

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)標準風洞を現在持たない、(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

これまでも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よ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グ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る。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

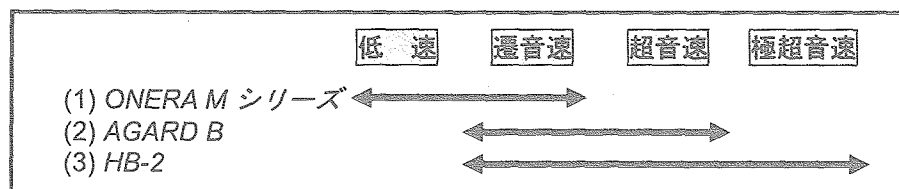


図 1 風洞技術開発センターにおける標準模型のカバーする速度域

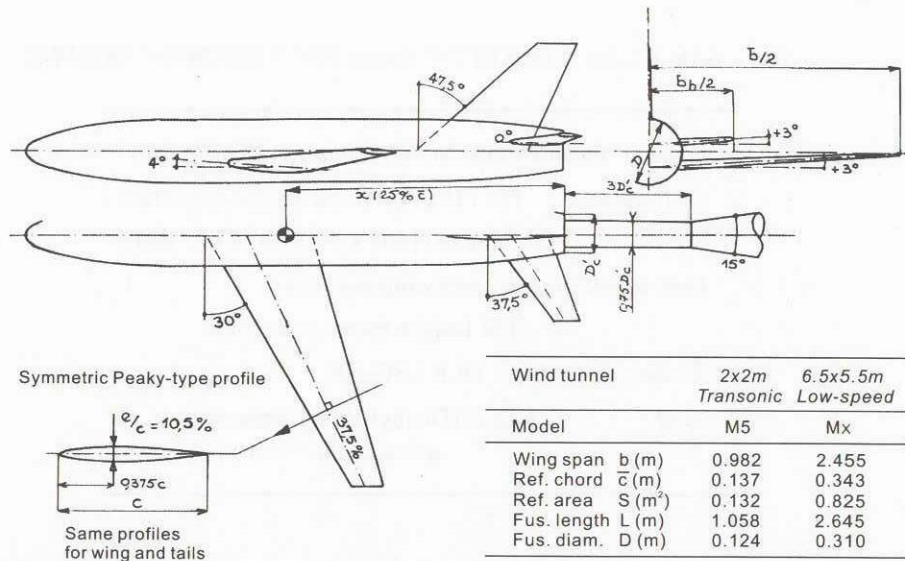
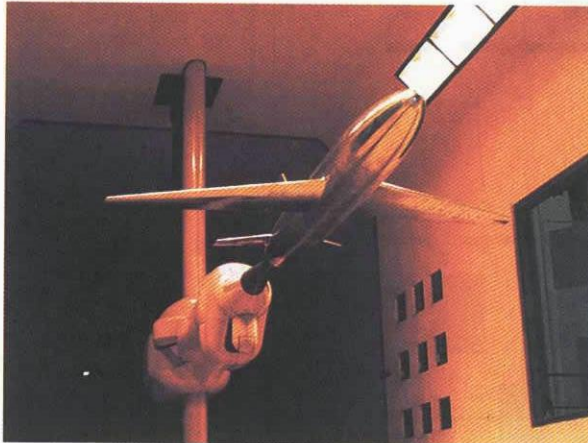


図2 2m×2m 遷音速風洞/6.5m×5.5m 低速風洞用標準模型 (ONERA M シリーズ形状)



(a) 6.5m×5.5m 低速風洞用模型
(平均表面粗さ(Ra, 実測値): $0.13 \mu\text{m}$ [主流方向]
 $0.40 \mu\text{m}$ [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): $0.07 \mu\text{m}$ [主流方向]
 $0.17 \mu\text{m}$ [主流垂直方向])

図3 ONERA M シリーズ標準模型写真

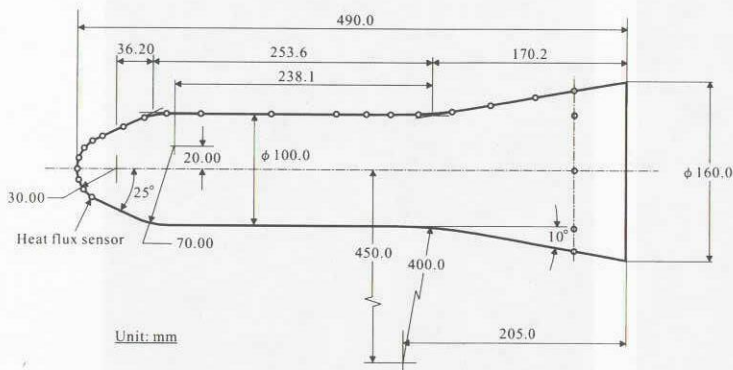


図4 極超音速風洞設備用 HB-2 形状標準模型
(寸法は 1.27m 極超音速風洞/HIEST 共用模型のもの)



