

スペース・プレーンまわりの極超音速流 数値シミュレーションの検証

山本行光* 荒川治彦** 吉田竜二**

Verification of Numerical Simulation Codes for Hypersonic Viscous Flow Around a Space Plane

by

Yukimitsu YAMAMOTO

National Aerospace Laboratory

Haruhiko ARAKAWA, Ryuji YOSHIDA

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

Recent progress of super computers and numerical schemes enables us to use CFD as the main tool for designing the optimum configuration of the hypersonic vehicles. However, before using CFD for such purposes, verification of the CFD code is necessary.

In the present study, a flux-split upwind TVD Navier-Stokes code has been applied to the hypersonic flow around space planes proposed by National Aerospace Laboratory (NAL). Numerical results are compared with experiments in hypersonic wind tunnel at NAL and accuracy and reliability of the present code are examined. Through these comparisons, it is demonstrated that the present code gives excellent agreements with experimental data of surface pressure distributions and aerothermodynamic heating.

1. ま え が き

21世紀をめざす新しい宇宙輸送システムとして宇宙往還機いわゆるスペース・プレーンの研究が、国の内外をとわず活発に進められている。このうち極超音速空気力学技術は再突入時の大迎角空力特性や過酷な空力加熱の問題、また上昇時のスクラムジェット・エンジンとの空力一体化技術の問題等、従来の航空機設計技術では考えられない多様な熱空気力学課題を含む最も重要な研究要素の一つとして位置づけられ、航空宇宙技術研究所に

おいても、一連の極超音速風洞試験が実施されている。一方、数値流体力学、CFD (Computational Fluid Dynamics) もスーパーコンピュータの発達とともに解析能力が飛躍的に向上し、宇宙往還機設計のための有力な手段として活用可能な段階に到達している。本稿ではナビエ・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解析された、宇宙往還機まわりの極超音速空力及び空力加熱特性を風洞試験結果との比較を通して検証した結果について報告する。

2. 数値解析法

基礎方程式は、三次元薄層近似ナビエ・ストー

* 航空宇宙技術研究所

** 三菱重工株

クス方程式である。数値解析法は流束分離 TVD (Total Variation Diminishing) 風上差分法¹⁻³⁾ で MUSCL タイプの外挿により二次精度を有する。時間方向の積分は IAF (Implicit Approximate Factorization) 法⁴⁾ で対角化等の近似は行っていない。

格子形成法は、三次元の双曲型偏微分方程式⁵⁾ を用いた。この方法は物体面に垂直に交わる格子を短時間に作成可能で、しかも三次元的にくぼみのある領域においても格子形成が容易であるという利点を有する。また本数値解析では大迎角計算を可能にするため、主翼後縁より後方のウェーク領域を含めて格子を作成した。但し、ベース・フロアの計算は省略し、胴体部はそのままウェーク領域に延長されている。計算格子は上記基礎格子から線形内挿により再構成する。すなわち、極超音速流では機体まわりに発生する衝撃波の外側は一様流なので、格子の外側境界をこの衝撃波になるべく適合させることが、格子の有効利用という点で望ましい。したがって各迎角毎に格子の外側境界をあらかじめ衝撃波の形状に適合させる。また粘性効果を捉えるため物体表面近傍に格子点を集中させる。境界条件は物体表面で垂直方向の圧力勾配及び各速度分布がゼロとし、空力加熱を求めため等温壁を仮定した。格子の外側境界面では一様流条件を、物体後方の下流境界は外挿による流出条件を与える。数値計算の条件は、マッハ数7.0、全長を基準にしたレイノズル数 4.4×10^6 、一様流温度67°K、物体表面温度300°Kとした。この条件は航空宇宙技術研究所極超音速風洞の様

流条件とほぼ一致する。なお計算では Baldwin-Lomax の代数乱数モデル⁶⁾ をとり入れた。

3. 圧力分布特性の比較

本節では宇宙往還機0次形状圧力分布試験と数値シミュレーション結果との比較について報告する。形状は図に示されるごとく、胴体、ダブル・デルタ翼、2枚の垂直尾翼から構成され主翼翼型は NACA0005 である。比較対象は迎角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ の対称ケース、及び迎角 20° 、横すべり角 $\beta=5^\circ$ の非対称計算ケースの計4例である。なお空力係数結果の比較については文献2)に示したように、 $\alpha=0^\circ$ から 50° の大迎角にいたるまで極めて良好な一致が得られている。

