

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞における新しい計測法

中北和之、山崎 喬、浅井圭介、穂積弘一（航空宇宙技術研究所）

Advanced Measurement Techniques of NAL 0.44m Hypersonic Shock Tunnel

Kazuyuki NAKAKITA, Takashi YAMAZAKI, Keisuke ASAI, Koichi HOZUMI (NAL)

概要

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞における諸計測法の中から、特に、最近導入した計測法、あるいは現在研究中の新しい計測法について紹介する。気流の高精度な同定のための計測法として、半導体レーザー吸収法を用いた総温計測について、また、模型周りの諸量計測法として、天秤と加速度センサを併せ用いた慣性力補正空気力計測、赤外線カメラを用いた 1 次元空力加熱率分布計測、感圧塗料を用いた 2 次元圧力分布計測についてそれぞれ計測例を交えて紹介する。

1. はじめに

風洞試験は実機開発用データ取得、CFD コード検証、流体研究など様々な目的に使われている。そこでは、より高精度なデータ、より詳細なデータが求められる。これらの要求に対応して、従来の点計測、接触計測では不可能であったレーザーを用いた非接触計測や CCD カメラを用いた線・面での計測など様々な計測法が提案され用いられている。

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞でも、従来から用いている天秤や圧力センサ、薄膜温度センサなどの計測技術の精度向上とともに、加速度センサや赤外線カメラ、CCD カメラなどを用いた新しい方法によって模型の空気力、圧力分布、空力加熱率分布の計測する技術の導入を図っている。これらは従来から用いられている方法に比べ、より精度の高いデータを生産する、計測情報量が飛躍的に増大する、など風洞試験から得られる結果をさらに利用価値の高いものとする。

また、風洞試験の高精度化においては、模型に関わる諸量の精度向上と並んで計測部一様流の状態量把握が重要である。こちらについても、より高精度な同定のため、半導体レーザー吸収法を用いて風洞総温の直接計測を試みている。

ここでは、航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞におけるこれらの新しい計測法について紹介する。

2. 航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞

航空宇宙技術研究所 0.44m 極超音速衝撃風洞^[1]には長持続時間モード（試験時間 30~50ms、気流

総温 900~1200K）と高エンタルピモード（試験時間 1~5ms、気流エンタルピ 2.5~7MJ/kg）の 2 つの運転方法がある。今回は主に長持続時間モードを用いた結果を紹介する。今回用いたノズルは M10 ノズルで、ノズル出口径は 440mm、気流コア径は約 200mm である。他に M12 と M15 のノズルがあり、約 1 時間の作業で交換可能である。

本風洞は、模型に直接触れる必要のある作業のために真空タンクを解放しない限り、通常約 15 分毎に 1 Run の通風が可能であり、効率よく試験を行うことが出来る。

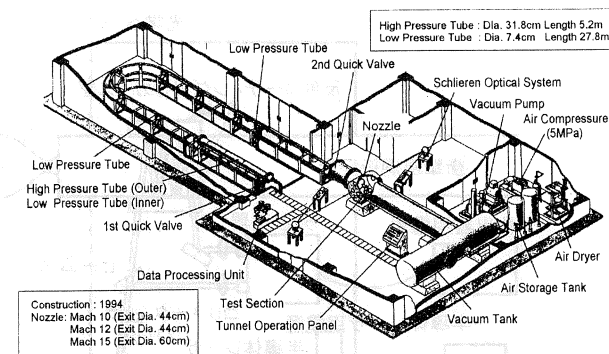


Fig.2-1 航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞

3. 半導体レーザー吸収法による総温測定

風洞試験では、供試体から得られる計測データの精度と共に、それがどのような気流中で得られたかを知ることが重要である。このため一連の風洞特性試験に加えて毎試験時の総温・総圧測定が行われる。このうち作動時間が短い衝撃風洞での総温は、衝撃波速度による推算やノズル流中の状

態量を用いる方法^[2]など流体力学関係式を媒介とした種々の間接的方法を用いて算出されている。

この衝撃風洞の総温を直接計測するため、風洞激点部分に高速で波長スキャンを繰り返すことが出来る半導体レーザを用いた吸収法^{[3][4][5][6]}を適用した。吸収法の適用対象成分としては、風洞試験気体として空気を用いることから、近赤外域の酸素分子吸収線を用いた^[7]。

3-1. 計測光学系

Fig.3-1 に実験に用いた光学系を示す。半導体レーザは温度と印加電流の両者によって発振波長が変化する。粗波長設定は素子を温度安定器上に取り付け温度を固定することにより行う。試験時の高速波長スキャンは、ファンクションジェネレータでランプ波を発生させ、半導体レーザに印加する電流を高周波数で変化させる。レーザ光は光学窓から衝撃風洞激点部に導入され、吸収量を増大させるために光学窓の反射コーティング部分を数往復した後、再び光学窓を通して光検出器に入射する。今回用いた波長は 760~760.15nm、半導体レーザの波長スキャン周波数は 2kHz (0.5ms 当たり 1 点の温度を算出可能) とした。

光検出器としてはレーザ出力中の吸収量が 0.1%以下と非常に小さいため、計測光と参照光を比較し、その差分である吸収量を増幅して取り出すことが出来、併せてレーザ発振に伴うノイズの低減も行う機能を持ったオートバランスレシーバを用いた。

