性の評価, 上に述べたような飛行性および飛行制御系の解析などに供する際に本来の線形化された微係数だけでなく, これらの線形モデルからの誤差要因の情報として引き継がれなくてはならないことは言うまでもない。飛行性能の解析に際しては各マッハ数のデータに対して同様の処理を行い, 空力データとして第9図に示すようにパッケージ化した。この際 uncertainty の組合せとして, ある特定の飛行特性を変化させるなどといった組を用意し解析者が選択できるようにした。

以上に述べたような方法で, 極超音速風洞試験のデータを用いて他の速度領域でのデータと併せて, 機体の空力特性の評価および実機の飛行に用いるデータベース化を図った。これらの予測の精度は実機の飛行による確認によってより確かなものとなることは言うまでもなく, 極超音速におけるこの種の飛翔体の飛行操舵による飛行実験の実施が望まれる。

本報告のデータを取得するための一連の風試を行うに当たり, 航空宇宙技術研究所空力部の穂積弘一, 吉沢 昭, 小山忠勇および柳沢三憲の各氏には, 風洞の運転, 計測およびデータ処理などの面で協力していた

だいた。また宇宙研の佐藤 清, 米本浩一(現川崎重工)の両氏には実験機材の製作および実験の実施等一般にわたっていろいろと協力していただいた。ここに記して謝意を表する次第です。

参考文献

- 1) Nagatomo, M. et al.: Flight Test of a Winged Space Vehicle, Proc. 16th ISTS, 1988, pp. 1563-1568.
- 2) Inatani, Y. et al.: Preliminary Flight Test for Reentry Flight of Winged Space Vehicle, Proc. 16th ISTS, 1988, pp. 1897-1902.
- 3) Maus, J. R. et al.: Hypersonic Mach Number and Real Gas Effects on Space Shuttle Orbiter Aerodynamics, J. Spacecraft Rockets, 21 (1984), pp. 136-141.
- 4) Griffith, B. J. et al.: Addressing the Hypersonic Simulation Problem, J. Spacecraft Rockets, 24 (1987), pp. 334-341.
- 5) Inatani, Y. et al.: High Speed and High Angle of Attack Wind Tunnel Test Results of the Winged Space Vehicle C-2, ISAS Report, No. 623 (1987).
- 6) Inatani, Y.: High Speed and High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics of Winged Space Vehicle, ISAS Report, No. 624 (1987).
- 7) Inatani, Y. and Yonemoto, K.: Aerodynamic Design of Winged Space Vehicle, Proc. 16th ISTS 1988, pp. 1555-1562.

—特 集—

スペース・プレーンの極超音速空力加熱*1

井 上 安 敏*2・山 本 行 光*2

Key Words: Aerodynamics, Aerodynamic Heating, Space Plane, Testing, Simulation

1. は じ め に

最近の宇宙開発の動向は宇宙輸送系に対して大容量化, 高性能化を求めるとともに再使用性, 安全性そして貨物と人間の輸送系の分離を進める方向が出てきている。そのなかから極超音速輸送機と有人宇宙輸送系をにらんだ, いわゆるスペースプレーンの構想が多方

面から出されてきた。航空宇宙技術研究所では, 単段水平離発着型のスペースプレーンを21世紀を目指した革新航空宇宙技術の一つと位置づけ, その要素技術を中心にした研究を行っている。ここでは極超音速空力加熱に関する実験的および数値シミュレーションによる理論的研究の結果を紹介する。

スペースプレーンの要素技術のなかで, 空気力学技術は飛行特性予測および機体形状決定に重要なものである。一方, 機体への空力加熱の問題は過去の飛行機設計では副次的な要素であったが, スペースプレーンの場合には極超音速までの加速・上昇時あるいは軌道速度からの大気圏内再突入に伴って機体各部への強い

*1 平成元年4月4日, 日本航空宇宙学会第20期年会講演会にて発表。平成元年8月30日原稿受理 Hypersonic Aerodynamic Heating Studies for Space Plane

*2 航空宇宙技術研究所 Yasutoshi INOUE and Yukimitsu YAMAMOTO

著者紹介

井上 安敏 (正会員)

昭和16年生。鳥取県出身。昭和40年京都大学工学部航空工学科卒業。昭和43年同大学工学修士。同年航空宇宙技術研究所入所。昭和51年米国ラトガース大学 M. Ph.

