログラムソフトを整備する。
- (2) スキャニングバルブに変わるZOCバルブ等のESPセンサ導入の検討を行う。
- (3) 速度ベクトル、等速度線図等の作図が可能なソフトウェアおよびシステムの整備を行う。

の以上3点が上げられる。

謝辞

本トラバース装置機能向上における改修の設計・製作を担当した川田工業株式会社の関係者の方々にこの場を借りて深く感謝の意を表す。

また、本報告に際し、航技研空力特性研究部回転翼研究グループの末永技官からは、本報告に使用するグラフ提供のご協力を頂いた。この場を借りて深く感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 萱場重男、他；航技研大型低速風洞の機能向上について、第54回風洞研究会議前刷集、1995
- 2) 井上泰典；LabVIEW グラフィカルプログラミング、1998年10月発行、森北出版(株)
- 3) 藤田敏美、他；電子式走査多点圧力センサ(ESP)を用いた突風風洞圧力計測システム、TM-638
- 4) 星野秀雄、他；大型低速風洞における分散処理システムについて、TM-629 1990
- 5) (株)電気書院；ACサーボ応用マニュアル 1992年9月発行

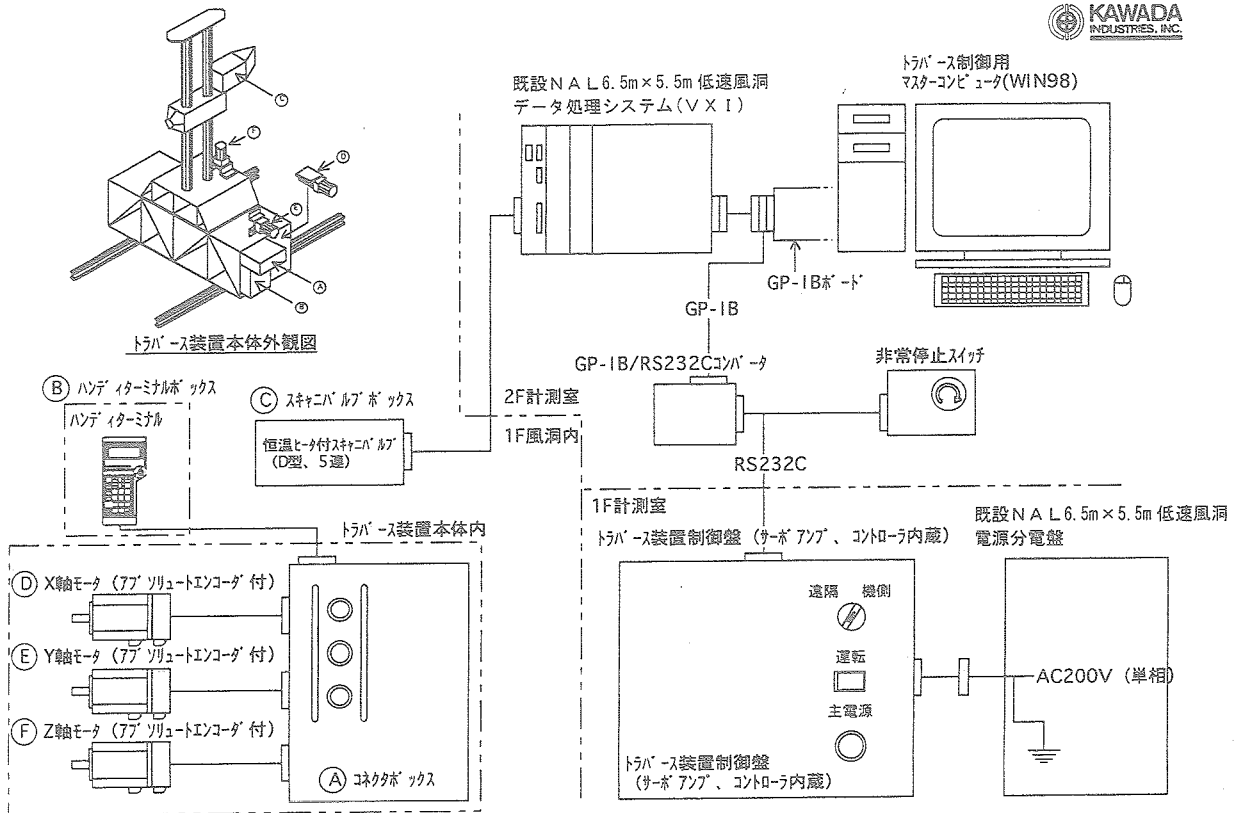


図1 航技研 6.5m×5.5m 低速風洞後流トラバース装置のシステム構成

仕様項目	仕様
構造	レール部、下部架台部、ストラット部（スティング部付）の3分割構造
重量	総重量：約1520Kg
ブロックージ	風洞測定部断面積に対する装置の正面面積の比：約3%
駆動方式	ボールネジによるスライド方式
制御方式	X軸：電動サーボ方式（山洋製、P50B07040DCN） Y軸：電動サーボ方式（山洋製、P50B07040DCN） Z軸：電動サーボ方式（山洋製、P50B07040DCN）
位置決め方式	アブソリュート位置決め
制御盤	ユニットケース内に、モータドライバ、コントローラ等を装備
位置設定措置	マスターコンピュータ（Dell社製 Optiplex GX1 Mini Tower OS:Windows 98） ハンディターミナル（山洋製、PDC-1300）
使用風速	最大45m/s
トラバース範囲 (風洞基準点からの移動範囲)	X軸=1740~+4740mm Y軸=-1250~+1250mm Z軸=-1700~+800mm
移動速度	X軸：5~20mm/sec 可変 Y軸：5~50mm/sec 可変 Z軸：5~50mm/sec 可変
計算機からの移動モード	手動設定ルーチン：JOGモード、ポイントモード 自動移動モード設定ルーチン：グリッドモード、ランダムモード
自動移動の設定	任意に定める実験基準点からの相対座標で設定可能(絶対座標に切替表示も可能)
データ処理システムとの通信	可能（圧力計測の自動計測が可能）