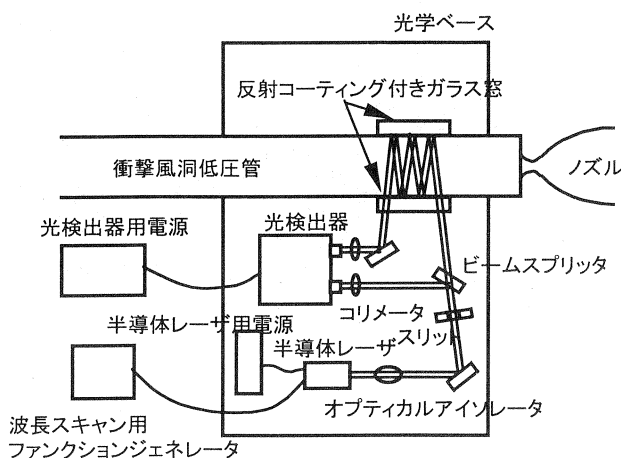


Fig.3-1 計測光学系

3-2. 最適フィッティング

計測データからの温度の算出は、吸収線の計測形状と理論形状の比較を用いて行う。実験での吸収線形状に対して残差が最小となる理論吸収線形状を与えた温度を計測値とする。吸収線の理論形

状算出には、HITRAN スペクトルデータベース 1996 年版を用いて各吸収線の吸収強度を与え、その吸収線の温度や圧力によるブロードニング形状^[8]を Voigt 関数により計算する^[9]。Fig.3-3 は計測値と残差が最小となった理論形状をプロットした最適フィッティングの例 (圧力 0.435MPa) である。このときの衝撃波管激み温度の計測値は 900K である。

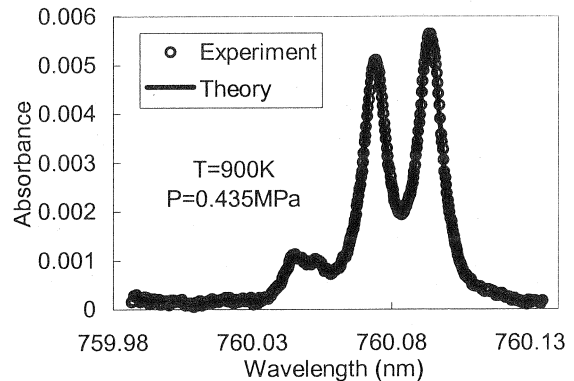


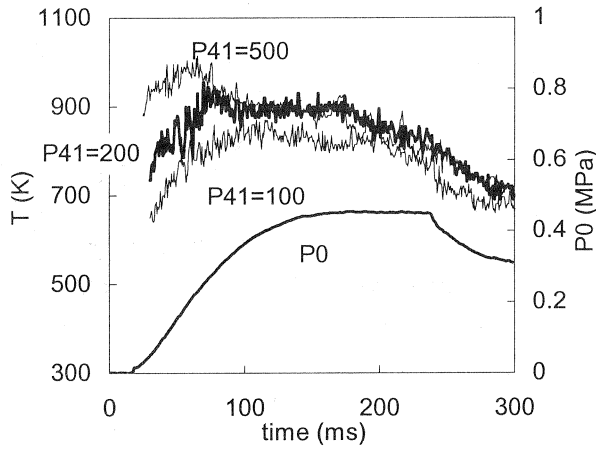
Fig.3-2 最適フィッティング

3-3. 総温計測

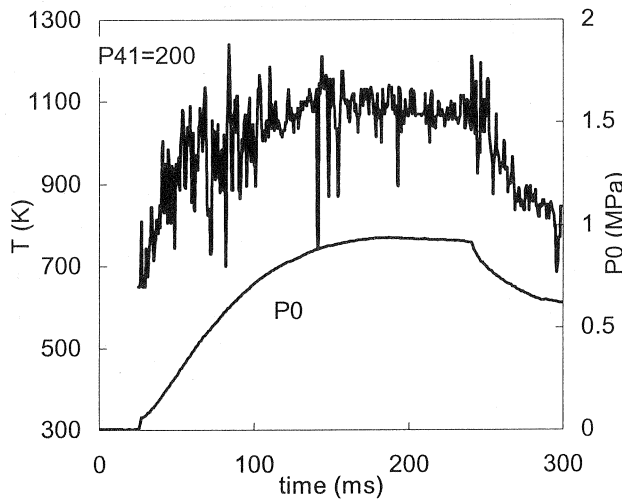
Fig.3-4 に衝撃風洞を作動させたときの激点温度及び圧力の時間履歴を示す。この実験では全て管端を閉じ、衝撃波管部分だけを用いて行っている。

Fig.5(1)は高压管初期圧力 0.5MPa とした試験であり、本風洞運転条件中最も圧力の低い条件である。低压管初期設定圧力は 5, 2.5, 1kPa (それぞれ初期圧力比 100,200,500) の3つのケースについて行った。理論的には初期圧力比 (以降、圧力比または P41 と記す) が大きいほど温度上昇効果が大きくなるが、70ms 以前については計測結果でもこれがとらえられており、妥当な結果となっている。70ms 以降、圧力比 500 や 200 のケースで温度低下が見られるが、これは駆動気体 (低温) と作動気体 (高温) の境界が拡散や渦による乱れによって広がり、この現象が衝撃波管端に近い計測部においても時間と共に顕著に現れてくるためと考えられる。

