

HOPEまわりの極超音流数値シミュレーション

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
National Space Development Agency
Naoyuki SUZUKI
AES Inc.

ABSTRACT

An unmanned winged vehicle for space transportation called H-II Orbiting Plane (HOPE) has been studied by National Space Development Agency of JAPAN (NASADA). The gross weight is planned about 9.0 tons at launch with the payload of about 1.2 tons. The current baseline configuration of the HOPE has a double delta wing with tip fins. The double delta type wing planform is expected to have smaller longitudinal trim change over all the flight regions and tip fins are adopted in order to gain easier access to Space Station or other platforms than the vertical tail wings on the fuselage.

In the present paper, hypersonic computational fluid dynamics (CFD) analyses have been performed for the 62A, 62B, and 62C HOPE configurations in order to investigate lateral and directional aerodynamic characteristics. This work has been done as the joint research of National Aerospace Laboratory (NAL) and NASDA. Numerical computations were carried out at $M_\infty = 7.0$ and Reynolds number of 2.5×10^6 at angles of attack 0, 20 and 40 degrees with yaw angle of 5 deg. Numerical results were compared with experimental data obtained from hypersonic wind tunnel (HWT) at NAL.

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「H-II」ロケット打ち上げ型有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orbiting Plane)の研究が進められて

いる。打ち上げ時の機体重量はおよそ9トン、ペイロードは1.2トン程度を目標とし、基本形状は胴体、ダブル・デルタ翼及びティップ・フィンから構成されている¹⁾(図1)。このような有翼宇宙往還機を設計する上で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ことが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

* 航空宇宙技術研究所

** 宇宙開発事業団

*** AES Inc

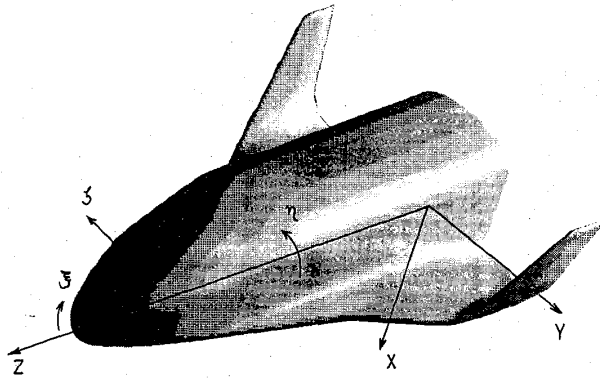


図1 座標系

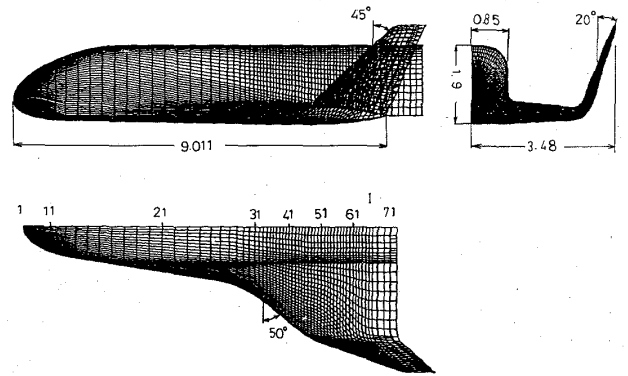


図2 62A形状表面格子

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62年度に提案された三種類の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、特に設計上不可欠な横の空力特性について詳細に調べた結果について報告する。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HOPEの横すべり角を有する際の極超音速非対称流れの効果を検討し、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、あわせて数値解析をHOPE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。なお本研究は航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との共同研究として行われたものである。

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。数値解析法は流束分離 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⁷⁾で対角化等の近似は行っていない。図2に62A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⁸⁾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