表1 後流トラバース装置の主要仕様

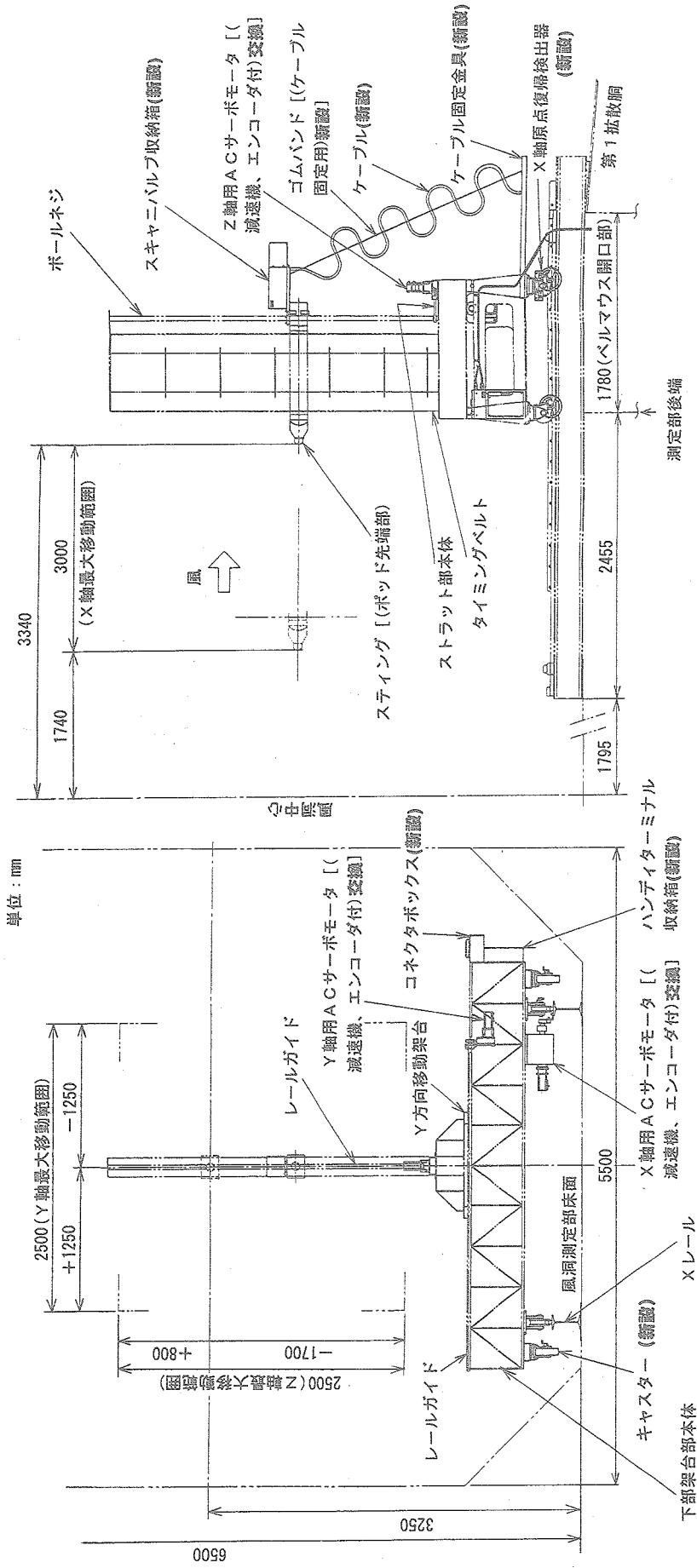


図2 後流トラバース装置本体の概要

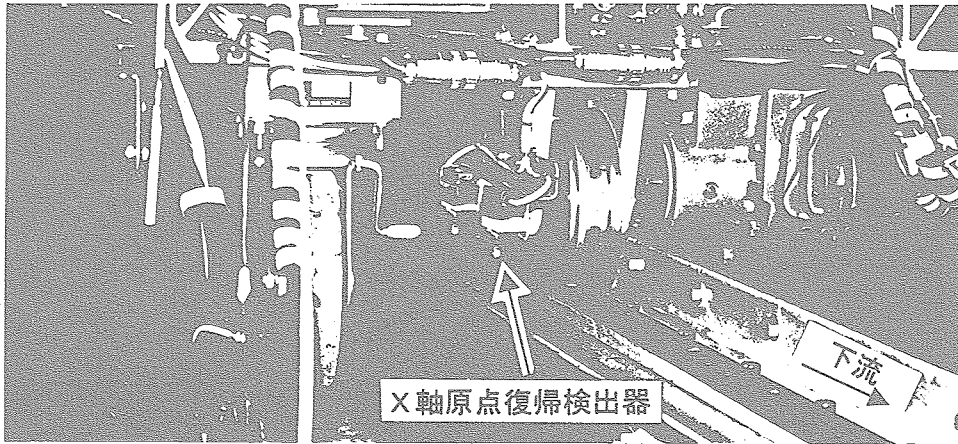