図1に宇宙往還機圧力試験模型の上下面の圧力孔の位置及び番号を示す。比較は各断面内の圧力分布に対して行った。図2に迎角 20° 、横すべり角 5° の圧力分布の比較結果を示す。図中の“ETA”は各断面の頭部先端から測った物体軸に沿う無次元長さ X/L を表し、横軸 Y はスパン方向の座標で、各断面内の最大幅 W で無次元化されている。縦軸の C_p は圧力係数で、 $C_p = (P - P_\infty) / (0.5 \rho_\infty U_\infty^2)$ で定義されている。計算による圧力分布は機体上面は実線で、下面は点線で表されている。図では左側に横すべり風上側の、右側に横すべり風下側の圧力分布を示し、また図の下部に断面形状を描いた。一連の図から明白なように数値計算結果はすべての圧力孔位置で、実験値とほぼ一致した値を示し、本解析の圧力結果における信頼性を実証している。一方、対称計算ケースについても、紙面の都合上

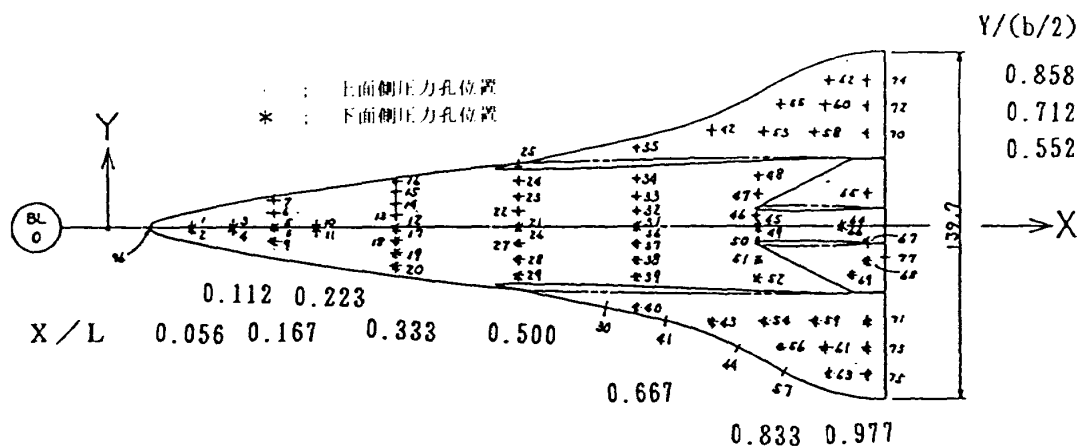


図1 極超音速風洞圧力試験模型の圧力孔位置及び番号

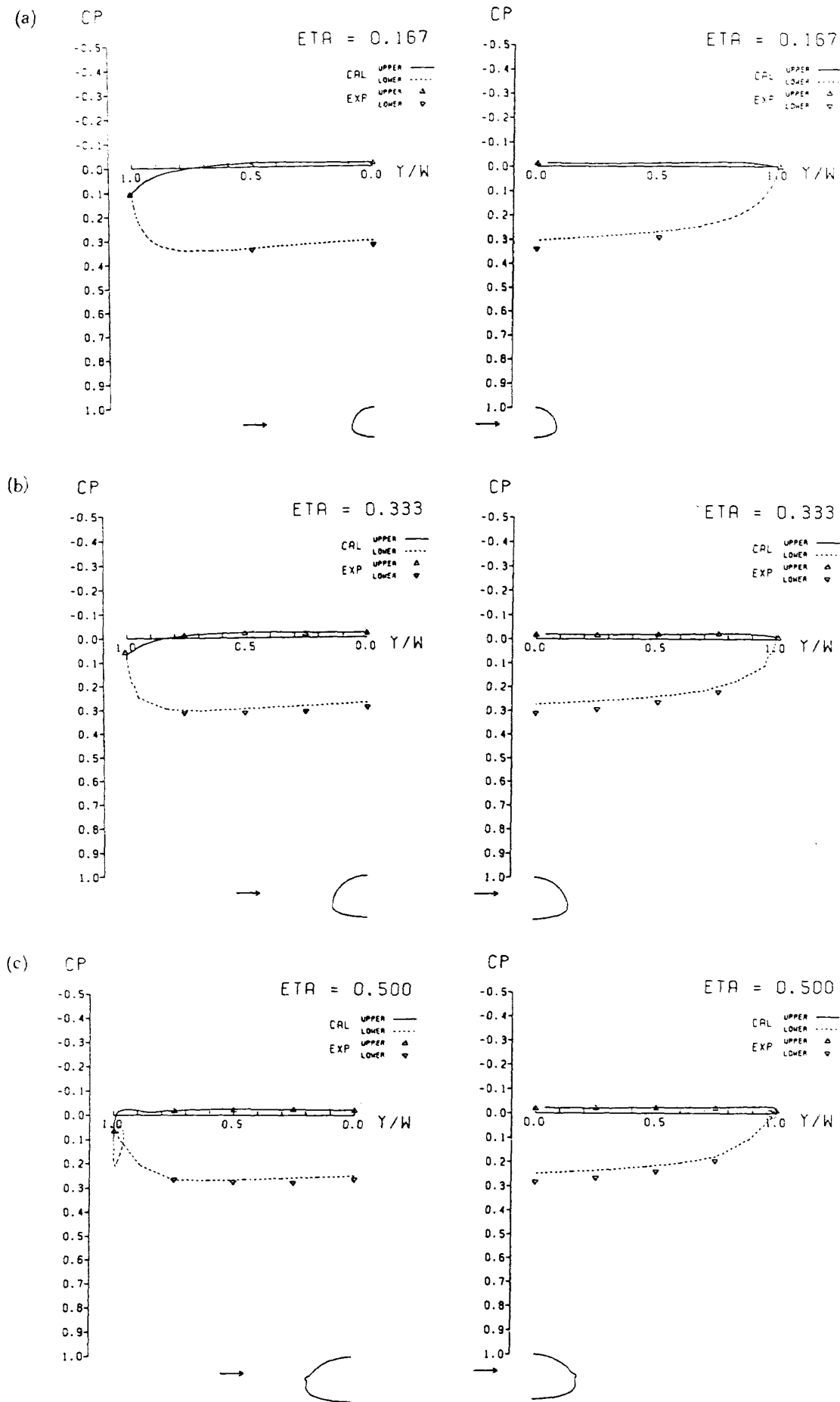


図2 迎角 20° 横すべり角 5° の往還機断面圧力分布の実験値との比較
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

