

JAXA0.44m 極超音速衝撃風洞と気流偏向特性試験

山崎 喬、中北和之、中川宗敬、渡利 實 (JAXA)

Flow-Deflection Angle Calibration of JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel

Takashi YAMAZAKI, Kazuyuki NAKAKITA, Muneyoshi NAKAGAWA, and Minoru WATARI

Abstract

Flow-deflection angle calibration tests were conducted at JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel with a dual-wheel model support system. Surface pressures on upper and lower surfaces of a two-dimensional wedge model were measured to identify the flow deflection angle. The flow around the model was visualized by a schlieren optical system. The tests were conducted at a nominal Mach number of 10.4. The flow-deflection angle was deducted as 0.2 degrees.

1. まえがき

衝撃風洞は簡便な装置で極超音速気流を実現出来る風洞であり、当風洞も付帯設備を含め低コストを念頭に整備されて来た。このため風洞建設時に設置されたターンテーブル型模型支持装置（水平変角）は円盤型のターンテーブルに乗ったベースプレートと前縁ウエッジストラットというシンプルな構造となっており、模型基準面等を直接ノズル出口面に合わせる方法等で模型姿勢の基準を設定して来た。このため模型は迎角を調整して一様流に正対して設置する事が出来、ピッチ方向について気流偏向という問題は生じなかった。

近年、感圧塗料や感温塗料を用いた新たな試験技術の開発を行う事となり、従来の水平方向に迎角を取るターンテーブル型の模型支持装置に代わり、模型表面上の塗料状態の撮影や水平に光軸が配置される光学観測系の効率的運用を考慮し、鉛直方向に迎角を取る事が出来るデュアルホイール型の模型支持装置の整備を行った。

1999年及び2000年に行われた感圧塗料を用いた圧縮コーナー模型の試験では、水平方向に迎角を取った場合と、鉛直方向に迎角を取った場合で、同じ迎角0度にも関わらず図1に示すように圧縮ランプ上の圧力分布に著しい違いがあるケースが発現した¹⁾。

この分布の違いの原因として測定部一様流の気

流偏向等が考えられた為、2次元くさび模型を用いた気流偏向特性試験を行った。

2. 0.44m 極超音速衝撃風洞の構造と特徴²⁾

本風洞は一段式の長持続時間運転モードと二段式の高エンタルピ運転モードの二つのモードで運転が可能である。図2に全体図を示す。風洞はスペースの制約のため圧縮管の一部をU字型形状に曲げており、その全長は約28mである。高压管は外径89mmの圧縮管の上流側5m部分の外側に同心円柱状に取り付けられた内径318mmの外筒で、風洞作動時には高压管の駆動気体はピストン方式の第1急速開閉弁に向かって流れ、第1急速開閉弁部で180度向きを変えて内筒である圧縮管に流入し作動気体を圧縮する。圧縮管は全長21.9m、低压管は6mでいずれも内径74mmである。圧縮管と低压管の間に隔膜部があり、二段式の高エンタルピ運転の際にはアルミ隔膜で圧縮管と低压管を仕切る。低压管端には第2急速開閉弁が設けられており、ノズル入り口に繋がる。なお、長持続時間運転モードの際には圧縮管は低压管と一体化され低压管として機能する。一般の衝撃風洞では高压管と圧縮管、低压管とノズル入り口の仕切りも全て金属や樹脂の隔膜を用いており、通風毎の隔膜交換と破膜片の清掃が必要であるが、二つの急速開閉弁の使用はこれらの隔膜交換を無

くし試験間隔の短縮化、気流の汚染低減に極めて有効となっている。ノズルはマッハ数10および12が整備されており、出口径はいずれも0.44mである。測定部は軸方向が流れと直角な直径1.5mの円筒形状で両側の扉には各2組の観測窓があり、付属の光学系を用いてシュリーレン観測、シャドウグラフ観測等が行える。また、観測窓は上部中央にも設けられており、上方から模型状態等の観測を可能としている。測定部の下流側は直径1.5m、内容積18m³の真空槽に接続されている。真空排気装置は油回転ポンプ及びメカニカルブースターポンプにより構成されており、30分程度で大気圧から風洞試験を行う1 Pa程度まで減圧することができる。高圧空気源は、吐出圧力4.6MPa、吐出容量48Nm³/hの空気圧縮機、空気除湿装置、および耐圧7.5MPa、容積1 m³の2基の高圧貯気槽から構成されている。

本風洞では気流持続時間が短いため、通風中に迎角を変化させる事は出来ないが、測定部を大気開放せずに迎角変化だけを試験パラメータとした場合には約15分間隔で通風が可能である。また、測定部を大気解放して模型の形態変更を行った場合は、先に述べたように大気圧から風洞試験を行う1 Pa程度までの減圧に約30分を要し、通風間隔は模型の形態変更に要する時間と減圧時間の和となる。

3. 気流特性

0.44m極超音速衝撃風洞の気流特性については風洞整備後、1995年から1998年にかけて一連の通風試験を行い、これらの試験結果については既に学会等で報告している^{3,4)}。また、その後も装置の改良や気流品質の向上等を目指し気流特性等の試験を継続している⁵⁾。

3.1 よどみ点圧力、よどみ点温度とマッハ数、レイノルズ数

衝撃風洞の風洞よどみ点状態は低圧管のノズル入り口部で実現される。長持続時間運転モードでは風洞のよどみ点圧力、よどみ点温度は高圧管と

低圧管の初期設定圧力比 (P_4/P_1) により決定される。

マッハ数10の極超音速流れではノズル内での断熱膨張によりノズル出口の静温度は風洞よどみ点温度の20分の1以下になる。このため気流凝縮の影響を避けるために800K程度以上の風洞よどみ点温度が必要となる。初期設定圧力比を高める事によりよどみ点温度を上げる事が出来るが、気流の安定した計測可能時間が短くなるために実用的には概ね1400K程度が限度となる。なお、高圧空気源の制約から風洞よどみ点圧力は4 MPaが上限となり、第1急速開閉弁の作動条件から0.4MPaが下限となる。これらの事から本風洞において通常の長持続時間運転モードではよどみ点圧力が0.4~4MPa、よどみ点温度が900~1400Kの範囲になるように高圧管及び低圧管の初期圧力を設定して試験を行う。

設計マッハ数は10および12であるが、風洞よどみ点状態によりノズル壁面に発達する境界層厚さの違いから、測定部で実現されるマッハ数は設計マッハ数と若干異なり、テストコアの平均で運転条件によりマッハ10ノズルでは9.8~10.35、マッハ12ノズルでは11.7~12.5となる。また、衝撃風洞のよどみ点温度は直接計測する事が出来ないため、本風洞では長持続時間運転モードの場合、初期設定圧力から等エントロピー圧縮を仮定した推算により風洞よどみ点温度を求めている。なお、本風洞の長持続時間運転モードの試験レイノルズ数範囲は概ね $0.22 \sim 2.71 \times 10^6/(m)$ となっている。標準的な初期設定圧力におけるマッハ数、レイノルズ数等の値を表1に示す。

3.2 気流の一様性、再現性、気流持続時間

本風洞のマッハ数10および12のノズルの設計点は $P_0=2 \text{ MPa}$ 、 $T_0=1200 \text{ K}$ であり、よどみ点圧力、よどみ点温度の違いによる特性曲線のズレや、境界層排除厚補正量の違い等のために全運転範囲にわたっての気流の一様性を確保する事は本質的に困難がある。図3に $P_0=3.4 \text{ MPa}$ 、 $T_0=1180 \text{ K}$ におけるマッハ10ノズルのマッハ数

分布を示す。ノズル出口中央付近には壁面で発生した圧縮波が集まったと考えられる凸凹が存在するとともに、周辺部へ向けてマッハ数が上昇していく分布となっている。しかし、テストコアとしている±120mmの範囲ではマッハ数が10.25から10.53までの範囲に収まっており、データ処理上ではテストコアの平均マッハ数をノミナルマッハ数（この場合は $M=10.35$ ）として処理を行うため、この分布の幅が誤差となる。