図3 X軸原点復帰検出器

単位：mm

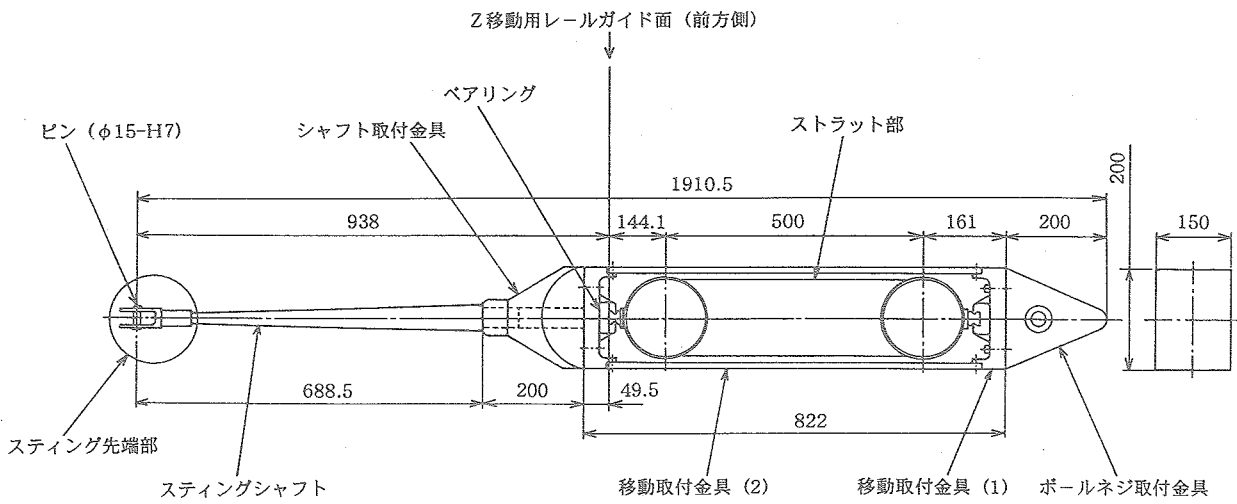
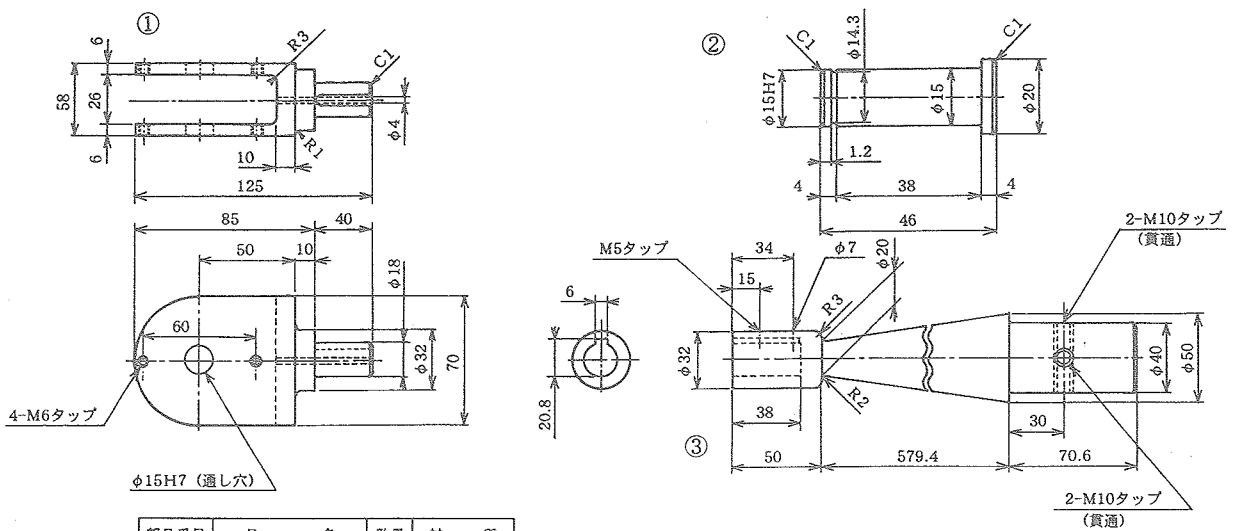


