

ISSN 0389-4010
UDC 533. 6. 011. 5
533. 6. 011. 6
533. 6. 665

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1028

HOPEの極超音速空力数値シミュレーション

山本行光・秋元敏男

1989年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

HOPEの極超音速空力数値シミュレーション*

山本行光** 秋元敏男***

Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE)

Yukimitsu YAMAMOTO and Toshio AKIMOTO

ABSTRACT

An unmanned winged vehicle for space transportation called H-II Orbiting Plane (HOPE) is being studied by the National Space Development Agency of JAPAN (NASDA).

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 aerodynamic and aerothermodynamic characteristics. This research has been carried out jointly by the 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 from 0, to 40 degrees with and without yaw angles. Numerical results were compared with experimental data obtained from the hypersonic wind tunnel (HWT) at NAL.

概 要

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との共同研究「H-II ロケット打上げ型有翼宇宙往還機 (HOPE) の研究」の一環として、昭和62年度から昭和63年度にかけて行われた空力特性の研究のうち、極超音速領域の空力数値解析に関する成果を報告する。数値解析はナビエ・ストークス方程式を用いて、マッハ数7.0、全長を基準にしたレイノルズ数 2.5×10^6 で、迎角は 0° から 40° 、横すべり角 0° 、及び 5° の条件で、三種類のHOPEオービタ形状について行った。数値計算結果を当所極超音速風洞における実験結果との比較を行い、空力係数については良好な一致を得た。

1. ま え が き

宇宙開発事業団で研究がすすめられているH-II ロケット打上げ型有翼宇宙往還機 (HOPE) は垂直離陸、水平着陸型の有翼機で形状は主に胴体、ダブルデルタ翼及びティップフィンから構成される。このような有翼宇宙往還機の空力設計において特に問題となる点のひとつは帰還時の極超音速領域における過酷な空力加熱である。特に頭部お

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越えるような、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るが、これら加熱率の値はマッハ数、レイノルズ数の他に、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。又、従来の航空機設計では考えられない大迎角空力特性の評価も重要な課題である。

本報告では上記空力、空力加熱特性をナビエ・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詳細に解析し、数値計算結果を当所極超音速風洞における実験結果との比較を通して数値解

* 平成元年6月5日受付

** 空気力学部

*** 宇宙開発事業団

析コードの検証を行い、あわせてその適用性を調べる事が主な目的である。数値計算はマッハ数7.0、全長を基準にしたレイノズル数 2.5×10^6 で、迎角は 0° から 40° 、横すべり角 0° 、及び 5° の条件で行った。極超音速領域における衝撃波干渉は、HOPE機体形状の変化(主翼前縁曲率、後退角の違い)に大きく影響されるため、本節では昭和62年度に選定された62A, B, Cの三種類の形状に対して数値解析を行い、形状及び姿勢変化による特性をパラメトリックに調べた。

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。図1に示されるような一般座標系 (ξ, η, ζ) を用いて次式のようにあらわされる。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{Q}) + \frac{\partial}{\partial \xi}(\bar{F}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\bar{G}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\bar{H} - \bar{H}_v) = 0 \tag{1}$$

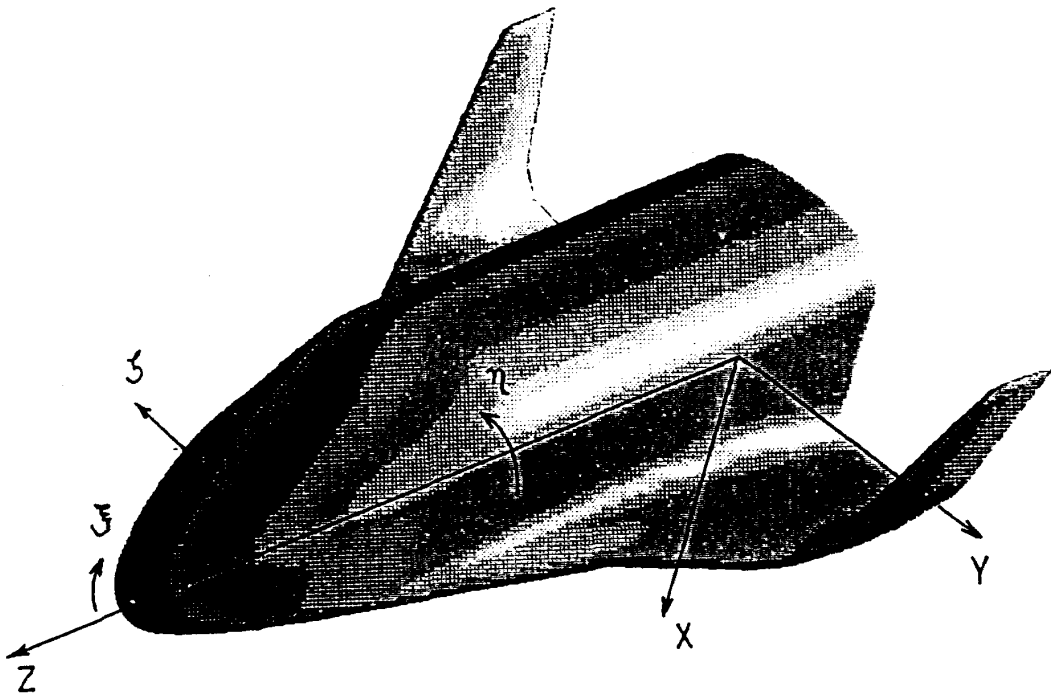
$$\bar{Q} = \frac{Q}{J} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \tag{2}$$

$$\bar{G} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x P \\ \rho V v + \eta_y P \\ \rho V w + \eta_z P \\ (e + P) V \end{pmatrix} \tag{3}$$

$$\bar{H} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x P \\ \rho W v + \zeta_y P \\ \rho W w + \zeta_z P \\ (e + P) W \end{pmatrix} \tag{4}$$

$$\bar{H}_v = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{pmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \tag{6}$$



Coordinate System
図1 座標系

ここで剪断応力項は、

$$\begin{aligned}\tau_{xx} &= \lambda(u_x + v_y + w_z) + 2\mu u_x \\ \tau_{xy} &= \mu(u_y + v_x) \\ \tau_{xz} &= \mu(u_z + w_x) \\ \tau_{yy} &= \lambda(u_x + v_y + w_z) + 2\mu v_y \\ \tau_{yz} &= \mu(v_z + w_y) \\ \tau_{zz} &= \lambda(u_x + v_y + w_z) + 2\mu w_z\end{aligned}\quad (7)$$

で表され、 $\beta_x, \beta_y, \beta_z$ は

$$\begin{aligned}\beta_x &= \kappa T_x + u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} \\ \beta_y &= \kappa T_y + u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} \\ \beta_z &= \kappa T_z + u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}\end{aligned}\quad (8)$$

で定義される。 T は温度、 k は熱伝導率である。また変数 ρ は密度、 u, v, w は x, y, z 方向の速度成分、 P は圧力、 e は単位体積当たりのトータルエネルギーで各物理量はそれぞれ一様流の値 $\rho_\infty, V_\infty, \rho_\infty \cdot V_\infty^2$ で無次元化されている。圧力 P は理想気体の状態方程式から次式で表される。

$$P = (\gamma - 1)(e - \rho(u^2 + v^2 + w^2)/2) \quad (9)$$

J は座標変換のヤコビアンで

$$J = \partial(\xi, \eta, \zeta) / \partial(X, Y, Z) \quad (10)$$

と表される。ここで薄層近似の仮定である物体面に垂直方向の ζ の微分項を残すと、粘性項 H_v は最終的に次式となる。

$$H_v = \frac{\mu}{Re \cdot J} \begin{vmatrix} 0 \\ \Phi_1 u_\zeta + \zeta_x \Phi_2 \\ \Phi_1 v_\zeta + \zeta_y \Phi_2 \\ \Phi_1 w_\zeta + \zeta_z \Phi_2 \\ \Phi_1 [uu_\zeta + vv_\zeta + ww_\zeta \\ + \frac{\gamma}{Pr \cdot \gamma - 1} (\frac{P}{\rho})_\zeta] + \\ \Phi_2 (u\zeta_x + v\zeta_y + w\zeta_z) \end{vmatrix} \quad (11)$$

$$\Phi_1 = \zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2$$

$$\Phi_2 = (\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) / 3 \quad (12)$$

Pr はプラントル数で0.72とし、 γ は空気の比熱比で1.4である。また λ はストークスの仮定により $\lambda = -2\mu/3$ とし、粘性係数 μ はサザーランドの式により与える。また乱流モデルを使用する際には分子粘性 μ に渦粘性 μ_t を加える(詳細は文献⁶⁾参照)。

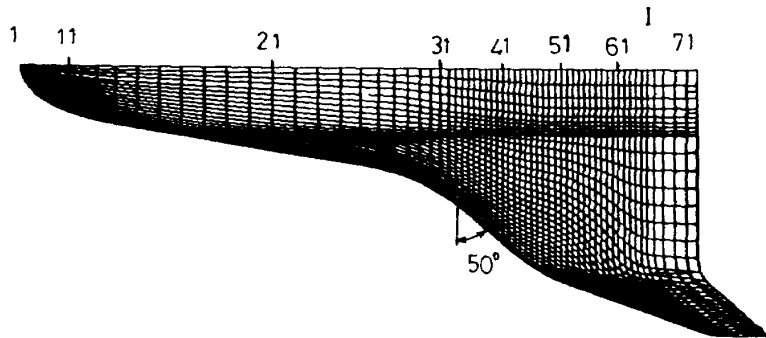
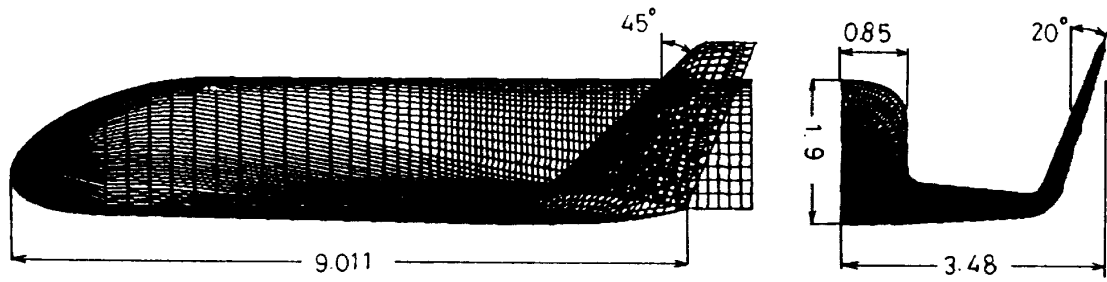
数値解析法は流速分離 TVD (Total Variation

Diminishing) 風上差分法^{1,2,3)}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。使用した格子点数は、横すべり角をとった非対称計算ケースの場合、流れ方向91点、周方向141点、物体面に垂直な方向に50点の計64万点である。対称計算ケースでは格子点数はおよそ半分になる。62A, 62C形状では、流れ方向71点までが機体表面上にはった格子で、残りの20点は主翼後方のウェーク領域の計算にあてた。62B形状はティップフィンの後縁と主翼後縁とが一致しない形状で、ティップフィンの舵面部が主翼後方に位置している。このケースでは頭部から番号付けして、流れ方向69点目の座標が主翼後縁に一致している。各機体表面の格子を図2から図4に示す。図中の番号1は流れ方向の格子番号をあらわし、後の圧力及び空力加熱分布を示す際の横軸として用いた。なお本数値解析では胴体部分はそのまゝウェーク領域に延長し、ベース・フローの計算は行っていない。

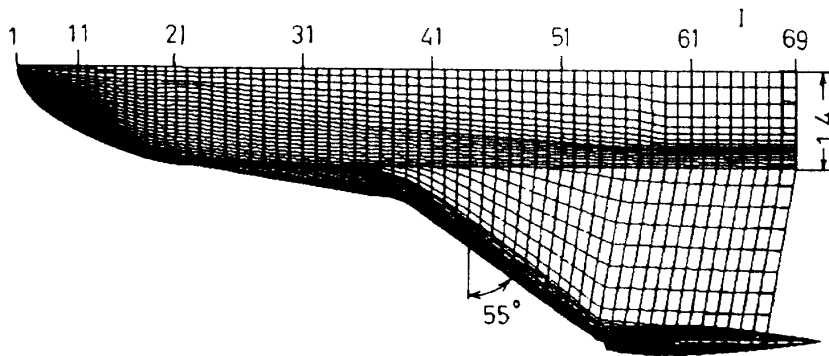
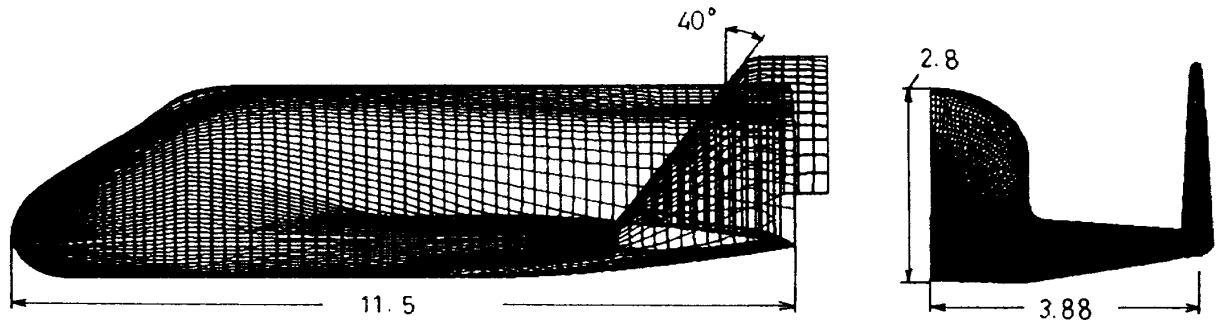
格子形成法は、三次元の双曲型編微分方程式⁵⁾を用いた。三次元格子例を図5から図7に示す。極超音速流では機体まわりに発生する衝撃波の外側は一様流なので、格子の外側境界をこの衝撃波になるべく適合させることが、格子の有効利用という点で望ましい。したがって本解析では、各迎角毎に格子の外側境界を変えている。境界条件は物体表面で垂直方向の圧力勾配及び各速度分布がゼロとし、空力加熱を求めるため等温壁を仮定した。格子の外側境界面では一様流条件を、物体後方の下流境界は外挿による流出条件を与え、さらに横すべり角のないケースでは機体上下の対称面で対称条件を与える。したがって計算領域はこの場合、片側半面の領域となる。

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⁶⁾をとり入れた。

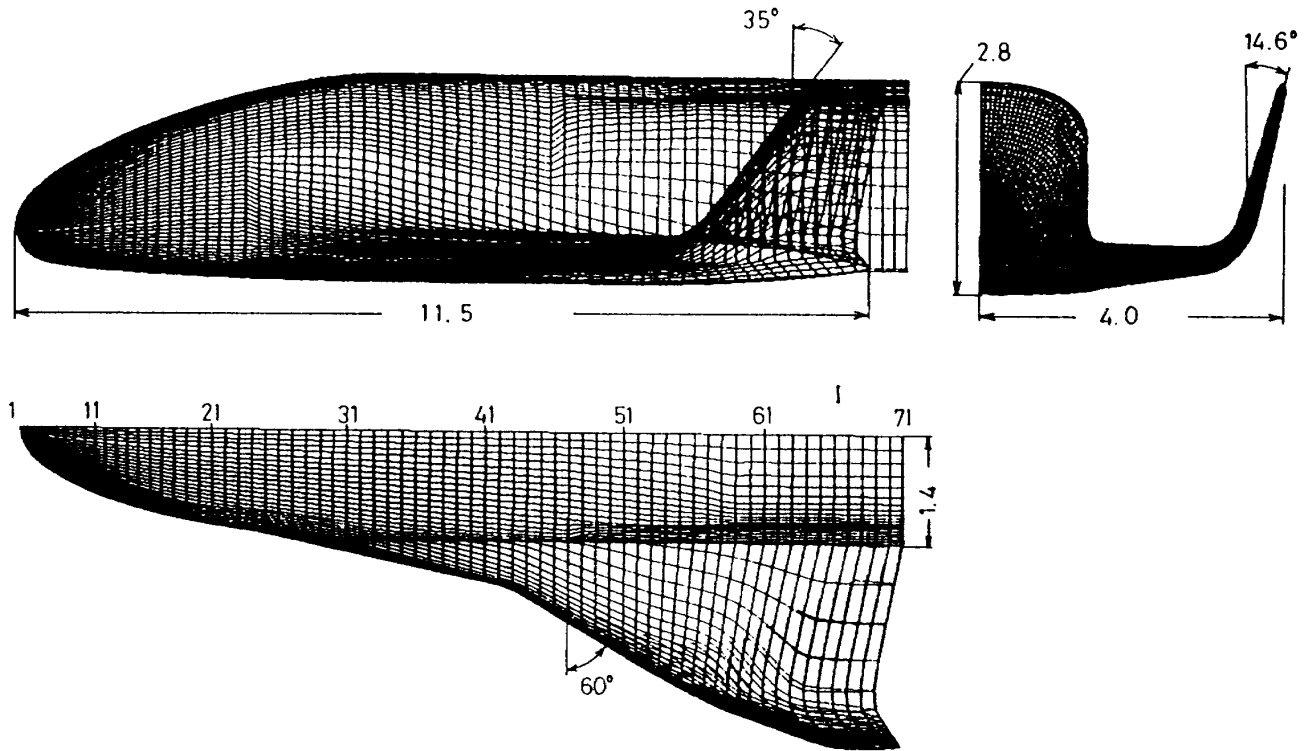
計算は各形状とも、横すべり角をとらない対称



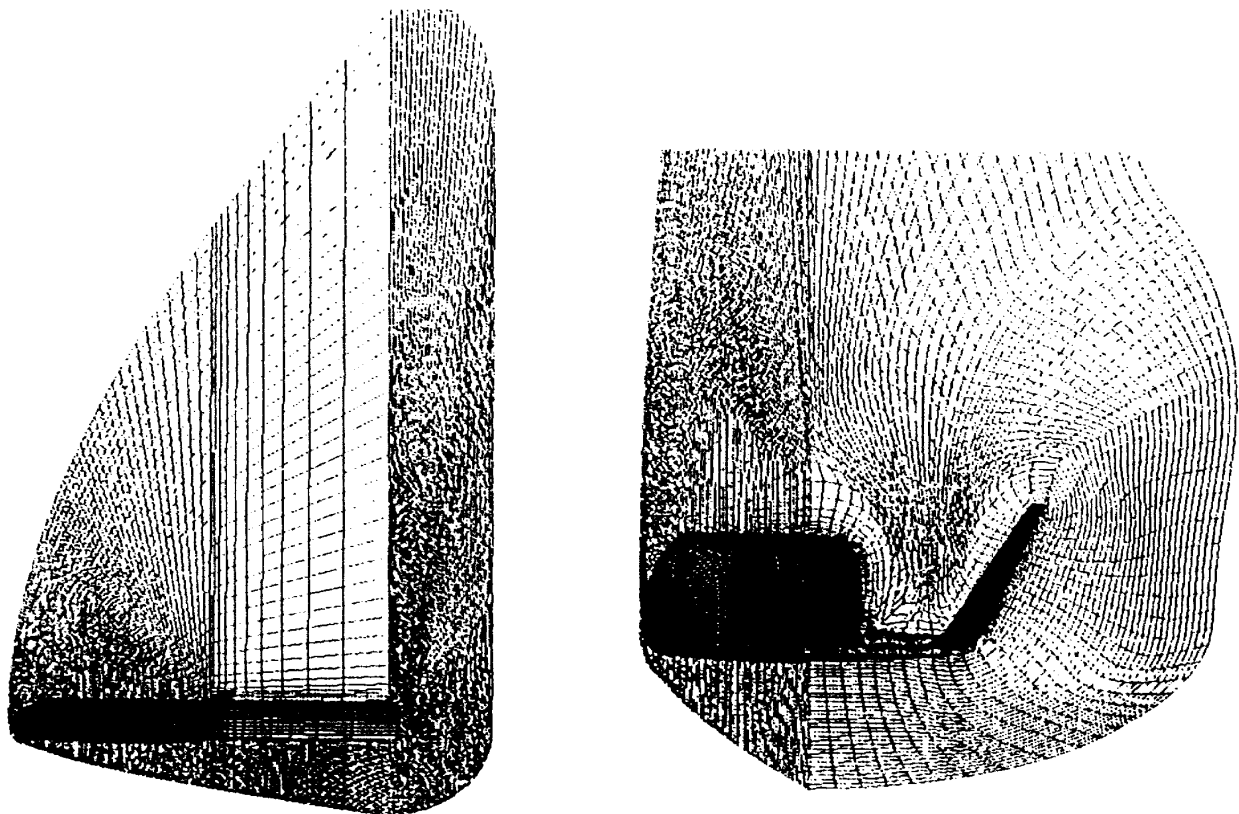
62A Surface Mesh
図2 62A形状表面格子



62B Surface Mesh
図3 62B形状表面格子



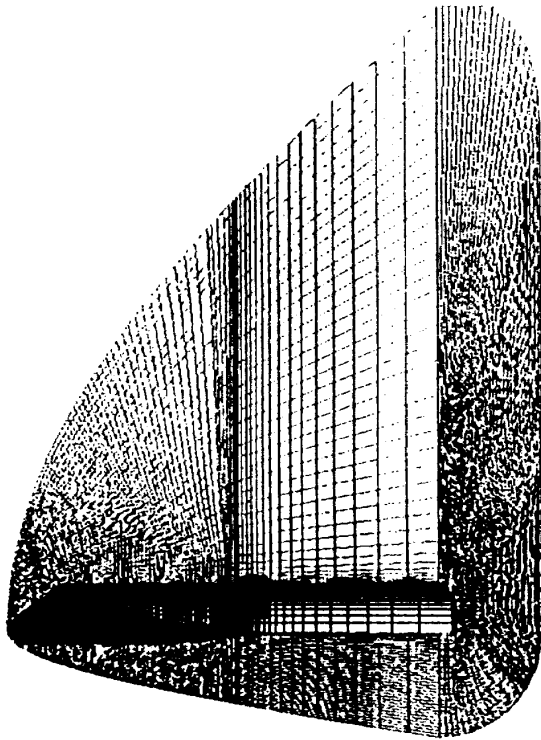
62C Surface Mesh
 図4 62C形状表面格子



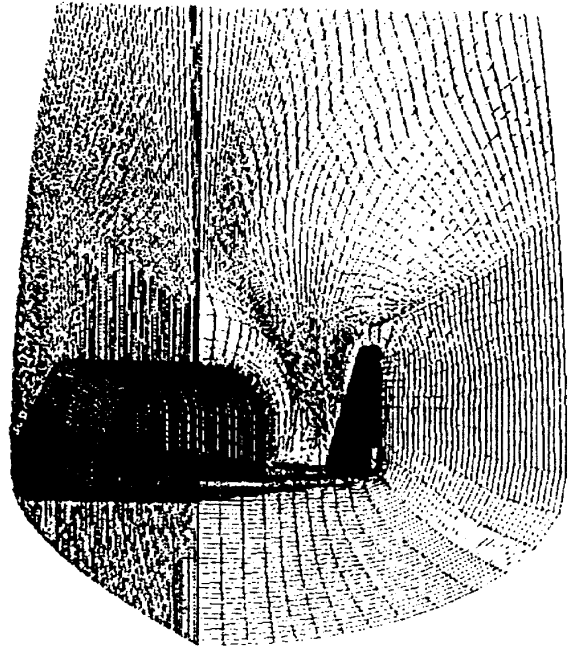
a) Total View

b) Tail Region

62A Grid for $\alpha = 40^\circ$
 図5 62A形状計算格子 (迎角 40°)



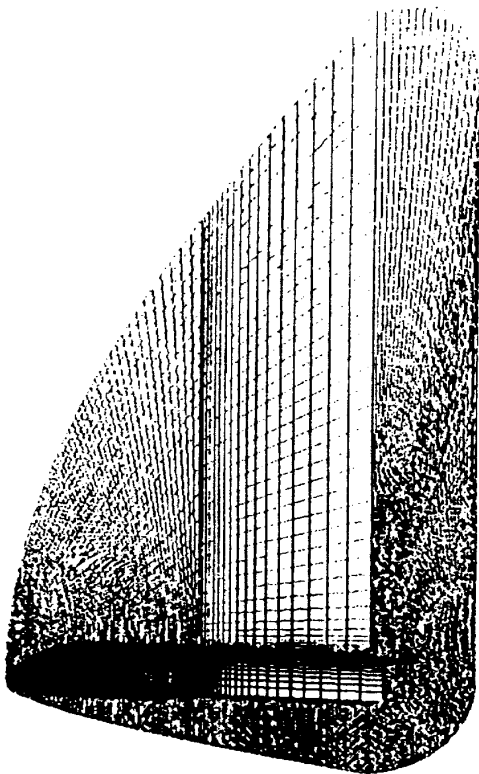
a) Total View



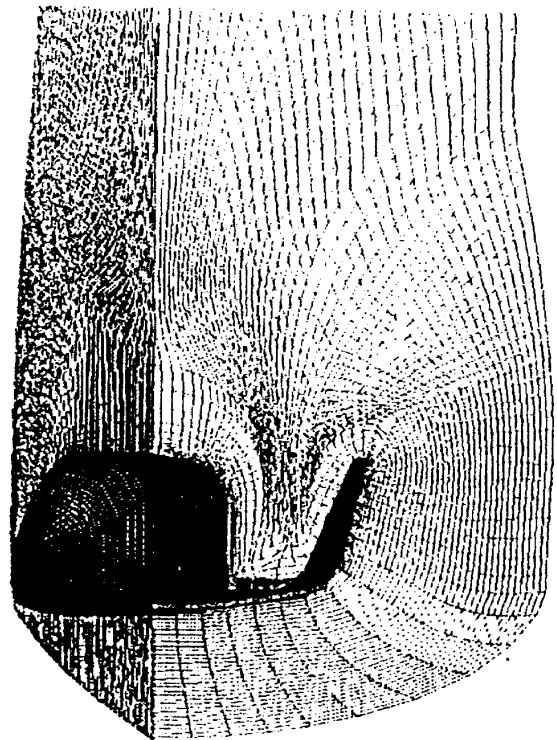
b) Tail Region

62B Grid for $\alpha=30^\circ$

図 6 62B 形状計算格子 (迎角 30°)



a) Total View



b) Tail Region

62C Grid for $\alpha=40^\circ$

図 7 62C 形状計算格子 (迎角 40°)

計算の場合、迎角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 及び 40° の5ケースについて実施した。横すべり角 $\beta=5^\circ$ をとった非対称計算では、 $\alpha=0^\circ, 20^\circ$ 及び 40° の各3ケースとした。また62A形状では実験との比較のため、 $\beta=5^\circ, \alpha=30^\circ$ の例についてレイノズル数を 8×10^5 と低くした1ケースを追加した。従って対称例では計15ケース、非対称例では計10ケースの数値計算を行った。

初期条件は各形状毎に以下のように設定した。迎角 $\alpha=0^\circ$ の最初の計算ケースでは、外側境界で一様流の値を、物体面上では修正されたニュートン理論による圧力と等温壁の温度及び各速度成分がゼロの条件を与え、外側境界と物体面の間は線形内挿で各物理量を決定する。次に迎角 $\alpha=10^\circ$ の初期条件は、外側境界の値を $\alpha=10^\circ$ での一様流値に設定し直し、その他の領域では $\alpha=0^\circ$ の収束解を用いる。上記手順を順次、迎角 $\alpha=40^\circ$ まで繰り返す。一連の計算を終える。横すべりを有する際の初期条件は、同一迎角の横すべり角 0° の収束解を用いた。収束は時間ステップ一回毎の各セルの圧力残差の平均をとり、これが 10^{-7} 以下になることを判定条件とした。最初の計算を始める際の1ステップめの圧力残差の平均は 10^{-3} のオーダーで、収束に要する総ステップ数はおよそ4000ステップである。

3. 計算結果と風試の比較

3-1 対称計算

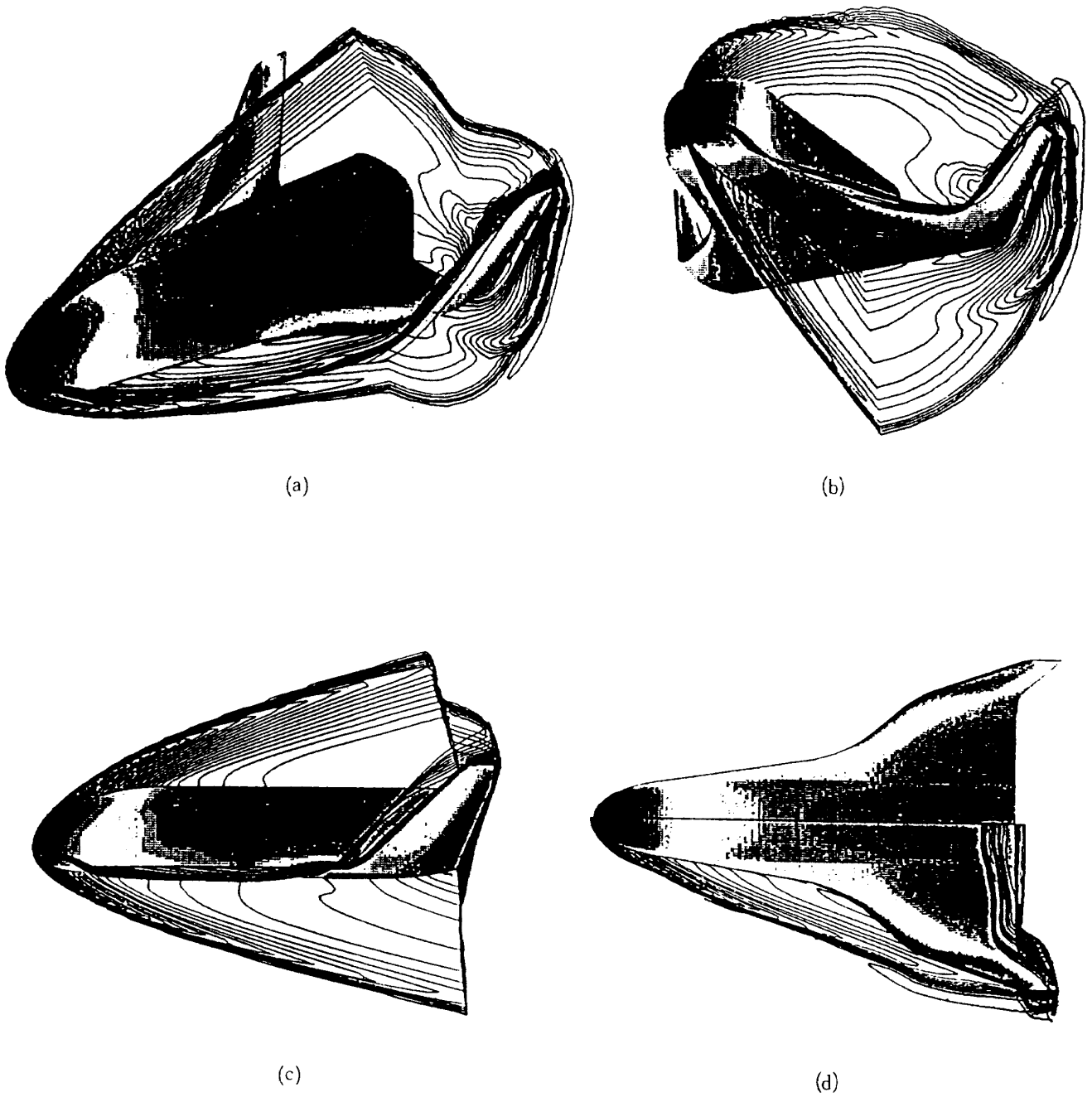
3-1-1 圧力線図

図8から図12に62A形状の迎角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ における等圧線図及び表面圧力分布結果を示す。等圧線のプロットは $\rho_\infty U_\infty^2$ で無次元化された圧力 P の平方根をとり、この値にたいして0から1の間を100等分割することにより行った。これは極超音速流では、圧力の低い領域が大半をしめ、上記変換をしないでプロットした場合には外側衝撃波の位置等が不鮮明になることによる。一様流の無次元化された圧力 P の値は、マッハ数7.0の場合0.01458で、その平方根は0.12075、したがって外側衝撃波の最外縁の等圧線は0.13の値をプロットしている。表面圧力分布の表示は不鮮明

であるが、本来はカラーで表されており、本報告では参考程度にしかならないことを付記する。等圧線は胴体上下の対称面、主翼後縁を含む η - ζ 計算断面及び、主翼前縁を含む ξ - ζ 計算面の計4面にプロットした。各迎角に対しては斜上方、斜下方、側面、及び背面から見た図を示している。本図により、外側衝撃波形状及び主翼ティップフィンまわりの衝撃波干渉の様子が判明する。極超音速領域では、衝撃波の干渉が流れの特性に局所的に影響するため、これを正確にとらえることは重要である。

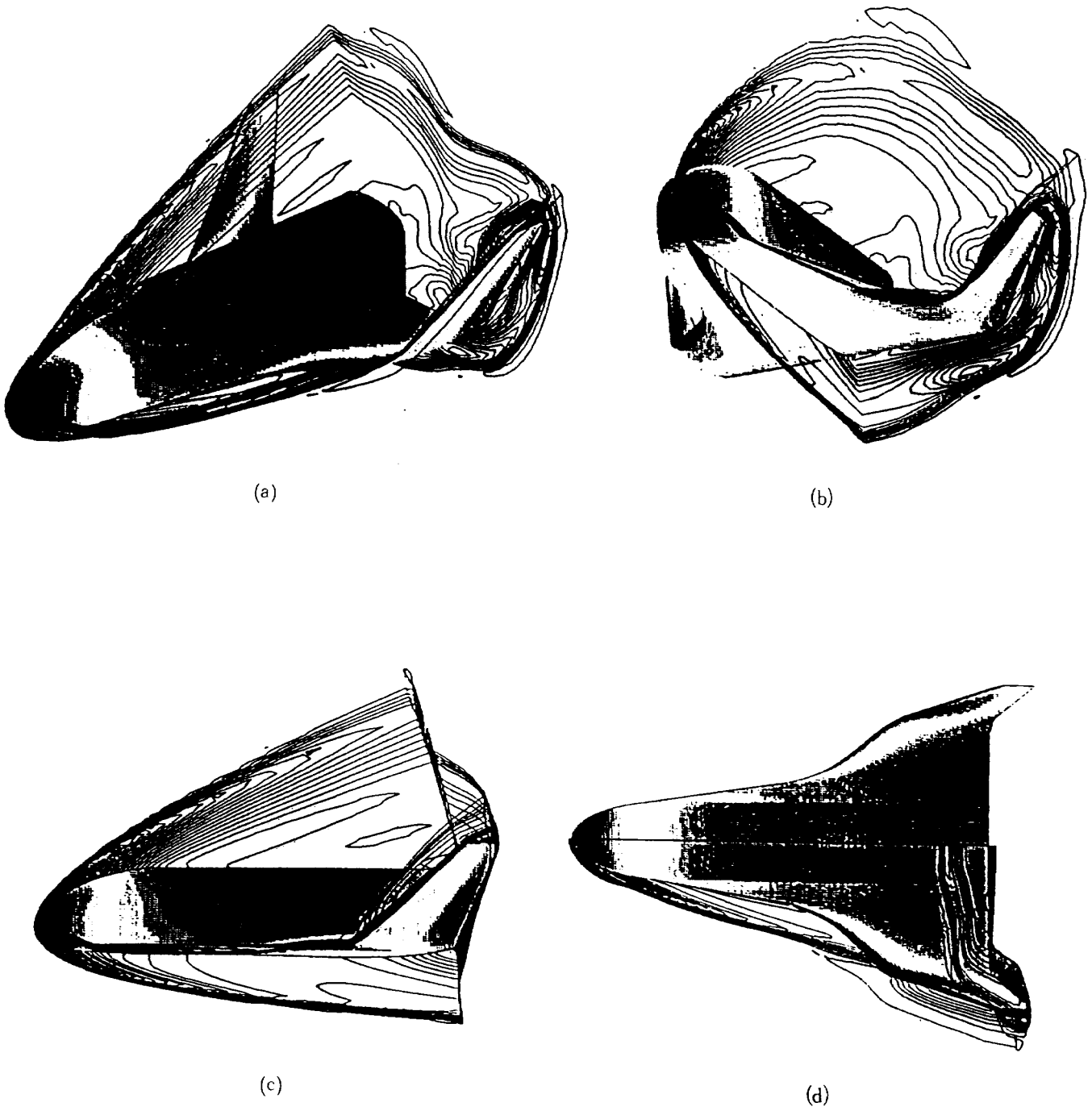
迎角 $\alpha=0^\circ$ では、図8-(d)の平面図にみられるように頭部から発生する衝撃波は、ティップフィンにあたっていない。これに対して、迎角 $\alpha=10^\circ$ (図9)では、前記衝撃波が、ティップフィン根元のやや内側にあたり、 $\alpha=20^\circ$ (図10)では、主翼中央部に移動する。更に、 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ (図11, 12)では、突入点そのものの位置は、 $\alpha=20^\circ$ のケースとそれほど変わらないものの、主翼根元から発生する衝撃波層の厚みが増加して、衝撃波同士の干渉点は翼前縁から離れた位置に来る。又、当然のことながら迎角の増加に伴い、対称面腹側の衝撃波層の厚みは薄くなり、逆に背側のそれは極めて厚くなる。

図13から図17に迎角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ における62B形状の等圧線図及び表面圧力分布結果を示す。等圧線の表示されている面は62A形状の場合と同様である。62B形状においても迎角 $\alpha=0^\circ$ (図13)では、頭部からの離脱衝撃波は主翼及びティップフィン前縁にあたらない。ただし、62B形状の特色の一つである胴体前部、テレビカメラ収納用の突起部分から衝撃波が発生し、頭部からの衝撃波と干渉している。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図14)では、前記衝撃波がティップフィン根元の主翼前縁に衝突する。また図からも理解されるように、ティップフィンまわりに生じる内部衝撃波は62B形状では62A形状に比べて、ティップフィン前縁曲率半径が大きいいため膨らんだ形となり、衝撃波層の厚みもそれだけ厚くなっている。また表面圧力分布は、頭部及び翼前縁の黒い部分が圧力の高い領域であることを示す。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図15)では、



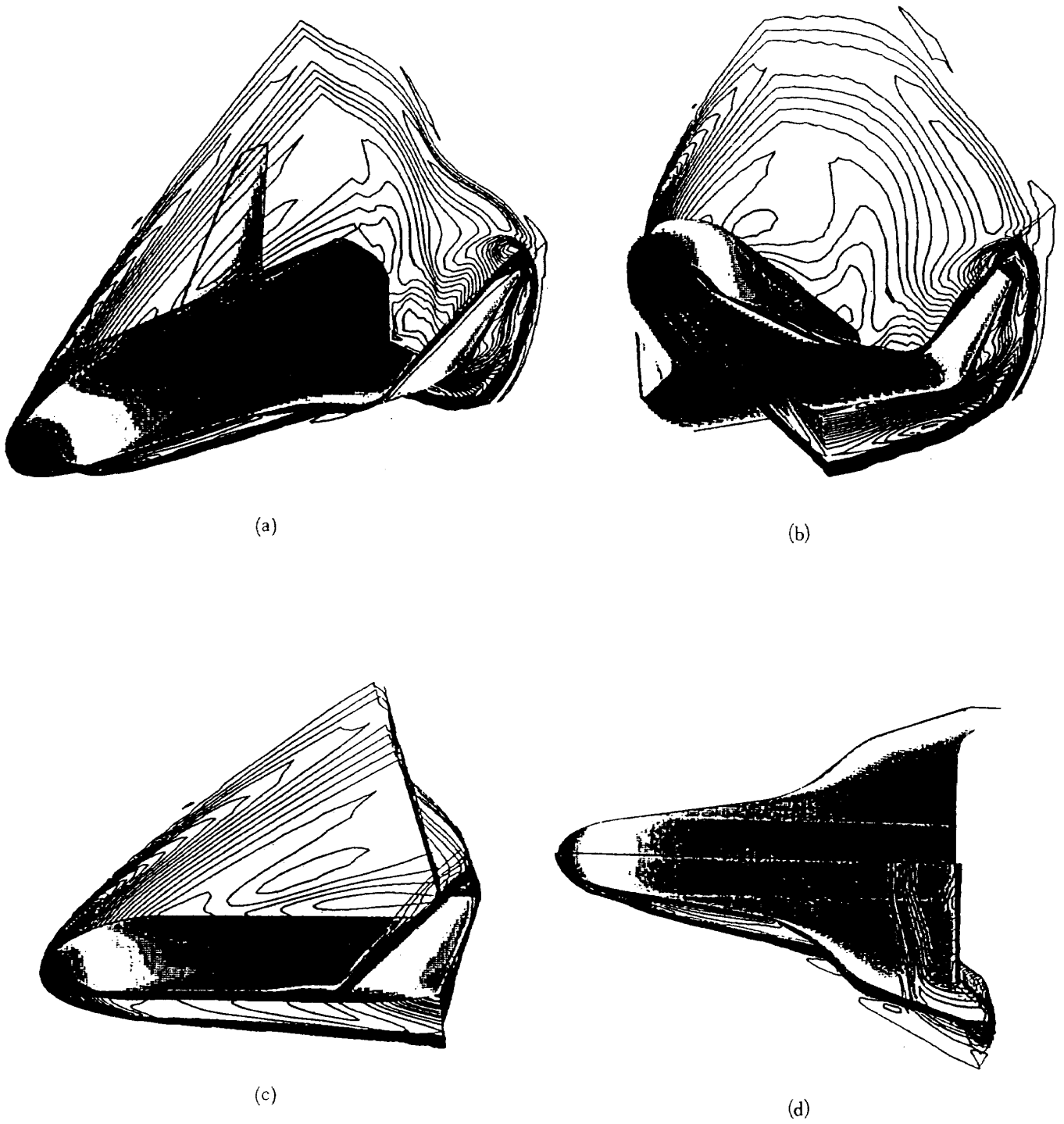
62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

図8 62A形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 0°)



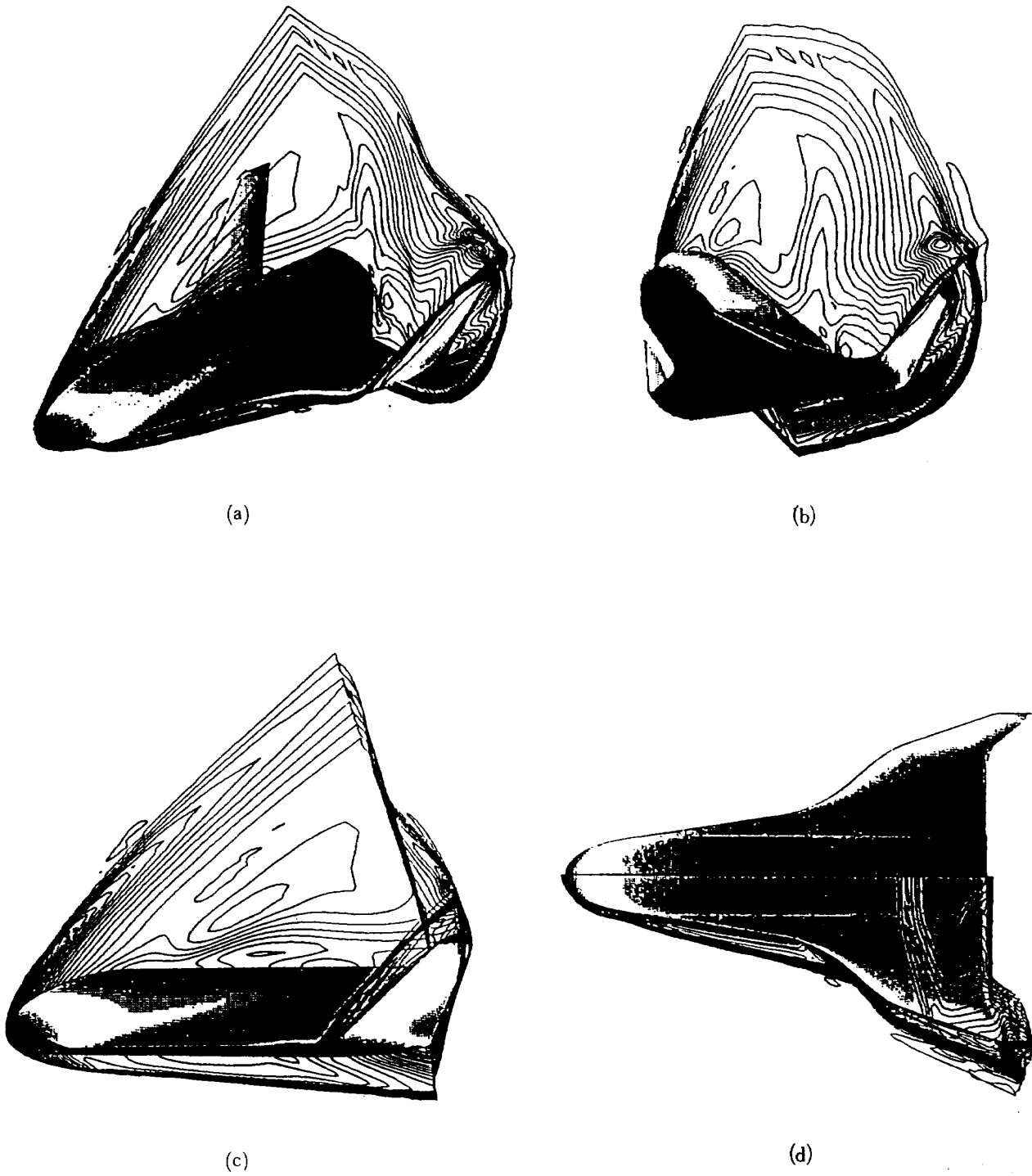
62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

図9 62A形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 10°)



62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

図10 62A形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 20°)

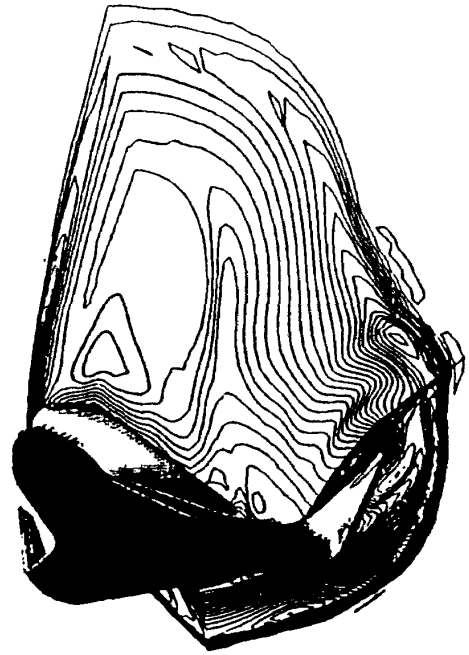


62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

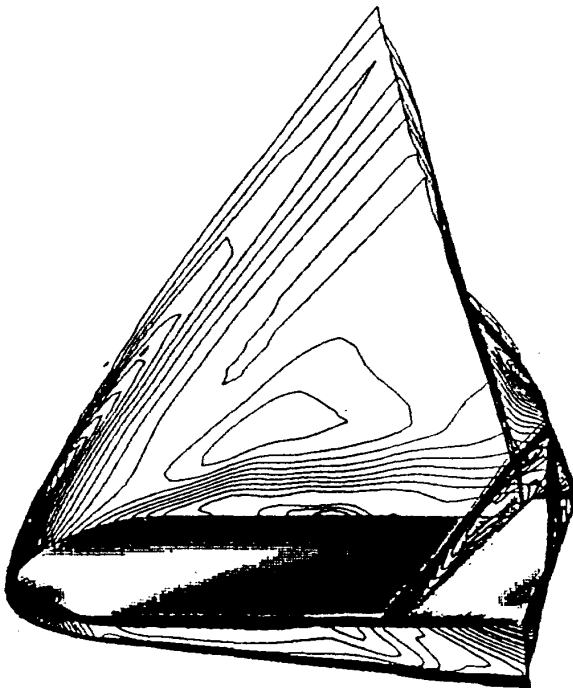
図11 62A形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 30° ）



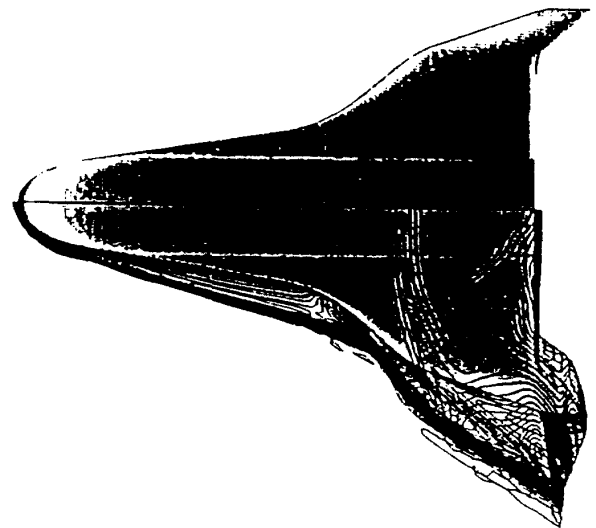
(a)



(b)



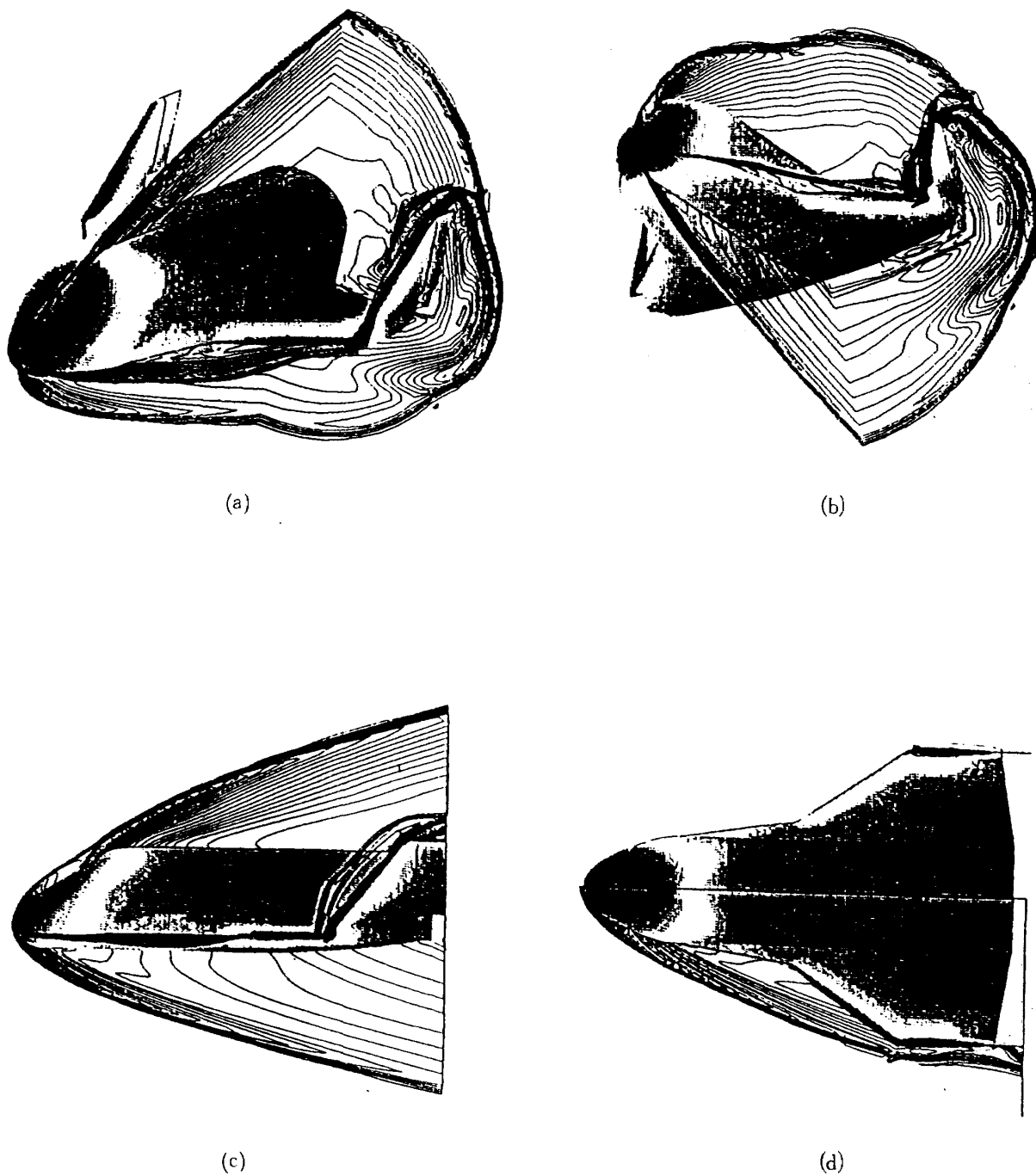
(c)



(d)

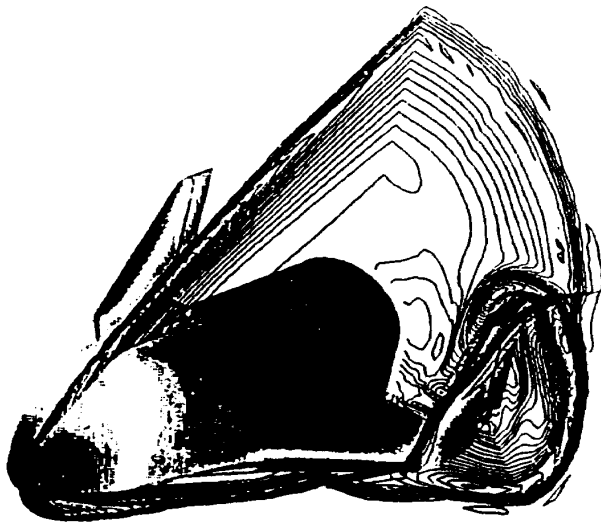
62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

図12 62A形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 40°)

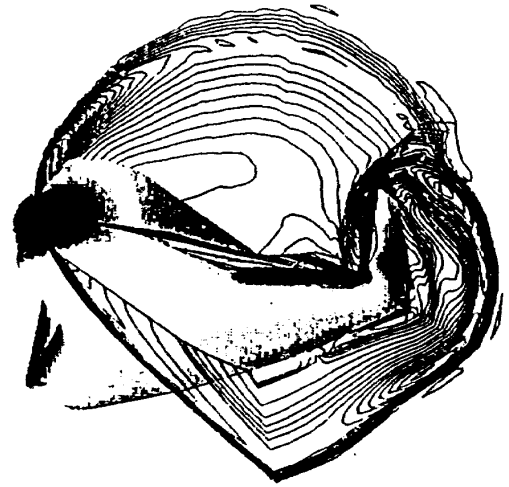


62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

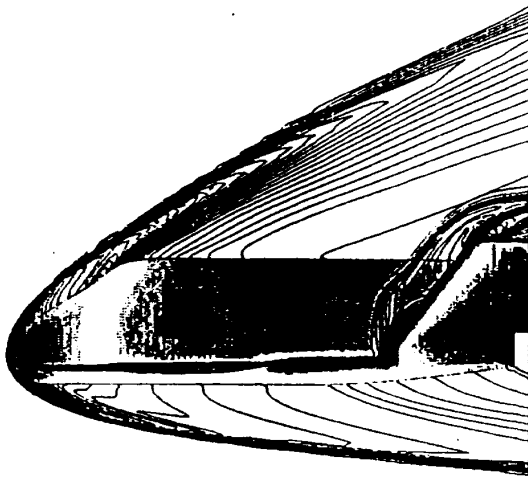
図13 62B形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 0°)