また、衝撃風洞では非定常な圧縮過程により風洞よどみ点状態が形成されるため、よどみ点状態は通風毎に若干ばらつくが、通風毎のよどみ点圧力から一様流動圧を算出して求めた空力係数化された値には通風毎のばらつきの影響は殆ど無く、良い再現性を示す。

また、試験気流の持続時間は風洞駆動条件にもよるが35～40msec程度である。

4. 模型支持装置と模型位置

ターンテーブル型模型支持装置、デュアルホイール型模型支持装置いずれの装置も駆動動力源にはステッピングモーターを用い、コンピューターの制御により、変角と移動を行う。本風洞測定部の座標系はノズル出口から下流方向へX軸を取り、それに直角な水平方向にY軸（下流に向かって左側が正）を取り、X軸、Y軸にそれぞれ直角な上方向にZ軸を取る、いわゆる右手系の座標を用いている。模型支持装置の変移量はX軸方向が800mm、Y軸方向がノズル中心から左右300mmである。いずれの支持装置を用いても迎角の変角は360度可能で、回転中心高さはノズル出口の中心高さになるように設計されており、模型は姿勢角を変えても絶えずノズル中心の高さに設定する事が出来る。変角部はウォーム歯車とウォームホイールの組み合わせとし、模型、スティングはウォームホイール側に取り付ける機構となっている。両装置ともスティングポッドの模型側結合部形状は同一であり、模型を支持するスティングは両方の装置に共通して用いる事が出来る。図4.1に今回の試験で用いたデュアルホイール型模型支持装

置の外観写真を示す。両輪の輪の外径は600mmで両輪の間隔は760mm、模型を配置する回転中心からスティングポッドまでの距離は280mmとなっており、模型の形状にもよるが概ね170～250mm程度の長さのスティングが必要となる。なお、図4.2には従来のターンテーブル型模型支持装置の外観写真を示す。

5. 供試体模型

気流偏向を測定するため対称流れが実現できる2次元くさび模型を用いた。偏向角は模型上下面の圧力計測結果から推算した。模型は、先端へ衝撃波を安定して付着させる事を考慮し、半頂角を10度とした硬質アルミ（A7075）製としている。

図5.1に模型外観写真を示す。全長150mm、幅150mmで、後縁部の高さは52.9mmで長さ170mmのスティングが取り付けられている。図5.2は模型表面の圧力孔配置の写真を示す。中心線上の先端から50mmの位置から20mm間隔で5点の圧力孔を配置し、二次元性の確認のため先端から70、90、110mmの位置の両側20mmに計6点、合計片面11点の圧力孔を上下対称に設けている。孔径は0.5mmで図5.3に示すように模型裏側にステンレス製パイプを埋め込み、シリコンチューブを用いて半導体ストレインゲージ型圧力センサ（Kulite XCS-093）を直近に接続している。図5.4に模型支持装置に取り付けた状況の写真を示す。

6. 試験条件と計測方法

6.1 試験条件と試験パラメータ

風洞よどみ点圧力 $P_0=3.4\text{MPa}$ 、風洞よどみ点温度 $T_0=1180\text{K}$ の気流条件と迎角0度、計測位置 $X=100\text{mm}$ （ノズル出口から下流方向への距離）を基本ケースとして、以下のパラメータに対する試験を実施し、合計61ランを行った。

- [1] 再現性確認（基本ケースに対して）
- [2] よどみ点圧力（ $P_0=3.4, 1.7, 0.85\text{MPa}$ ）
- [3] よどみ点温度（ $T_0=1180, 1000\text{K}$ ）
- [4] 迎角（ $0, \pm 1, \pm 3, \pm 5, \pm 7, \pm 9, \pm$

10度)

[5] ロール角 (0, 90度)

[6] 計測位置 (X=0, 200mm)

[7] シュリーレン観測 ([1] 及び [4] のケース中で同時観測)

なお、当初計画ではこれらの他に「ノズル再設置」、「2次元性確認」、「ロール角 180度」、「偏向角 0度確認」等のケースを予定したが、時間の都合等で実施しなかった。

6.2 計測装置と計測方法

本風洞においては図 6 に示すように模型表面圧力、気流ピトー圧力の計測の他に、模型 6 分力、模型加速度及び空力加熱等の計測が行える。また、図 7 に示すようにそれぞれの計測項目のセンサに対して、それぞれ適合したシグナルコンディショナ、アンプ等を用いてデータ処理システムに接続している。データ処理システムはワークステーション及びデータ収集部 (A/D変換器) により構成されている。

本試験においては半導体圧力センサのシグナルコンディショナに SA-57 (TEAC 製) 12ch を用い、衝撃風洞計測システムによりデータ収集を行った。データは 100 μ sec でサンプリングを行い、通風中を含む 400msec 間の信号出力を記録した。

なお、一様流の監視用に小型ピトープローブを新たに製作し、各ランにおけるピトー圧力をモニタした。

7. データ処理

図 8 は代表的な通風データの一例として、風洞よどみ点圧力 $P_0=3.4$ MPa、風洞よどみ点温度 $T_0=1180$ K、迎角 -10 度のケースを示す。第 1 急速開閉弁が開いて高圧管の駆動気体が低圧管に流入し作動気体を圧縮する。この圧縮は準等エントロピー的に行われ、低圧管端の風洞よどみ点の圧力 P_0 は百数十 msec の間、徐々に上昇する。低圧管端の圧力がピークとなったタイミングで第 2 急速開閉弁が開き気流が成立し、模型表面圧力 P_S (U: 上面、L: 下面) が急速に上昇している。試験

気流として用いるのは風洞測定部に一様な気流が成立している模型表面圧力が立ち上がった後の 40msec の区間である。模型表面圧力波形はこの後、一様流の一部に液化が生じるため非定常な変動を示す。なお、 P_1 は一様流をモニタしているピトー圧力である。

8. 試験結果と考察

8.1 模型周りの流れ場

模型周りの流れ場を図 9 に示す。迎角 α の模型に対し、模型先端より生ずる斜め衝撃波角度を β とすると、その上流側マッハ数 M_1 と斜め衝撃波前後の圧力比 $P_{S2} / P_{S1} = \xi$ の関係は以下の様に表される。

$$\frac{P_{S2}}{P_{S1}} = \xi = \frac{2\gamma M_1^2 \sin^2 \beta - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \quad (1)$$

但し、 P_{S1} はよどみ点圧力 P_0 と斜め衝撃波上流側マッハ数 M_1 から

$$P_{S1} = P_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

一方、斜め衝撃波を通過した後の模型表面上流れの偏角 δ は模型半頂角 θ と迎角 α との差 $\theta - \alpha$ であり、衝撃波角度 β と流れの偏角 δ との関係は次式で表わされる。

$$\tan \delta = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{2 + M_1^2 (\gamma + 1) - 2 \sin^2 \beta} \quad (3)$$

(1) 及び (3) 式より β を消去すると流れの偏角 δ と衝撃波前後の圧力比 $P_{S2} / P_{S1} = \xi$ 、一様流気体の比熱比 γ 、上流側マッハ数 M_1 とが以下の様に示される⁶⁾。

$$\tan^2 \delta = \left(\frac{\xi - 1}{\gamma M_1^2 - \xi + 1} \right)^2 \frac{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1) - (\gamma + 1)\xi}{(\gamma + 1)\xi + (\gamma - 1)} \quad (4)$$

また、斜め衝撃波下流側のマッハ数 M_2 は同様に上流側マッハ数及び斜め衝撃波前後の圧力比を用

いて

$$M_2 = \left\{ \frac{M_1^2 [(\gamma+1)\xi + (\gamma-1)] - 2(\xi^2 - 1)}{\xi [(\gamma-1)\xi + (\gamma+1)]} \right\}^{1/2} \quad (5)$$

の様に表される。

8.2 試験結果

8.2.1 シュリーレン観測

図10.1は迎角0度、図10.2は迎角10度における模型周りの流れ場のシュリーレン観測結果である。迎角0度の場合は先端からの衝撃波及び模型表面に沿う境界層と考えられる部分が上下対称に観察されるが、迎角10度のケースでは、模型上面においてベース部の圧力上昇の影響と考えられる境界層部分の剥離と、それに伴う衝撃波の反りが観察される。