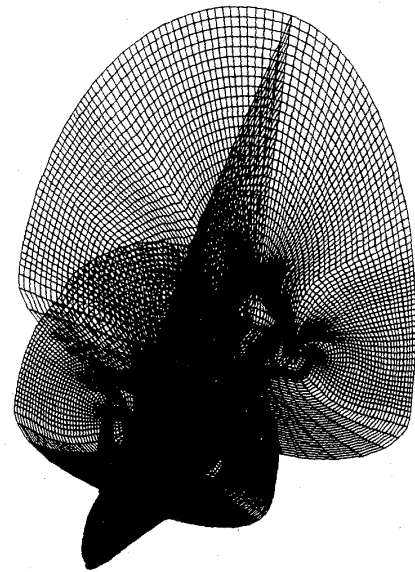


図3 三次元格子

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。62C形状に対する迎角 $\alpha=40^\circ$ での格子形成例を図3に示す。格子点数は主流方向91点、周方向141点、物体面に垂直な方向に50点の計およそ64万点である。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、空力加熱を求める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、マッハ数7.0, 全長を基準にしたレイノルズ数 2.5×10^6 , 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一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⁹⁾ をとり入れた。数値計算は迎角 $\alpha=0^\circ$, 20° , 40° において横滑り角 $\beta=5^\circ$ の計算を62A, 62B, 62Cの各形状について行った。また62Aでは $\alpha=30^\circ$, $\beta=5^\circ$ の低レイノルズ数のケースを空力加熱試験との比較のため追加した。図4に62C形状の迎角 $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$ での背面及び正面からみた

圧力分布結果を示す。横すべり風上側は平面図では下側, 正面図では右側に相当する。等圧線は後縁を含む計算断面及び主翼とティップ・フィンの前縁を含む計算面上でプロットした。背面図から横すべり角 β の衝撃干渉点の位置に与える影響は顕著であることがわかる。すなわち横すべり風上側では, 頭部からの衝撃波はストレークと主翼の付け根部分に, 同風下側では, ティップ・フィンと主翼結合付近にあたるようになる。これは横すべり角 β がゼロの場合には同じ迎角 $\alpha=20^\circ$ のケースで, 衝撃波干渉点の主翼中央部にあった事と著しい対照を示す。

図5の迎角 $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$ では, 主翼に対する衝撃波干渉点の相対的位置は, 迎角 $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$ の結果に比較して大幅には変化しないが, 迎角の効果により主翼前縁まわりに生じる内部の衝撃波