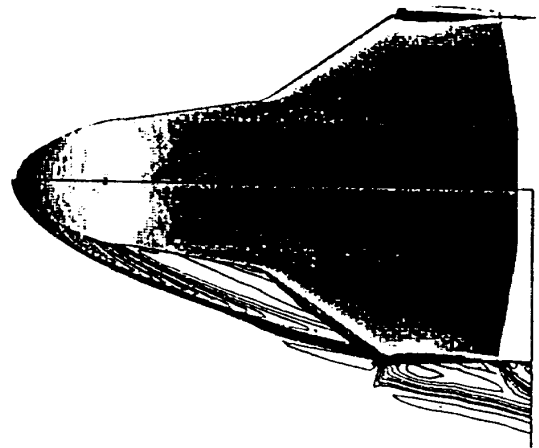
(a)



(b)



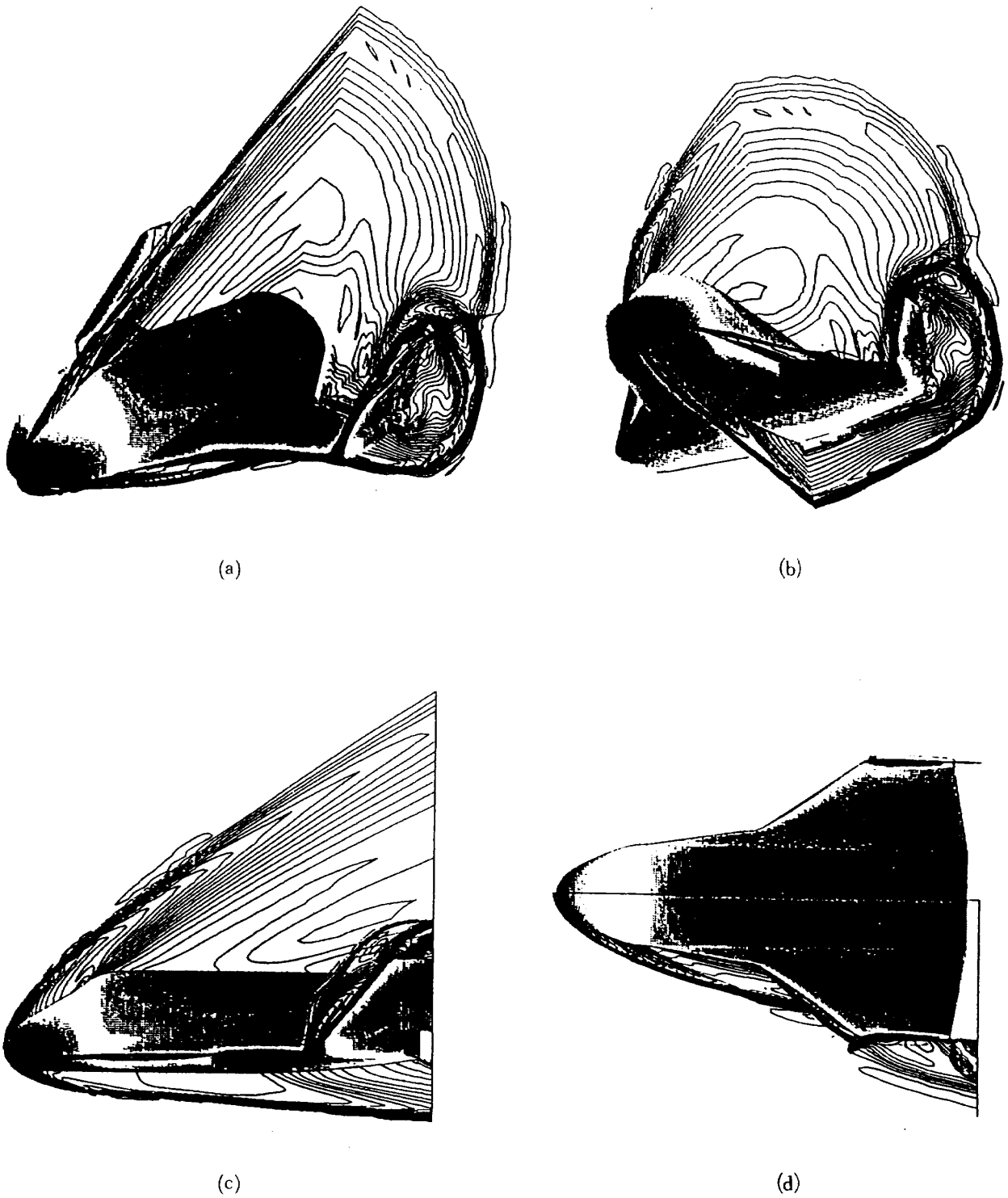
(c)



(d)

62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

図14 62B形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 10°)

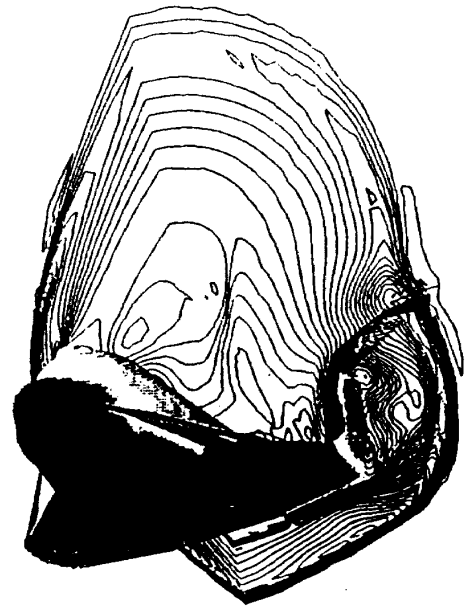


62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

図15 62B形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 20°)



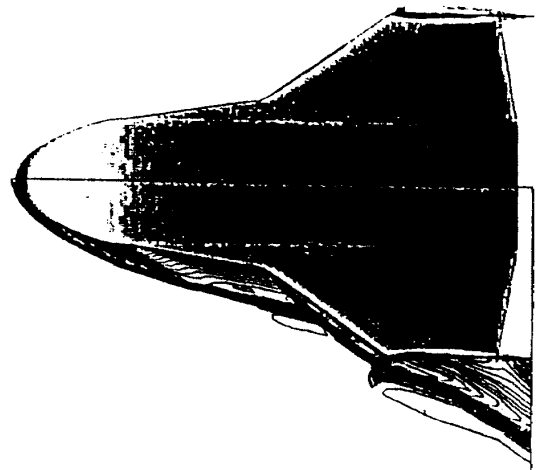
(a)



(b)



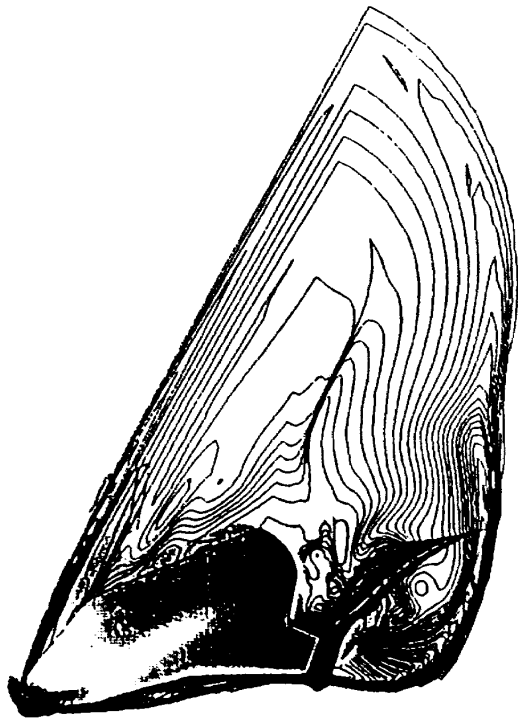
(c)



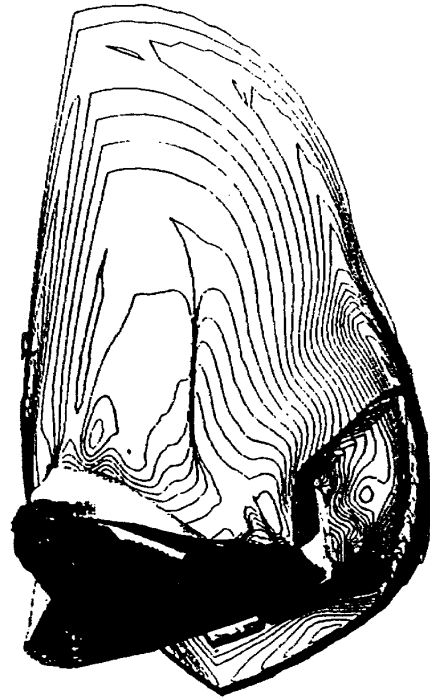
(d)

62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

図16 62B 形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 30° ）



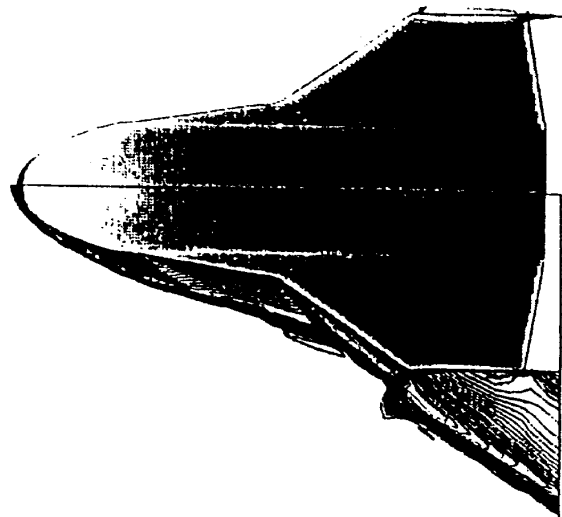
(a)



(b)



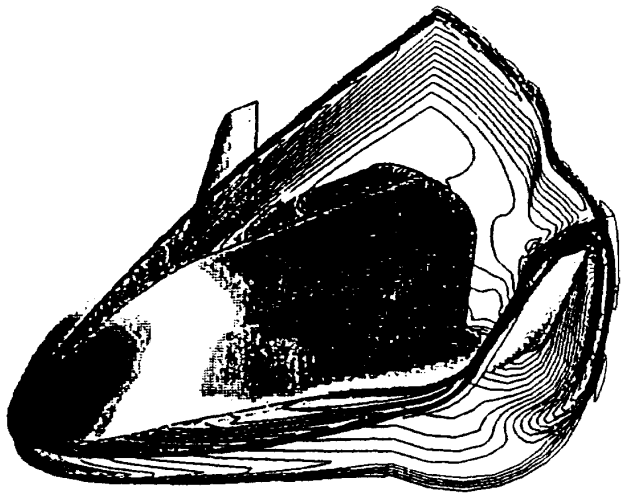
(c)



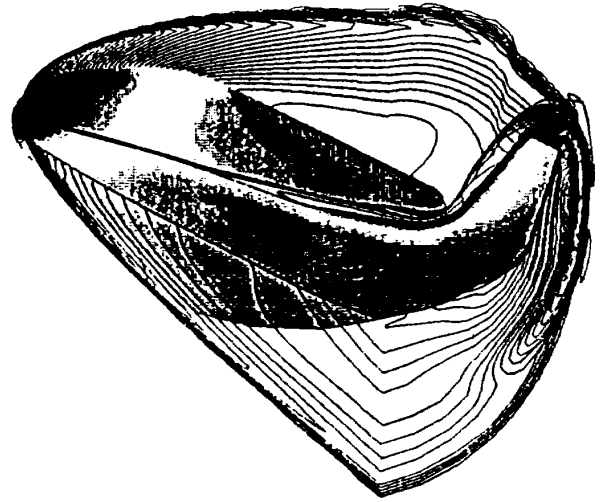
(d)

62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

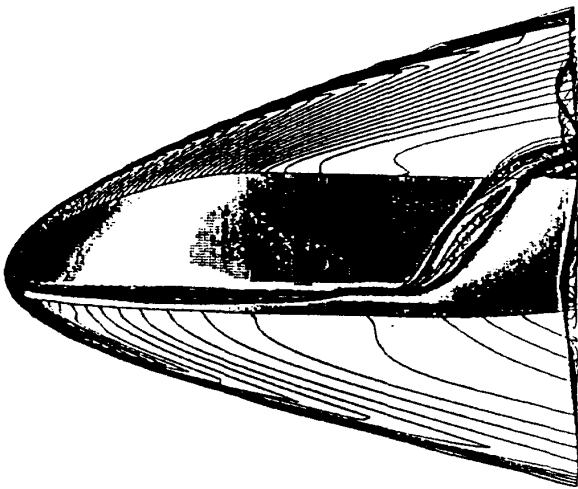
図17 62B形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 40°)



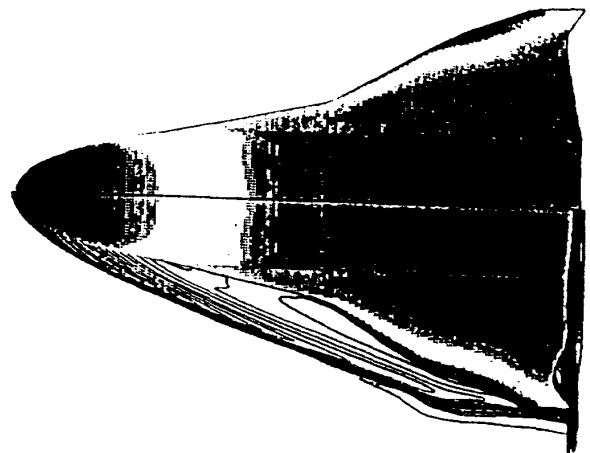
(a)



(b)



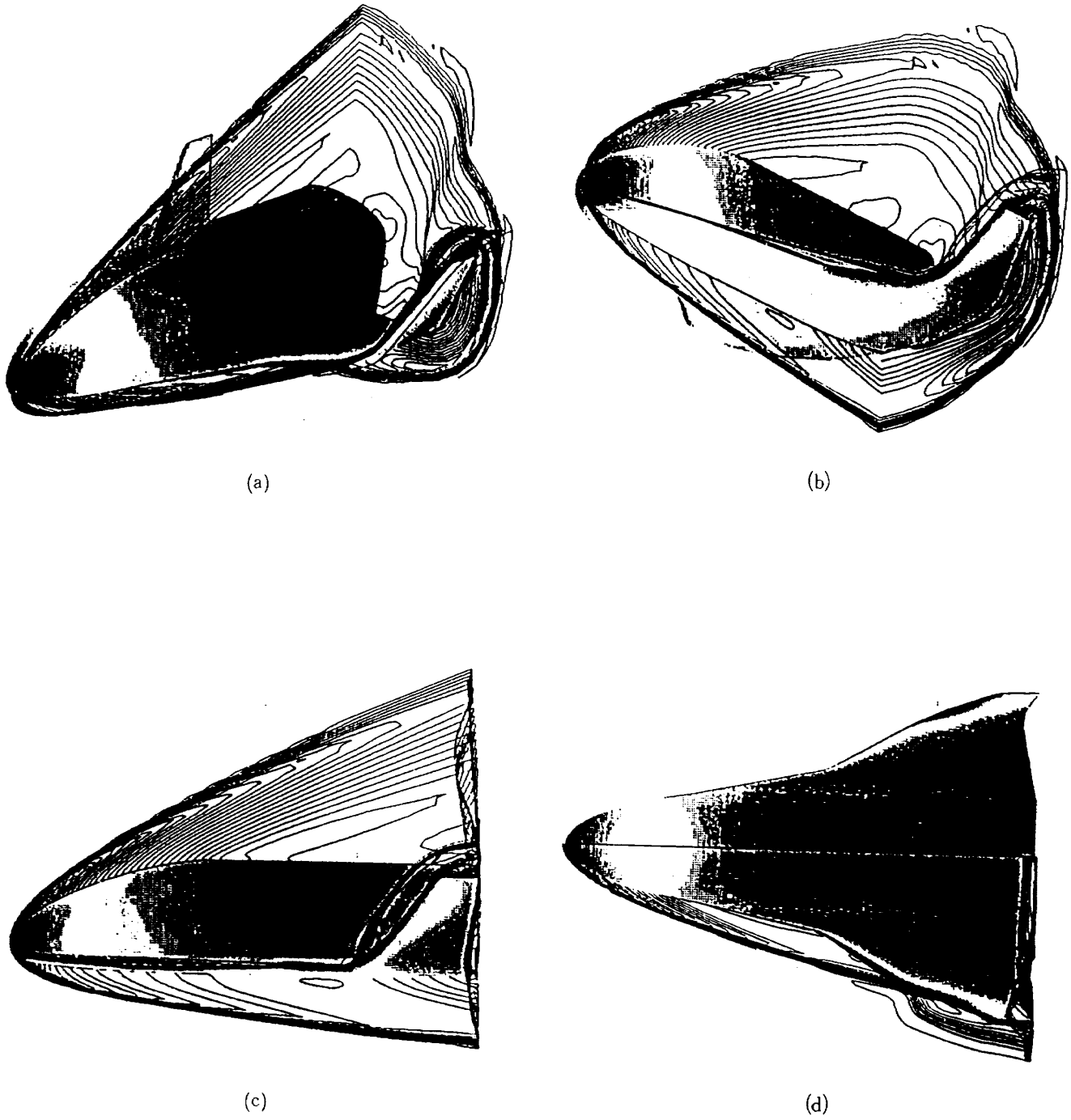
(c)



(d)

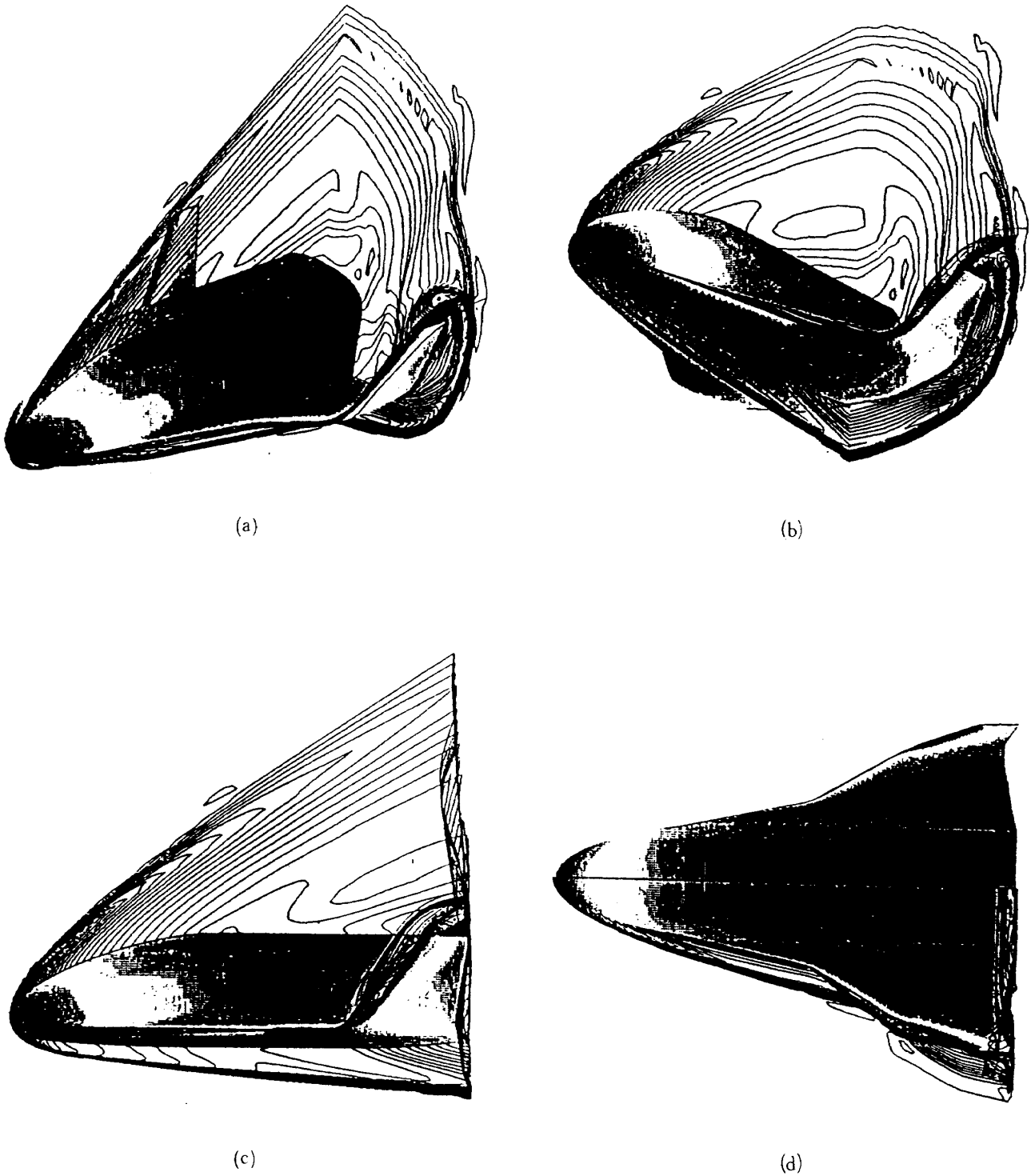
62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

図18 62C形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 0°)



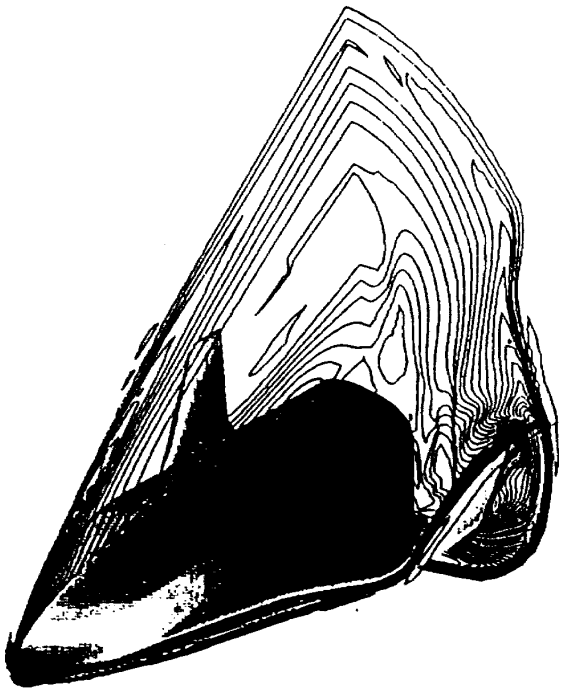
62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

図19 62C形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 10°)

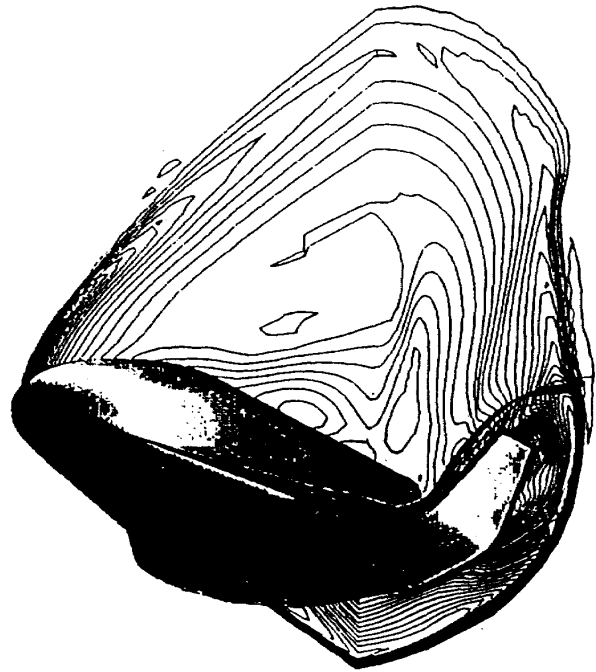


62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

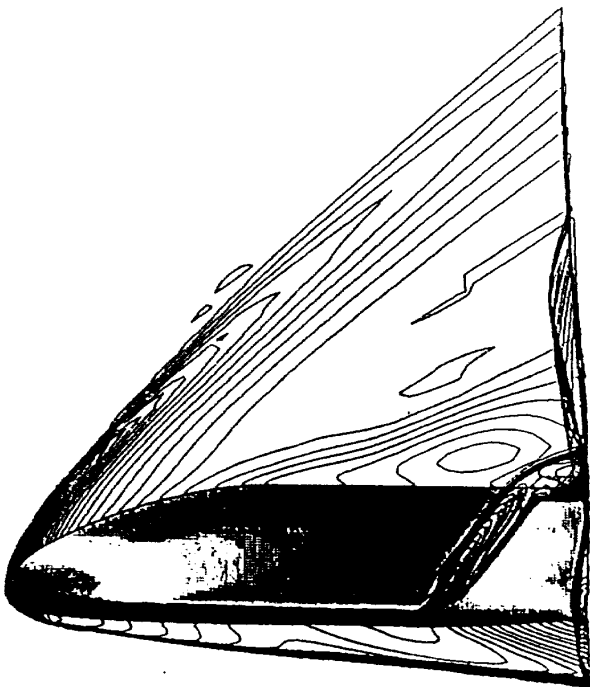
図20 62C形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 20°)



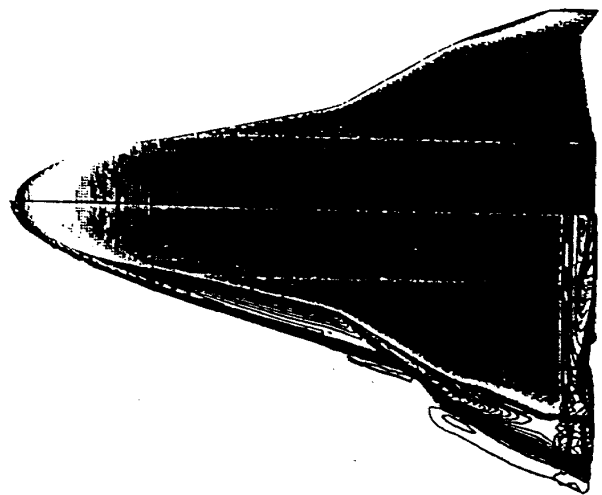
(a)



(b)



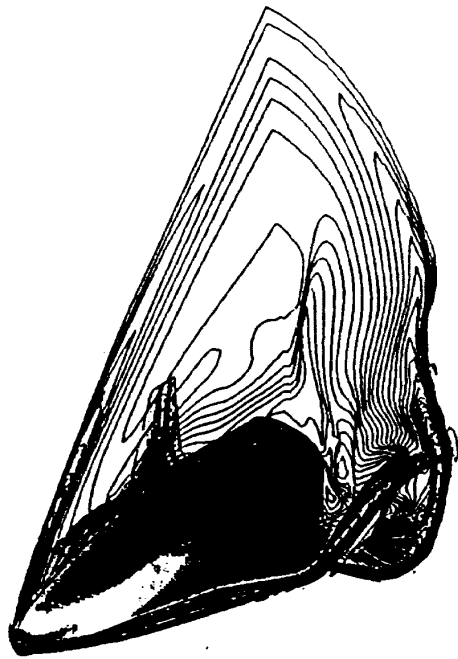
(c)



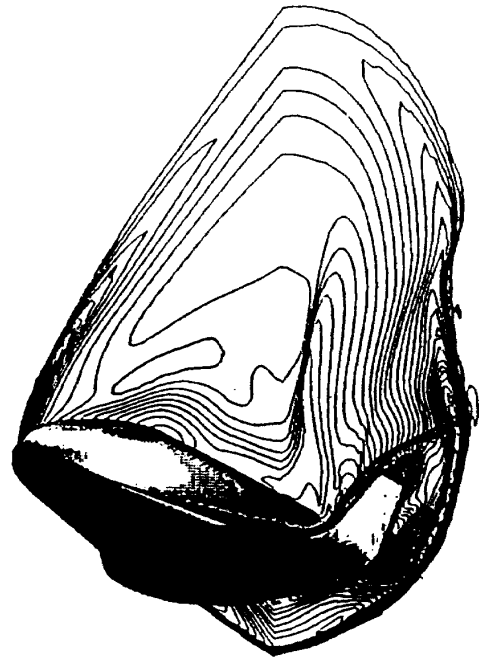
(d)

62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

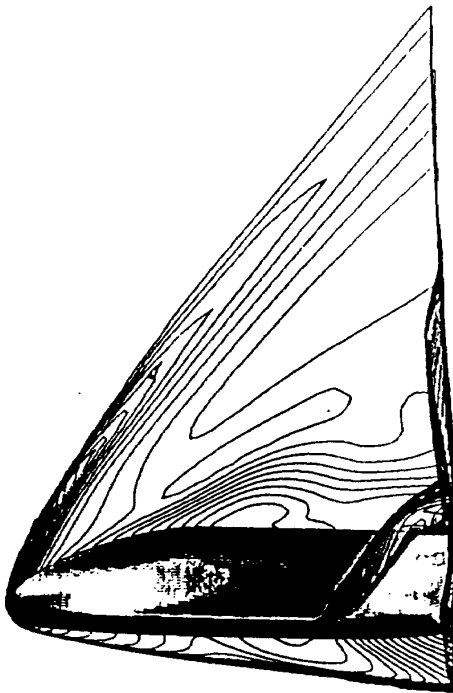
図21 62C形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 30°)



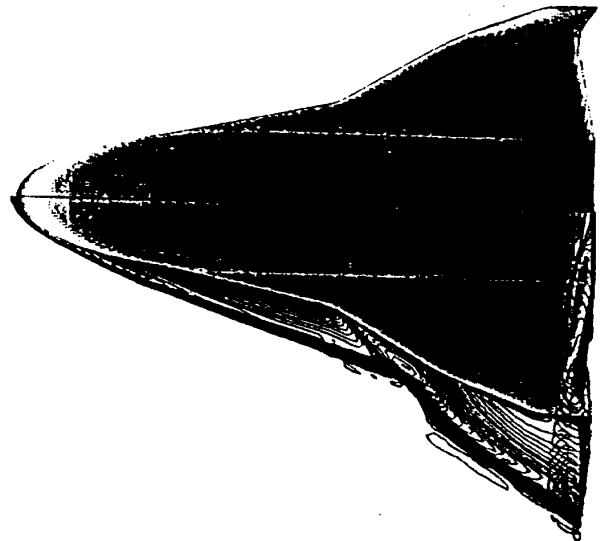
(a)



(b)



(c)



(d)

62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

図22 62C形状等圧線図及び表面圧力分布(迎角 40°)

頭部離脱衝撃波の突入点は主翼中央部に移動するが、主翼前縁曲率半径も62A形状に比べて大きいため、干渉位置が前縁からやや離れている。迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ (図16, 17)では、62A形状の結果と同様に突入点の位置は $\alpha=20^\circ$ のケースとかわらず主翼中央部にあるが、迎角の効果により前縁から離れてくる。

図18から図22に62C形状の等圧線図及び表面圧力分布結果を示す。62C形状も他の形状と同様に、迎角 $\alpha=0^\circ$ (図18)では頭部からの離脱衝撃波は主翼及びティップフィン前縁にあたらない。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図19)では、これがティップフィン根元で主翼前縁まわりに生ずる内部衝撃波と干渉を引起す。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図20)では、主翼前縁中央部に干渉点の位置が移動し、迎角が $30^\circ, 40^\circ$ (図21, 22)と高くなるにつれて、干渉点の主翼前縁から離れていく現象は他の形状と共通した傾向である。

3-1-2 圧力及び空力加熱分布

図23から図27に62A形状の頭部から後方ベースにいたるまでの、胴体上下の対称線及び主翼前縁に沿う圧力分布(左)と空力加熱分布(右)を示す。横軸は、 $l=1$ から70までの流れ方向の格子番号で表わされており、これは図2の表面格子図の番号と対応する。圧力及び空力加熱はそれぞれの最大値で無次元化されている。図の見方で注意すべき点は、各値はセル中央部の値を示していることである。即ち、本数値解析では有限体積法を用いているため、図の $l=1$ の値は $l=1$ と $l=2$ の格子線ではさまれたセル上の値を示す。格子線上の値は内挿により求めることが可能であるが、局所的なピーク値は逆に平滑化されてしまうため、計算値そのものを載せたことが主な理由である。また本解析では主翼前縁は一つの格子線で定義されているため、本図の前縁での分布は前縁に降接する主翼上面側のセルに沿った値を示す。

62A形状、迎角 $\alpha=0^\circ$ (図23)の前縁に沿う圧力分布では格子番号 $l=31$ 付近の主翼とストレークの結合部で圧力上昇が起こり、 $l=51$ 近傍のティップフィン根元で圧力の最大値を示す。その後生じる急激な圧力減少は、主翼回りに生じる衝

撃波とティップフィン回りに新しく発生した衝撃波が干渉した後の膨張波(タイプⅥの衝撃波干渉⁷⁾)の影響と考えられる。したがって圧力は再びティップフィン先端に沿って回復する。またティップフィン上端では圧力は急激に減少する。対応する空力加熱は主翼前縁で圧力分布同様上昇し、ティップフィン根元で局所的な強いピークを生じる。しかしながら最大値はティップフィン上方の箇所にあられている。この現象は空力加熱が翼前縁半径の平方根に逆比例し、ティップフィン先端では前縁半径が根元に比較して小さくなることによると考えられる。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図24)では、 $\alpha=0^\circ$ の結果に比較して、主翼・ストレーク付け根部から格子番号 $l=41$ の主翼中央部に至るまでの前縁で、圧力の高い領域が生じる。一方頭部からの衝撃波はこのケースではティップフィン根元より内側にあたり、タイプⅥの衝撃波干渉効果により $l=41$ の高圧部から急激に圧力低下がおこる。この後ティップフィン前縁に沿い再び圧力は上昇し、局所的なピークが発生する。但し、迎角を取ったことにより、ティップフィン上の圧力ピーク値はよどみ点圧力値よりも低い値を示す。翼前縁に沿う空力加熱分布は、 $\alpha=0^\circ$ の結果と同様な分布形態を示すが、ティップフィン上の加熱率の最高値 Q_{max} は、迎角 $\alpha=10^\circ$ のケースで減少していることに注意されたい。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図25)では、主翼の発生する格子番号 $l=28$ から34にかけて前縁で圧力上昇がおこるが、その後圧力はティップフィン根元まで減少する。これは頭部衝撃波のあたる箇所が迎角 $\alpha=10^\circ$ の場合とは大きく異なり、主翼中央部に移動するため、これもタイプⅥの干渉により突入点から後方は強い膨張波により圧力が降下する。一方ティップフィン前縁に沿う圧力は、迎角が増加したことによりかなり低下する。ティップフィン上の空力加熱のピーク最高値は、頭部風上側よどみ点付近の空力加熱量と同程度である。迎角 $\alpha=30^\circ$ (図26)では、ティップフィン前縁に沿う圧力は、より減少する。これに伴い空力加熱もティップフィン上で低下するが、なお主翼前縁でのピーク値よりも高い値を示す。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図27)では、主翼前縁に沿う圧力のピーク

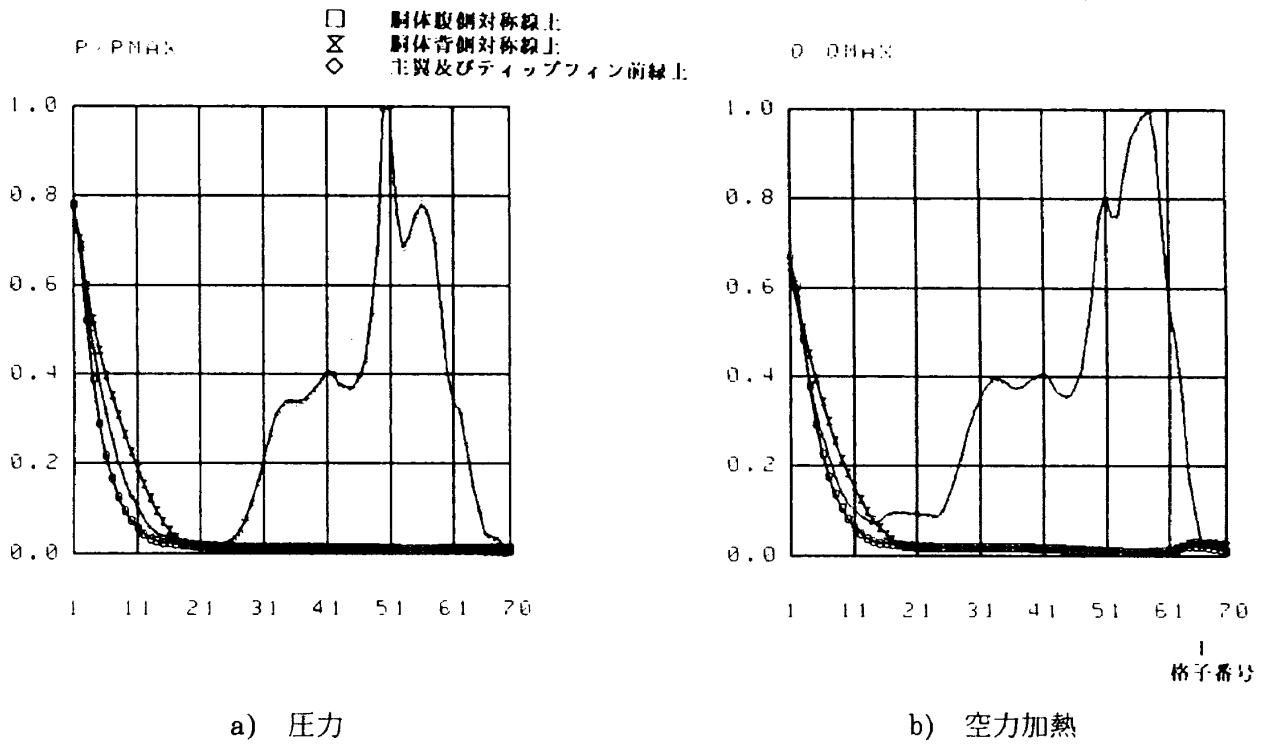


図23 62A形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角0°, $Q_{stag}=0.417\text{MW/m}^2$ ）

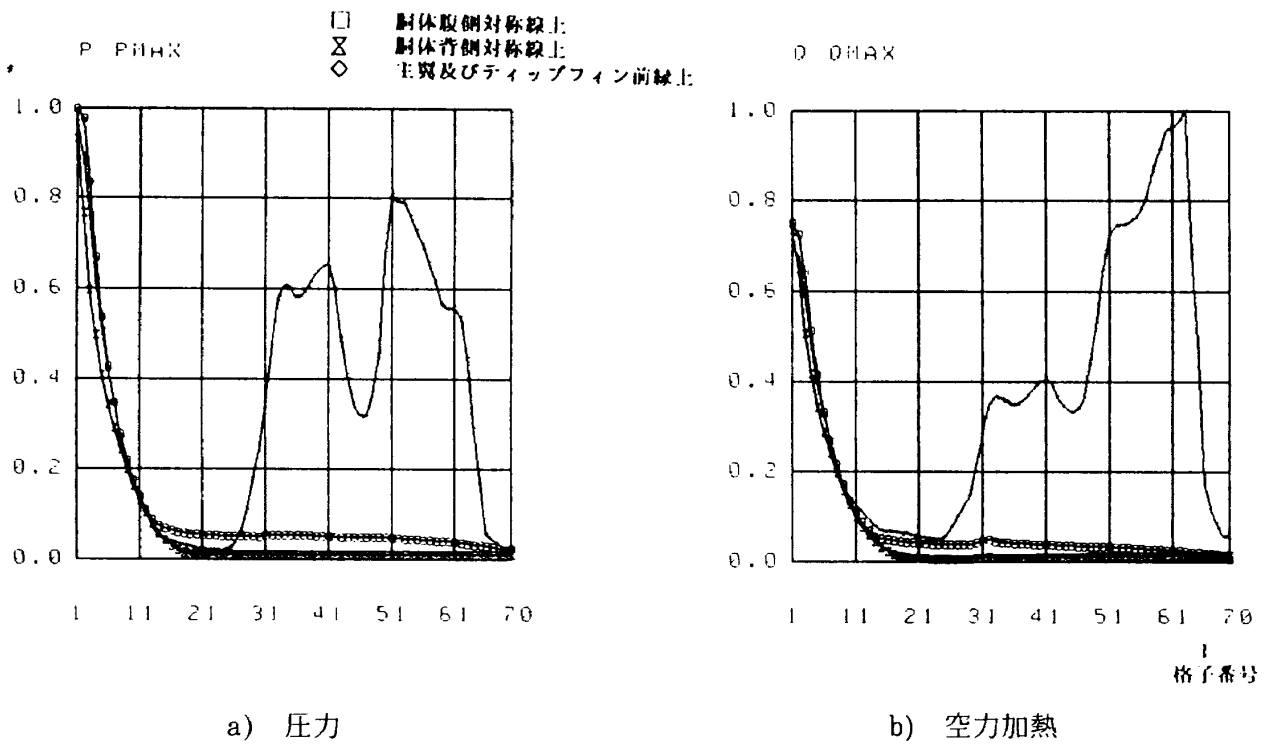


図24 62A形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角10°, $Q_{stag}=0.352\text{MW/m}^2$ ）

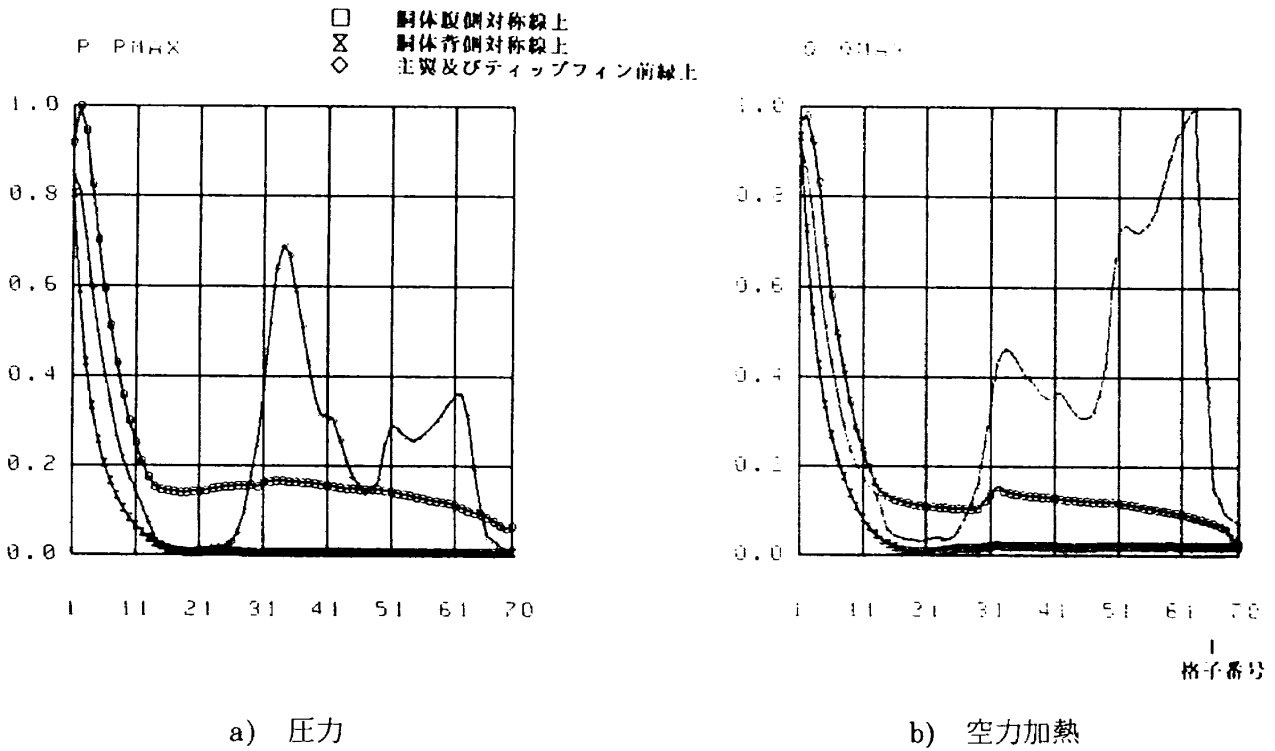


図25 62A形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角 20° , $Q_{stag}=0.326\text{MW/m}^2$ ）

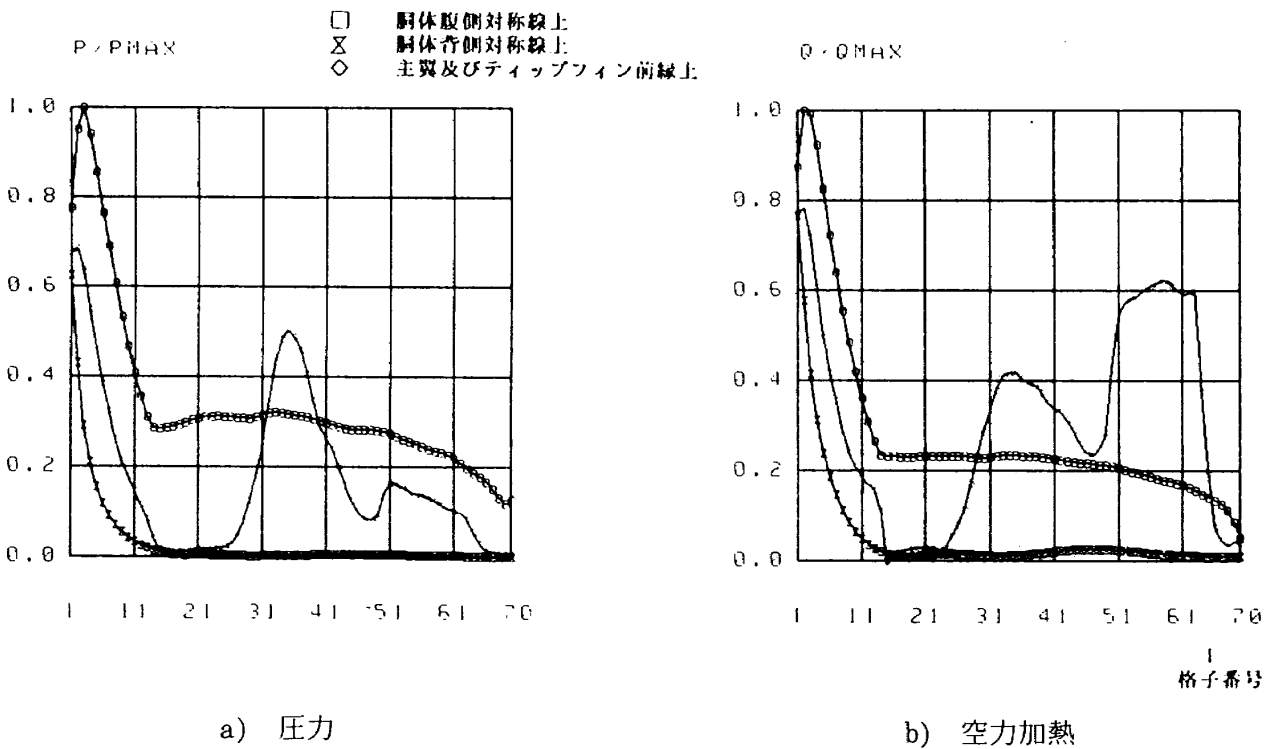


図26 62A形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角 30° , $Q_{stag}=0.333\text{MW/m}^2$ ）

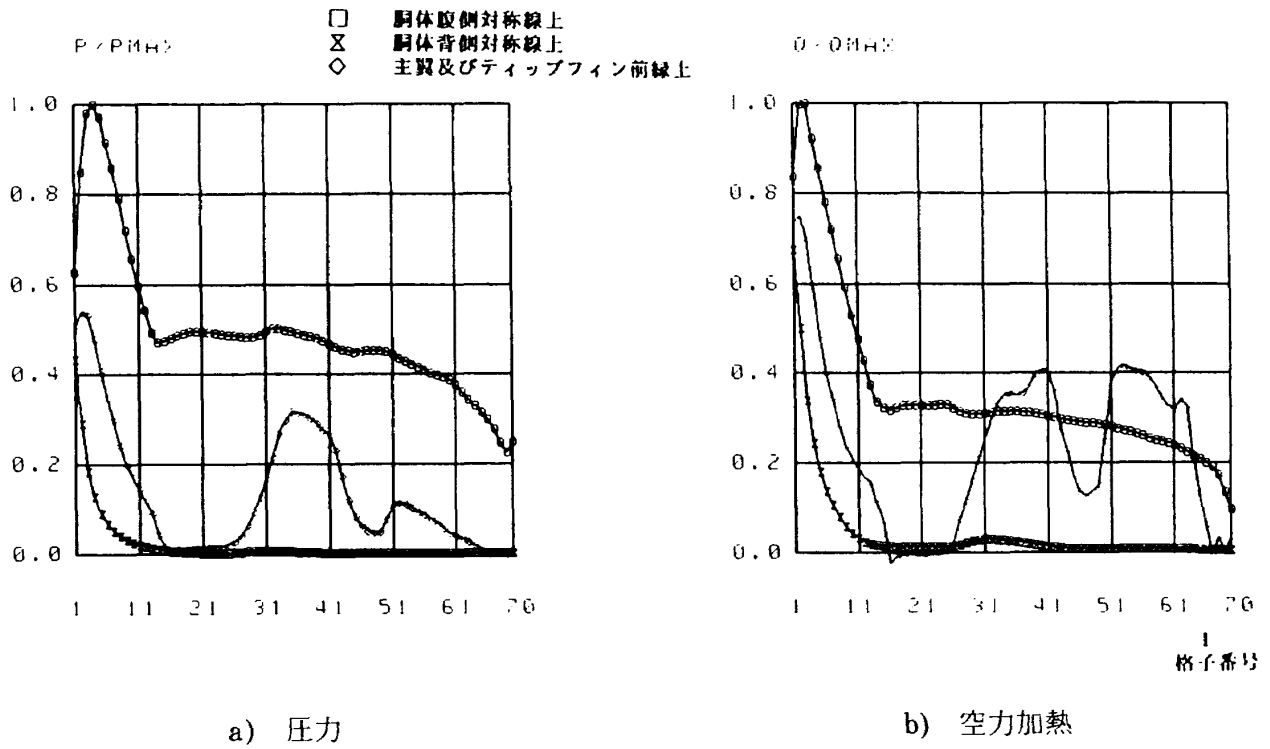


図27 62A形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角40°, $Q_{stag}=0.301\text{MW/m}^2$ ）

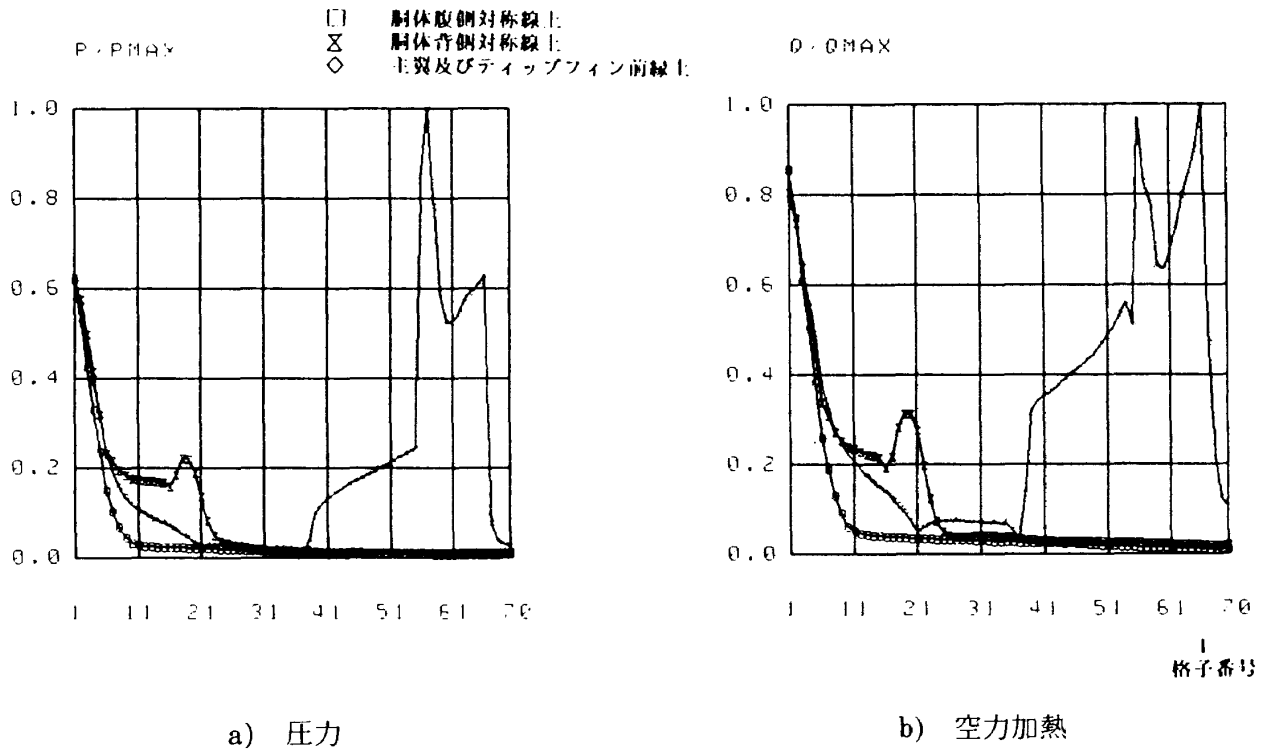


図28 62B形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角0°, $Q_{stag}=0.393\text{MW/m}^2$ ）

値はかなり弱められ、ティップフィン上の圧力上昇も微小である。しかしながらティップフィンとの空力加熱量は比較的高く、よどみ点加熱量の4割程度を占めている。また、胴体腹側対称線上の圧力及び空力加熱量は、迎角 $\alpha=40^\circ$ ではかなり高くなっていることがわかる。

図28から図32に62B形状の頭部から後方ベースにいたるまでの、胴体上下の対称線及び主翼・ティップフィン前縁に沿う圧力分布(左)と、空力加熱分布(右)を示す。図の形式は62A形状で説明した場合と同様である。

迎角 $\alpha=0^\circ$ (図28)の圧力分布では、ティップフィン根元($I=57$)にきわめて高い最大圧力のピークが生じている。対応する62Aの結果も同様のピークを生じるが、よどみ点圧力との比較では、62Bがより高い圧力を示す。これは62B形状ではティップフィン後退角が 40° であるのに対して、62A形状では 45° であること、及びティップフィンのキャント角が62B形状では 0° でそれだけ再圧縮の効果が高くなったものと考えられる。また、胴体背側対称線に沿って局所的な圧力のピークが見られるが、これは62B形状のテレビ・カメラ収納のための突起部の効果によるものである。対応する空力加熱分布では、62A形状の結果と同様に、ティップフィン根元の前縁で、頭部よどみ点加熱量を上回る空力加熱のピークがあらわれる。また、ティップフィン上方の前縁にも、圧力分布に対応して再びピークが生じている。62B形状では空力加熱の最大値そのものの値は、翼前縁曲率半径が62A形状よりも大きくなっているため、比較的低くおさえられている。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図29)の圧力分布では、頭部からの離脱衝撃波がちょうどティップフィン根元にあたるため、対応する62A形状の結果と異なり、主翼中央部からティップフィンにかけての圧力降下領域はみられず、迎角 $\alpha=0^\circ$ の分布結果と類似した傾向を示す。但し、ティップフィン根元では、なお高い圧力のピークが存在する。空力加熱分布では、ティップフィン根元の空力加熱のピーク値が、よどみ点空力加熱量よりも低くなっているのが明らかである。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図30)では、主翼の発生する位置(格子番号 I