図4 (a) センサ取付用シャフト実装図

単位：mm



部品番号	品名	数量	材質
①	スティング部先端	1	SUS 303
②	ピン	1	SUS 303
③	スティングシャフト	1	SUS 303

図4 (b) センサ取付用シャフト部品図

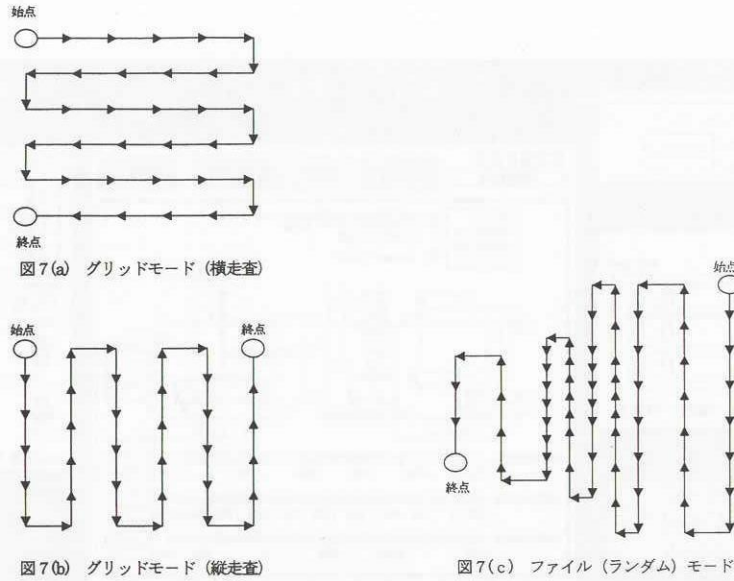


図7 自動移動モード走査

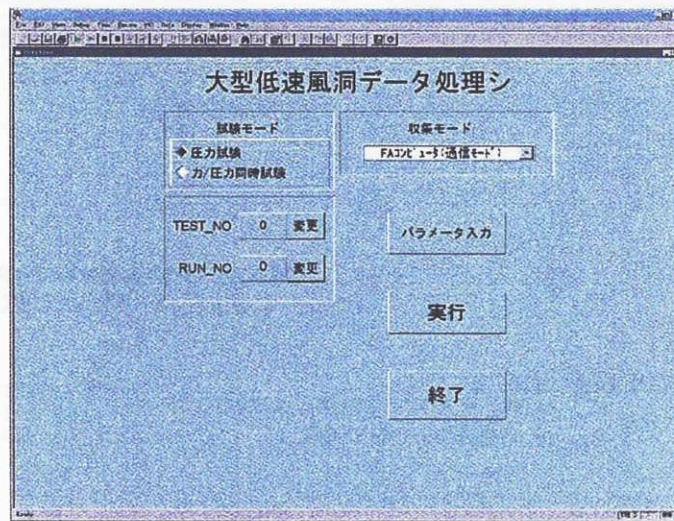


図8 VXIプログラム起動画面