現在、空気力学部超高速空気力学研究室長。宇宙往還機の熱空気力学、AOTV 等の研究に従事。AIAA 会員。

山本 行光 (正会員)

昭和27年生。東京都出身。昭和49年東京大学工学部航空工学科卒業。昭和54年同大学工学博士。同年航空宇宙技術研究所入所。昭和60～61年 NASA ラングレー研究所

宇宙システム部留学。現在、空気力学部主任研究官。スペース・プレーン、HOPE 等の極超音速計算空気力学の研究に従事。AIAA、IACM 各会員。

空力加熱が起こり、この空力加熱特性の解明とその対策は、このような極超音速飛行を可能にするためには不可欠な要素となる。とくにノーズおよび翼前縁では場合によっては既存の構造材料の耐熱限度を超えるような局所的に強い加熱が起こる。これは流れの圧縮あるいは衝撃波干渉の結果であり、これら加熱率の値はマッハ数、レイノルズ数のほかに機体形状、寸法、流れに対する姿勢等により大きく変化する。逆にこれらのパラメータとピーク加熱値の関係を想定された飛行条件にわたって知ることにより、機体形状、機体構造の設計が行えることとなる。

航空宇宙技術研究所では、スペースプレーンの極超音速空力加熱の研究を形状および姿勢に関するピーク加熱率および表面加熱率分布特性を明らかにし、空力加熱の観点から適当な機体形状を検討することを主要目標として、おもに二つの方向から試みている。一つは極超音速風洞によるスケールモデルでの加熱率分布測定実験、他はナビエ・ストークス方程式を用いた全機周り流れの数値シミュレーションである。実験ではスキャン型赤外線放射温度計あるいは相変化塗料塗布法による可視化の手法により測定している。数値シミュレーションでは Baldwin-Lomax の乱流モデルを用いたナビエ・ストークス方程式の TVD 差分法による計算を行っている。実験により数値シミュレーションの検証を行うことも目的の一つである。いままでに得られたいくつかの結果を報告する。

2. 風洞実験

航空宇宙技術研究所ではスペースプレーンの空力、空力加熱の研究を先ず第0次の機体形状を設定し、広

範囲の飛行領域に相当する流れ条件下での特性を取得し、その検証結果に基づいて1次形状、2次形状、…と空力形状をリファインする方法で進めている。ノーズ加熱のピーク値は曲率半径に依存し、主翼前縁のピーク値は曲率半径の他に衝撃波干渉から生じる流れに依存し、それは後退角により変化することはわかっている。極超音速空力加熱の実験においては加熱率特性とこれら基本形状との関連をみるために、頭部、主翼、尾翼の形状を変化させた4種類の模型形状について迎角 0° 、 10° 、 20° の試験を行い、それぞれの特性を取得した。

2.1 風洞 航空宇宙技術研究所の50 cm ϕ 極超音速風洞を使用した。気流マッハ数7.1、集合筒圧力10～45 kg/cm²、総温度400～450 $^\circ$ C、単位レイノルズ数 $4.77 \times 10^4 \sim 1.46 \times 10^5$ /cm の空気、温度境界層を除くテストコアは約30 cm ϕ の条件下で試験を行った。最初模型は気流外に保持され、気流確立後よどみ点状態が安定する約25秒経過した後、気流中に高速に投入され、所要データ取得後再び気流外に出す。

2.2 供試模型 第1図に試験に供した4種類の模型の平面図を示す。SPH 001 が第0次形状模型である。SPH 004 はシャトル形状で、ノーズ曲率半径 $R_n = 3.2$ mm であり、他の模型の R_n は2 mm である。胴体断面は上下でそれぞれ異なる短長比の楕円であり、翼断面(先端から最大厚さ部まで)は全て NACA 0010 翼型である。双尾翼およびティップフィンとは外側に 30° のカント角で傾き、トー角は 0° としている。主翼前縁、ストレークの後退角は図中に示した。数値シミュレーションにおいてこれら機体の表面形状を格子として定義したものを、模型の機械加工に使用した(後述)。ただし、模型においては後述の雌型から取り出すための配慮と強度を考慮して翼の最大厚み点より後方では翼厚を一定とした。したがって、数値シミュレーションでの形状とはその部分が少し異なる。さらに SPH 001 型以外の模型には下げ角 20° のボディーフラップをつけた。