Fig.3-5 は高压管初期圧力を 1MPa、低压管初期設定圧力は 5kPa (圧力比 200) とした試験である。このケースでは 0.5MPa の場合より算出温度のばらつきが大きい。圧力が大きくなると吸収線形状が圧力広がりによって滑らかになる。温度の違いによる形状変化が小さくなり、温度分解能が低下し、ノイズによって影響を受けやすくなる。



(a) 高圧管初期設定圧 0.5MPa



(b) 高圧管初期設定圧 1.0MPa

Fig.3-3 衝撃風洞淀み点温度計測値

4. 慣性力補正空気力計測

“模型・天秤・支持”系（以下、模型系と呼ぶ）の固有振動数はおよそ数 10～数 100Hz であり、衝撃風洞での試験時間とほぼ同じオーダーである。このため衝撃風洞試験における天秤出力中には本来の計測対象である空気力の他に、模型の固有振動による慣性力が重畳して現れる。この慣性力の存在が天秤出力中の応答遅れや振動となって本来の空気力の計測精度に大きく影響する。

これまでに両者を分離するために様々な方法が考案されている^{[10][11]}が、ここでは慣性力を計測するための加速度センサを模型内部に装着し空気力の計測する方法^{[10][12]}について述べる^[13]。

4-1. 供試模型

実験に用いた模型は、いろいろな極超音速風洞で試験結果が報告されている AGARD HB-2 形状^{[14][15][16]}とした (Fig.4-1)。模型全長は 196mm で

ある。模型内部には 6 個の加速度センサが設置されている。模型系の固有振動数を出来る限り大きくするために模型は FRP 製の軽量模型（模型単体での質量 87g）とした。

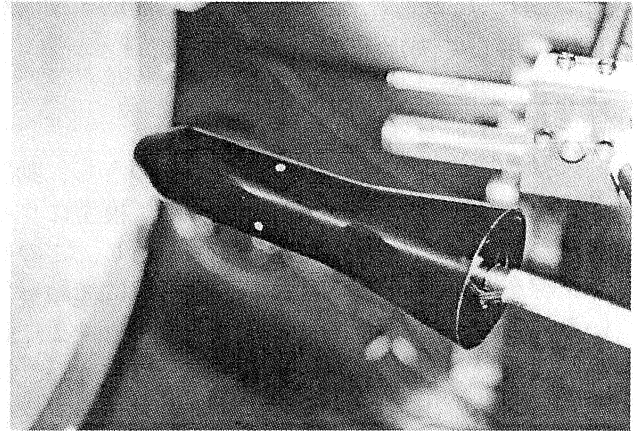


Fig.4-1 HB-2 模型

4-2. 慣性力補正式

模型を剛体と仮定したとき、空気力によって模型に働く 6 分力 F_a, M_a （模型系の重心を基準点とする）は、天秤出力と慣性力を用いて以下のように表すことができる^[10]。

$$\begin{cases} F_{a,x} = F_{b,x} + m a_{g,x} \\ F_{a,y} = F_{b,y} + m a_{g,y} \\ F_{a,z} = F_{b,z} + m a_{g,z} \\ M_{a,x} = M_{b,x} + I_{xx}p' - I_{xy}q' - I_{xz}r' - (z_c - z_g)F_{b,y} + (y_c - y_g)F_{b,z} \\ M_{a,y} = M_{b,y} - I_{xy}p' + I_{yy}q' - I_{yz}r' + (z_c - z_g)F_{b,x} - (x_c - x_g)F_{b,z} \\ M_{a,z} = M_{b,z} - I_{xz}p' - I_{yz}q' + I_{zz}r' - (y_c - y_g)F_{b,x} + (x_c - x_g)F_{b,y} \end{cases} \quad (4-1)$$

ここで、 F_b, M_b は天秤出力、 a_g は重心に働く加速度、 m は慣性力として天秤出力に現れる模型系の質量、 x_c, y_c, z_c は天秤中心の位置、 x_g, y_g, z_g は重心の位置、 p', q', r' はそれぞれ x, y, z 軸周りの角加速度、 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}$ は重心周りの慣性モーメント及び慣性乗積である。

$a_{g,x}, a_{g,y}, a_{g,z}$ 及び p', q', r' は実験時のデータから得られる量であり、回転座標系の基準ベクトルの時間微分から導かれる以下の式と 6 個の加速度センサからのデータを用いて求める。

$$\begin{cases} a_{g,x} = a_x + (y_x - y_g)r' - (z_x - z_g)q' \\ a_{g,y} = a_y + (z_y - z_g)p' - (x_y - x_g)r' \\ a_{g,z} = a_z + (x_z - x_g)q' - (y_z - y_g)p' \end{cases} \quad (4-2)$$