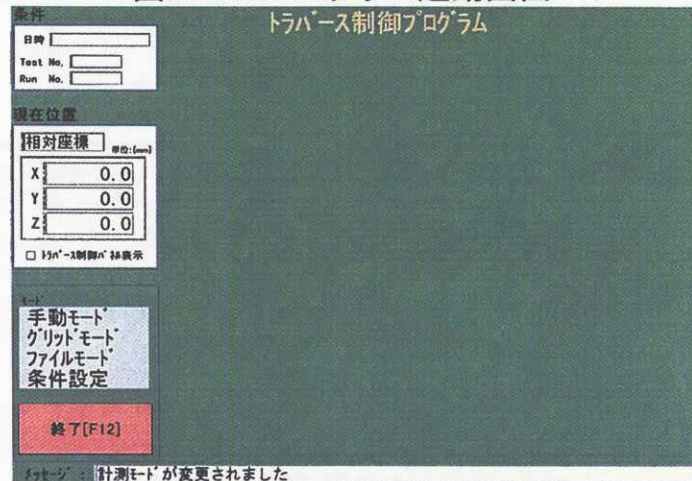


図9 ソフトウェア起動時画面

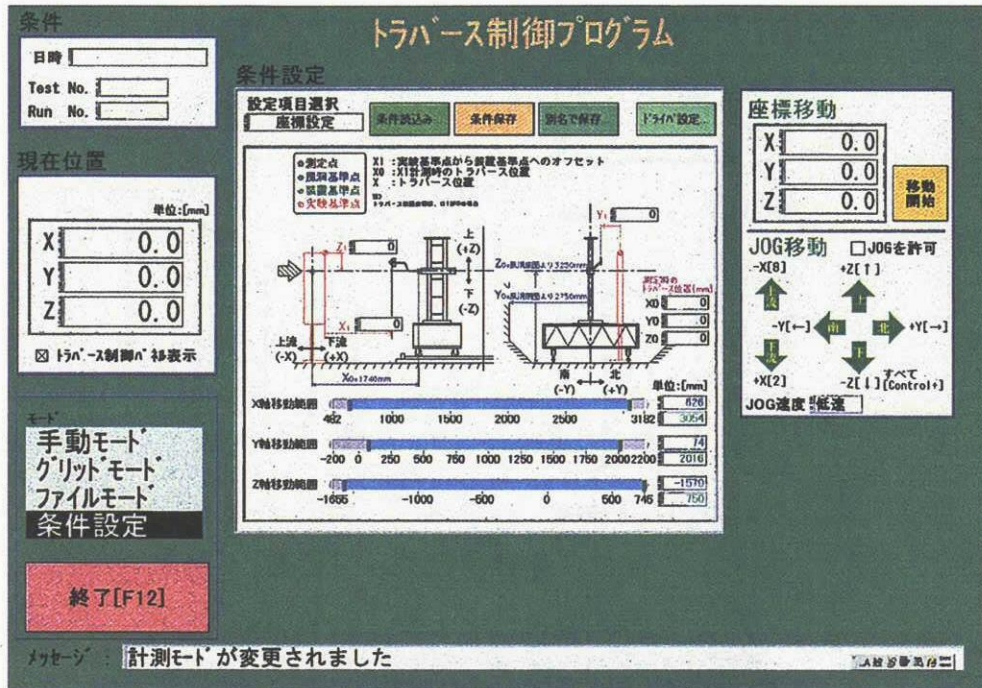


図10(a) 座標パラメータ設定画面

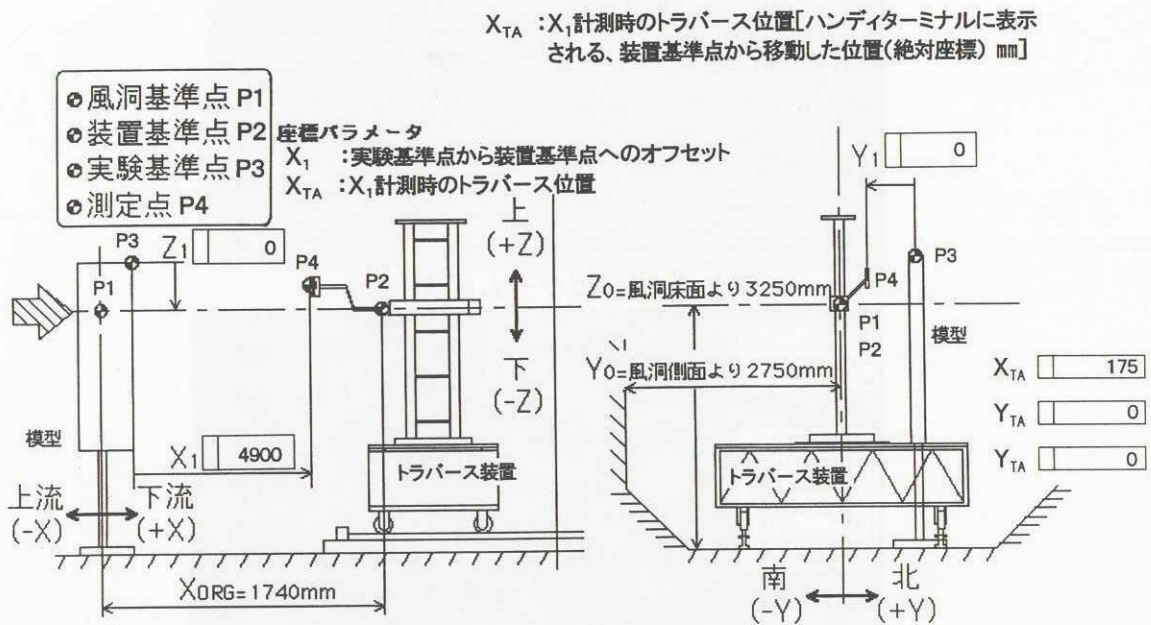


図 10 (b) 座標設定画面拡大図

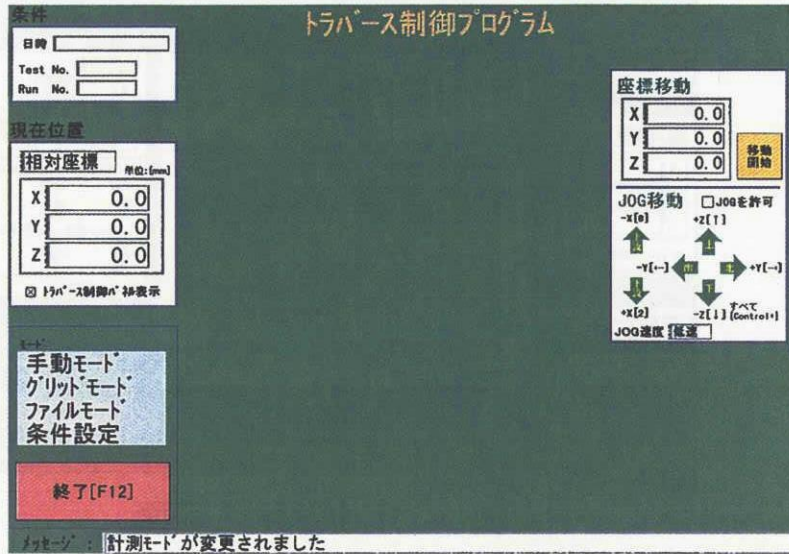


図11 ポイント/JOG移動操作画面