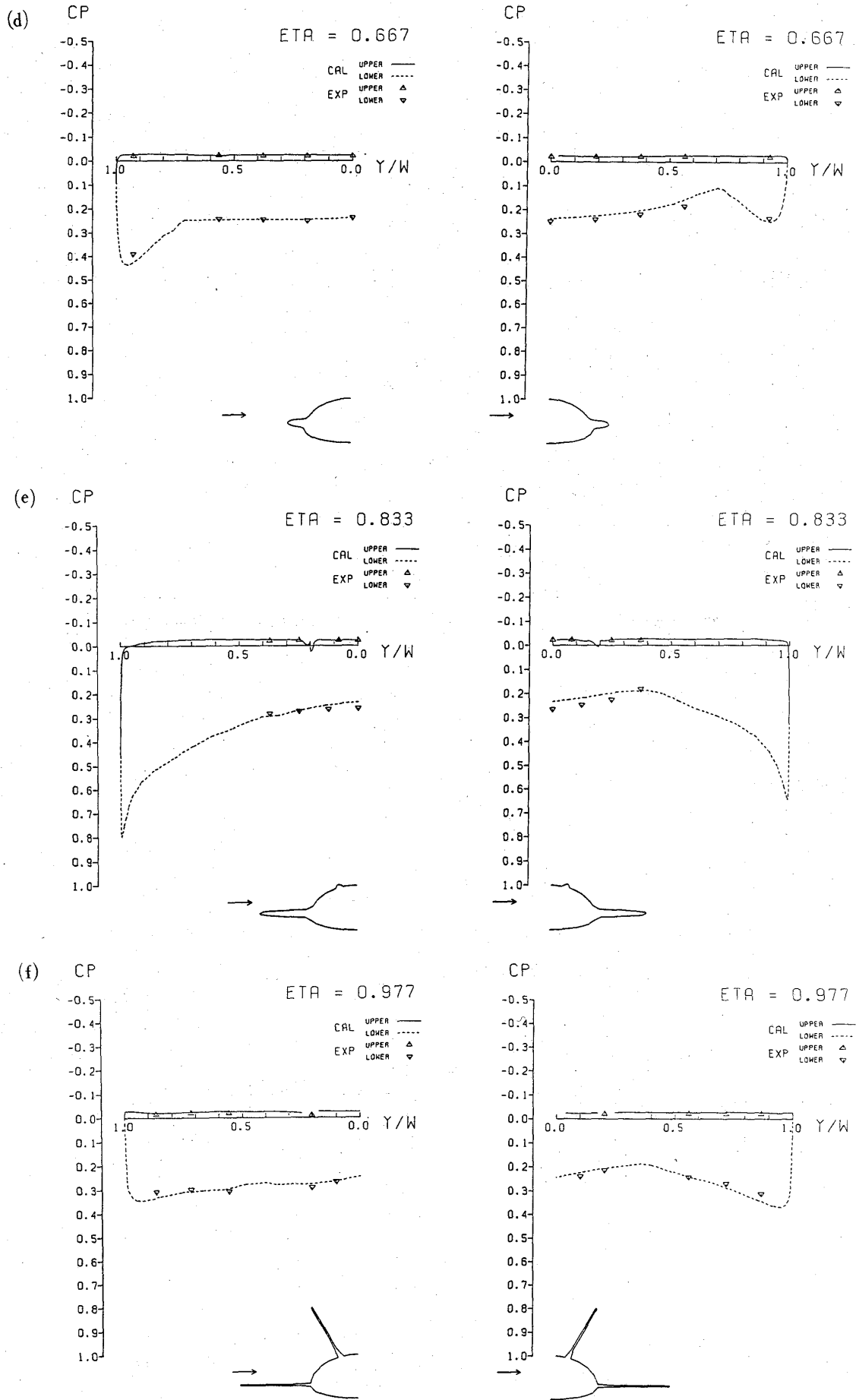


図2 (続き)

掲載できなかったが、計算結果は各迎角を通じて実験値と優れた一致を示しており、宇宙往還機の圧力特性を見るうえで、数値シミュレーションのはたす役割は多大であることが判明する。

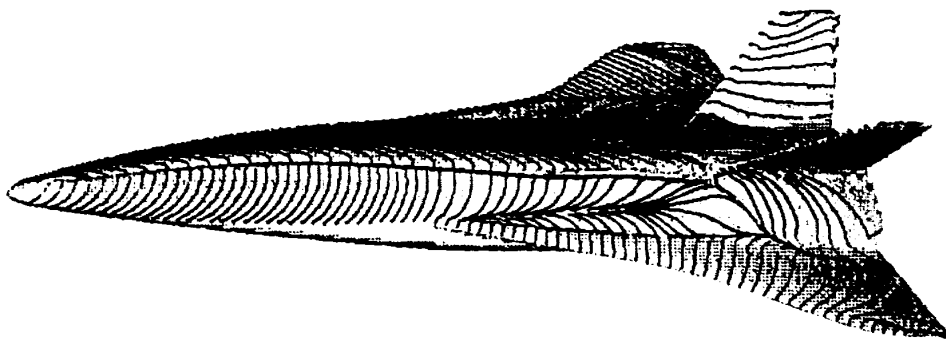
図3に非対称ケースのオイル・フローを示す。主翼上面の横すべり風上側の剥離線は胴体側面に近付き、逆に風下側のそれは主翼前縁側に流され、胴体上面の剥離線がこれに合致している。