ここで、 a_x, a_y, a_z は加速度センサの計測データ、 $y_x, z_x, z_y, x_y, x_z, y_z$ は各加速度センサの位置である。

これら2つの式に含まれる未定定数 m 、

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}$ 及び x_g, y_g, z_g は静的・動的較正を併用して決定する^[13]。

4-3. 実験結果

4-3-1. ワイヤカット試験

未知数を決定するための較正試験のうち、動的な較正としてワイヤカットを行った。模型にワイヤ（ハンダ線を利用）を介して錘を吊し、このハンダ線をガスバーナで溶断すると、系に加わっている外力は0となることを利用する。Fig.4-2 に動較正に用いたワイヤカット時の天秤出力 $F_{b,z}$ 、加速度センサの出力から算出した慣性力 $m a_{g,z}$ 及び慣性力補正を施した後の出力 $F_{a,z}$ の結果の例を示す。

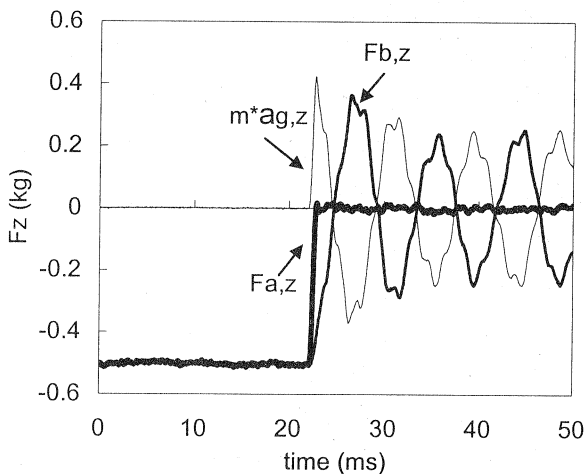


Fig.4-2 ワイヤカット時の出力

4-3-2. 長持続時間モード

Fig.4-3 に長持続時間モードでの試験例として HB-2 模型の垂直力(=Fz)とピッチングモーメント(=My)の例を示す。模型の迎角は 15° 、気流マッハ数は 10.4 である。

細い実線で示した天秤出力は大きく振動しているが、太い実線で示された慣性力補正後の出力は振動の影響が補正され、ピトー圧の時間履歴と相似な補正出力が得られた。ここには示していないが、空力係数として表すと時間的にほぼ一定な値となる。

天秤出力だけでは実験結果に慣性力という誤差要素が含まれてしまうが、慣性力補正を行うことによってこの誤差要素を含まない高精度の空気力計測を行うことが出来る

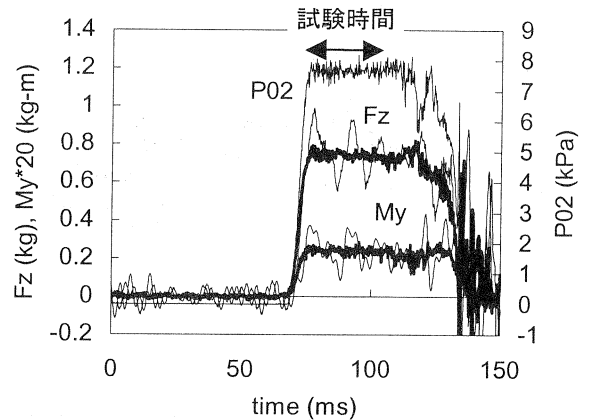


Fig.4-3 長持続時間モードでの HB-2 模型試験例

4-3-3. 高エンタルピモード

Fig.4-4 に高エンタルピモードでの試験例として HB-2 模型の垂直力(=Fz)とピッチングモーメント(=My)の例を示す。模型の迎角は 10° である。衝撃風洞で高エンタルピ流を作り出す場合、試験時間は小さくなる。この例では試験時間が約 5ms であるが、天秤出力の代表的な固有振動数の 1 波長以下で試験時間が終わっている。慣性力補正後の出力は小さな振動を伴ってはいるものの、衝撃風洞管端での総圧(=P0)とほぼ相似な波形となっている。

このように固有振動数に比べ試験時間が短い場合には、もはや天秤出力だけから結果を得ることは出来ず、慣性力補正の効果は非常に大きいと言える。

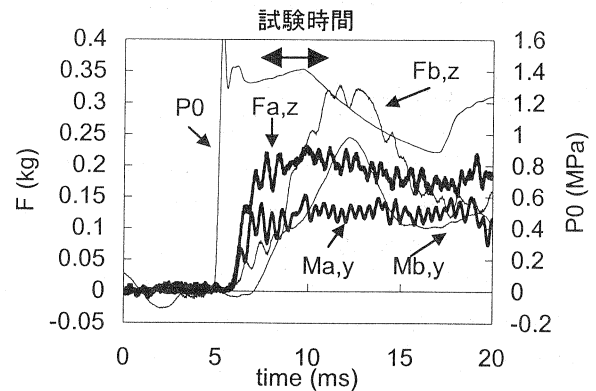


Fig.4-4 高エンタルピモードでの HB-2 模型試験例

5. 赤外線カメラによる空力加熱率計測

これまで航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞では空気加熱計測の際には銅・ニッケル薄膜熱電対をセンサとして表面温度の計測を行って来た。しかし、複雑な模型形状や吹き出しや浸み出しがある部分など、センサ配置に制限が生じる場合も多い。こ