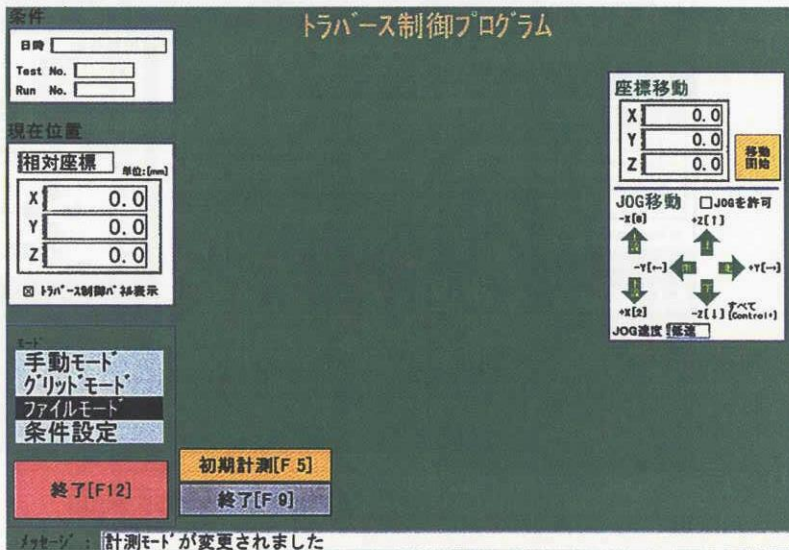


図12 初期計測画面

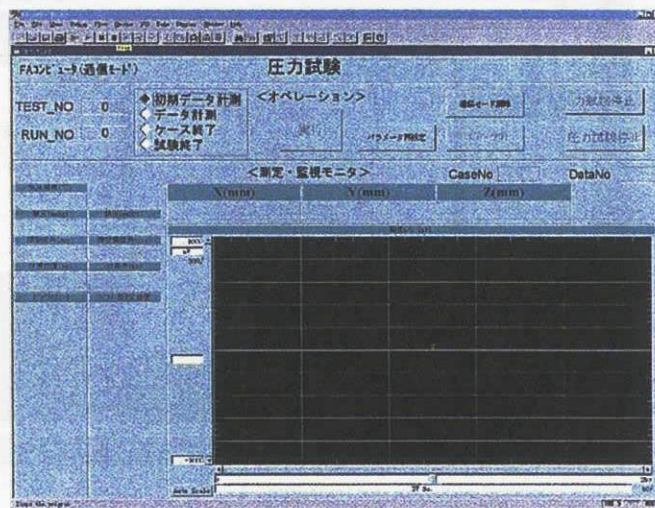


図13 VXIプログラム位置表示画面

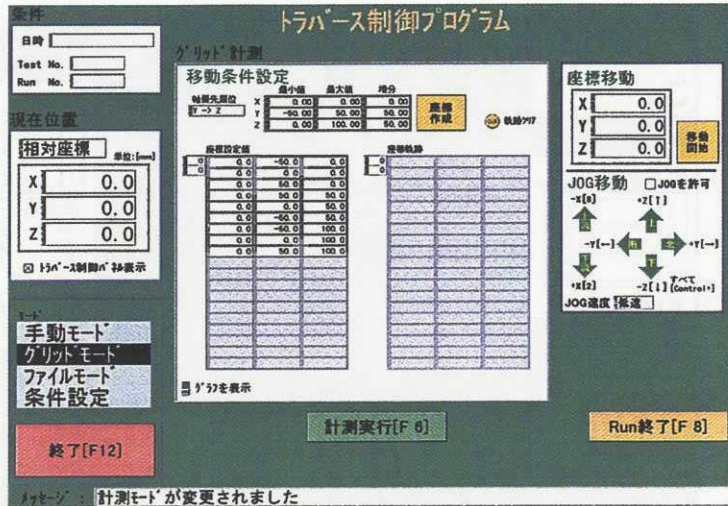


図14 計測開始待ち画面

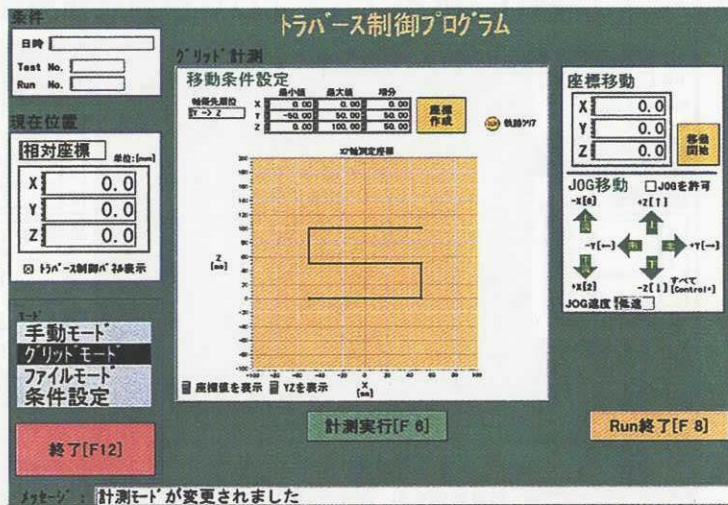


図15 座標履歴、設定値表示画面

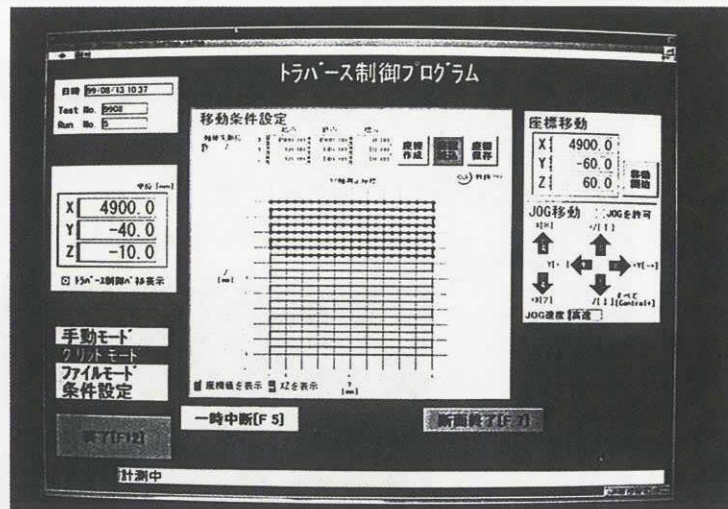