模型材質は低熱伝導率の耐熱性プラスチック“スタイキャスト#2762 FT”である。スペースプレーンのような複雑な模型形状を高精度に制御するため、前述の形状格子データに基づく数値制御加工により製作した真鍮雄型からニッケル・コバルトの電鍍によって雌型を製作し、それにスタイキャストを流し込み、脱泡後電気炉で加熱固化させる。黒色で硬く滑らかな表面に形成され、表面の赤外線に対する輻射率 ϵ は測定の結果0.95であった(計量研)。模型形状は予測通りの精度に加工されていることが確認できた¹⁾。

2.3 計測法 模型上の熱伝達率分布を一度に計測

第1図 供試熱伝達模型4機種3面図

する方法として、相変化塗料法²⁾(以下PC法と略す)と赤外線放射温度計(以下IR法と略す)による方法の両方を試みた。いずれの方法も、機体表面に垂直方向の半無限一次元的熱伝導を仮定すれば、ある時間後の任意場所の表面温度からその場所の熱伝達係数 h が決まることに基づいている。したがって、この仮定が成立する度合に応じて精度が決まるが²⁾、複雑な形状の分布パターンが一挙に得られるので、今回のように、形状変化の及ぼす全体的効果を調べるにはこれらの方法はとくに適している(たとえば文献3)。しかしながら従来これらのデータ処理は時間を要し、とくにPC法では相変化境界線の読み取りに多くの労力を要した。当所では最近電子計算機と3次元グラフィックス手法を用いる画像処理法を開発し^{4,5)}、熱伝達分布測定省力化、自動化を可能にした。これらの技術は着目点の3次元的位置決め精度を向上させ、また数値シミュレーション結果との比較を容易にする。実際の測定精度の問題は次の2.5節のなかで検討する。

2.4 実験ケース 4種の形状に対し全部で44ランの試験を行った。うちPC法は7ランである。頭部、前縁部の拡大観測、腹側・背側、オイルフロー、シュリーレン観測に分けられ、パラメータとしては、形状4、迎角3、レイノルズ数2通りで、さらに観測

第2図 半球模型表面加熱率分布測定結果(IR法)
S: 子午線に沿うよみ点からの距離, R: 曲率半径, 5 cm, $M_\infty=7.0$, $Re=3.5 \times 10^5$

方法、視角、倍率等を変えた。迎角 10° 、高レイノルズ数におけるSPH002型を重点的に行った。

2.5 実験結果 第2図に計測法、処理法の精度をチェックするために行った直径10 cmのスタイキャスト製半球模型のIR法による表面加熱率分布測定結果を示す。淀み点加熱率値はFay-Riddellの理論値⁶⁾とかなりよく一致し、子午線に沿う加熱率分布形状の

数値計算結果との差も大きくないことがわかった。

スペースプレーンの0次形状については、今回のほぼ2/3のスケール模型による予備試験を行った^{4,5)}。

第3図はPC法による迎角0°、単位レイノルズ数 $2.8 \times 10^4/\text{cm}$ のケースでの背中側の相変化パターン例で、(a)は写真から相変化ラインを読み取ったもの、(b)はビデオに撮影したものから計算機を用いて画像処理を施したものである。両者はよく一致した。頭部よどみ点ピーク値はカメラ位置の制約から計測できていないが、シュリーレン写真から観測された頭部からの弓状ショックの主翼前縁への突入点近傍でピークを生じている様子は捉えられている。この0次形状では翼のピーク値はノーズのピーク値を越えないことがわかる。この小模型でのピーク加熱の測定値は定量的には信頼性が落ちるが、定性的な分布のデータは有用である。

IR法の測定系の空間および温度分解能が比較的に粗いため、等加熱率線はPC法のほうが滑らかに出るが、処理に要する時間、労力はIR法の方がかなり少ない。なお、光学的測定法ということから、ノーズ、

