

HOPEの極超音速流数値シミュレーション検証と応用

山本行光* 秋元敏男** 鈴木尚行***

Numerical Simulation of Hypersonic Flow Around H-II Orbiting Plane

by

Yukimitsu YAMAMOTO
National Aerospace Laboratory
Toshio AKIMOTO
The University of Tokyo
Naoyuki SUZUKI
AES Inc.

ABSTRACT

An unmanned winged vehicle for space transportation called H-II Orbiting Plane (HOPE) are being studied by National Space Development Agency of JAPAN (NASDA). In the present paper, hypersonic computational fluid dynamics (CFD) analyses have been performed for HOPE 63 model proposed by NASDA. The effects of Reynolds Number, Mach number, angles of attack, and yaw angles are investigated in detail. In order to use CFD for more practical designing purposes, analyses of control surfaces and gas jet are also made. In addition, calculations of chemically nonequilibrium hypersonic flow are conducted for OREX (Orbiter Re-entry Experiment) model.

The purposes of the present study are 1) to demonstrate the validity of the numerical code for aerothermodynamic heating, 2) to investigate the applicability of CFD for control problems, and 3) to develop reliable real gas CFD code. Numerical simulations have been done by using flux-split upwind Navier-Stokes code.

1. ま え が き

宇宙開発事業団では1990年代の打ち上げをめざしてHⅡロケット打ち上げ型有翼宇宙往還機HOPE(HⅡ Orbiting Plane)の研究が進められている¹⁾。このような有翼宇宙往還機を設計する上で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を調べる上できわめて重要であり、これまで実験²⁾及びCFD³⁾の分野

で、詳細な研究が航空宇宙技術研究所において行われてきている。

本稿ではこのうち宇宙開発事業団により昭和63年度に提案されたHOPE63基本形状、及び主翼後退角を大きくしたHOPE63 W-2形状について極超音速流数値シミュレーションによる解析を行い、空力加熱分布、レイノルズ数効果、マッハ数効果、及び設計上不可欠なコントロールの問題(空力舵面、ガスジェット)について詳細に調べた結果について報告する。また極超音速領域で重要な実在気体効果について鈍頭形状のOREX (Orbiter Reentry Experiment)まわり計算結果について述

* 航空宇宙技術研究所

** 宇宙開発事業団

*** AES Inc.

べる。数値解析法は次節に述べるが、本方法はすでにスペース・プレーンまわりの一連の極超音速流解析を通して空力係数⁴⁾、空力加熱分布⁵⁾、及び圧力分布⁶⁾等に関して、航空宇宙技術研究所極超音速風洞における実験結果とすぐれた一致を示しており、信頼性の高いことが判明している。本研究の目的は、1)HOPEの空力加熱特性を定量的に把握し、2)実験値との比較を通して本数値シミュレーションの信頼性、適用性を検証し、3)あわせて数値解析をHOPEの耐熱構造設計及びコントロール問題を含む空力形状設計のための主要な手段として役立てることにある。

2. 数値解析法

基礎方程式は、三次元薄層近似ナビエ・ストークス方程式である。数値解析法は流速分離 TVD (Total Variation Diminishing) 風上差分法⁴⁾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) 法で対角化等の近似は行っていない。実在気体効果の計算は5種17反応モデルを用いた化学反応非平衡流れで、上記数値解析法に組み入れている。図1に座標系と空力係数の定義を、図2に63形状の表面格子及び代表的な形状パラメ

ータを示す。格子形成法は、三次元の双曲型偏微分方程式⁷⁾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・フローの計算は省略し、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