8.2.2 模型表面圧力

図11.1は模型上下面の中央に配置された先端から50mmの位置にある一番上流側の圧力孔における各迎角に対する模型上下面の圧力値を示したもので、実線は8.1節の斜め衝撃波関係式から求めたそれぞれの推算値である。上下面とも一様流と模型表面の実効的な迎角が5度から20度となる範囲(模型半頂角が10度であるので上面においては迎角5度から-10度、下面においては迎角-5度から10度)においては推算値と良い一致を示している。

しかし、実効的な迎角が5度より小さくなる範囲では推算値と実験値の差が生じ、実効的な迎角の減少に伴ってその差が増大すると共に表面圧力の絶対値も大きくなっており、模型後縁のベース部からの圧力遡りの影響が生じている。

また、流れ方向についての変化を見ると先端から90mmに位置する3番目の圧力孔では図11.2に示すように実効的な迎角が7度未満の範囲から推算値とのずれが生じる圧力の上昇が始まり、更に先端から130mmに位置する最後端の5番目の

圧力孔では図11.3に示すように実効的な迎角が9度未満の範囲から圧力の上昇が始まっている。

これら模型ベース部からの圧力上昇の影響を迎角毎にシュリーレン観察した写真を図12.1～図12.3に示す。迎角が3度から5度、7度と大きくなるにつれて、境界層の剥離位置が前方へ移り、それに伴って先端から発生している斜め衝撃波の乱れが大きくなっている様子が分かる。

これらの現象は図13に示す模型後方約200mmにあるスティング支持用の梁(50mm□)により生じたバウショックにより発生した高い圧力が、模型後方の超音速領域にあるスティング境界層或いはスティング風下側の超音速領域中を遡り模型表面圧力に影響を及ぼしているものと考えられる。本試験後に行ったHB-2標準模型試験において同様な現象が報告されている。同試験の報告書⁷⁾から模型ベース圧力の測定結果を図14に示す。○で示したものが通常の模型支持方法における迎角に対するベース圧力の変化であり、迎角が±10度の範囲において350～400Pa程度の値を示している。この値は本試験における模型ベース部からの圧力上昇の値とほぼ同じである。

8.3 気流偏向角の推定

模型ベース部からの圧力上昇の影響が一番少ないと考えられる模型先端から50mmの位置にある一番上流側の上下面圧力孔の、実効的な迎角が5度から20度となる範囲のデータを用いて気流偏向角を推定した。

これらの各迎角における上下面の圧力計測値は斜め衝撃波関係式からの推算値に対して良い一致を示すが、詳細に観察すると一様な相違が見られる。この一様な相違が気流偏向によって生じているものと考えられるため、推算値の迎角を0.1度刻みで変化させ、圧力計測値と推算値との差の平方和の変化を調べた。結果を図15に示す。

この値が最小となる迎角偏差はプラス側に約0.2度であり、本風洞における一様流が約0.2度吹き上げていることを示している。

9. まとめ

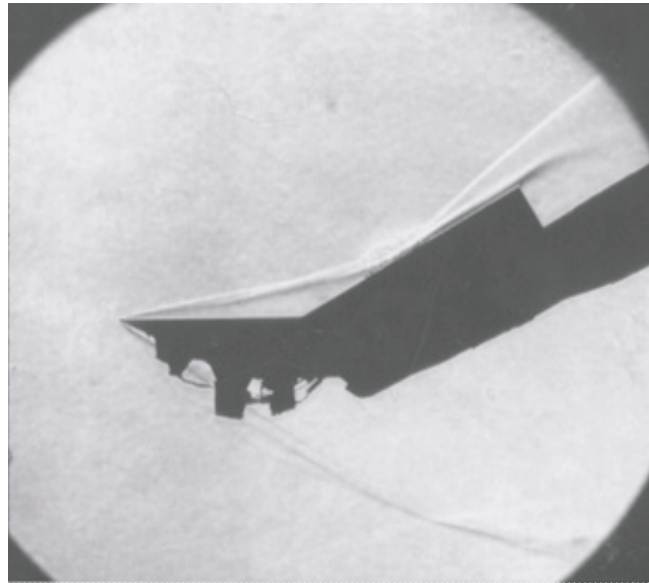
0.44m極超音速衝撃風洞においてデュアルホイール型鉛直変角模型支持装置によるマッハ数10ノズルの気流偏向角を測定する試験を2次元くさび模型を用いて行った。模型迎角に対する模型表面圧力の変化から一様流の気流偏角を推算し気流偏向角は約0.2度の吹き上げである事が分かった。

同時に模型表面圧力の計測結果からは模型後方からの圧力の遡りと思われる現象が観測され、模型支持装置の構造、形状等に問題がある事が判明した。

これらの事から本試験実施の動機となった感圧塗料を用いた圧縮コーナー模型の試験において、水平及び鉛直という模型変角方法の違いによる圧縮ランプ上の圧力分布の違いは、鉛直方向に迎角を取った際の模型スティングの長さや形状及び模型支持装置の構造等に原因があったと推測する。

参考文献

1. Nakakita, K., Asai, K., and Yamazaki, T., "Improvement of PSP Measurement System in a Hypersonic Shock Tunnel", 8th PSP Workshop (2000)
2. 曾我 国男、白水 正男、山崎 喬：航空宇宙技術研究所衝撃風洞高エンタルピー化改修, 日本航空宇宙学会誌 VOL.42, No.480 (1994)
3. 山崎 喬、中北和之、井上安敏：NAL 中型衝撃風洞特性試験 (第1報), 第26期日本航空宇宙学会年会講演会 (1995)
4. 山崎 喬、中北和之、井上安敏：NAL 中型衝撃風洞特性試験(その2), 第27期日本航空宇宙学会年会講演会 (1996)
5. 山崎 喬、中北和之、関根英夫、渡利 實：0.44m極超音速衝撃風洞ターンテーブル型模型支持装置環境下でのマッハ数校正試験, JAXA-RR-05-050 (2006)
6. Ames Reseach Staff: "Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1953)
7. 渡利 實、津田尚一：衝撃風洞デュアルホイール型模型支持装置によるHB-2 標準模型試験, JAXA-RM-05-012 (2006)