翼前縁でのピーク加熱を与える点はなるべく正面から観測する必要がある、またそれらの場所が測定法の本質的仮定である半無限一次元熱伝導性からずれやすい場所であることから模型サイズはある程度大きい必要がある。模型サイズは測定時間にも関係する。これらの理由から、ノーズや前縁ピーク加熱値をPC法等の可視化法で定量的に測定した例はいままでないが、今回のSPH 001~SPH 004の実験では模型サイズを

第4図 SPH 002型ノーズ部加熱率分布測定結果 (IR法, $\alpha=10^\circ$, 仰角約 45° , $t=2.9\text{s}$)

(a)

(b)

第3図 0次形状小モデル背面加熱率分布測定結果 (PC法)

$T_0=500^\circ\text{C}$, $P_0=10\text{ kg/cm}^2$

(a) 写真からの相変化線の読み取り

(b) ビデオ画からの計算機画像処理

第5図 主翼外側前縁部およびティップ・フィン根元部加熱率測定結果 (IR法)

上から $t=3.6, 4.0, 4.4\text{ s}$

1.5倍とし、IR系に望遠レンズを用いることによって精度、分解能を上げ、定量的測定を試みた。

第4図はSPH 002型の迎角 10° 、モデル長レイノルズ数 4.4×10^6 における頭部の加熱率分布で、前方から約 45° の仰角で見上げた視角の図である。第5図はやはりIR測定系による迎角 0° 、レイノルズ数 4.4×10^6 でのSPH 002の主翼（ストレークではなく）前縁のアウトボード側の一部とティップ・フィン下部の前縁の一部をほぼ正面から撮った分布で、ピーク加熱位置周辺の等加熱率線分布を示している。図は上から下に時間は経過しており、最大のピーク加熱値はフィン付け根近傍で下の図から 17.5 cal/s/cm^2 であること、次の大きさのピークが画面左側主翼前縁上で 14.76 cal/s/cm^2 、第三のピークは画面中央部主翼前縁で 13.9 cal/s/cm^2 であることが上および中間の時間の図から読み取れる。

しかし、たとえば第4図のノーズよどみ点加熱率値がFay-Riddell値の2倍近い値になることから、画像データ取得時間が加熱開始から3~4秒と長いための影響が大きくなっていることがわかる。すなわち、このようにノーズあるいは前縁のような曲率半径の小さい場合、あるいは模型肉厚が薄い場合にはもっと短時間でのデータを用いなければならない⁷⁾。今回の実験では模型投入機構の速度不足、および倍率拡大に伴い模型の視野内到達に時間が掛かる等の影響が出たものであり、模型サイズが限界であることからその解決には高速投入機構の整備あるいはノーズや前縁局所への小さい加熱率センサー取付けを考える必要がある。このような小さい模型にも関わらず、これらの測定系の空間分解能は優れているので模型の高速投入の追求は有望である。

翼、ティップ・フィン前縁に沿う加熱率分布を同じ前縁半径をもつSPH 001, 002, 003型モデルについて比較すると、上述の定量的な問題点を抜きにすれば、ピーク加熱の最大値は相対的にSPH 002, 003, 001型の順になる。これは主翼後退角の小さい順で002型では他の型よりも主翼後退角が小さいために、主翼離脱衝撃波が強くなること、および衝撃波干渉加熱のパターン⁸⁾がタイプVIであってもタイプVに近づく、より高いピーク加熱を生じたためと思われる。いずれの形状でも前縁のピーク値はノーズ値の5割以下であった。ノーズ値で無次元化した実測ピーク値の比較は数値解析結果の項で比較・議論する。

第6図(a)はレイノルズ数 4.4×10^6 、迎角 10° におけるSPH 002型の背側(風下側)の等熱流束線を示す。中央胴体部左右に低い加熱領域、対称線上に高い加熱の狭い領域が見える。これは迎角をとったときの特徴

(a)

(b)

第6図 SPH 002型背面加熱率測定結果(レイノルズ数: 4.4×10^6)