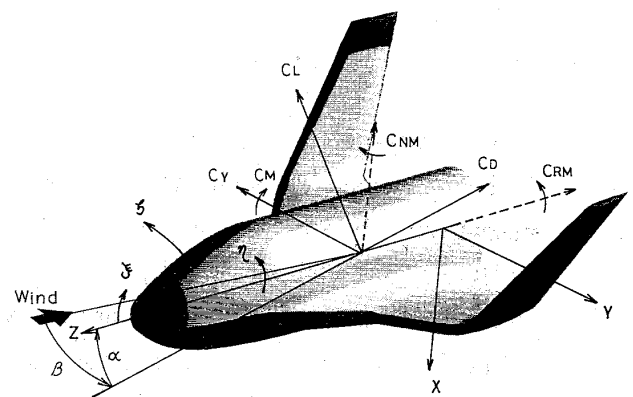


図1 座標系

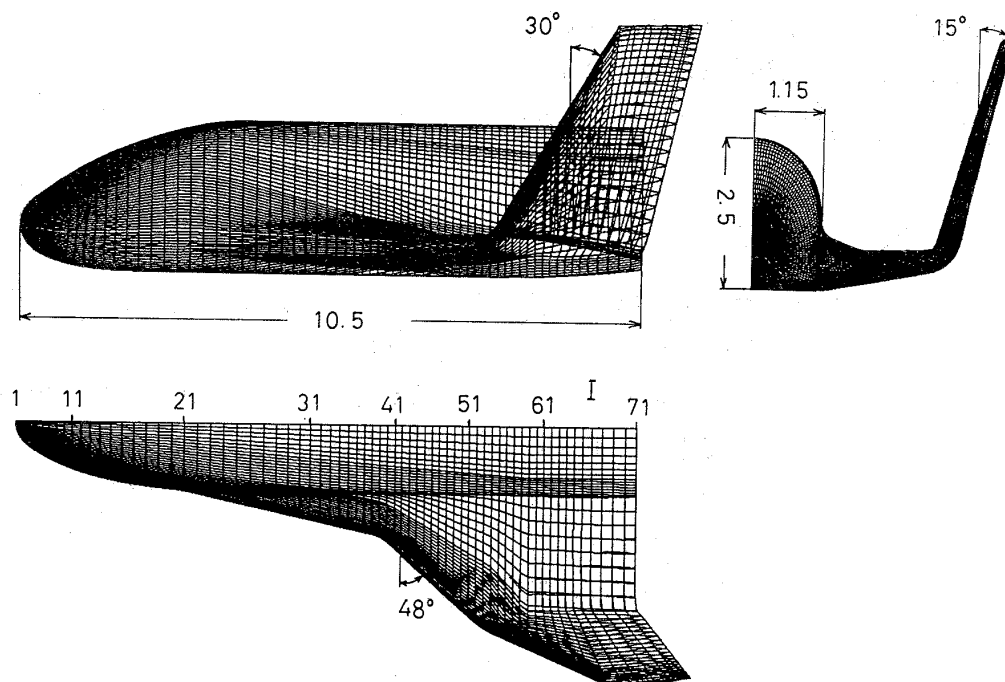


図2 HOPE63形状 表面格子

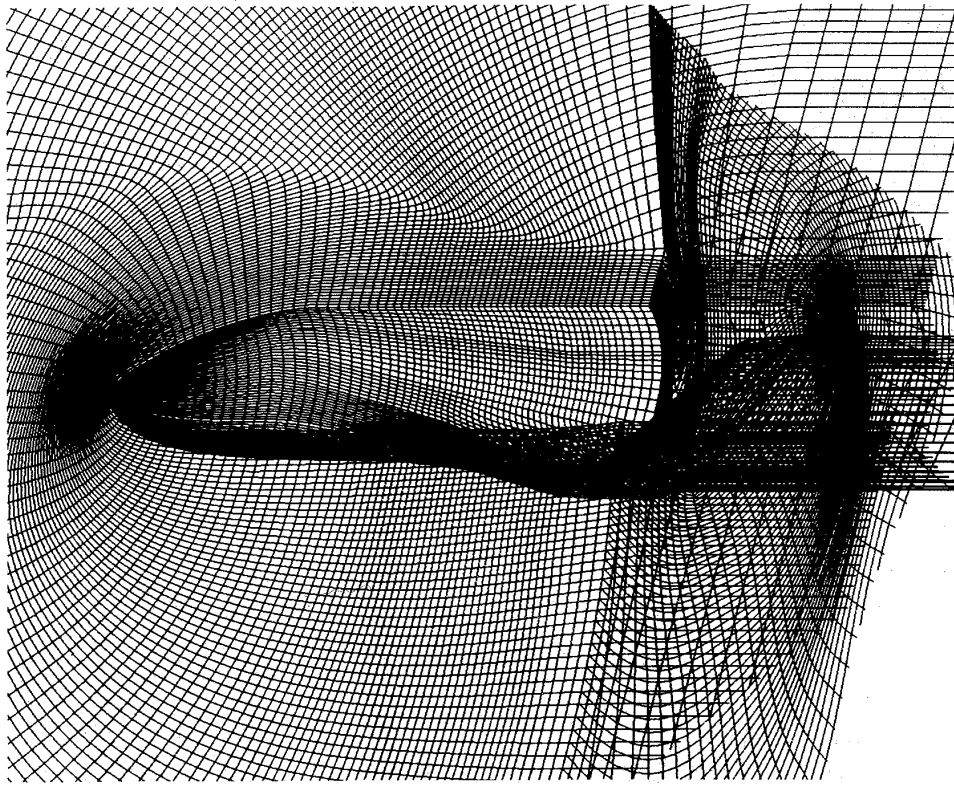


図3 三次元格子

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。基本格子形成例を図3に示す。格子点数は63モデルの非対称計算で、主流方向91点、周方向161点、物体面に垂直な方向に60点の計およそ90万点である。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。