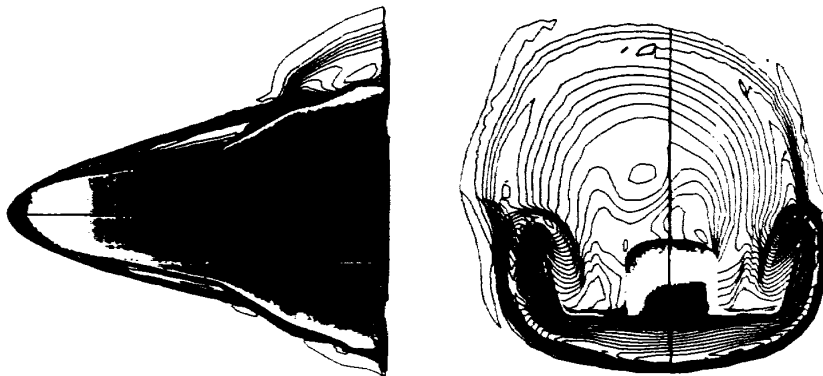


図4 62C形状まわりの等圧線図
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

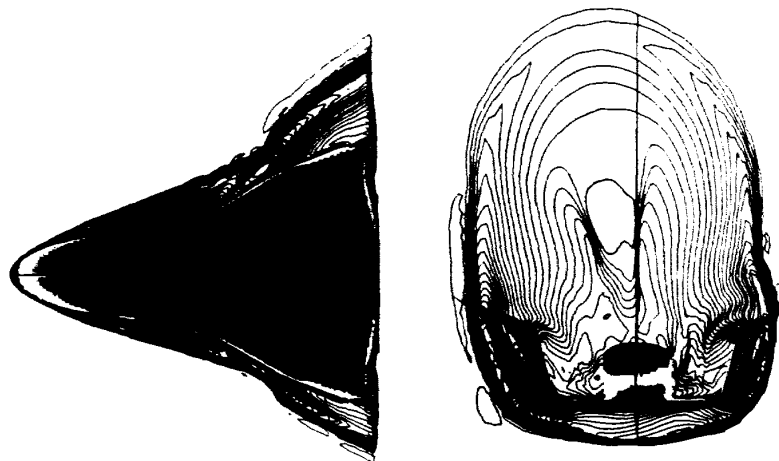
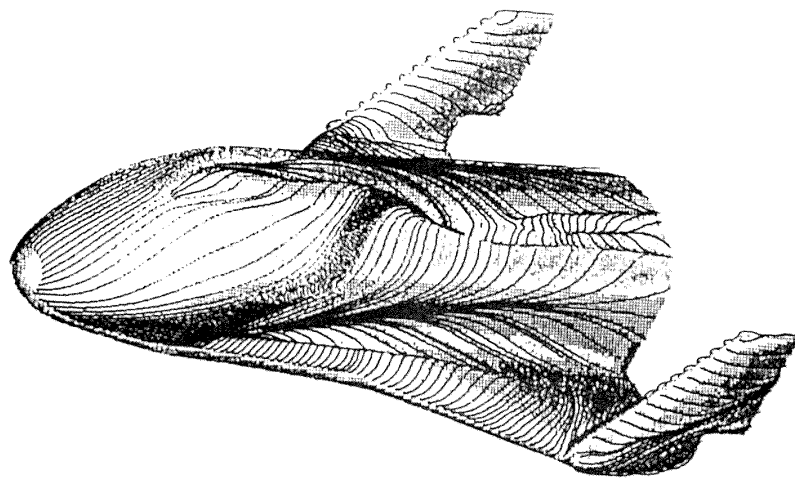
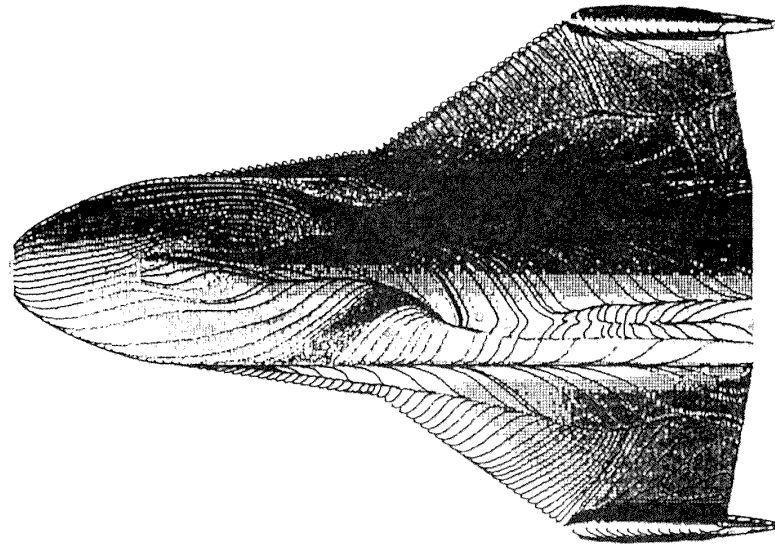