れを解消するため、非接触での表面温度計測や、空間的により高密度の測定が可能な計測法が必要となる。

組み込み式熱センサに代わり、近年著しく性能が向上した赤外線カメラによる空力加熱計測は ONERA S4MA や航技研極超音速風洞で実用に供されている^[17]。ここでは気流持続時間の短い衝撃風洞においても、赤外線カメラを用いて空力加熱計測を行った結果^[18]を紹介する。

5-1. 供試模型及び赤外線カメラ

Fig.5-1,5-2 に試験に用いた模型を示す。Fig.5-1 は測定部に平行に配置された直径 25mm、長さ 200mm の円柱模型と頭部半径 10mm の半球円柱模型であり、Fig.5-2 は胴体長 200mm の 1.25%スケール 07HOPE 模型である。これらの模型は Dupont 社製ポリイミド樹脂の VespelTM (以下、ベスペルと称す) を材料としている。

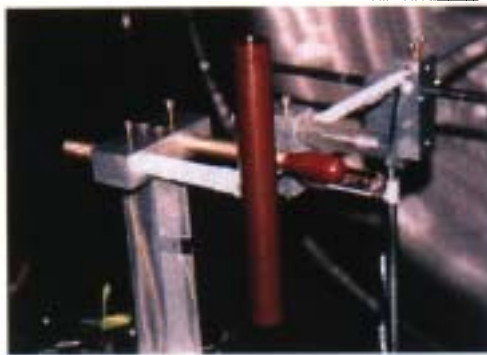


Fig.5-1 半球(R=10mm)及び半球模型(R=12.5mm)



Fig.5-2 1.25% 07HOPE 模型

今回用いた赤外線カメラは当所極超音速風洞に整備^[19]されたものである。本カメラは毎秒 33 コマの 2次元画像(272×136 pixel)の計測が可能であるが、気流持続時間約 40msec の衝撃風洞で 2次元画像での温度履歴の計測が不可能なため、2次元画像上の水平方向の 1次元ライン 272 pixel の輻射強度を各 Pixel について 2.5kHz でスキャンを行うラインスキャンモードへの改修を行った。

赤外線カメラは真空タンク内に設置した。カメ

ラは真空対応ボックスに収納し、その前面のゲルマニウム窓を通して計測を行う。模型の上流側を観測するため、ノズル出口脇に金メッキミラーを配置して計測した。

試験前に模型上の測定位置にスキャンラインを合わせ、ライン上の温度を計測した。それぞれのピクセルに対し、その温度履歴から Cook&Felderman の方法^[20]により空力加熱率を求めた。

5-2. 実験結果

Fig.5-3 は円柱・半球模型の計測例で、赤外線温度計測システム制御処理装置のディスプレイに示された温度分布である。スキャンラインは半球模型頭部淀み点を横切る水平位置に合わせ、円柱模型淀み点(線)も含めて計測を行った。表示画像では、横方向がスキャン位置(272pixel)、縦方向下方に時間が経過している。1番右の太い縦線は位置同定のため円柱模型後方に配置したニクロム線である。画面左下の波形は画像上方に横に引いてある細線の位置(風洞起動から 10msec 後)の温度分布である。

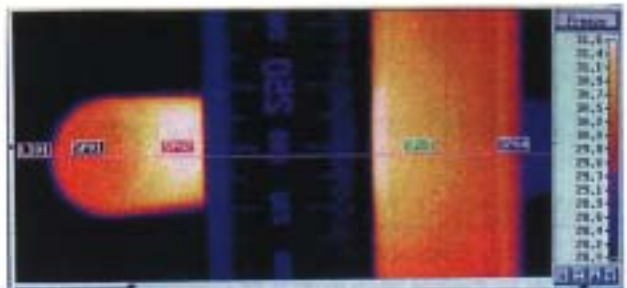


Fig.5-3 半球及び円柱模型の計測ライン

Fig.5-4 は風洞淀み点温度を 830K,1000K, 1180K と変化させた場合の円柱・半球模型周りの空力加熱分布であり、淀み点温度に対応して空力加熱率も変化している。半球と円柱の淀み点加熱率間の比も理論値に良く一致している。

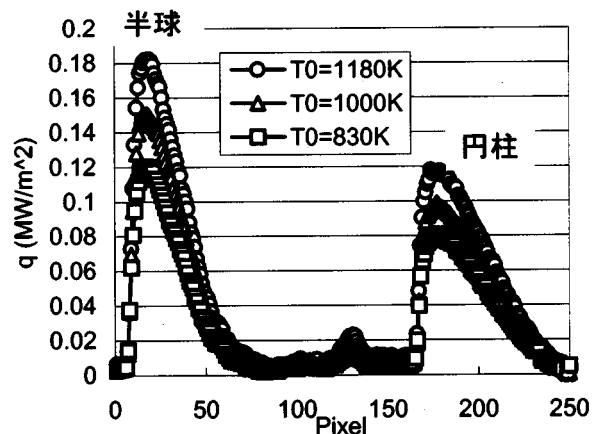


Fig.5-4 半球及び円柱模型の加熱率計測結果

Fig.5-5 は舵面周りの空力加熱率分布の計測を目的とした 07HOPE 模型による結果の一例であり、迎角 30 度においてボディフラップ舵角 0° および 20° における機体下面中央部の胴体後方からボディフラップにかけての流れ方向の加熱率分布である。ボディフラップのような可動部分の空力加熱率計測では、これまで薄膜センサへの配線方法やその本数などから計測点数に制限があり、詳細な分布の計測が困難であったが、非接触方式による本計測法を用いる事により連続的に詳細な分布を得る事が出来た。