3. 結果と検討

数値計算の条件は以下の様に設定した。

完全気体 (HOPE63 モデル)

	M_∞	Re_∞	T_∞	α	β
Case 1	7.0	2.50×10^6	67°K	0°~50°	0°, 5°
Case 2	7.0	6.25×10^5	67°K	30°, 40°	0°
Case 3	12.0	6.95×10^5	38°K	40°	0°, 5°
Case 4	10.8	1.30×10^5	32°K	40°	0°

実在気体 (OREX モデル)

M_∞	U_∞	高度	α
25.6	7.6km/s	70km	0°, 5°, 10°

完全気体計算でのレイノルズ数は全長を基準とし、物体表面温度は空力加熱を得るため、300°Kと一定にした。なお計算ではBaldwin-Lomaxの代数乱数モデル⁸⁾をとりいれた。Case 1及び2の条件は航空宇宙技術研究所極超音速風洞の一様流条件に対応し、Case 1では主に力試験が行われた。一方、Case 1と2の高迎角では空力加熱試験が行われ、レイノルズ数の効果が調べられた。Case 3はマッハ数効果を見るために設定され、空力、空力加熱実験も風洞のノズル交換により行われている。Case 4はNALの衝撃風洞に対応する条件で、粘性干渉効果を見るためのものである。

実在気体計算では層流を仮定し、物体表面は1200°K, non-catalytic条件とした。

図4に63形状の迎角 $\alpha=50^\circ$ での外側衝撃波形状を示す。形状は内挿により求めた。本解法はShock Capturingであるが、このような大迎角においてもなめらかな衝撃波形態が得られている。

図5に63形状の迎角 $\alpha=50^\circ$, $\beta=5^\circ$ での背面及び

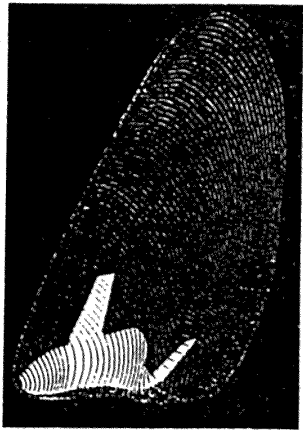


図4 外側衝撃波形状

正面からみた圧力分布結果を示す。等圧線は主翼とティップフィンの前縁を含む計算面及び主翼後縁を含む断面内でプロットした。このような圧力結果から主翼前縁まわりの衝撃干渉の様子が鮮明にとらえられる。衝撃波干渉は局所的な圧力場及び空力加熱に大きな影響を及ぼすことからこれを正確にとらえることは重要な研究項目の一つである。図から、迎角 50° では、主翼まわりの衝撃波が外側に大きく広がり、このような大迎角では干渉効果が比較的弱められることが分かる。また正