(a) 迎角 10° , (b) 迎角 0°

で、腹側から背側に向かうクロスフローが剝離することによる低熱流束の剝離域と、対称線上への再付着による高熱流束域を形成するためであり、同一条件でのオイルフロー結果と明確な対応を示す。第6図(b)は迎角 0° の背側パターンで、(a)と明らかに異なっており、剝離が起こっていないことに対応する。これは他の形状、気流条件についても同様であった。一方、腹側のパターンは迎角に対してほとんど変化しない。

ピークの絶対値以外の本実験による非剝離域の熱流速値と分布パターンは次章で述べるように数値シミュレーション結果と定量的によい一致を示した。ピーク値の測定精度向上が今後の課題である。

3. 数値解析

数値計算はSPH 001からSPH 003の形状についてレイノルズ数 4.4×10^6 、マッハ数7.0の条件でナビエ・ストークス方程式を用いて行った。迎角はそれぞ

第7図 SPH 002 まわりの外側衝撃波形状 ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

れの形状について 0° , 10° , 20° のケースを計算した。数値解析ではすでに揚力, 抗力, 縦揺れモーメント^{9,10)}, および圧力分布¹¹⁾に対して実験値と良好な一致を示す結果が得られており, 検証課題として残されているのは空力加熱の分野のみである。極超音速領域では, 衝撃波干渉によるスペース・プレーン翼前縁での空力加熱が低迎角において顕著であり, 数値解析もこの点に焦点が絞られる。

格子形成は双曲型の偏微分方程式によるもので, C-Oタイプの単一領域で構成され, 翼前縁の Wake 領域を含めた計算を行った。使用した格子点数は流れ方向 91 点, 周方向 71 点, 物体表面に垂直な方向に 50

第8図 SPH 002 まわりの等圧線図 ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

P/P_{MAX}

(a)

(b)

$\alpha = 0^\circ$

f ; Grid Number of f Coordinate

Planform Pressure Contours and Distributions
of the SPH001 Model ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$)

W.S. : Windward Symmetry L.S. : Leeward Symmetry
L.E. : Leading Edge

第9図 SPH 001 まわりの圧力結果

点の計33万点弱で、翼前縁断面周りの格子分布は 10° 間隔である。解析法の詳細は文献9, 10を参照されたい。

3.1 計算結果と考察 本稿では3種類の形状の迎角 $\alpha=0^\circ$ およびSPH 002形状の迎角 $\alpha=10^\circ, 20^\circ$ にお

ける結果を示す。

第7図はSPH 002まわりの迎角 $\alpha=20^\circ$ における外側3次元衝撃波形状である。頭部から生じた離脱衝撃波はマッハ数7という高速のため、主翼およびティップ・フィンで発生する衝撃波と干渉し、ティップ・フ

(a)

$\alpha = 0^\circ$

(b)

f : Grid Number of f Coordinate

Planform Pressure Contours and Distributions
of the SPH002 Model ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

W.S. : Windward Symmetry L.S. : Leeward Symmetry
L.E. : Leading Edge

第10図 SPH 002 まわりの圧力結果

(a)

$\alpha = 0^\circ$

(b)

f : Grid Number of f Coordinate

Planform Pressure Contours and Distributions
of the SPH003 Model ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

W.S. : Windward Symmetry L.S. : Leeward Symmetry
L.E. : Leading Edge

第11図 SPH 003 まわりの圧力結果

イン近傍ではこの衝撃波が外側に現れてくる。

第8図は対応する等圧分布で、等圧線は上下の対称面および翼後縁を含む断面内でプロットされている。また物体表面はカラー・シェード図により表面圧力が示されている。図よりティップ・フィンまわりでは複雑な衝撃波干渉があらわれ、また垂直尾翼まわりにも衝撃波が形成されているのがわかる。

第9図(a)はSPH 001の表面格子、主翼前縁を含む計算面での等圧線図を示す。表面格子には格子番号Iを付け加えた。本図により外側弓状衝撃波の主翼上にimpingeする個所が明らかになる。(b)図は格子番号I=1から70までの表面圧力分布を示す。本計算では有限体積法を用いているため、図のI=1での圧力値は実際にはI=1と2で囲まれるセル上での値を示す。表面圧力分布は背、腹側の対称面および主翼前縁を含む面での値をプロットした。また各値は頭部よみ点にあらわれる最高圧力値 P_{max} で無次元化されている。