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

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

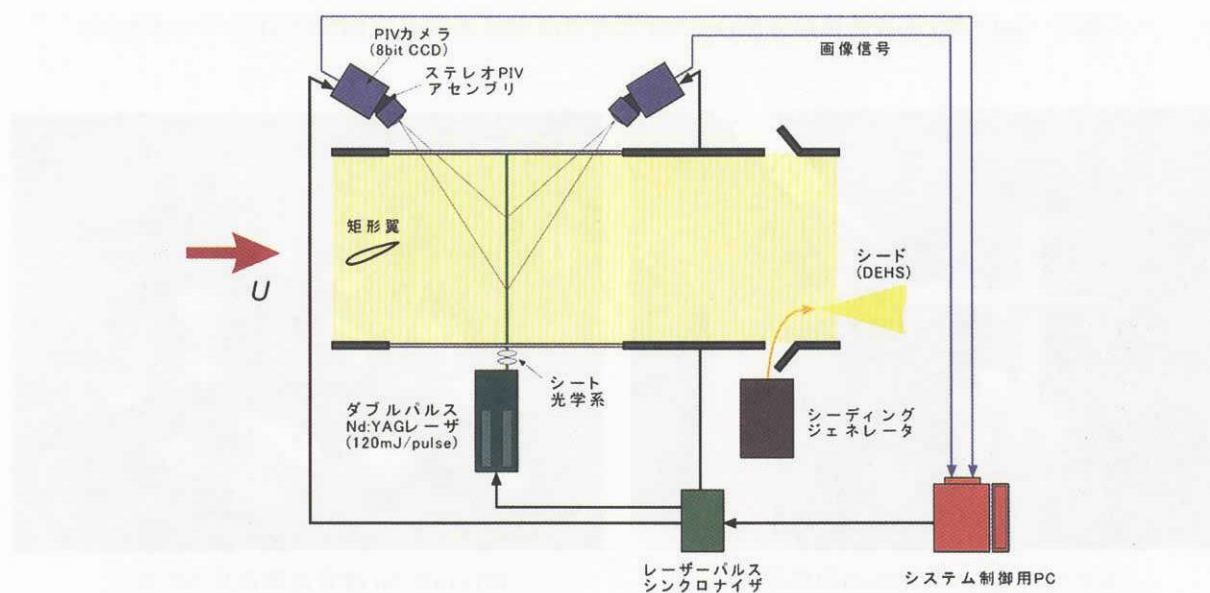
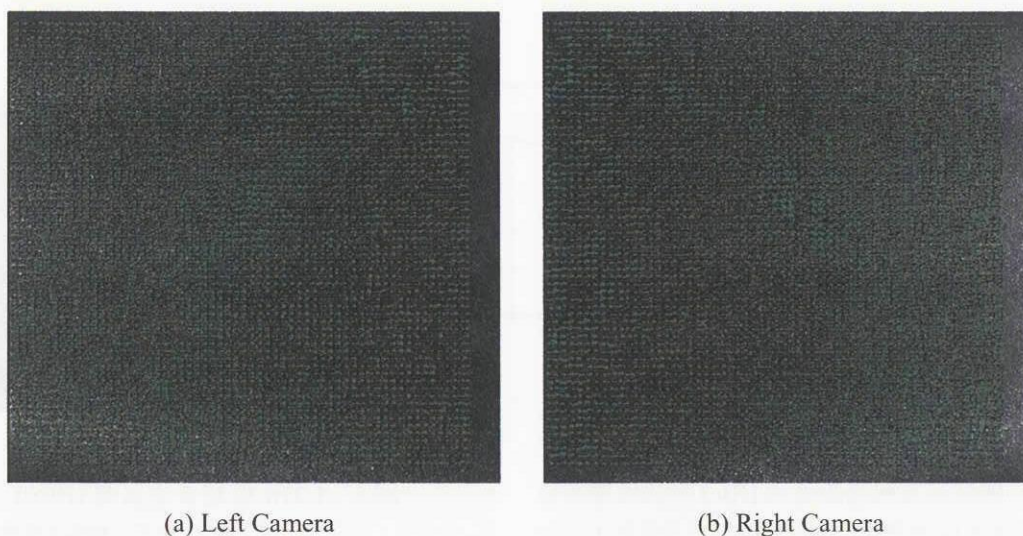


図 6 6.5m×5.5m 低速風洞での Stereo PIV 予備試験時のセッティング (平面図)