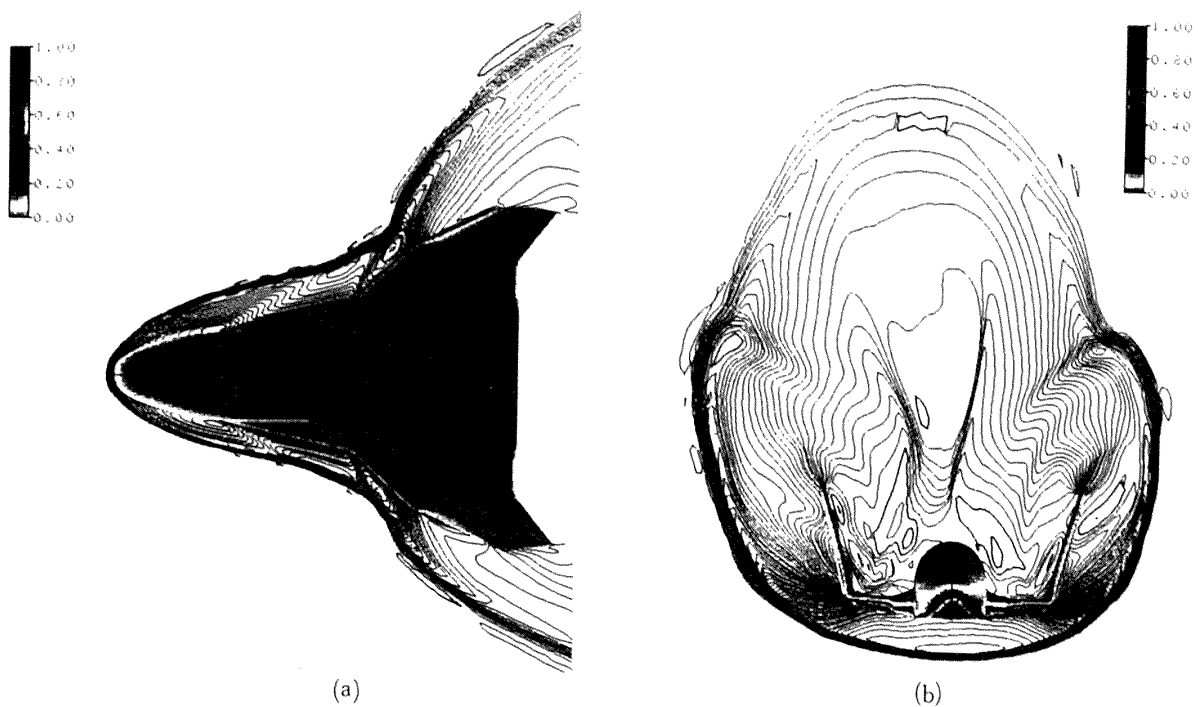


図5 63形状まわりの等圧線図 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 50^\circ$, $\beta = 5^\circ$)

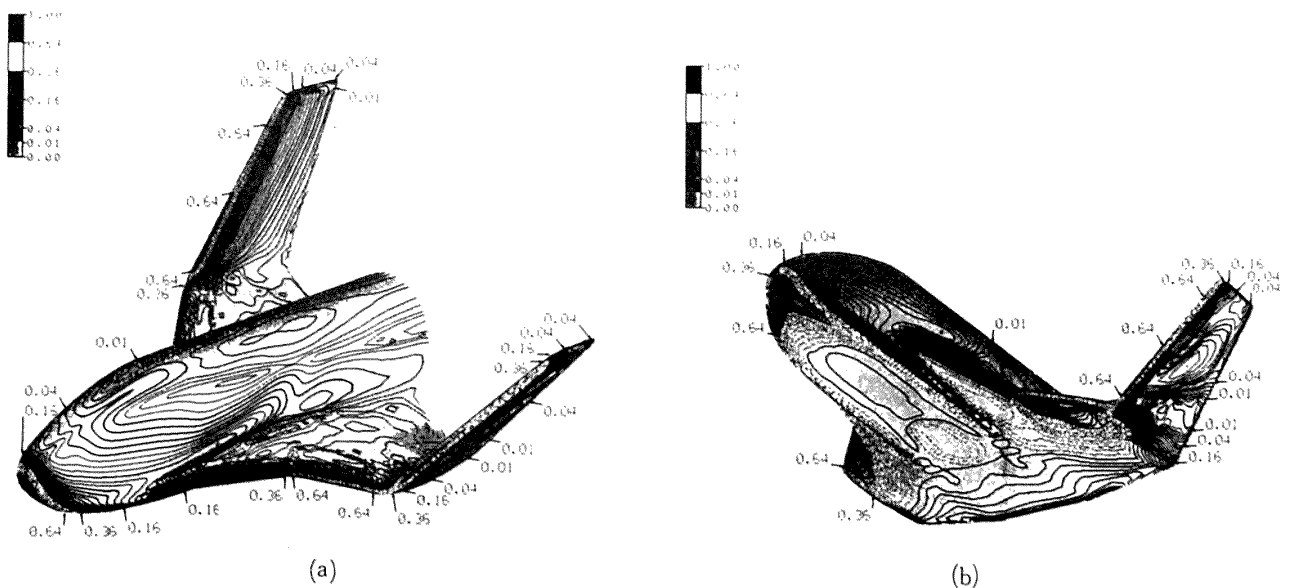


図6 63形状空力加熱分布 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)

面図からは横滑り角をとったことにより、衝撃波の非対称性が明らかである。

極超音速領域では熱防御設計のために空力加熱を正確に見積もることは重要な課題である。図6に63形状背面及び腹面の空力加熱分布を示す。迎角は $\alpha=40^\circ$ で、空力加熱の高い領域は頭部、主翼前縁、及びティップフィン根元にあらわれる。またティップフィン上部の前縁でわずかに空力加熱の高い領域が観察される。空力加熱分布に関しては、63形状の迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ で、レイノルズ数を変えた相変化塗料を用いた空力加熱の実験が行われており、数値解析結果と比較した例を図7に示す。実験、数値解析とも一様流条件はほぼ一致し、空力加熱はMWの単位で定量的な比較が直接なされている。数値解析結果は実験値と全領域にわたってほぼ一致した分布を示しており、頭部及び主翼前縁の空力加熱のピークのみならず、胴体

及びティップフィン側面の再附着による空力加熱の上昇部分も正確にとらえている。また紙面には示さなかったが、Case 2の低いレイノルズ数においても、迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ で同様な一致を示している。頭部淀み点のみ空力加熱量については数値解析はFay, Riddellの理論値¹⁰⁾に近い結果を与え、空力加熱がレイノルズ数の平方根に比例して上昇する特性も得られた。