$=38$)から主翼中央部($I=45$)にかけて圧力上昇がおこるが、62A形状のケースと同じく、主翼中央部に生ずる衝撃波干渉後の膨張効果により、ティップフィン根元付近まで圧力は低下する。但し、主翼前縁中央部の圧力のピークは、対応する62A形状の分布とは大きく異なり、ティップフィン上の圧力のピーク値よりも低い値となっている。主翼前縁の後退角は62Aで 50° 、62Bで 55° に設定され、この後退角の違いにより圧力分布特性は大きく異なり、この付近での後退角 5° の差の影響は著しいことがわかる。迎角 $\alpha=30^\circ$ (図31)ではティップフィン前縁に沿う圧力は減少し、これに伴いその空力加熱も低下する。胴体腹側下流の格子番号 $I=69$ から後方の圧力上昇部分は胴体の延長部分の圧力に相当し、 $I=69$ の胴体断面型が直線的に延長されることから、再圧縮衝撃波が発生し、圧力が高くなっている。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図32)では、主翼及びティップフィン前縁に沿う圧力、空力加熱ともかなり弱められ、ティップフィン上の空力加熱量は頭部よどみ点の3割程度を示している。これに対して胴体腹側対称線上の圧力及び空力加熱量はかなり上昇する。

図33から図37に62C形状の圧力及び空力加熱分布を示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ (図33)圧力分布では、62A、62B形状がティップフィン根元で圧力の最大値を示していたのに対し、本形状ではより上方のティップフィン前縁で最大値を示す。これは62Cのティップフィン後退角が 35° と他の形状と比べて小さく設定され、再圧縮効果がより強くなった結果と考えられる。また空力加熱分布ではティップフィン根元の格子番号 $I=58$ での加熱量が、ティップフィン上の加熱率最大値に比べて相対的に低いことは、62C形状の主翼前縁後退角が 60° と3形状の中では、最も大きいことによる影響と考えられる。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図34)では頭部からの離脱衝撃波がティップフィンの根元にあるため高い圧力上昇を引き起こしている。しかしながら、空力加熱の局所的なピークの最大値はティップフィン上方で発生している。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図35)での圧力分布では、主翼前縁中央部からティップフィン根元にかけて62A、62B形状と同様に、衝撃波

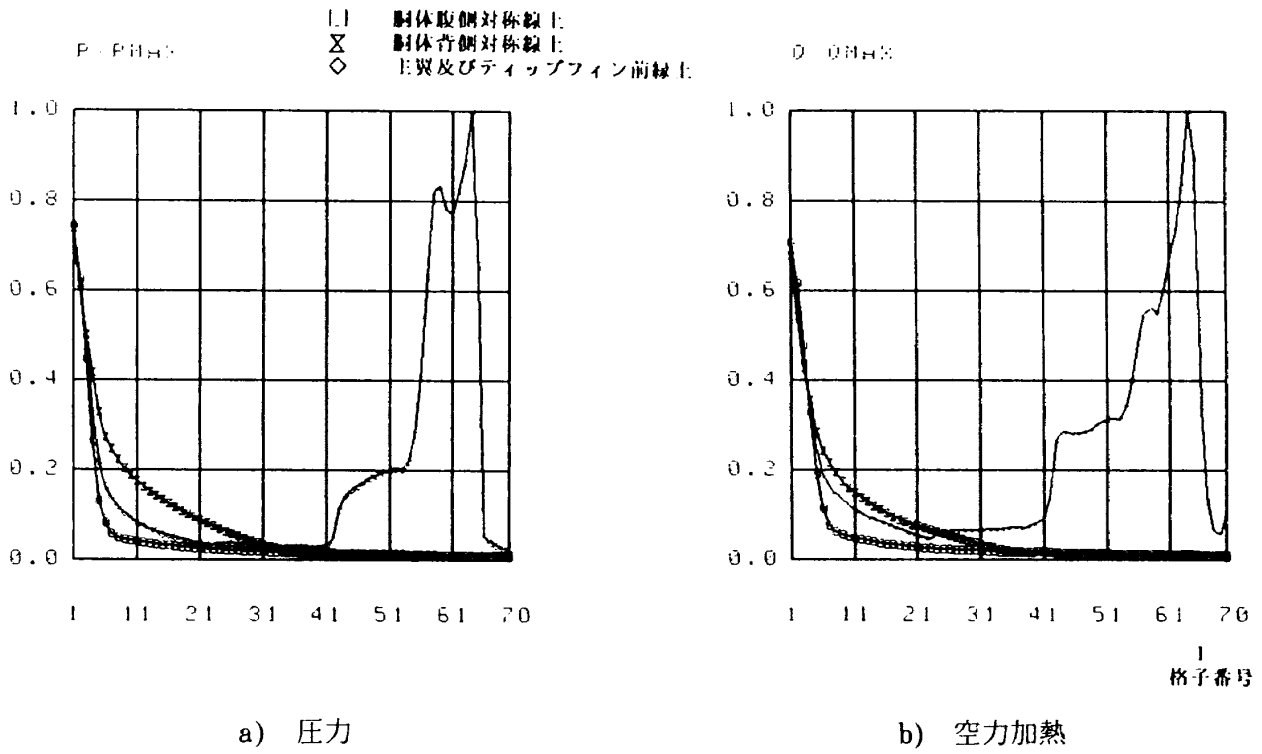


図33 62C形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角0°, $Q_{stag}=0.386\text{MW/m}^2$ ）

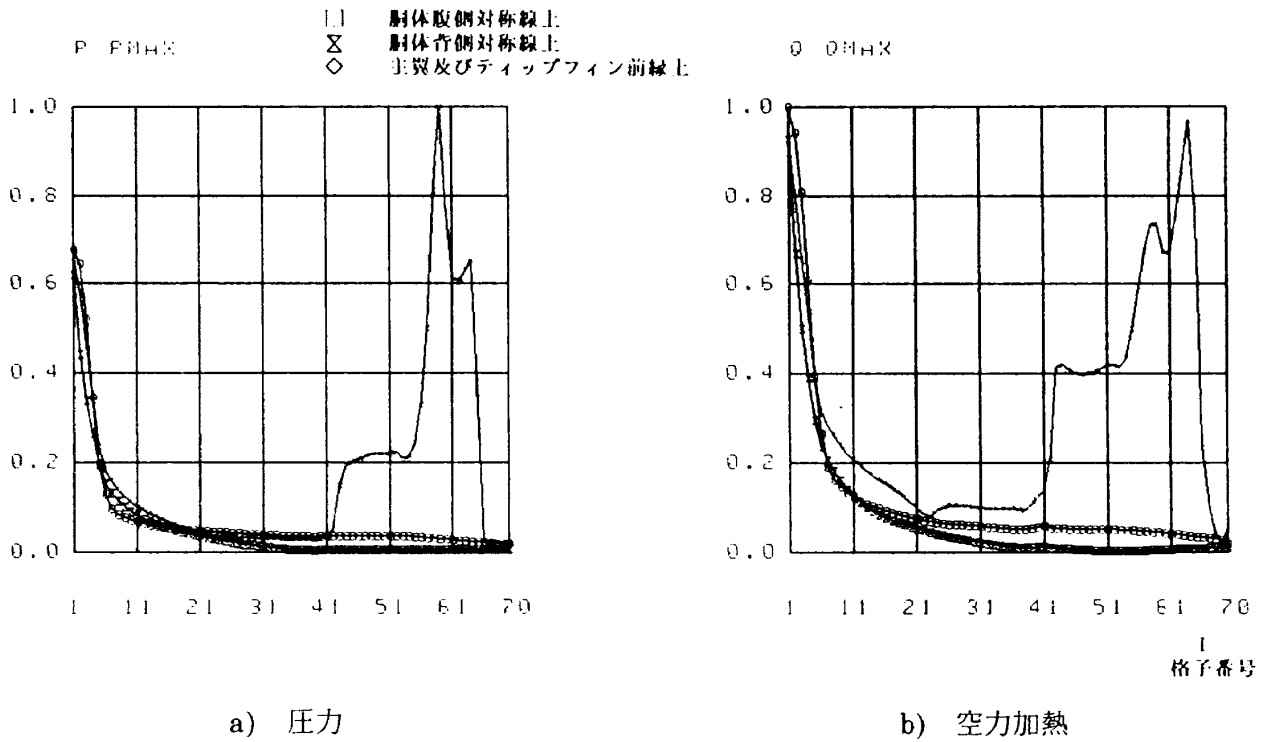


図34 62C形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角10°, $Q_{stag}=0.372\text{MW/m}^2$ ）

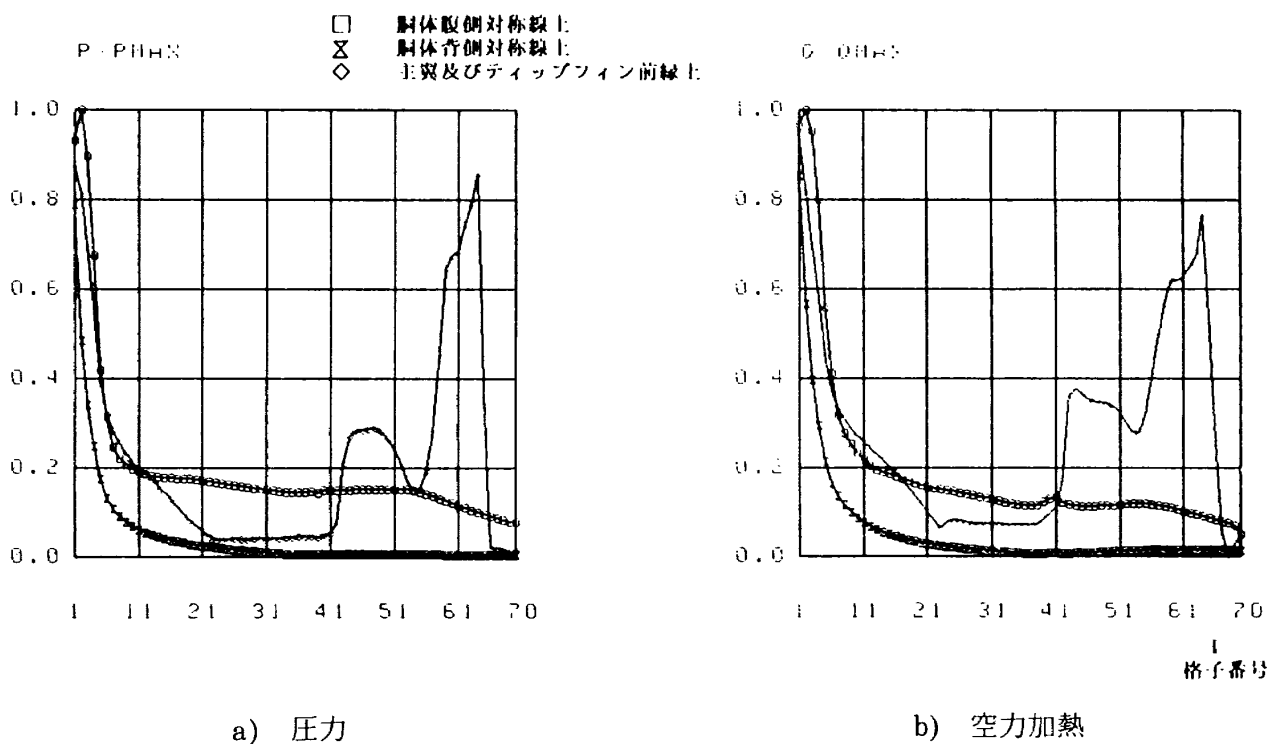


図35 62C形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角 20° , $Q_{stag}=0.351\text{ MW/m}^2$ ）

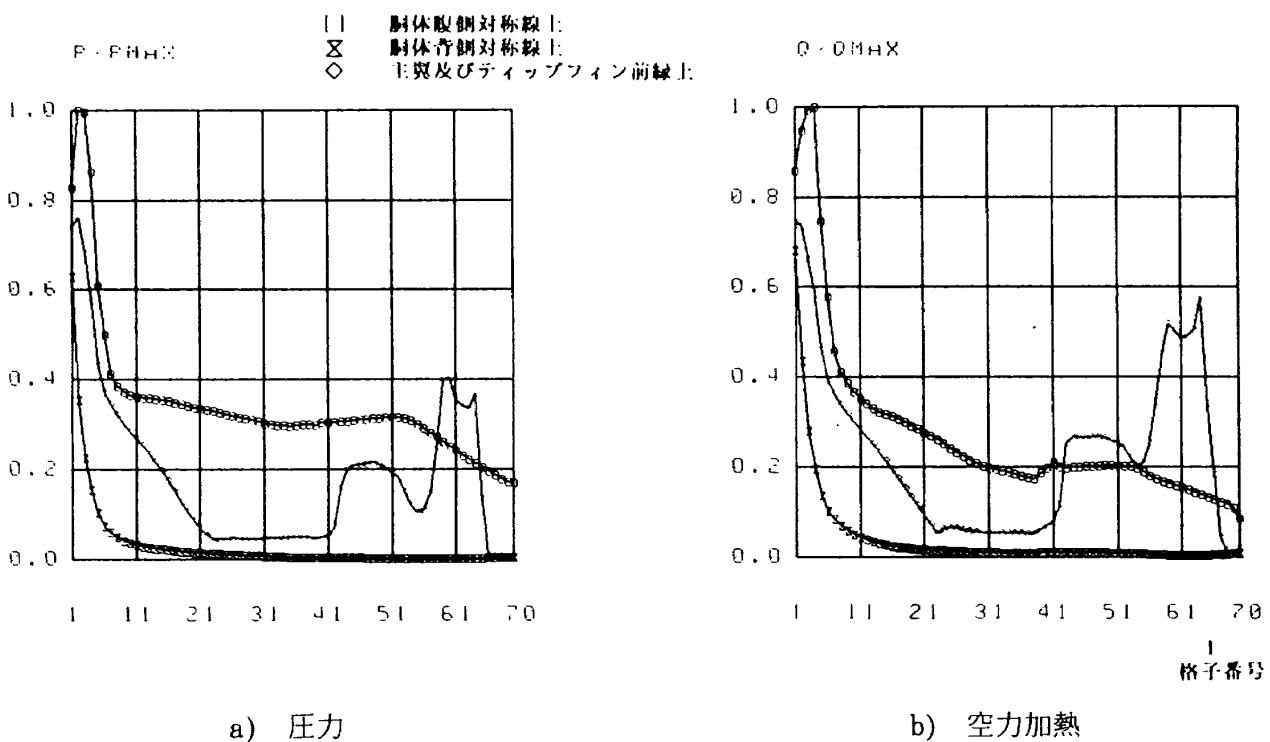


図36 62C形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角 30° , $Q_{stag}=0.383\text{ MW/m}^2$ ）

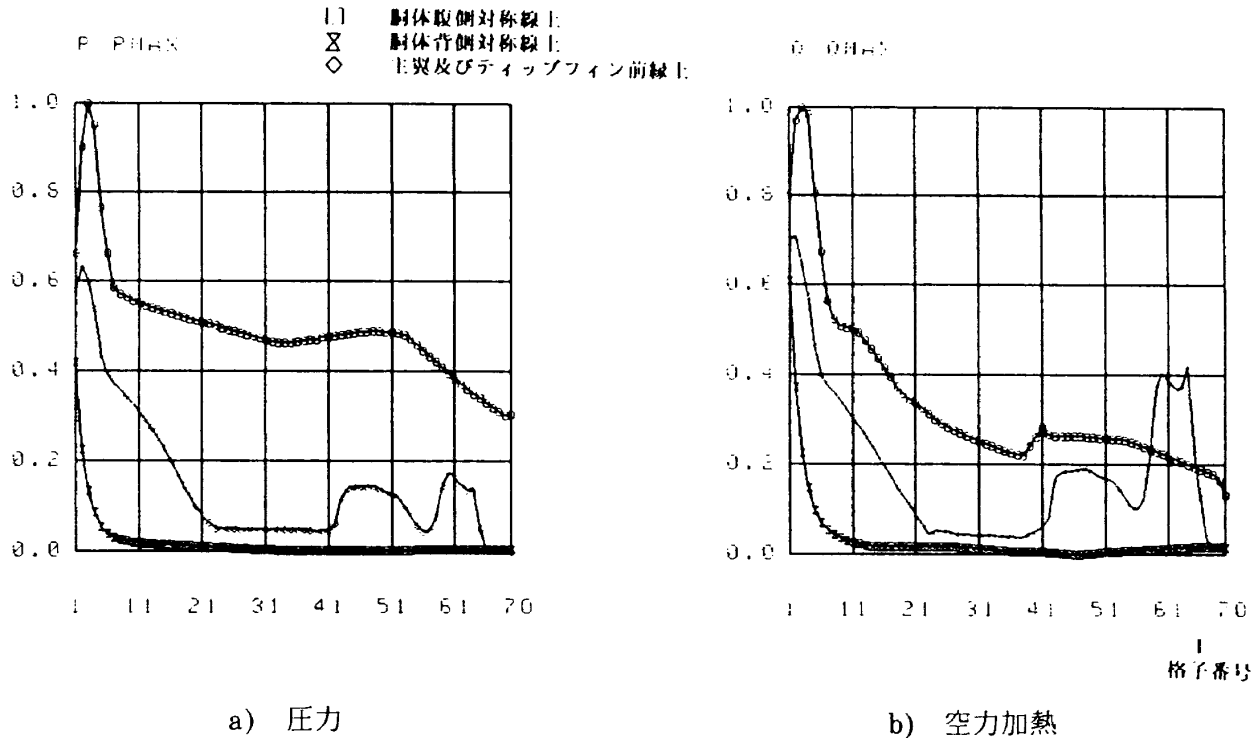


図37 62C形状表面圧力及び空力加熱分布（迎角 40° , $Q_{stag}=0.356\text{MW/m}^2$ ）

干渉後の膨張効果により圧力降下部分が生じる。一方、ティップフィンに沿う圧力上昇は、他の形状の結果と比較して、後退角が小さいことから極めて高くなる。ティップフィン上の空力加熱のピークは頭部よどみ点空力加熱量に対して8割程度となり、対応する62A形状の結果と比較して相対的に低い。これはティップフィン前縁曲率半径の違いによるものであろう。迎角 $\alpha=30^\circ$ 及び 40° （図36, 37）の高迎角では、主翼前縁、ティップフィン上の空力加熱のピークはしだいに下がっていくが、62A形状の対応する迎角の空力加熱分布の結果と比較すると、主翼前縁での空力加熱量がティップフィンの値の半分程度に落ちている。両形状で主翼後退角が 10° 違うことによる影響であろう。

3-1-3 表面空力加熱線図

図38から図42に62A形状の斜上方及び斜下から見た表面空力加熱線図を示す。各空力加熱の値は、機体表面の空力加熱率の最大値で無次元化し、プロットしている。本図により表面の空力加熱分布の三次元的な広がり易に理解され、迎角の増加とともに、頭部よどみ点近傍の空力加熱の高い

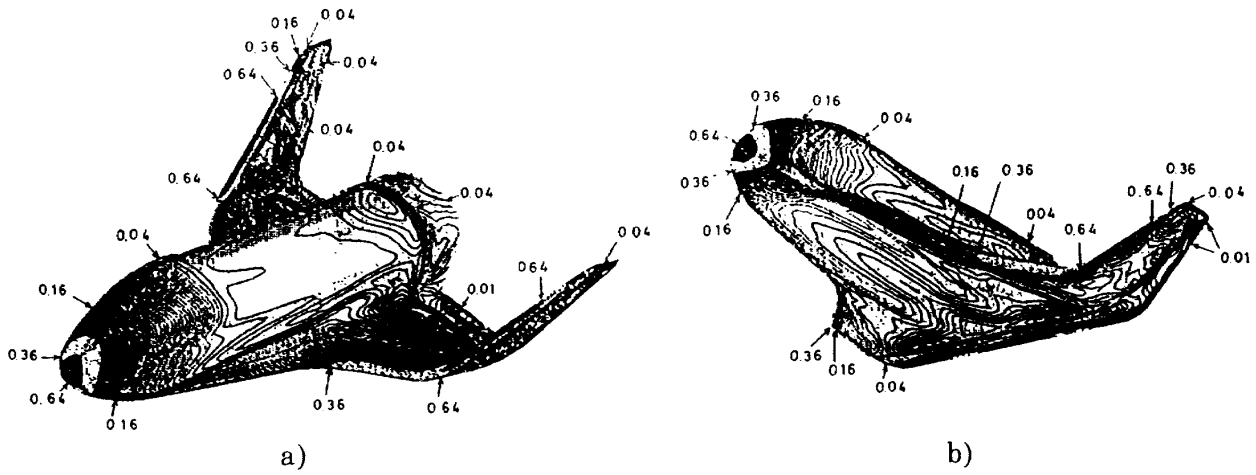
領域が風上側胴体下面に移動していく様子が判明する。

62B形状機体表面の空力加熱線図を図43から図47に示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ では頭部及びティップフィン前縁の黒い部分が加熱率の最も高い領域を表し、表面の最大加熱率 Q_{max} で無次元化した量が1.0から0.64までの領域を示す。次に加熱率の高い領域は頭部、主翼前縁等にあられる色の薄い部分であり、これは無次元化加熱量が0.64から0.36までの領域である。図から迎角の変化につれて、空力加熱の高い領域がどのように変化していくかが鮮明に理解される。

62C形状表面空力加熱線図は図48から図52である。高迎角時には胴体横に等加熱率線の間隔の広い領域が流れ方向に沿ってみられるが、これは流れの再付着による比較的加熱量の高い領域を示す。

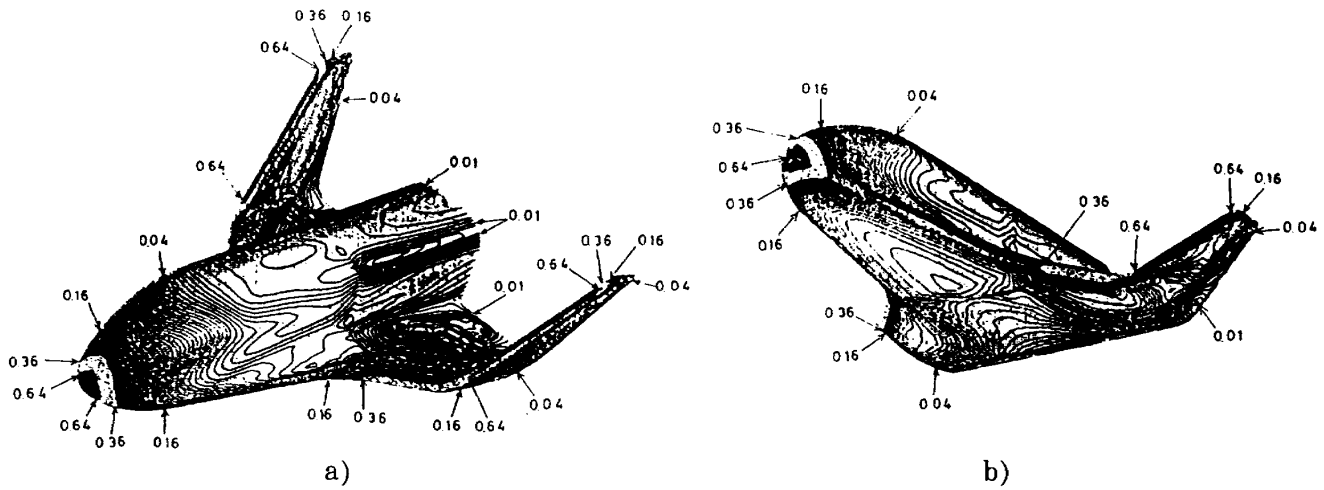
3-1-4 オイルフロー及び三次元流線図

図53から図56に62A形状の側面、斜め上方、及び背面の三方向からみた、迎角 $\alpha=10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ のオイルフローを示す。迎角 $\alpha=10^\circ$ （図53）では、主翼上面、胴体上面下流側、及びティップフィン外側根元付近で剥離線がみとめられる。ま



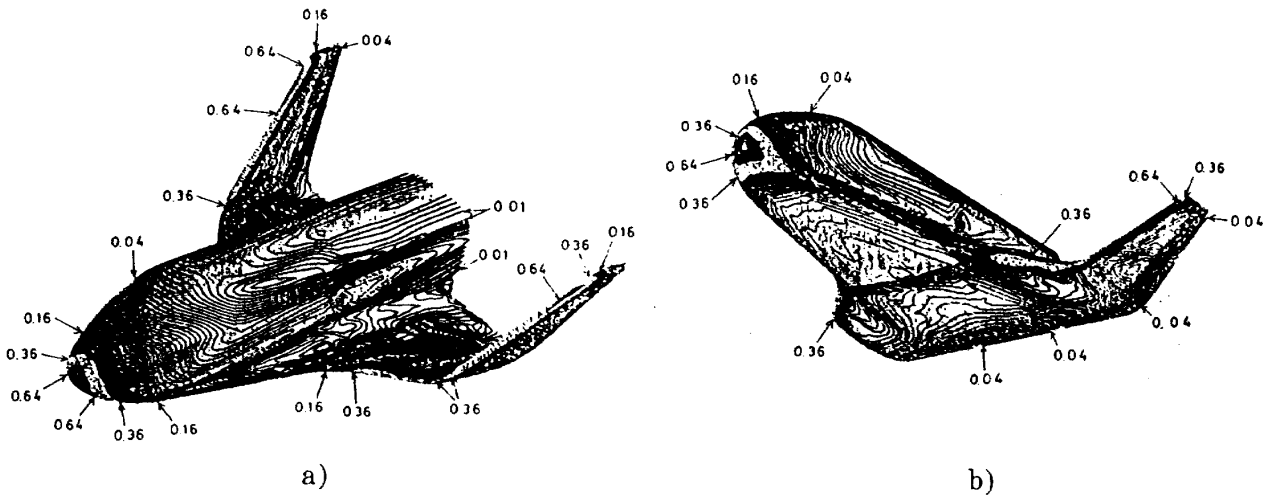
62A Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図38 62A形状表面空力加熱線図(迎角 0°)



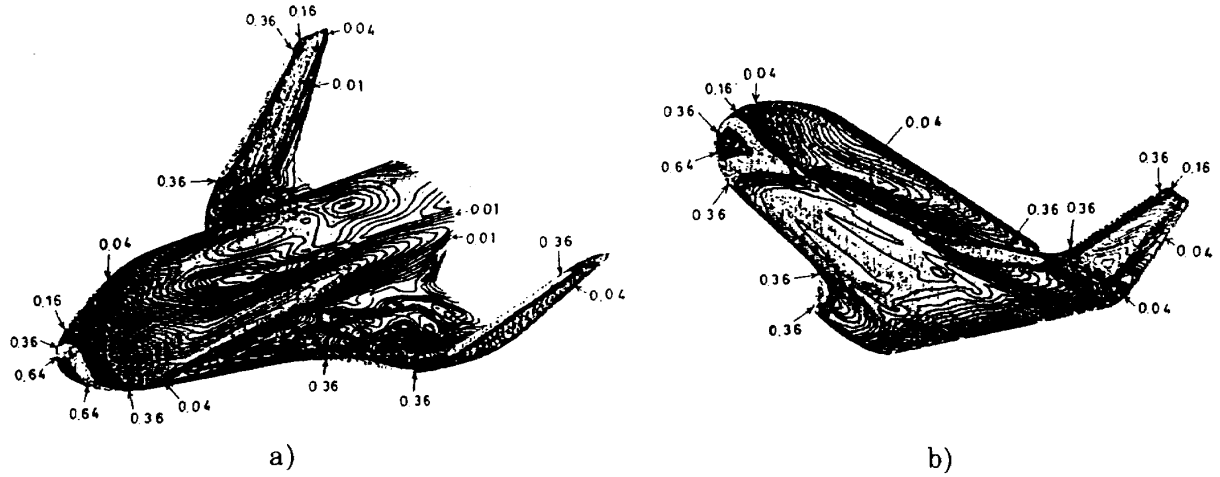
62A Heat Transfer Results for $\alpha=10^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図39 62A形状表面空力加熱線図(迎角 10°)



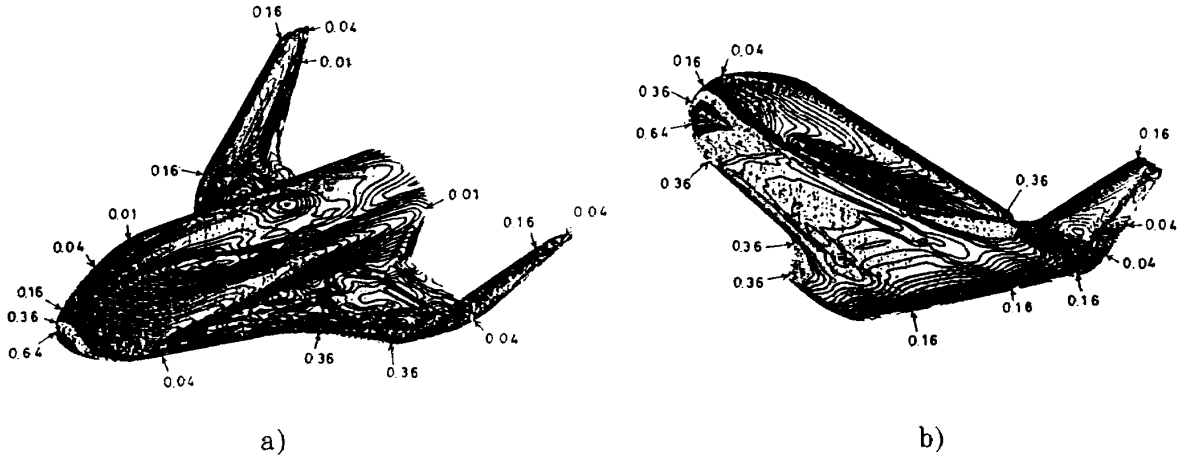
62A Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図40 62A形状表面空力加熱線図(迎角 20°)



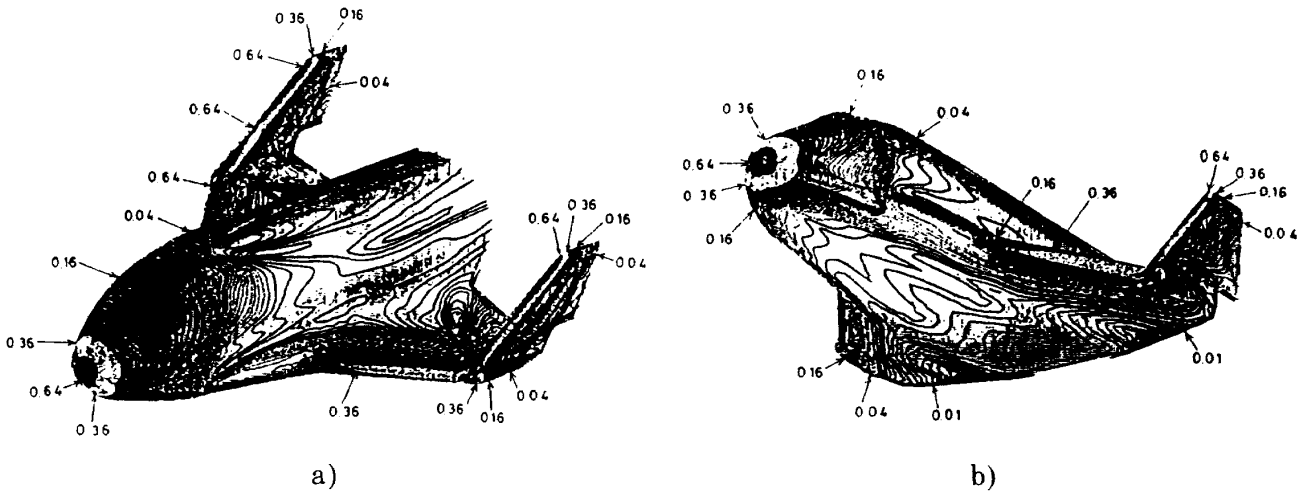
62A Heat Transfer Results for $\alpha=30^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図41 62A形状表面空力加熱線図(迎角 30°)



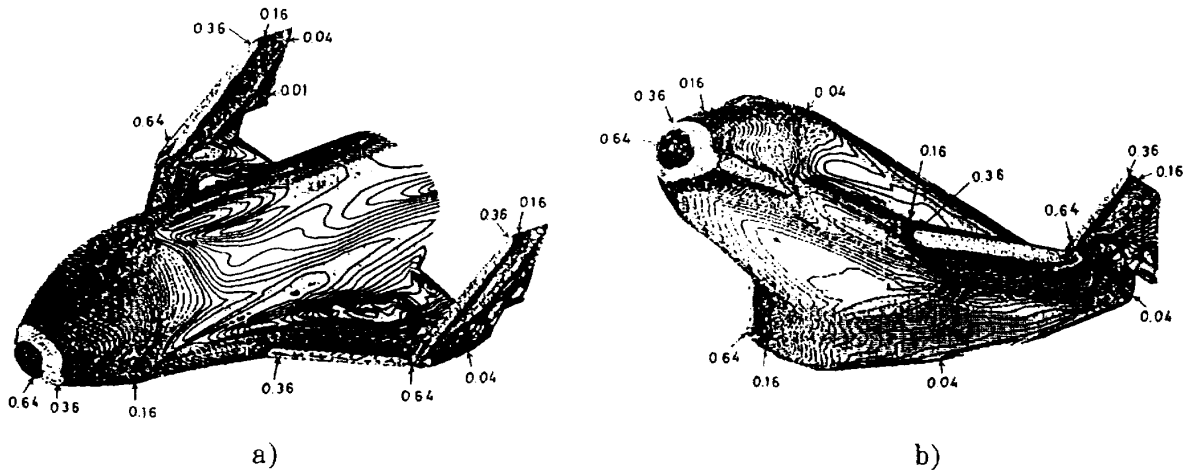
62A Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図42 62A形状表面空力加熱線図(迎角 40°)



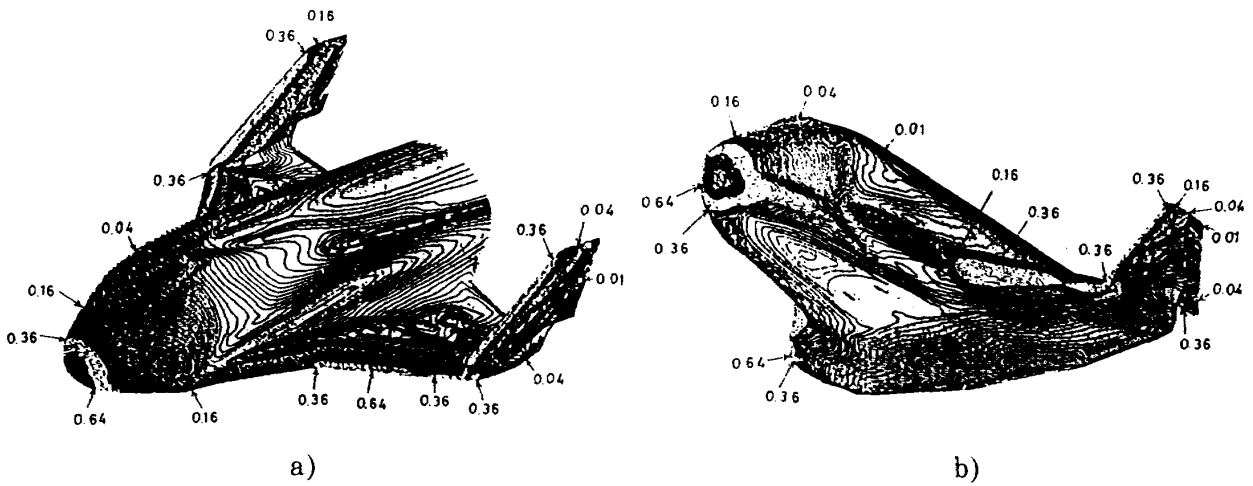
62B Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図43 62B形状表面空力加熱線図(迎角 0°)



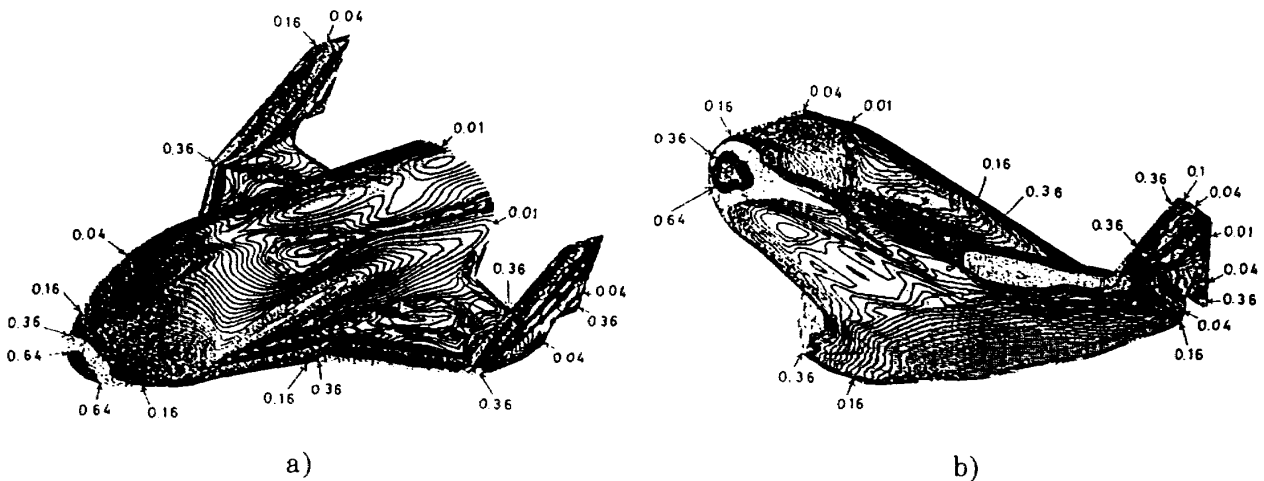
62B Heat Transfer Results for $\alpha=10^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図44 62B形状表面空力加熱線図(迎角 10°)



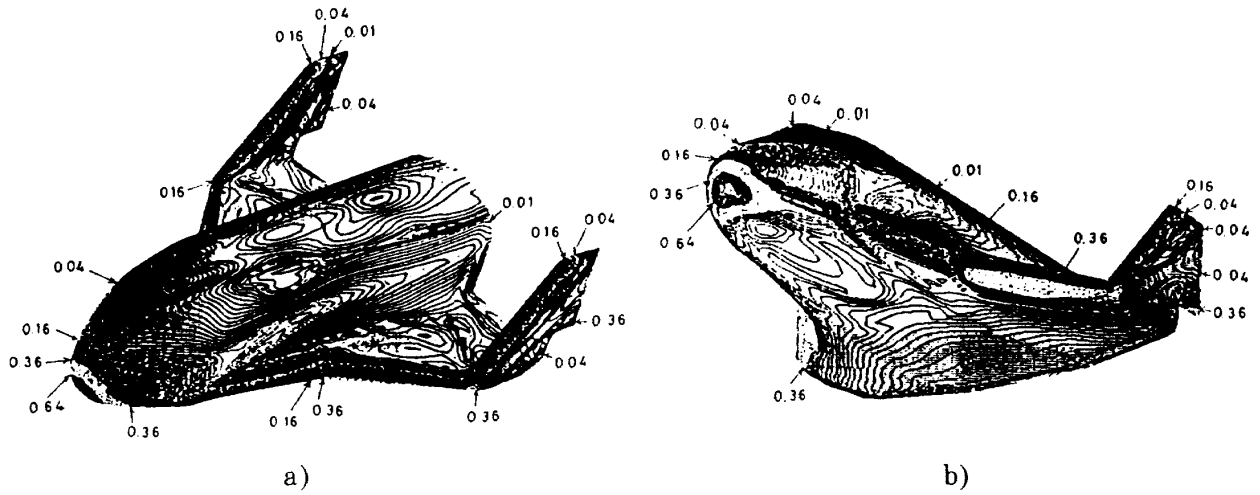
62B Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図45 62B形状表面空力加熱線図(迎角 20°)



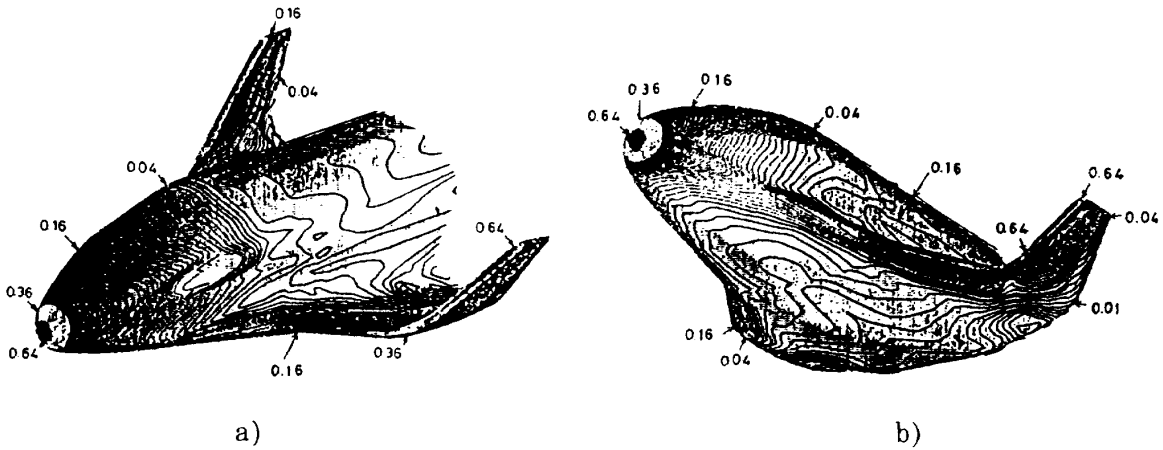
62B Heat Transfer Results for $\alpha=30^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図46 62B形状表面空力加熱線図(迎角 30°)



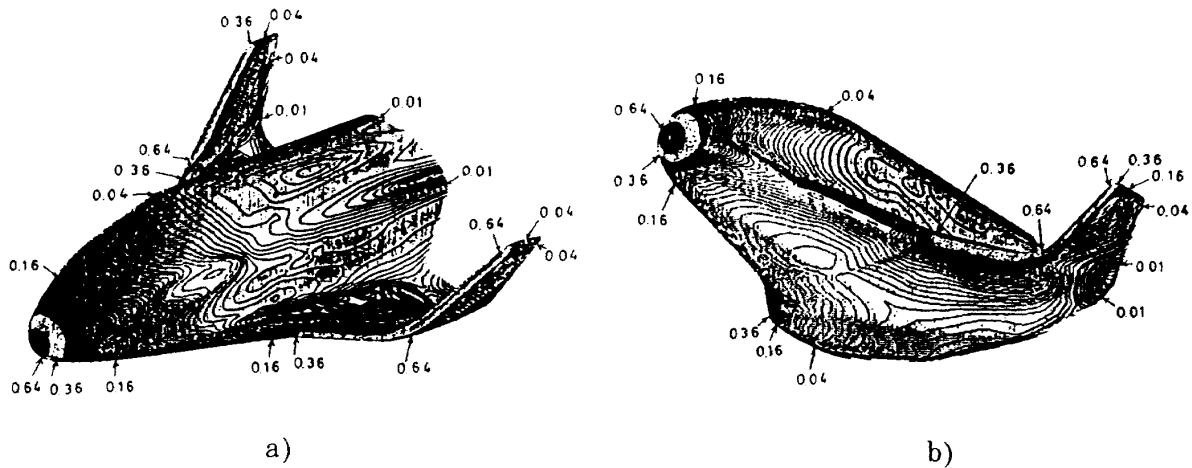
62B Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図47 62B形状表面空力加熱線図(迎角 40°)



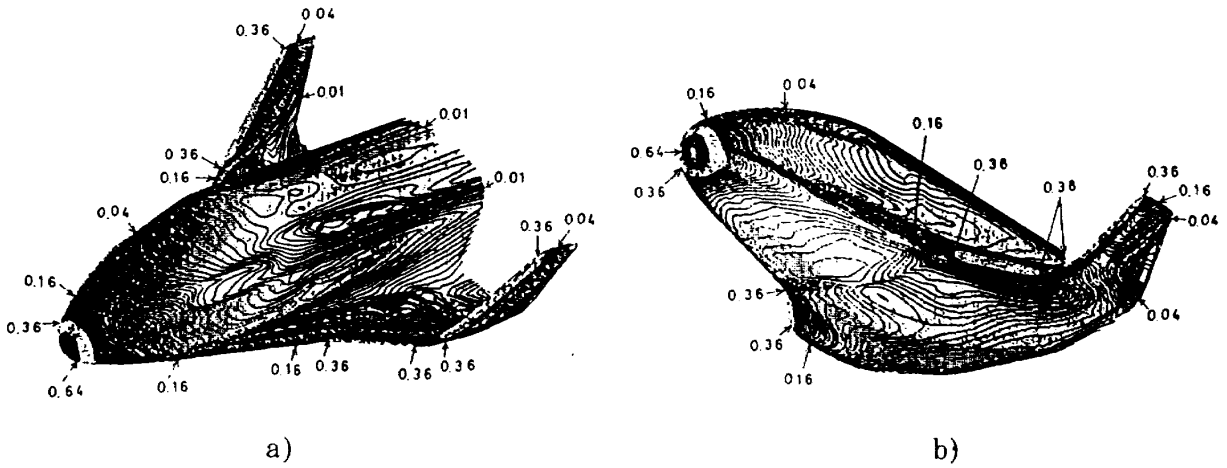
62C Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図48 62C形状表面空力加熱線図(迎角 0°)



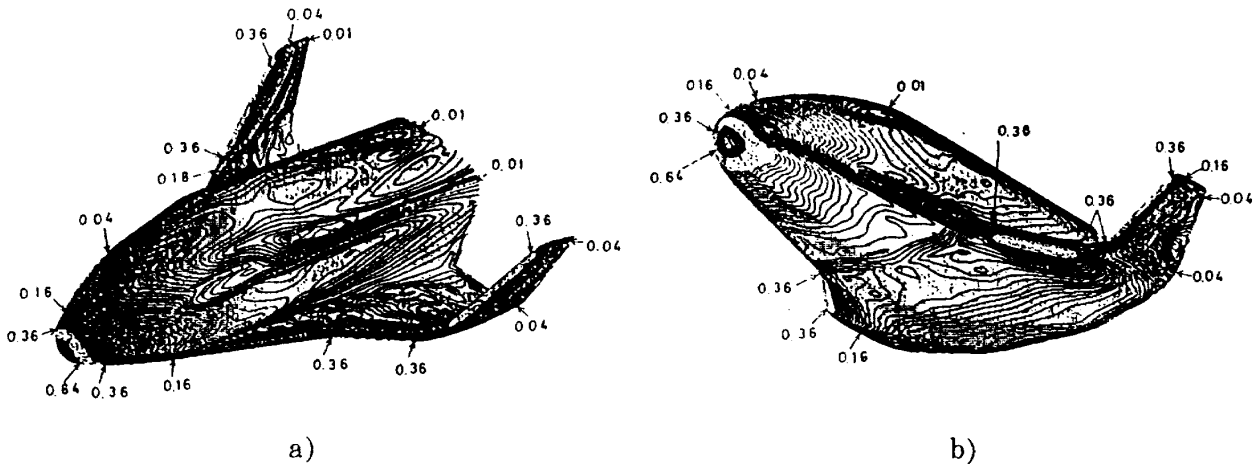
62C Heat Transfer Results for $\alpha=10^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図49 62C形状表面空力加熱線図(迎角 10°)



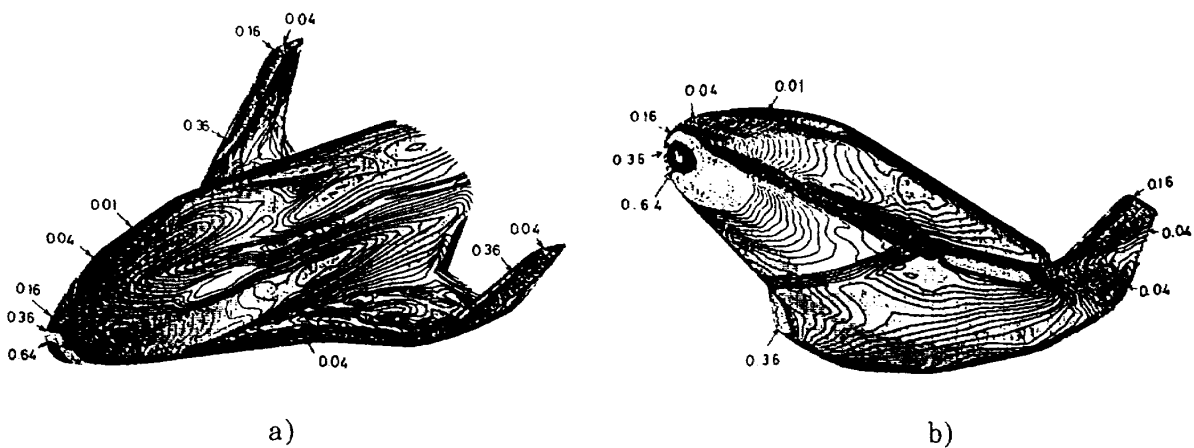
62C Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図50 62C形状表面空力加熱線図(迎角 20°)



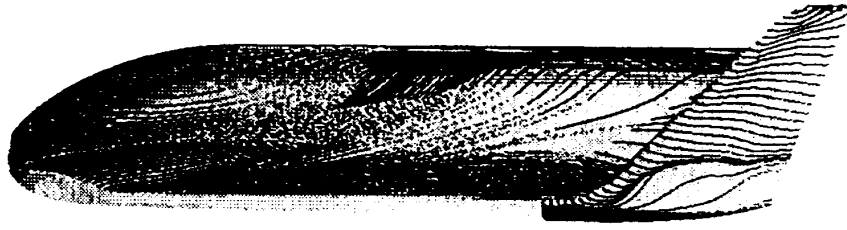
62C Heat Transfer Results for $\alpha=30^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図51 62C形状表面空力加熱線図(迎角 30°)

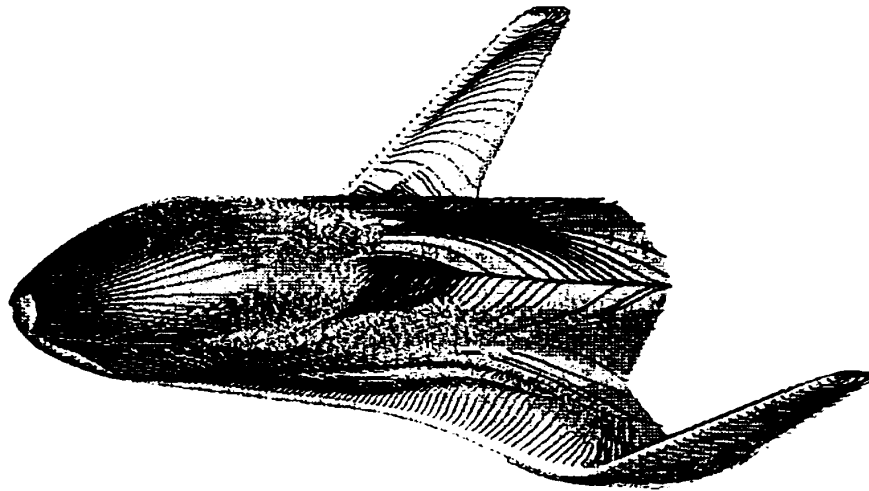


62C Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

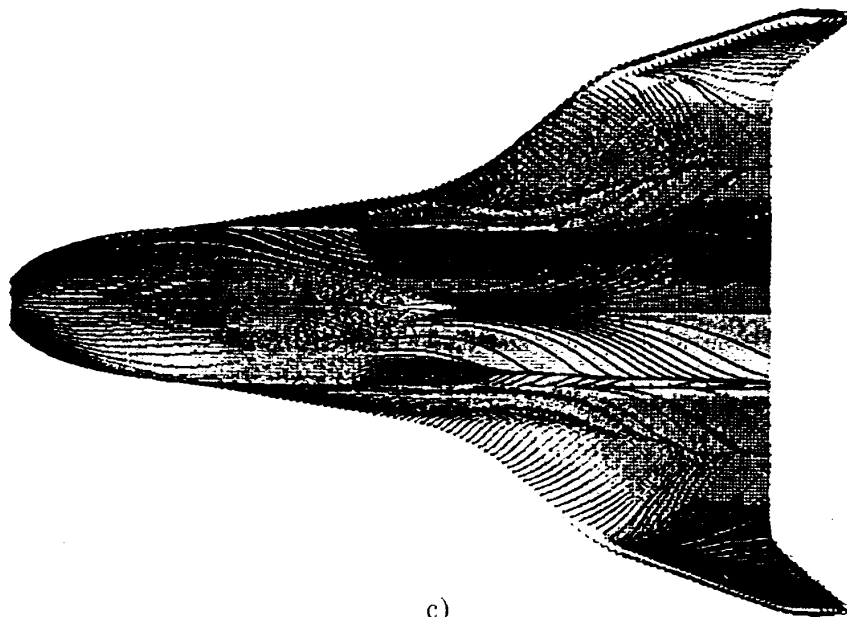
図52 62C形状表面空力加熱線図(迎角 40°)



a)



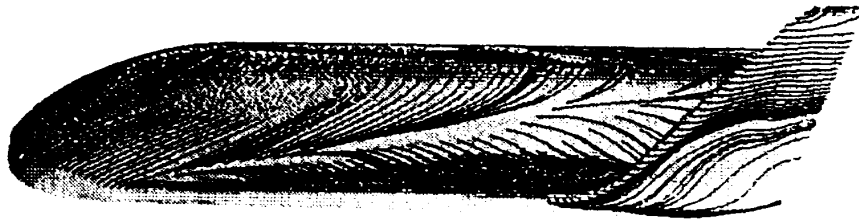
b)



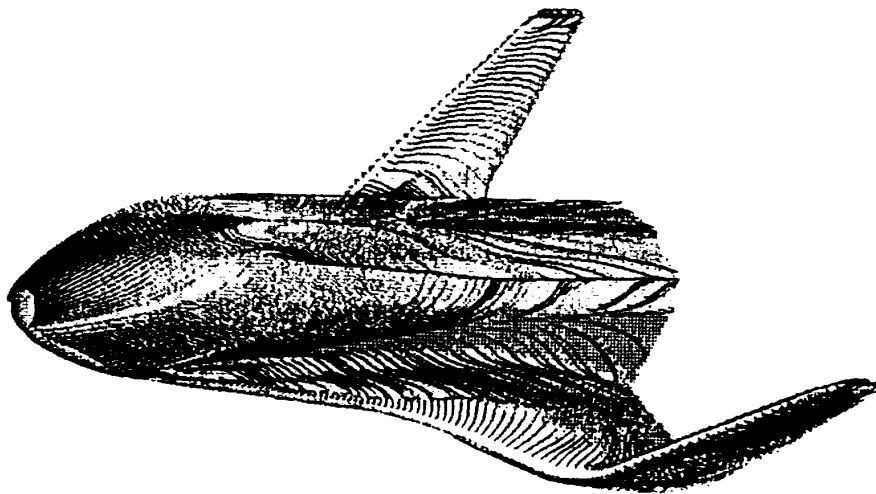
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