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

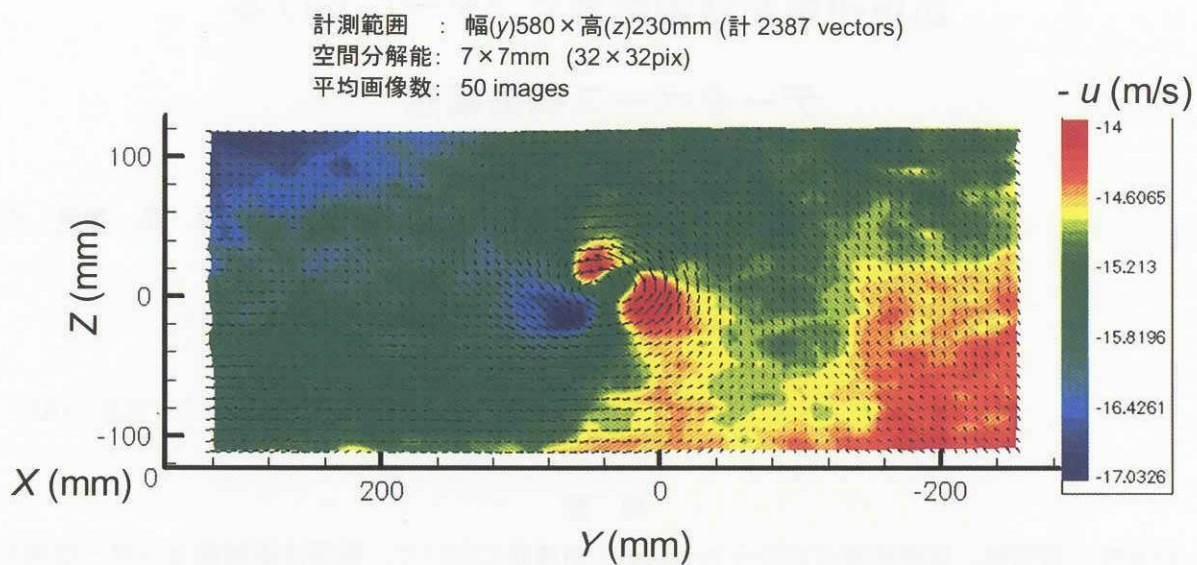


図8 3次元平均流速ベクトル ($U=15$ m/s; 下流から上流を見た図)

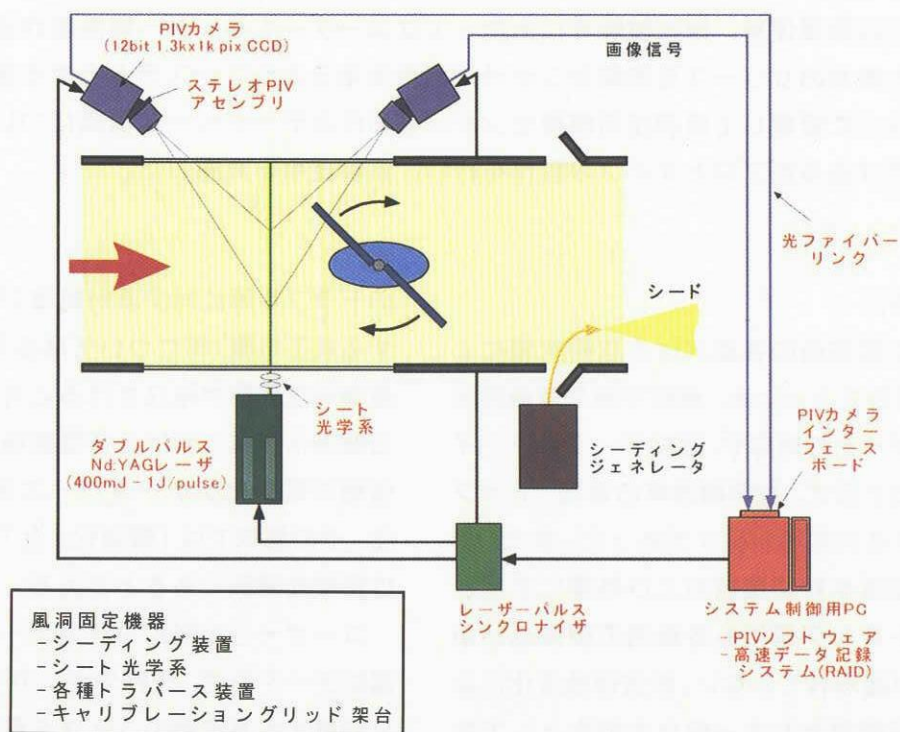


図 9 実用風洞用可搬型 Stereo PIV システムのセッティング例
(6.5m×5.5m 低速風洞への適用の場合の平面図)