図8に図7と同条件での主翼、ティップフィン前縁及び上下の胴体対称線にそった空力加熱分布を示す。図の横軸のIは頭部から物体後方に沿って番号づけした計算格子の位置を現す(図2参照)。局所的な空力加熱の最高値はティップフィン根元に現れる。またこの高レイノルズ数のケースでは、分布特性はおおむね低レイノルズ数の結果と相似であるが¹¹⁾、風上側胴体中心線上のI=31からI=51の領域にかけて、空力加熱の突出した部分がみ

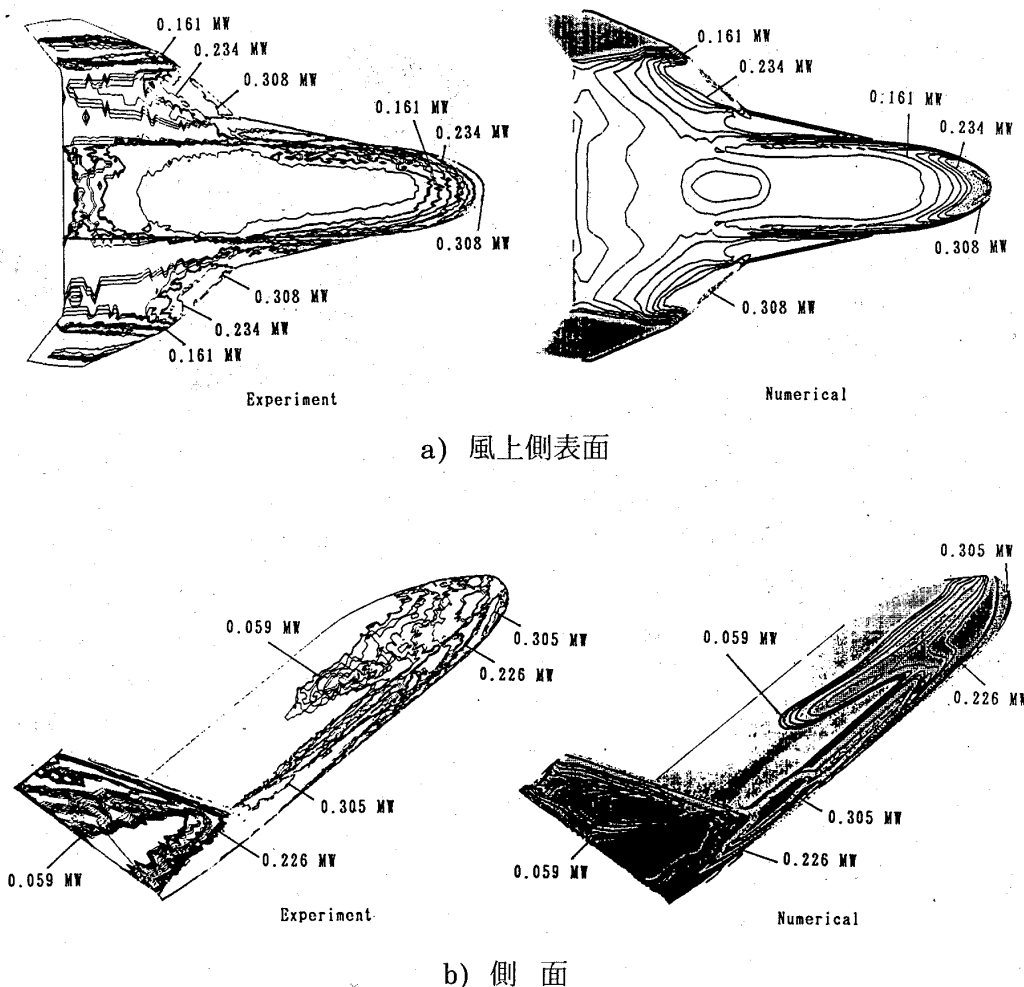


図7 63形状風上側表面及び側面の空力加熱分布の実験値との比較
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=40^\circ$)

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 W-2 Model along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=7.0$, $\alpha = 40^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