図16 グリッド計測実行中画面

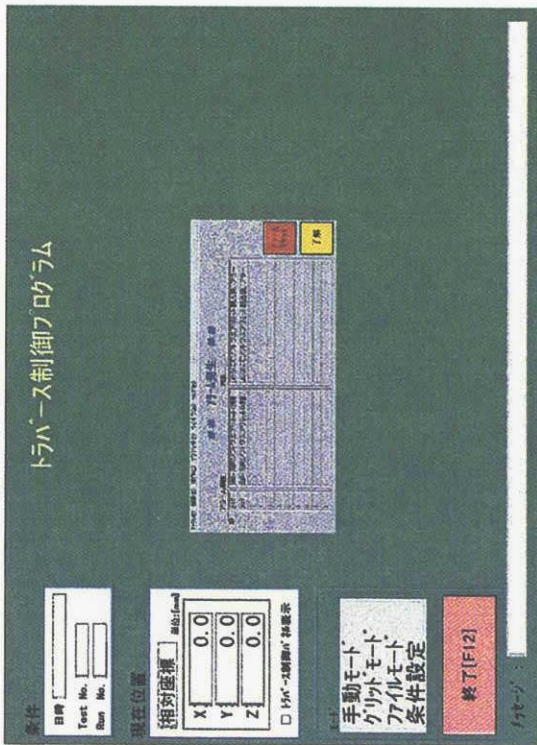


図17 アラーム発生の表示と対処方法

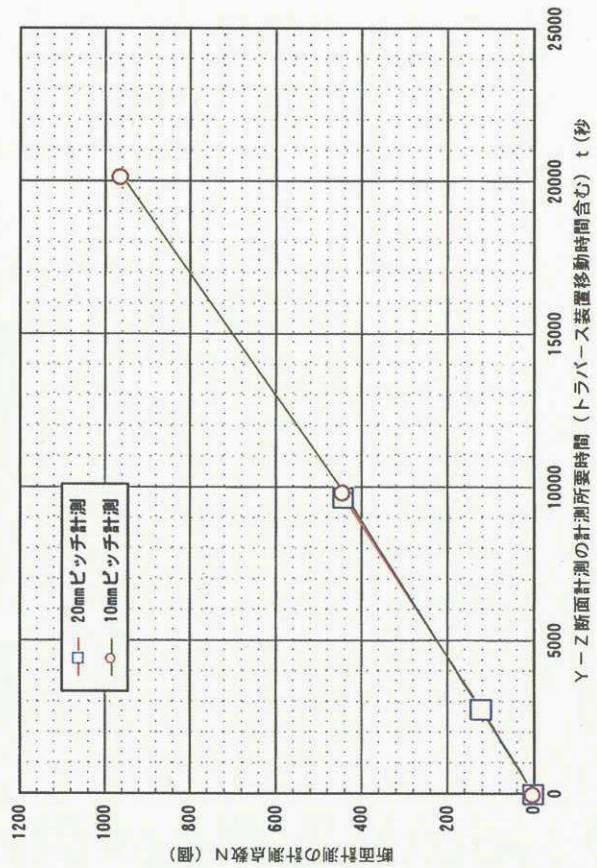


図18 断面計測数と計測所要時間の関係

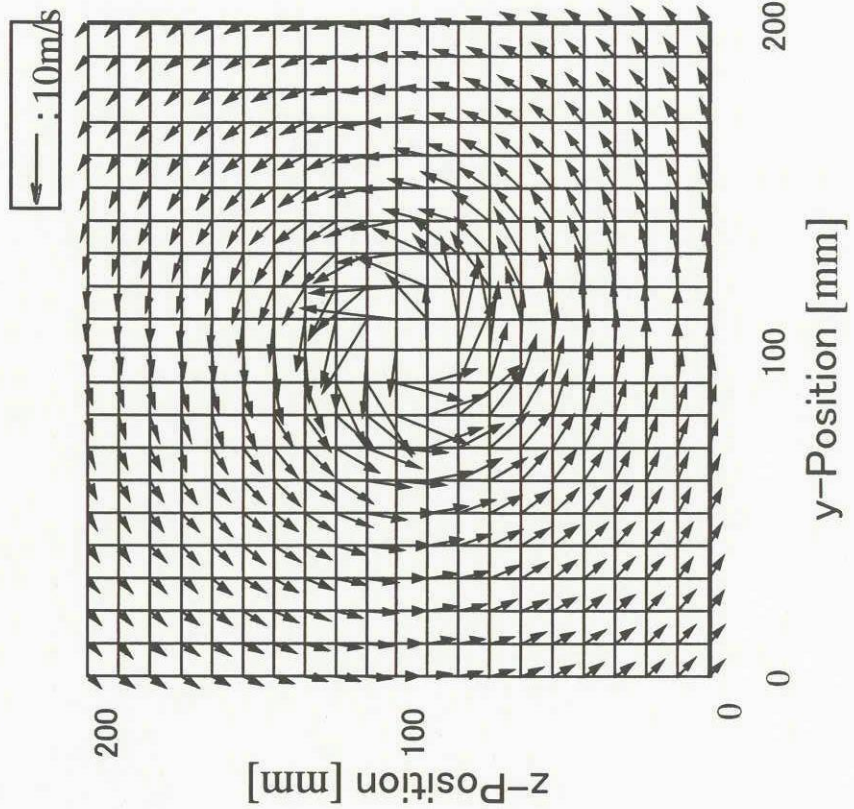
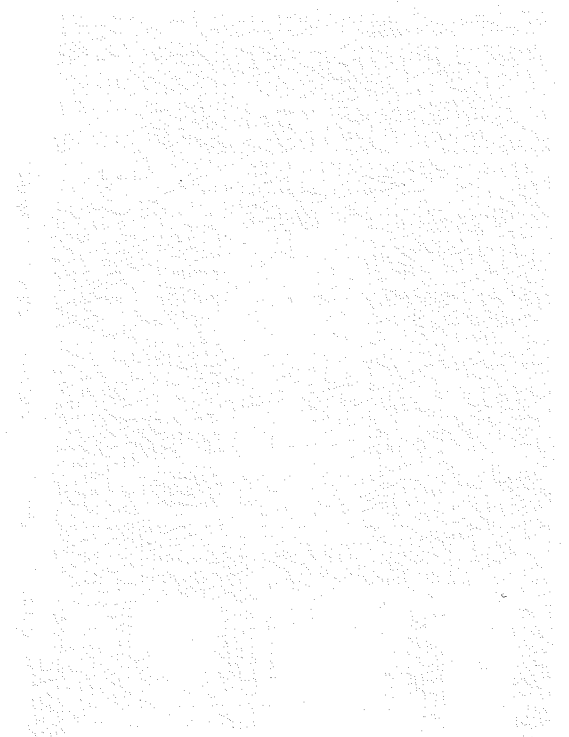


図19 実験例－矩形翼模型の翼端渦の特性試験結果 (速度ベクトル)



宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-03-003

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1
世界貿易センタービル14F

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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