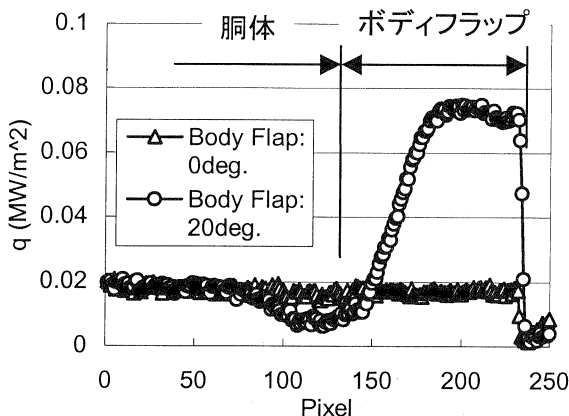


Fig.5-5 07HOPE ボディフラップ周りの加熱率分布

6. 感圧塗料による圧力計測

感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint ; 以下、PSP) を用いた圧力場計測はその 2 次元計測能力故に大きなポテンシャルを持っている。今のところ、従来から使われている機械的圧力トランスデューサの方が、精度や信頼性では勝っているが、2 次元かつ定量的計測による流れ場の全体的把握が可能なこと、圧力トランスデューサと比べて安価に試験が行えること、などから圧力トランスデューサと併用されつつではあろうが、今後ますますその使用範囲は広がると思われる。

これまで流体計測における PSP の主要な適用分野は遷音速から超音速であり、近年、低速領域にもその適用は広がりつつある。極超音速では、いくつかの先駆的研究^{[21][22]}はあるが、その数は少ない。極超音速流れにおいても PSP の 2 次元計測能力が活かされる対象が数多く存在する。ここでは、今後の極超音速領域における研究・開発で PSP を利用するために、その使用方法を確立し、定量的精度や空間分解能、可視化能力などを確認するための研究^[23]について示す。

6-1. 感圧塗料

衝撃風洞で PSP を使用する際に問題となるのが

応答性である。衝撃風洞の気流持続時間は数～数十 ms のオーダーである。現在の主流となっているポリマーベースの PSP はポリマーへの酸素拡散によって応答性が制限されるため用いることができない。本研究ではポリマーを用いない PSP である酸化皮膜 PSP (Anodized aluminum PSP : AA-PSP) を用いた。この AA-PSP は低温風洞での試験のために浅井ら^[24]により開発され、Sakaue ら^[25]によって改良されたものである。感圧色素としてはバソフェナンスロリン・ルテニウム ($[\text{Ru}(\text{Ph}_2\text{Phen})_3]^{2+}$) を用いた。

衝撃波管を用いた AA-PSP 応答試験では、約 30～100 μs の応答性が得られたと報告^[25]されており、航技研における応答試験においても同様の結果が得られている。AA-PSP は 20ms 以上の気流持続時間をもつ航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞での使用に対して、十分な応答性を持っている。

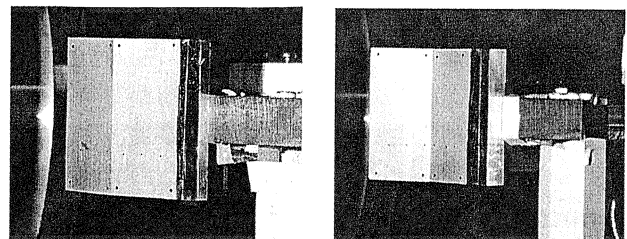
一般に PSP は温度感度が問題とされており、気流総温が大きいため模型表面温度上昇も大きくなる極超音速風洞で PSP が使われない理由となっている。衝撃風洞では温度上昇が極めて小さいため、PSP による定量計測に適した風洞である、と言える。

6-2. 実験模型

2 種類の 2 次元基本形状模型を用いた。2 次元平板とそこから 15° 広がった 2 つ目の 2 次元平板から成る膨張コーナー模型と、2 次元平板と流れ方向に 30° の勾配をもつもう 1 つの 2 次元平板から成る圧縮コーナー模型である。それぞれの模型の概要を Fig.6-1 に示す。これらの模型は AA-PSP を形成するために純アルミ (A1050、Al $\geq 99.5\%$) を用いて製作されている。

双方の模型には、定量性評価のため各平板に 3 点ずつ、計 6 点の Kulite XCS-093-5A (圧力レンジ 0-35kPa abs) 基準圧力センサが装着されている。