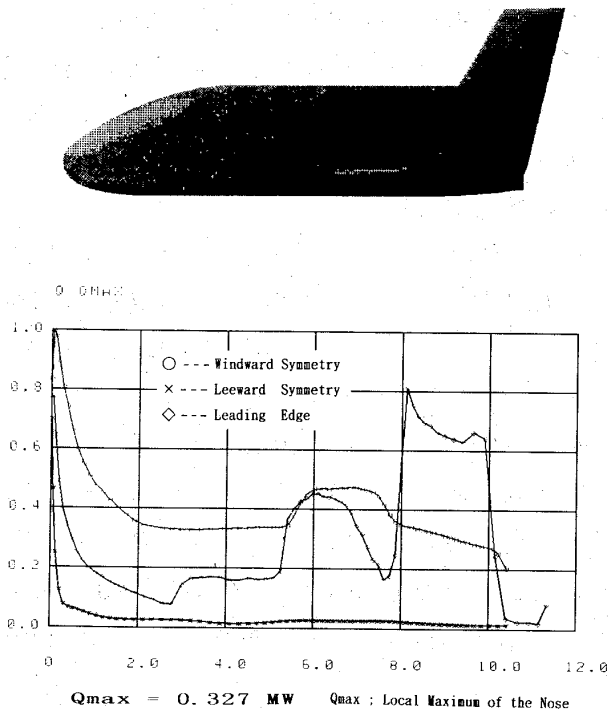


図8 63形状頭部から胴体後方底面までの前縁、胴体上下の対称線にそつ空力加熱分布

られる。これは乱流への遷移によるもので、再突入飛行体の熱防御設計において極めて重要な現象である。この現象は実験的にも同様な位置で観測され²⁾、より詳細な定量的な比較を行う必要があろう。

次にCFDをより実用的な問題に応用するため、空力舵面及びガスジェットの解析を行った。図9はHOPE63 W-2形状の全スパンにわたるエレボンを20°下げた状態での圧力線図である。W-2形状は主翼後退角を60°に設定し、主翼前縁における空力加熱が63基本形状に比べ和らげられている。ただし、迎角40°でのエレボン表面及びその近傍では著しい圧力上昇が引き起こされ、その値は頭部よどもみ点での値をうわまわる。対応するオイルフローを図10に示す。エレボン根元前方で流れは剥離し、エレボン中央で再付着していることがわかる。図11に無次元化された空力加熱分布を示す。図において最も特徴的なことは、空力加熱の最大値がエレボン下流側の表面に現れ、頭部よどもみ点

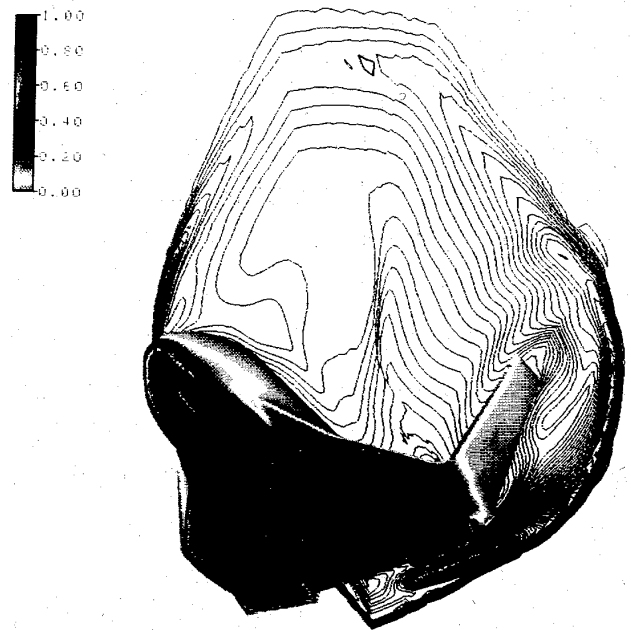


図9 HOPE63 W-2形状 フルスパンエレボン20°下げ時の圧力線図
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty = 6.25 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

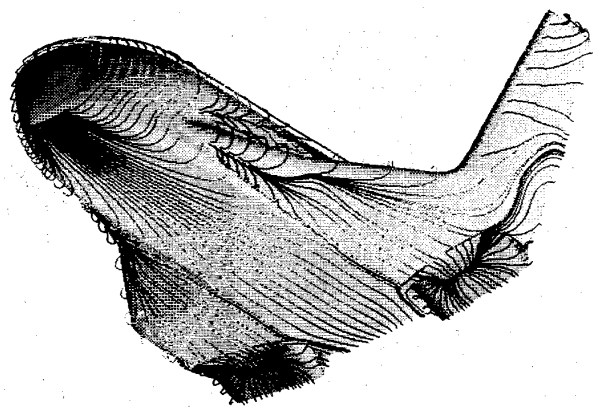


図10 エレボン20°下げ時のオイルフロー

での空力加熱をうわまることである。これは実験的にも確認されている^{12,13)}。このように極超音速の大迎角においてトリムをとるためエレボンを20°下げるとは、きわめて困難な状況であることがうかがえる。ただし、実験及び数値解析ともエレボン表面は平面として定義しているが、根元の舵角は20°であるがエレボン表面を曲面とした場合では、空力加熱は一挙に減少する結果が数値解析で得られている。