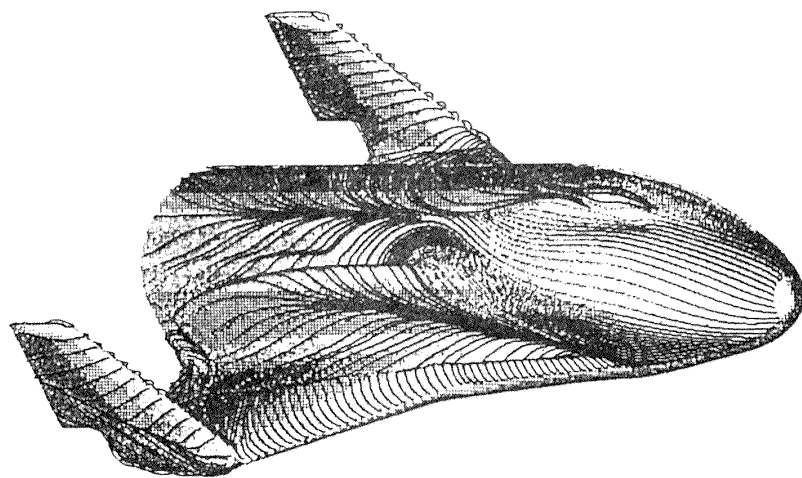
図5 62C形状まわりの等圧線図
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)



(a)



(b)



(c)

図6 62B形状オイルフロー・パターン
 $(M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=20^\circ, \beta=5^\circ)$

の厚みが増し、干渉点は主翼前縁から離れた位置にくる。また両迎角とも正面図において横すべり角をとったことから生じる衝撃波形状の非対称性が明らかである。図6に迎角 $\alpha=20^\circ$ 、横すべり角 $\beta=5^\circ$ の62B形状のオイルフローを示す。フローパターンはかなり複雑で胴体、主翼上面とも左右それぞれに剥離線が観察されるが、胴体上の剥離は非対称性が明確にあらわれ、胴体上面後方に二次剥離が観察される。主翼上面では横すべり風下側で後縁からの逆流があらわれ、対応する横すべり風上側の剥離とは特徴を異にしている。またティップ・フィン外側の面にも剥離線がみられる。

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7に62A形状背面の空力加熱分布を示す。迎角 $\alpha=20^\circ, 40^\circ$ のケースとも空力加熱の高い領域は頭部およびティップ・フィン前縁にあらわれ、ティップ・フィン前縁での非対称性が明らかである。空力加熱分布に関しては、62A形状の迎角 $\alpha=30^\circ$ 、横すべり角 $\beta=10^\circ$ で、レイノルズ数 8×10^5 の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8に示す。但し、数値計算結果はレイノルズ数、迎角は実験値と対応するが、横すべり角 β は 5° である。数値解析結