PSP の較正は試験前に真空タンク全体を較正タンクとして用いて行った。定量化には試験前の PSP 較正值を用い、基準センサは定量性の評価のみに用いた。



(a) 膨張コーナー模型 (b) 圧縮コーナー模型

Fig.6-1 供試模型

6-3. 光学系

PSPの励起・計測光学系を Fig.6-2 に示す。
 励起光源は安定後の光量変化が 1%p-p 以内の高安定連続 Xe ランプである。ランプハウスから光学ベース上まではライトガイドを用いて伝送し、照射ヘッド、コリメートレンズを介して模型に励起光を照射する。PSPからの発光計測には CCD カメラを用いた。このカメラは 14bit で 1008×1018 Pixel の分解能をもつが、ノイズ低減のため 2×2Pixel を 1Pixel とする Super Pixel モードを用い、504×509Pixel で計測した。CCD カメラに励起光が入射することを防ぐため、励起光源側に 460±50nm を透過する励起光フィルタ、CCD カメラ側に 600-800nm を透過する発光フィルタを用いた。
 30ms 程度の気流持続時間だけのデータを取るためにはゲート機構が必要となるが、ここでは励起光源側に高速シャッター（開閉時間 3ms）を設置し、必要な時間だけ励起光を照射した。高速シャッターの開閉時間は 23ms に設定した。励起光源や CCD カメラは暗室内に設置されている。

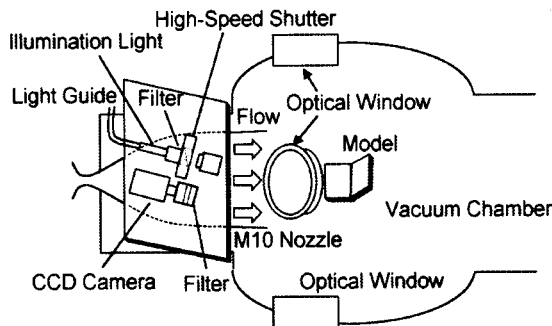


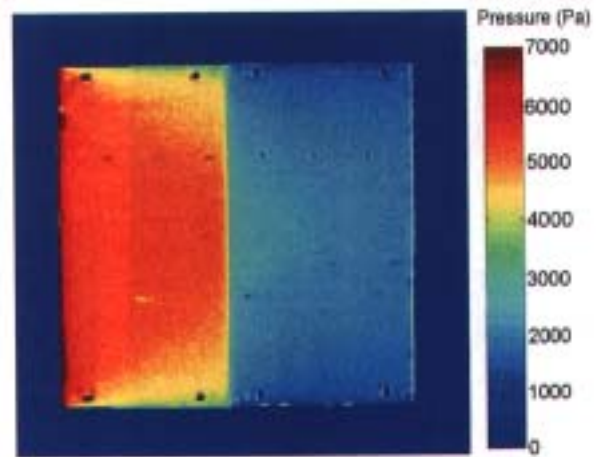
Fig.6-2 励起・計測光学系

6-4. 実験結果

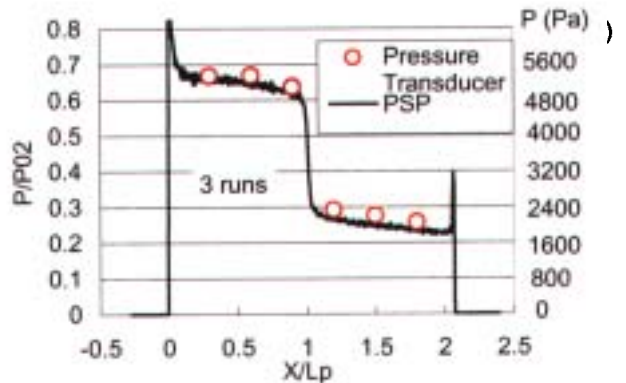
6-4-1. 膨張コーナー模型

膨張コーナー模型では、迎角 10°, 20°, 30°, 40° の 4 ケースについて試験を行った。ここではそのうち迎角 40° のケースについて Fig.6-3 に例を示す。

膨張コーナー模型では 2つの平板上の流れはくさび流れとなり、それぞれの圧力はほぼ一定となる。Fig.6-3(a)の結果でも 2つの平板ではっきりと圧力が異なり、それぞれの上ではほぼ均一な圧力であることがわかる。また模型の両先端から特性線がはっきり観測できる。この特性線の角度は M=10 におけるマッハ角にほぼ等しい。(b)の Kulite 圧力センサとの比較では、PSP が精度良く圧力を計測できていることがわかる。



(a) 圧力分布

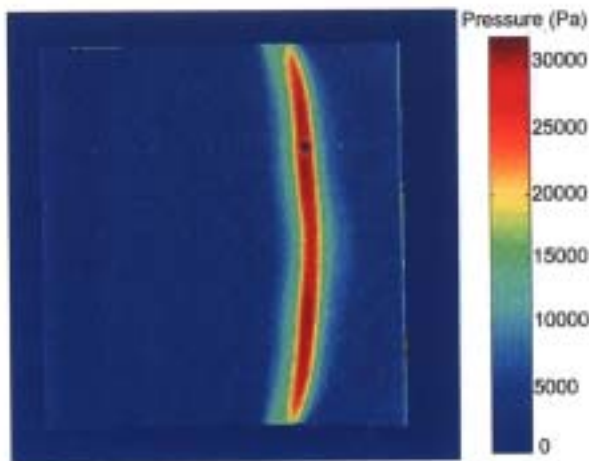


(b) 基準圧力センサと PSP の比較
 (PSP は圧力センサと対称位置で 30Pixel 平均)
 Fig.6-3 膨張コーナー模型圧力分布 (迎角 40°)

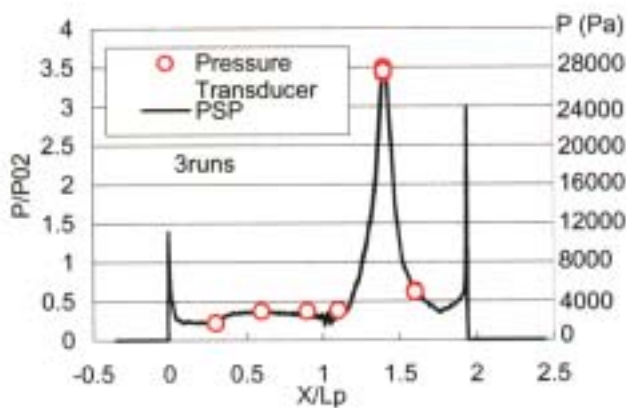
6-4-2. 圧縮コーナー模型

圧縮コーナー模型では、迎角 0°, 10°, 20°, 30° の 4 ケースについて試験を行った。ここではそのうち迎角 20° のケースについて Fig.6-4 に例を示す。

圧縮コーナー模型上の流れは、キンク部で剥離・再付着、衝撃波-衝撃波干渉などを含む複雑な流れとなる。Fig.6-4(a)でも衝撃波-衝撃波干渉に伴う高い圧力や、やや判別しにくい模型先端での流れの剥離などが観測出来、PSP に十分な空間分解能があることが分かる。模型の中心部分では局所的な圧力分布はあるものの 2次元性のある流れであるが、両端では高い圧力領域が流れ上流側にずれる 3次元性も観測できている。(b)ではこの場合も Kulite 圧力センサと PSP は良く一致しており、定量的に用いるために十分なレベルにある。



(a) 圧力分布



(b) 基準圧力センサとPSPの比較

(PSPは圧力センサと対称位置で30Pixel平均)

Fig.6-4 圧縮コーナー模型圧力分布 (迎角 20°)

7. まとめ

航技研0.44m極超音速衝撃風洞で研究、整備を行っている新しい計測法について紹介した。

慣性力補正空気力計測、赤外線カメラによる1次元空力加熱率分布計測については計測手法を確立し、十分実用試験に供することが出来る。今後、模型準備などの手順確立とさらなる精度改善を目指す。

半導体レーザ吸収法を用いた総温計測については温度検証と高圧への拡張が課題であり、研究を進めていく。感圧塗料を用いた圧力分布計測では十分な定量性が確認されたが、特性の経時変化があり、今回は1日1回程度の較正を行った。この経時変化や純アルミ以外の模型材料などについて確認試験の必要がある。

今後も航技研0.44m極超音速衝撃風洞における試験全てのデータ精度向上及び情報量増大を目指

して研究を行う所存である。

参考文献

- [1] 曾我他、日本航空宇宙学会誌 第42巻 第480号 (1994)
- [2] H. Olivier, Shock Waves No.3 (1993)
- [3] A. Mohamed, et al., AIAA J. Vol.34, No.3 (1996)
- [4] S. D. Wehe, D. S. Baer and R. K. Hanson, AIAA 97-3267 (1997)
- [5] P. L. Varghese et al., AIAA 97-0317 (1997)
- [6] K. Komurasaki, T. Iida, D. Kusamoto, F. Y. Zhang and S. Satori, IEPC 97-064 (1997)
- [7] 中北他、第42回宇宙科学技術連合講演会 (1998)
- [8] L. C. Philippe and R. K. Hanson, AIAA 91-0360 (1991)
- [9] E. E. Whiting, An Empirical Approximation to the Voigt Profile, JQSRT Vol.8 (1968)
- [10] M. Carbonaro, New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research (1993)
- [11] 伊藤他、平成7年度衝撃波シンポジウム講演論文集 (1996)
- [12] 中北他、第25回流体力学講演会講演集 (1993)
- [13] 中北他、第31回流体力学講演会講演集 (1999)
- [14] J. D. Gray, AEDC-TDR-64-137 (1964)
- [15] R. Ceresuela, ONERA-NT-123 (1968)
- [16] A. Heyser et al., DLR-FB-66-25 (1966)
- [17] K. Hozumi, et al., JSME International J., Series B, Vol.41, No.2 (1998)
- [18] 山崎他、第31回流体力学講演会講演集 (1999)
- [19] 井上安敏他、平成8年度宇宙航行の力学シンポジウム講演集 (1996)
- [20] W. Cook and E.J. Felderman, AIAA J. Vol.4, No.3 (1966)
- [21] V. Borovoy et al., IEEE-95CH34827 (1995)
- [22] J. Hubner et al., AIAA 99-0388 (1999)
- [23] K. Nakakita et al., AIAA 2000-2523 (2000)
- [24] K. Asai et al., ICIASF '97 record (1997)
- [25] H. Sakaue and J. P. Sullivan, AIAA 2000-0506 (2000)