一方、大迎角におけるヨーイングのコントロールを行うため、ガスジェットが極超音速から超音速領域で用いられている。このガスジェットによ

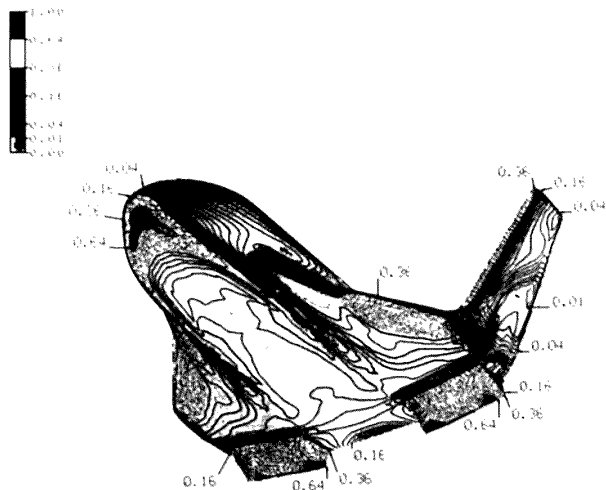


図11 エレボン20°下げ時の空力加熱分布

って誘起される流れ場は、主翼及びティップフィンの表面圧力分布に大きな影響を及ぼすため、その解析は極めて重要である。図12にマッハ数7.0、迎角40°において胴体後部から流れに垂直、横方向に吹き出されたガスジェットの等圧線図を示す。吹き出されるガスは空気、出口マッハ数4.2、静圧力比10.5、温度は270°Kの不足膨張流である。この条件は400N RCSの条件を模擬したものである。計算はノズル出口近傍に格子を密に配置するため、片側領域で100万点の格子点を用いて行った。図にみられるように、圧力比は小さいものの分子量は大きいので、ガスジェットはかなり強く、衝撃波及びマッハディスクが現れている。図13にノズルから出る三次元流線を示す。流れは出口から前方及び横方向に広がり、外側の主流の影響で後方に流されていく。

最後にOREXまわりの高度70km、マッハ数25.6、迎角5°における化学反応非平衡流の計算例を図14に示す。図は圧力及びN₂窒素分子質量分率の対称面内、下流断面での等高図を表し、実在気体効果により衝撃波離脱距離は減少し、解離により、衝撃波層内の窒素分子が減少することを示している。計算は5種17反応の一温度モデルを用いた¹⁶⁾。より詳細な結果及び検討は今後行っていく予定である。

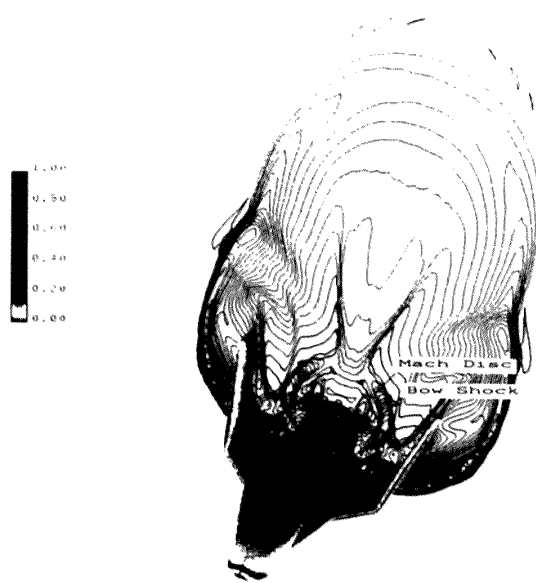


図12 横方向コントロールカスジェット噴射時の圧力線図

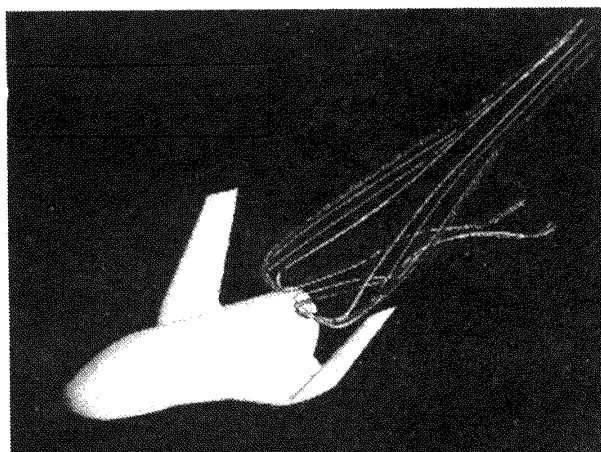


図13 ガスジェット三次元流線

4. まとめ

HOPE63オービタ形状に対して極超音速領域での空力及び空力加熱特性を調べるため、一連の数値計算を行った。数値解析結果は空力加熱分布では定量的に実験とほぼ一致する結果が得られ、このような有翼飛翔体の空力設計にCFDを活用する上での信頼性を示すことができたと考える。またガスジェットや空力舵面の評価等の分野にCFD解析を進め、CFDの有用性、実用性を示した。本研究では、数多くの計算例を消化し、レイノルズ数効果、マッハ数効果、形状変更効果を調べ、CFDを数値風洞として本格的に活用する態勢を整えつ