4. 空力加熱特性の検証

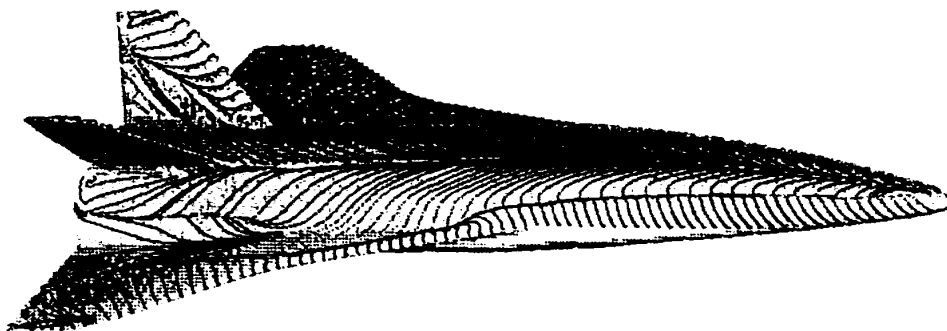
宇宙往還機の極超音速空力加熱特性の解析は、その熱防御あるいは耐熱構造設計において極めて重要である。従来、この分野の研究は、頭部鈍頭形状まわりの解析を中心に進められてきた。しかしながら、宇宙往還機の場合、空力加熱の高い領域は再圧縮効果による主翼前縁にも現れ、さらに前縁まわりに発生する衝撃波と頭部からの衝撃波との干渉が、場合によっては頭部よどみ点での値を大幅にこえる局所的な空力加熱のピークを引き起こす⁷⁾。しかもこの領域の空力加熱は、主翼後

退角や翼前縁の曲率半径、あるいは機体の姿勢角によって大きく影響される。本節では数値シミュレーションにより、上記主翼前縁まわりの空力加熱特性をパラメトリックに調べ、これらの影響を詳細に検討した結果について述べる。

機体形状は主翼後退角の異なる三種類の形状をとりあげ、翼型も前縁まわりの解析精度を高めるためNACA0005からNACA0010翼型に変更した。さらに翼前縁の断面方向の格子点分布を10°間隔に改良し、精度を高めた。一方、本解析のもう一つの特徴として、主翼翼端に取付けられたティップ・フィンの空力加熱特性の検討があげられる。ティップ・フィンは大迎角時における方向安定を保持することが主な目的で、実験も行われているが^{8,9)}、この概念が宇宙往還機の形状設計に反映される場合を考慮し、空力加熱のきびしい低迎角側での解析を行った。数値計算は各形状毎に迎角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ のケースについて行い、格子点数はパラメトリック計算のため、主流 ξ 方向91点、周方向73点、物体に垂直な η 方向に50点のお



(a) 横すべり風上面



(b) 横すべり風下側上面

図3 非対称ケースのオイル・フロー
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

よそ33万点である。このうち主流方向21計算断面をウェーク領域の計算にあてた。

本節でとりあげた三種類の機体形状は、各形状とも胴体及び垂直尾翼は共通で、胴体断面は上下それぞれ異なる楕円断面からなっている。SPH001は翼型がNACA0010である点を除けば0次形状と同じで、これに対してSPH002は主翼後退角を 45° とし、主翼翼端にティップ・フィンを取付けた形状である。ティップ・フィンには外側に 30° 傾き、後退角は主翼と同じ 45° である。SPH003はストレーク部を取除き、主翼後退角 53° でSPH002と同じティップ・フィンを有する。極超音速における空力加熱試験は、相変化塗料及び赤外線による温度測定法により行われており¹⁰⁾、これらの試験結果との比較をSPH002形状を代表例としてあげる。図4にSPH002まわりの迎角 20° における外側衝撃波形状を示す。ティップ・フィンまわりに生じる衝撃波が頭部からの衝撃波を突抜けている様子が明白である。図5(a)にSPH002形状の迎角 0° における表面空力加熱線図、図5(b)に迎角 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ の胴体上下の対称線及び主翼前縁に沿う加熱分布を示す。空力加熱は頭部の最大値で無次元化されている。図5(b)にみられるように迎角 0° では翼前縁に沿う局所的な空力加熱の最大値はティップ・フィン根元に現れる。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。これは主翼付根での前縁曲率半径が、ティップ・フィ

ン根元のそれに比較して非常に大きいため、前縁曲率半径が加熱量に大きな影響を及ぼすことが分かる。両迎角のケースともピーク近傍の実験値をプロットしているが、良好な一致を示している。迎角 20° ではティップ・フィンに沿う空力加熱はさらに減少し、平坦な分布を示す。一方、迎角 0° の次元化された淀み点空力加熱量は数値計算で 0.866MW 、実験値で 1.77MW と実験値が2倍程高い値を示す。この原因は往還機模型の頭部曲率半径が 2mm と極めて小さく、熱の流入深さが曲率半径に比べて大きくなり、もはや実験での半無限一次元熱伝導の仮定が成立しなくなることによると考えられる。このことは前縁曲率半径の小さい主翼前縁まわりにもあてはまり、定量的な比較ではより厳密な内部の熱伝導の解析が望まれる。