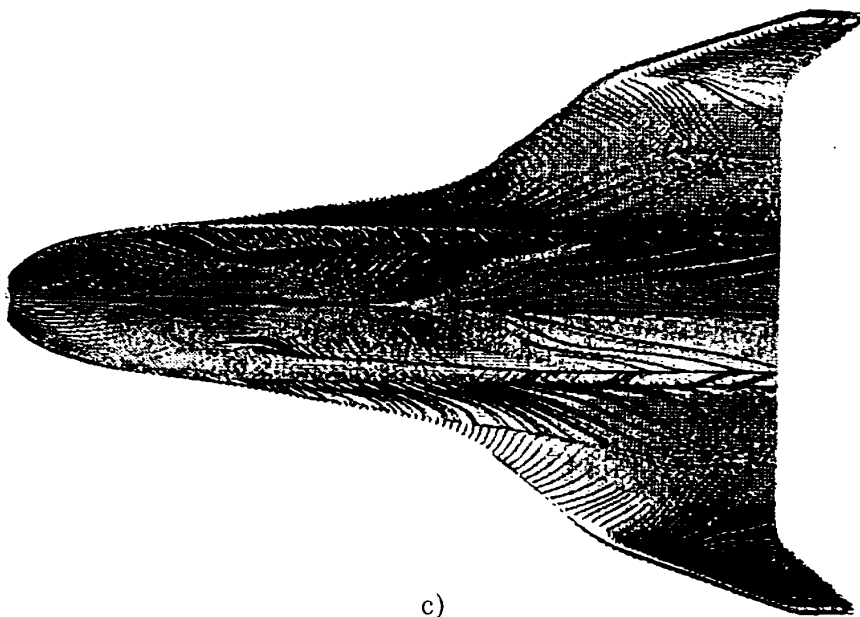
図53 62A形状オイル・フロー（迎角 10° ）



a)



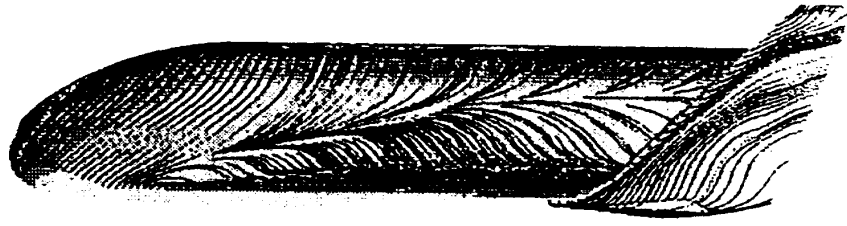
b)



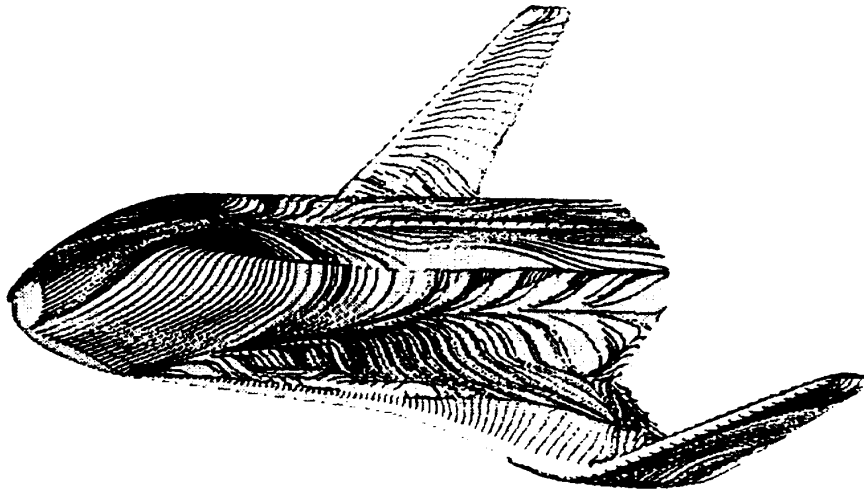
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

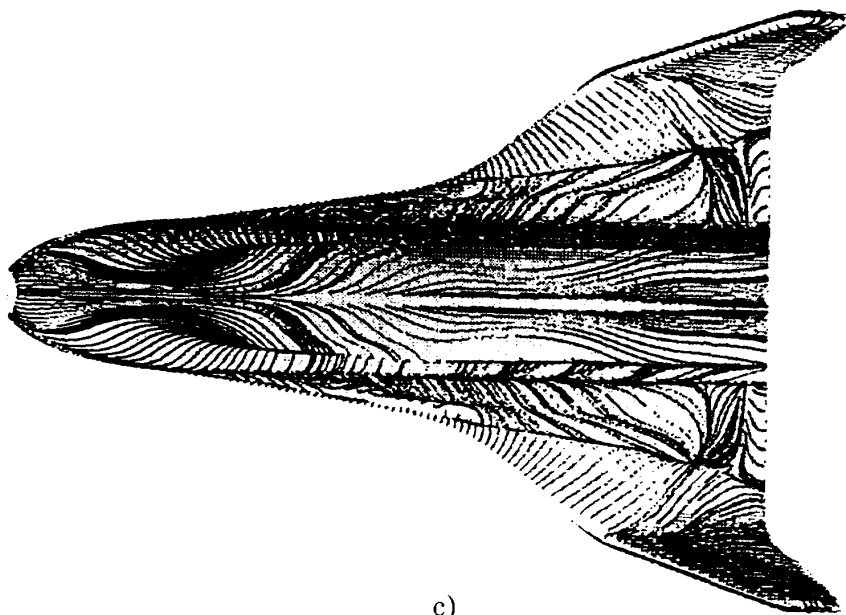
図54 62A形状オイル・フロー（迎角 20° ）



a)



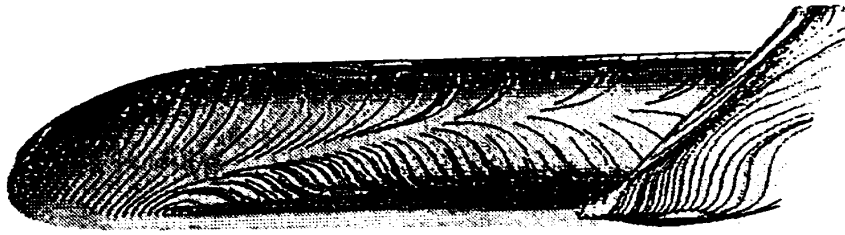
b)



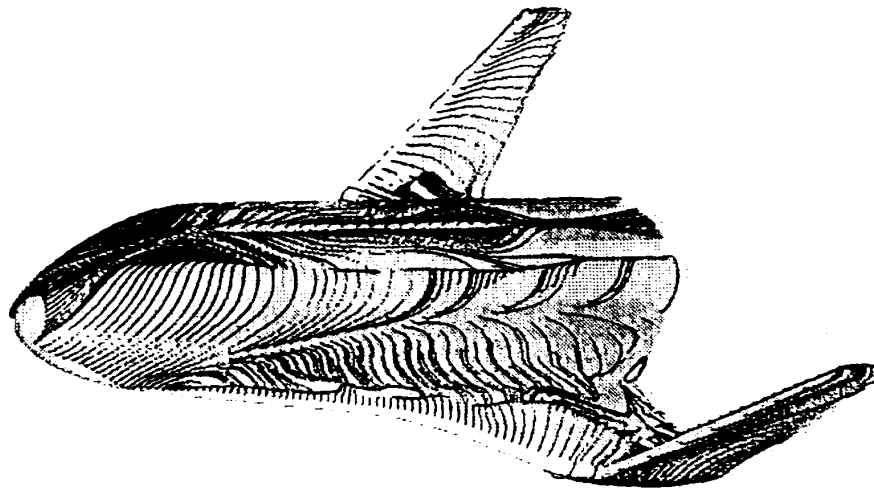
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

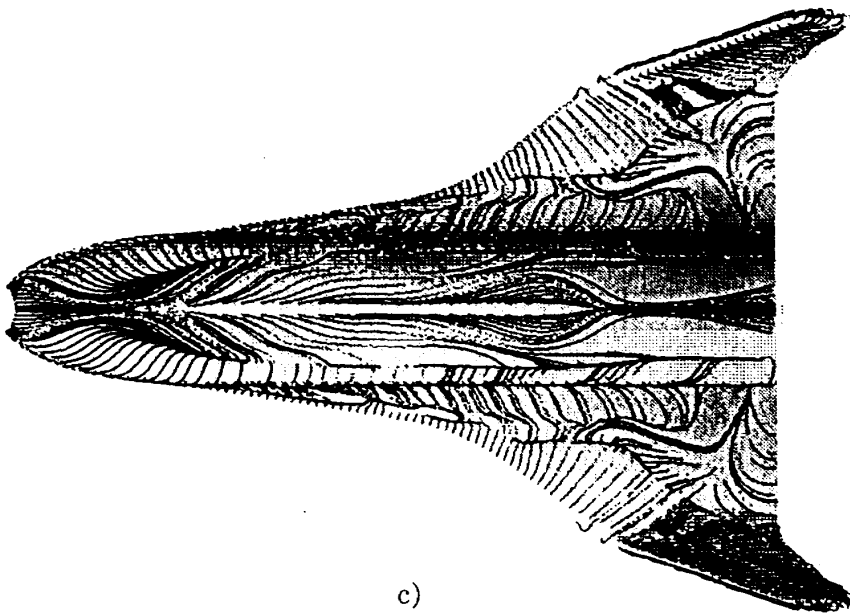
図55 62A形状オイル・フロー（迎角 30° ）



a)



b)



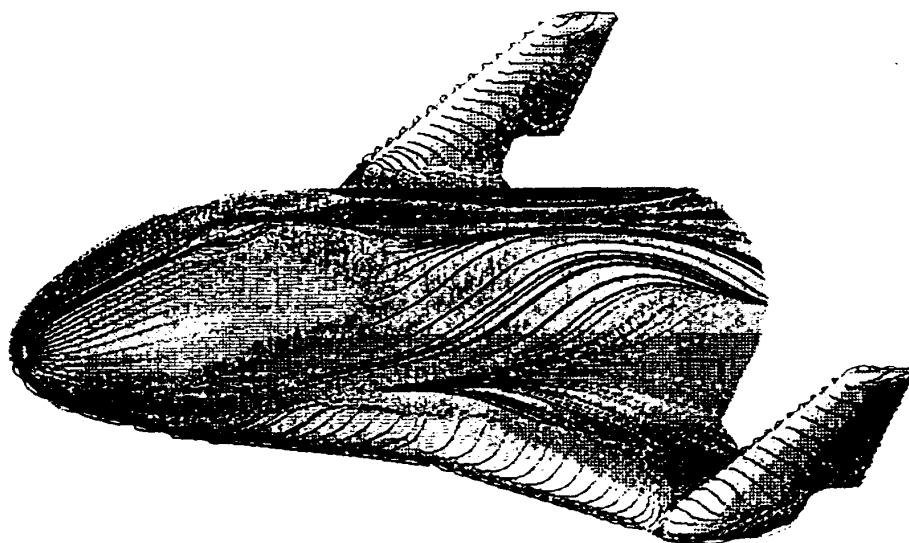
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

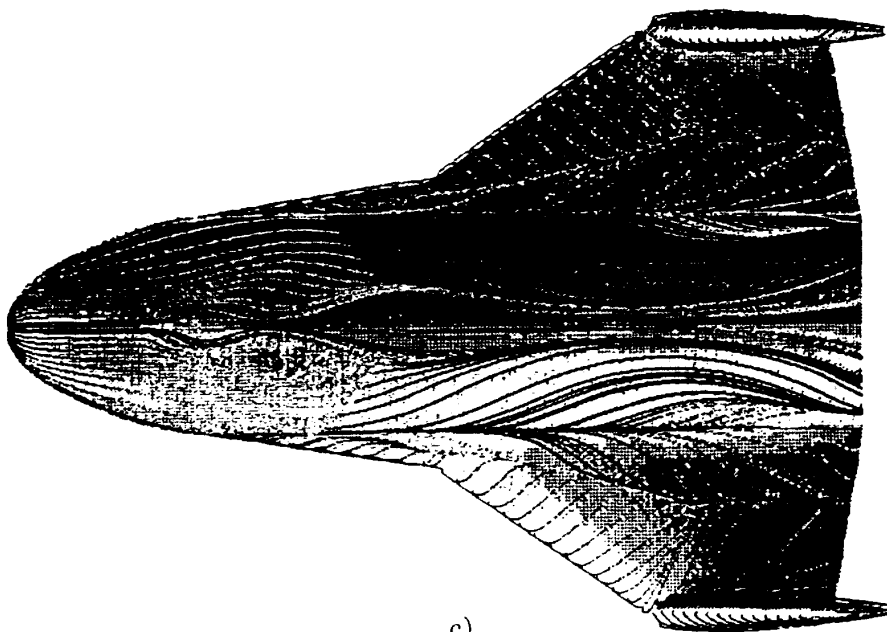
図56 62A形状オイル・フロー（迎角 40° ）



a)



b)



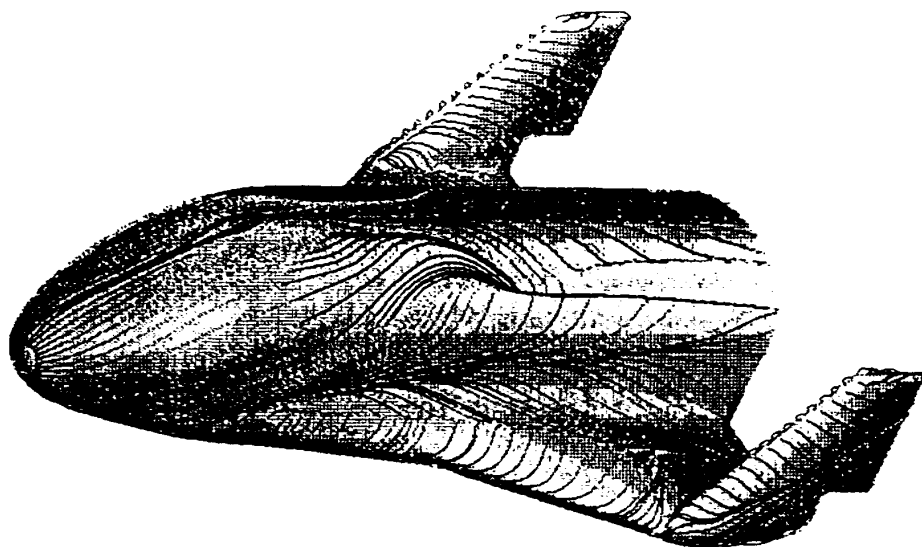
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

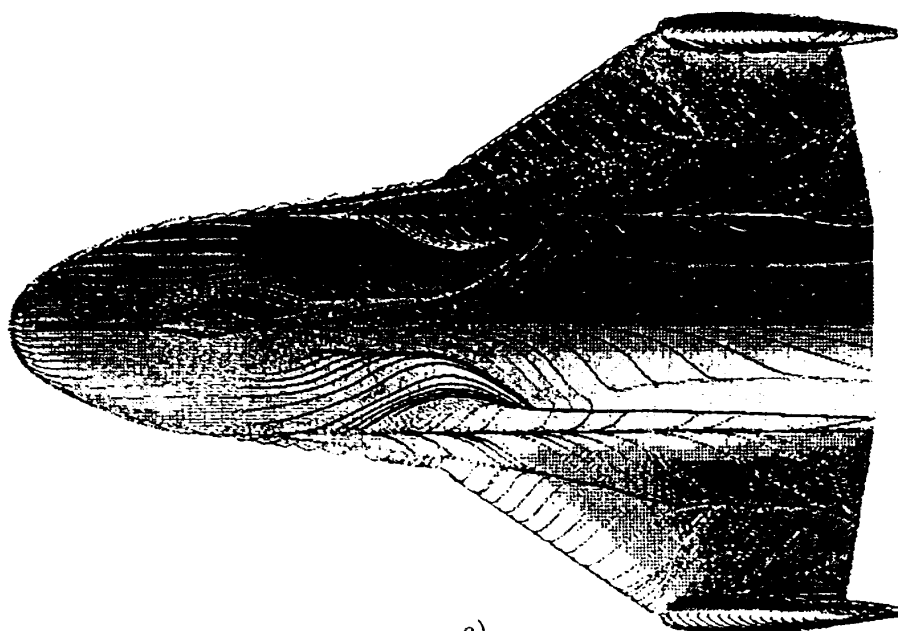
図57 62B形状オイル・フロー（迎角 10° ）



a)



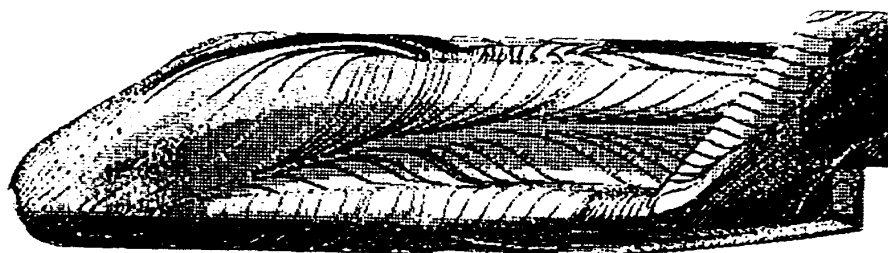
b)



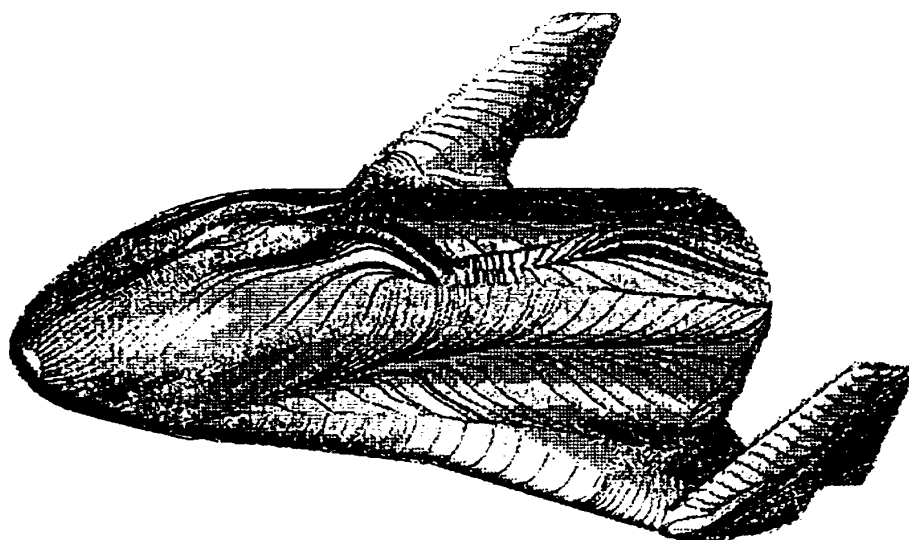
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

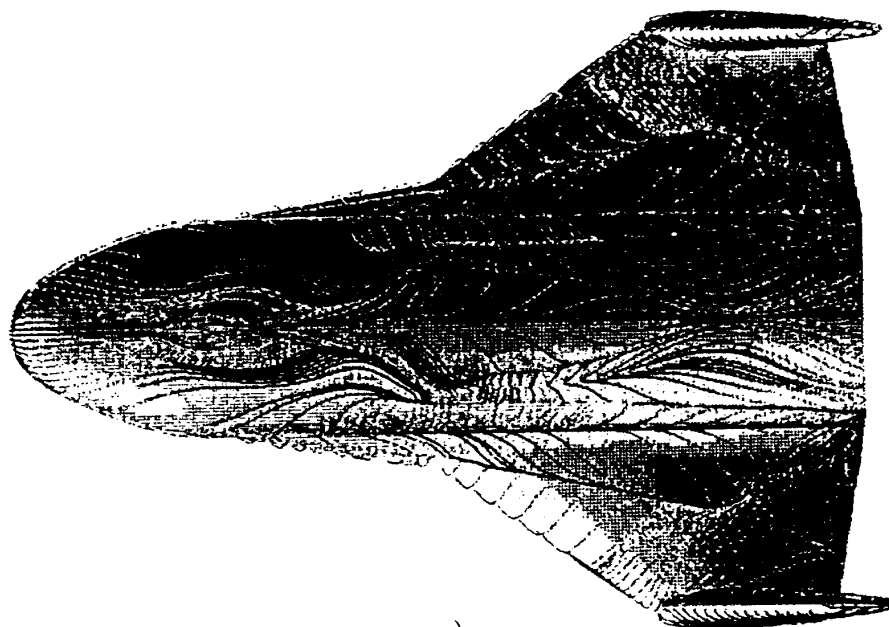
図58 62B形状オイル・フロー（迎角 20° ）



a)



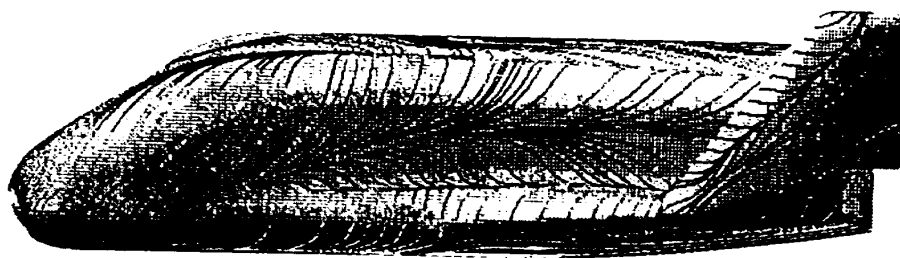
b)



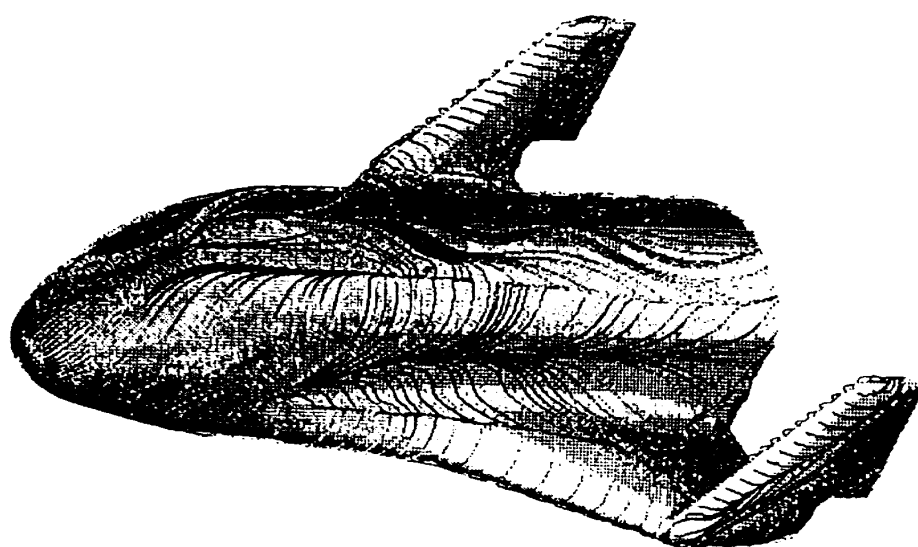
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

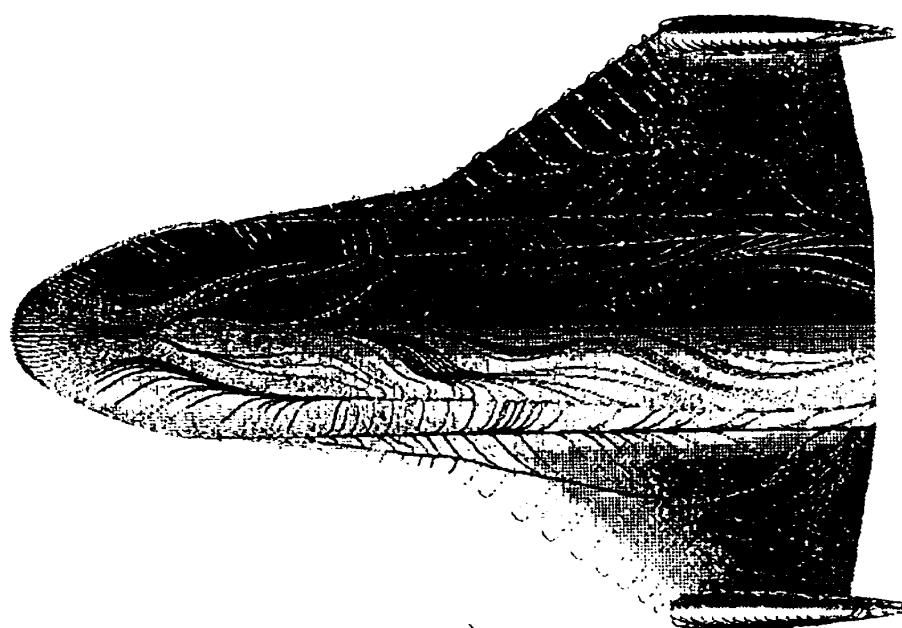
図59 62B形状オイル・フロー（迎角 30° ）



a)



b)



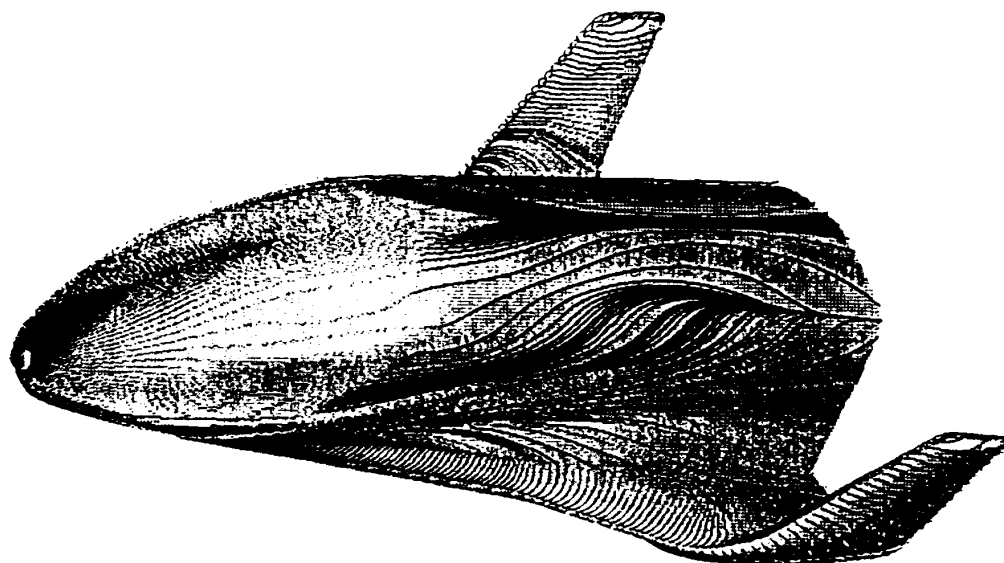
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

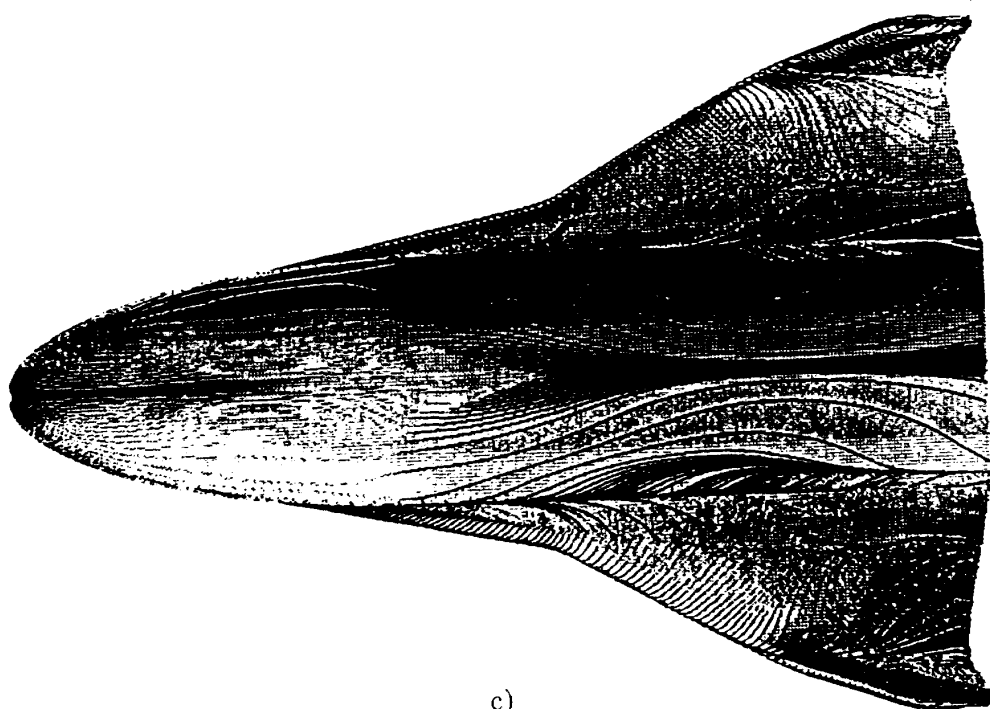
図60 62B形状オイル・フロー（迎角 40° ）



a)



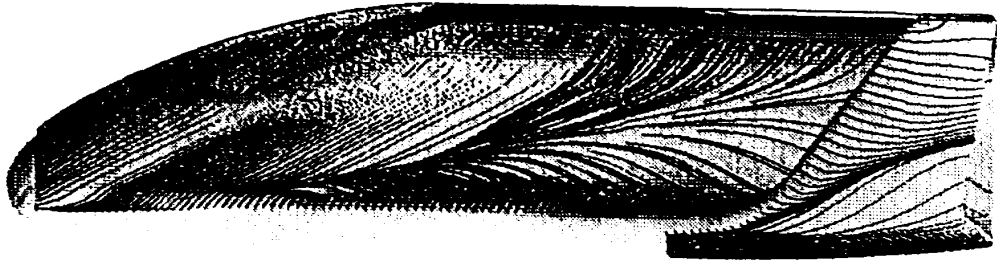
b)



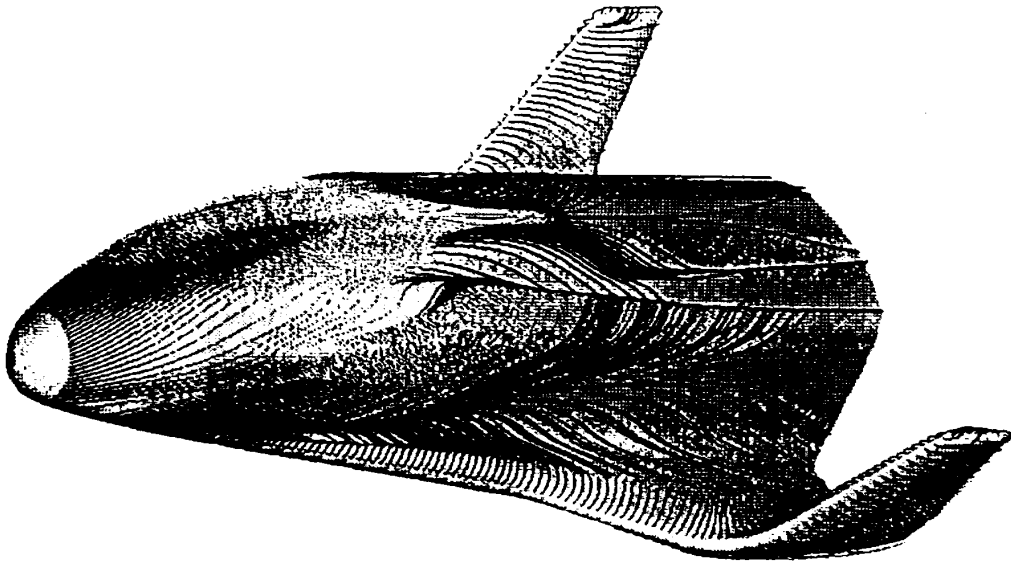
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$)

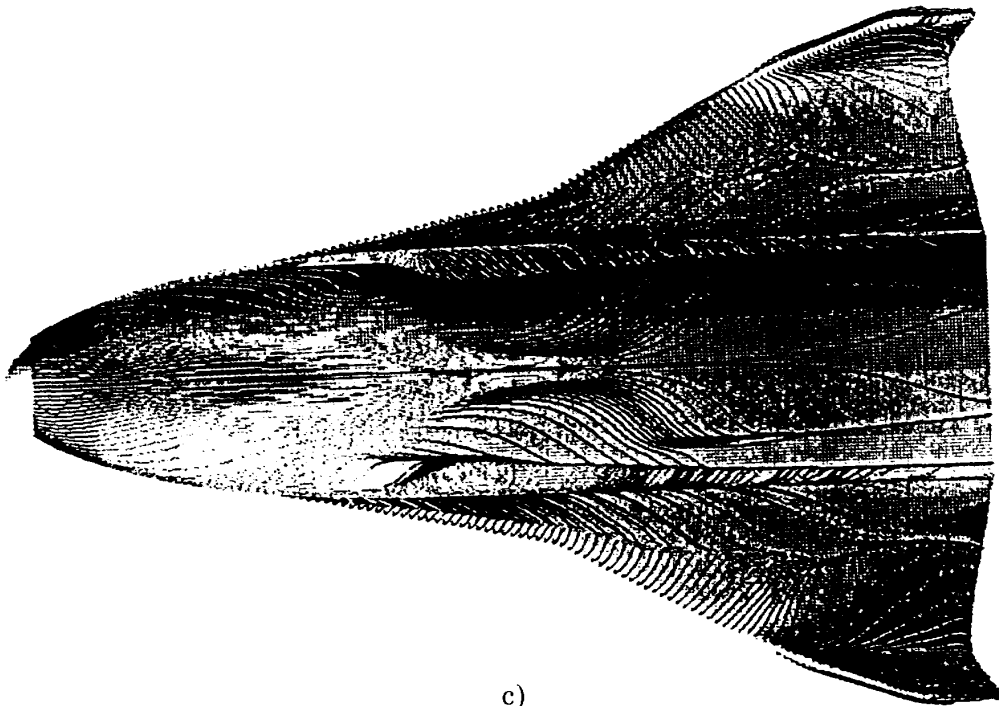
図61 62C形状オイル・フロー（迎角 10° ）



a)



b)



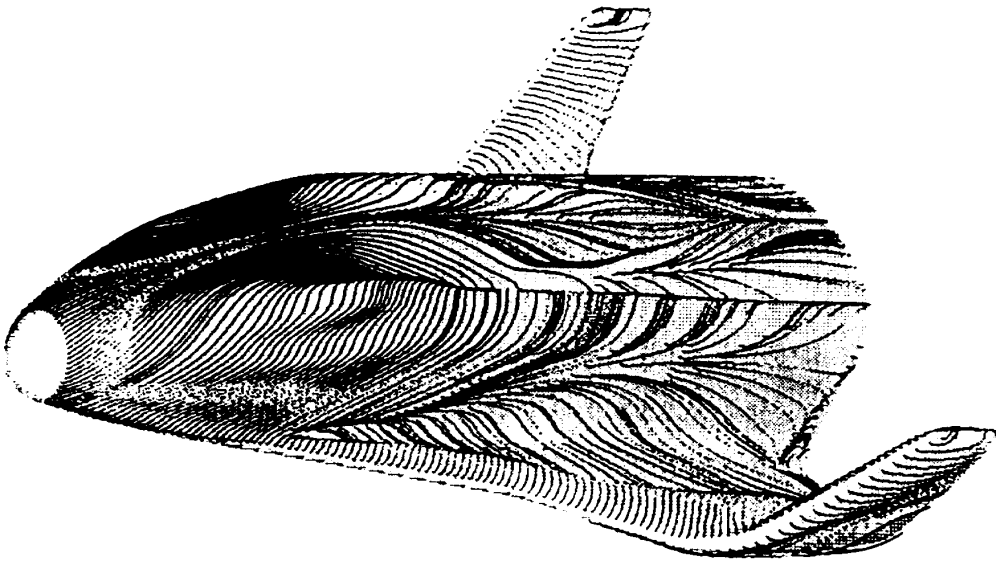
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$)

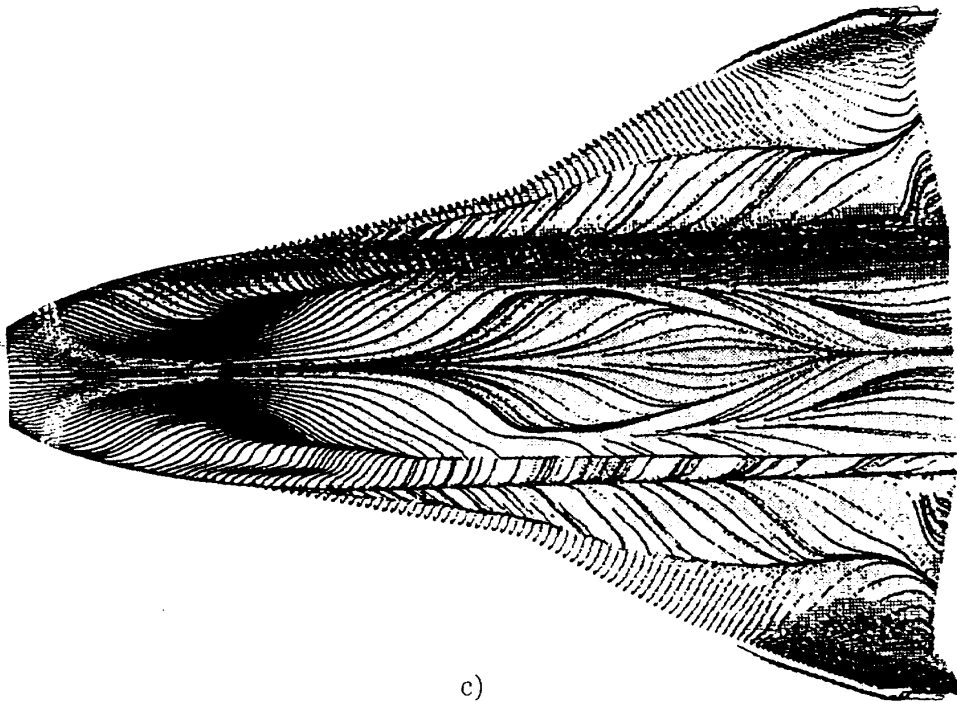
図62 62C形状オイル・フロー（迎角 20° ）



a)



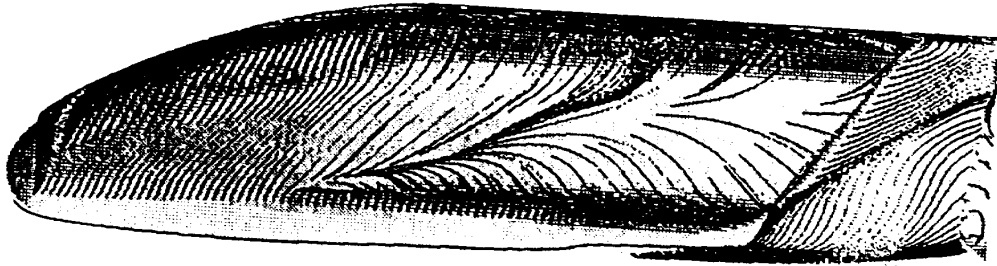
b)



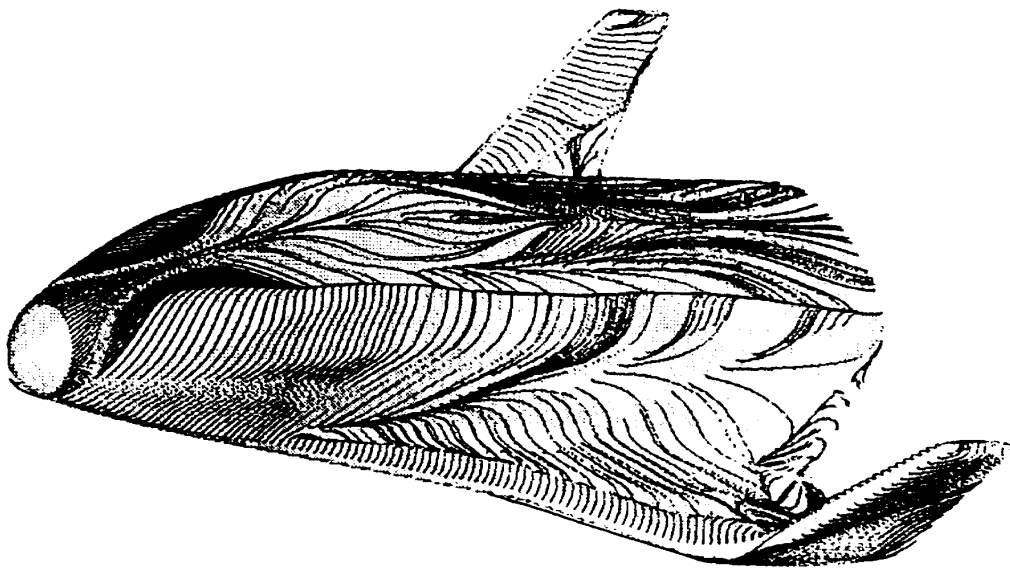
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$)

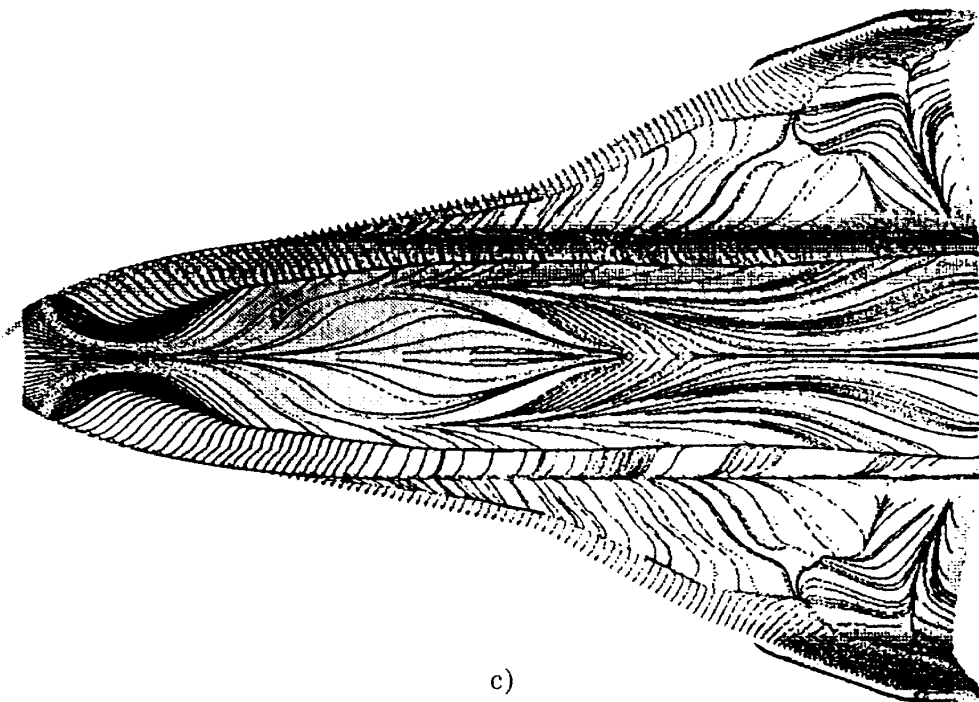
図63 62C形状オイル・フロー（迎角 30° ）



a)



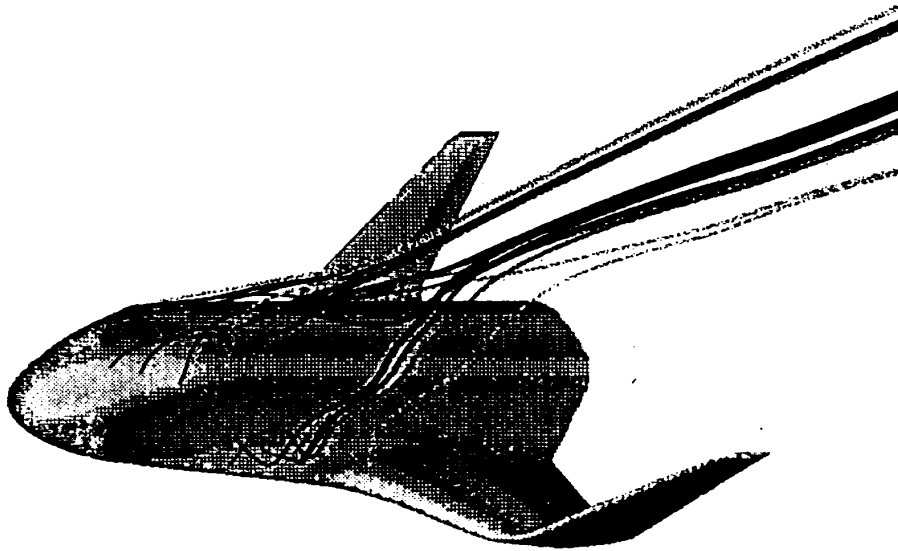
b)



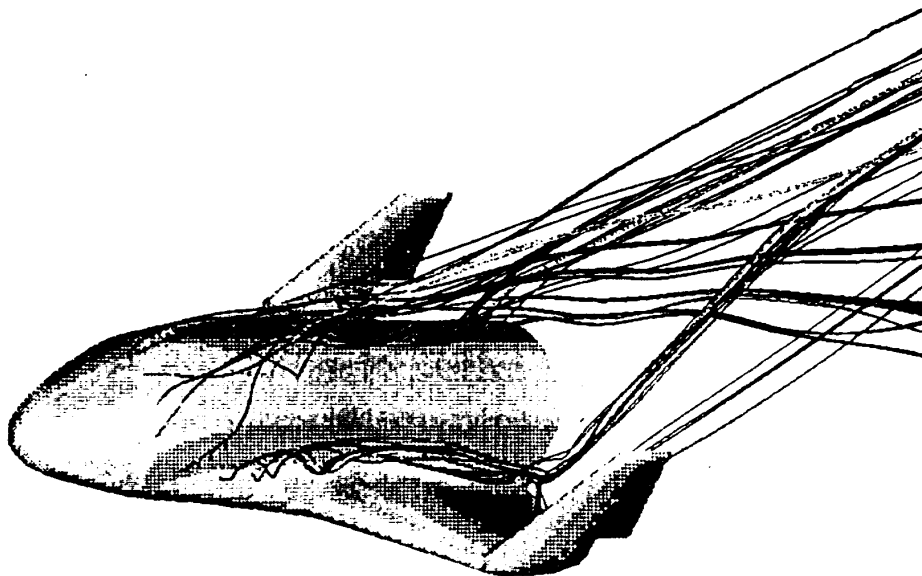
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

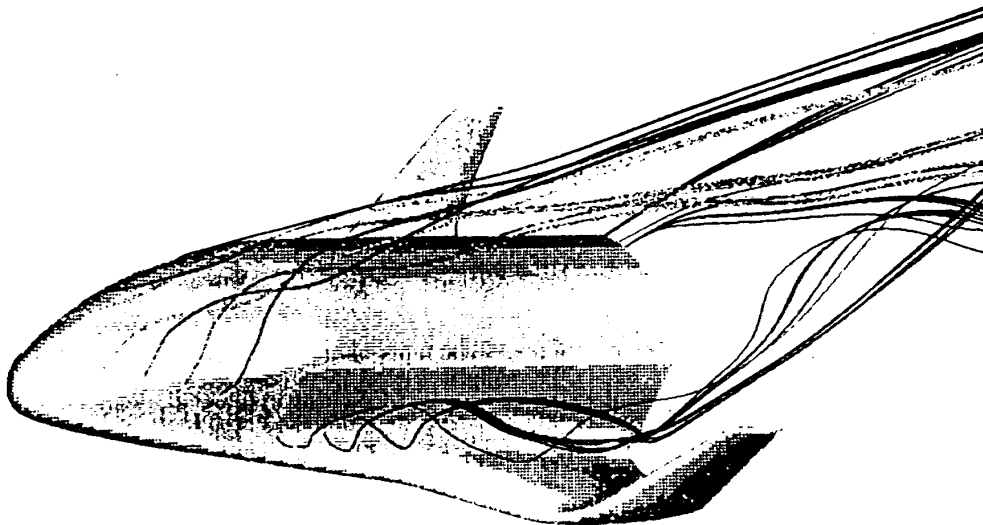
図64 62C形状オイル・フロー（迎角 40° ）



a) 62A形状



b) 62B形状



c) 62C形状

Three Dimensional Streamlines ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$)

図65 三次元流線図(迎角 40°)

た胴体横では、主翼から剥離した流れが再付着している。迎角 $\alpha=10^\circ$ (図54)でも基本的な流れのパターンは変わらない。但し、ティップフィン外側の剥離線が上方に移動している。迎角 $\alpha=30^\circ$ (図55)のケースでは主翼上面の後縁で主翼下面からの流れの影響により複雑な剥離再付着が発生し、またティップフィン外側の剥離線はティップフィンの前縁に沿うようになる。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図56)では主翼上面後縁部の剥離の規模が大きくなり、ティップフィン内側の根元まで広がっている。

図57から図60に62B形状のオイルフローを示す。流れの全体的な傾向は62A形状の結果と類似するが、迎角 $\alpha=20^\circ, 30^\circ$ において胴体背面に二次剥離渦の発生がみられるのが特徴である。また迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ の高迎角においては、ティップフィン外側表面の再付着線がはっきりとあらわれている。

図61から図64に62C形状のオイルフローを示す。流れの基本的な性質及び特性は、他の形状と大きな隔たりはなく、迎角 $\alpha=20^\circ$ において胴体背側下流で二次剥離が始まる傾向をしめすこと、迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ では、胴体背面で二次剥離渦の発生がみられることは62B形状と同様である。

三次元流線図は各形状とも迎角 $\alpha=40^\circ$ の結果を示す。本図により胴体上部及びストレーク部から渦の発生している様子が明らかになるが、オイルフローにみられるような主翼後縁付近の複雑な流れの様子をとらえることは非常に困難である。

3-1-5 対称計算空力係数の実験値との比較

62A, 62B, 62Cの各形状に対して、揚力, 抗力, 縦揺れモーメントを機体表面の圧力を積分することにより導出した。計算に際しての各形状の基準面積, 平均翼弦代表長, 全長に対する頭部からの縦揺れモーメント基準位置(%)を以下に示す。

	基準面積(S)	平均翼弦長	モーメント基準点
62A	20.00(m ²)	3.955(m)	62.5(%)
62B	43.80(m ²)	6.220(m)	60.8(%)
62C	37.88(m ²)	6.194(m)	58.5(%)

図66から図68に各形状の空力係数を迎角に対してプロットした。白丸印が数値計算結果であり、黒丸印が航空宇宙技術研究所極超音速風洞での空力

試験結果である。両者とも大迎角にいたるまで、きわめて良好な一致を示している。なお、迎角 $\alpha=0^\circ$ での粘性による抗力係数は62A, B, Cの各形状に対してそれぞれ圧力による抗力係数の7.2%, 4.5%, 8.5%, であった。

3-1-6 空力加熱分布の実験値との比較

62A形状, マッハ数7.0, 迎角 40° での胴体腹側対称線に沿う空力加熱分布を図69に示す。横軸は頭部から底面にいたる長さを全長の%で表し, 縦軸は空力加熱(cal/cm²/s)である。実験値は熱電対による測定結果で, 風洞よどみ点 P_0 を変えることにより三種類のレイノルズ数で試験されている。

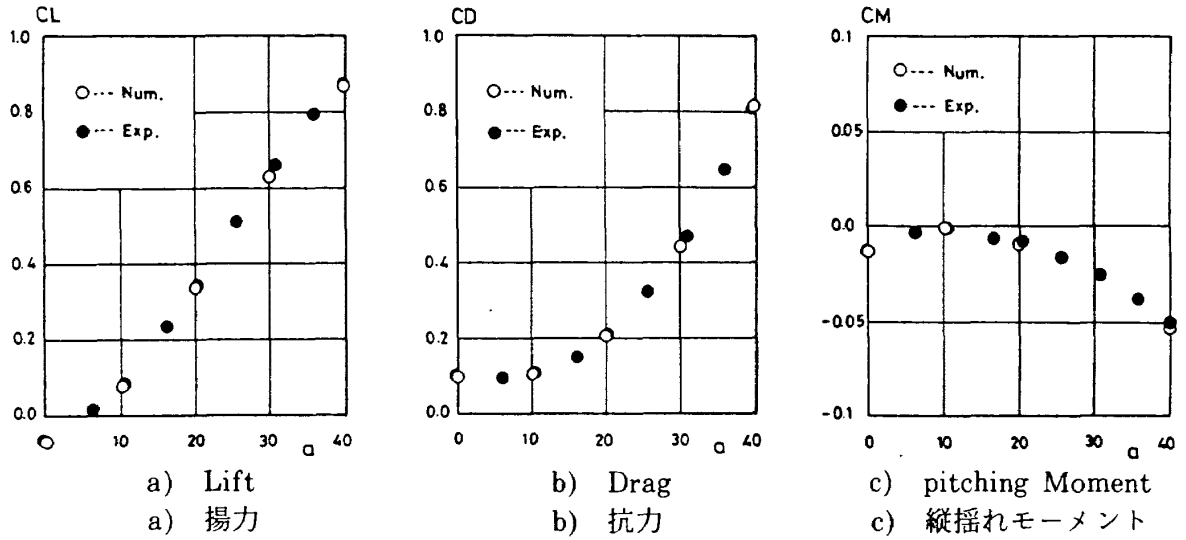
数値計算結果は図の黒丸印で, $P_0=40\text{kg/cm}^2$ の風洞試験結果に対応する。数値計算は胴体中央部50%付近の空力加熱の再上昇部分をとらえていないが, 定量的に実験値と大きくはずれた値は示さず, 良好な結果が得られている。

3-2 非対称計算

HOPE オービタ空力形状設計のための実用上の観点からは, 横風を受ける際の非対称流れ, いわゆる横滑り角 β をとった時の横の空力特性を調べる事が重要である。本解析ではマッハ数7.0, 迎角 $\alpha=0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$ 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追加した。

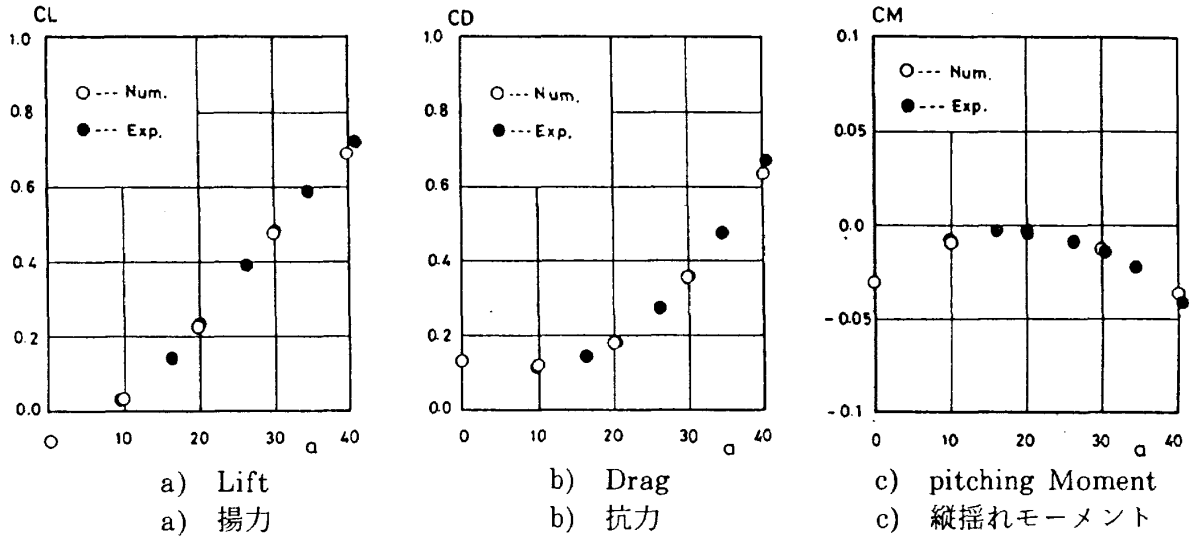
3-2-1 圧力線図

等圧線図は背面及び正面からみた図を示す。62A形状に対する結果を図70から図73に示す。横すべり風上側は背面図では下側, 正面図では右側に相当する。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, 迎角 $\alpha=0^\circ$ (図70)では横すべり風上側で, 頭部からの離脱衝撃波は, すでにティップフィン根元近傍の主翼前縁に突入している。また正面図からは, ティップフィン外側の衝撃波層の厚みが横滑り風上側で薄くなり, 逆に風下側では厚くなっていく様子が明らかである。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図71)では, 頭部からの衝撃波は横滑り風上側でストレークと主翼の付け根部分に, 同