第10図および11図はSPH 002, SPH 003に対応する圧力結果である。これらの図より以下の特徴が明白となる。すなわち、主翼前縁での圧力の局所的なピークは後退角の最も小さなSPH 002のケースが最高となる。またティップ・フィンのある場合には、いっ

たん主翼前縁に沿って降下した圧力がティップ・フィンの根元で再び圧縮され2番目の局所的なピークを生じる。このピークは後退角が 53° のSPH 003のケースでは主翼前縁で発生するピークの値を越える。

第12~14図は3種類の形状の迎角 $\alpha=0^\circ$ での熱流束分布および背、腹側機体表面の等熱流束線図である。熱流束の値は頭部よみ点での熱流束の値で無次元化している。頭部よみ点空力加熱量の計算値はFayとRiddell⁶⁾らの理論による推算値と良く一致する。第12図のSPH 001のケースでは後退角が大きいため、主翼前縁での空力加熱のピークは比較的低い値を示す。また、この熱のピークは圧力分布のピークのあらわれる個所よりもやや下流側に発生している。一方、第13図のSPH 002の結果では、ティップ・フィン付け根でかなり高い空力加熱を受ける。これはティップ・フィン根元に主翼からの衝撃波がimpingeすることおよびティップ・フィンの前縁曲率半径が主翼のそれに比較して小さくなることによると考えられる。第14図のSPH 003の結果では同様にティップ・フィン根元で加熱のピークを生じるが、値はSPH 002での値よりやや低くなっている。ティップ・フィンの後退角は 45° と同一なので、この違いはティップ・フィンにあたる衝撃波の強さの違いによると考えられる。

第12図 SPH 001 まわりの空力加熱

Heat Transfer Contours on the Body Surface

Heat Transfer Results of SPH002 Model
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

Heat Transfer Distributions (Q/Q_{max})

$\alpha = 0^\circ$

W.S. ; Windward Symmetry L.S. . Leeward Symmetry
L.E. ; Leading Edge

第 13 図 SPH 002 まわりの空力加熱

Heat Transfer Contours on the Body Surface

Heat Transfer Results of SPH003 Model
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

Heat Transfer Distributions (Q/Q_{max})

$\alpha = 0^\circ$

W.S. ; Windward Symmetry L.S. ; Leeward Symmetry
L.E. ; Leading Edge

第 14 図 SPH 003 まわりの空力加熱

Heat Transfer Contours on the Body Surface

I ; Grid Number of f Coordinate

Heat Transfer Distributions (Q/Qmax)

$\alpha = 10^\circ$

第15図 SPH 002 まわりの空力加熱分布 ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

Heat Transfer Contours on the Body Surface

I ; Grid Number of f Coordinate

Heat Transfer Distributions (Q/Qmax)

$\alpha = 20^\circ$

第16図 SPH 002 まわりの空力加熱分布 ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

また主翼付け根から発生した衝撃波による加熱の上昇部分が機体背面に一つの帯状領域として後方にのび、垂直尾翼の根元にあたっている。衝撃波干渉加熱という点からは考慮しなければならない点であろう。また各図には丸印で実験による翼前縁での無次元化した空力加熱のピーク値をプロットしたが、きわめて良好な一致を示している。

第15図、16図に迎角をとった際のSPH 002形状の空力加熱結果を示す。第15図の迎角 10° ではティップ・フィン根元の空力加熱のピークは減少し、最大値はティップ・フィン前縁の上方に移動する。主翼付根では著しい圧力のピークが発生するにもかかわらず、空力加熱はそれほど上昇しない。前縁曲率半径が加熱量に大きな影響を及ぼすことがわかる。図には無次元化された実験値がプロットされているが、優れた一致を示している。第16図の迎角 20° では、ティップ・フィンに沿う加熱はさらに減少し、平坦な分布を

第17図 SPH 002形状の圧力および空力加熱分布の3次元表示 ($M_\infty=7.0$, $Re=4.4 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

第18図 往還機表面空力加熱分布の実験値との比較 (SPH 001形状腹面, $\alpha=0^\circ$)