最後に図6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、SPH001の迎角 10° の腹側、及びSPH002の迎角 10° の背面の実験の空力加熱量である。実験での半無限一次元伝導の成立するこの領域では、両者ともかなりの一致を示している。

5. ま と め

宇宙往還機第0次形状まわりのナビエ・ストークス方程式による数値解析により、その極超音速空力、空力加熱特性を詳細に調べ、航空宇宙技術研究所の極超音速風洞による実験結果との比較を通して検証を行った。その結果、空力係数については、大迎角にいたるまで両者とも良好な一致を示し、圧力分布ではすべての領域でほぼ一致した

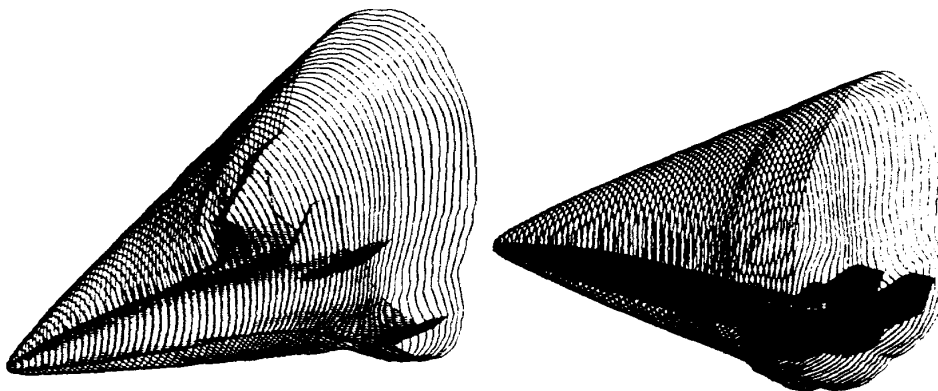
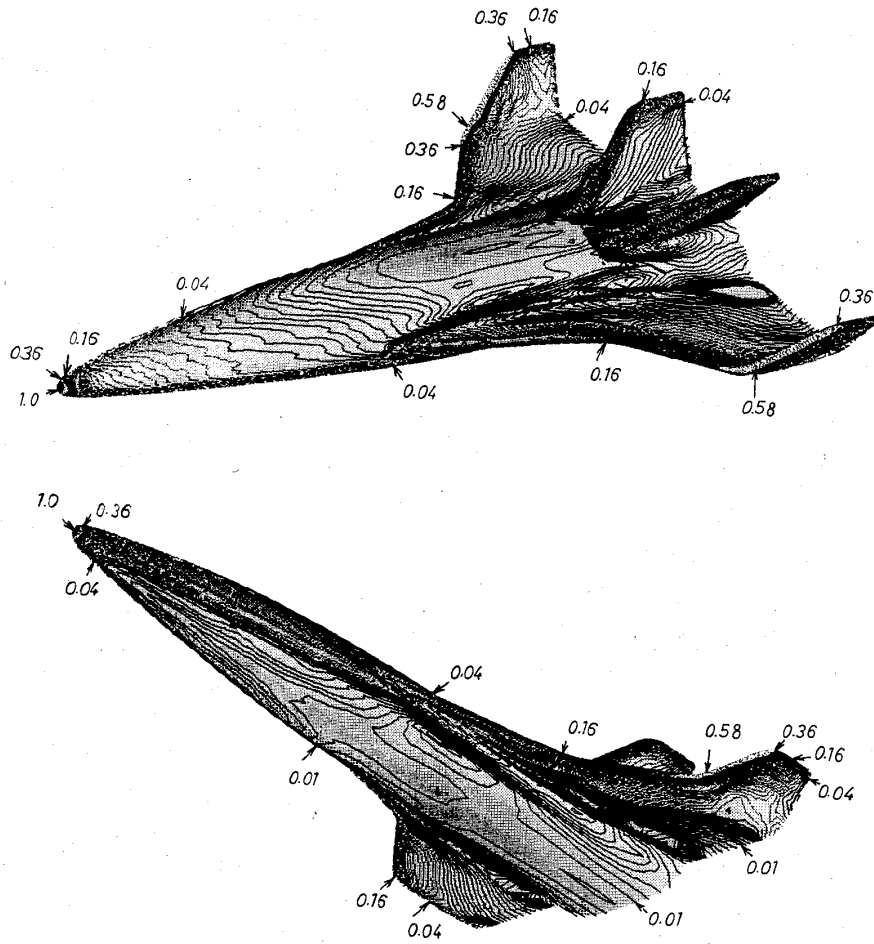
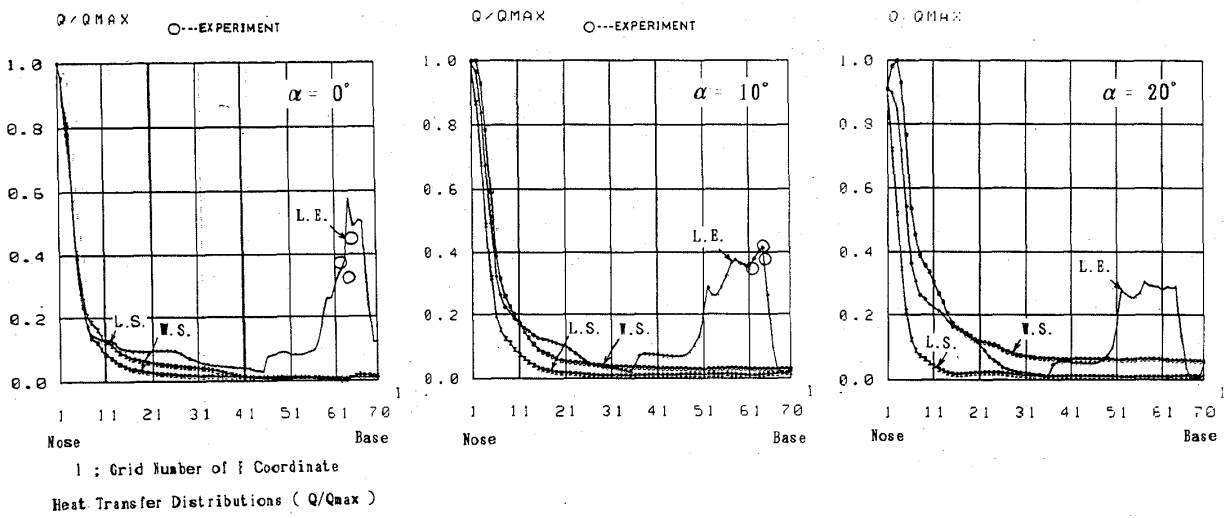