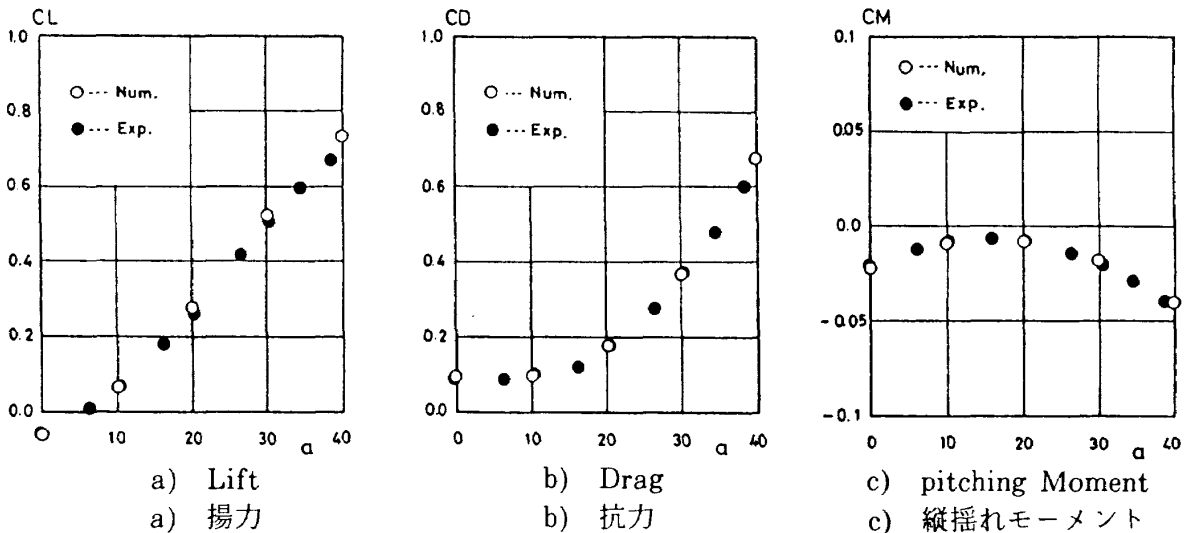
62A Aerodynamic Coefficient

図66 62A形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較



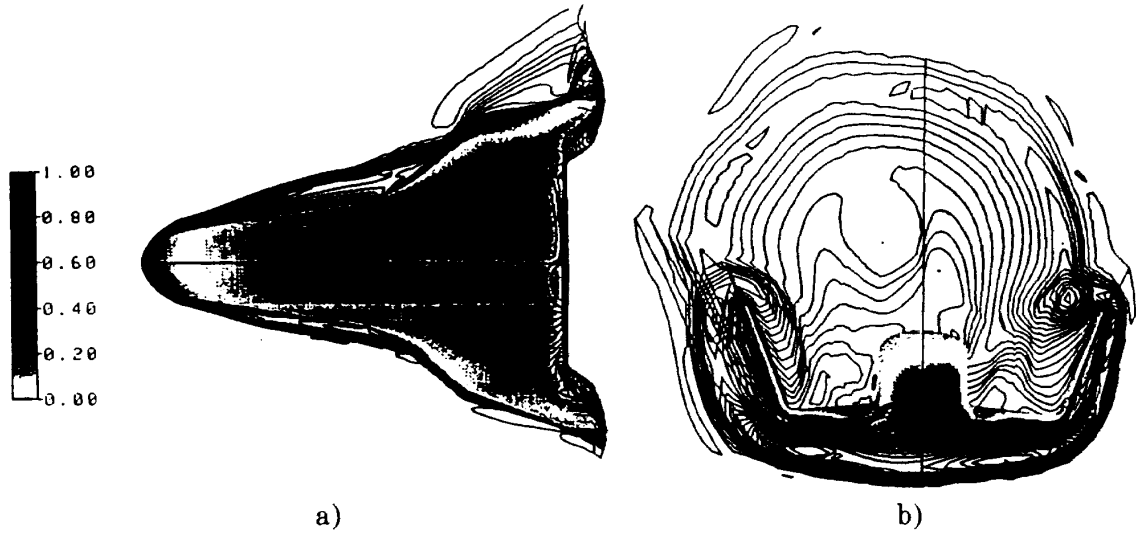
62B Aerodynamic Coefficient

図67 62B形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較

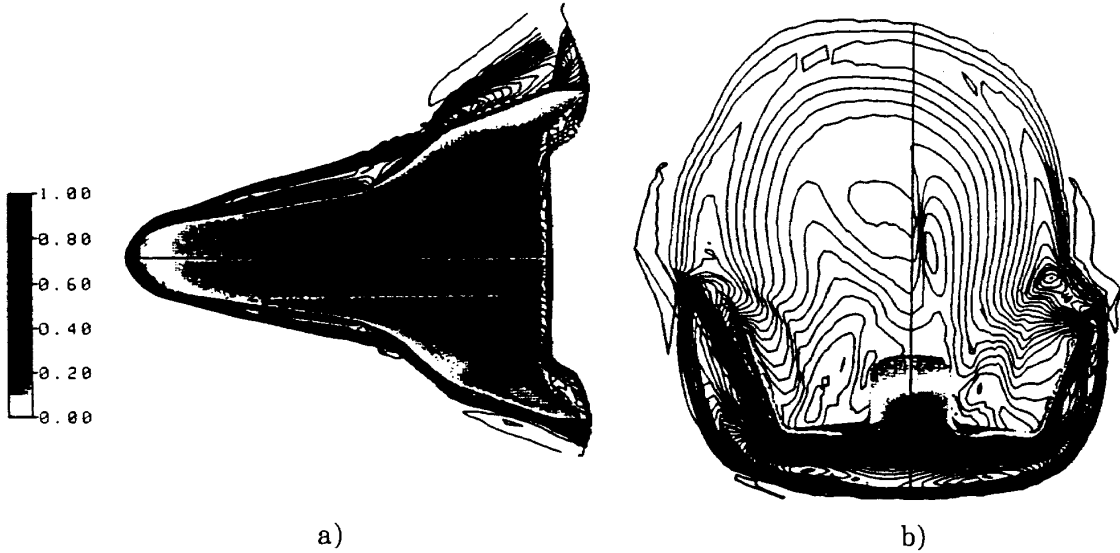


62C Aerodynamic Coefficient

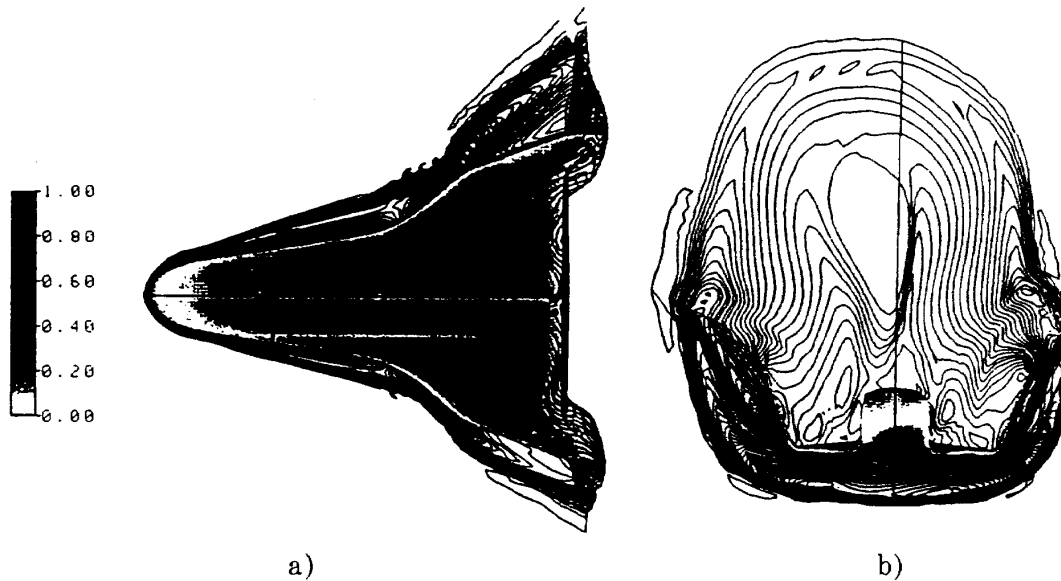
図68 62C形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較



62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=20^\circ, \beta=5^\circ$)
 図71 62A形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=0.8 \times 10^6, \alpha=30^\circ, \beta=5^\circ$)
 図72 62A形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 30° ，横すべり角 5° ）



62A Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=40^\circ, \beta=5^\circ$)
 図73 62A形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 40° ，横すべり角 5° ）

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。迎角 $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ (図72, 73)では、主翼に対する衝撃波干渉点の相対的位置は、迎角 $\alpha=20^\circ$ の結果と大幅に変化しないが、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の厚みが増し、干渉点は主翼前縁から離れた位置にくる。

対応する62B形状の結果を図74から図76に示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ (図74)では、頭部からの離脱衝撃波が主翼前縁にあたる様子は62A形状と同様であるが、正面図からわかるようにティップフィン前縁曲率半径が大きいので、 β をとってもティップフィンまわりの衝撃波層の厚みは62A形状に比較して厚い。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図75)では、横すべり風上側で、頭部からの衝撃波干渉点は主翼中央部よりもやや内側にある。これに対して同風下側の位置はティップフィンと主翼の付け根である。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図76)では、迎角の効果により干渉位置が翼前縁から離れていくが、これは62A形状の結果と同様である。

62C形状の等圧線図は図77から図79に示されるが、頭部からの衝撃波が主翼前縁にあたる位置等は、各迎角を通じて62B形状の結果と同様である。

3-2-2 表面圧力及び空力加熱分布

各形状の頭部から底面にいたる胴体上下の対称線及び翼前縁に沿う圧力分布と空力加熱分布図80以下に示す。但し、翼前縁に沿う分布は、横すべり風上、風下側の2分布がプロットされている。本結果も対称計算の結果と同様に、翼前縁の分布では、前縁ラインに接する主翼上面側のセル上の値を示している。

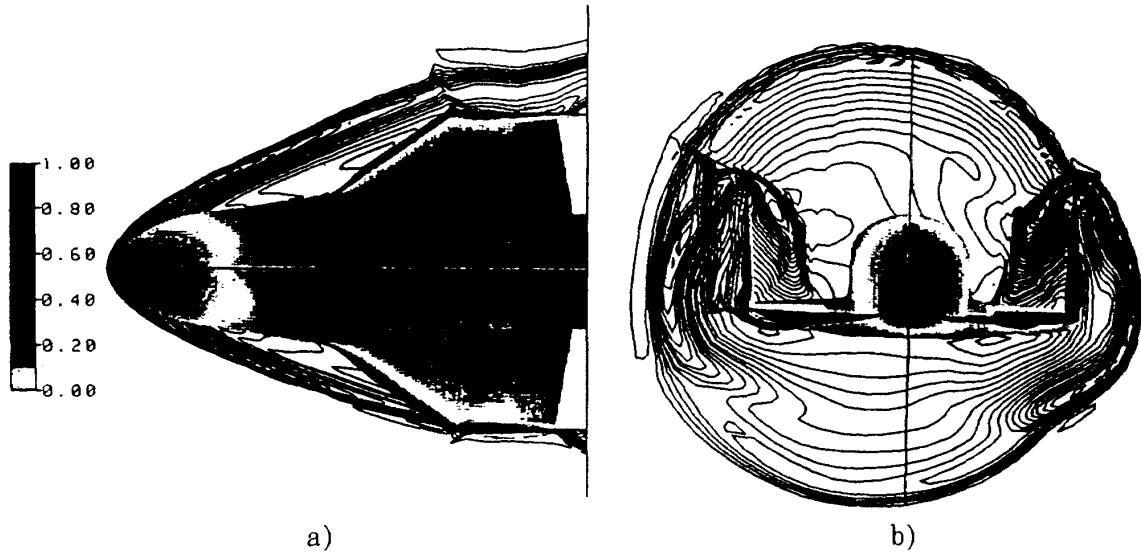
62A形状の結果を図80から図83に示す。図80の迎角 $\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$ の圧力分布の特色は、対応する対称計算の結果と比較して、横すべり風上側格子番号 $l=41$ の主翼前縁で、非常に高いピークを取ることである。これは衝撃波がちょうどこの近傍にあたることと関連する。これより後方では、タイプⅥの衝撃波干渉による膨張効果により圧力は低下し、ティップフィン前縁で再び圧力上昇が引

き起こされる。但し、前記2箇所の局所的な圧力のピーク値は、頭部よどみ点の圧力値を越えていない点に対称計算結果の場合と異なる。一方、空力加熱分布のピークはティップフィン前縁の上方で起こっている。

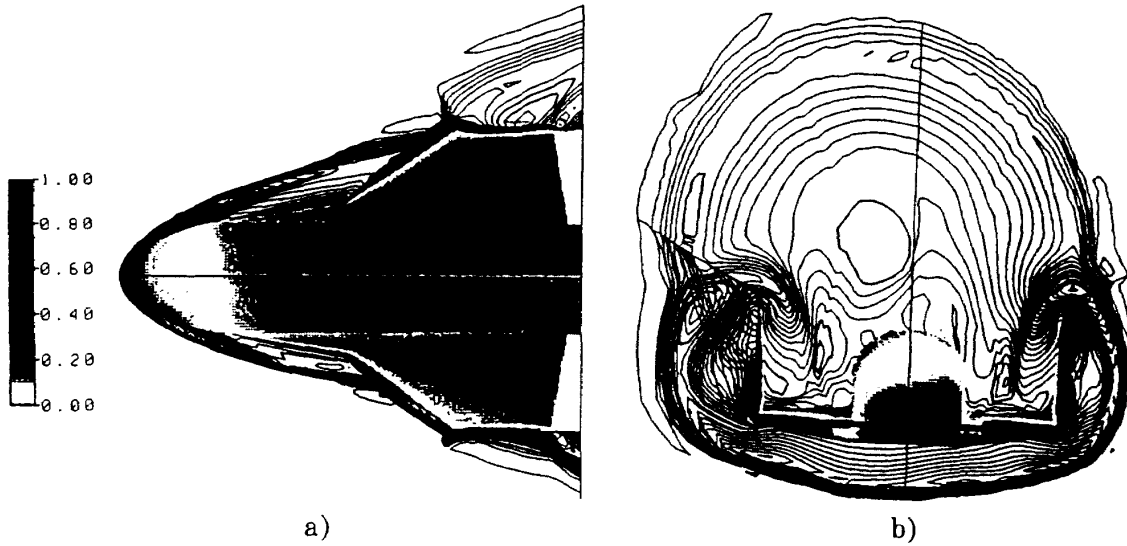
迎角 $\alpha=20^\circ$ (図81)では横すべり風上側の翼前縁に沿う圧力は、主翼とストレーク付け根付近の格子番号 $l=32$ の点でピークを持ち、一方、ティップフィンに沿う圧力は同じ迎角の対称計算の場合と比較してやや低い。逆に横すべり風下側のティップフィン根元の前縁では、風上側に比べて顕著な圧力上昇が引き起こされている。空力加熱分布は主翼前縁に沿って横すべり風上側が同風下側を上回り、ティップフィンに沿っては同程度となっている。迎角が $\alpha=30^\circ, 40^\circ$ (図82, 83)と増加していくにしたがって、主翼前縁に沿う圧力のピークも減少していく。またティップフィン前縁に沿う空力加熱は横すべり風下側での分布が風上側に比べて高い傾向を示す。

62B形状の結果は図84から図86である。迎角 $\alpha=0^\circ$ (図84)では、横すべり風上側ティップフィン根元付近の格子番号 $l=57$ の点で、よどみ点圧力値のおよそ2倍ほどの極めて高い圧力のピークがみられる。対応する62B形状の背面の圧力線図(図74)をみると、頭部からの衝撃波がちょうどこの付近に衝突しており、衝撃波干渉効果が大きな影響を及ぼしていることがわかる。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図85)では横すべり風下側で衝撃波がティップフィン根元にあたり、同様に高い圧力上昇を引き起こしている。但し、迎角及び横すべり角の効果により、衝撃波層が厚くなっており、このピークは頭部よどみ点圧力を越えるものではない。また、横すべり風上側主翼の付け根付近の格子番号 $l=43$ の点では、高い圧力ピークがみられ、対応する背面の圧力線図(図75)もこの付近で衝撃波が突入していることを示している。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図86)では62A形状の結果とは異なり、横すべり風下側ティップフィン前縁に沿う空力加熱は、同風上側の加熱量に比較して低くなっている。

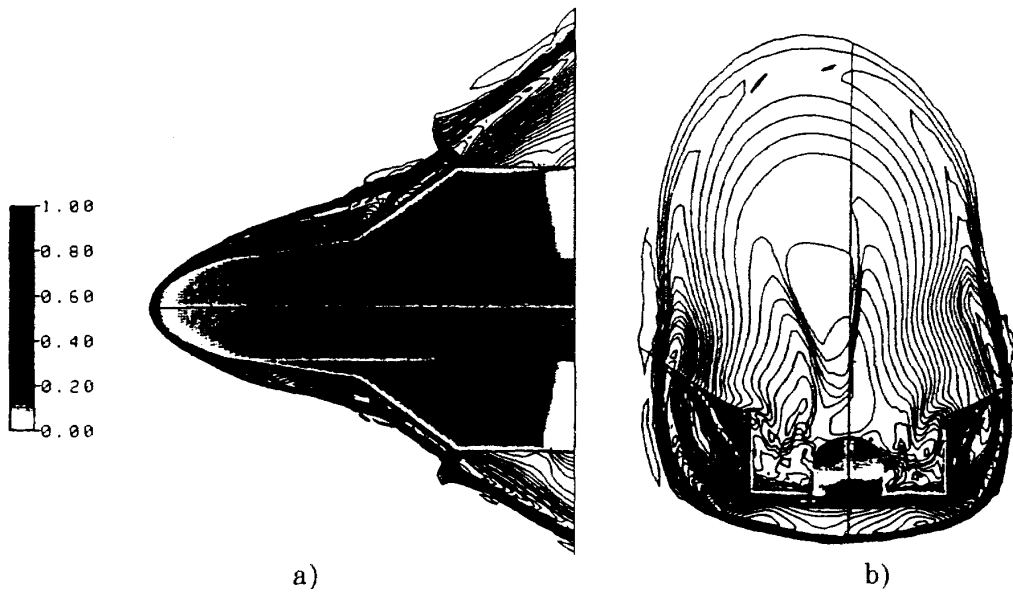
図87から図89の62C形状の圧力及び空力加熱分布も、62B形状と定性的に類似の傾向を示してい



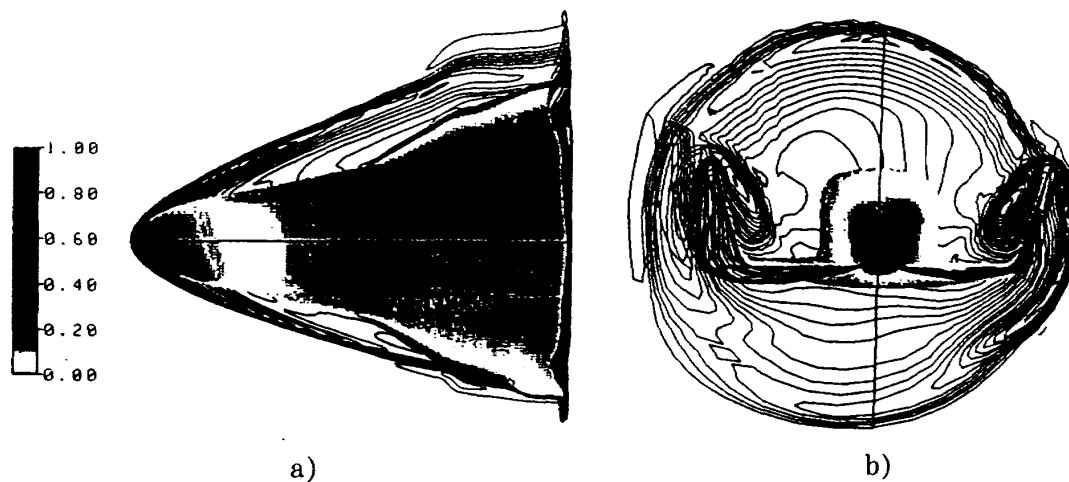
62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)
 図74 62B形状等圧線図及び表面圧力分布 (迎角 0° , 横すべり角 5°)



62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=20^\circ, \beta=5^\circ$)
 図75 62B形状等圧線図及び表面圧力分布 (迎角 20° , 横すべり角 5°)

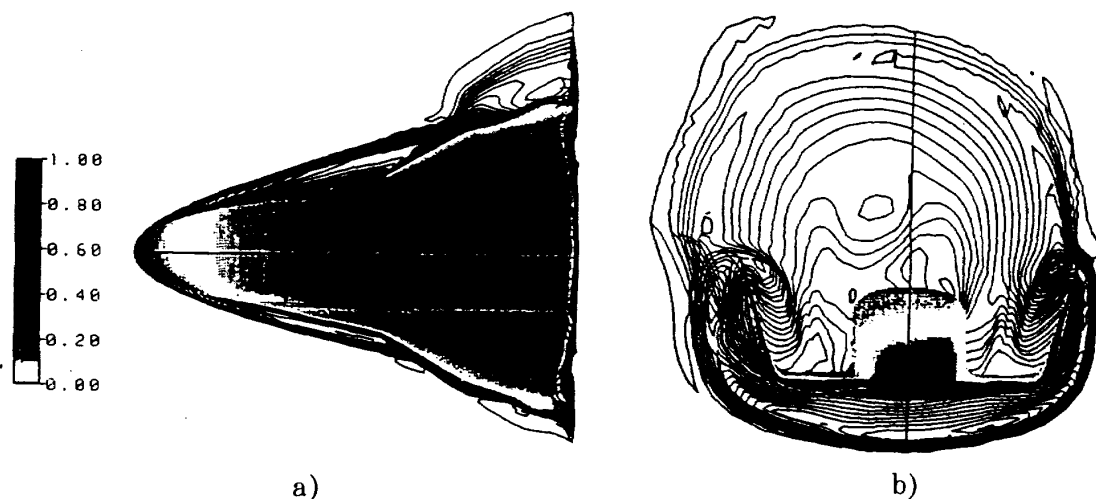


62B Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=40^\circ, \beta=5^\circ$)
 図76 62B形状等圧線図及び表面圧力分布 (迎角 40° , 横すべり角 5°)



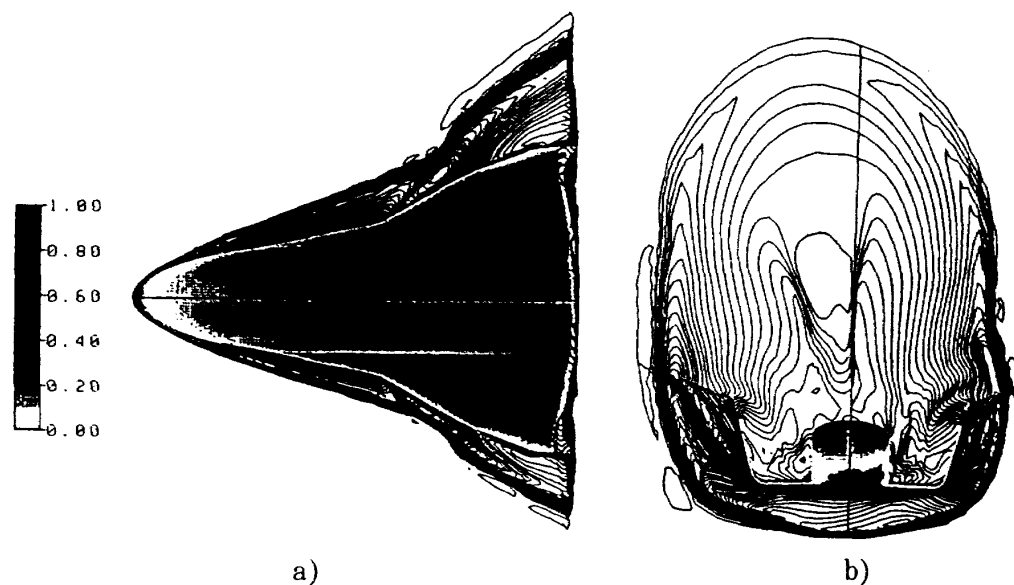
62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)

図77 62C形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=20^\circ, \beta=5^\circ$)

図78 62C形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



62C Pressure Contours ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \alpha=40^\circ, \beta=5^\circ$)

図79 62C形状等圧線図及び表面圧力分布（迎角 40° ，横すべり角 5° ）

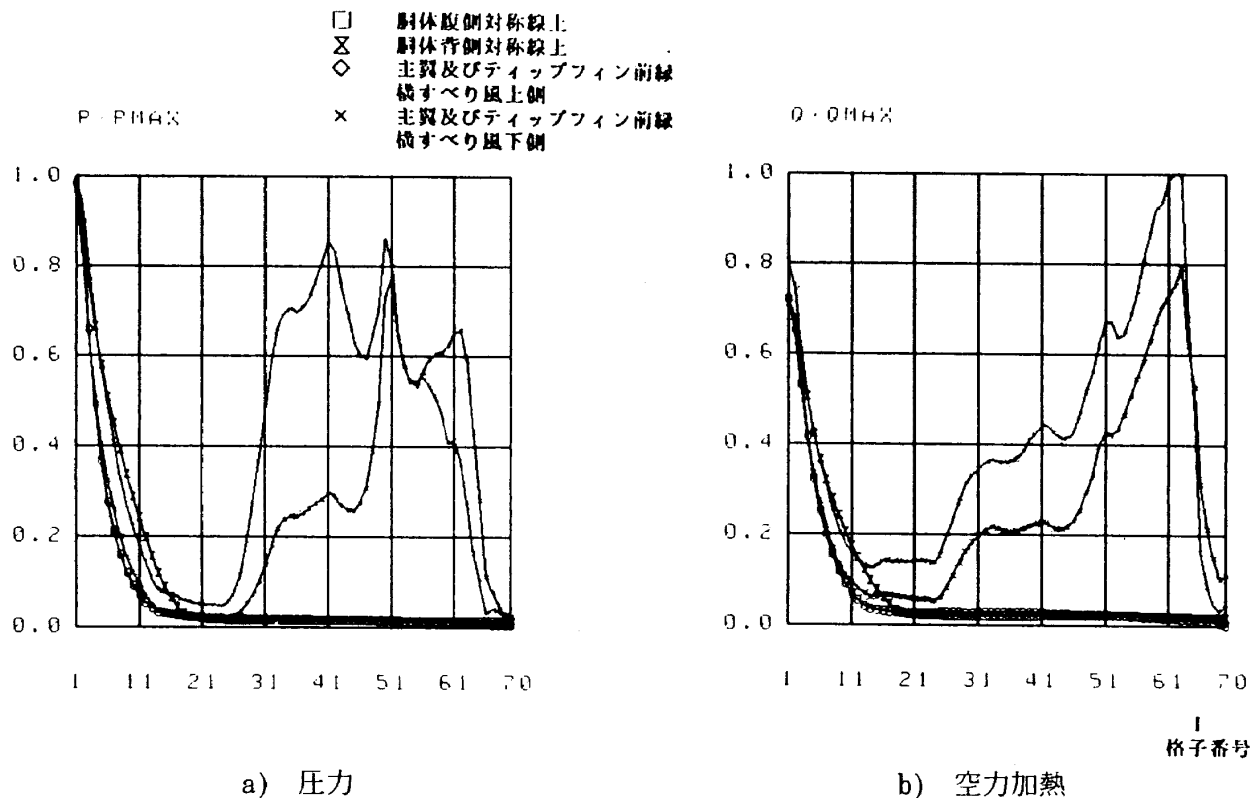


図80 62A形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角0°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.430\text{MW/m}^2$)

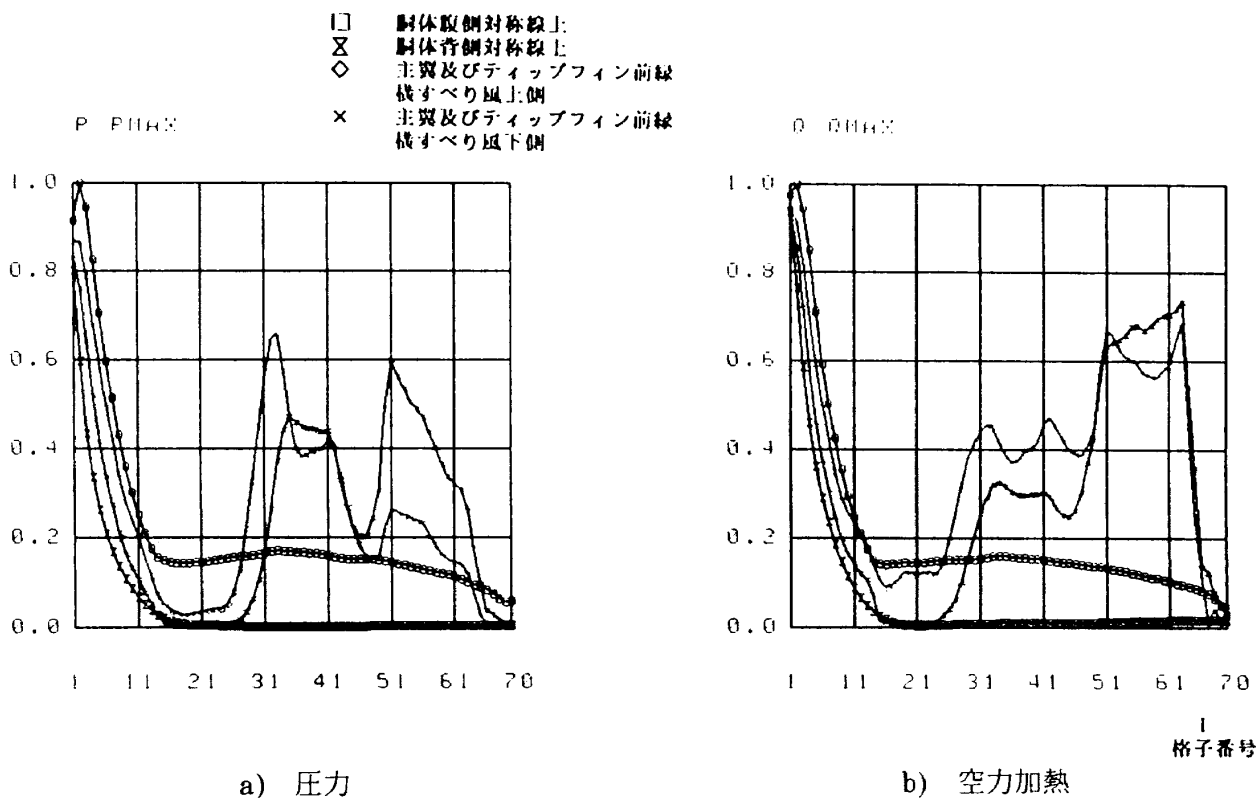
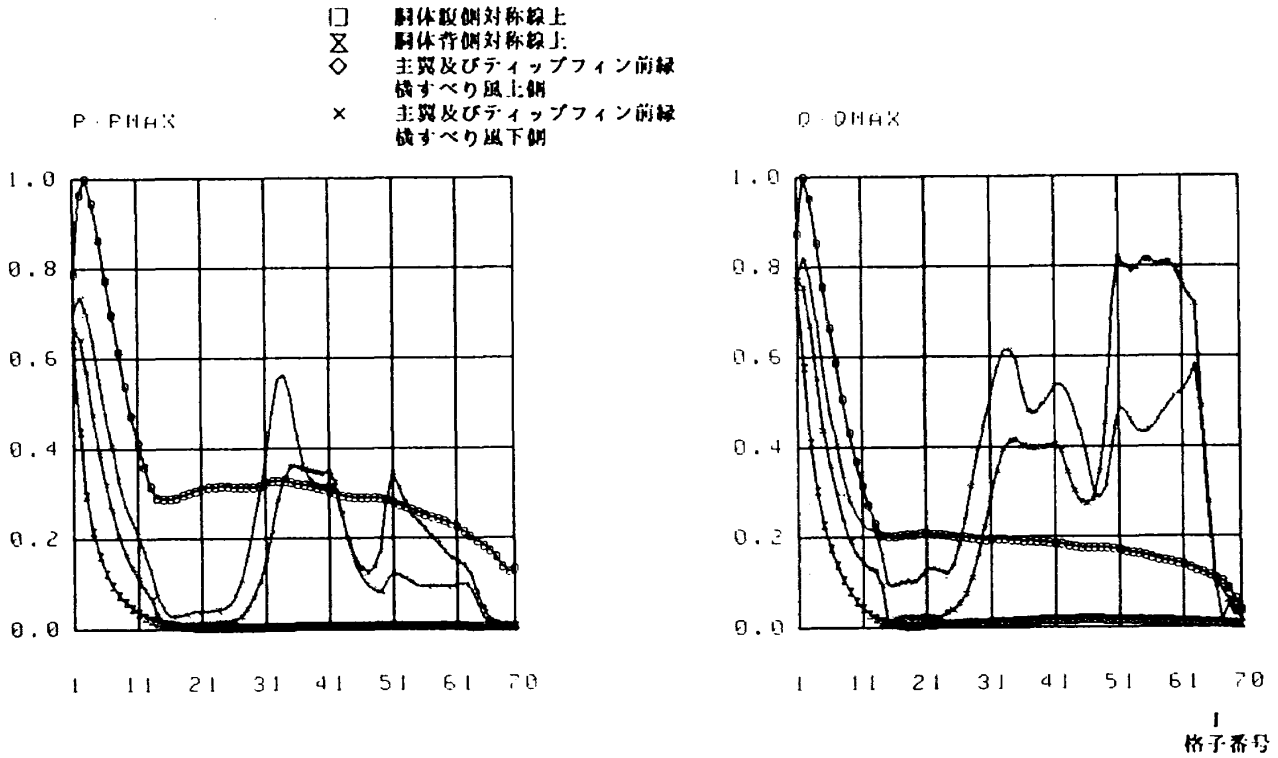


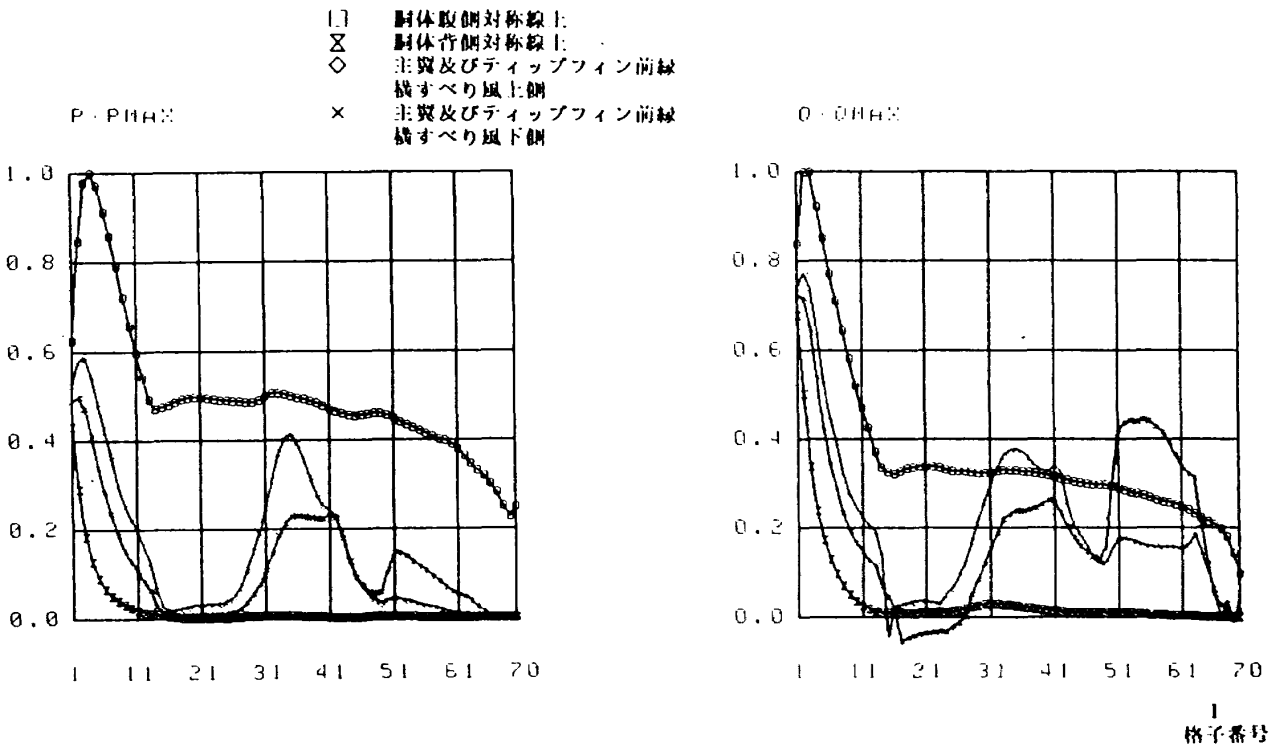
図81 62A形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角20°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.323\text{MW/m}^2$)



a) 圧力

b) 空力加熱

図82 62A形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角30°, 横すべり角 5°, $Q_{stag}=0.172\text{MW/m}^2$)



a) 圧力

b) 空力加熱

図83 62A形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角40°, 横すべり角 5°, $Q_{stag}=0.299\text{MW/m}^2$)

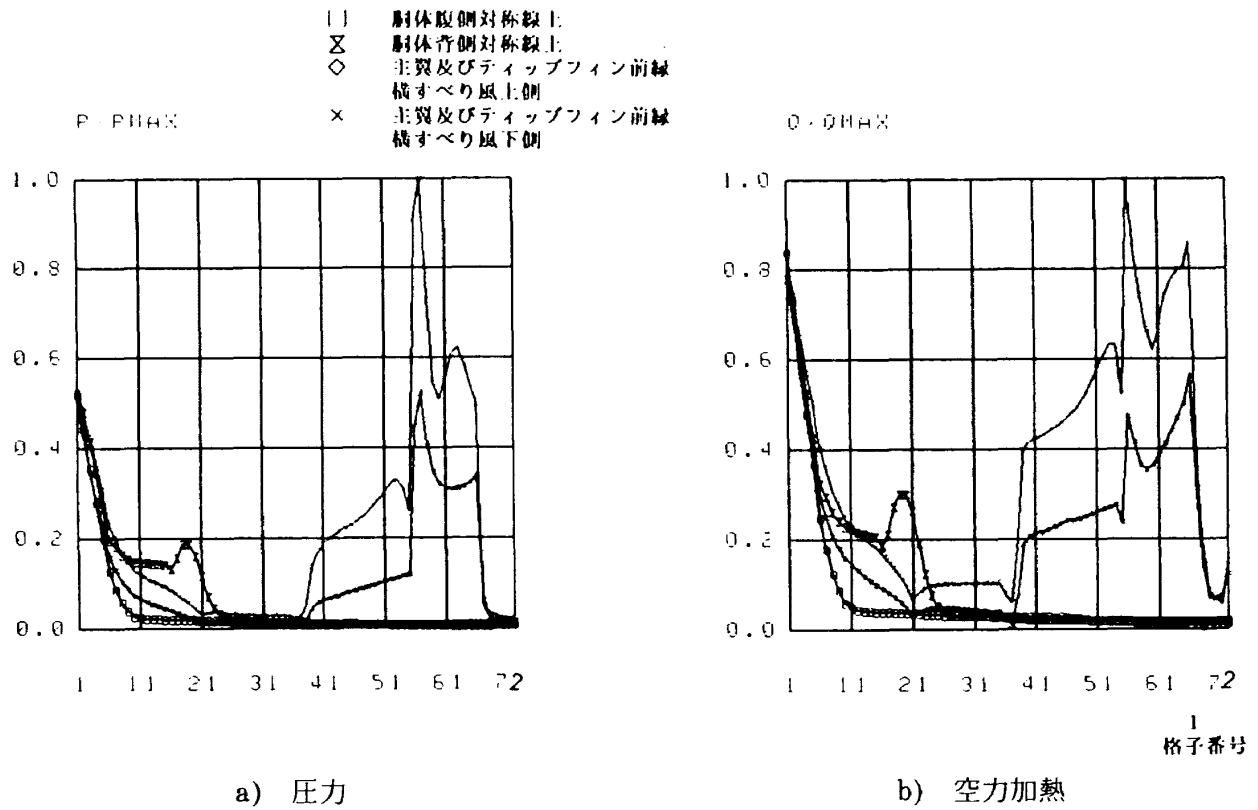


図84 62B形状表面圧力及び空力加熱分布
 (迎角0°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.357\text{MW/m}^2$)

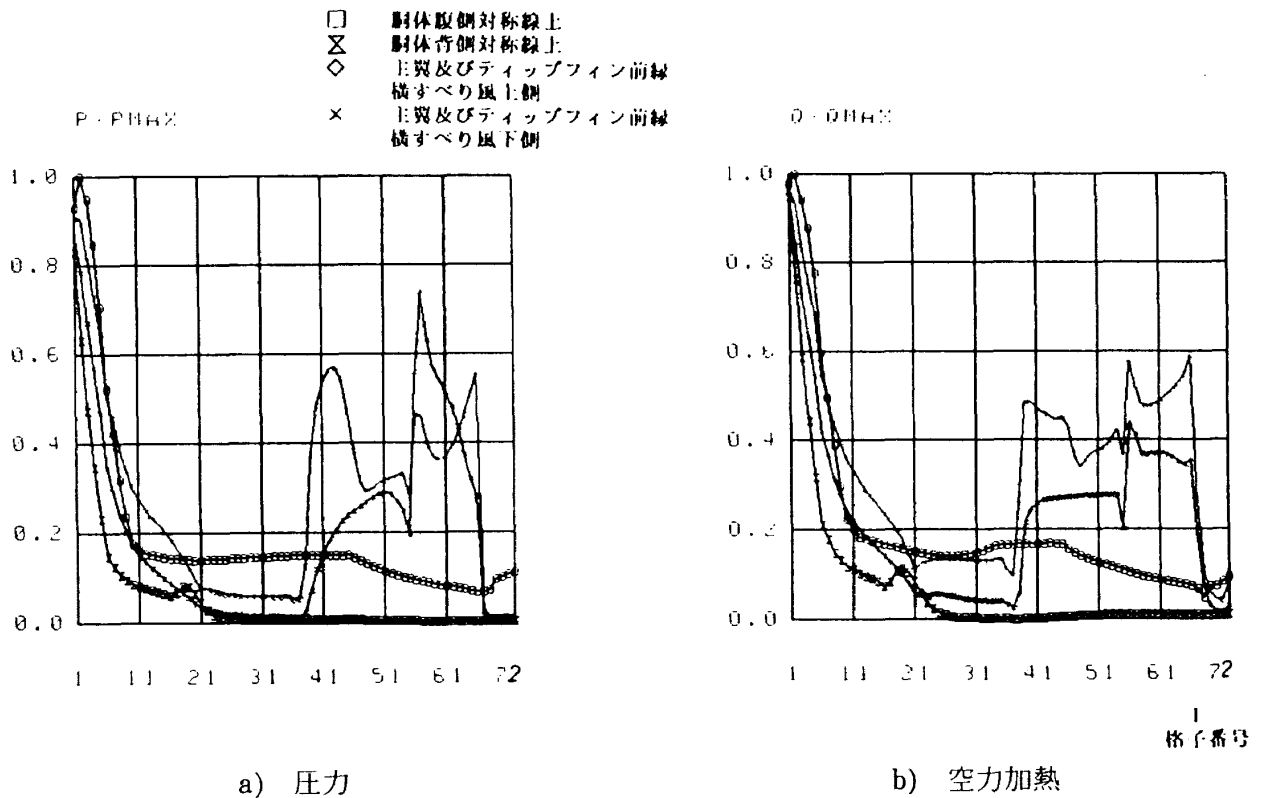


図85 62B形状表面圧力及び空力加熱分布
 (迎角20°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.365\text{MW/m}^2$)

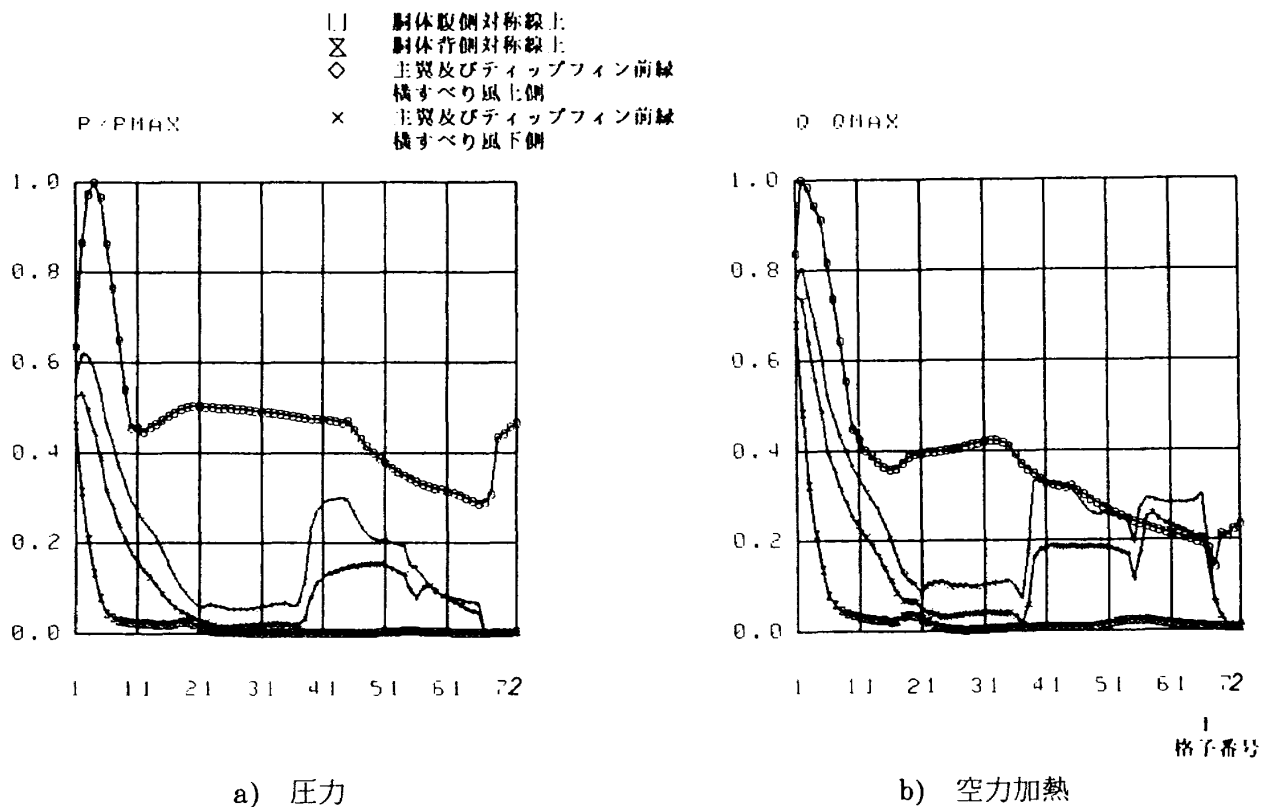


図86 62B形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角40°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.410\text{MW/m}^2$)

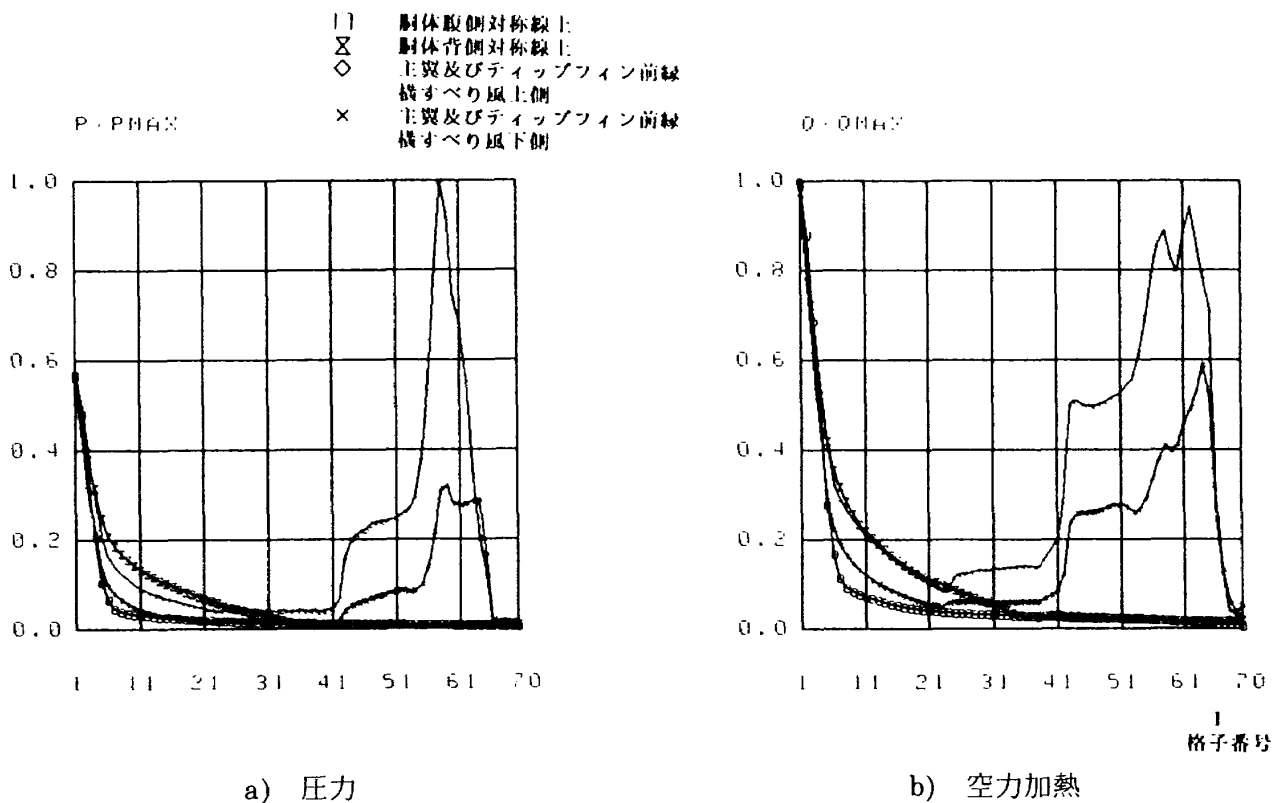


図87 62C形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角0°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.365\text{MW/m}^2$)

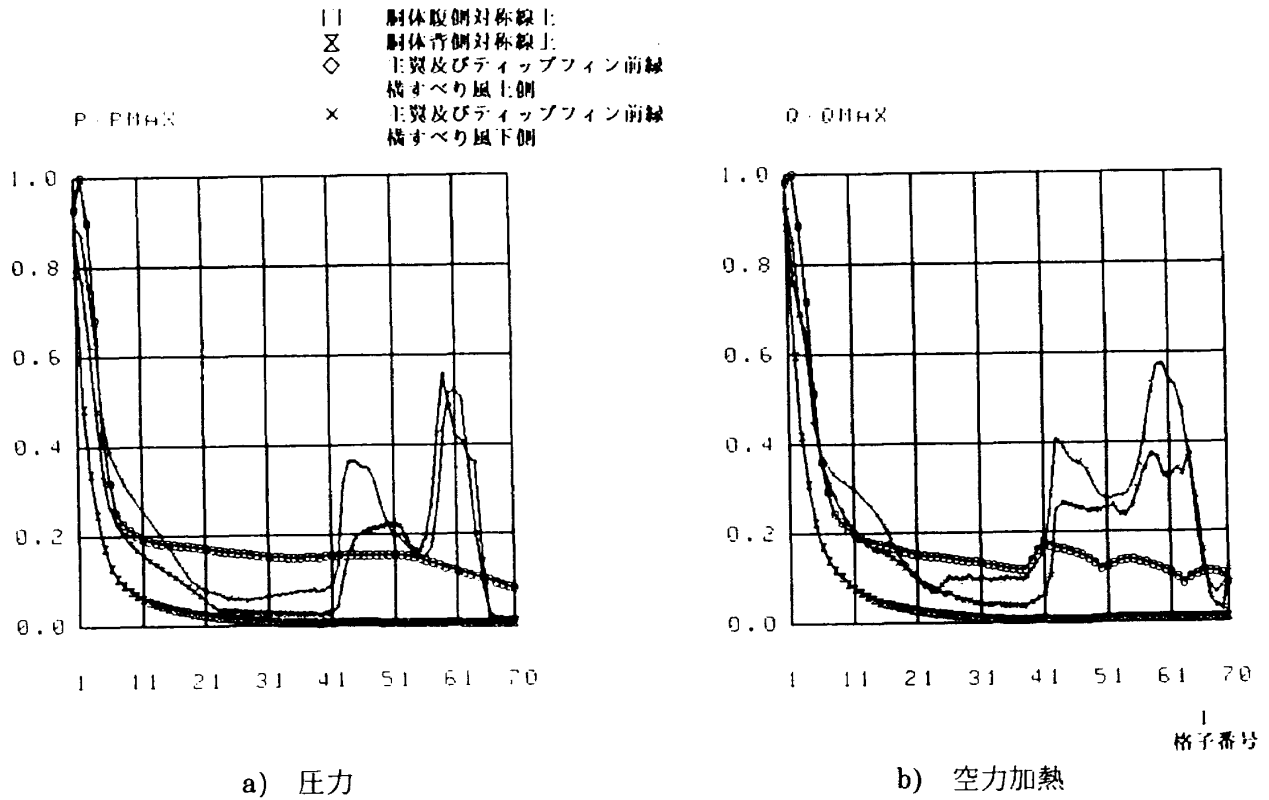


図88 62C形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角20°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.353\text{MW/m}^2$)