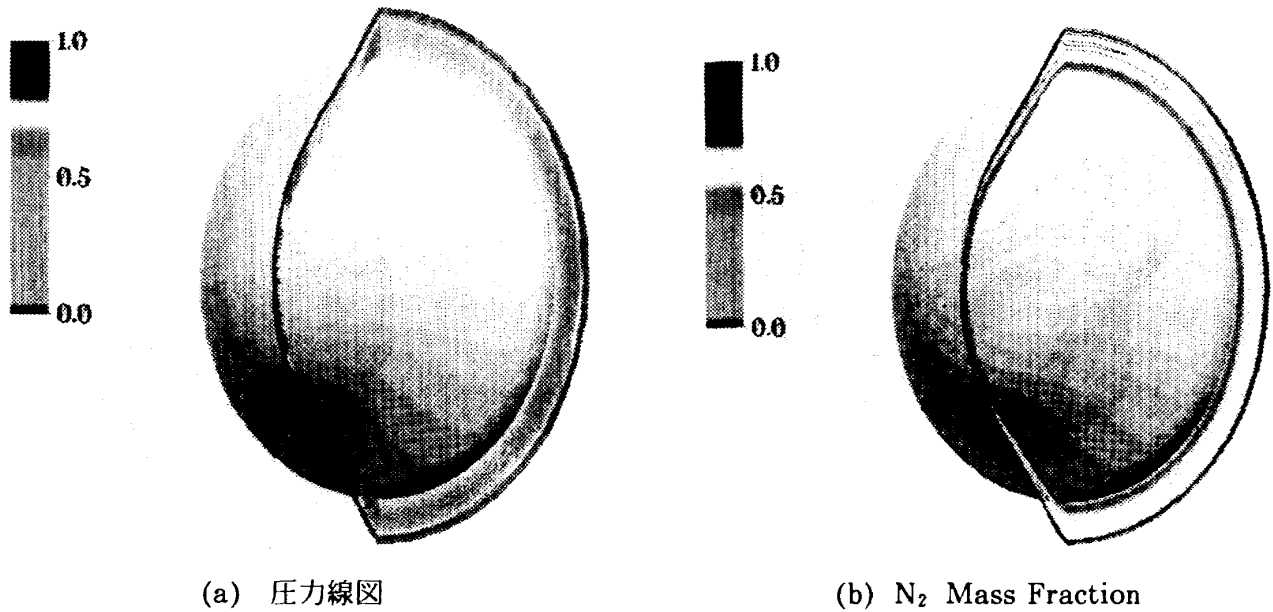


図14 OREX鈍頭物体まわりの極超音速化学反応非平衡流

つある。一方、実在気体効果にたいしても、本数値解析法によるプログラム開発を行った。今後の課題としては、ガスジェット及び方向舵の舵角をとった大規模非対称計算、大迎角におけるベースフローの効果、また実在気体では2温度モデル等の効果を含めていくことが有効であろう。

参考文献

- 1) 伊藤, 野本「HOPEの空力設計と極超音速の課題」航空宇宙学会第20期年会講演会, 1989年4月
- 2) NAL/NASDA共同研究成果報告書「HOPEの研究」(その1)空力特性の研究(HOPE風洞試験)平成元年3月
- 3) 山本, 秋元「HOPEまわりの極超音速流数値シミュレーション」NAL TR 1028
- 4) Y.Yamamoto, AIAA Paper 89-0273
- 5) Y.Yamamoto, H.Arakawa et al, AIAA Paper 89-1699
- 6) K.Hozumi et al, The 27th Aircraft Symposium, International Session, Oct., 1989
- 7) J.L.Steger and Y.M.Rizk, NASA TM-86753
- 8) B.S.Baldwin and H.Lomax, AIAA Paper 78-257
- 9) Y.Inoue et al, The 27th Aircraft Symposium, International Session, Oct., 1989
- 10) J.A.Fay and F.R.Riddell, J. of Aeronautical Sciences Vol.25, Feb., 1958, pp. 73-85
- 11) NAL/NASDA共同研究成果報告書「HOPEの研究」(その7)空力特性の研究(63HOPE数値解析)平成2年6月
- 12) HOPE風洞試験中間報告会資料 そのウ 平成2年8月1日 AA90-243
- 13) W.L.Wells J. of Spacecraft Vol.22, No.2, 1985 pp.126-133
- 14) Y.Yamamoto, T.Akimoto and N.Suzuki, AIAA Paper 90-416
- 15) Y.Yamamoto, T.Akimoto and N.Suzuki, AIAA Paper 90-601
- 16) K.V.Reddy, T.Fujiwara et al AIAA Paper 88-2616