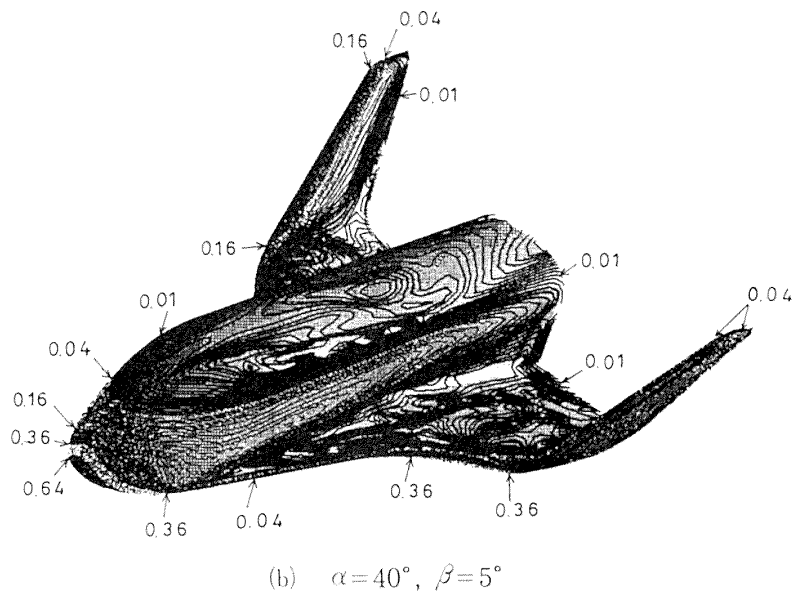
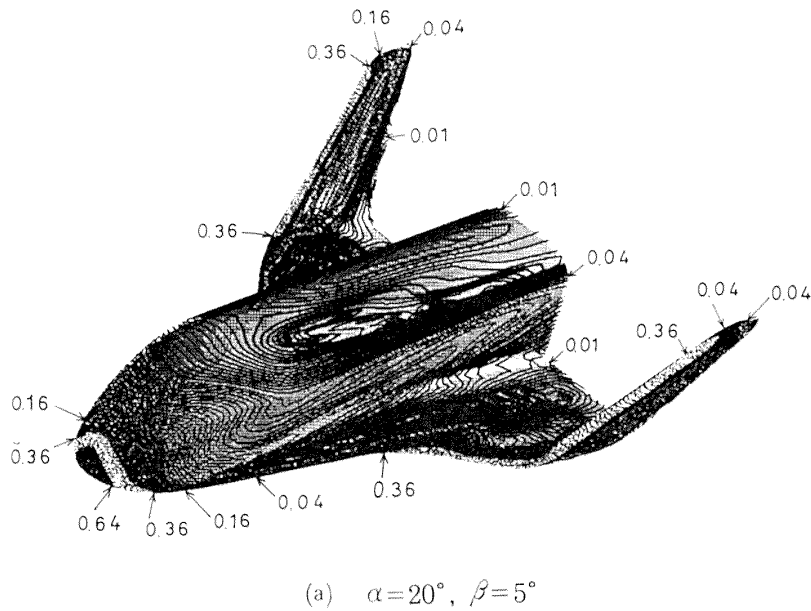


図7 62A形状空力加熱分布

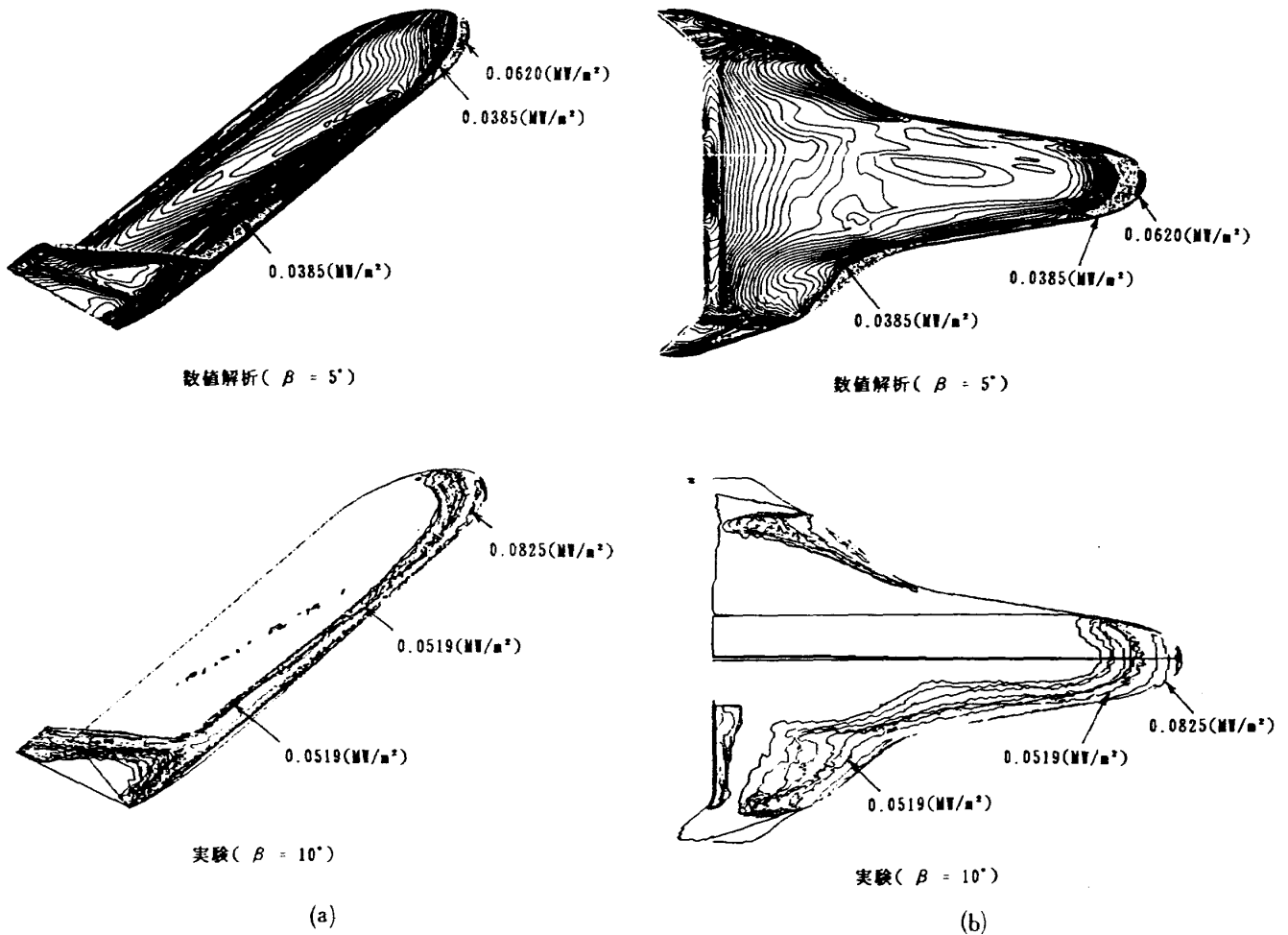


図8 62A形状横すべり風上側側面の空力加熱分布の実験値との比較
 $(M_\infty = 7.0, Re_\infty = 8 \times 10^5, \alpha = 30^\circ)$

果は実験値に比較してやや低い値を示すが、定性的な分布はおおむね良好である。実験結果は $\beta = 10^\circ$ であること、及び相変化塗料法のデータ処理では半無限一次元熱伝導の仮定をしていること等から、曲率半径の小さい領域では、空力加熱を高めに見積もる傾向がある¹⁰⁾。また頭部淀み点での空力加熱量の数値解析結果はFay, Riddellの理論値¹¹⁾に近い結果を与える。

最後に62C形状に対する揚力、抗力、横力、縦揺れモーメント、ローリングモーメント、及び偏揺れモーメント係数の結果を図9に示す。対称計算の結果¹²⁾と比較して各係数とも実験結果との一致の精度はやや低下するが、設計上満足 of いくデータが得られている。

4. ま と め

三種類のHOPEオービタ形状に対して極超音速領域での横の空力特性を調べるため、一連の数値計算を行った。数値解析結果は横の空力係数に対して、満足 of いくデータを提出することができ、このような有翼飛翔体の空力設計にCFDを活用する上での実用性、有用性等を示すことができたと考える。今後の課題としては、圧力及び空力加熱の分野において、さらに詳細な実験結果との比較により、本数値解析コードの信頼性を実証していくとともに、より高いマッハ数での計算、ガスジェットコントロールの評価等、実験の困難な分野に解析を進めていくことが有効であろう。

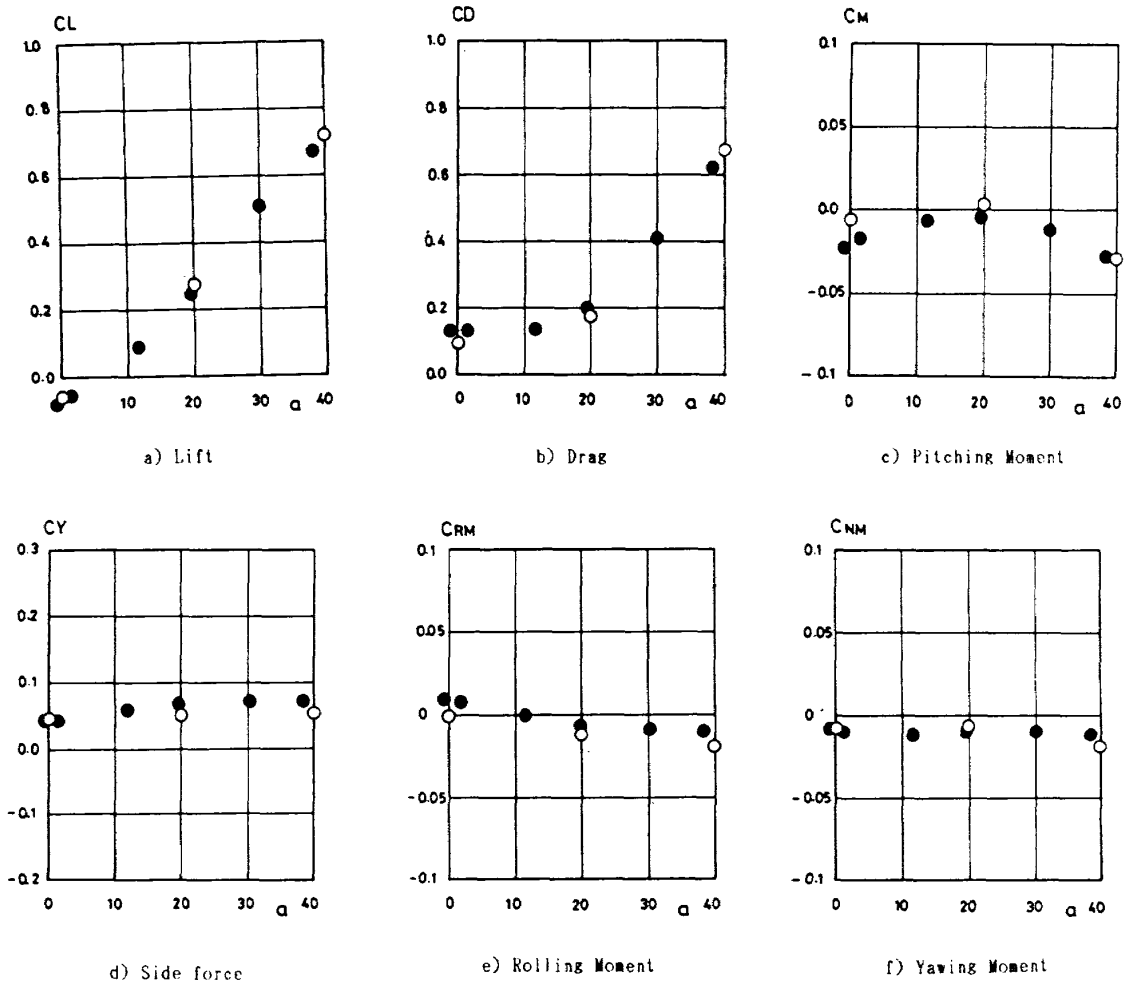


図9 空力係数の実験値との比較(62C形状)

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) R.M. Beam and R.F. Warming, AIAA J., Vol. 16. No. 4, 1978, pp. 393-402.
- 8) J.L. Steger and Y.M. Rizk, NASA TM-86754.
- 9) B.S. Baldwin and H. Lomax, AIAA Paper 78-257.
- 10) Y. Inoue et al, The 27th Aircraft Symposium, International Session, Oct., 1989.
- 11) J.A. Fay and F.R. Riddell, J. of Aeronautical Sciences Vol. 25, Feb., 1958, pp. 73-85.
- 12) 山本, 秋元: 「HOPE飛翔体まわりの高速流の数値シミュレーション」第20回流体力学講演会, 1988