シュリーレン写真

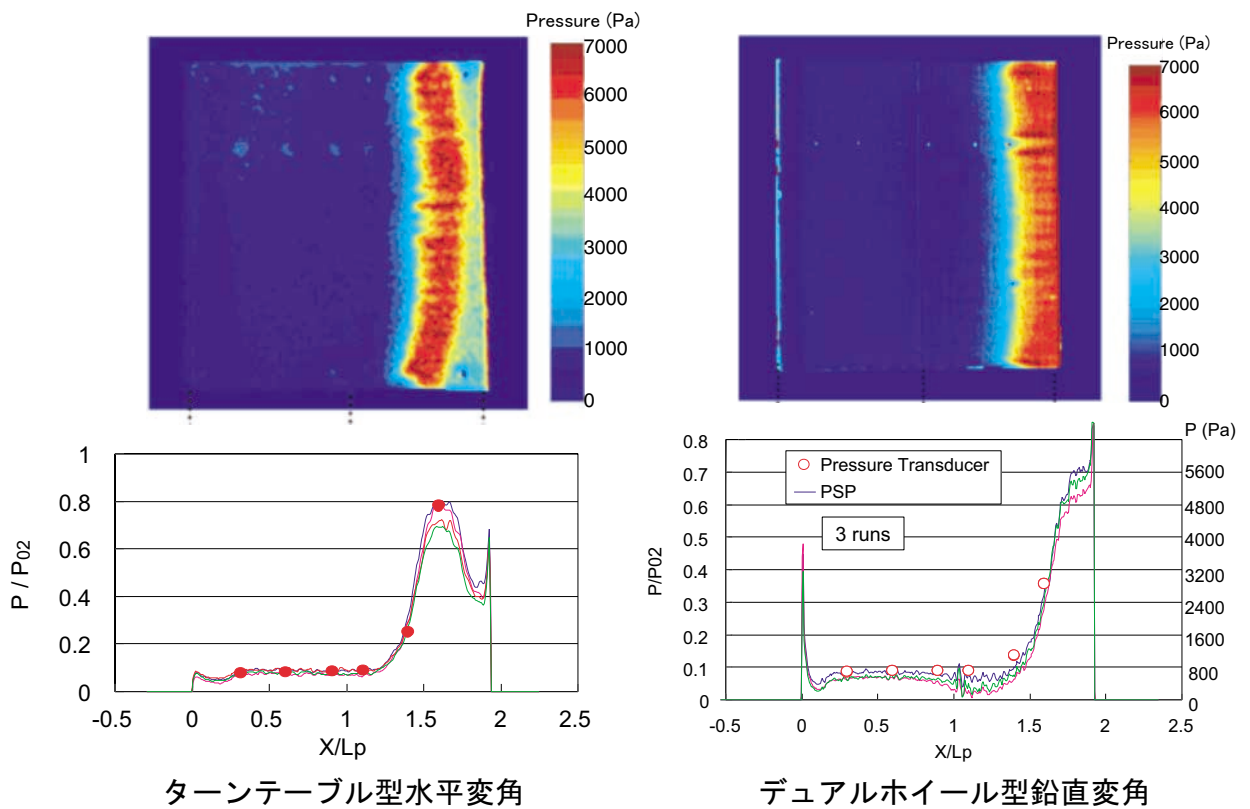


図1 感圧塗料を用いた圧縮コーナー模型試験

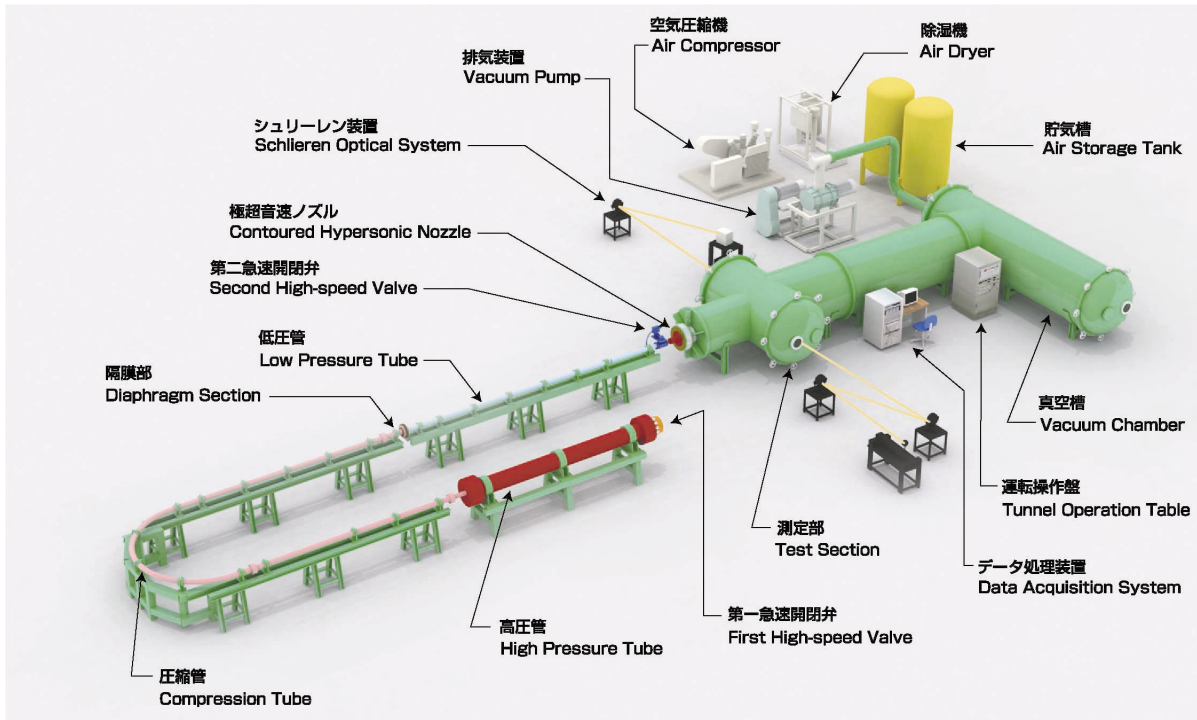


図2 JAXA 0.44m 極超音速衝撃風洞の概要図

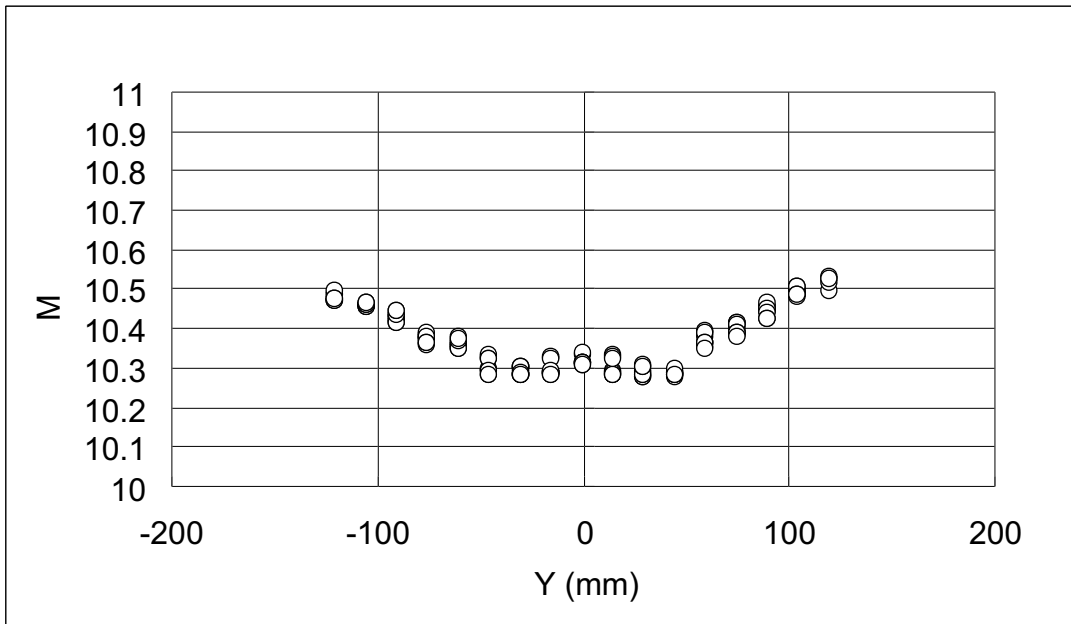


図3 マッハ10ノズルのマッハ数分布 ($P_o = 3.4\text{MPa}$, $T_o = 1180\text{K}$, $X = 200\text{mm}$)