図4 SPH002まわりの外側衝撃波形状 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

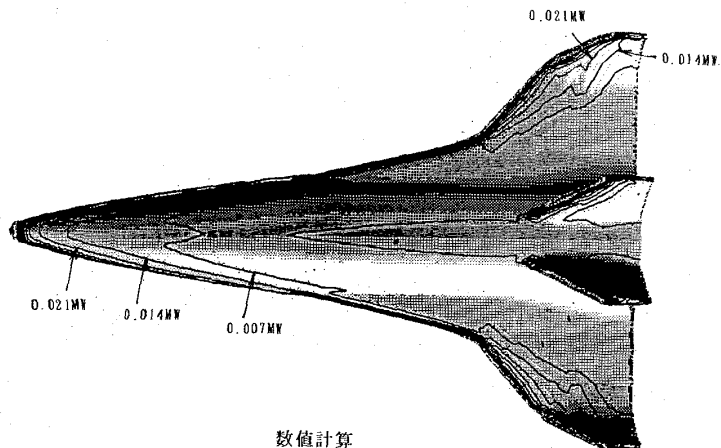


(a) 空力加熱線図 ($\alpha=20^\circ$)

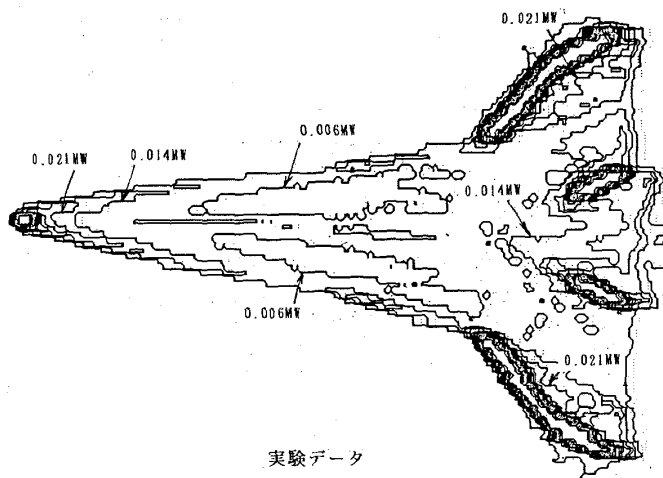


(b) 胴体上下の対称線及び主翼前縁に沿う表面空力加熱分布の実験値との比較

図5 SPH002まわりの空力加熱分布 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$)