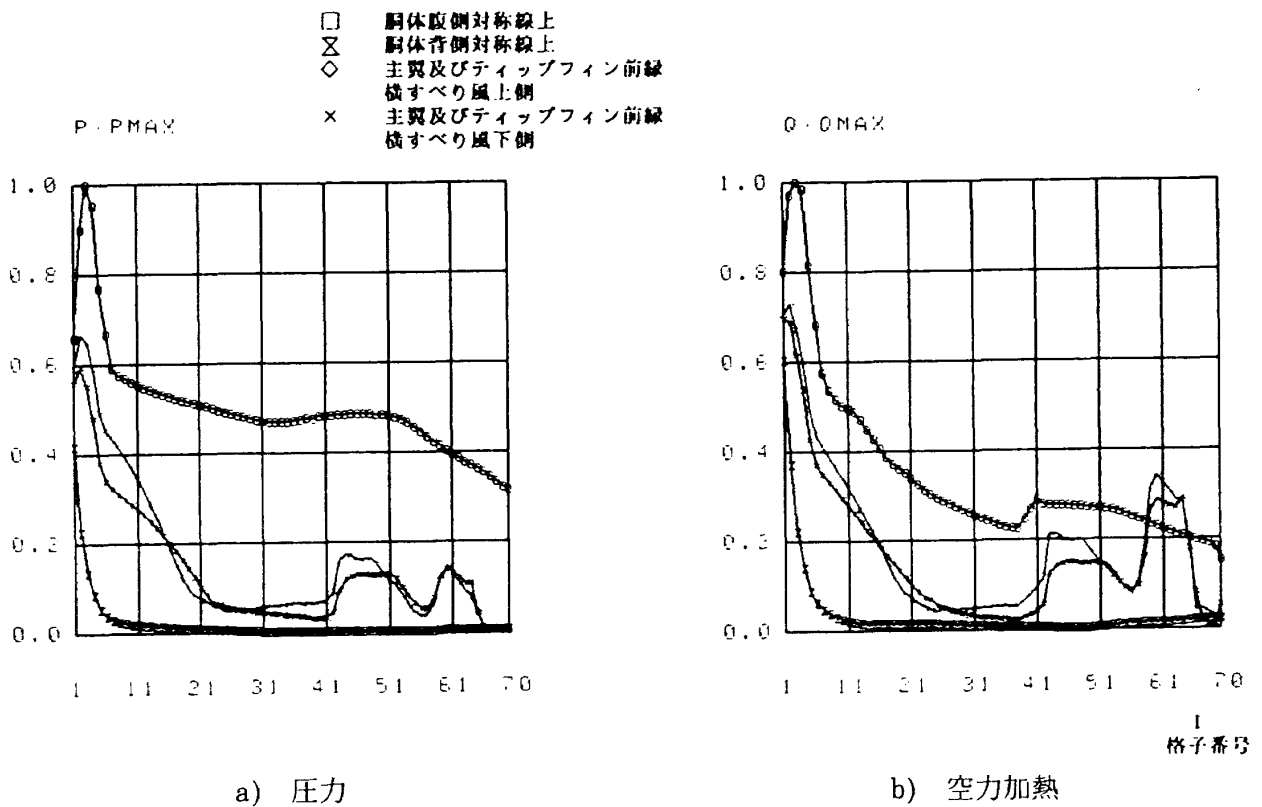


図89 62C形状表面圧力及び空力加熱分布
(迎角40°, 横すべり角5°, $Q_{stag}=0.353\text{MW/m}^2$)

る。

3-2-3 表面空力加熱線図

各形状の表面空力加熱線図を図90から図99に示す。等加熱率線の描きかたは対称計算の場合と同様である。本図の一連の結果により、横すべり角 β をとったときの空力加熱分布の非対称性が明らかになる。特に頭部およびティップフィン前縁に沿う空力加熱の高い領域で非対称性が顕著に現れている。

3-2-4 オイルフロー及び三次元流線図

各形状表面のオイルフローを図100から図109に示す。オイルフローは横すべり風上側側面、同斜め上方、背面、横すべり風下側側面、同斜め上方、及び腹面からの6角度からみた図を表示した。62A形状 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=5^\circ$ (図100)の結果では、胴体背面上、横すべり風上側から風下側にかけて流れがまわりこみ、剥離線が現れている。また主翼上面後縁の胴体との結合部付近にも左右に剥離線がみられる。ティップフィンまわりでは流れは円滑で剥離を起こしていない。迎角 $\alpha=20^\circ$ (図101)では、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、胴体上の剥離線は非対称性が明確である。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。また風上側ティップフィン内側の面に再付着領域がみられる。迎角 $\alpha=30^\circ$ (図102)では、横すべり風上側の主翼上面後縁にも逆流を伴う剥離領域が現れ、 $\alpha=40^\circ$ (図103)では、この剥離領域が主翼上面にひろがる傾向となる。また $\alpha=40^\circ$ では、図101の $\alpha=20^\circ$ の結果と同じく、横すべり風上側ティップフィン内側の面に再付着領域が現れている。但し、迎角 $\alpha=30^\circ$ ではこの領域が観察されず、レイノルズ数を低くとったための効果とも考えられるが、詳細は不明である。

62B形状のオイルフローでは62A形状の結果と比較して、迎角 $\alpha=0^\circ$ (図104)で、主翼上面にティップフィンからの衝撃波による剥離線の現れること、迎角 $\alpha=20^\circ$ (図105)で、胴体上面後方に二次剥離が観察されること、さらに迎角 $\alpha=40^\circ$ (図106)では、ティップフィン内側の舵面部で

強い吹き上げによる剥離線の発生すること等が特徴である。

62C形状では迎角 $\alpha=0^\circ$ (図107)のオイルフローは、62A形状のそれと類似し、迎角 $\alpha=20^\circ$ (図108)では胴体上面の剥離パターンが62B形状と似た傾向を示す。迎角 $\alpha=40^\circ$ (図109)の高迎角では主翼上面の剥離領域のしめる割合が他の形状と比較して多くなっている。一方、各形状を通じて胴体腹側及び主翼下面のオイルフローの非対称性は背面に比べて小さい。

迎角 $\alpha=40^\circ$ 、横すべり角 $\beta=5^\circ$ の各形状の三次元流線図を、対称計算ケースの場合と同様に、図110に示す。

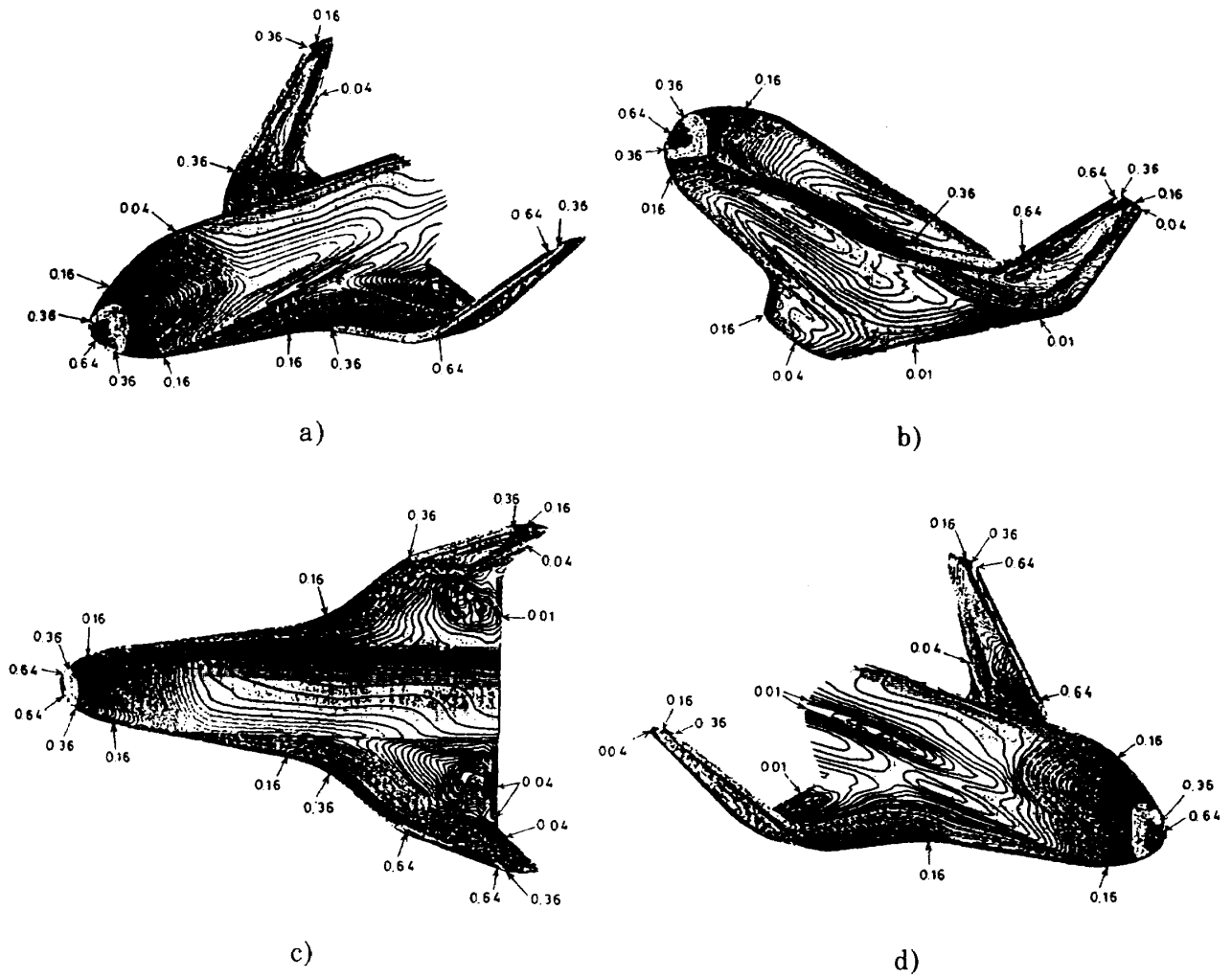
3-2-5 断面流線図

図111, 112に62A, 62B形状の $\alpha=20^\circ$ 、 $\beta=5^\circ$ における断面流線図を示す。本図により渦の発生状態や流れの非対称性が容易に判別できる。両形状とも胴体上部に非対称な渦が発生し、主翼後方のティップフィンの根元では流線の集まる特異点が現れている。また図からティップフィン前縁曲率半径の違いも明らかで、それに応じた両形状の空力加熱量の違いも容易に理解されよう。

3-2-6 実験値との比較

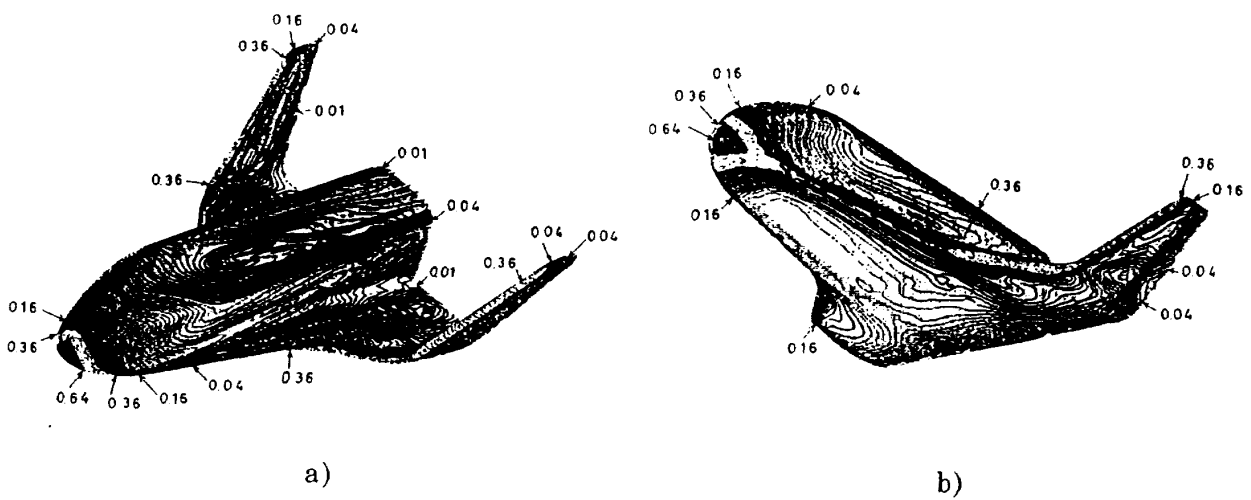
各形状に対する揚力、抗力、横力、縦揺れモーメント、ローリングモーメント、及び偏揺れモーメント係数の結果を図113から図114に示す。横の空力モーメント係数を算定する際の平均スパン長は62A, 62B, 62Cの各形状に対して、それぞれ実寸法で5.36m, 7.76m および6.80mである。その他の基準面積等の値は対称計算の場合と同様である。対称計算の結果と比較して各係数とも実験結果との一致の精度はやや低下するが、縦揺れモーメント係数を除いて設計上満足のいくデータが得られている。

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116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° の例である。図116(a)は横すべり風上側の側面上、(b)図は腹面



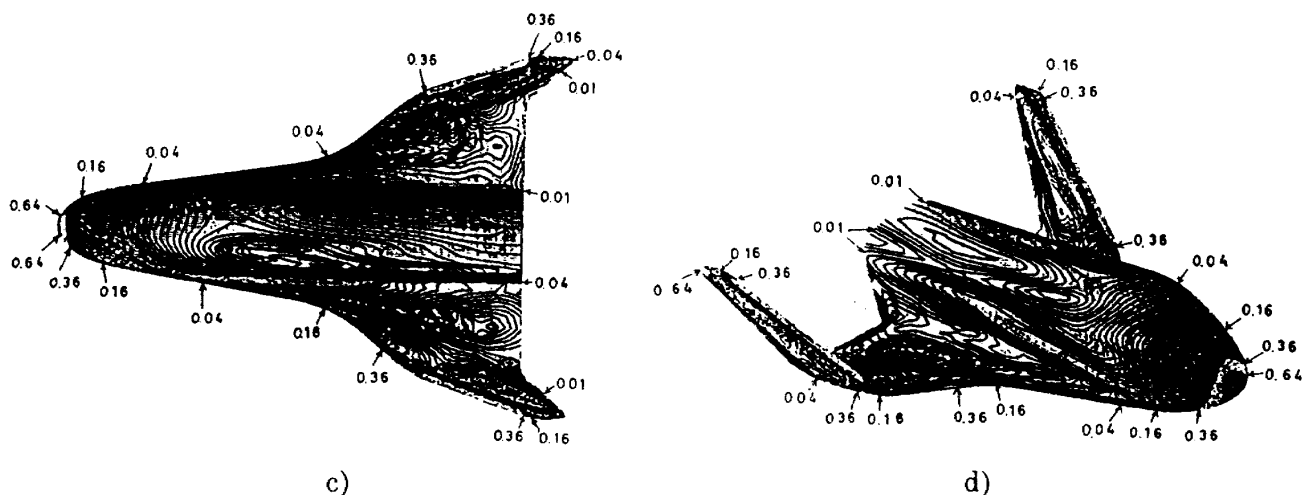
62A Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図90 62A形状表面空力加熱線図(迎角 0° , 横すべり角 5°)



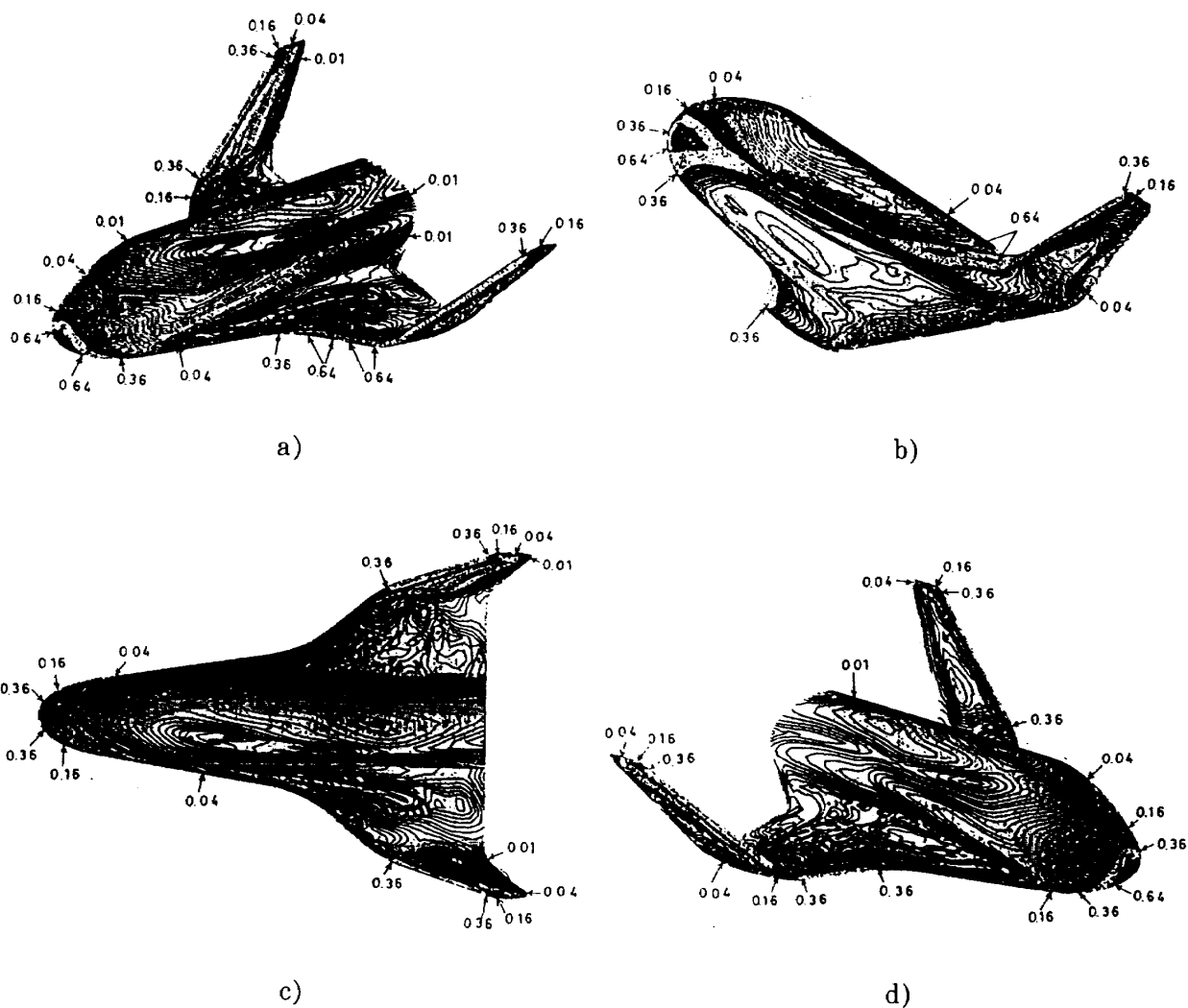
62A Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図91 62A形状表面空力加熱線図(迎角 20° , 横すべり角 5°)



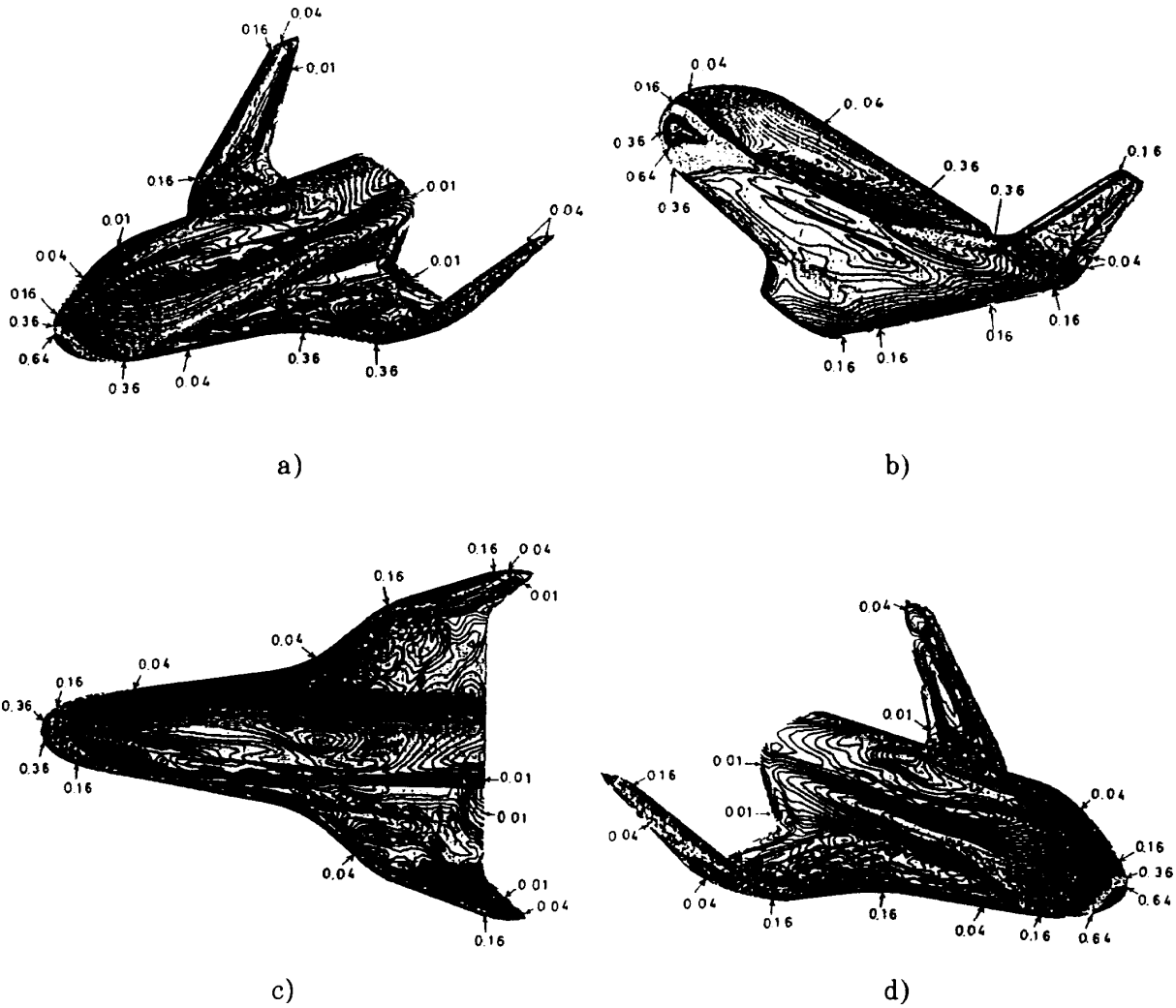
62A Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図91 62A形状表面空力加熱線図（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



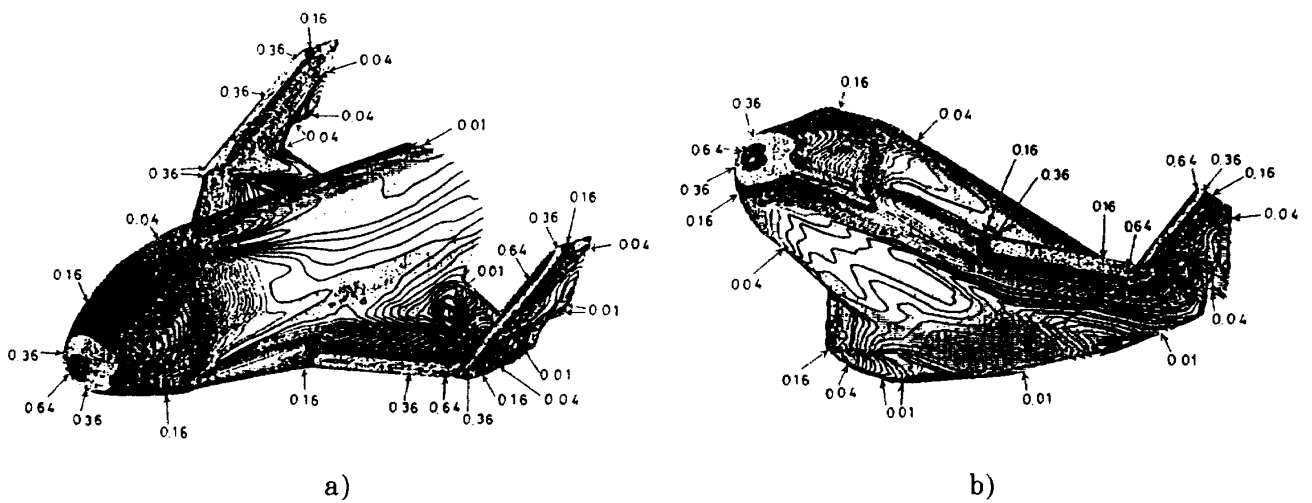
62A Heat Transfer Results for $\alpha=30^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=0.8 \times 10^6$)

図92 62A形状表面空力加熱線図（迎角 30° ，横すべり角 5° ）



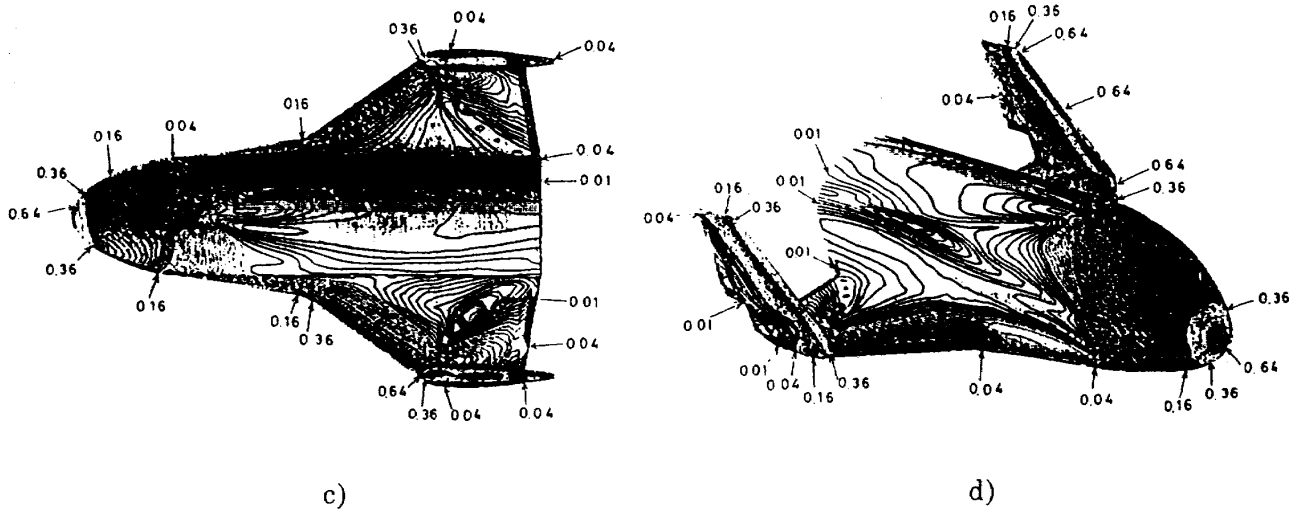
62A Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図93 62A形状表面空力加熱線図(迎角 40° , 横すべり角 5°)



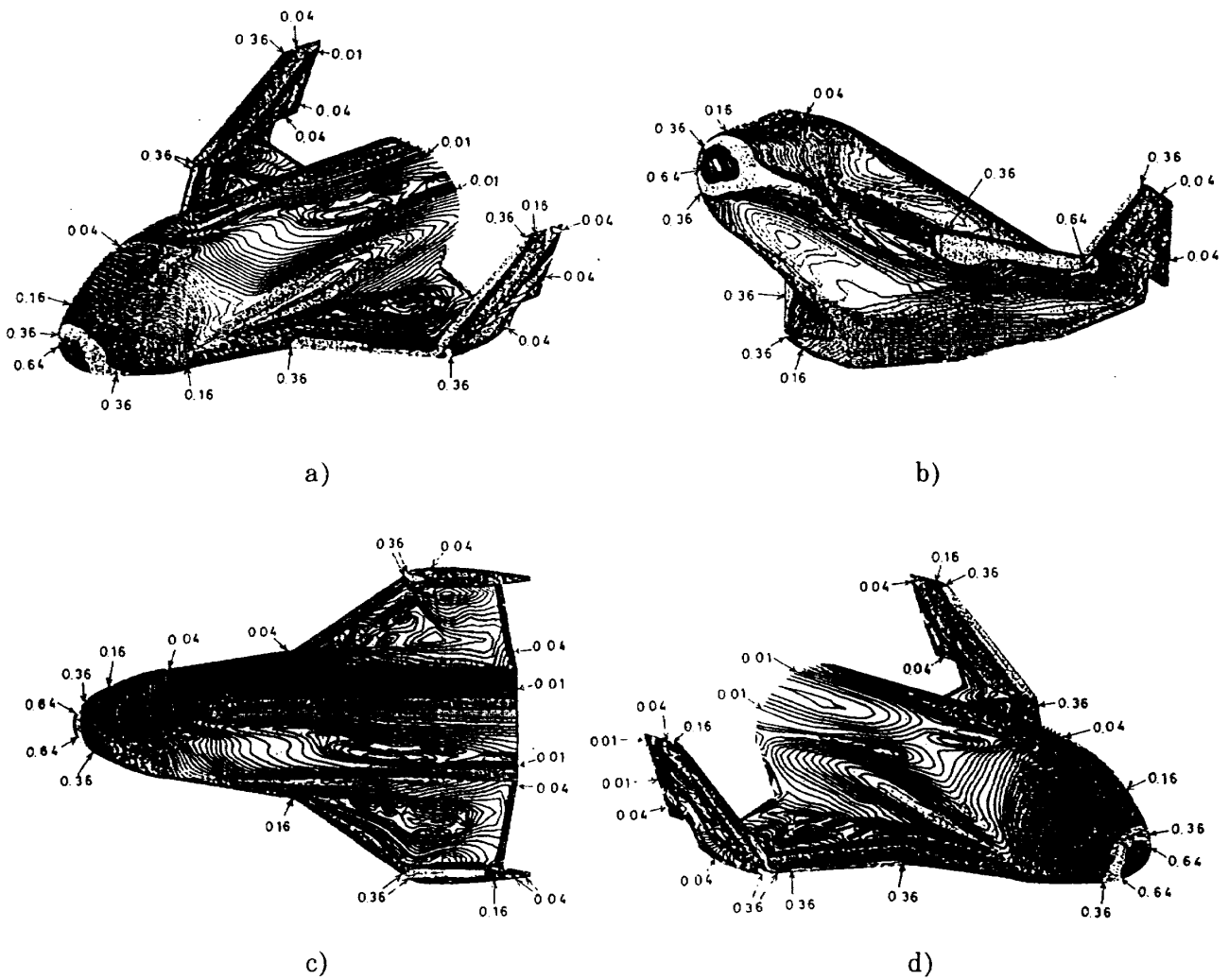
62B Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図94 62B形状表面空力加熱線図(迎角 0° , 横すべり角 5°)



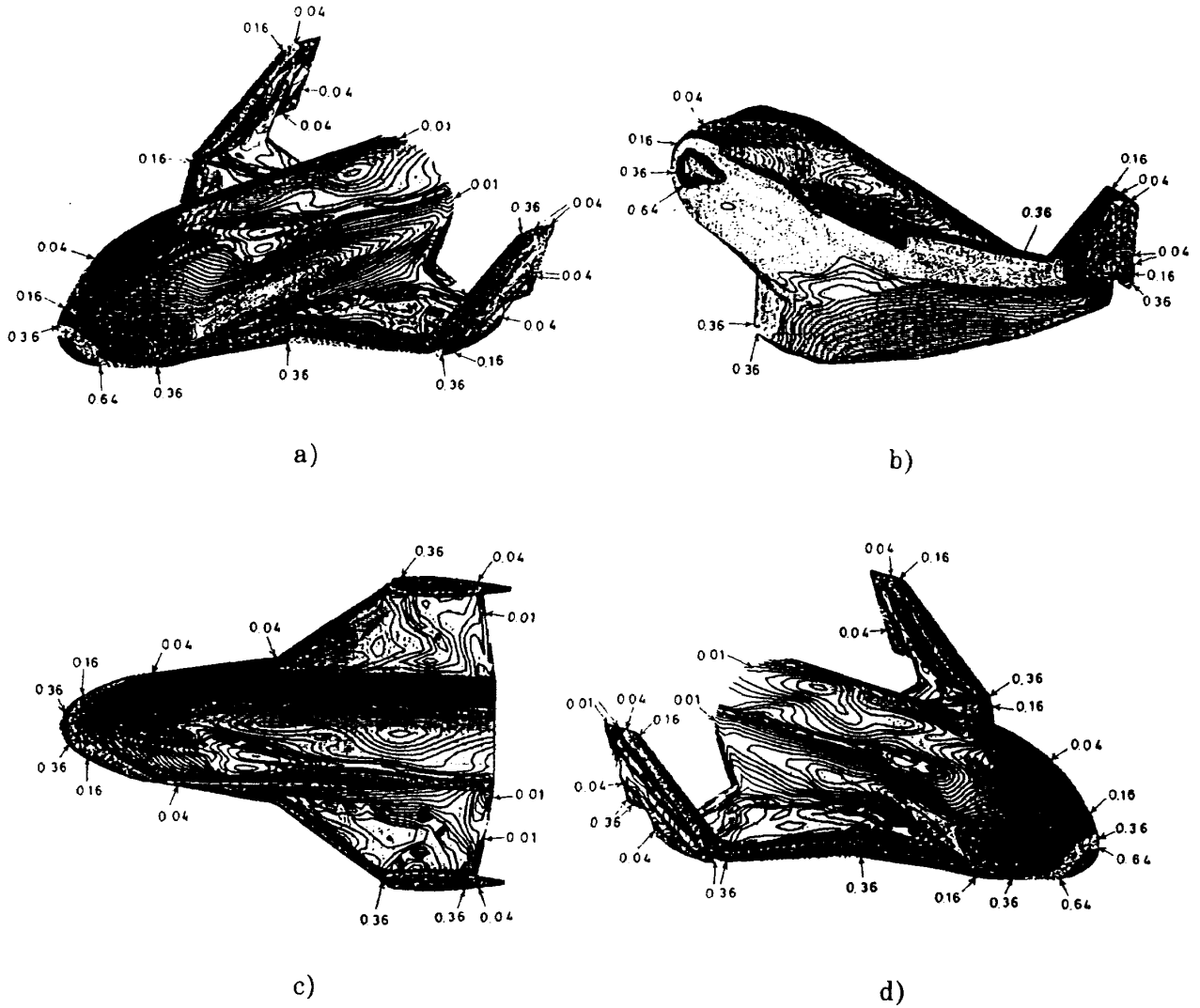
62B Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$
 $(M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6)$

図94 62B形状表面空力加熱線図(迎角 0° , 横すべり角 5°)



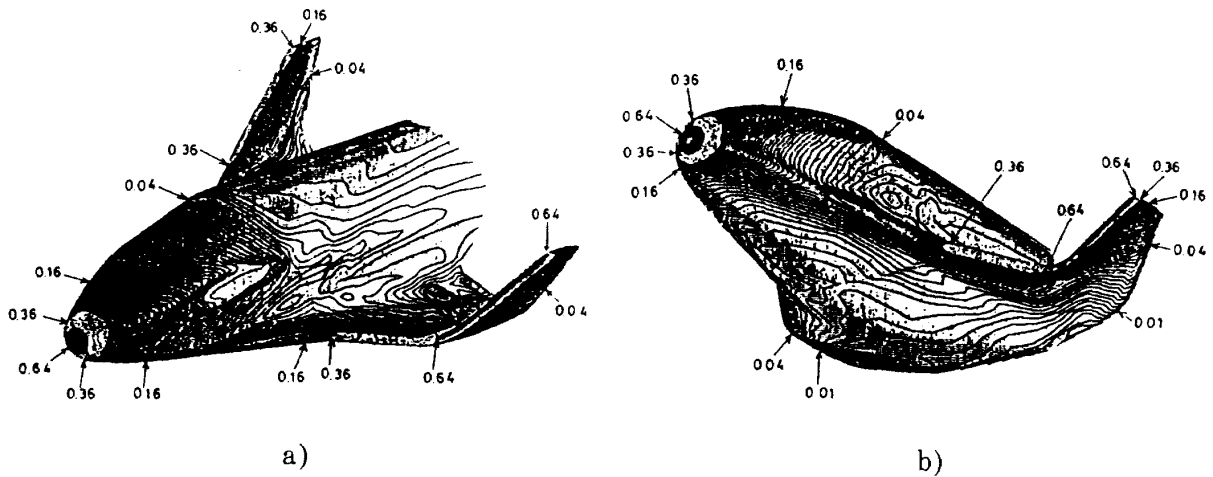
62B Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$
 $(M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6)$

図95 62B形状表面空力加熱線図(迎角 20° , 横すべり角 5°)



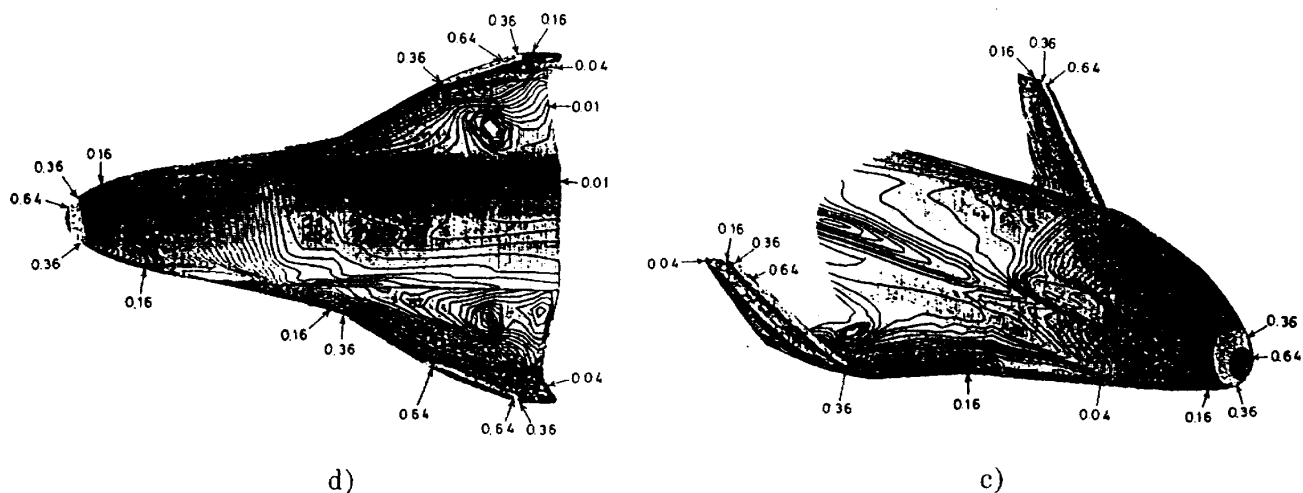
62B Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図96 62B形状表面空力加熱線図(迎角40°, 横すべり角5°)



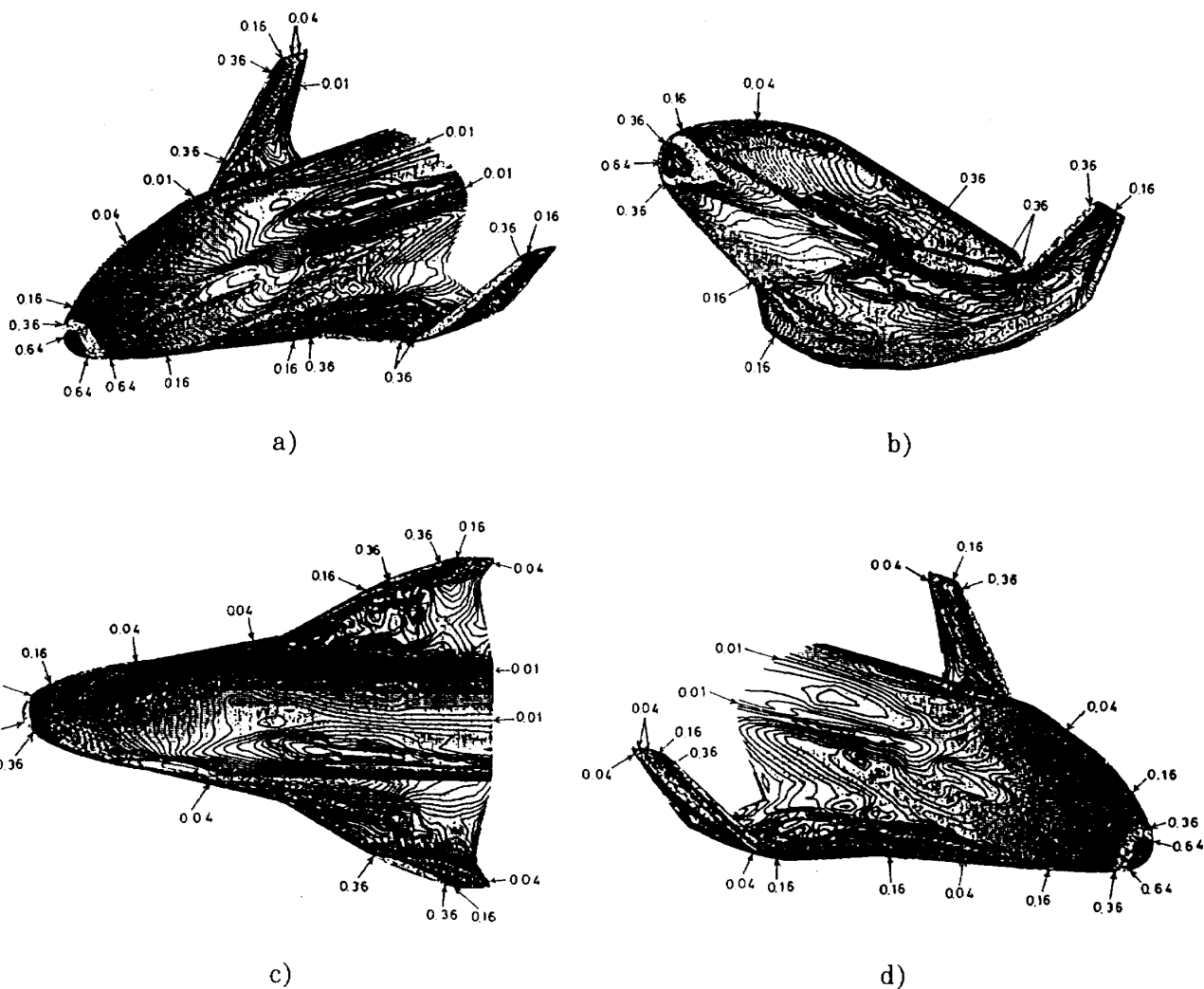
62C Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図97 62C形状表面空力加熱線図(迎角0°, 横すべり角5°)



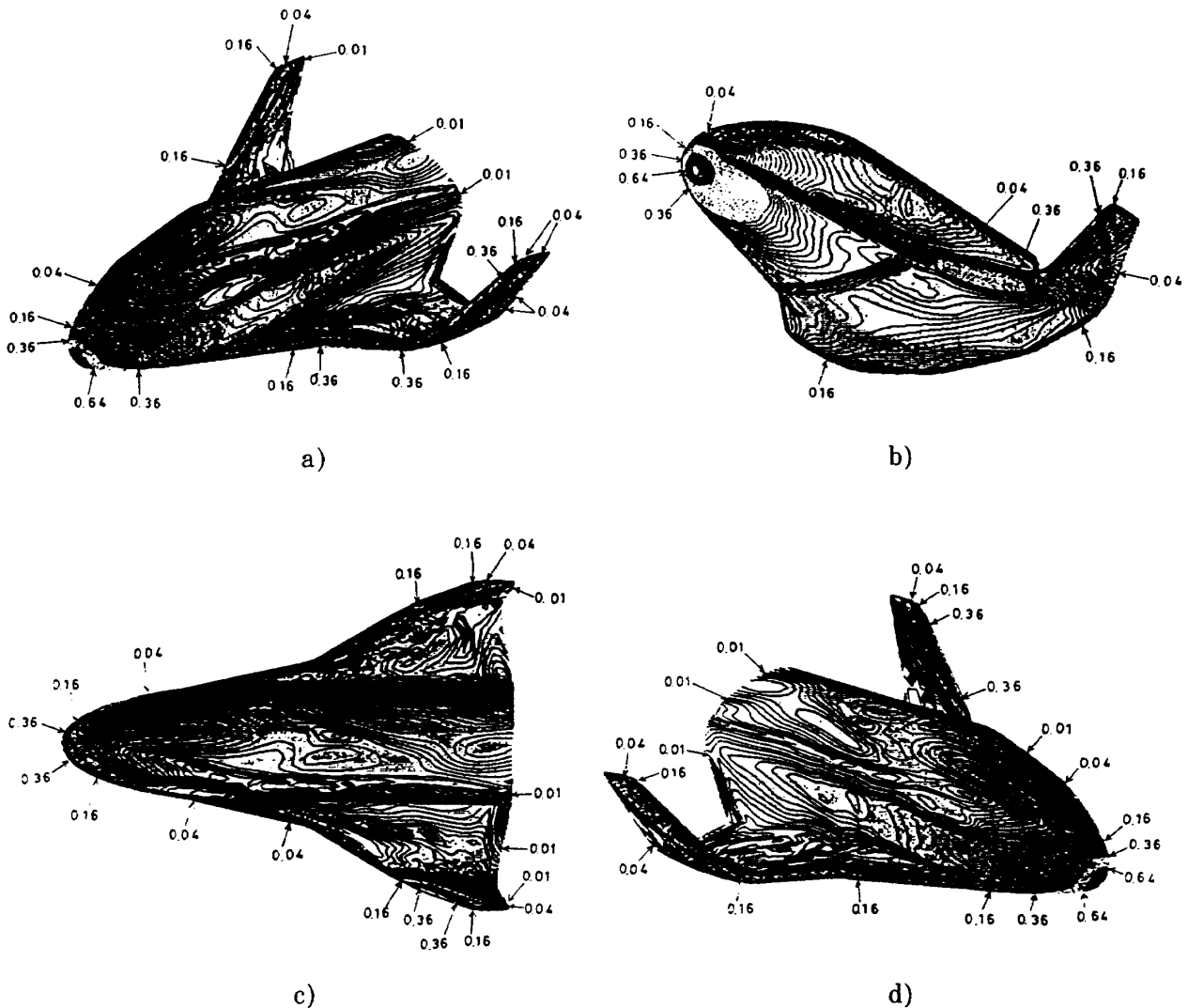
62C Heat Transfer Results for $\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図97 62C形状表面空力加熱線図(迎角 0° , 横すべり角 5°)



62C Heat Transfer Results for $\alpha=20^\circ, \beta=5^\circ$
 ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図98 62C形状表面空力加熱線図(迎角 20° , 横すべり角 5°)



62C Heat Transfer Results for $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$
 $(M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6)$

図99 62C形状表面空力加熱線図(迎角 40° , 横すべり角 5°)

上の空力加熱分布である。数値解析結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。実験結果の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おり、曲率半径の小さい模型では、空力加熱を高めに見積もる傾向がある⁸⁾。詳細な検討は実験精度の向上も含めて今後の課題である。

4. 計算結果の考察と課題

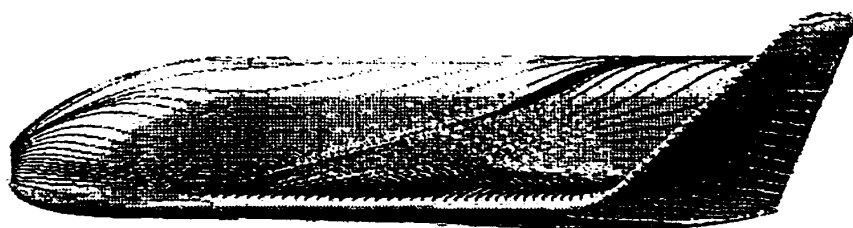
三種類のHOPEオービタ形状に対する一連の極超音速領域での数値計算を行った結果、以下のことが結論される。

1. 極超音速領域では機体まわりに生じる衝撃波及びその干渉は主翼、ティップフィン前縁に沿

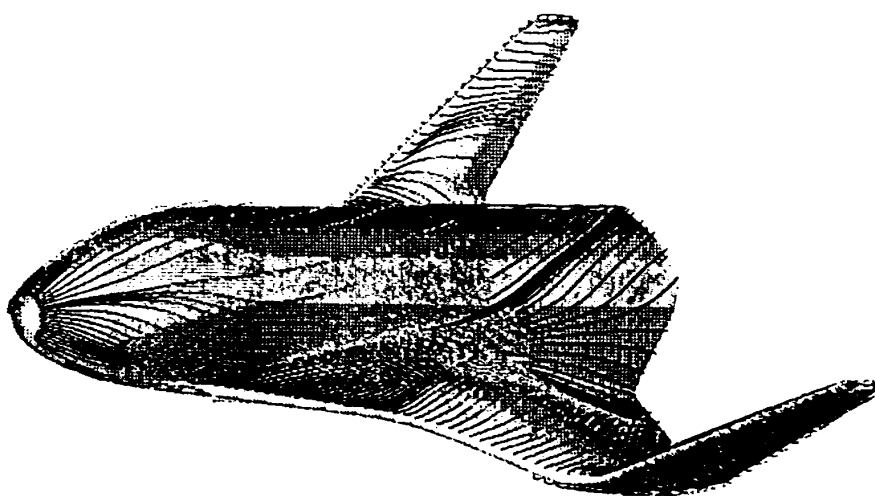
う圧力及び空力加熱分布に大きな影響を及ぼす。したがって、主翼及びティップフィンの前縁後退角と曲率半径の設定、またそれらの迎角、横すべり角等の姿勢角との関係を詳細に調べることは空力設計上極めて重要である。

2. 本数値解析コードによる空力係数の結果は対称、非対称計算ケースとも大迎角にいたるまで、実験結果と極めて良好な一致を示す。空力加熱に関しては、主翼及びティップフィンの前縁に沿う局所的なピーク値の定量的な計測は実験では非常に困難で、本数値計算はこの面で大きく貢献する。

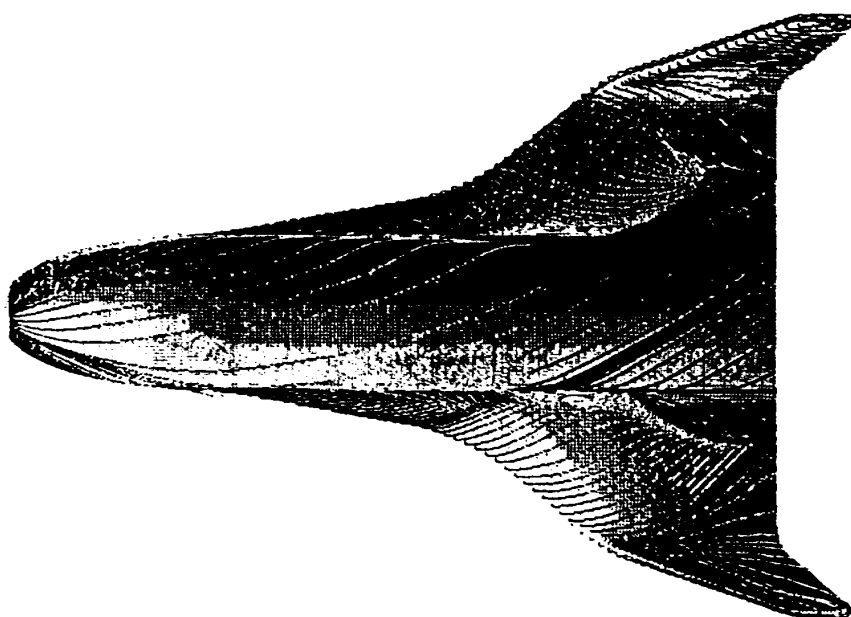
3. 数値シミュレーションでは複雑な剥離再付着や衝撃波干渉パターンをみることが容易で全体的な三次元流れの特性を理解し、把握する上で重



a)



b)



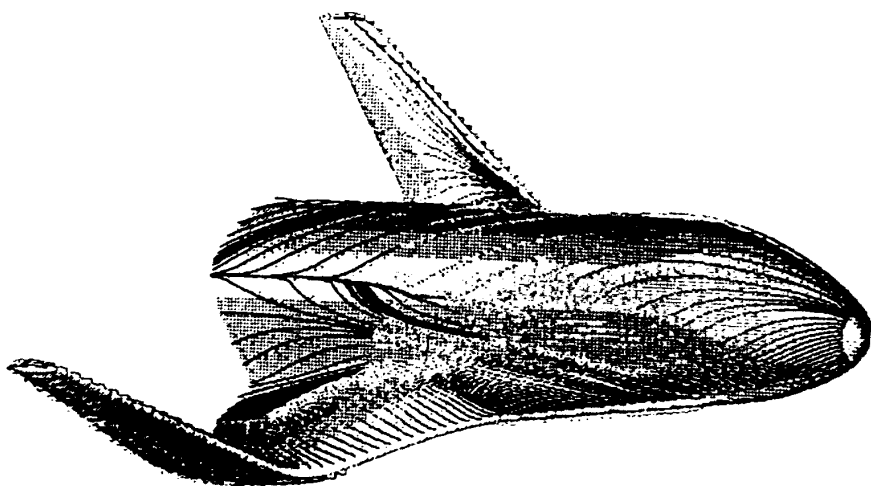
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

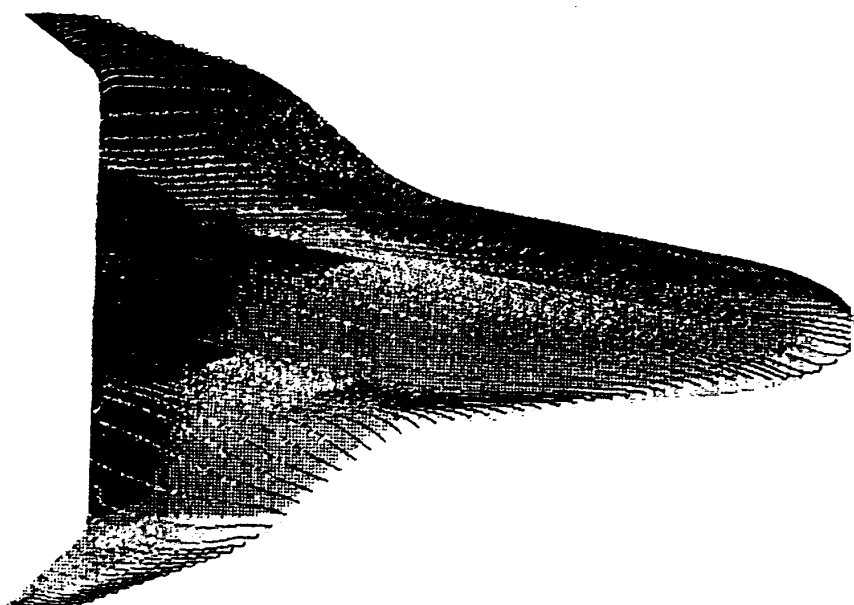
図100 62A形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



d)



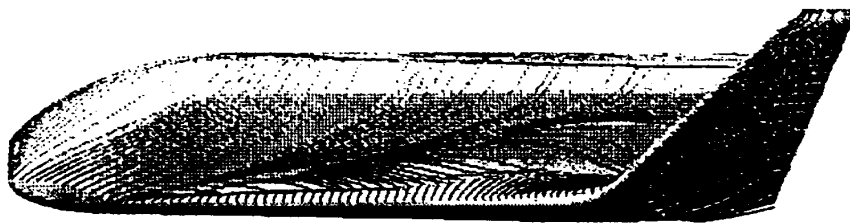
e)



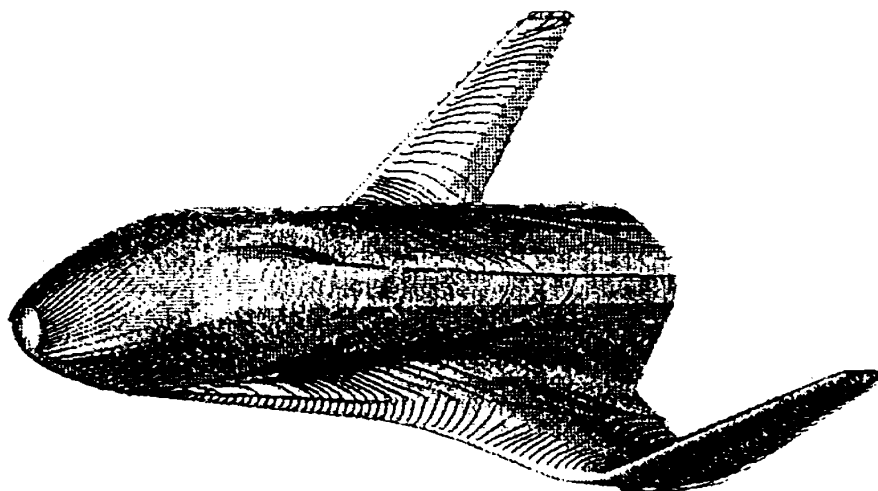
f)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