第19図 往還機表面空力加熱分布の実験値との比較 (SPH 002形状腹面, $\alpha=0^\circ$)

示す。この迎角ではピークに関する実験値は得られていない。

第 17 図は SPH 002 形状の迎角 0° における表面圧力および空力加熱分布の 3 次元表示である。本図により、全体の分布特性が容易に把握できる。

最後に第 18 図、19 図に実験値との表面空力加熱分布の比較結果を示す。図は計算、実験とも SPH 001 の迎角 10° の腹側、および SPH 002 の迎角 10° の背面の実際の空力加熱量である。実験での半無限 1 次元熱伝導の成立するこの領域では、両者とも定量的にかなりの一致を示している。

4. ま と め

ノーズおよび前縁のピーク加熱率の実験値を数値シミュレーションと比較した場合、定量的には問題があるが、前縁ピーク加熱の位置および無次元化した値については相当によい一致が得られた。ピーク以外の熱流束の値およびパターンの実験/数値計算の合致は良好であった。形状等のパラメトリックな変化による効果を捉えることができた。実験技術の面では、採用した測定法の精度は多くの要素に依存するが、模型の肉厚の薄さ、短い曲率半径等は仮定した熱伝導モデルからのずれをもたらすので、なるべく厚かつ曲率半径を長くする必要とともに、データ取得時間の短縮化が重要である。そのような部位へのセンサー取付けも考慮すべきである。

今回、ナビエ・ストークス方程式を用いた数値シミュレーションにより主翼形状の違いによるスペース・プレーンまわりの極超音速空力加熱特性を詳細に調べた。また一連の極超音速風洞での空力加熱測定実験をとおりて検証を行い、結論として CFD はスペース・プレーンの熱設計のための正確なデータを提供することが可能な段階に達したと考えられる。しかしなが

ら、現在のスーパーコンピュータを使用しても、3 次元での衝撃波干渉を詳細かつ正確にとらえ、かつパラメトリックに研究を行うことは格子点数の制限からなかなか困難な状況である。また実在気体効果をいれたスペース・プレーンの実飛翔に対応する数値解析を行うことが今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) 渡辺光則：空力加熱可視化測定用スペースプレーン模型の製作，航空宇宙技術研究所資料 TM-608 (1989)。
- 2) Jones, R. A. and Hunt, J. L.: Use of Fusible Temperature Indicators for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat-Transfer Data, NASA TR R-230 (1966)。
- 3) Wells, W. L., MacConochie, I. O., Helms III, V. T. and Raney, D.: Heating Rate Distributions at Mach 10 on a Circular Body Earth-to-Orbit Transport Vehicle, AIAA Paper 85-0974 (1985)。
- 4) 小山忠勇，渡辺光則：宇宙往還機の極超音速熱伝達測定，航空宇宙学会第 19 回流体力学講演会講演集，1987。
- 5) 吉沢 昭，山本行光，小山忠勇，渡辺光則，津田尚一，野村茂昭：宇宙往還機の極超音速空力加熱の測定，航空宇宙学会第 19 期年会講演会講演集，1988。
- 6) Fay, J. A. and Riddell, F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, J. Aeronaut. Sci., 25, 2 (1958)。
- 7) Shultz, D. L. and Jones, T. V.: Heat-transfer Measurements in Short-Duration Hypersonic Facilities, AGAR-Dograph, No. 165 (1973), pp. 6-9。
- 8) Hains, F. D. and Keyes, J. W.: Shock Interference Heating in Hypersonic Flows, AIAA J., 10 (1972), pp. 1441-1447。
- 9) Yamamoto, Y.: Numerical Simulation of Hypersonic Flow around a Space Plane, AIAA Paper, 88-2615 (1988)。
- 10) Yamamoto, Y. and Kubo, S.: Numerical Simulation of Hypersonic Flow around a Space Plane at High Angles of Attack Using TVD Navier-Stokes Code, AIAA Paper 89-0273 (1989)。
- 11) NAL/MHI 昭和 61 年～63 年度共同研究成果報告書「宇宙往還輸送機概念研究」，第 5 章 極超音速空力・空力加熱特性の数値シミュレーション，1989。