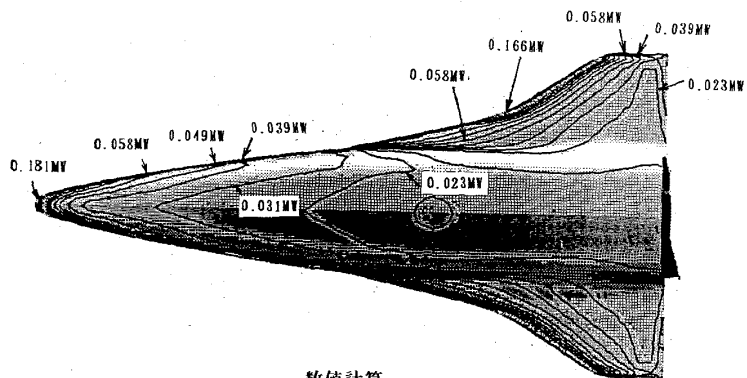


数値計算

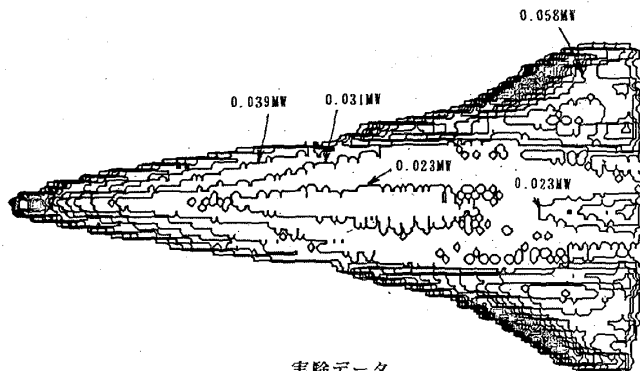


実験データ

(a) SPH001形状腹面



数値計算



実験データ

(b) SPH002形状背面

図6 往還機表面空力加熱分布の実験値との比較
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=4.4 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

結果が得られた。空力加熱特性に関しては、定量的には異なるが、三種類の形状の主翼前縁に沿う無次元化された定性的な加熱分布に対しては極めて良好な一致が見られた。今後、頭部及び翼前縁での実験解析精度の向上が期待される。その他の領域の空力加熱分布に関しては定量的にも十分な一致が得られている。但し、数値解析においても主翼前縁まわりの三次元の衝撃波干渉パターンを正確に把握することは、今回用いた格子点数では困難で将来さらに大規模な計算を行う必要がある。

以上の一連の解析により、数値シミュレーションを宇宙往還機の空力設計に使用するうえでの信頼性、実用性、及び有効性を示すことができたと考える。今後の課題としてより高マッハ数での実在気体効果の評価、エンジン一体型形状へのCFDの応用等、実験の困難な分野に解析を進めていくことが重要であろう。

参 考 文 献

- 1) Y. Yamamoto, AIAA Paper 88-2615.
- 2) Y. Yamamoto, AIAA Paper 89-0273.
- 3) Y. Yamamoto, H. Arakawa and R. Yoshida, AIAA Paper 89-1699.
- 4) R.M. Beam and R.F. Warming, AIAA J., Vol. 16. No. 4, 1978, pp. 393-402.
- 5) J.L. Steger and Y.M. Rizk, NASA TM-86753.
- 6) B.S. Baldwin and H. Lomax, AIAA Paper 78-257.
- 7) J.W. Keyes and F.D. Hains NASA TN D-7139.
- 8) C.E. Wittliff, AIAA Paper 84-1752.
- 9) W.L. Wells, I.O. MacConochie, V.T. Helms III and D. Raney, AIAA Paper 85-0974.
- 10) 井上, 山本: “スペース・プレーンの極超音速空力加熱”, 航空宇宙学会第20期年会講演会, 1989