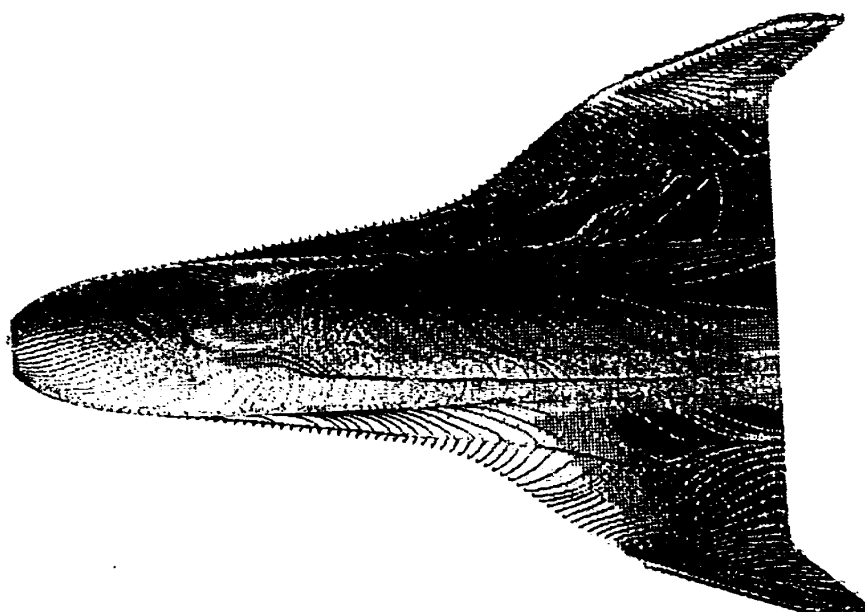
図100 62A形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



a)



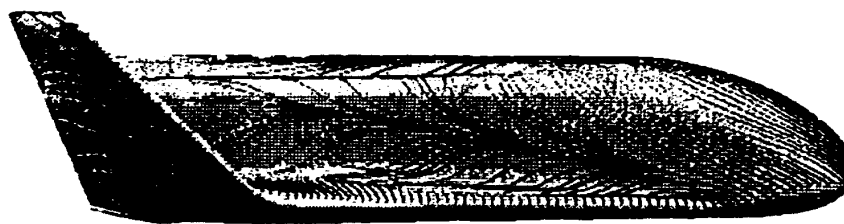
b)



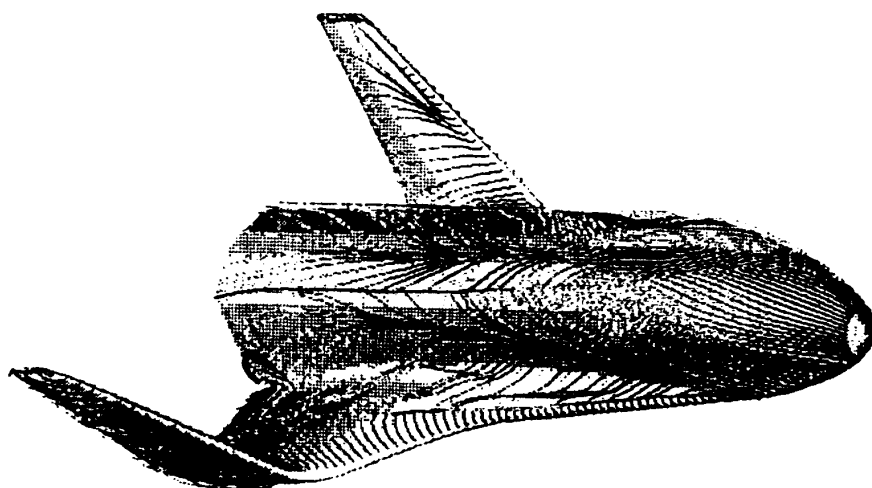
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

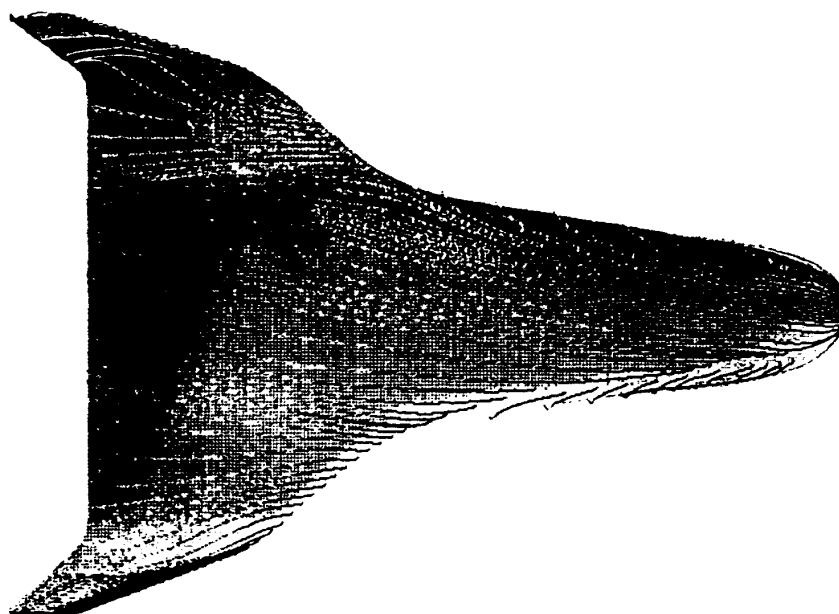
図101 62A形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



d)



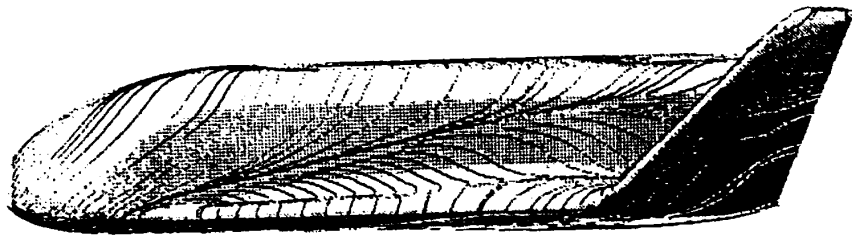
e)



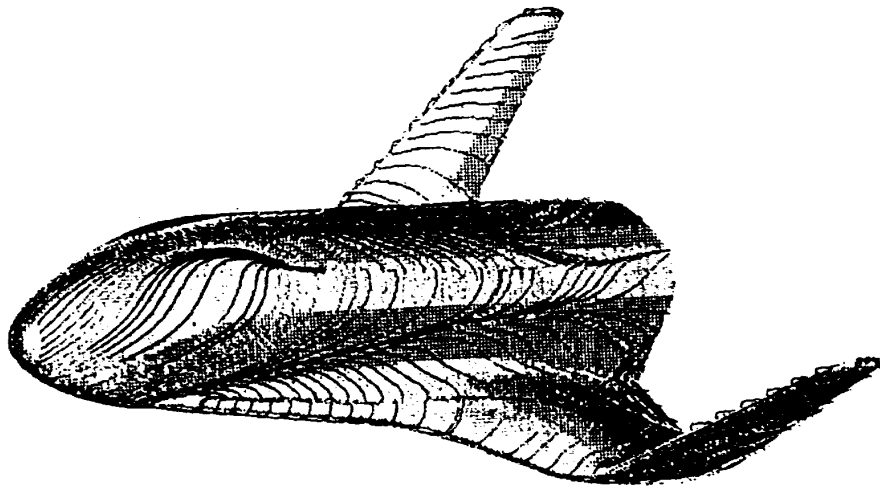
f)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

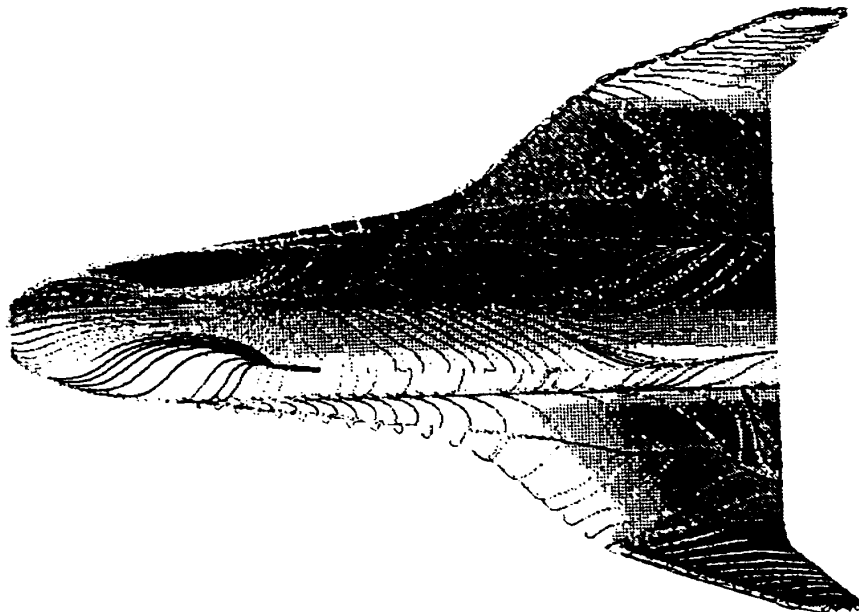
図101 62A形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



a)



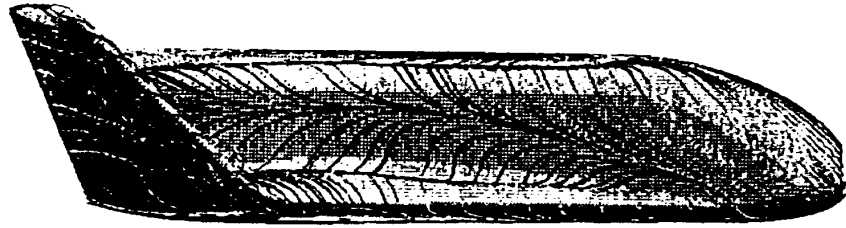
b)



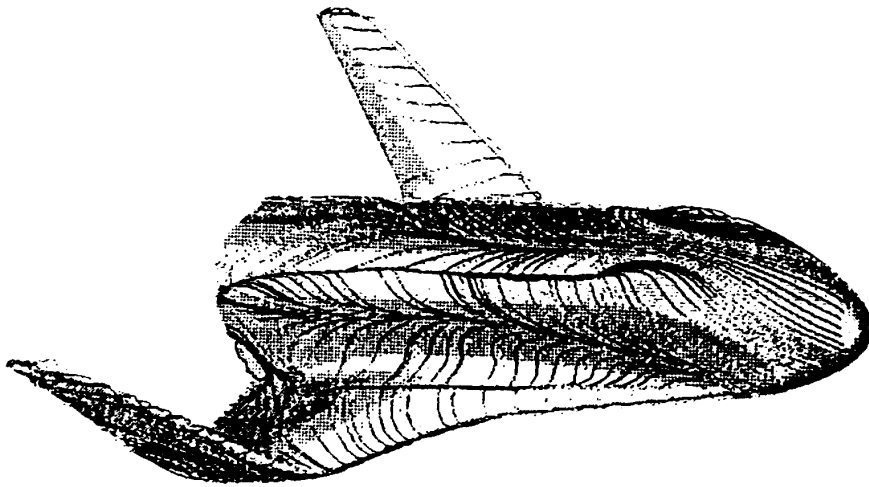
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=0.8 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$, $\beta=5^\circ$)

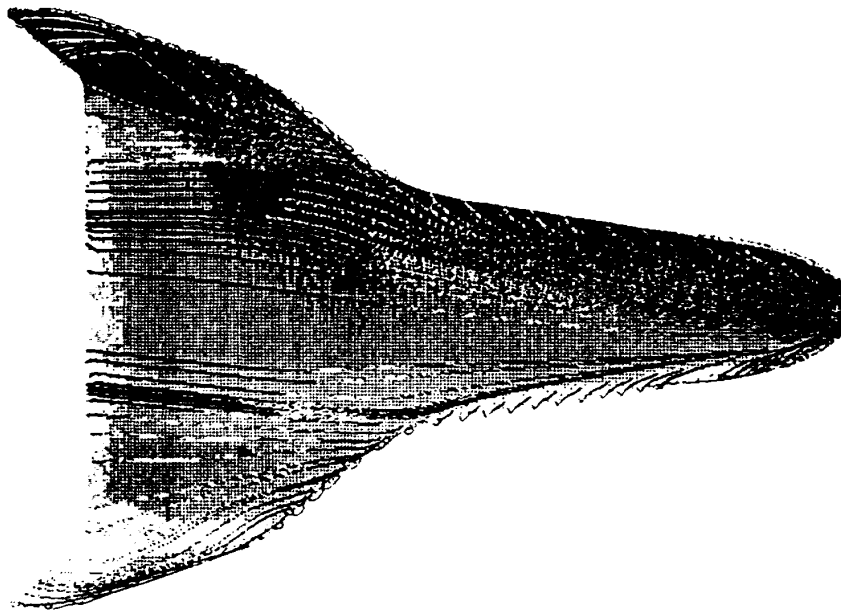
図102 62A形状オイル・フロー（迎角 30° ，横すべり角 5° ）



d)



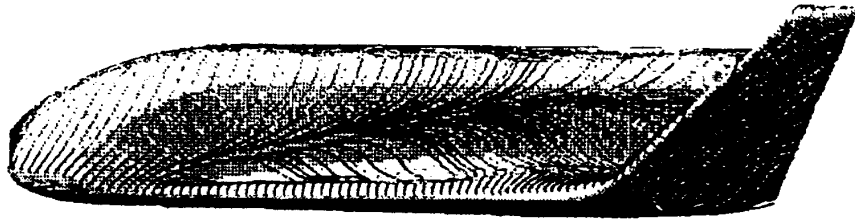
e)



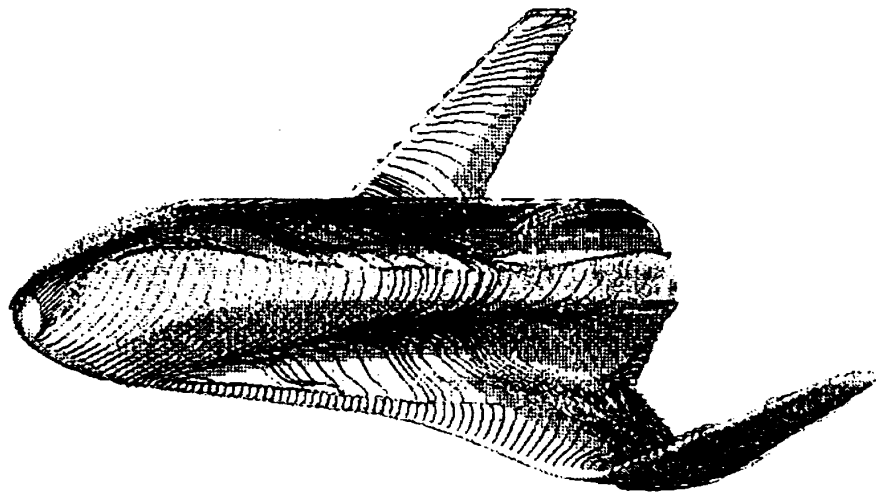
f)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=0.8 \times 10^6$, $\alpha=30^\circ$, $\beta=5^\circ$)

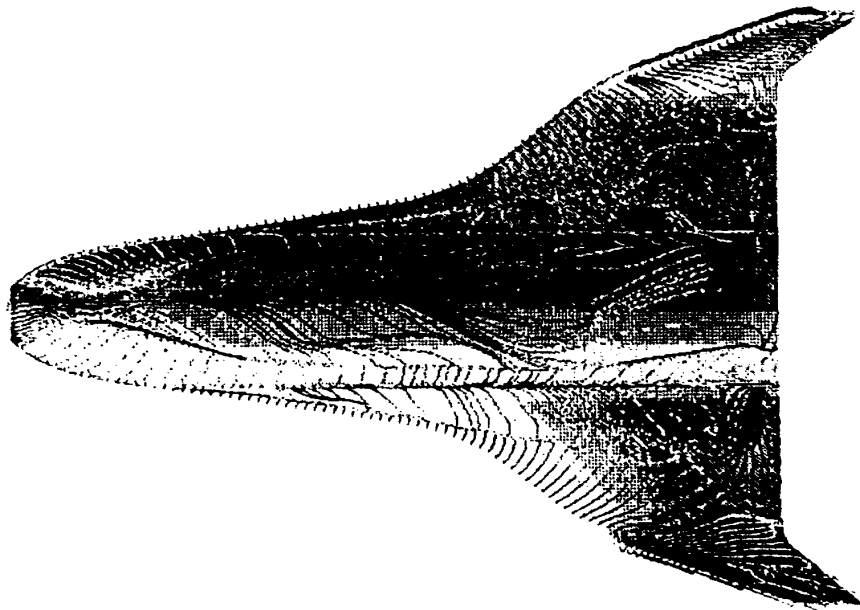
図102 62A形状オイル・フロー（迎角 30° ，横すべり角 5° ）



a)



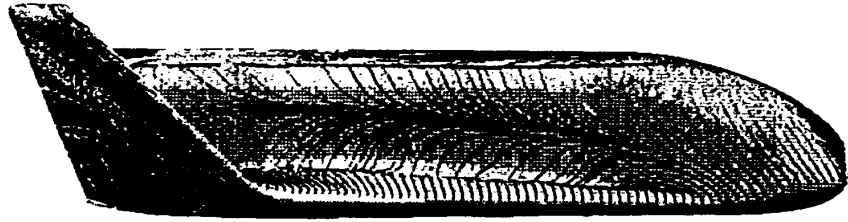
b)



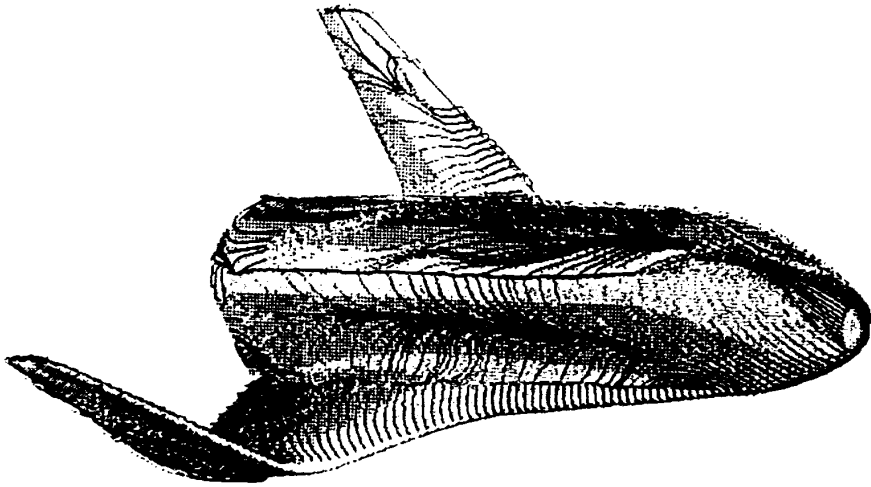
c)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

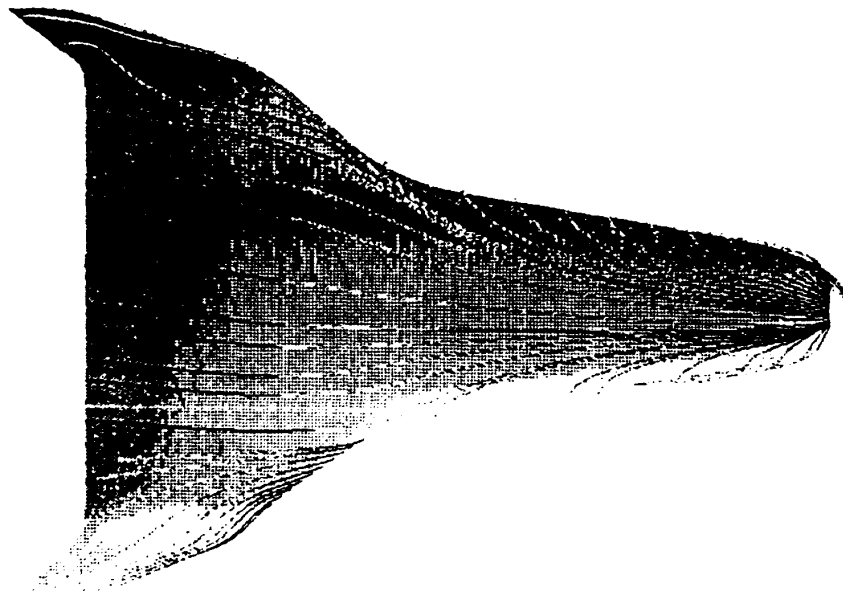
図103 62A形状オイル・フロー（迎角 40° ，横すべり角 5° ）



d)



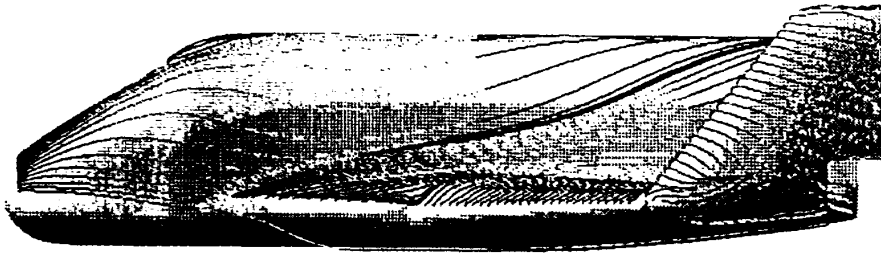
e)



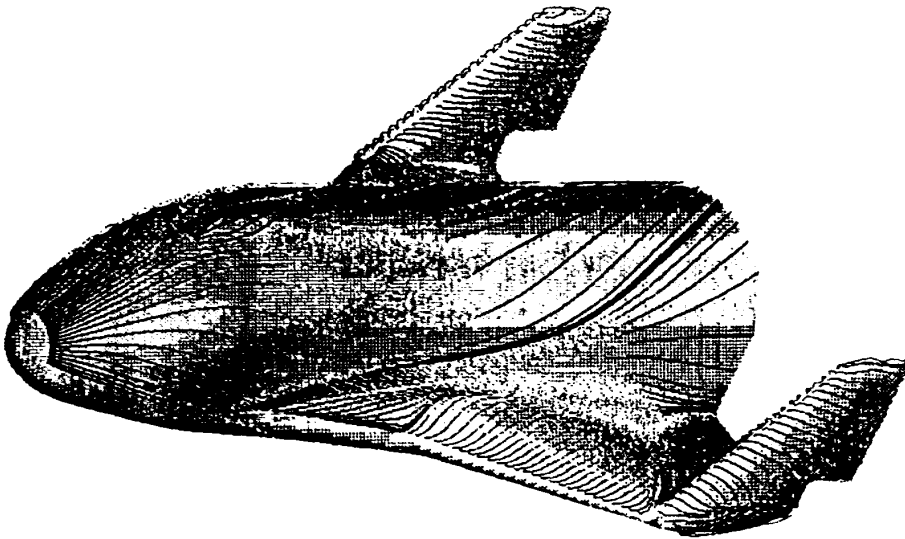
f)

62A Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

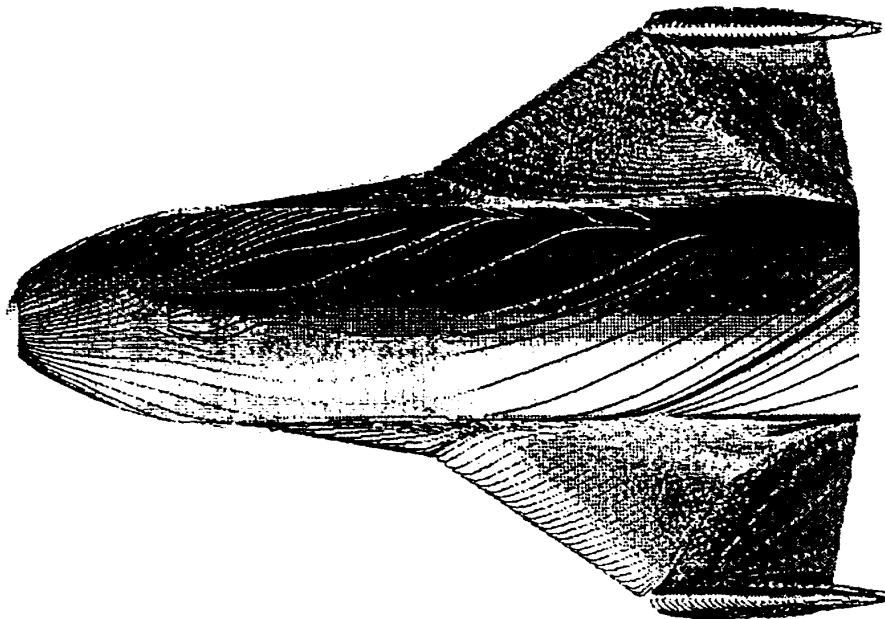
図103 62A形状オイル・フロー（迎角 40° ，横すべり角 5° ）



a)



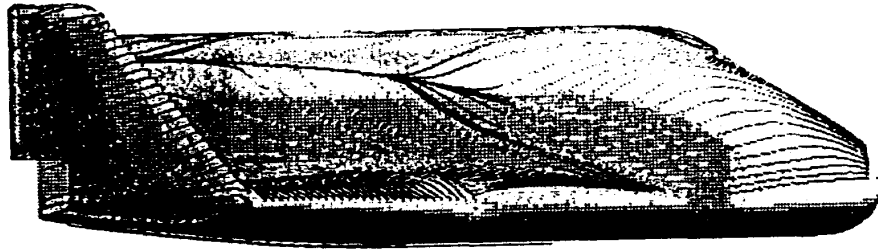
b)



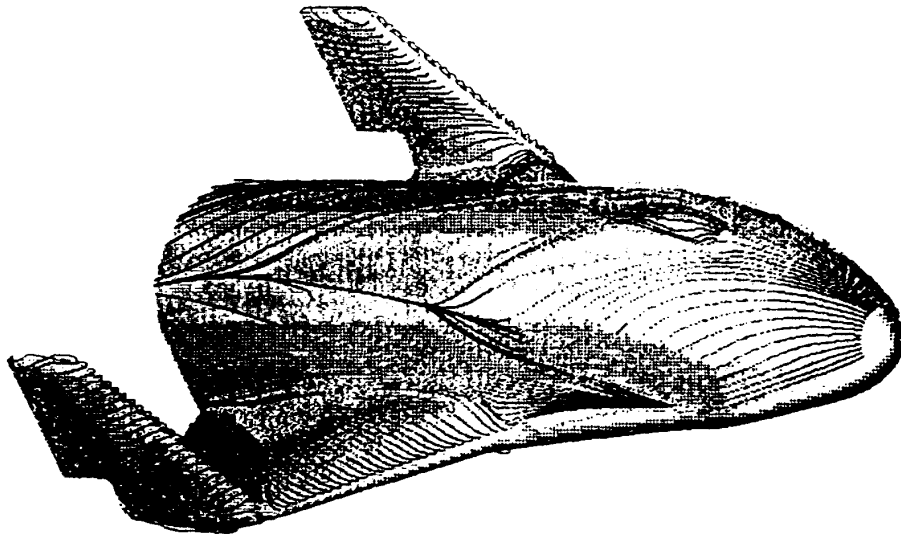
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

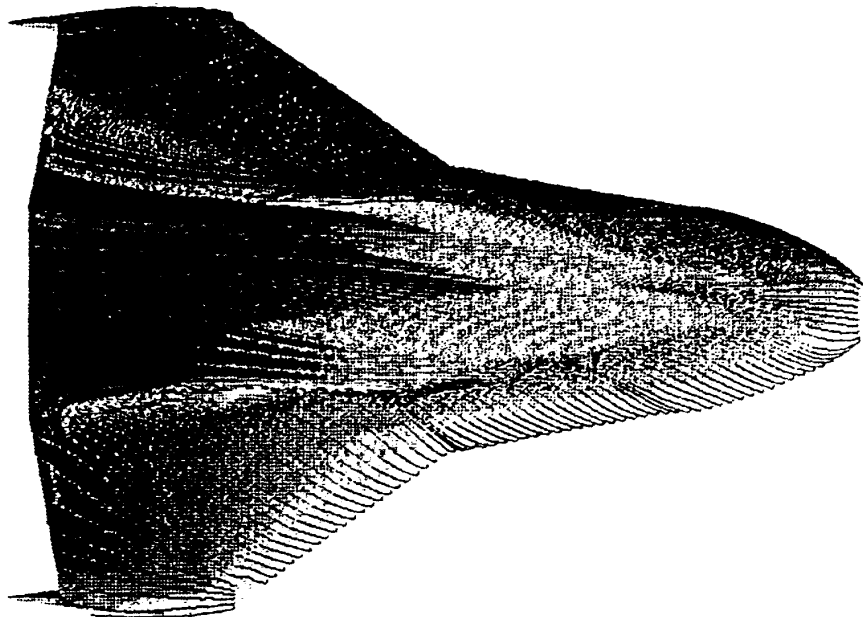
図104 62B形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



d)



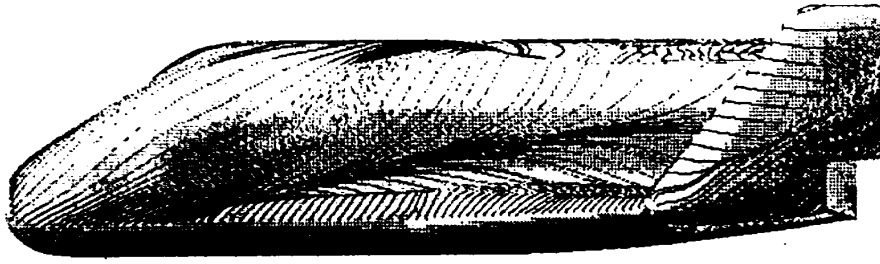
e)



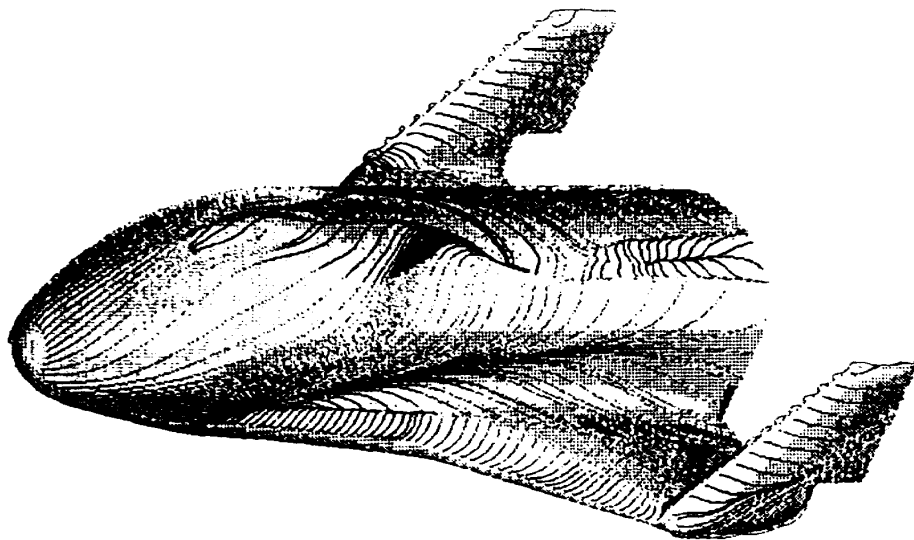
f)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

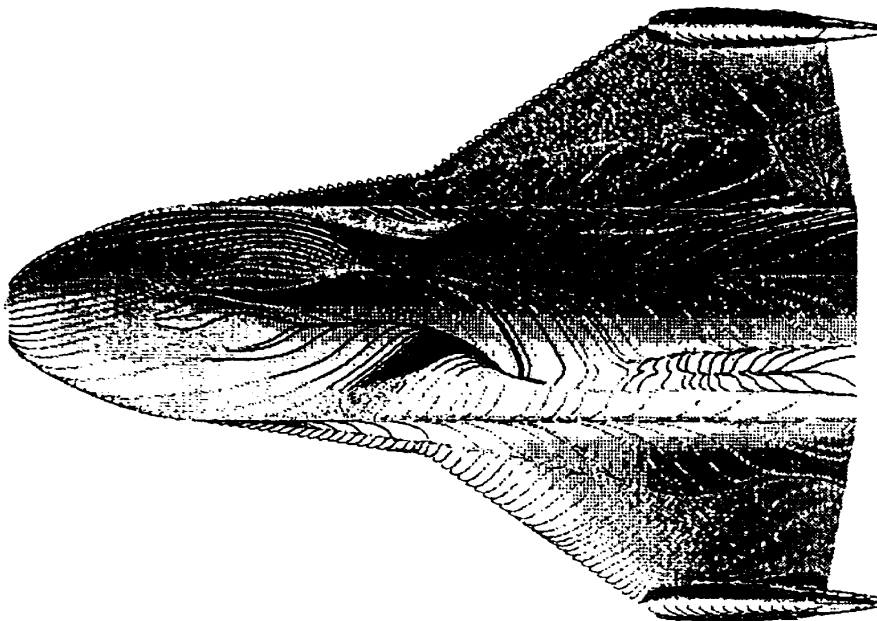
図104 62B形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



a)



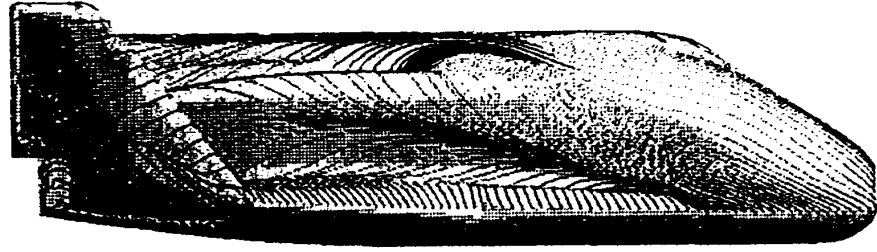
b)



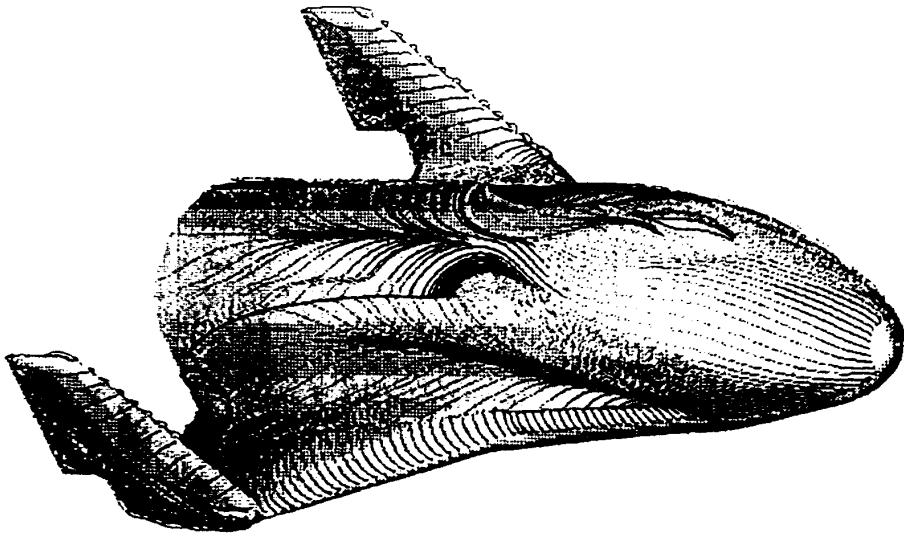
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

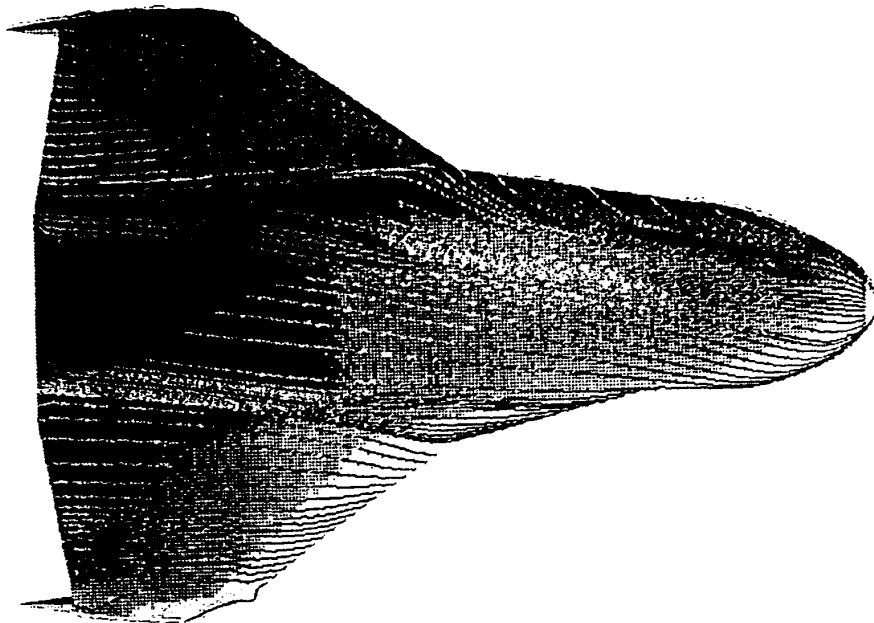
図105 62B形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



d)



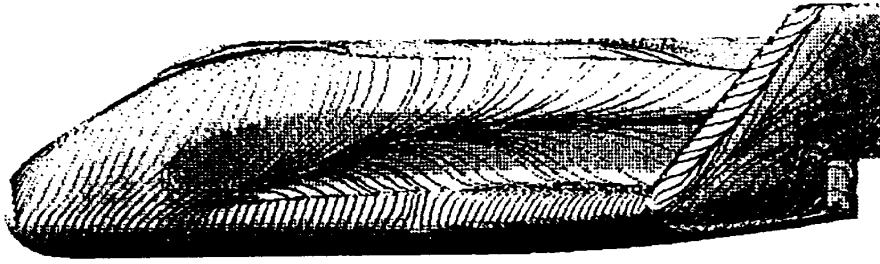
e)



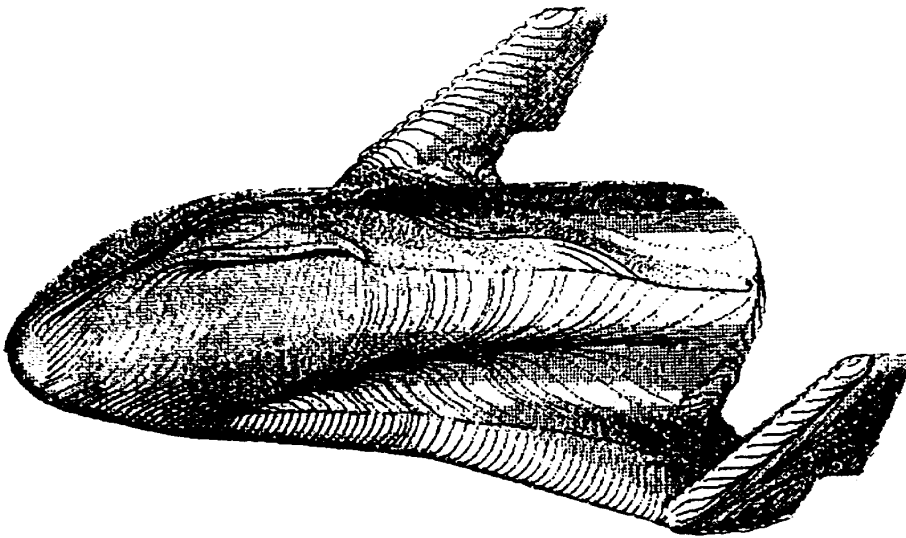
f)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

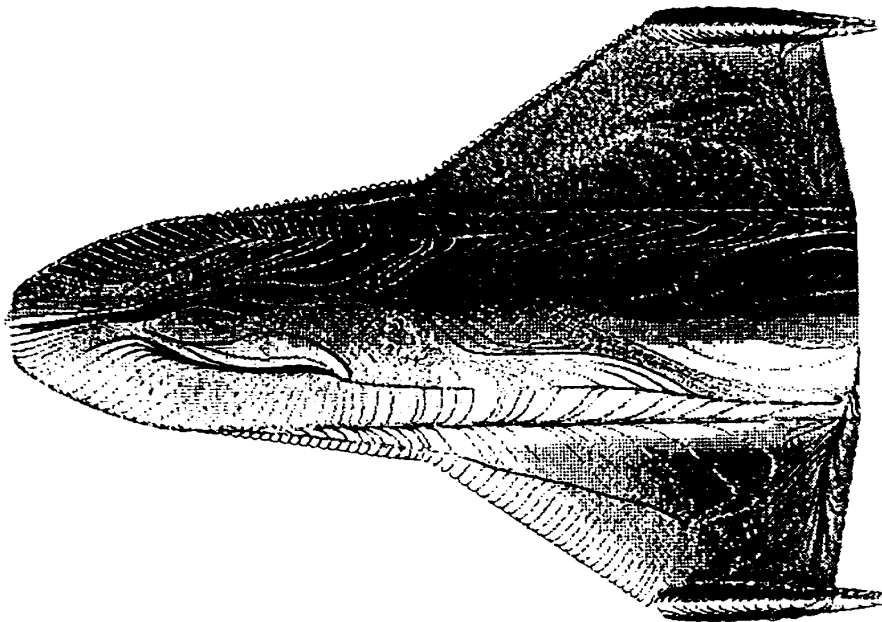
図105 62B形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



a)



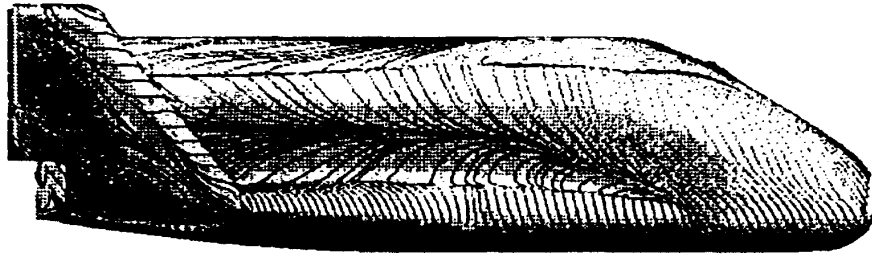
b)



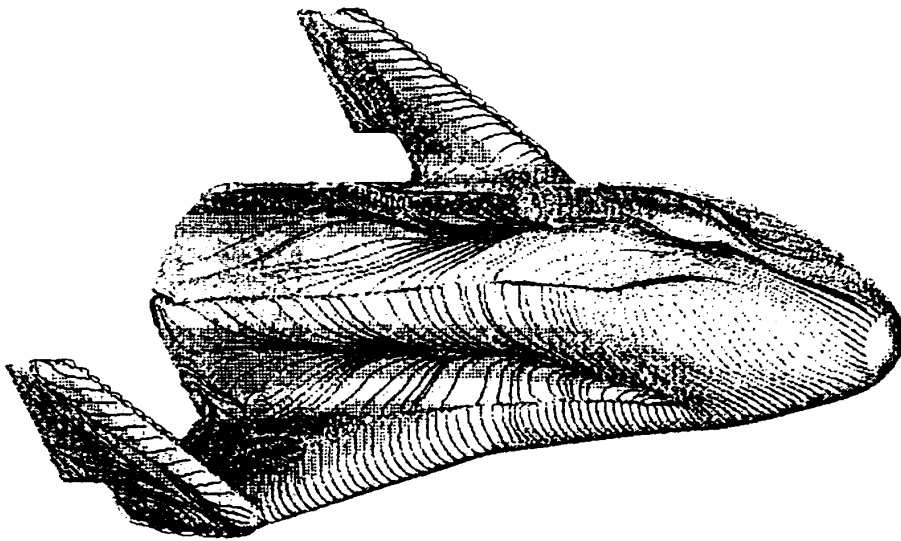
c)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

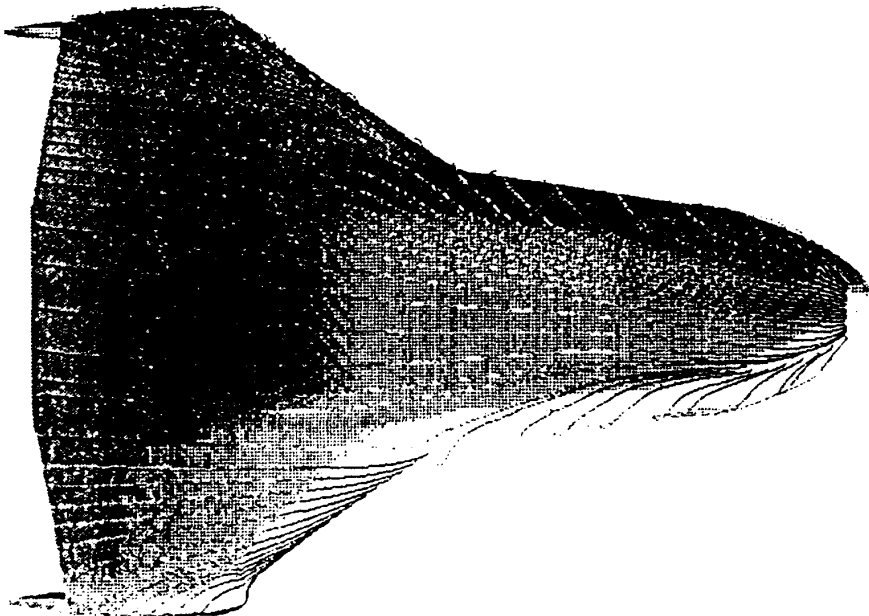
図106 62B形状オイル・フロー（迎角 40° ，横すべり角 5° ）



d)



e)



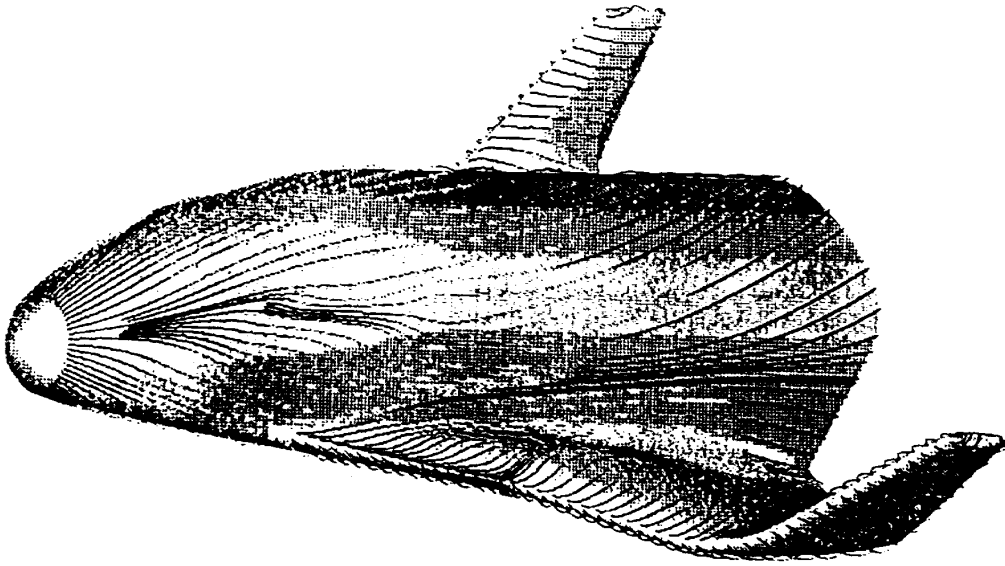
f)

62B Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

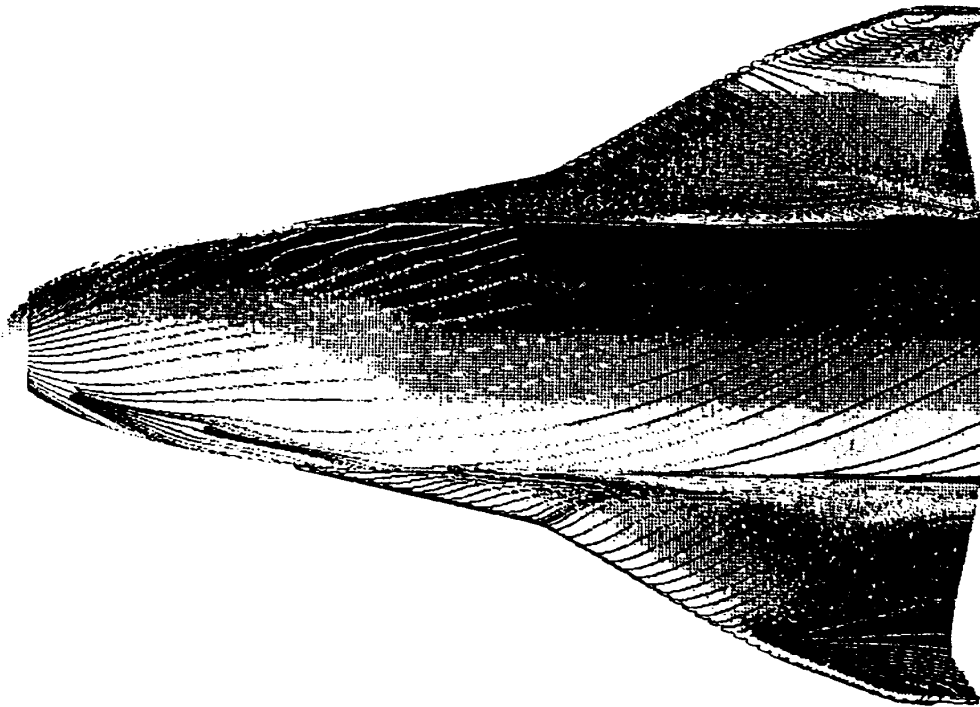
図106 62B形状オイル・フロー（迎角40°，横すべり角5°）



a)



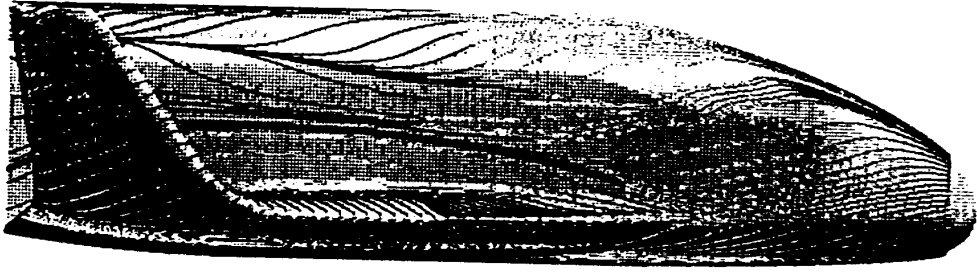
b)



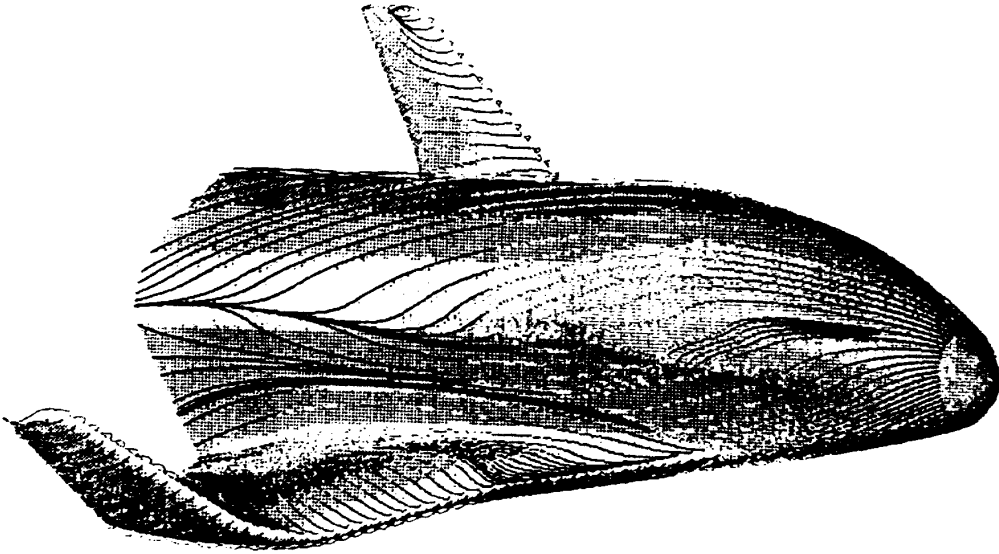
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

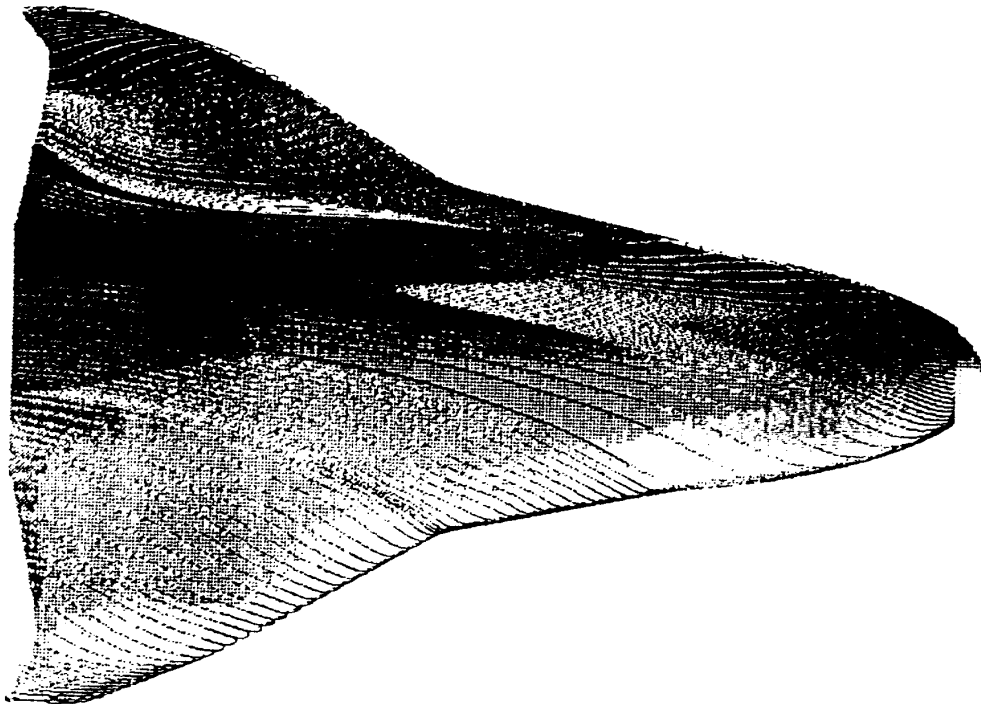
図107 62C形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



d)



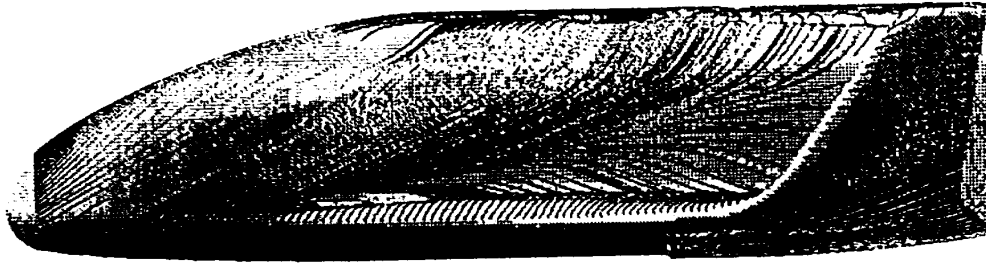
e)