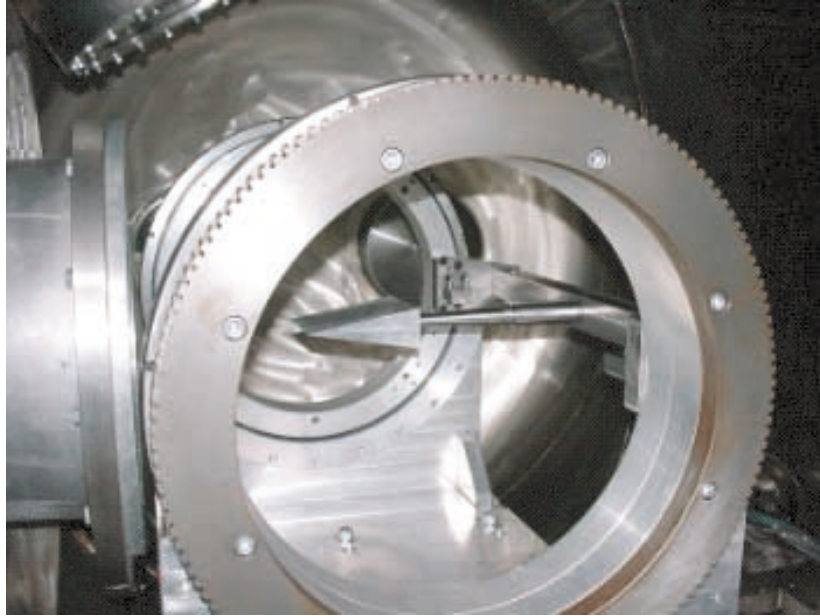


図4.1 デュアルホイール型模型支持装置

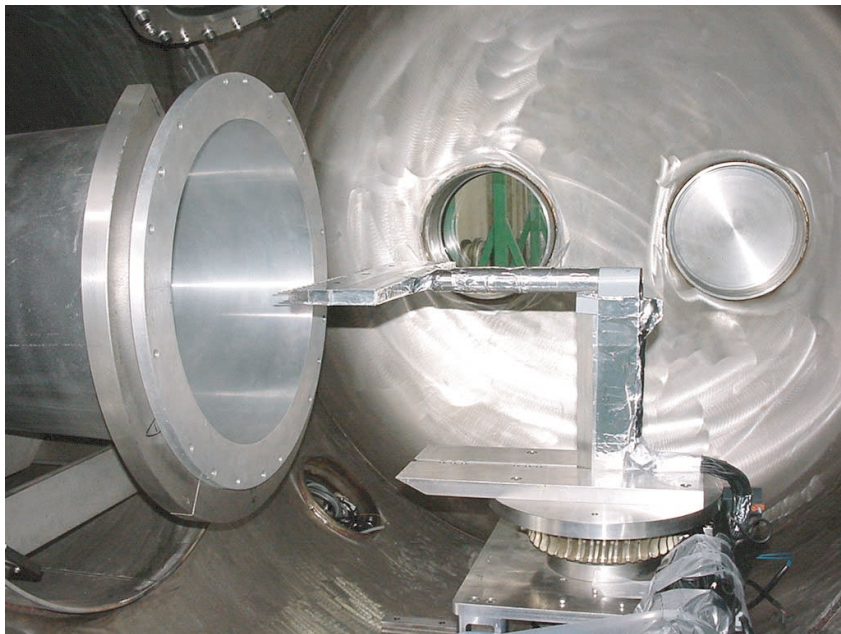


図4.2 ターンテーブル型模型支持装置



図 5.1 模型外観写真

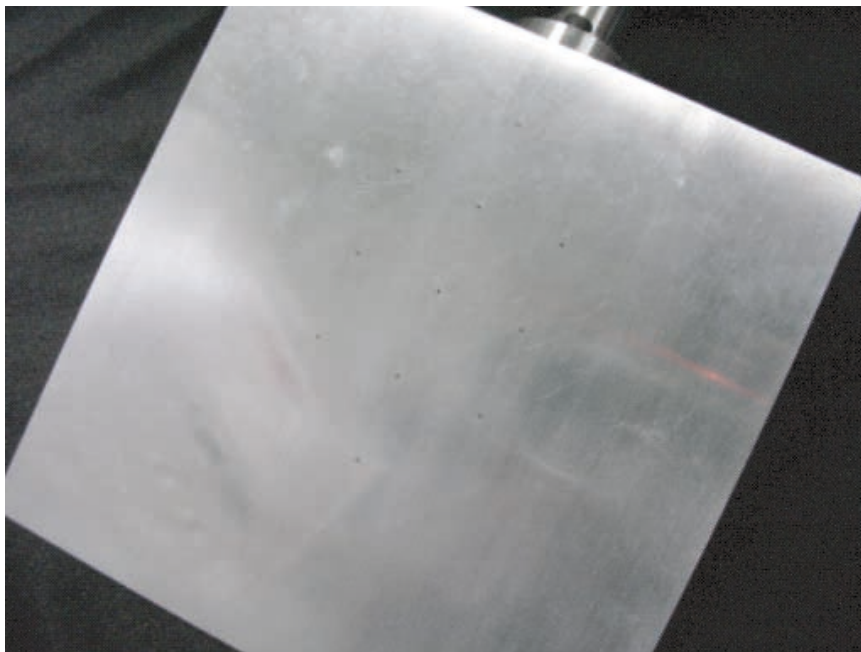


図 5.2 圧力孔配置の様子



図 5.3 模型内部の様子

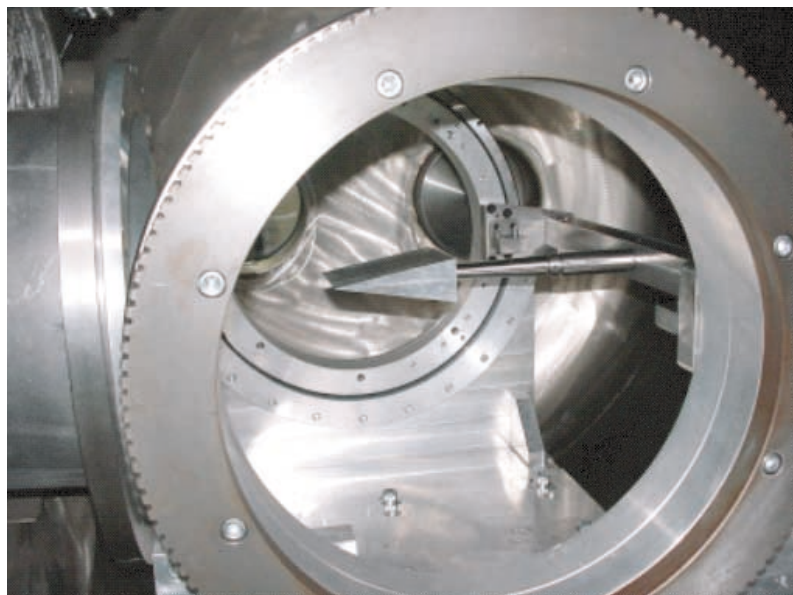


図 5.4 模型支持装置取付状況

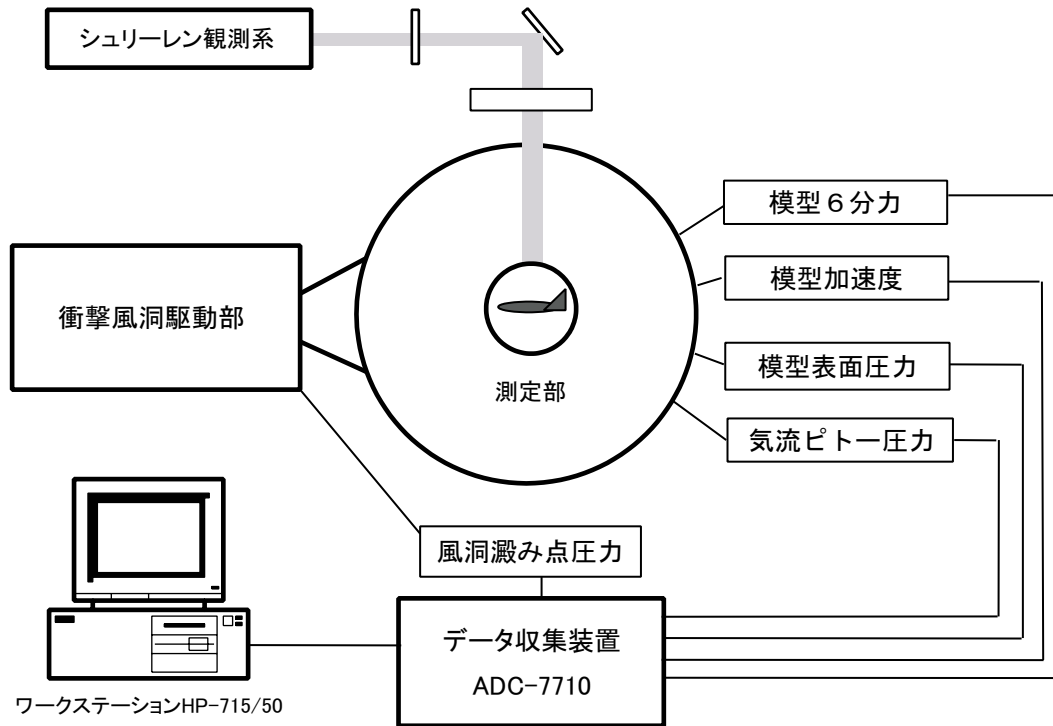


図6 計測装置の概要

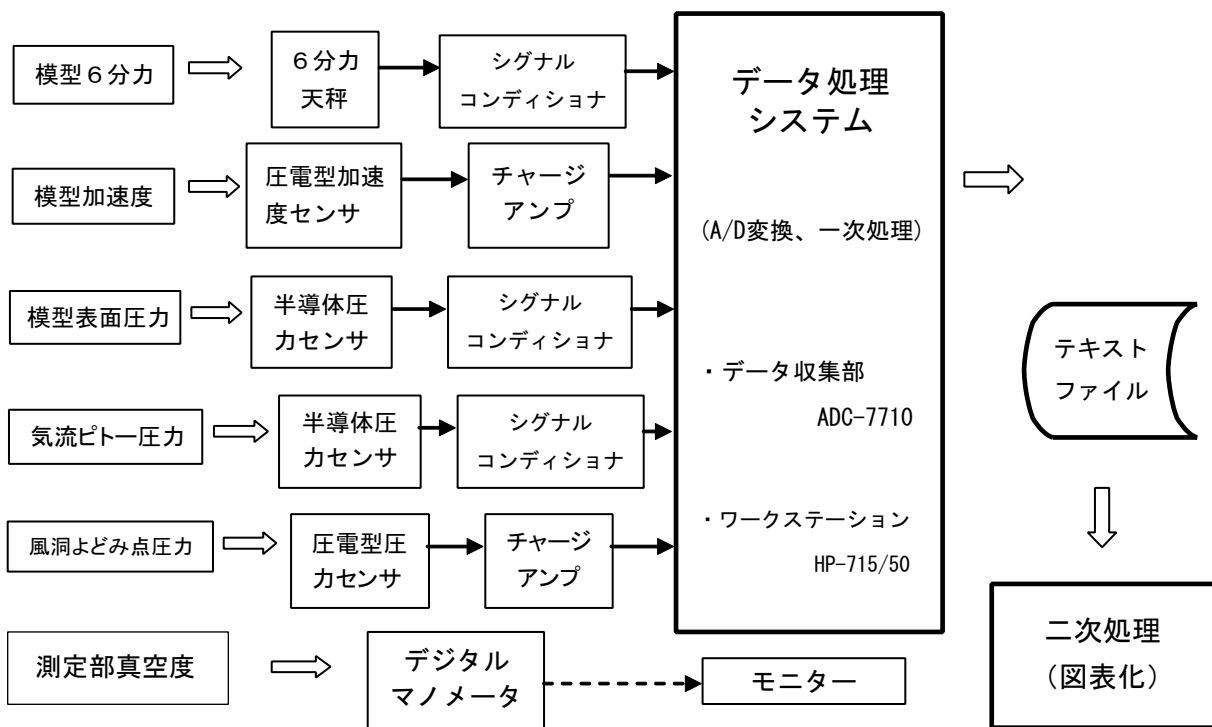


図7 データ処理ブロック図

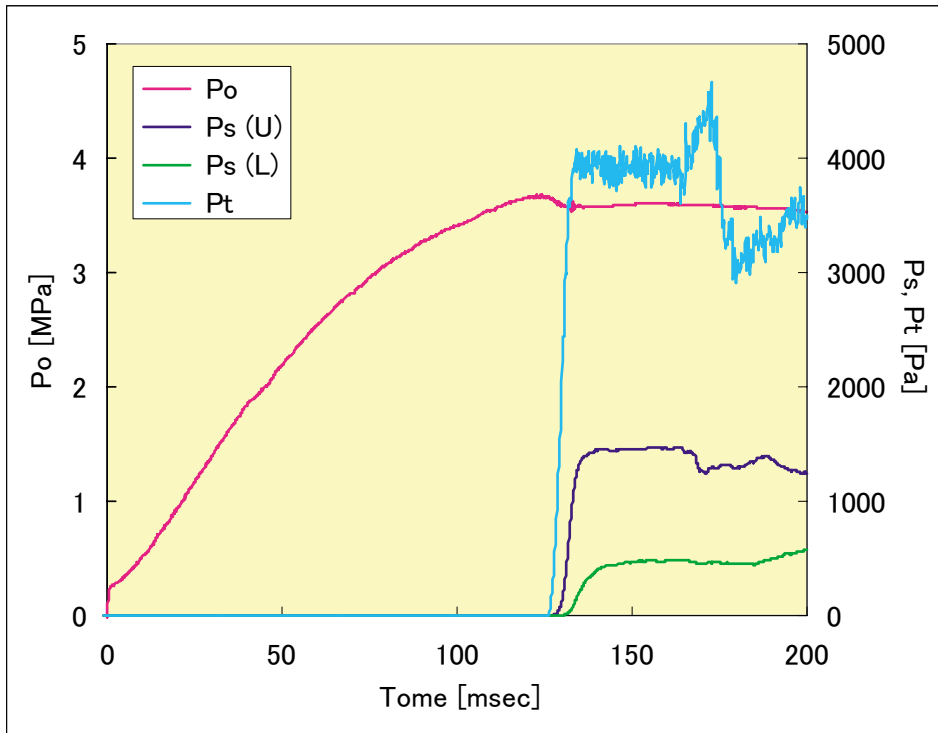


図8 通風例

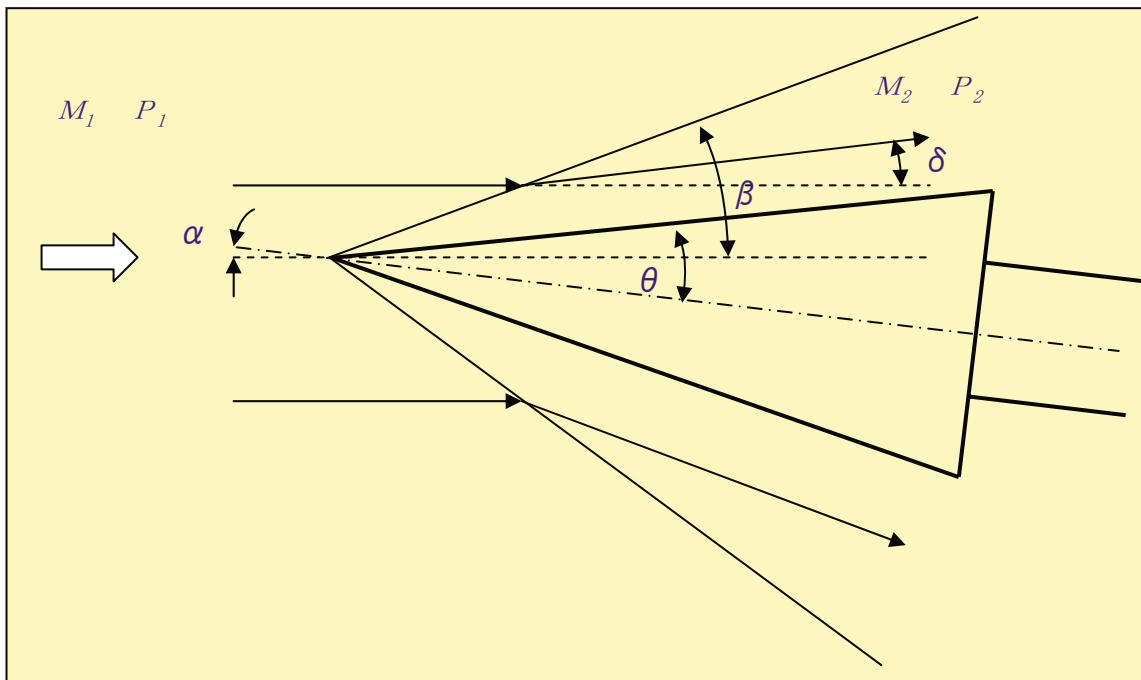


図9 模型周りの流れ場の模式図

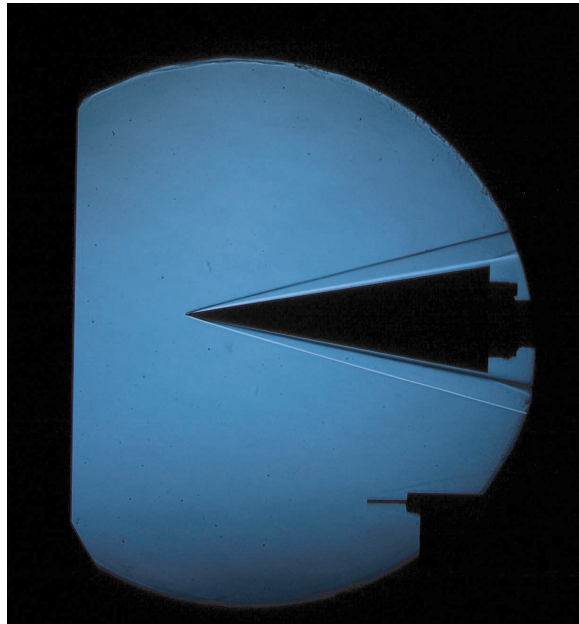


図 10.1 シュリーレン観測結果（迎角 0 度）

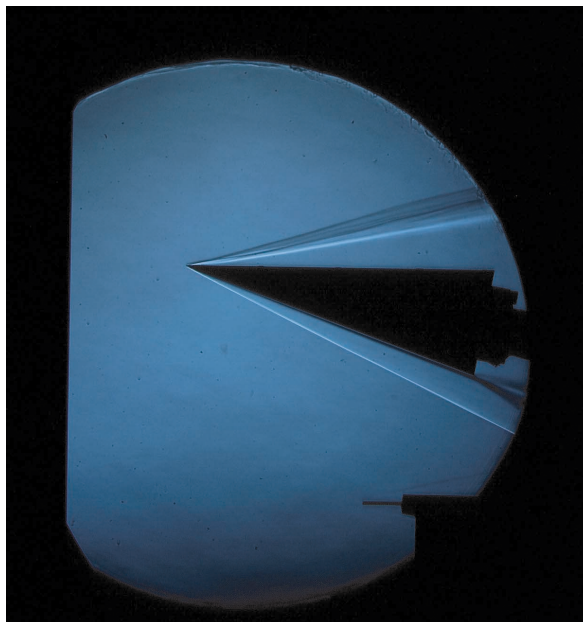


図 10.2 シュリーレン観測結果（迎角 10 度）

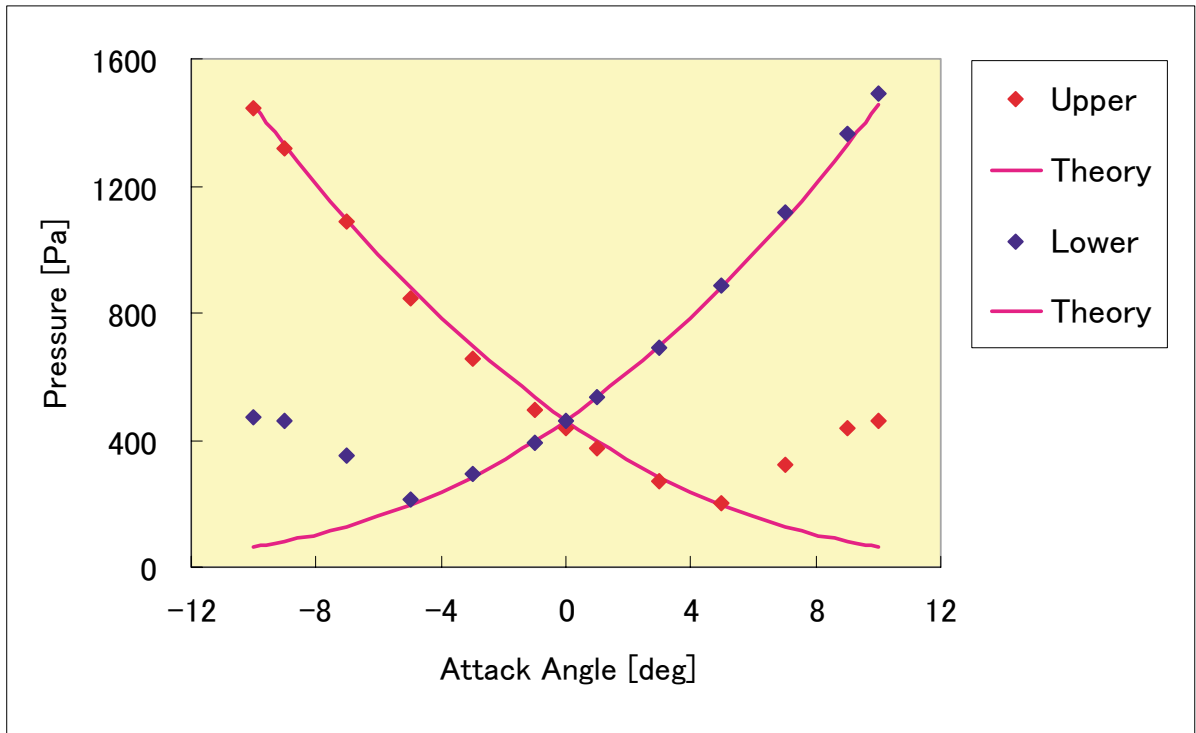


図 11.1 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.1 圧力孔)

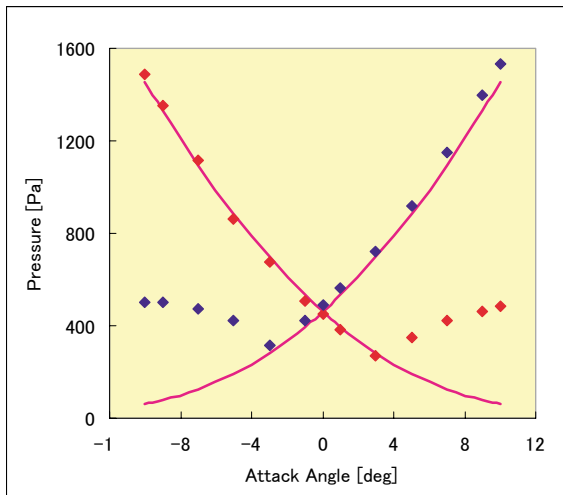


図 11.2 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.3 圧力孔)

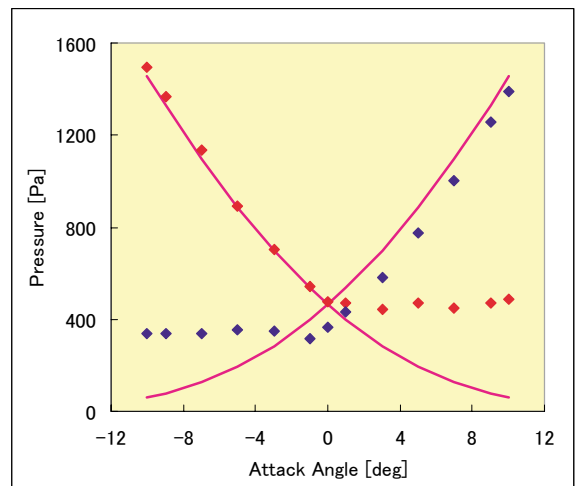


図 11.3 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.5 圧力孔)

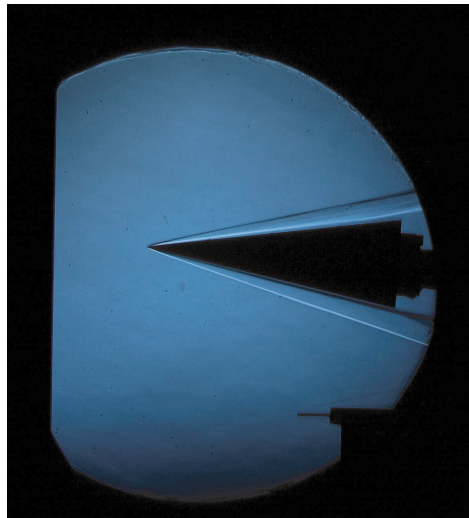


図 12.1 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 3 度)

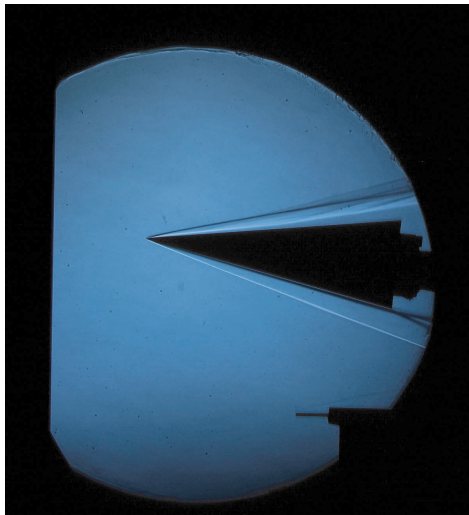


図 12.2 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 5 度)

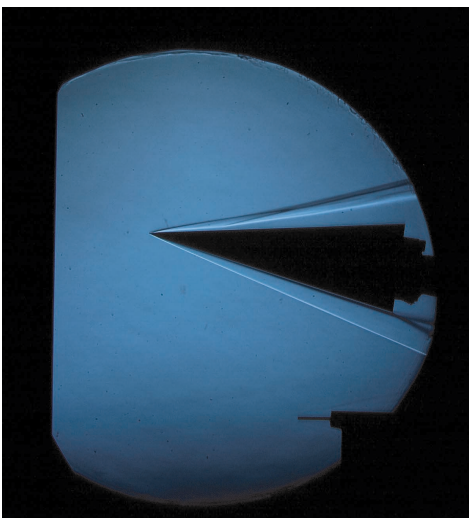


図 12.3 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 7 度)

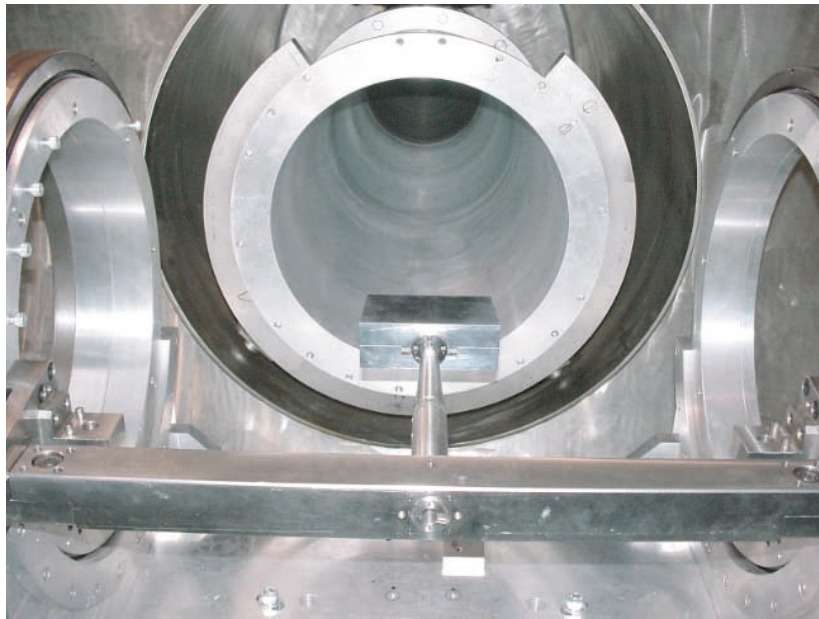


図13 模型後方の支持装置の梁の状況

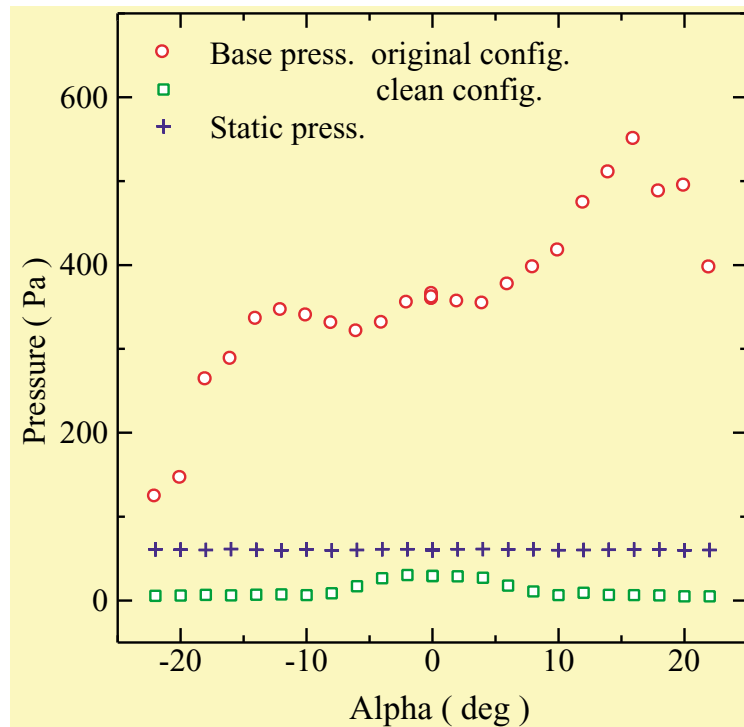


図14 標準模型 HB-2 のベース圧力の変化

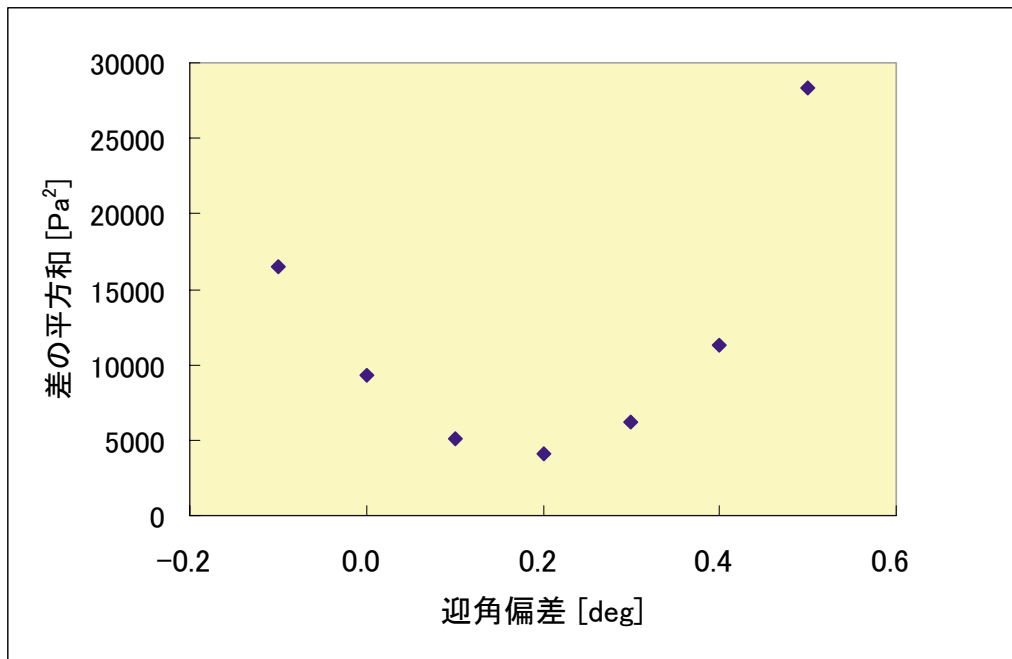


図15 迎角偏差に対する差の平方和の変化

ノズル	P_4 (MPa)	P_4/P_1	P_0 (MPa)	h_0 (MJ/kg)	T_0 (K)	M	Re _(l/m)
マッハ 10	4.0	200	3.4	1.26	1180	10.35	1.55×10^6
	2.0	200	1.7	1.26	1180	10.15	0.82×10^6
	1.0	200	0.85	1.26	1180	9.95	0.43×10^6
	0.5	200	0.425	1.26	1180	9.8	0.22×10^6
マッハ 12	4.0	100	3.4	1.12	1000	12.5	1.45×10^6
	1.0	100	0.85	1.12	1000	11.7	0.42×10^6

 P_4 : 高压管初期設定圧力 P_0 : よどみ点圧力

M : 測定部マッハ数

 P_1 : 低压管初期設定圧力 h_0 : よどみ点エンタルピ

Re : 測定部レイノルズ数

 T_0 : よどみ点温度

表1 コア領域におけるマッハ数およびレイノルズ数