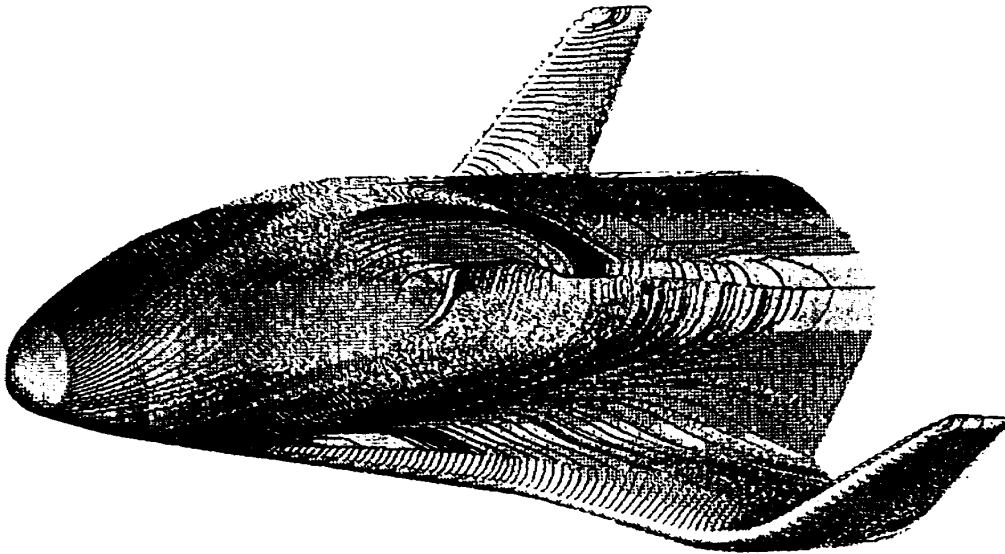
f)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$)

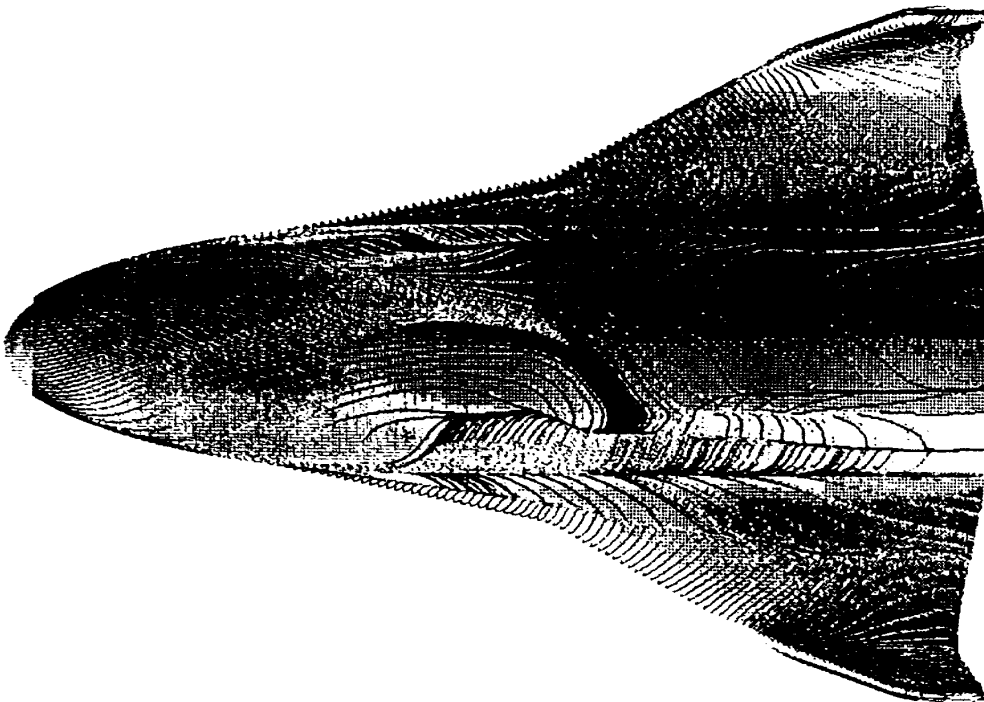
図107 62C形状オイル・フロー（迎角 0° ，横すべり角 5° ）



a)



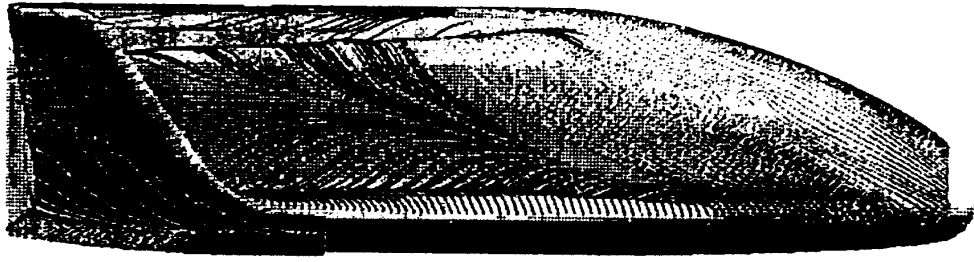
b)



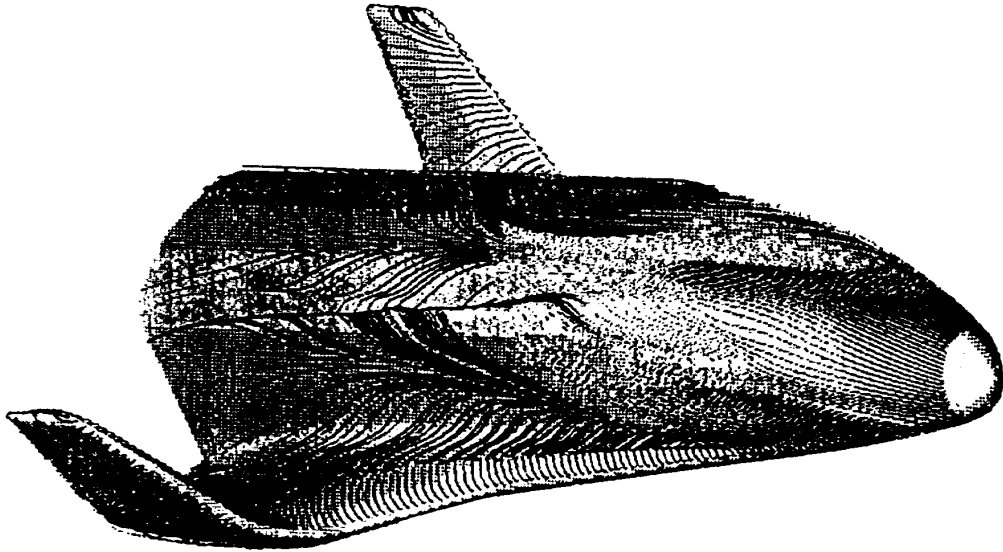
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

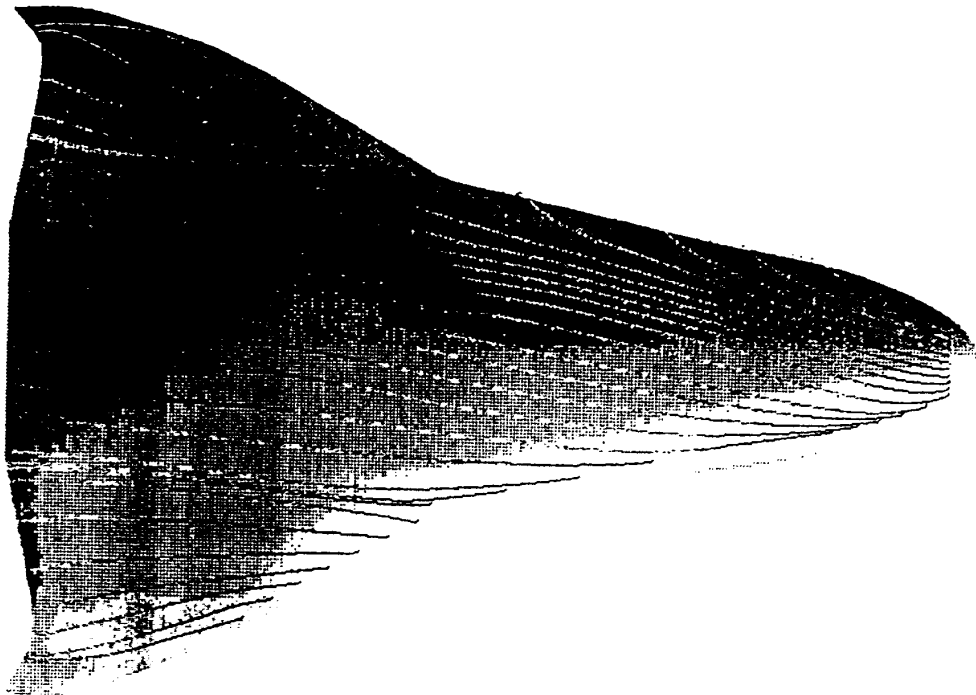
図108 62C形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



d)



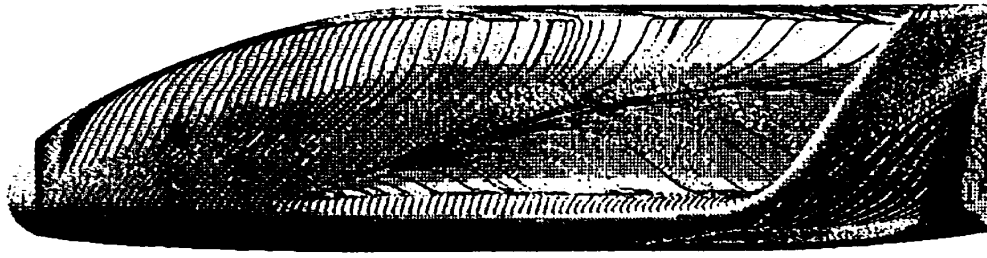
e)



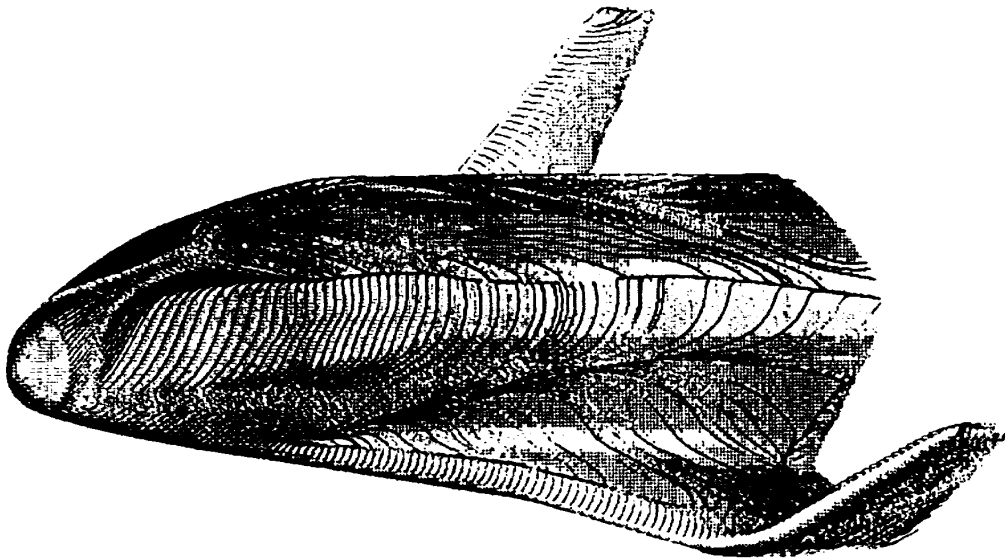
f)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

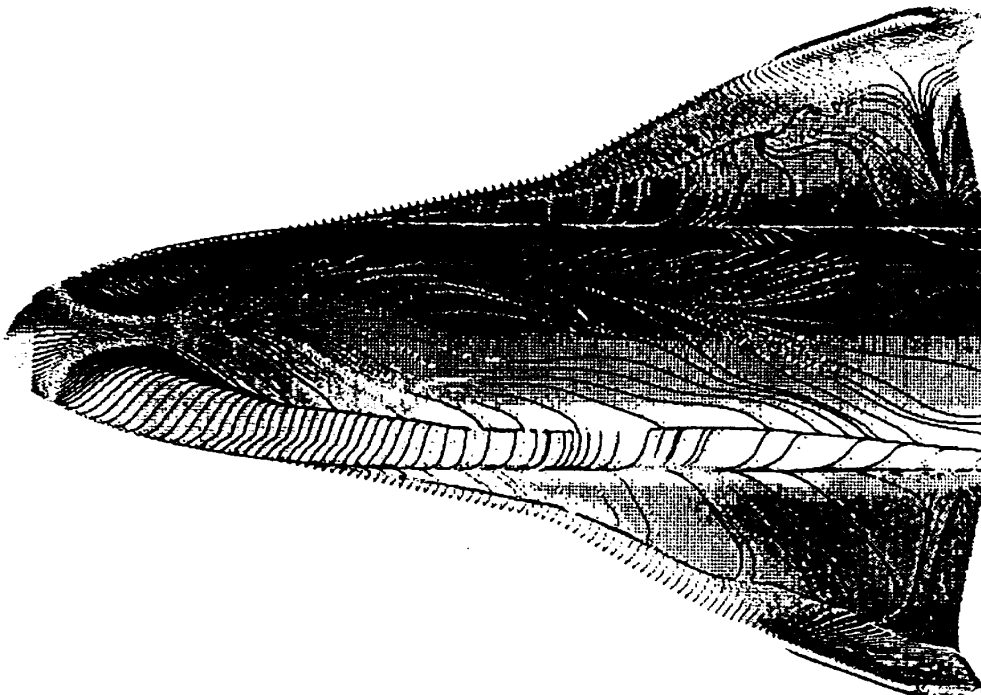
図108 62C形状オイル・フロー（迎角 20° ，横すべり角 5° ）



a)



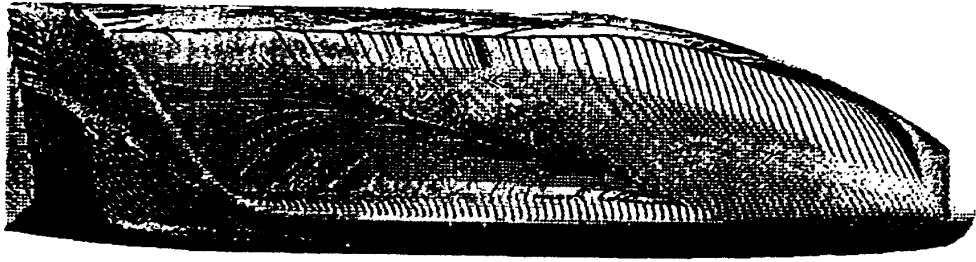
b)



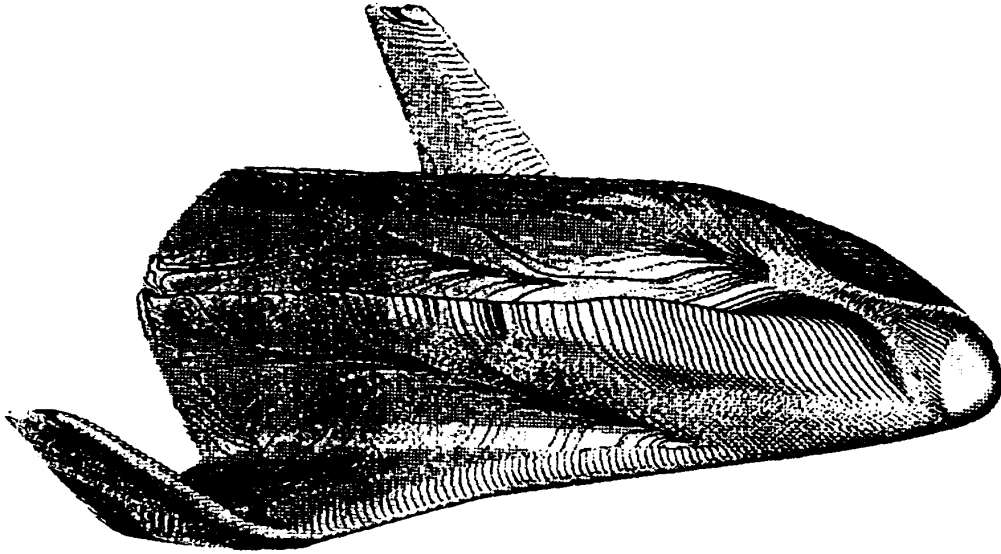
c)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

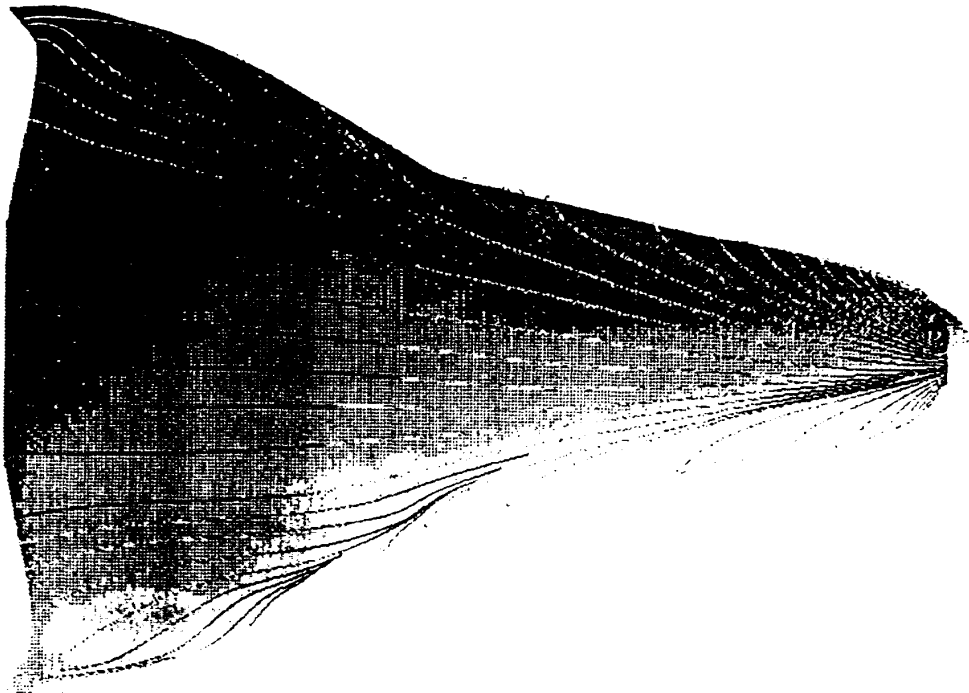
図109 62C形状オイル・フロー（迎角 40° ，横すべり角 5° ）



d)



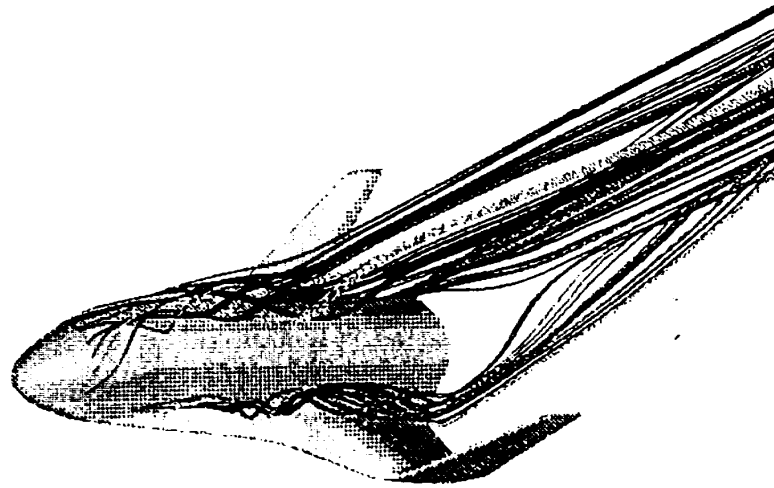
e)



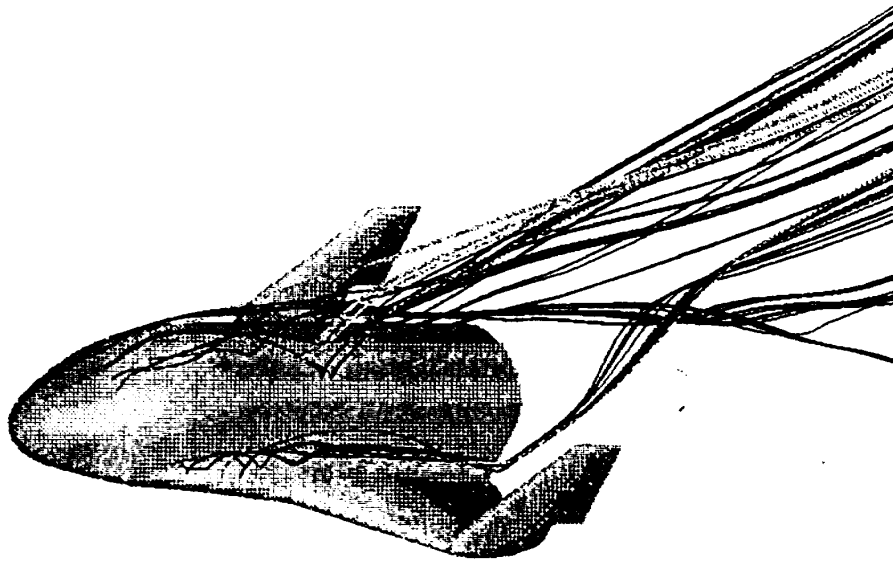
f)

62C Oil Flow Pattern ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

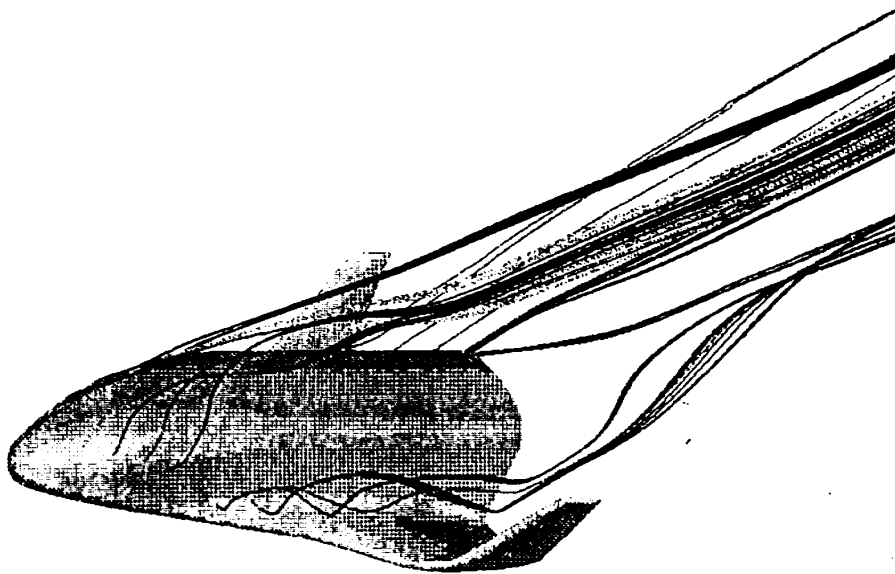
図109 62C形状オイル・フロー（迎角 40° ，横すべり角 5° ）



a)



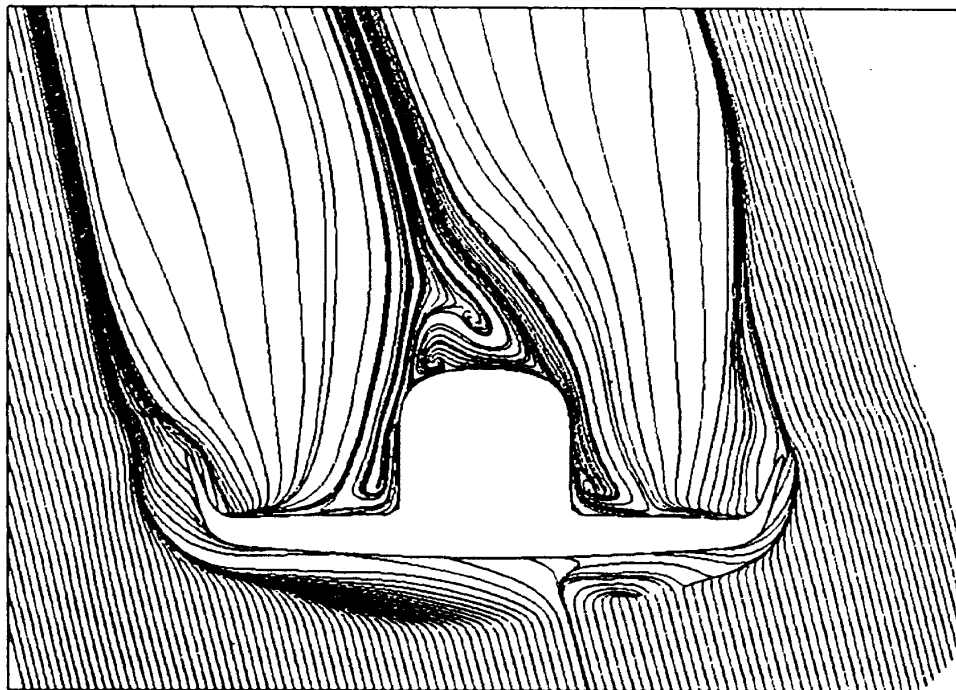
b)



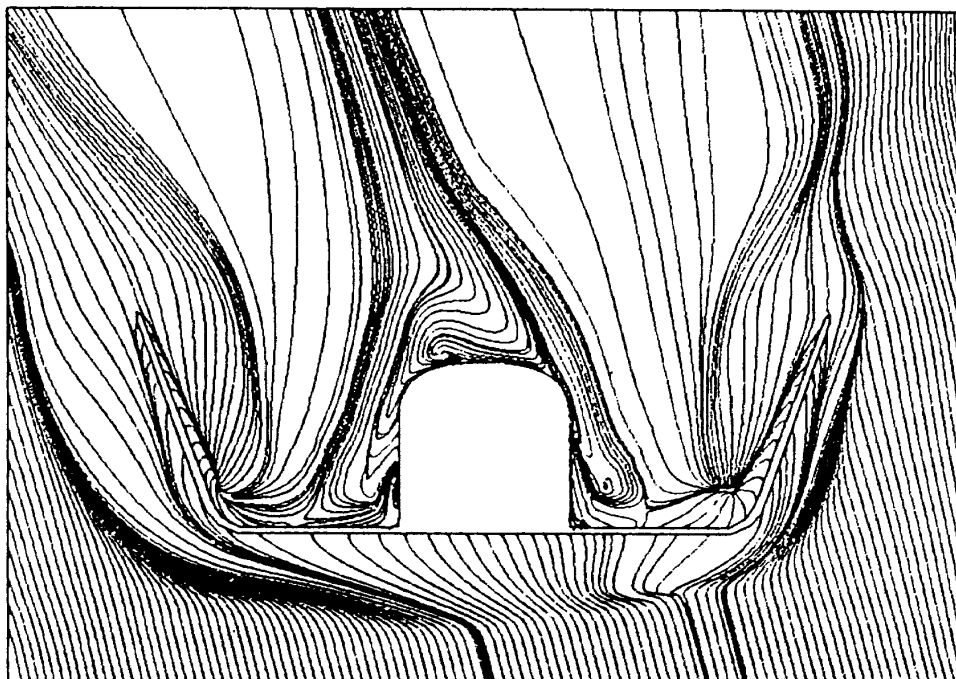
c)

Three Dimensional Streamlines ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$)

図110 三次元流線図(迎角 40° , 横すべり角 5°)



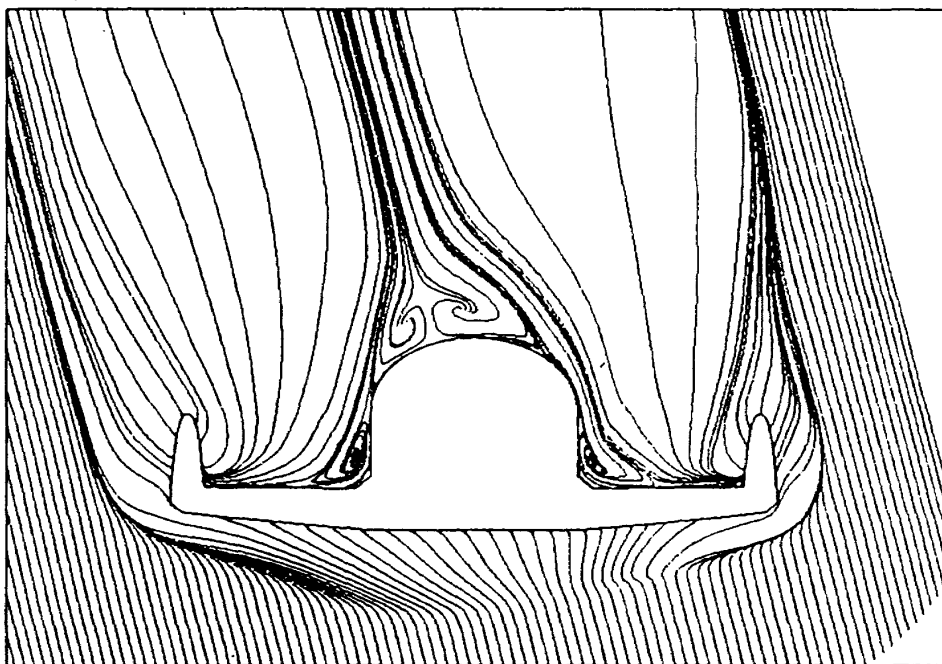
a)



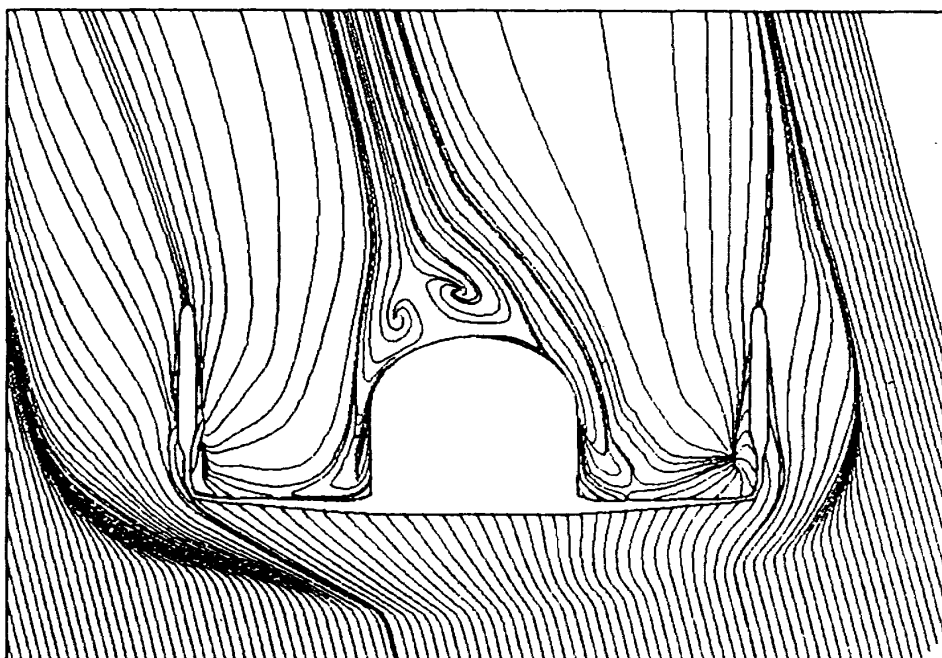
b)

62A Cross Flow Streamlines ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

図111 62A形状断面流線図(迎角 20° , 横すべり角 5°)



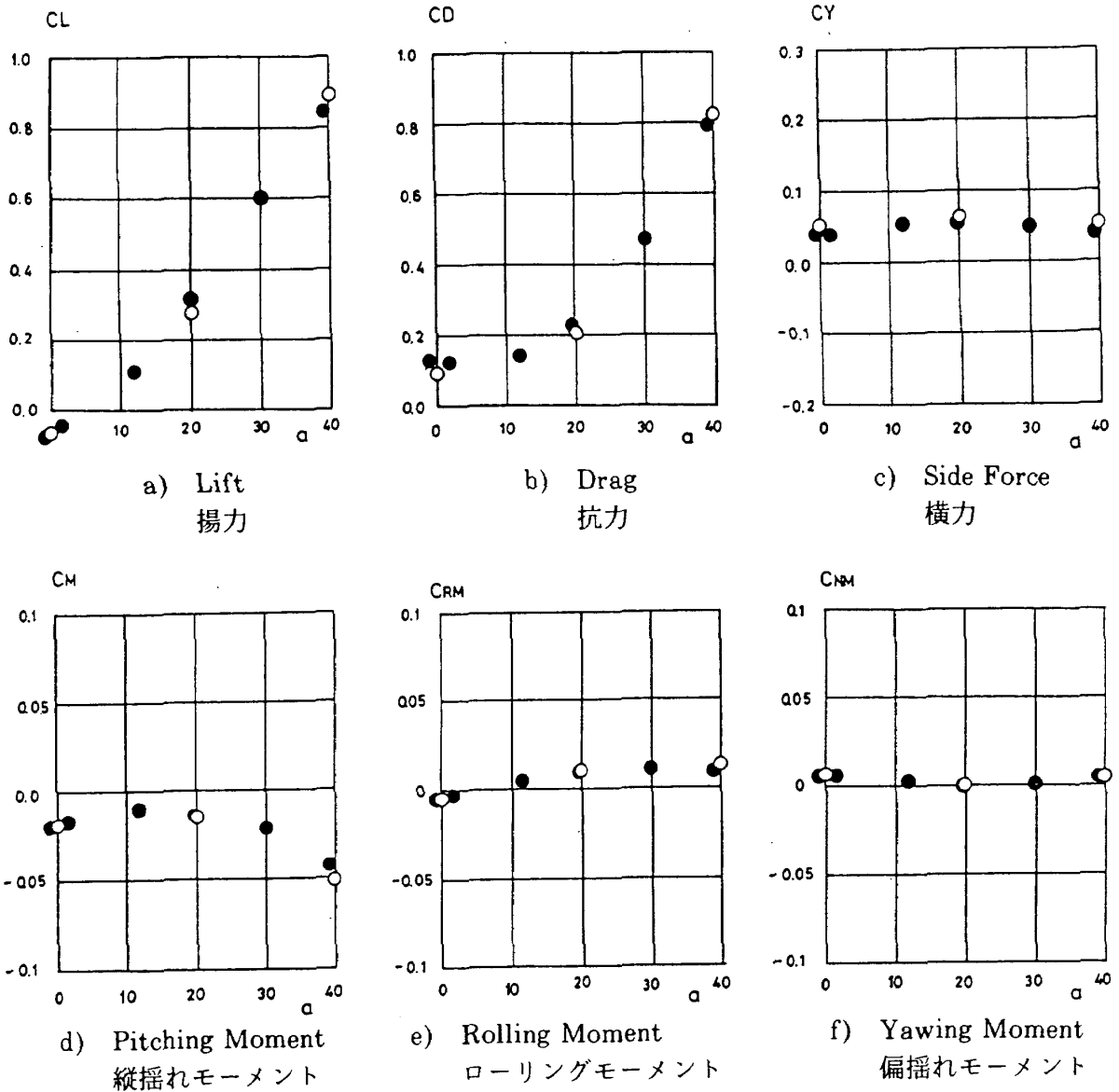
a)



b)

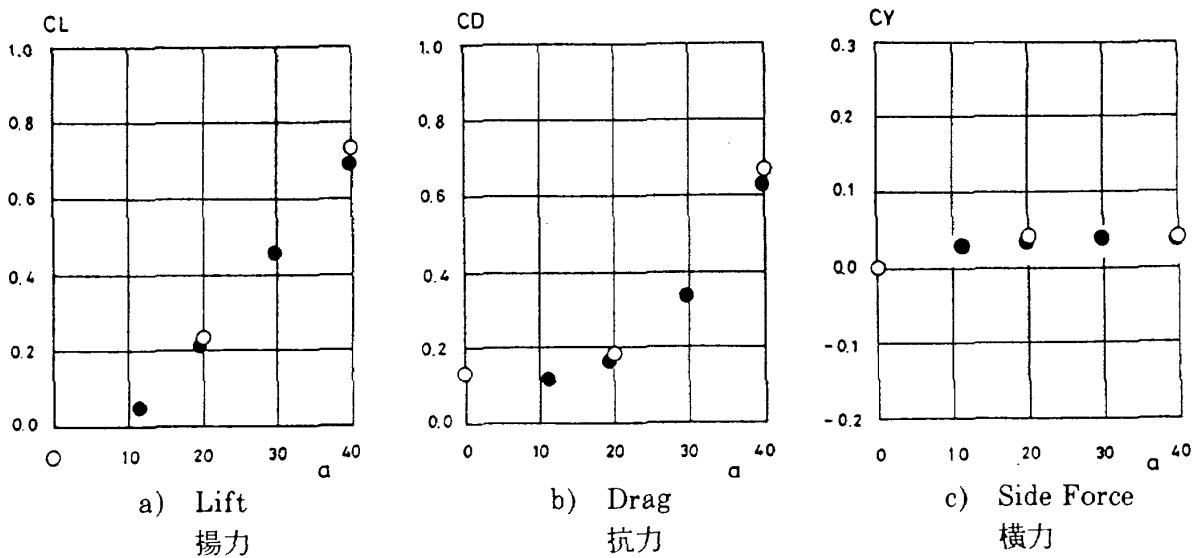
62B Cross Flow Streamlines ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=5^\circ$)

図112 62B形状断面流線図(迎角 20° , 横すべり角 5°)



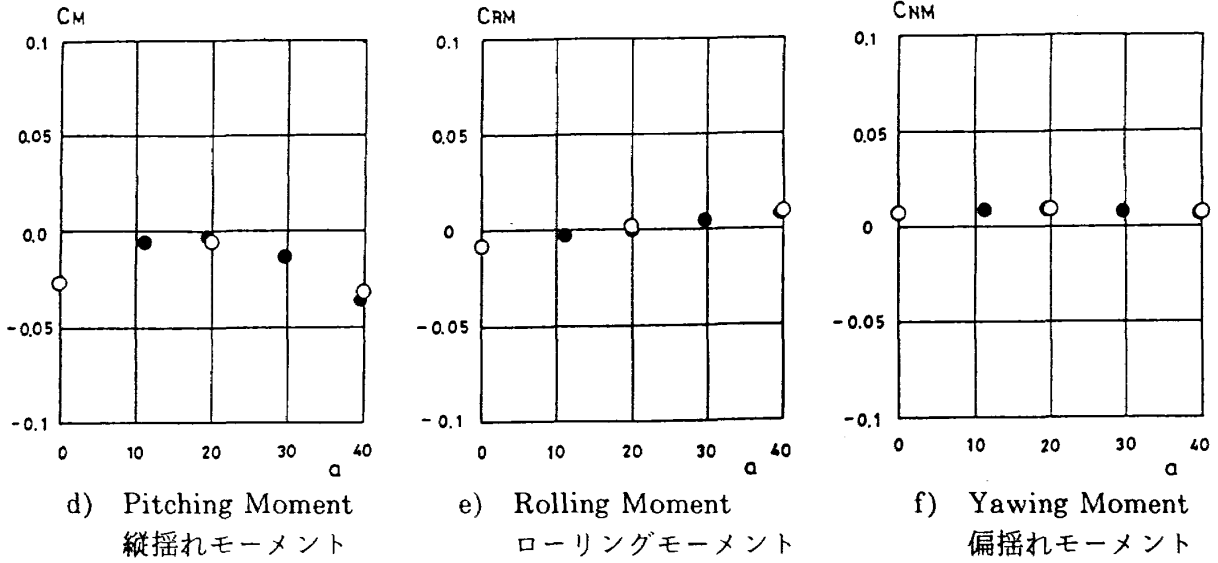
62A Aerodynamic Coefficient ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \beta=5^\circ$)

図113 62A形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較(横すべり角 5°)



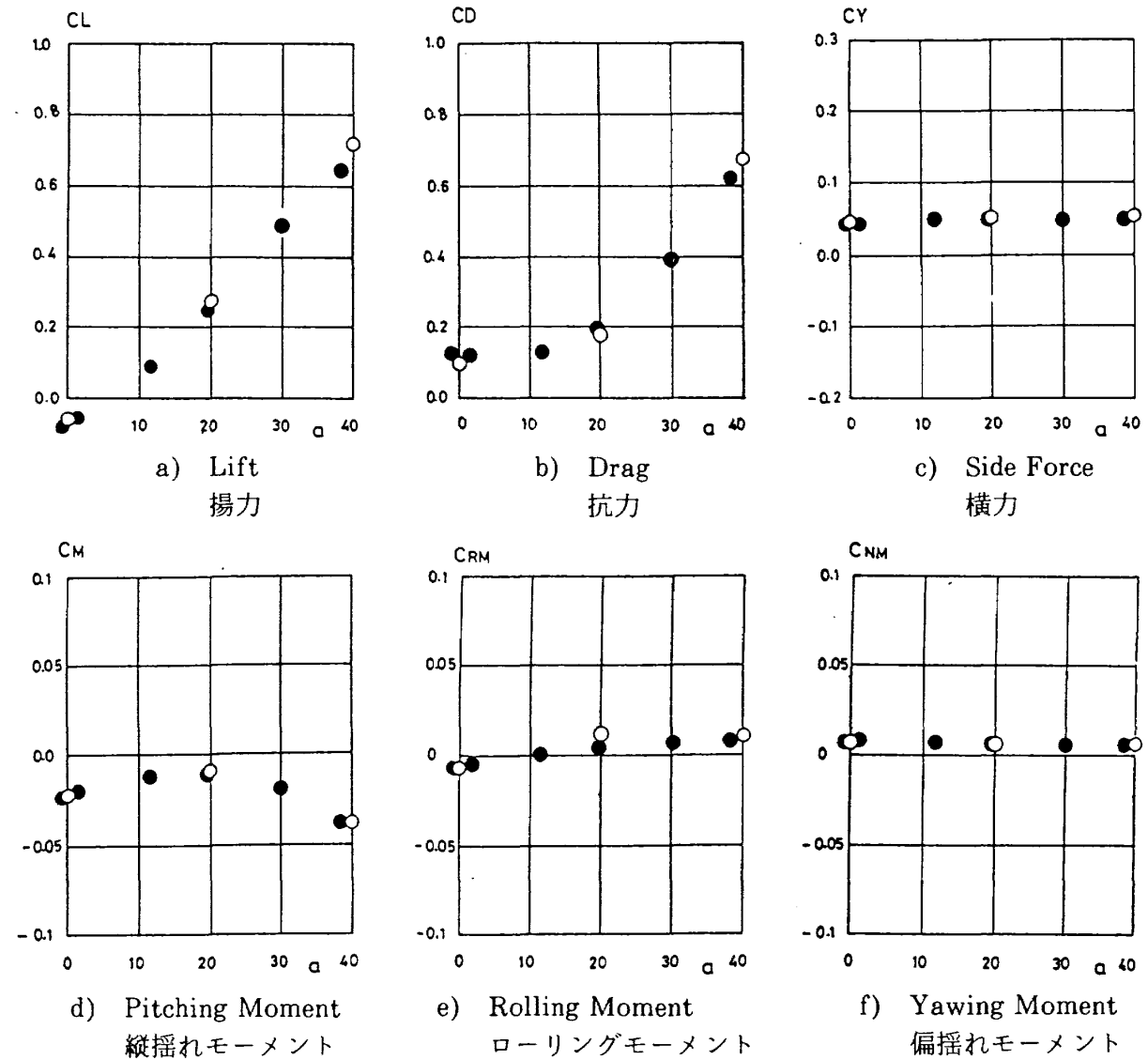
62B Aerodynamic Coefficient ($M_\infty=7.0, Re_\infty=2.5 \times 10^6, \beta=5^\circ$)

図114 62B形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較(横すべり角 5°)



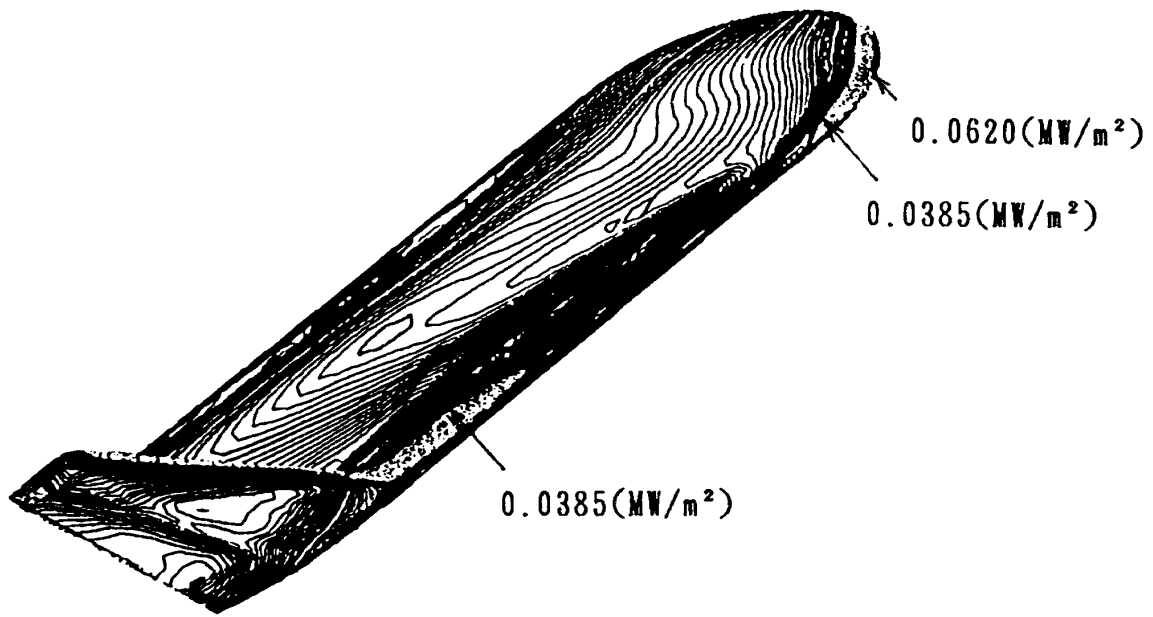
62B Aerodynamic Coefficient ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\beta=5^\circ$)

図114 62B形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較(横すべり角 5°)

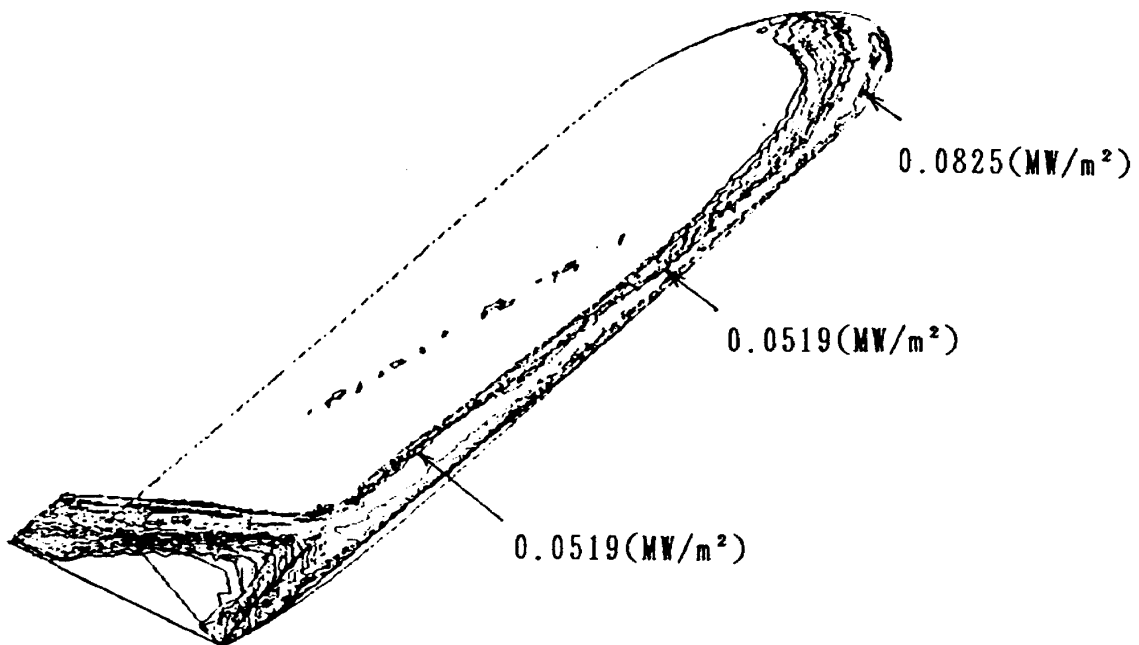


62C Aerodynamic Coefficient ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$, $\beta=5^\circ$)

図115 62C形状空力係数の極超音速風洞実験値との比較(横すべり角 5°)



数値解析 ($\beta = 5^\circ$)



実験 ($\beta = 10^\circ$)

図116(a) 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
($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=8 \times 10^5$, $\alpha=30^\circ$)

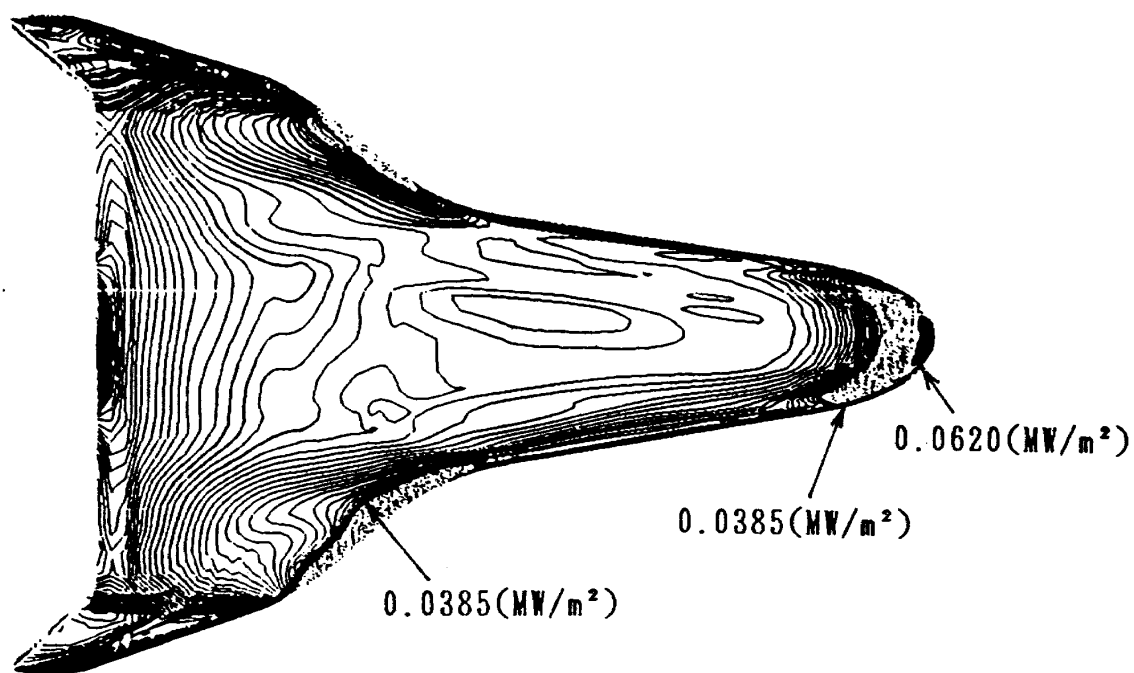
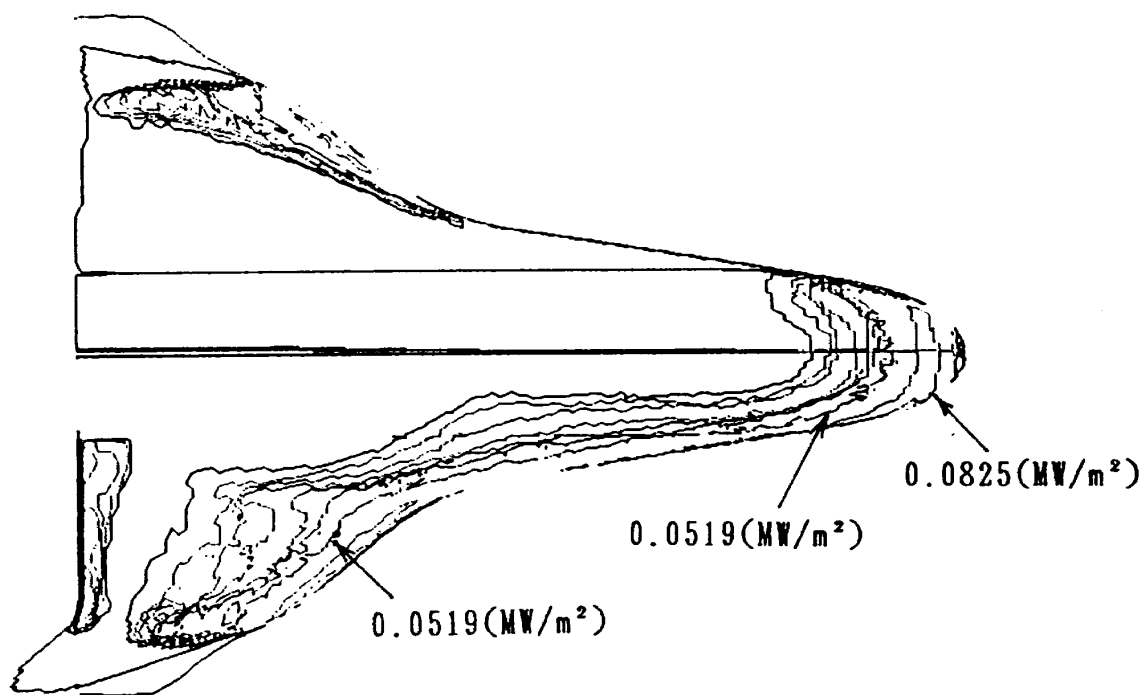
数値解析 ($\beta = 5^\circ$)実験 ($\beta = 10^\circ$)

図116(b) 62A形状腹面の空力加熱分布の実験値との比較
 ($M_\infty=7.0$, $Re_\infty=8 \times 10^5$, $\alpha=30^\circ$)

要な役割を果たす。

今回の解析により、CFD(計算流体力学)の適用範囲は極めて広いということを証明し、CFDを空力設計に使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。

5. 謝 辞

HOPEの空力特性の共同研究を中心になって推進された野村茂昭空気力学部長には、多くの有益な助言をいただいた。又宇宙開発事業団から派遣されたAES株式会社 鈴木尚行、森 克巳両氏には格子作成、三次元グラフィック処理の面で多大な労力をさいていただいた。ここに感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Y. Yamamoto : "Numerical Simulation of Hypersonic Flow around a Space Plane." AIAA Paper 88-2615, 1988
- 2) Y. Yamamoto and S. Kubo : "Numerical Simulation of Hypersonic Flow around A Space Plane at High Angles of Attack Using Implicit TVD Navier-Stokes Code." AIAA Paper 89-0273, 1989
- 3) Y. Yamamoto et al : "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Perfect Gas Flow for the Aerothermodynamic Design of Space Planes at Low Angles of Attack." AIAA Paper 89-1699, 1989
- 4) R. M. Beam and R. F. Warming : "An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations." AIAA J., Vol.16, No.4, 1978, pp.393-402
- 5) J. L. Steger and Y. M. Rizk : "Generation of Three-Dimensional Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Difference Equations." NASA TM-86753, June, 1985
- 6) B. S. Baldwin and H. Lomax : "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows." AIAA Paper 78-257, 1978
- 7) J. W. Keyes and F. D. Hains : "Analytical and Experimental Studies of Shock Interaction Heating in Hypersonic Flows." NASA TN-D-7139, 1973
- 8) 吉沢 昭, 山本行光, 他 : 「宇宙往還機の極超音速空力加熱の測定」, 日本航空宇宙学会第19期年会講演会, p63, 昭和63年4月

航空宇宙技術研究所報告1028号

平成元年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan