

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-1093

HOPEの極超音速空力数値シミュレーションII

山本行光・秋元敏男

1991年1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II*

山本行光^{*1} 秋元敏男^{*2}

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

II

Yukimitsu YAMAMOTO and Toshio AKIMOTO

Abstract

An unmanned winged vehicle for space transportation, the H - II Orbiting Plane (HOPE), is being studied by the National Space Development Agency of JAPAN (NASDA). Hypersonic computational fluid dynamic (CFD) analyses were performed on the NASDA proposed HOPE 63 model, with the effects of Reynolds number, Mach number, angles of attack, and yaw angles. In order to use CFD for more practical design purposes, analyses of control surfaces and the gas jet are also discussed.

The present study's objectives were to: 1) Demonstrate the numerical code's validity for aerothermodynamic heating, 2) Investigate the applicability of CFD to control problems, and 3) Utilize CFD as the main design tool of the HOPE configuration, i.e., utilize it as a numerical wind tunnel. Numerical simulations were conducted using the flux split upwind Navier - Stokes code, and results showed excellent agreement with heat transfer distribution experiments, thereby demonstrating the present code's validity.

Keywords : Hypersonic Viscous Flow, Re-Entry Vehicle Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, Aerothermodynamics Heating

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、平成元年度に行った極超音速領域の空力数値解析に関する成果を報告する。形状はHOPE 63基本形状及び主翼後退角を大きくしたHOPE 63 W-2形状について、空力加熱分布、レイノルズ数効果、マッハ数効果、およ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。計算結果は極超音速風洞における実験結果と比較し、空力加熱分布について定量的にすぐれた一致が得られた。本研究の目的は 1) HOPEの空力加熱特性を定量的に把握し、

* 平成2年9月19日 受付 (received 19 September 1990)

*1 空気力学部 (Aerodynamics Division)

*2 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency)

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 の耐熱構造設計およびコントロールの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。

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。

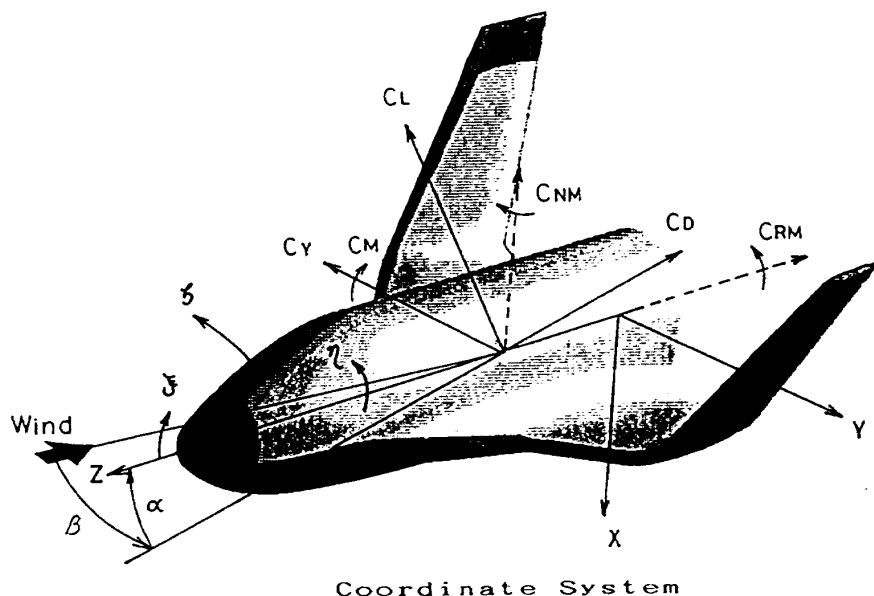
本報告では上記空力、空力加熱特性をナビエ・ストークス方程式を用いた数値シミュレーションにより解析し、マッハ数、レイノルズ数、主翼後退角変更による形状効果を詳細に調べた。また空力加熱分布について、数値計算結果と当所極超音

速風洞における実験結果との比較を行った。さらに数値シミュレーションを設計上不可欠なコントロールの問題に応用するため、空力舵面及びガジェット計算を行い、その適用性を検討した。

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流解析を通して空力係数、空力加熱分布、及び圧力分布等に関して、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^{1,2,3)}、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 の耐熱構造設計およ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。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。



Coordinate System

図1 座標系および空力係数の定義

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

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

$$\bar{F} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho U \\ \rho Uu + \xi_x P \\ \rho Uv + \xi_y P \\ \rho Uw + \xi_z P \\ (e+P)U \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\bar{G} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho Vu + \eta_x P \\ \rho Vv + \eta_y P \\ \rho Vw + \eta_z P \\ (e+P)V \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\bar{H} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho W \\ \rho Wu + \zeta_x P \\ \rho Wv + \zeta_y P \\ \rho Ww + \zeta_z P \\ (e+P)W \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$H_v = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \quad (7)$$

ここで剪断応力項は、

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= \lambda (u_x + v_y + w_z) + 2 \mu u_x \\ \tau_{xy} &= \mu (u_y + v_x) \\ \tau_{xz} &= \mu (u_z + w_x) \\ \tau_{yy} &= \lambda (u_x + v_y + w_z) + 2 \mu v_y \\ \tau_{yz} &= \mu (v_z + w_y) \\ \tau_{zz} &= \lambda (u_x + v_y + w_z) + 2 \mu w_z \end{aligned} \quad (8)$$

で表され、 $\beta_x, \beta_y, \beta_z$ は

$$\begin{aligned} \beta_x &= \kappa T_x + u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz} \\ \beta_y &= \kappa T_y + u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz} \\ \beta_z &= \kappa T_z + u \tau_{xz} + v \tau_{yz} + w \tau_{zz} \end{aligned} \quad (9)$$

で定義される。 T は温度、 κ 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。

$$P = (\gamma - 1) (e - \rho(u^2 + v^2 + w^2)/2) \quad (10)$$

J は座標変換のヤコビアンで

$$J = \delta(\xi, \eta, \zeta) / \delta(X, Y, Z) \quad (11)$$

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。

$$\delta_\zeta H_v = H_{v, k+\frac{1}{2}} - H_{v, k-\frac{1}{2}} \quad (12)$$

$$H_v = \frac{\mu_m}{Re \cdot J_m} \begin{pmatrix} 0 \\ \Phi_1 u_\zeta + \zeta_x \Phi_2 \\ \Phi_1 v_\zeta + \zeta_y \Phi_2 \\ \Phi_1 w_\zeta + \zeta_z \Phi_2 \\ \Phi_1 [u_m u_\zeta + v_m v_\zeta + w_m w_\zeta \\ \frac{r}{Rr \cdot r - 1} (\frac{P}{\rho})_\zeta] + \\ \Phi_2 (u_m \zeta_x + v_m \zeta_y + w_m \zeta_z) \end{pmatrix}$$

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= \zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2 \\ \Phi_2 &= (\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) / 3 \end{aligned} \tag{14}$$

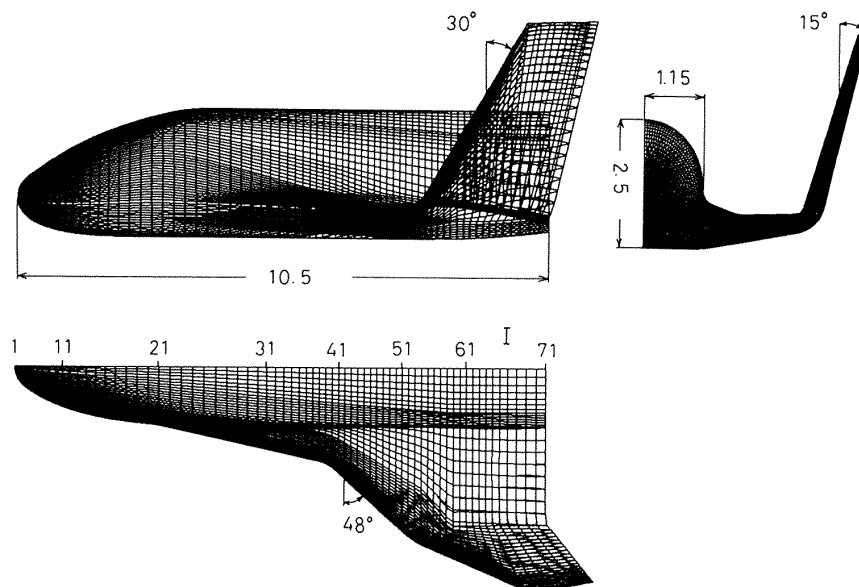
添字 m は各セル境界面での値であることを示す。 Pr はプラントル数で 0.72 とし、 γ は空気の比熱比で 1.4 である。また λ はストークスの仮定により $\lambda = -2\mu/3$ とし、粘性係数 μ はサザーランドの式により与える。また乱流モデルを使用する際には分子粘性 μ に渦粘性 μ_t を加える。

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 161 点、物体面に垂直な方向に 60 点の計 88 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。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。HOPE 63 機体表面の格子を図 2 に示す。図中の番号 I は流れ方向の格子番号をあらわす。なお本数値解析では胴体部分はそのまます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、三次元の双曲型偏微分方程式⁵⁾

を用いた。三次元基本格子例を図 3 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、計算格子は各迎角毎に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。HOPE 63 基本形状での数値計算の条件を表 1 に示す。

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⁶⁾をとり入れた。ケース 1 および 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、ケース 1 では主に力試験がおこなわれた。一方、ケース 1 と 2 の高迎角では空力加熱試験がおこなわれ、レイノルズ数の効果が調べられた。ケース 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。ケース 4 は NAL の衝撃風洞に対応する条

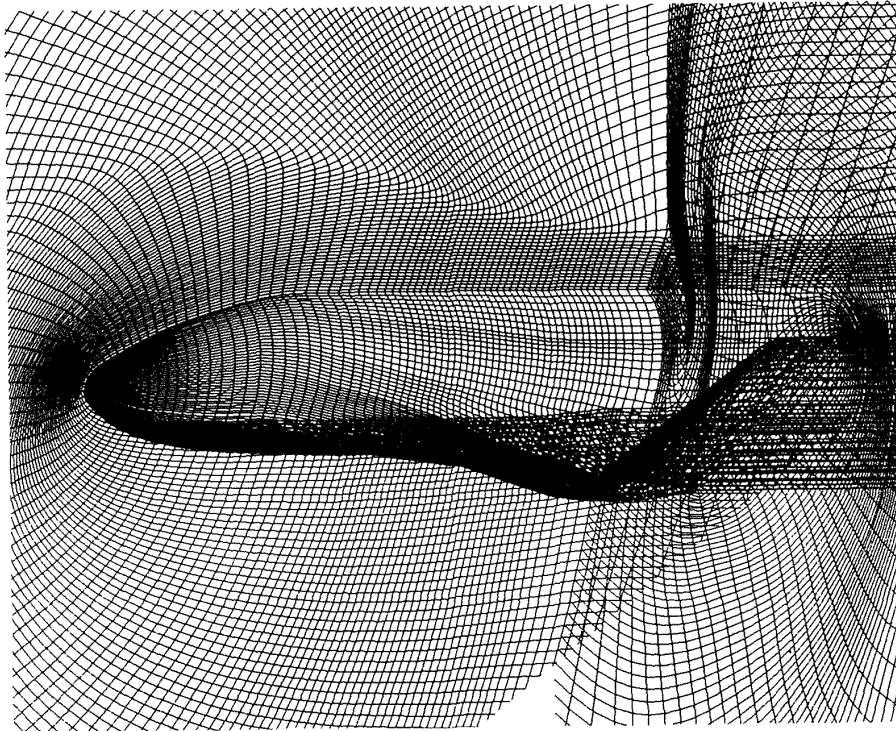


Body Configuration of HOPE 63 Model with Surface Mesh

図 2 HOPE 63 基本形状および表面格子

表 1

	M_∞	Re_∞	T_∞	α	β	Model
ケース 1	7.0	2.50×10^6	67° K	0°~50°	0°, 5°	63
ケース 2	7.0	6.25×10^5	67° K	30°, 40°	0°	63
ケース 3	12.0	6.95×10^5	38° K	40°	0°, 5°	63
ケース 4	10.8	1.30×10^5	32° K	40°	0°	63



Basic Grids around HOPE 63 Model

図 3 計算用基本格子

件で、粘性干渉効果を見るためのものである。

なお、横滑り角 β を取った計算は迎角 30° 、 40° 、 50° で行い、また後退角を 60° に設定した HOPE 63 W-2 形状の計算をケース 1 の条件で迎角を 40° にして行った。

3. HOPE 63 形状の計算結果と検討

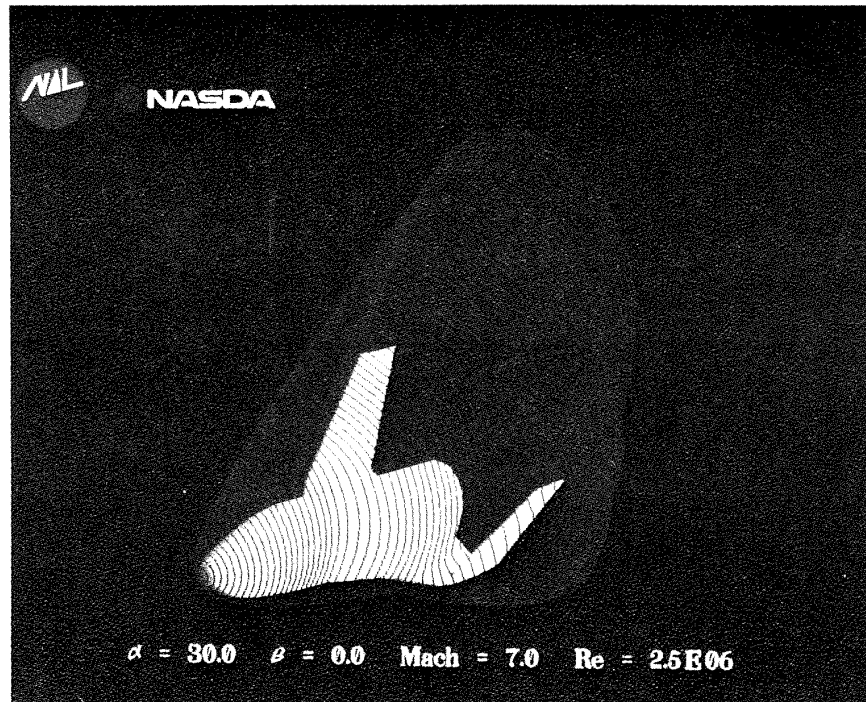
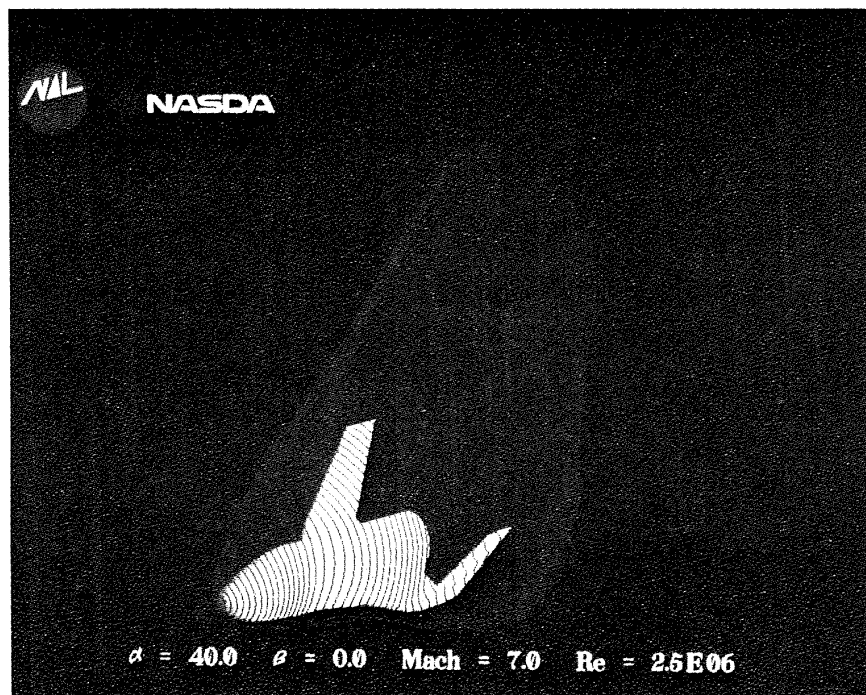
(1) 衝撃波形状

図 4 から図 6 に HOPE63 形状の迎角 $\alpha = 30^\circ$ 、 40° 、 50° における外側衝撃波形状を示す。衝撃波位置は圧力の線形内挿により求めた。迎角の増加とともに風下側背面の衝撃波の広がる様子が明確に示される。またティップフィンのまわりでは衝撃波は部分的に膨らんでいるが、これはティップフィンのまわりに生じた衝撃波が頭部からの衝撃

波と干渉した結果である。解析に用いた手法は衝撃波捕獲法であるが、大迎角においても衝撃波を不連続な面としてとらえる衝撃波適合法⁷⁾を用いた場合と変わらないような比較的滑らかな形状が得られている。

(2) 圧力線図

図 7 から図 12 に 63 形状の迎角 $\alpha = 0^\circ$ 、 10° 、 20° 、 30° 、 40° 、 50° における等圧線図及び表面圧力分布結果を示す。等圧線は胴体上下の対称面及び主翼前縁を含むと一と計算面の計 3 面にプロットした。各迎角に対しては背面、及び側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これと主翼まわりの衝撃波の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

図4 衝撃波形状 $\alpha = 30^\circ$ 図5 衝撃波形状 $\alpha = 40^\circ$

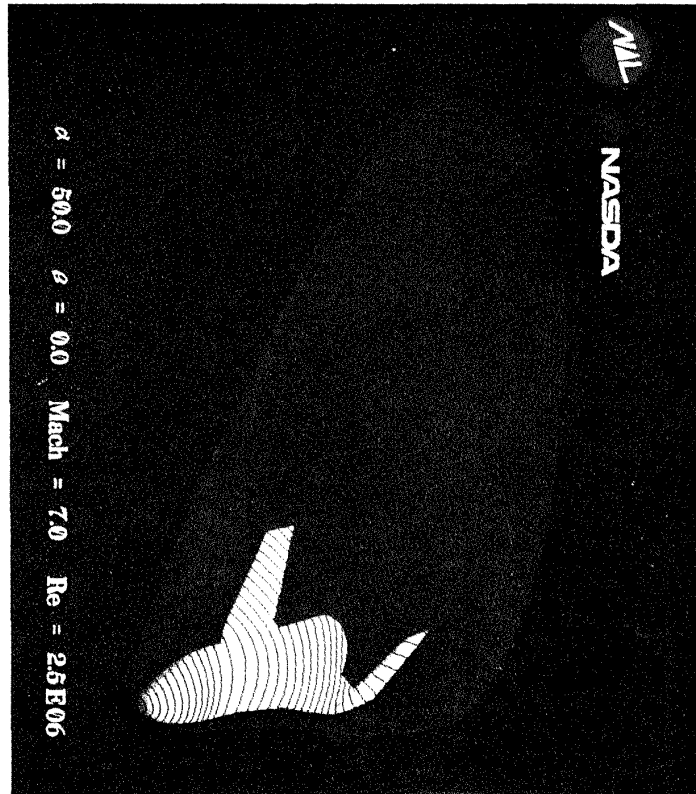


図6 (a)衝撃波形状 $\alpha = 50^\circ$

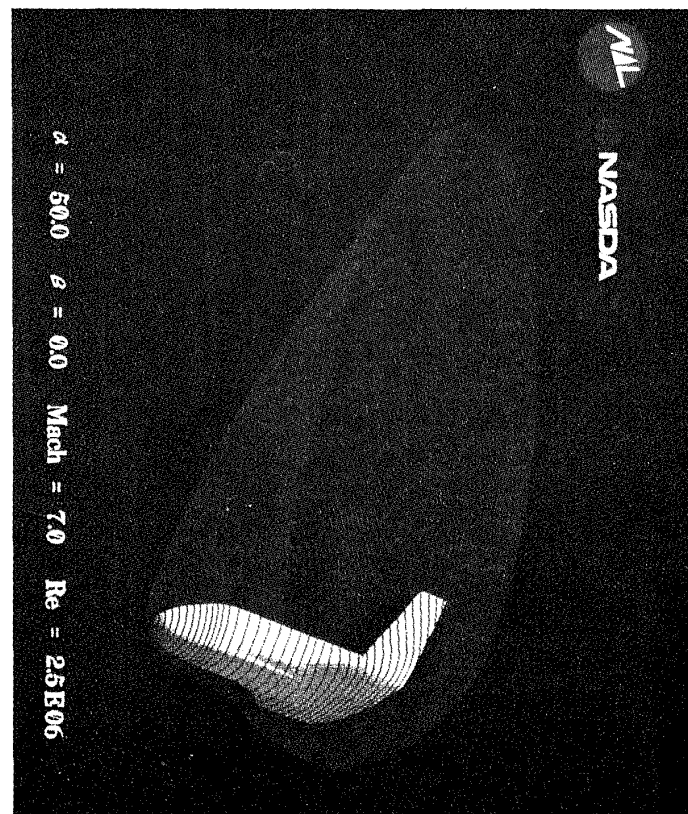


図6 (b)衝撃波形状 $\alpha = 50^\circ$

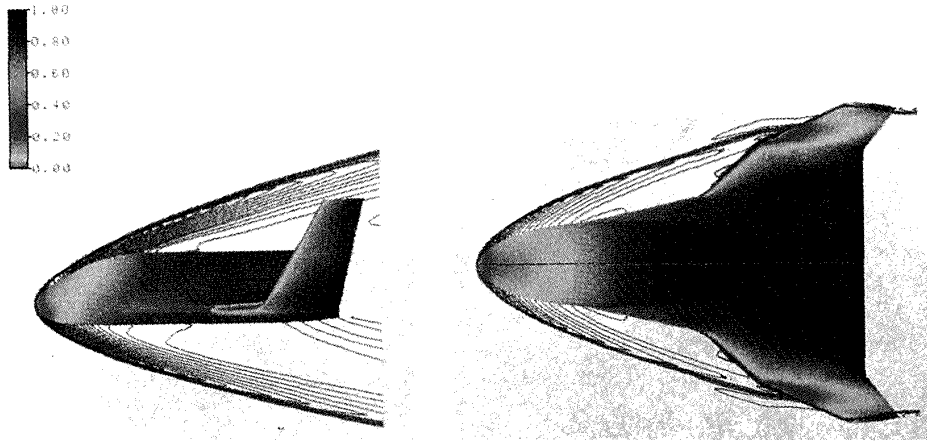


図7 表面圧力及び等圧線図 (迎角 0° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

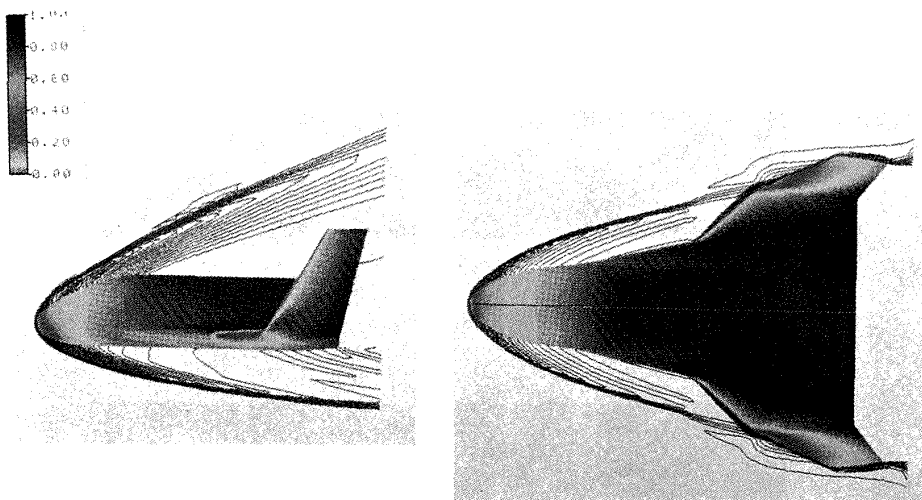


図8 表面圧力及び等圧線図 (迎角 10° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

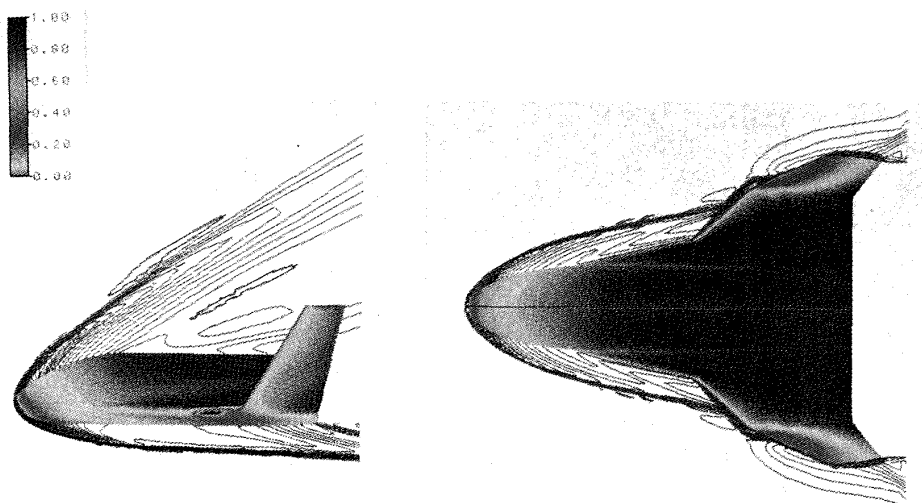


図9 表面圧力及び等圧線図 (迎角 20° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

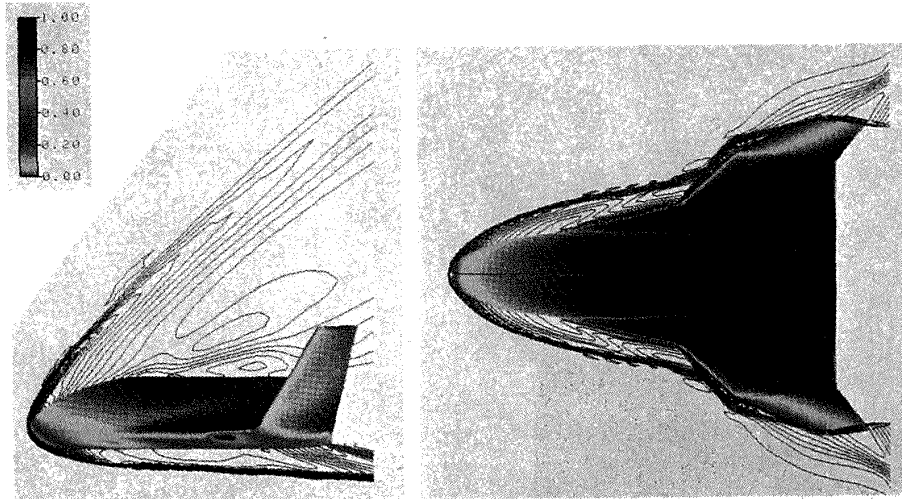


図10 表面圧力及び等圧線図 (迎角 30° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

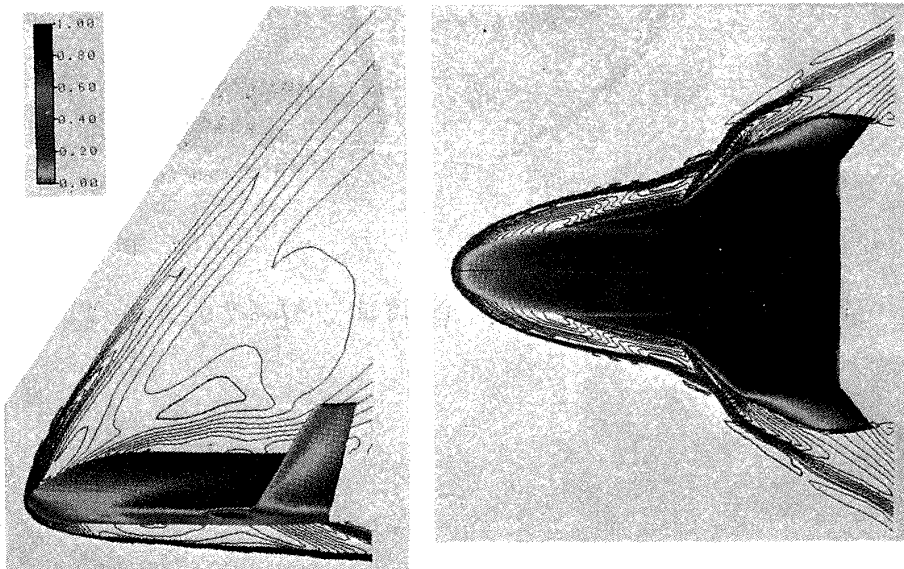


図11 表面圧力及び等圧線図 (迎角 40° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

らえることは重要である。

迎角 $\alpha = 0^\circ$ では、図7の平面にみられるように頭部から発生する衝撃波は、ティップフィン根元にあたっていない。これに対して、迎角 $\alpha = 10^\circ$ (図8) 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9) では、主翼中央部に移動する。更に、 $\alpha = 30^\circ$, 40° (図10, 11) 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。 $\alpha = 50^\circ$ (図12) では、この様子がより顕著になり、主翼前縁に対する衝撃波干渉の直接的な影響は弱められる。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。表面圧力は圧力値によって青 ($P/P_{MAX}=1.0$) から赤 ($P/P_{MAX}=0$) に連続的に変化する色でその分布が示されているが、図では黒い部分が圧力の高い領域であることを示す。この高圧力領域は頭部、主翼及びティップフィンの前縁に現れる。

図13はHOPE63W-2形状まわりの迎角 40° における圧力線図である。W-2形状は主翼後退角が 60° にとられているため、主翼前縁での衝撃波干渉パターンが63形状のそれとは異なり、比較的穏やかな様子を示す。図14, 15はマッハ数12.0及び10.8、迎角 40° における圧力線図を示す。前者は極超音速風洞におけるマッハ数効果、後者

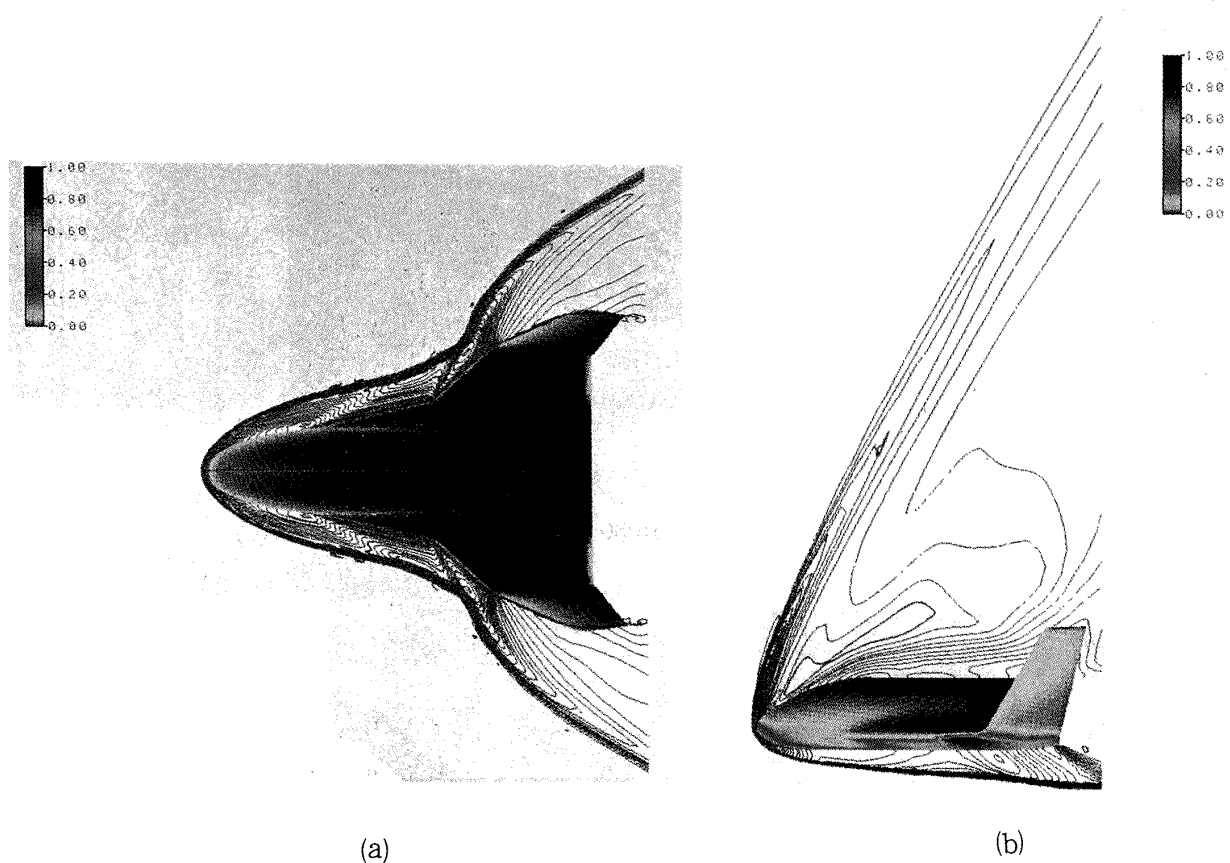


図12 表面圧力及び等圧線図 (迎角 50° , $M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

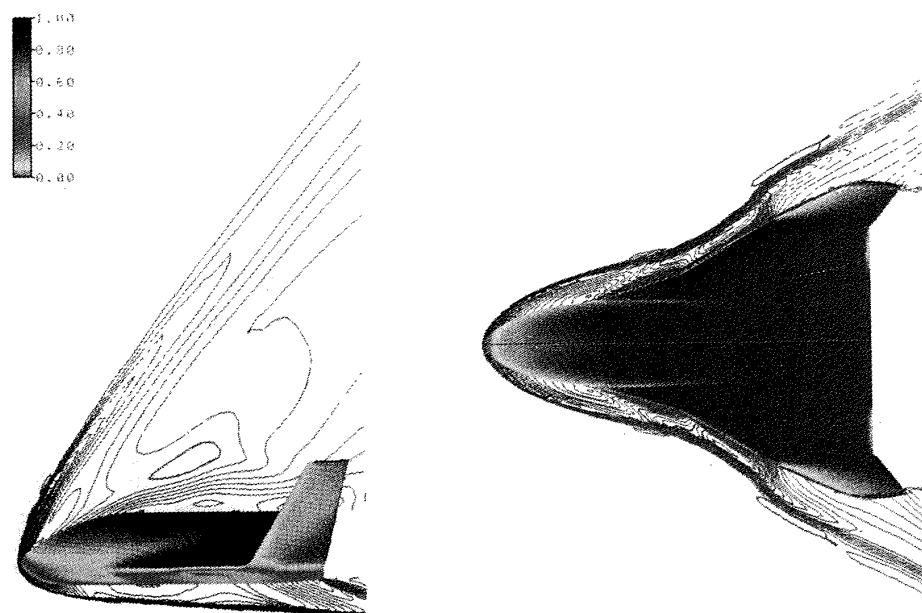
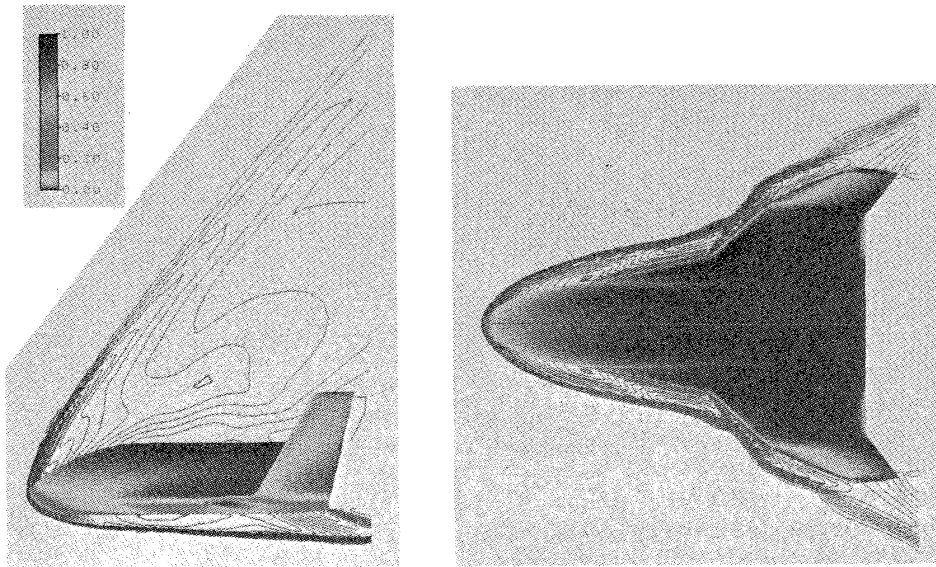
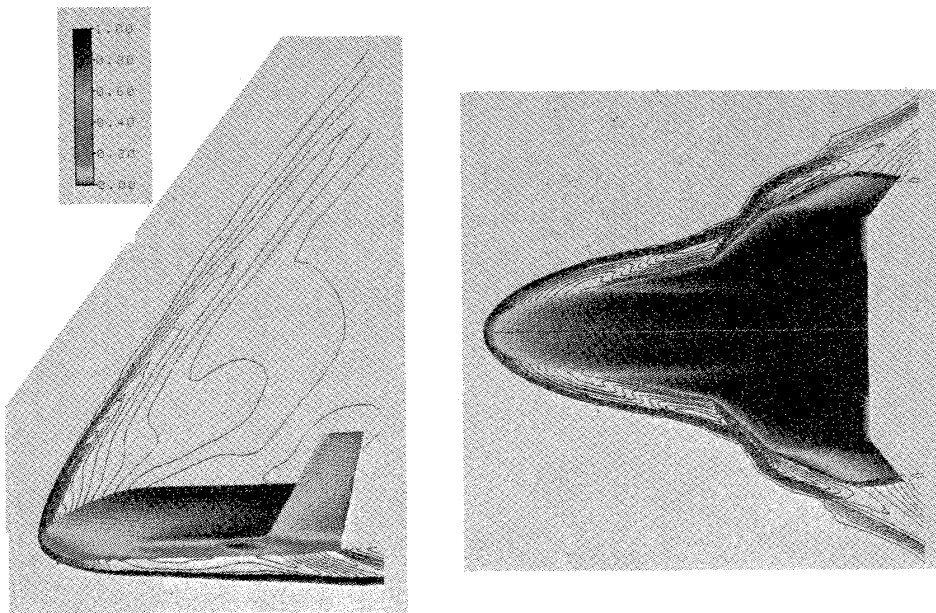


図13 HOPE 63W-2 形状まわりの表面圧力及び等圧線図
(迎角 40° , $M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)



40.0 $\beta = 0.0$ Mach = 12.0 Re = 6.95 E05
63 HOPE Pressure distribution

図14 高マッハ数での表面圧力及び等圧線図
(迎角 40° , $M_\infty = 12.0$, $Re_\infty = 6.95 \times 10^5$)



$\alpha = 40.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 10.8 Re = 1.3 E05
63 HOPE Pressure distribution

図15 粘性干渉効果計算ケースの表面圧力及び等圧線図
(迎角 40° , $M_\infty = 10.8$, $Re_\infty = 1.3 \times 10^5$)

は衝撃風洞における粘性干渉効果を調べるために設定された条件で、数値解析においてもこれらと対応した計算を行った。マッハ数が上昇した分、衝撃波は若干内側にすぼまってくる。

図16から図18はマッハ数7.0、迎角 30° , 40° , 50° において横滑り角 β を 5° に設定した際の圧力

線図で、左側は平面図、右側は正面図をあらわし、正面図には主翼後縁を含む計算断面内の等圧線が示されている。平面図の下半部、及び正面図の右半部が横滑り風上側に対応し、この領域で衝撃波は横滑りのない結果よりも物体表面に近づき、逆に横滑り風下側では離れ、衝撃波形状は顕著な非

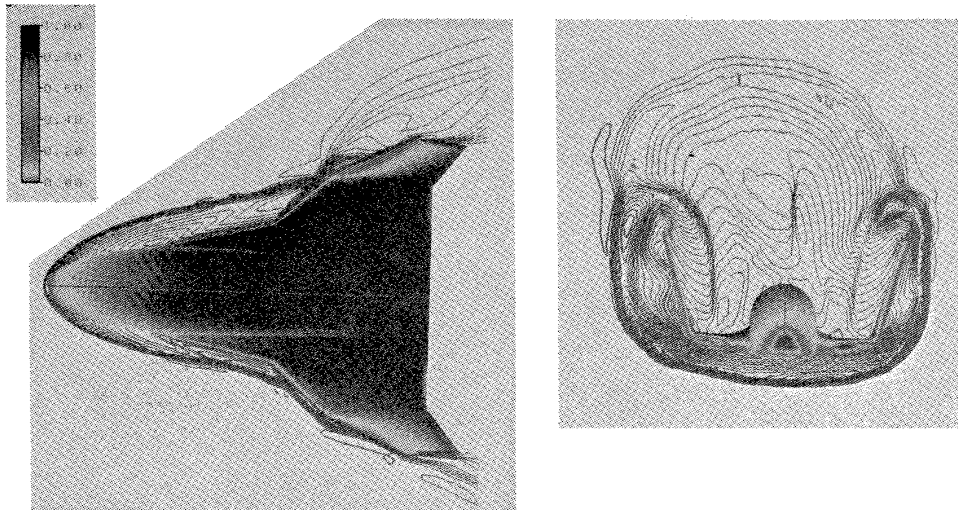


図 16 横滑り角 5° での表面圧力及び等圧線図 (迎角 30° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.3 \times 10^6$)

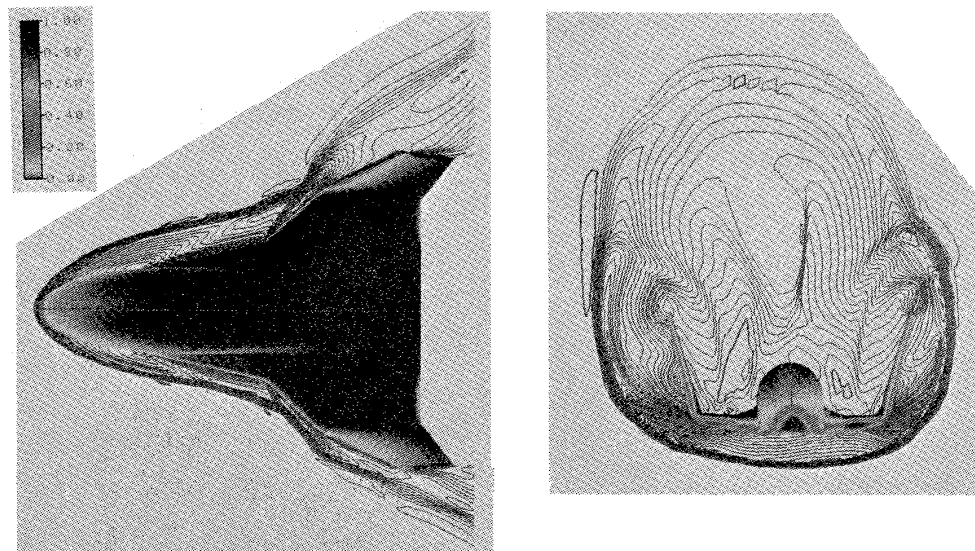


図 17 横滑り角 5° での表面圧力及び等圧線図 (迎角 40° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.3 \times 10^6$)

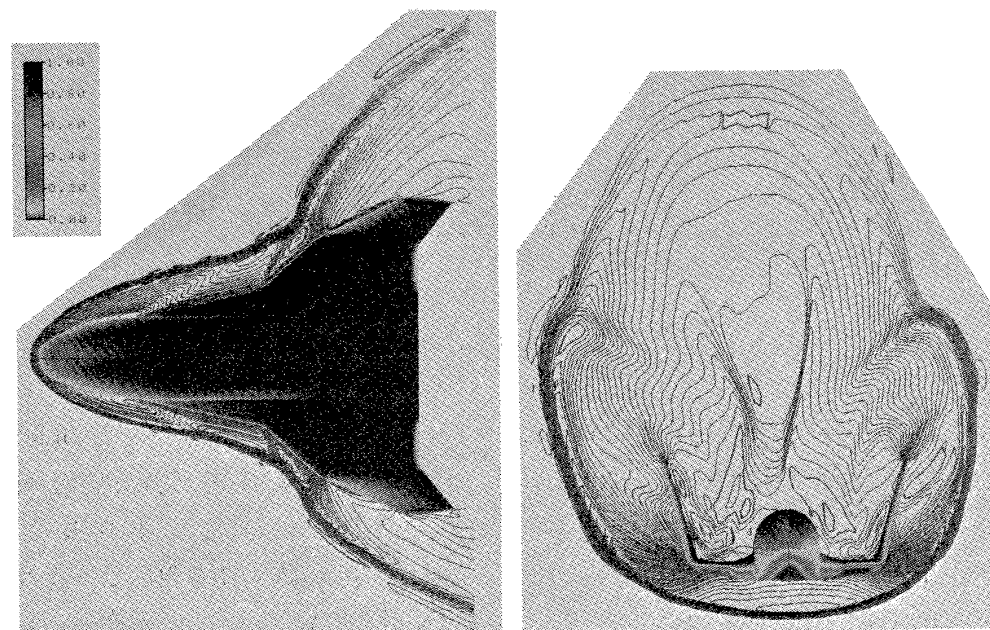


図 18 横滑り角 5° での表面圧力及び等圧線図 (迎角 50° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.3 \times 10^6$)

対称性を示す。また正面図の主翼前縁表面圧力を詳細に観察すると、横滑り風上側で圧力の高い領域が広がり、風下側ではこれが弱められていることが判別される。この様な結果から極超音速領域では、横滑りの効果は衝撃波干渉、主翼前縁近傍での局所的な圧力及び空力加熱に大きく影響することが推察されよう。図19に迎角 $\alpha = 50^\circ$ 、横

滑り角 $\beta = 5^\circ$ での主翼後縁を含む断面内の圧力分布を示す。本図では等圧線分布とは異なり、衝撃波層内の圧力の強さが色別に表されるため、一定の範囲の圧力の広がり容易に識別される。 $\alpha = 50^\circ$ の大迎角では背面の衝撃波層内に一様流の圧力値よりもひくい圧力領域が生じていることが認められる。

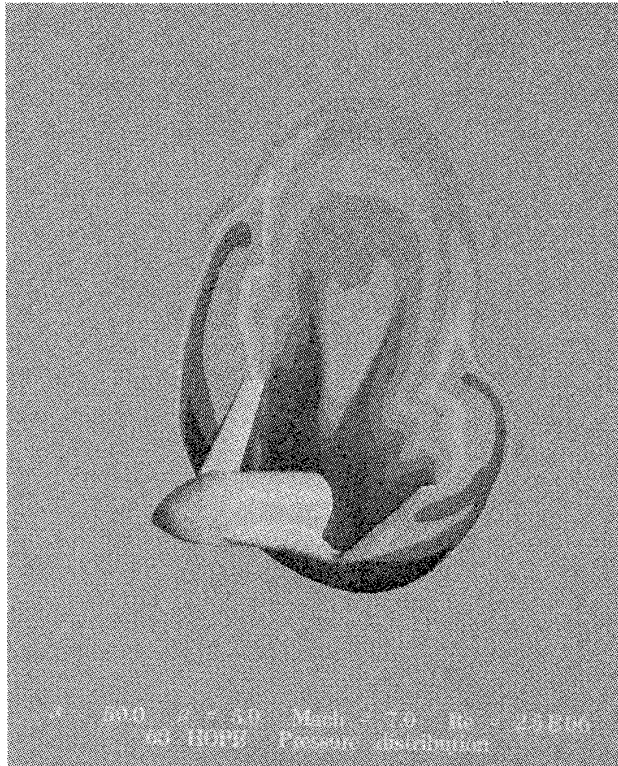
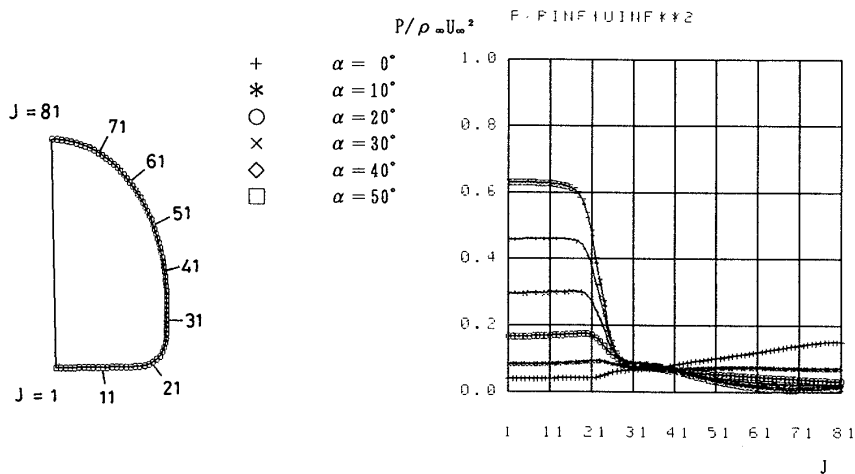


図19 主翼後縁を含む計算断面内圧力分布
($\alpha = 50^\circ$, $\beta = 5^\circ$, $M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

(3) 圧力分布

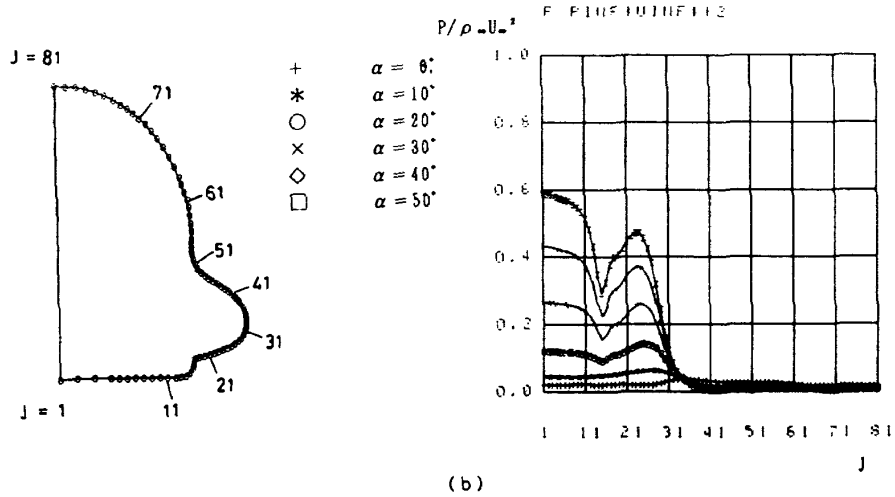
代表的な断面に沿う迎角による圧力分布の変化を図20にプロットした。図の左に断面形状を格子番号Jとともにあらわし、J=1からJ=81に対応する圧力を右側に示す。(a),(b),(c),(d)図はそれぞれξ方向の格子番号I(図2参照)での断面の結果である。(a)図の頭部付近では迎角の増加とともに風上側胴体部の圧力が上昇していく様子が見られる。(b)図はストレーク中央部を含む断面の分布で、迎角の増加とともにJ=21からJ=31にかけて局所的な圧力のピークが現れる。これは後のオイル・フロー図で明白になるが、ストレーク下部に生じる流れの再付着による結果である。(c)図はティップフィンが翼端から立ち上がろうとする断面内の分布で、この断面ではティップフィン根元の圧力が迎角 0° において著しく上昇する。この原因はティップフィンの後退角が 30° と小さく再圧縮効果が極めて高くなることに起因する。迎角が増加するに連れて、ティップフィンの主流



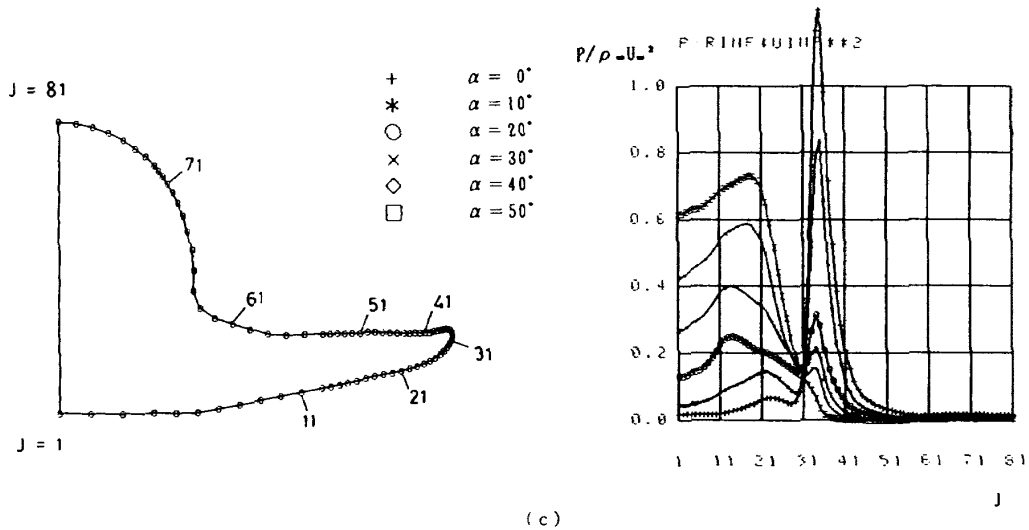
(a)

Cross Pressure Distributions at I = 15
(HOPE 63 Model $M_\infty = 7.1$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

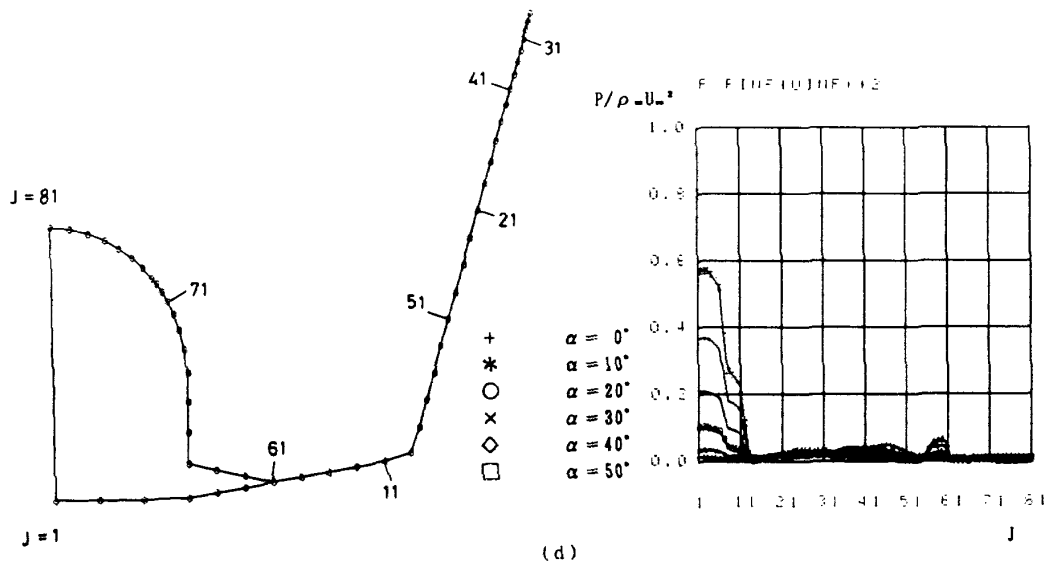
図20 断面に沿う圧力分布の迎角による変化



(b)
Cross Pressure Distributions at I = 31
 (HOPE 63 Model $M_\infty=7.1$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)



(c)
Cross Pressure Distributions at I = 53
 (HOPE 63 Model $M_\infty=7.1$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)



(d)
Cross Pressure Distributions at I = 71
 (HOPE 63 Model $M_\infty=7.1$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

に対する傾きは大きくなり、再圧縮効果が弱められるため、迎角 $\alpha = 50^\circ$ では根元でのピークの発生は認められない。主翼後縁を含む最後部断面の分布は(d)図で、ティップフィンまわり及び風下側機体表面の圧力は平坦でゼロに近い値を示す。但し $J=56$ から $J=61$ にわたる部分では、風上側からの流れが後縁をまわり翼上面に再付着するため、大迎角において圧力のわずかな上昇が引き起こされている。図21に横滑り角 5° の断面内圧力分布を示す。迎角は 30° 、 40° 、 50° の結果でいずれのケースにおいても、圧力は胴体及び主翼下面で横滑り風上側(図右側)が高くなる。但し、ティップフィン前縁での圧力は迎角 30° で横滑り風下側が高い値を示している。これは後に述べる空力加熱にも影響を与える。

(4) 空力係数

HOPE 63 形状の縦及び横の空力特性を、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(%)、

及び横の空力特性を算出するための平均スパン長を以下に示す。

基準面積(S)	平均翼弦長	モーメント基準点	平均スパン長
30.0m ²	4.81m	61.5%(頭部から)	6.58m

なお、空力係数の計算では実験と同様に、胴体後部下面から1メートル伸びているボディ・フラップの影響を考慮している。

図22に基本形状及び主翼後退角を大きく取ったW-2形状の空力係数の実験結果との比較を示す。白抜きの印が数値計算、黒印が航空宇宙技術研究所、極超音速風洞での試験結果である。HOPE 63 基本形状は丸印で、これに対してW-2形状は三角印でそれぞれ空力係数がプロットされている。基本形状に対する計算結果は、迎角 30° までは実験値と良好な一致を示すものの、迎角 40° 、 50° では揚力、抗力係数に大きな不一致が現れる。この不一致はHOPEの主翼後縁が胴体との付け根部分で厚みをもち、このため数値計算ではこの部分を胴体の一部と見なし胴体と共に

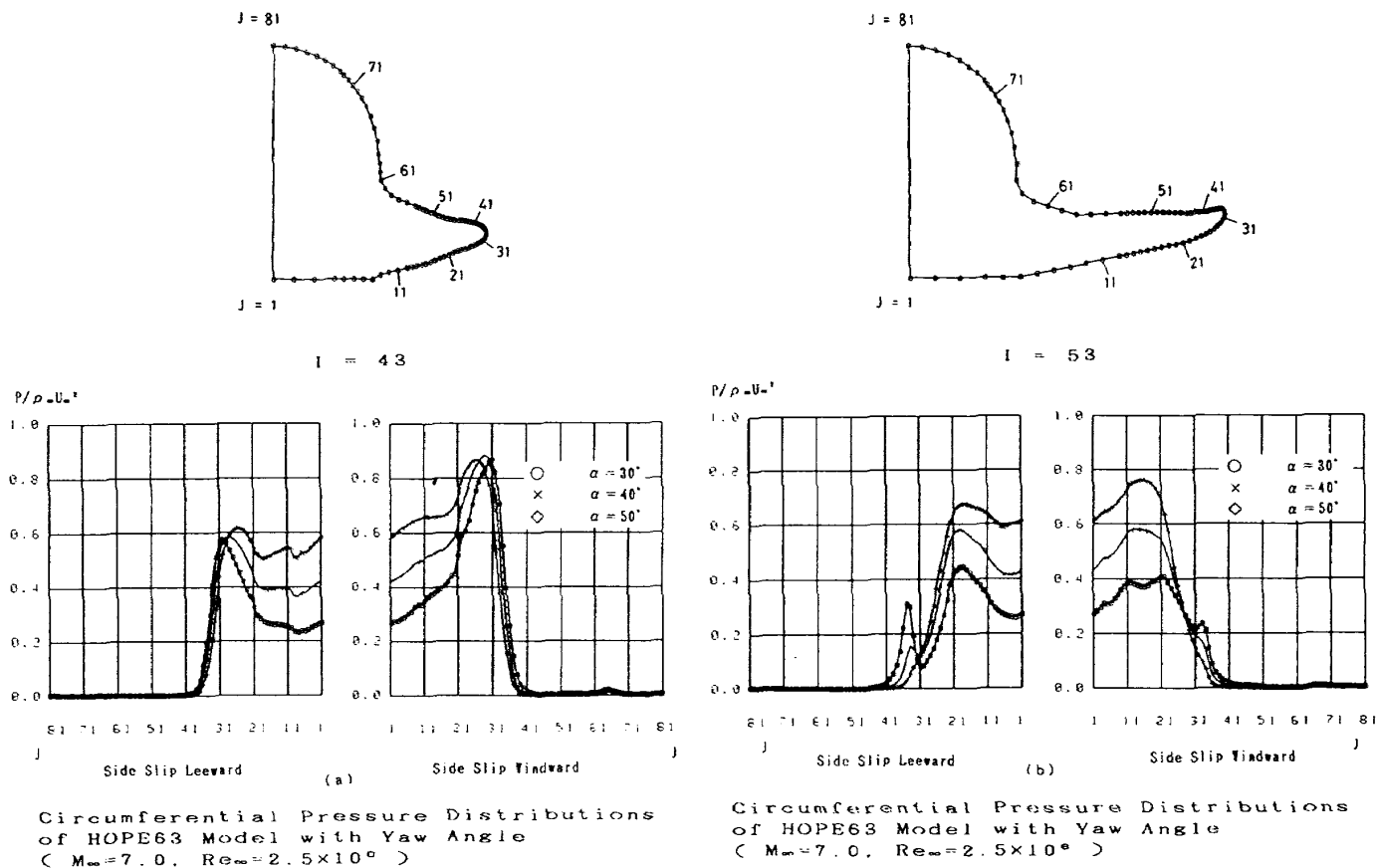


図21 横滑り角 5° 迎角 $30^\circ 40^\circ 50^\circ$ での断面圧力分布 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

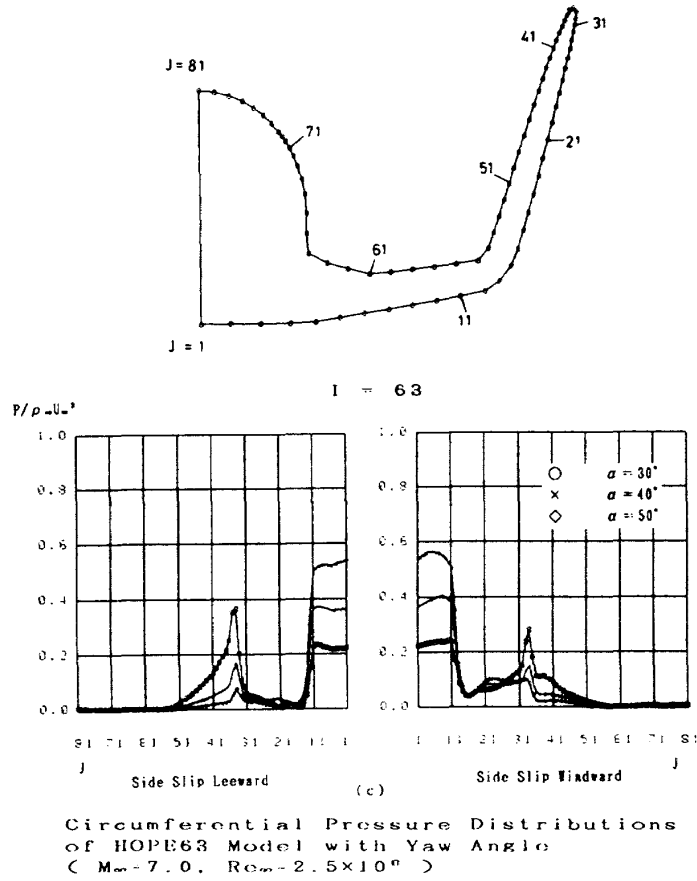
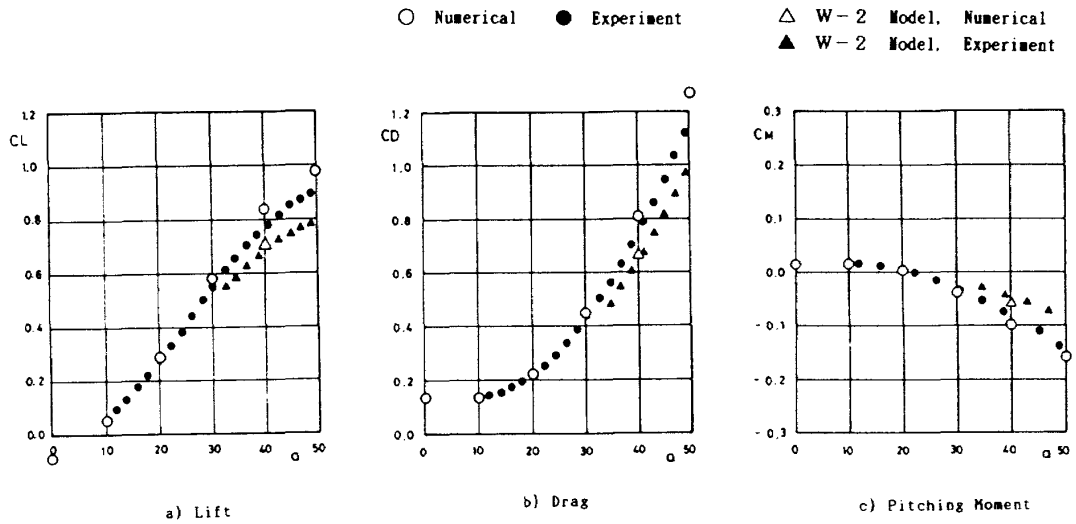


図 21 続



Comparison of Aerodynamic Coefficients
of HOPE 63 Model
($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

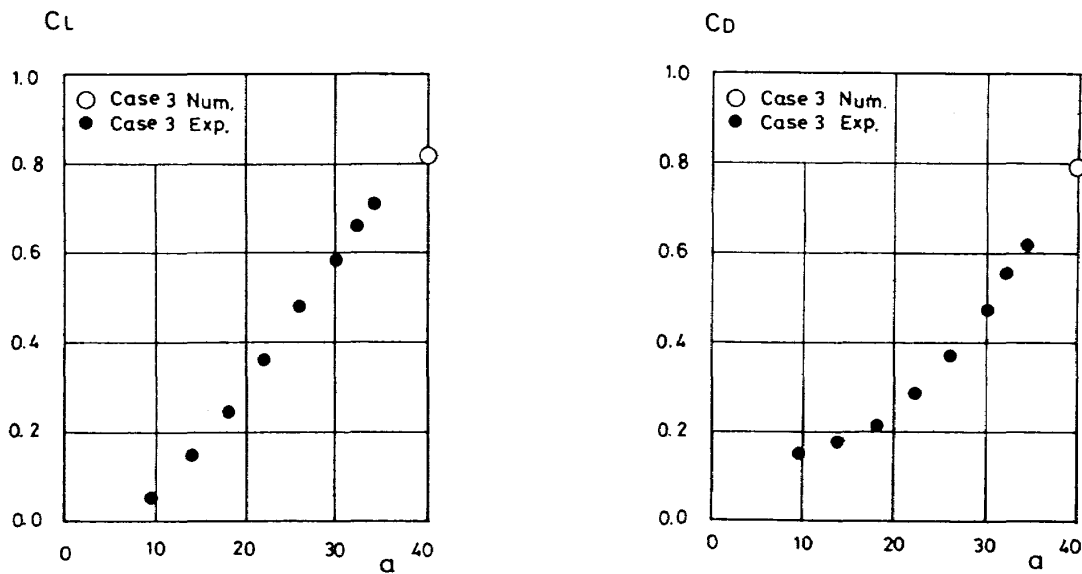
図 22 空力係数の実験値との比較

ウェーク領域に伸展させたことが、大きな要因と考えられた。このため数値解析では主翼後縁付け根部の厚みをゼロとし、上記要因を取り除いた計算を行ったが、空力係数の変化はほとんど観察されなかった。前年度のHOPE 62形状ではほぼ一致した結果が得られたことと対照的で^{8),9),10)}、今後の検討課題である。これにたいしてW-2形状での迎角40°における結果では一致の精度は改善される。

図23は基本形状のマッハ数12.0における揚力及び抗力係数で、黒丸が実験値を白丸が計算値を示す。実験値は迎角35°までの結果が示され、迎角40°の値は風洞のプロセージの関係で得られていないが、実験値の外挿を行えば、ほぼ一致した結果が示されよう。

図24-1に迎角40°における軸力係数の極超音速風洞及び衝撃風洞実験値との比較結果を示す。表のケース3（マッハ数12.0, レイノルズ数 6.25×10^5 ）が前者に、ケース4（マッハ数10.8, レイノルズ数 1.3×10^5 ）が後者の実験に対応している。ケース4は低レイノルズ数に於ける粘性干渉効果を調べるためのもので、表に見られるように計算値（ $C_{A\ TOTAL}$ ）は実験値（ $C_{A\ EXP}$ ）と若干ずれがあるものの、オーダー的には粘性干渉の最も現れる軸力係数をよく模擬している。なお、表の C_{AP} , C_{AV} は計算による軸力係数の圧力、及び粘性による寄与分である。レイノルズ数が低くなるにつれて粘性効果が顕著にあらわれる。

基本形状の横滑り角5°をとった際の横力、ローリングモーメント、及び偏揺れモーメント係数の



Comparison of Aerodynamic Coefficients of HOPE 63 Model for High Mach Number Case ($M_\infty=12.0$, $Re_\infty=6.95 \times 10^5$)

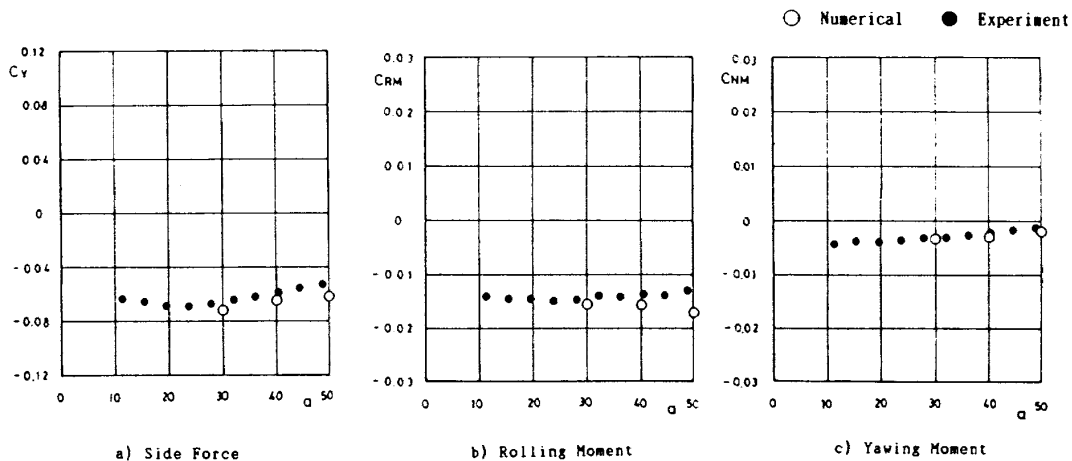
図23 高マッハ数における空力係数の比較

Viscous Interaction Effects in Axial Force Coefficients (C_A)

	C_{AP}	C_{AV}	$C_{A\ TOTAL}$	$C_{A\ EXP}$
Case 3	0.0842	0.0327	0.1169	0.108
Case 4	0.0883	0.0714	0.1597	0.144

C_{AP} ; axial force coefficient by the pressure
 C_{AV} ; axial force coefficient by the viscous stress
 $C_{A\ TOTAL}$; sum of C_{AP} and C_{AV}
 $C_{A\ EXP}$; experimental value from the HWT and the shock tunnel at NAL

図24-1 軸力係数にあらわれる粘性干渉効果



Comparison of Aerodynamic Coefficients
of HOPE 63 Model with Experiments
at Yaw Angle of Attack
($M_\infty=7.0$, $\beta=5^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図 24 横滑り角 5° での横安定微係数の比較

比較を図 24 に示す。横力、ローリングモーメントは迎角 50° において一致した値を示さないが、これ以外では良好な比較結果が得られている。また図ではそれぞれローリングモーメント係数はマイナス側が、偏揺れモーメントはプラスが安定領域をあらわす。HOPE 63 形状は方向安定を得るため、62 形状に比べてティップフィンの長さを大きく設定したにもかかわらず、極超音速領域で偏揺れモーメントは不安定になる。

(5) オイル・フロー及び三次元流線図

図 25 から図 27 に HOPE 63 基本形状のマッハ数 7.0, 迎角 30° , 40° , 50° におけるオイルフローを示す。オイルフローは各迎角毎に斜め上方、背面、側面、及び底面からみた結果をのせ、レイノルズ数はいずれも 2.5×10^6 のケースである。図 25 の迎角 $\alpha = 30^\circ$ では、主翼と胴体上面及びティップフィン外側の下部で剥離線がみとめられる。また胴体側面ではストレーク及び主翼から剥離した流れが再付着している。図 26 の迎角 $\alpha = 40^\circ$ では、基本的な流れのパターンは変わらないが、ティップフィン外側の前縁に沿う部分で新たに剥離線が生じ、直後に再付着領域が現れる。図 27 の迎角 $\alpha = 50^\circ$ では、主翼上面中央部にスパイラル・ボルテックスが誘起されるとともに、主翼上面後縁部の逆流の規模が大きくなりティップフィン内側

にまで広がる。またティップフィン外側の剥離線が迎角 40° に比較して上方に移動する。各迎角に共通して下面のストレークには再付着が起こり、ここで局所的な圧力のピークが現れることは(3)の圧力分布の項で解説した。

図 28 は主翼後退角を 60° とした W-2 形状の迎角 40° でのオイルフローである。基本形状と比較してティップフィン外側に明白な再付着領域は現れず、主翼上面の剥離線は前縁に沿う傾向を示す。図 29 のマッハ数 12.0 のケースでは主翼上面の剥離線が胴体に近づくことが特徴である。図 30 の横滑り角 5° , 迎角 40° のオイルフローではこれまでの 4 方向からの図の他に横滑り風下側からの斜め上方及び側面の図を追加した。胴体上の剥離線、翼上面の剥離パターンの横滑りによる非対称性が明らかである。横滑り風下側のティップフィン外側のオイルフローは風上側のそれとは異なり、再付着が現れている。胴体下面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が、流れは横滑り風下側に向けられている。図 31 はマッハ数 7.0, 迎角 40° , 50° における三次元流線図である。図から胴体及びストレーク上部より渦の発生している様子が明らかになるが、数値計算では胴体はそのままウェーク領域に延長しているため、胴体から発達した流線は他の部分に比

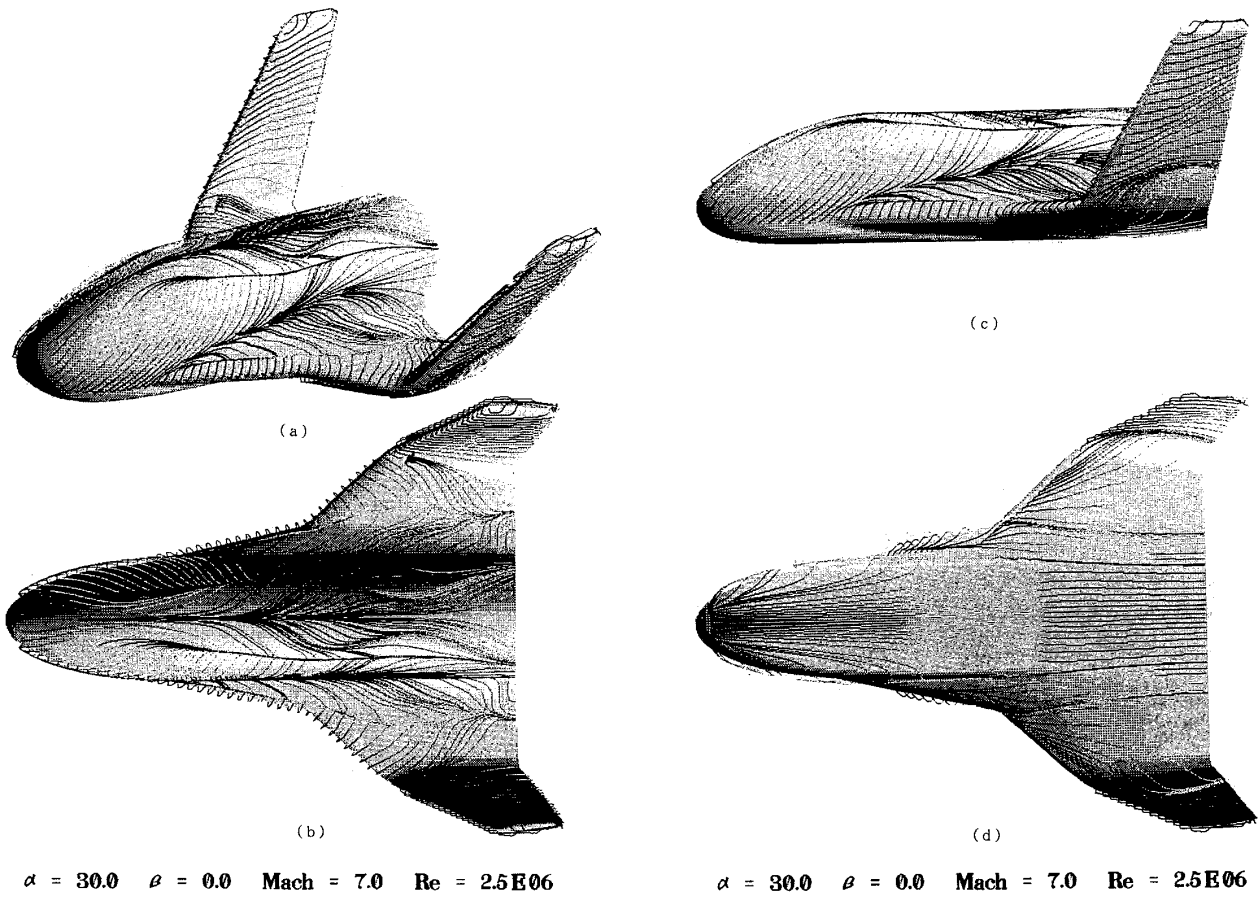


図 25 オイルフロー

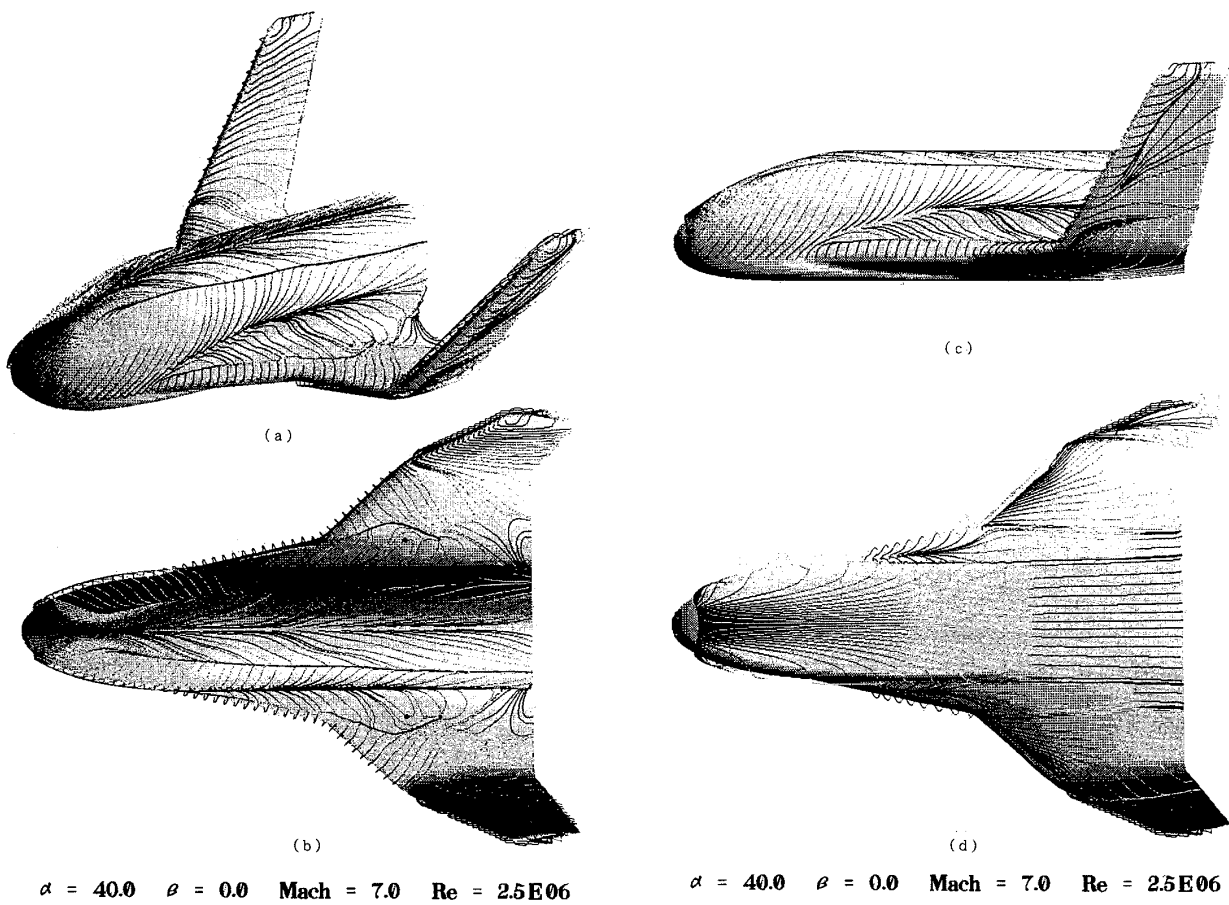


図 26 オイルフロー

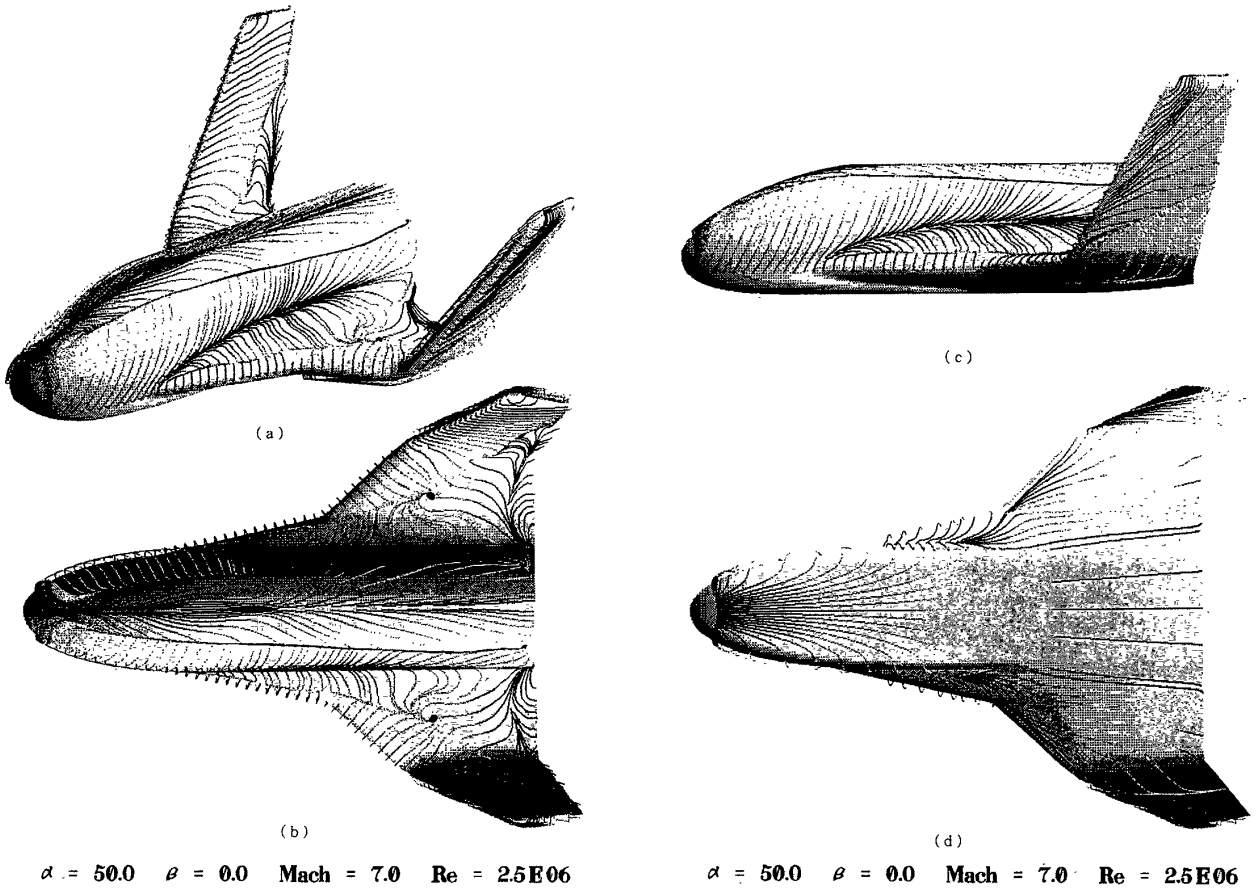


図 27 オイルフロー

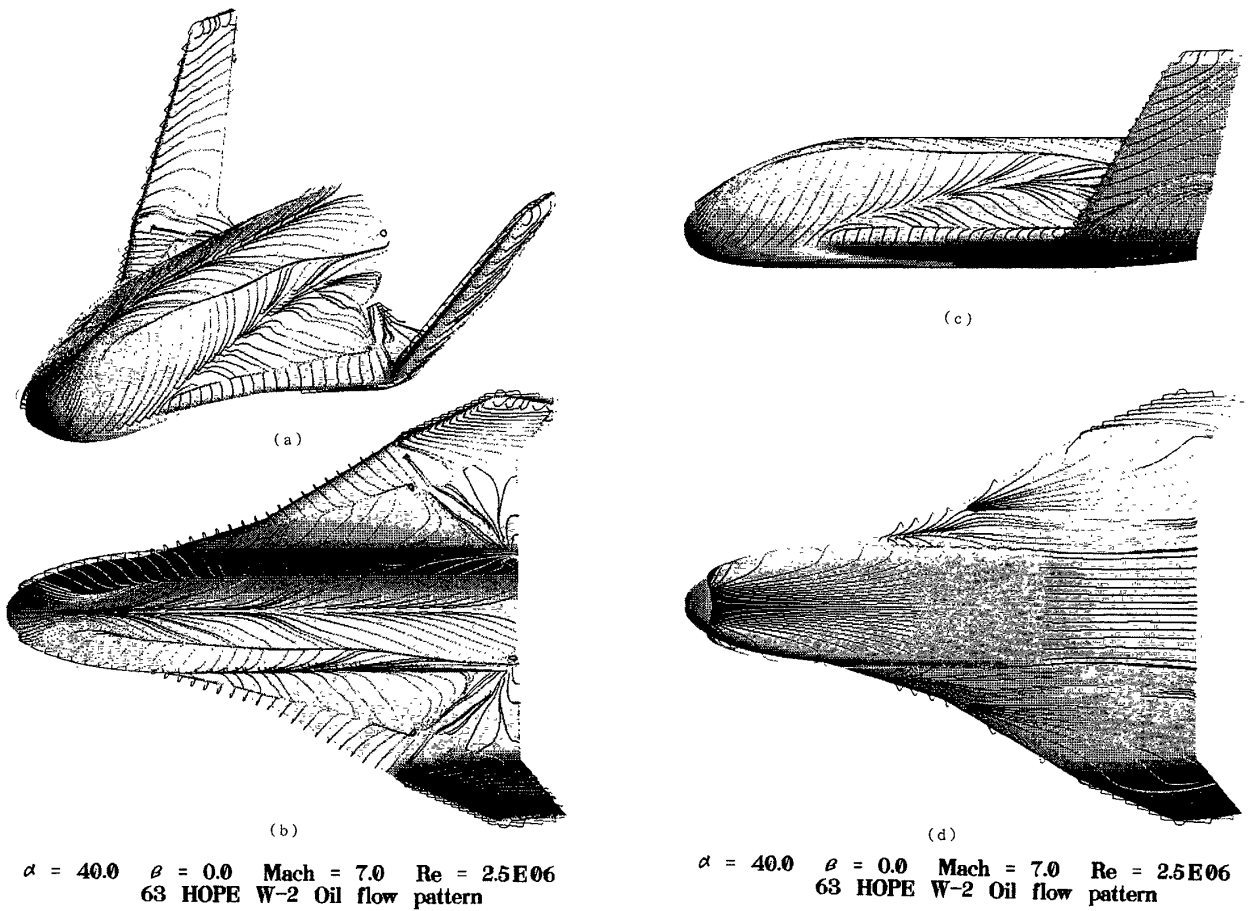


図 28 W-2 形状オイルフロー

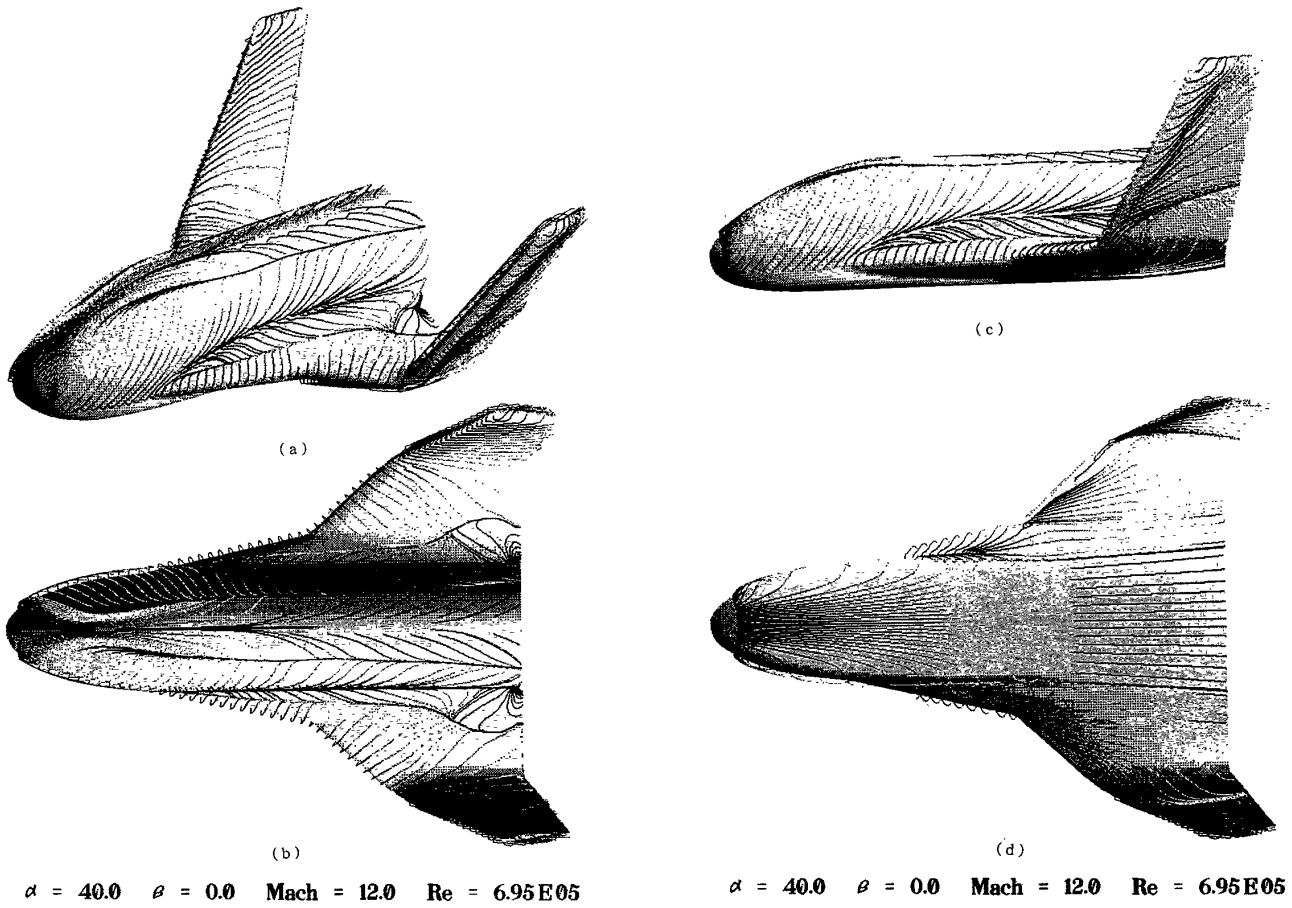


図29 オイルフロー

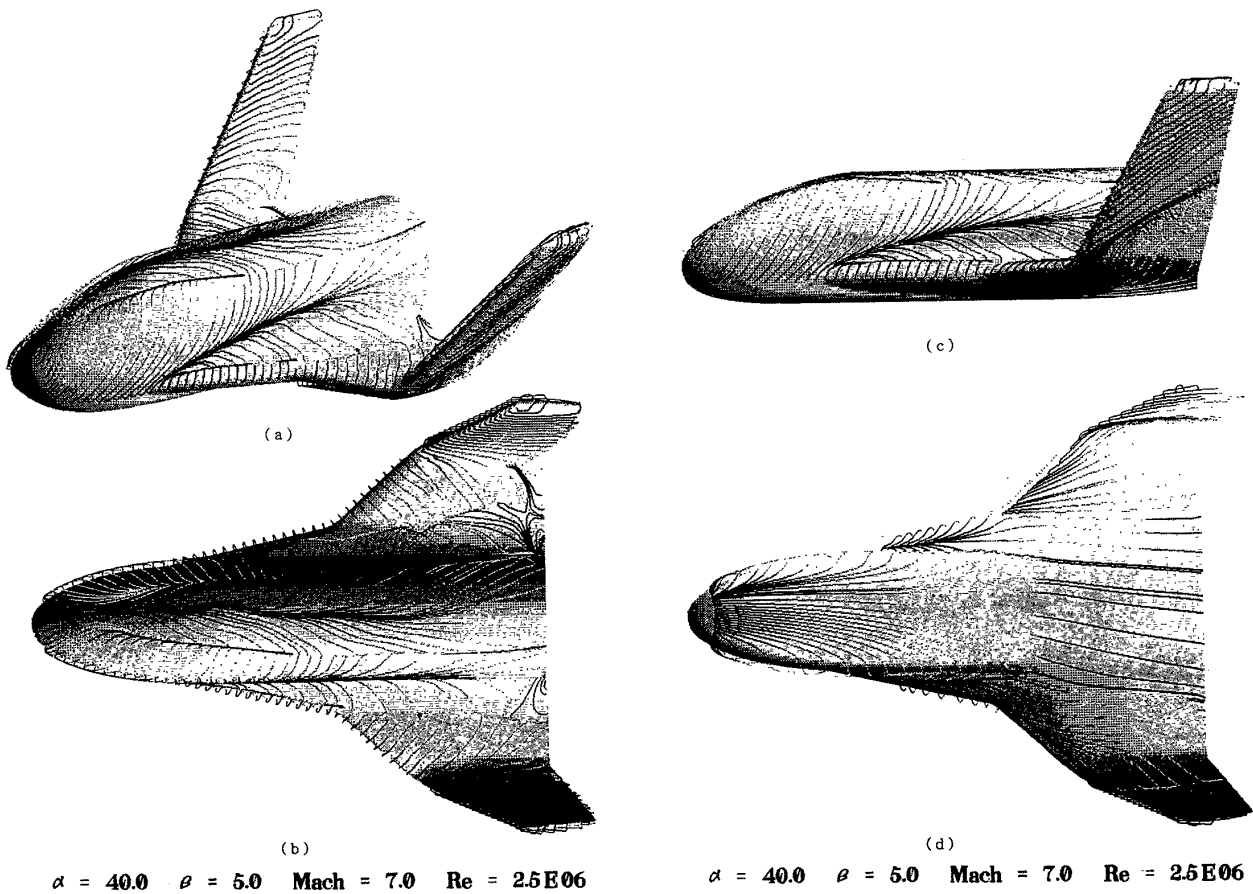
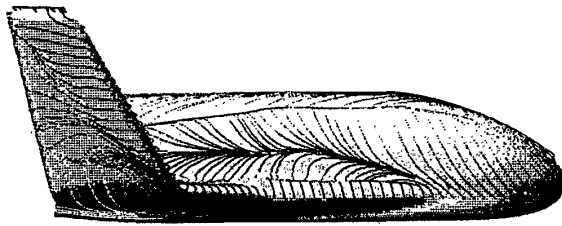
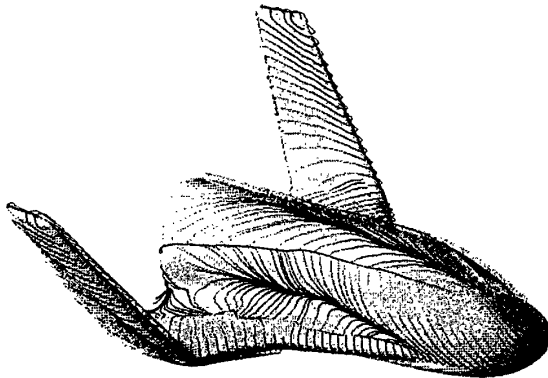


図30 横滑り時のオイルフロー



(e)



$\alpha = 40.0$ $\beta = 5.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06

図 30 続

べ立ち上がりが遅れている。

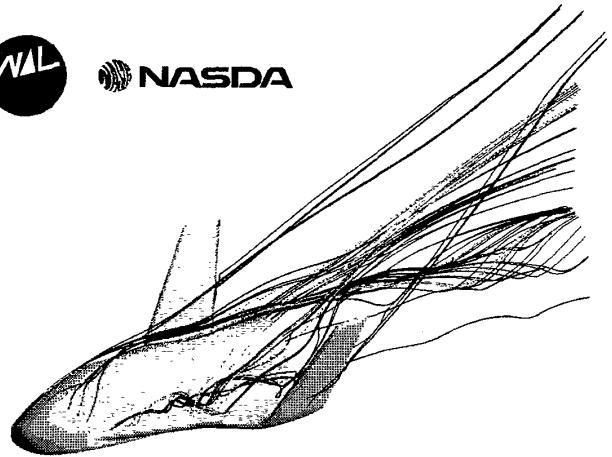
(6) 表面空力加熱線図

図 32 から図 34 に HOPE 63 形状の斜下方及び斜上方から見たマッハ数 7.0, 迎角 30° , 40° , 50° での表面空力加熱線図を示す。レイノルズ数は 2.5×10^6 の高いケースである。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容易に理解される。加熱率の高い領域は頭部、風上側の主翼前縁、ティップフィンの前縁に沿って現れる。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は風上側胴体下面に移動していくが、これとともに胴体下面から側面に向かう曲率の小さい部分で、流れの加速現象により加熱が上昇する。風上側主翼前縁部の空力加熱はいずれの迎角においても強いが、ティップフィン前縁部では迎角の増加とともに前縁の主流に対する角度が大きくなるため加熱は弱められていく。また胴体横に流れの再付着による比較的加熱量の高い領域が生じる。

図 35, 図 36 は迎角 30° , 40° のレイノルズ数の



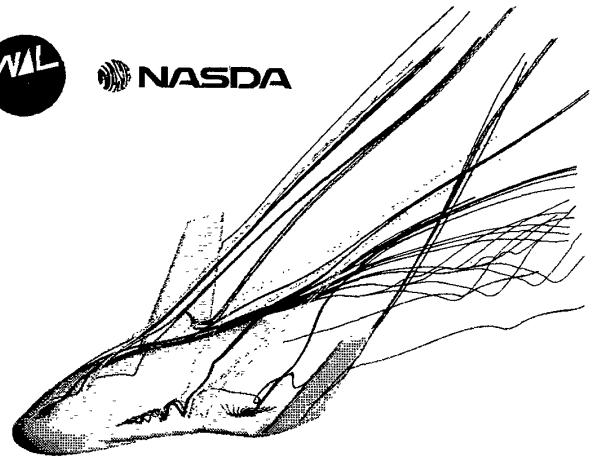
NASDA

(a) 迎角 40°

$\alpha = 40.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06



NASDA

(b) 迎角 50°

$\alpha = 50.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06

図 31 三次元流線図

低いケースの結果である。全体的な空力加熱分布の特徴は前図と変わらない。但し、後に述べるように空力加熱の絶対量は異なり、レイノルズ数が低い場合には加熱量は減少する。

図 37 は W-2 形状の迎角 40° の結果を示す。この形状では後退角を大きくした結果、主翼前縁部の空力加熱の高い領域は、対応する図 32 の基本形状に比べ小さく、加熱の絶対量も減少する。詳しい比較は後述する。高マッハ数での加熱分布は図 38, 図 39 に示される。迎角 40° において横滑り角 5° をとった非対称の分布は図 40 で、主翼前縁部の加熱は横滑り風上側が大きく、逆にティップフィン根元では横滑り風下側に高いピークが発生する。これは図 21 の断面に沿う圧力分布で示

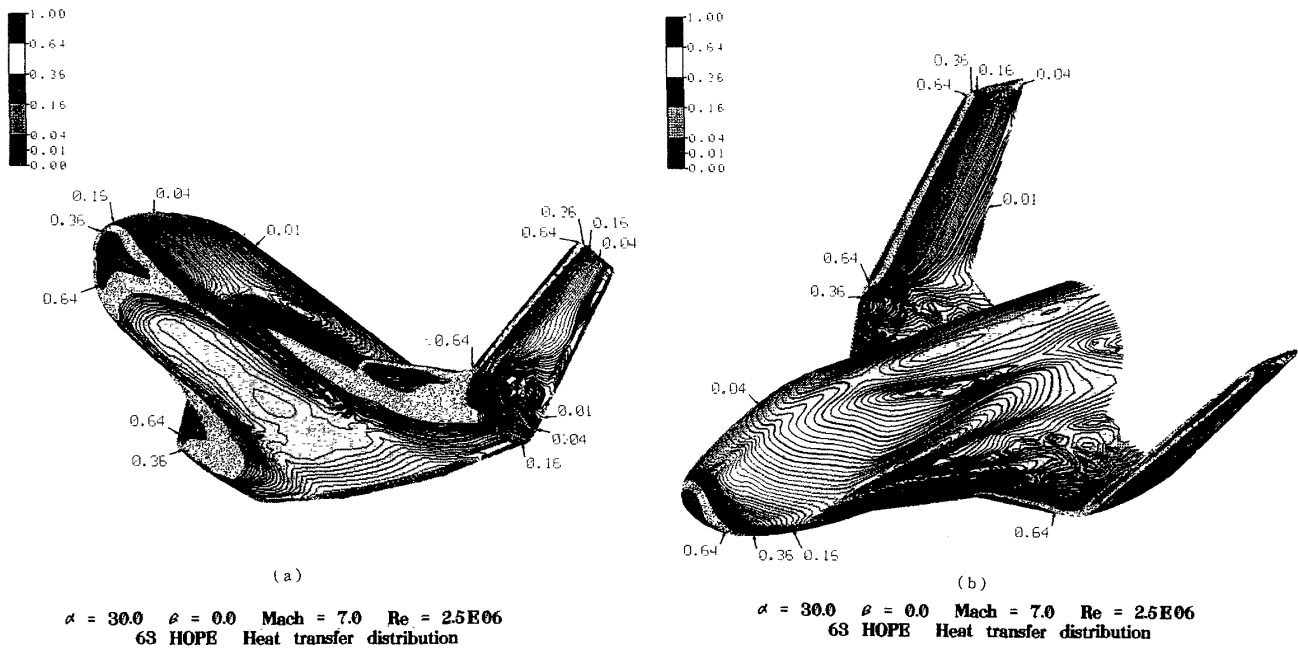


図32 表面空力加熱線図 迎角 30°高いレイノルズ数ケース

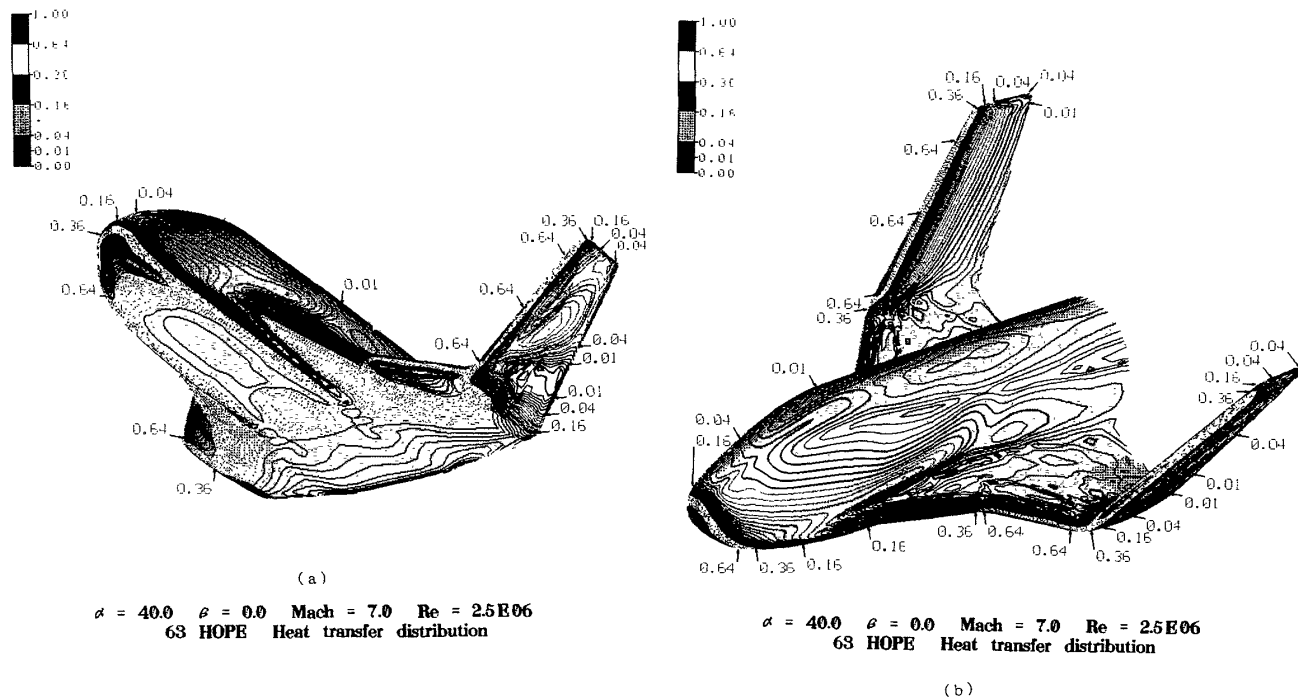


図33 表面空力加熱線図 迎角 40°高いレイノルズ数ケース

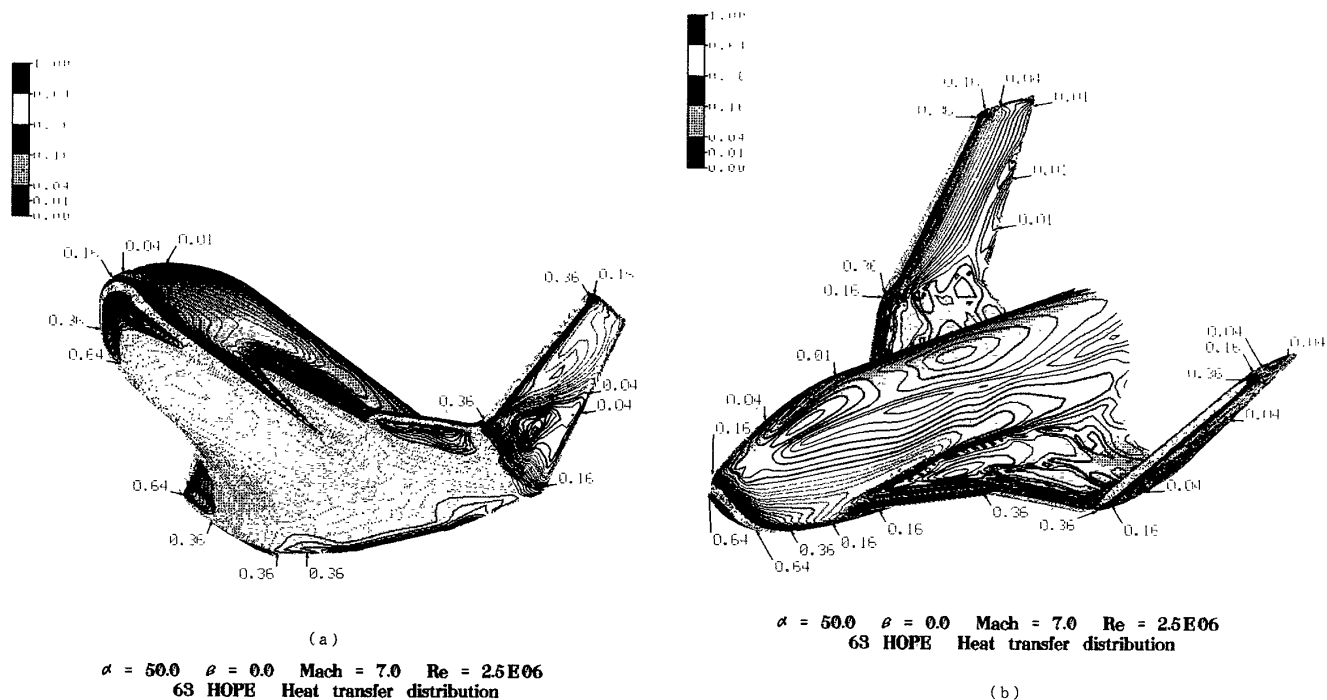


図34 表面空力加熱線図 迎角 50°高いレイノルズ数ケース

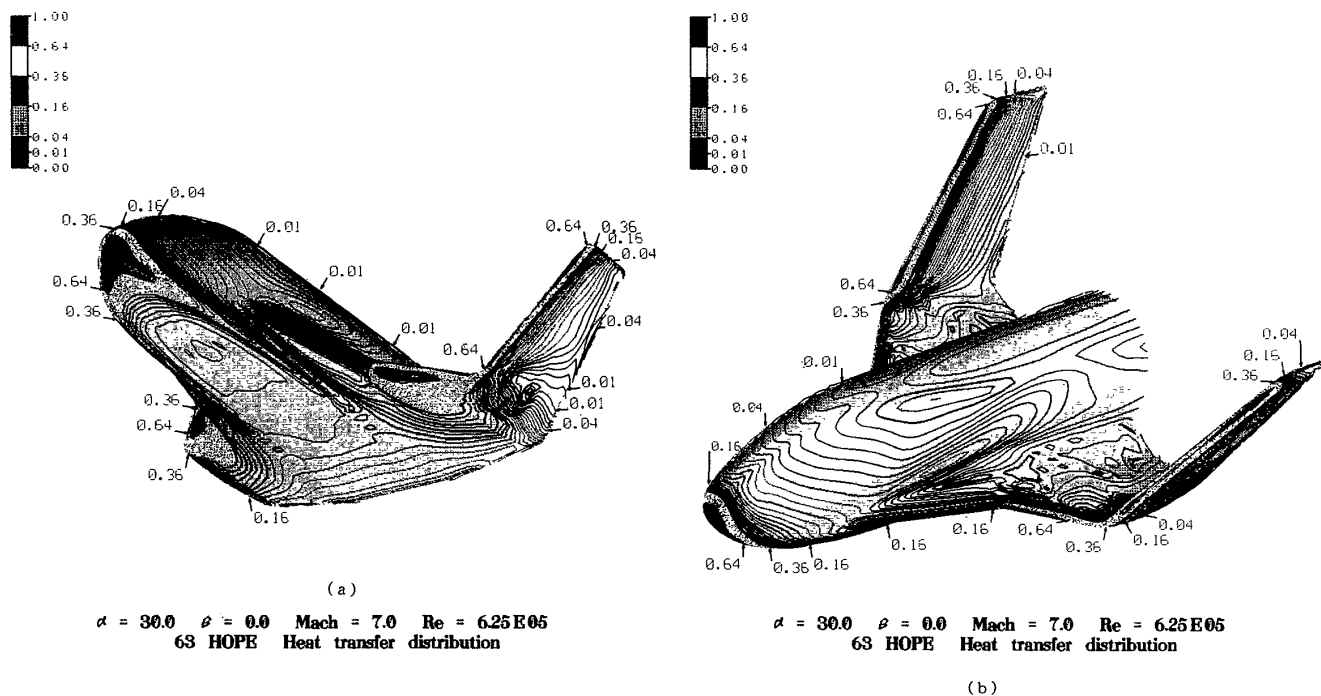


図35 表面空力加熱線図 迎角 30°低いレイノルズ数ケース

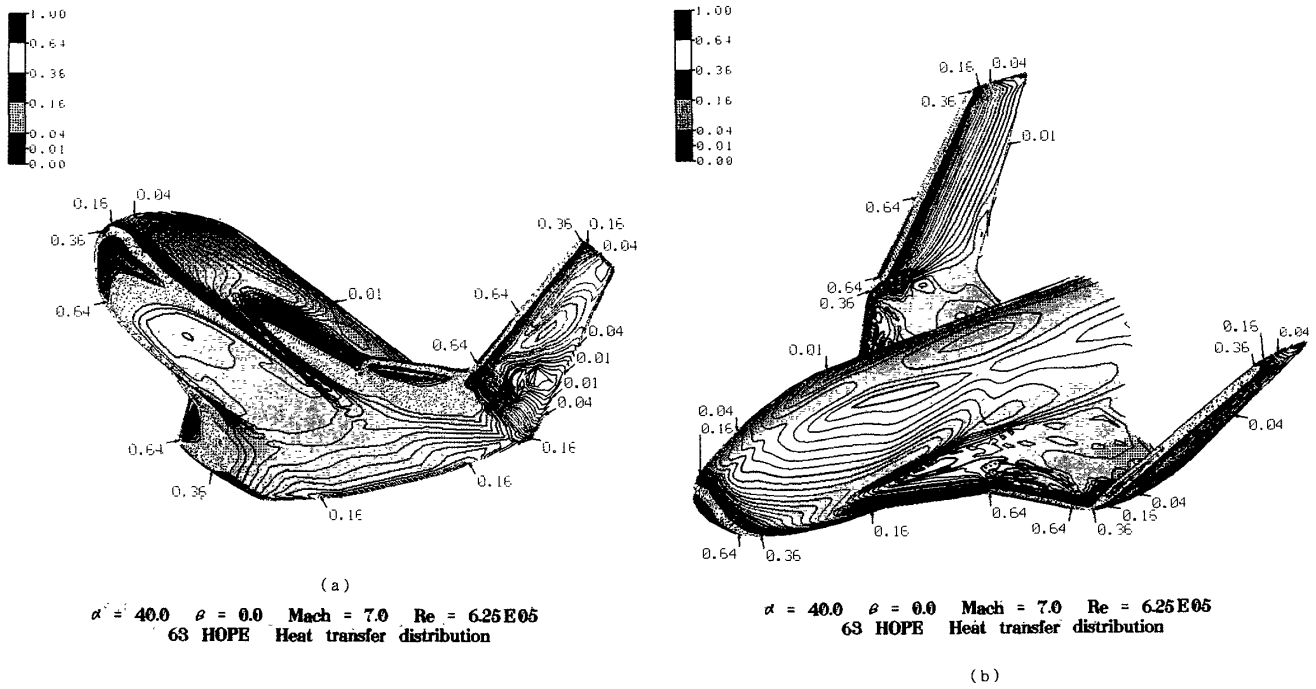


図36 表面空力加熱線図 迎角40°低いレイノルズ数ケース

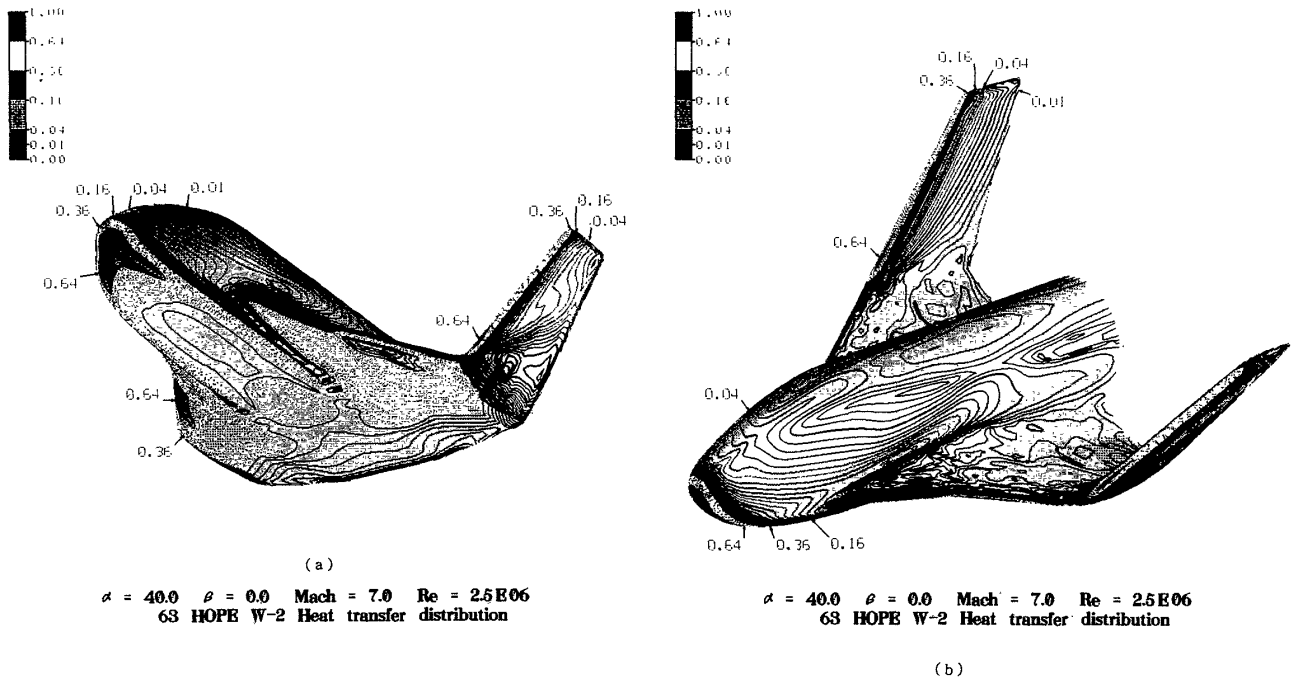


図37 W-2形状表面空力加熱線図 迎角40°

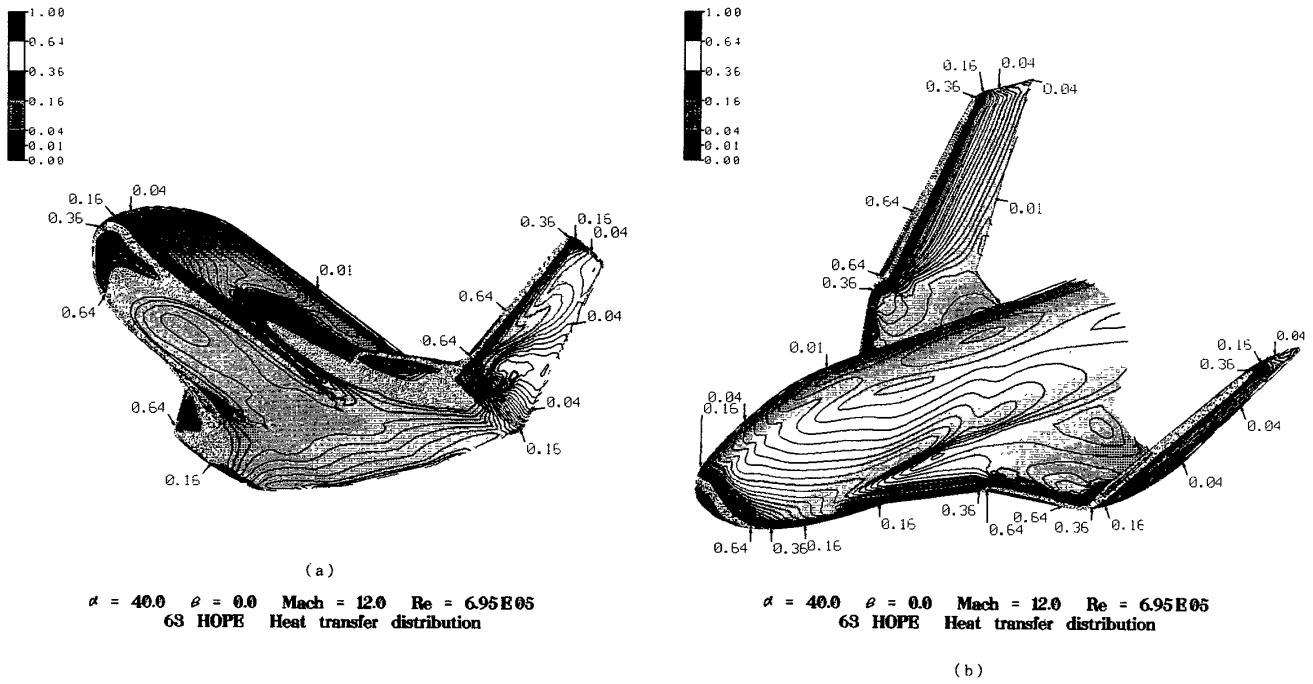


図 38 高いマッハ数での表面空力加熱線図 迎角40°

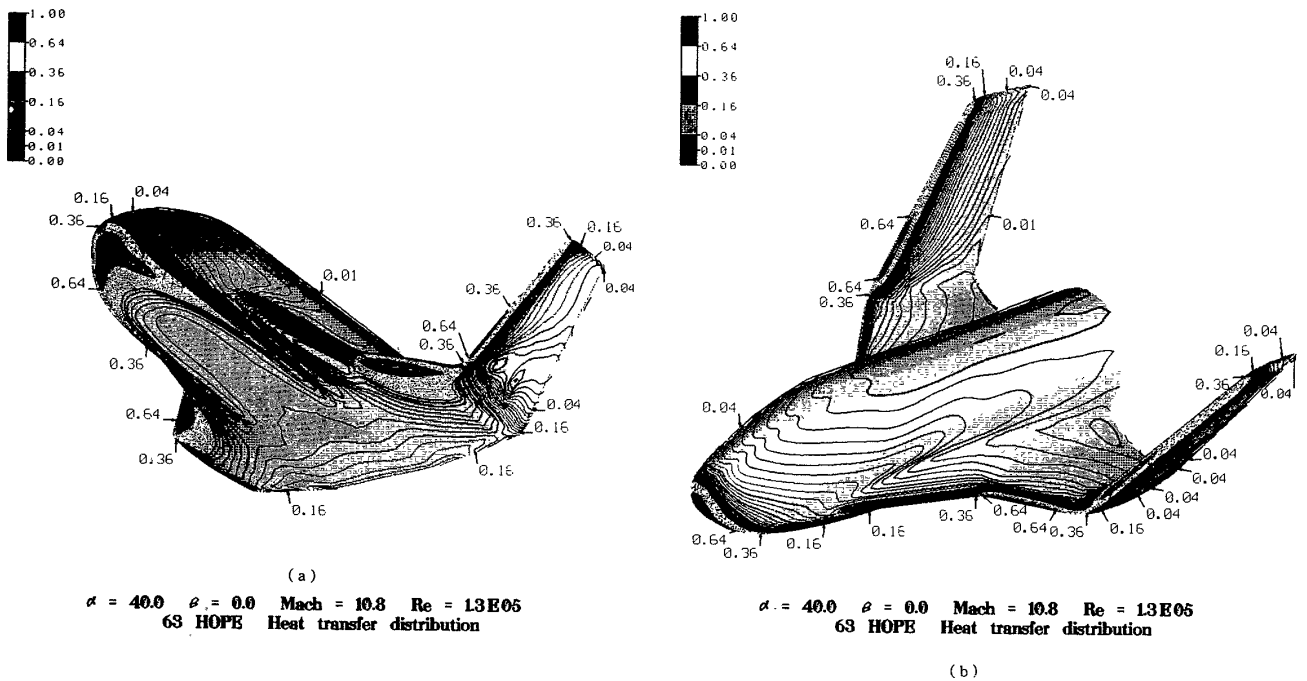
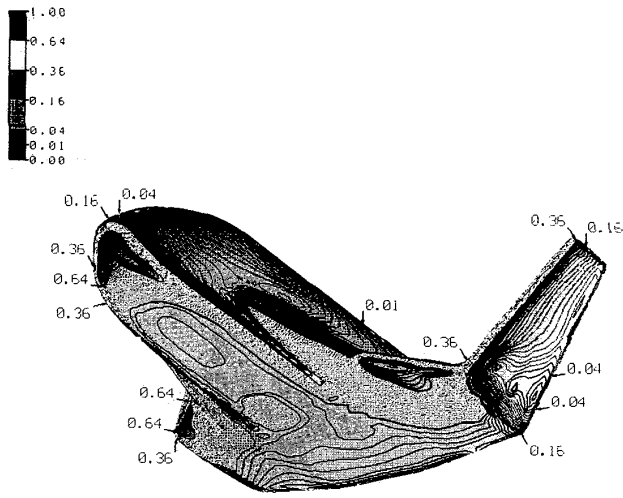
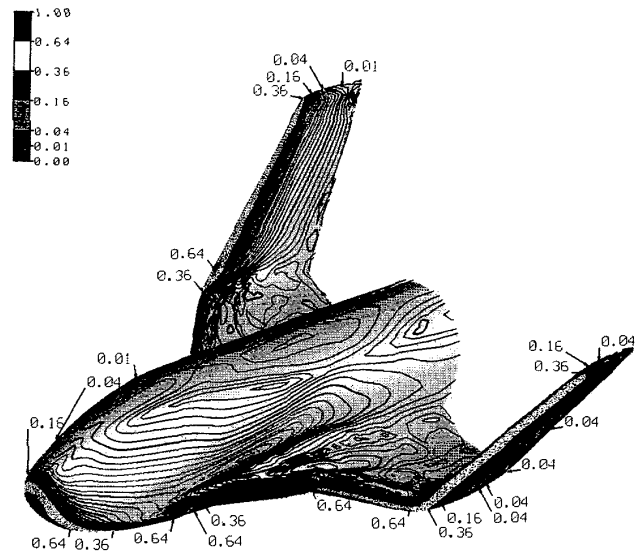


図 39 粘性干渉ケースでの表面空力加熱線図 迎角40°



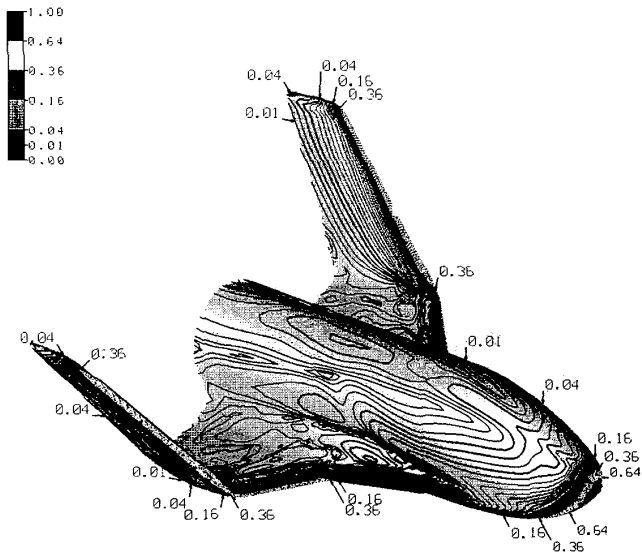
(a)

$\alpha = 40.0$ $\beta = 5.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06
63 HOPE Heat transfer distribution



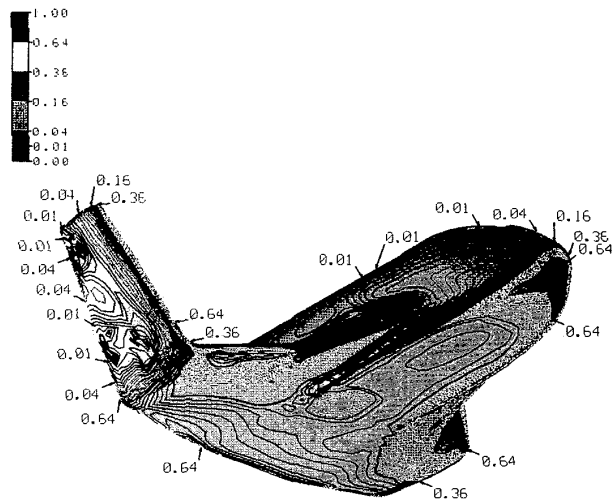
(b)

$\alpha = 40.0$ $\beta = 5.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06
63 HOPE Heat transfer distribution



(c) 横滑り風下側

$\alpha = 40.0$ $\beta = 5.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06
63 HOPE Heat transfer distribution



(d) 横滑り風下側

$\alpha = 40.0$ $\beta = 5.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5E06
63 HOPE Heat transfer distribution

図40 横滑り時の表面空力加熱線図 迎角40°横滑り角5°

したように、ティップフィン根元では横滑り風下側の圧力が若干高くなることと対応する。なお、迎角 40° の空力加熱結果では最大値は風上側主翼前縁の付け根部付近に生じている。

(7) 翼前縁及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布

図 41 はマッハ数 7.0、迎角 30° における低及び高レイノルズ数での翼、ティップフィン前縁及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布を示す。横軸は機首先端からの長さを表し、実機に対応するメートル単位のスケールである。縦軸は風上側頭部の空力加熱のピーク値で無次元化された加熱量である。図には分布の位置を明白にするため、横軸の長さに対応した HOPE 形状側面図を描いている。すなわち各分布点の真上から縦軸に平行に線を延長し、側面図に当たる部分がその点の位置を表す。加熱率は低及び高レイノルズ数のケースとも互いに殆ど相似な分布を示している。但し、頭部の空力加熱のピーク値 Q_{max} は異なり、高レイノルズ数ケースで 0.327MW 、低いケースで

0.175MW である。翼前縁に沿う空力加熱は主翼とストレークの付け根部から再圧縮効果により急上昇し、ティップフィン根元の手前で下降する。ティップフィン根元からは、ティップフィンの急激な立ち上がりにより再び加熱は急上昇する。根元のピークはティップフィンの前縁曲率半径が主翼に比べて小さいこと等により、主翼上の値よりも 1.5 倍程高めにする。ティップフィン根元から上方の前縁では曲率半径の減少効果により、加熱は上昇し続け、分布曲線中、最高値が上端に生じる。但し、この最高値は迎角 30° では機体表面全体の最高値でもあることに注意する。

図 42 の迎角 40° の結果では、図 41 と比較して迎角が 10° 増えたことにより、主流に対するティップフィン前縁の傾きが大きくなり、ティップフィン上端の加熱は減少する。しかしながらティップフィン根元では迎角 30° の結果と変わらない大きさの加熱量が誘起されている。風上側胴体対称線に沿う分布では、高レイノルズ数で胴体中央部に台形型の突出部分が現れている。これは低レイノ

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate

($M_\infty=7.0$, $\alpha=30^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^6$)

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

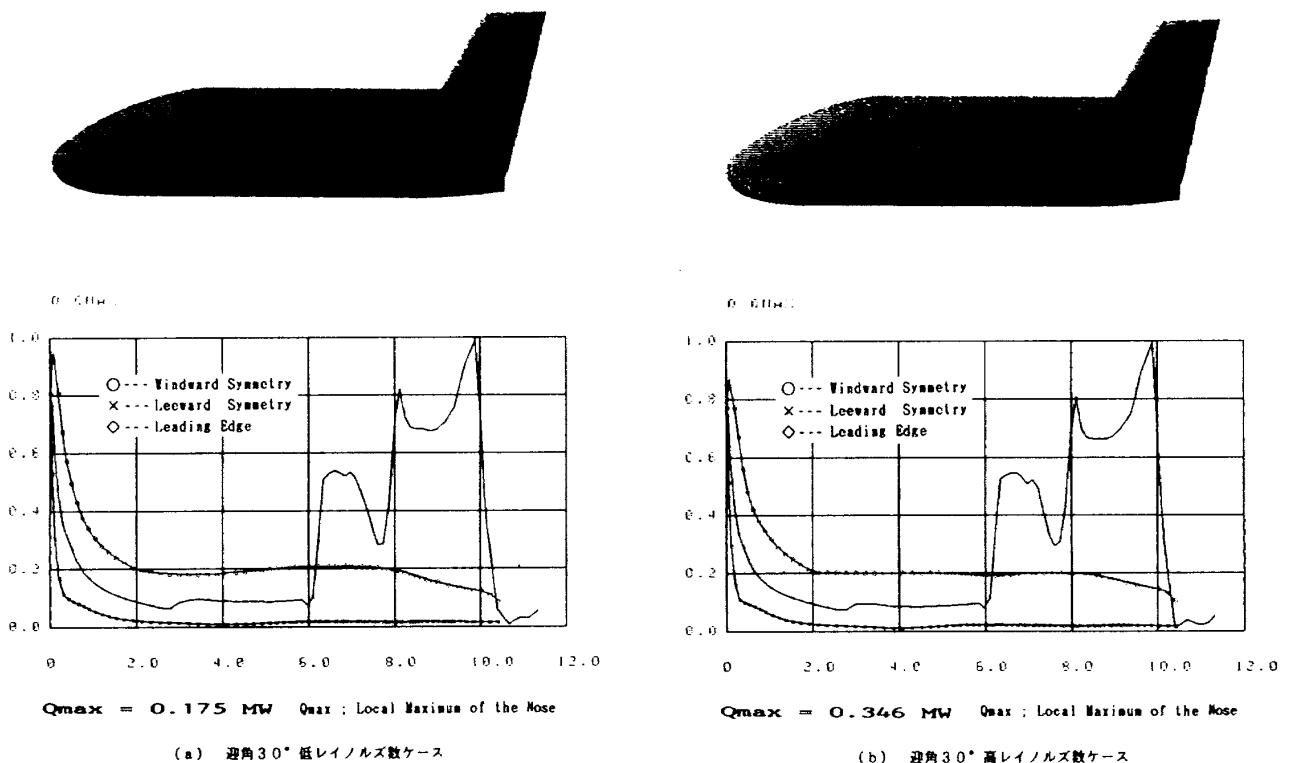


図 41 主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布

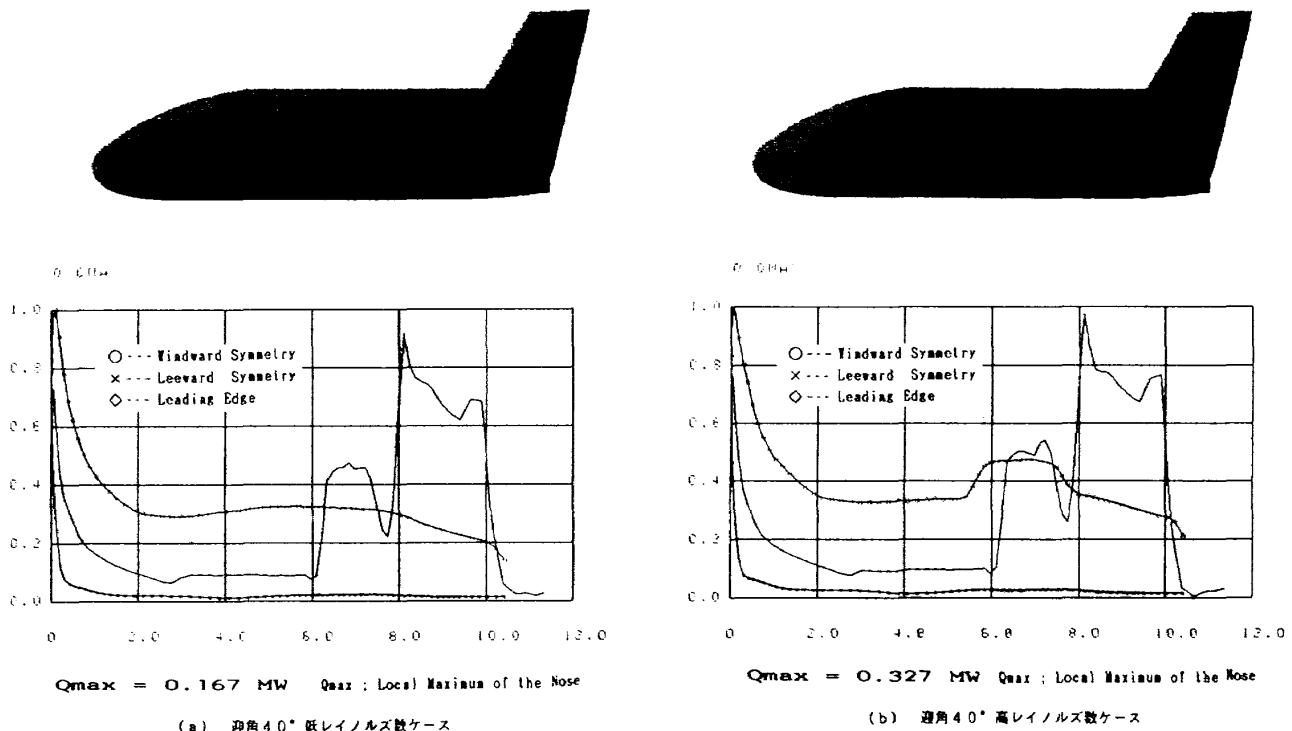
Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate($M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^6$)($M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

図42 主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布

ルズ数の結果では全く見られず、高レイノルズ数特有の現象であることから、乱流遷移による空力加熱の上昇が引き起こされていると推察される。胴体中央部における空力加熱の上昇は、昨年度の研究におけるHOPE 62A形状の熱電対による極超音速空力加熱測定試験でも報告されており、乱流遷移加熱の起こっている可能性は高い。但し、前年度の試験では熱電対の測定ポイントが少なく、詳細な検証は今後の課題である。なお迎角 40° では、機体表面全体の最高値は風上側主翼付け根部に現れる。

図43は迎角 50° の加熱分布を示す。迎角 40° と比較してティップフィン前縁に沿う空力加熱の減少が著しい。本迎角では胴体中心線上の乱流加熱の現象は現れていない。

図44は主翼後退角を 60° としたW-2形状の迎角 40° における結果である。図41の対応するレイノルズ数での分布と比較して主翼及びティップフィン前縁に沿う加熱量はかなり緩和されることが判明する。図45, 46は迎角 40° のマッハ数の

高いケース、及び粘性干渉効果を調べるケースの空力加熱の結果で、前縁に沿う相対的な分布特性は図42のマッハ数7.0の結果と大きな相違は見られない。

図47はマッハ数7.0、迎角 40° において横滑り角 5° をとった際の高レイノルズ数における結果を示す。横滑りの効果は主翼前縁に沿う加熱分布に顕著に現れ、横滑り風上側では風下側に比べて2倍程の加熱が生じている。また、ティップフィン根元の加熱は横滑り風下側が逆に強められる。風上側胴体中心線上の加熱分布では、高レイノルズ数にもかかわらず、図42に見られた中央部での加熱の上昇が観察されていないが、これは横滑りにより上昇部の位置が横滑り風下側にずれることによる。(6)節の表面空力加熱線図にはこの特徴は明らかに現れている。

(8) 翼前縁及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布

図48から図54は(7)節の空力加熱分布結果に対応した圧力分布を示す。図48, 図49において圧

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate ($M_\infty=7.0$, $\alpha=5^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

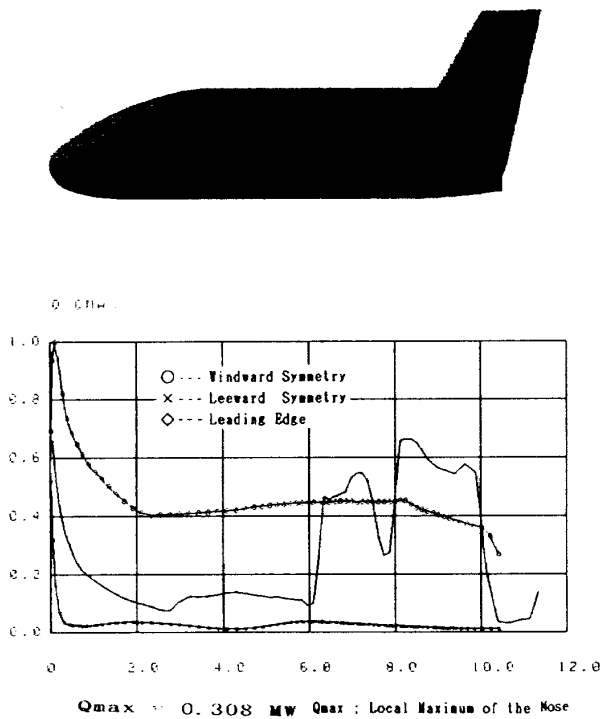


図 43 主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布 (迎角 5°)

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate ($M_\infty=12.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=6.95 \times 10^6$)

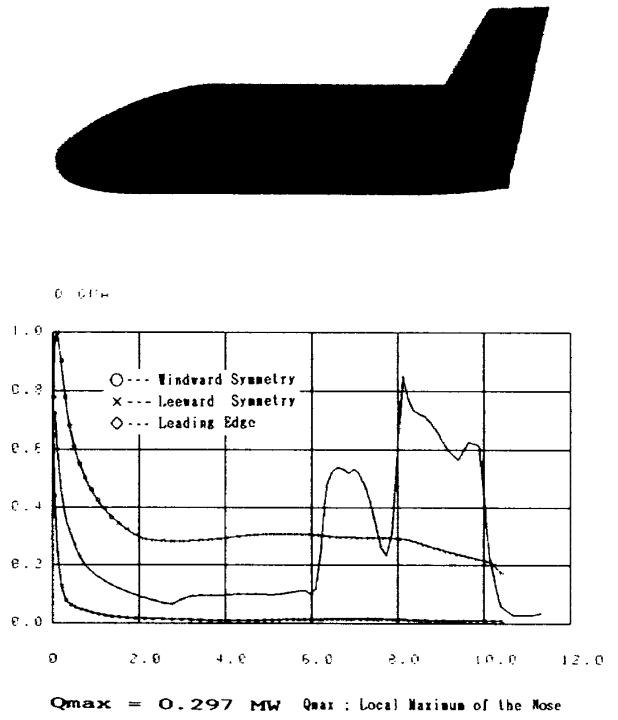


図 45 高マッハ数での主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布 (迎角 40°)

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

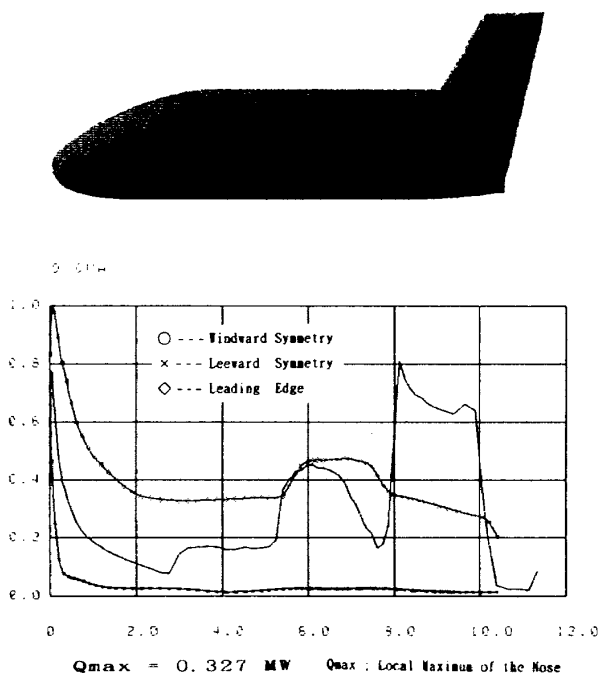


図 44 W-2 形状, 主翼, ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布 (迎角 40°)

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate ($M_\infty=10.8$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=1.3 \times 10^6$)

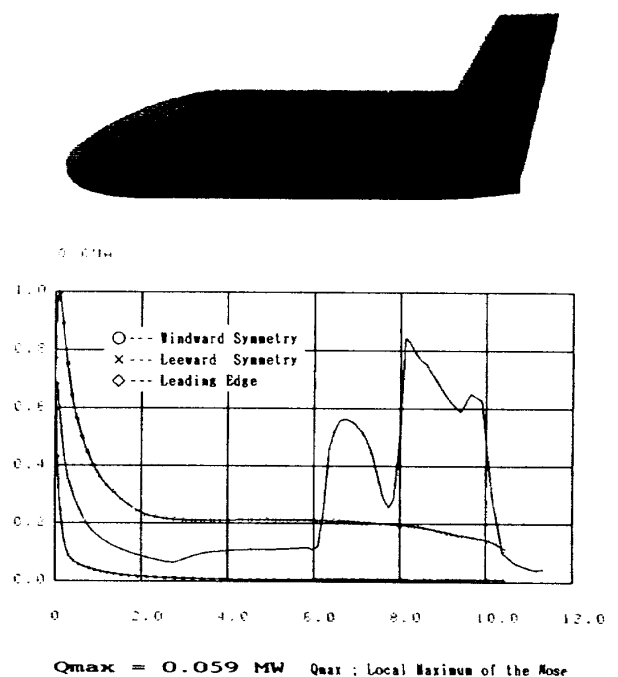


図 46 粘性干渉効果ケースの主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布 (迎角 40°)

Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

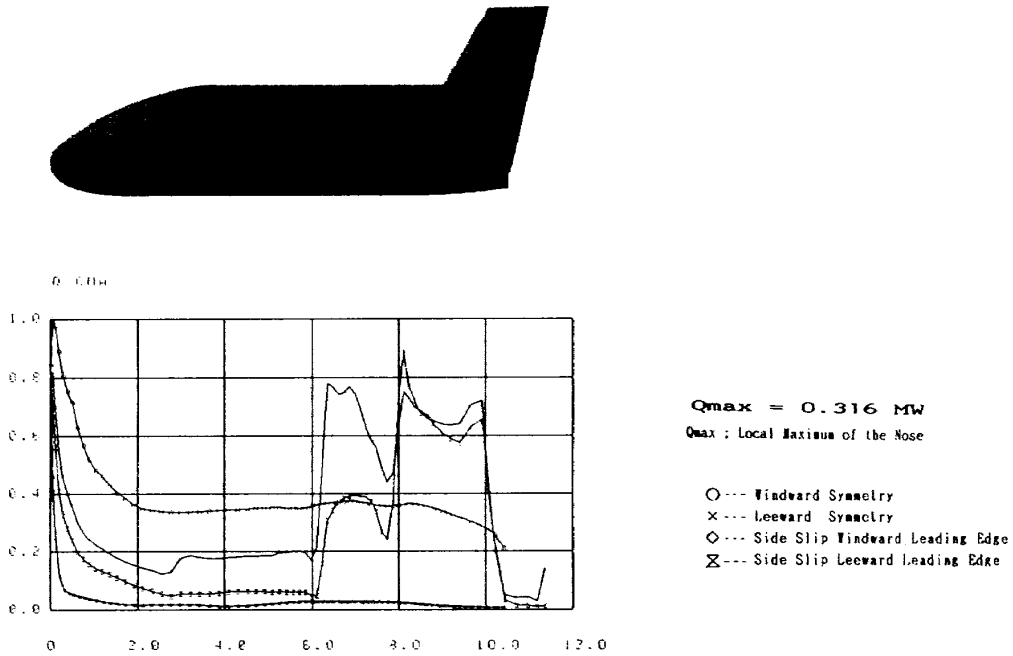
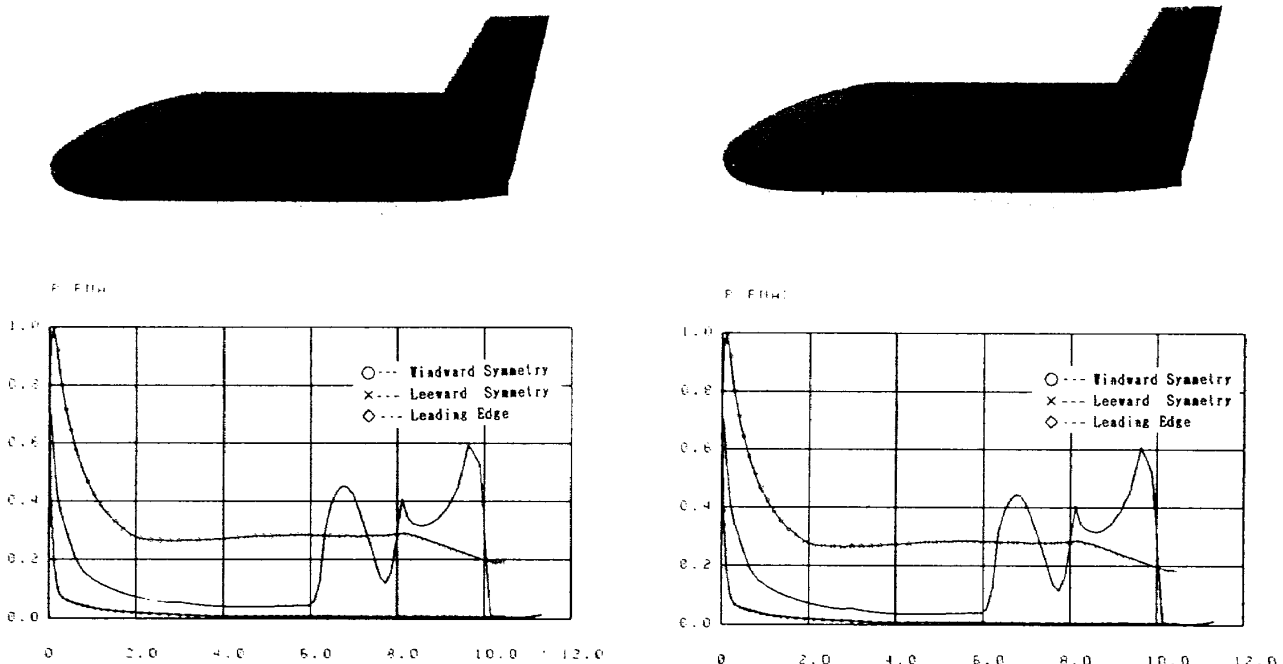


図47 横滑り時の主翼, ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う空力加熱分布
(迎角 40° , 横滑り角 5°)

Pressure Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=7.0$, $\alpha=30^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^6$)

Pressure Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=7.0$, $\alpha=30^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)



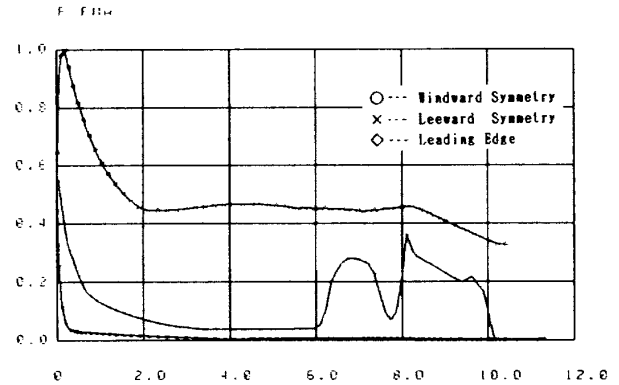
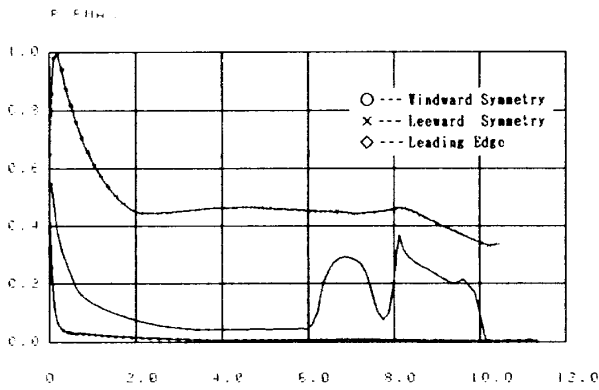
(a) 迎角 30° 低レイノルズ数ケース

(b) 迎角 30° 高レイノルズ数ケース

図48 主翼, ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布

Pressure Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate
 ($M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^6$)

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



(a) 迎角40° 低レイノルズ数ケース

(b) 迎角40° 高レイノルズ数ケース

図49 主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布

Pressure Distributions of HOPE 63 Model along the Streamwise Coordinate
 ($M_\infty=7.0$, $\alpha=50^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)

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

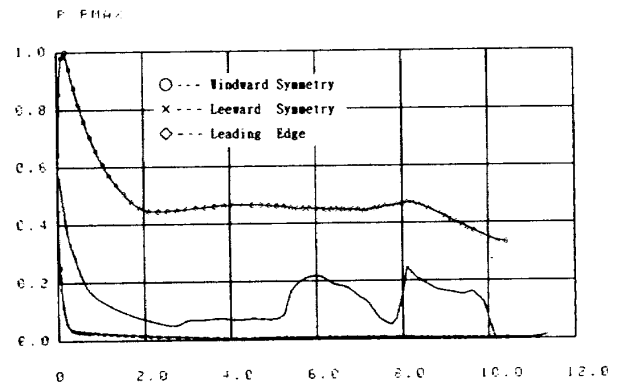
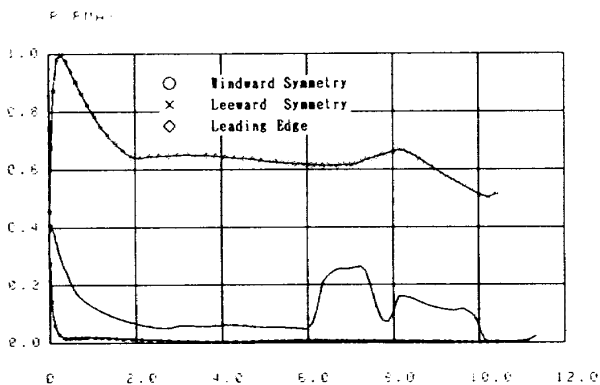


図50 主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布 (迎角50°)

図51 W-2形状、主翼、ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布 (迎角40°)

Pressure Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=12.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=6.95 \times 10^6$)



F. FILE

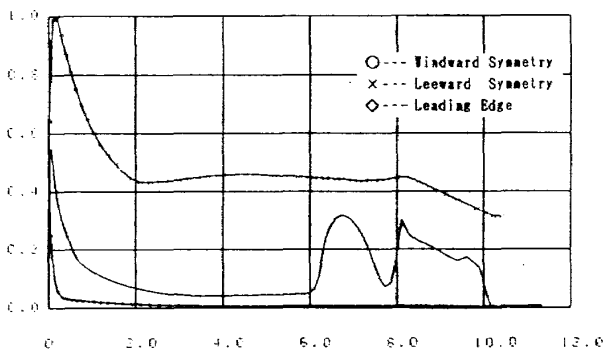


図52 高マッハ数での主翼，ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布(迎角 40°)

Pressure Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=5^\circ$, $Re_\infty=2.5 \times 10^6$)



F. FILE

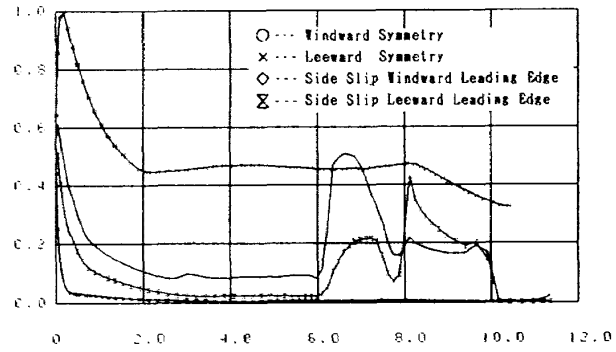


図54 横滑り時の主翼，ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布(迎角 40°)

Pressure Distributions of HOPE 63 Model
along the Streamwise Coordinate
($M_\infty=10.8$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=1.3 \times 10^6$)



F. FILE

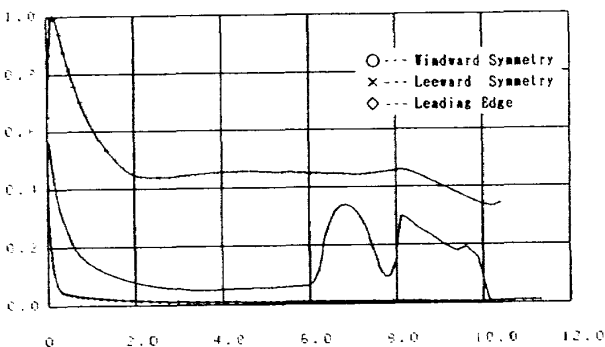


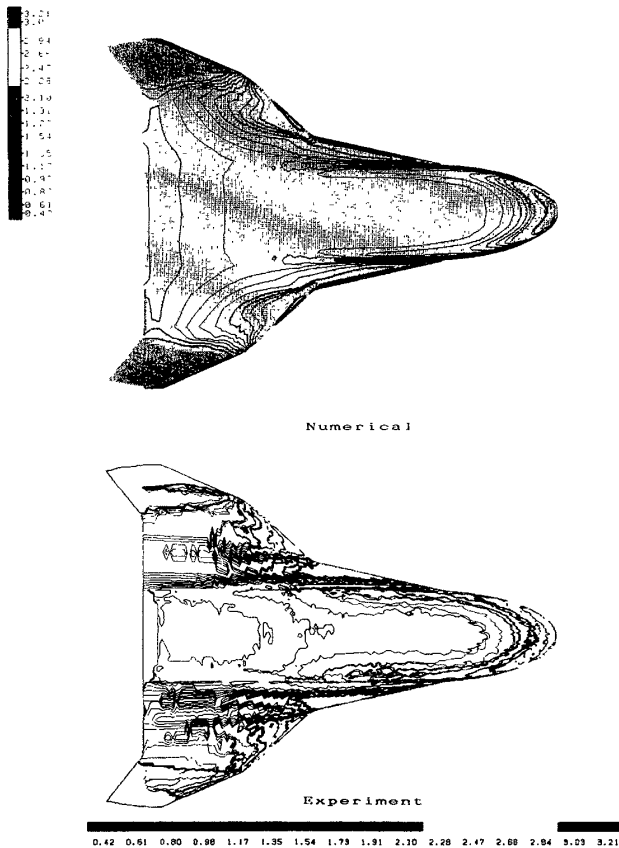
図53 粘性干渉効果ケースの主翼，ティップフィン及び胴体上下の対称線に沿う圧力分布(迎角 40°)

力はレイノルズ数に影響されないこと、図51のHOPE 63W-2形状では主翼，ティップフィンに沿う圧力が基本形状に比較して低く抑えられること等が際立った特徴である。

(9) 表面空力加熱分布の極超音速風洞実験値との比較

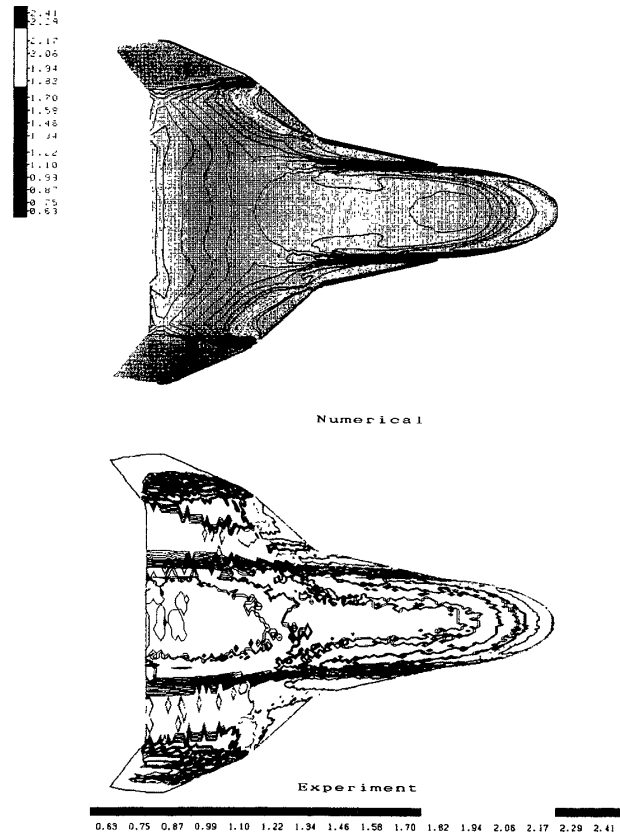
HOPE 63形状の腹面及び側面の空力加熱分布の比較を、相変化塗料による極超音速風洞空力加熱測定結果と定量的に行った。

図55はマッハ数7.0，迎角 30° ，低レイノルズ数でのカラーによる比較例である。図の上半部が数値計算，下半部が実験値を示し，同じ色同士が同じ空力加熱量を表している。加熱スケールの数字の単位は，単位面積 (cm^2) 単位時間(s)あたりのカロリーで，両結果ともほぼ一致した分布が得られている。図56は迎角 40° の低レイノルズ数のケースで，実験はストレーク部分で加熱量の高い赤の領域が示されているが，後続の結果も含めて他のケースではこのような特性が現れないことから，実験になんらかの誤差が生じたと見る



Comparison of Heat Transfer Distributions
on the Windward Surface of HOPF 63 Model
 $M_\infty=7.0$, $\alpha=30^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^5$
(Low Reynolds Number Case)

図55 腹面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角 30° , 低レイノルズ数ケース)



Comparison of Heat Transfer Distributions
on the Windward Surface of HOPF 63 Model
 $M_\infty=7.0$, $\alpha=40^\circ$, $Re_\infty=6.25 \times 10^5$
(Low Reynolds Number Case)

図56 腹面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角 40° , 低レイノルズ数ケース)

べきであろう。これ以外の領域では計算、実験値における優れた定量的一致が示されている。図57は図56と同じ条件の側面での比較結果である。加熱のきびしい領域は赤で囲まれた部分で、頭部、主翼前縁、及びティップフィン前縁に沿ってあらわれている。両結果とも側面における分布でも優れた定量的一致が得られている。

図58は迎角 40° の高レイノルズ数における腹面での比較である。レイノルズ数が高くなるにつれて加熱量も増加し、赤のスケールは7から8カロリーの範囲にある。このケースにおいても数値計算と実験は極めて良好な一致を示す。図59は同じケースの側面での比較で、ここでは胴体側面及びティップフィン外側の面での剥離再付着による加熱の部分的な上昇特性が極めて正確にとらえられている。このケースで数値計算結果を実験結果に重ね合わせるとほぼ一致したパターンが得られる。但し、ティップフィン前縁の上端で実験値

は高い空力加熱を示し、これに対し計算はこの傾向を示さない。この原因は実験では一次元熱伝導を仮定し、ティップフィン前縁のような曲率半径の小さい場所ではこの仮定が成り立たず、加熱量を過大評価することによると考えられる。特に加熱量の高くなる高レイノルズ数の場合にはなおさらこの傾向が強まる。

図60はマッハ数12.0、迎角 40° の腹面での比較を示す。このケースでは加熱量のスケールは若干ずれるが、定性的な分布はほぼ一致する。マッハ数12.0ではノズル出口流総温度の評価が難しく、この評価を含めた空力加熱測定の検定が必要で、なお検討の余地があると考えられる。

以上の一連の比較結果から、ナビエ・ストークス方程式を用いた本数値解析コードにより、かなりの精度で極超音速における空力加熱は評価できると結論づけられよう。また上記実験手法では、特定された極めて狭い領域に生ずる空力加熱のピー

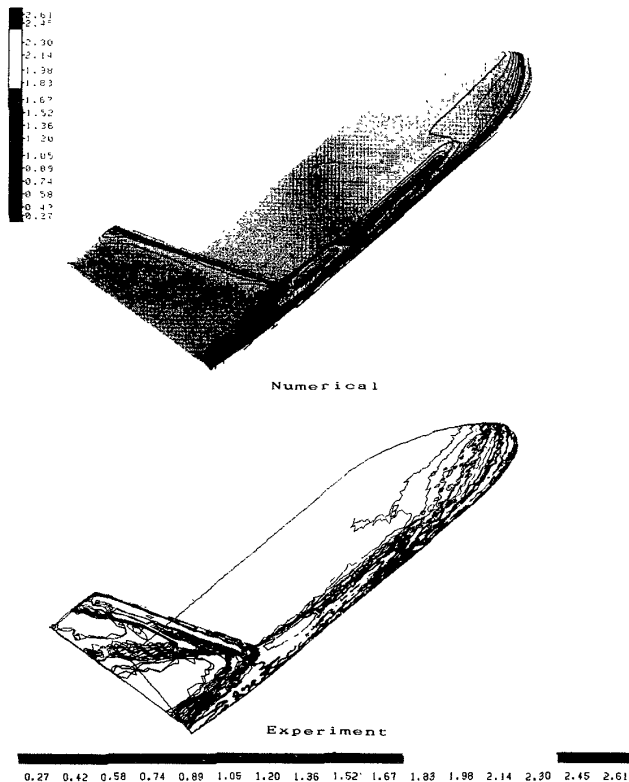


図57 側面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角40°, 低レイノルズ数ケース)

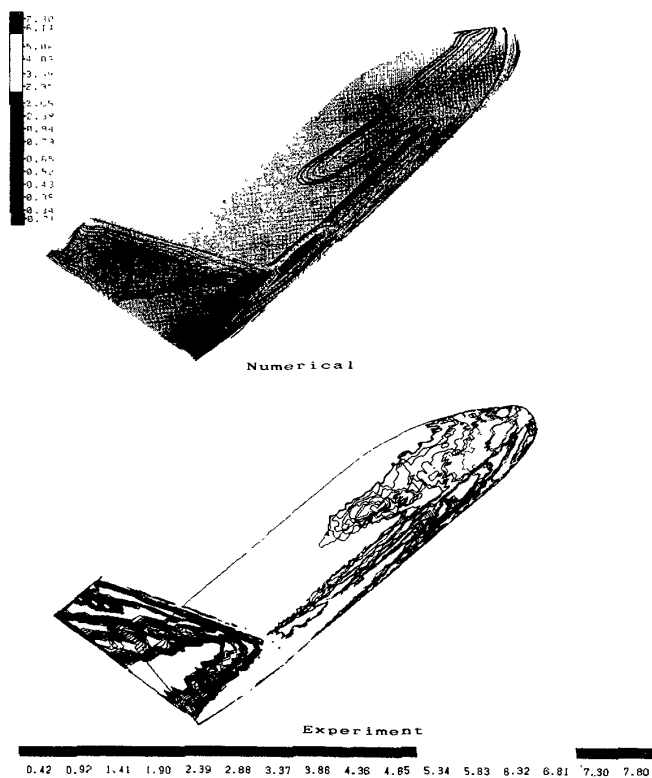


図59 側面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角40°, 高レイノルズ数ケース)

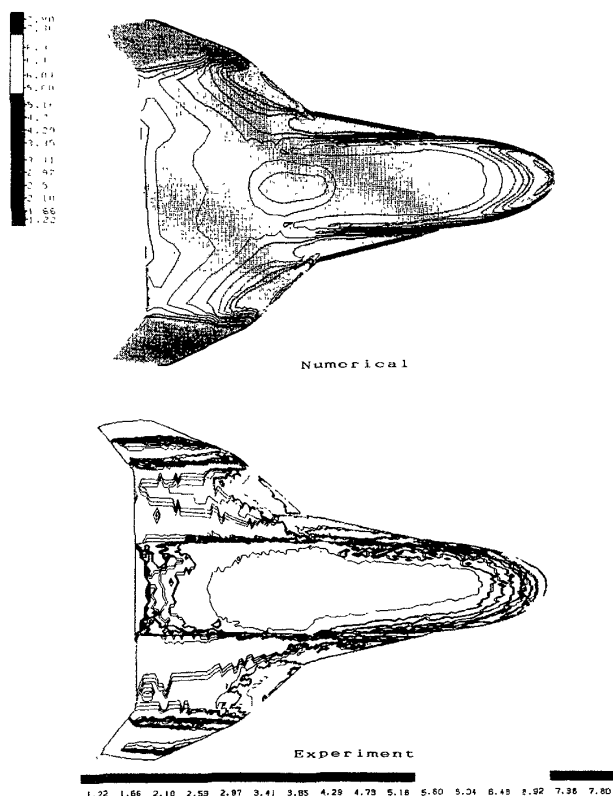


図58 腹面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角40°, 高レイノルズ数ケース)

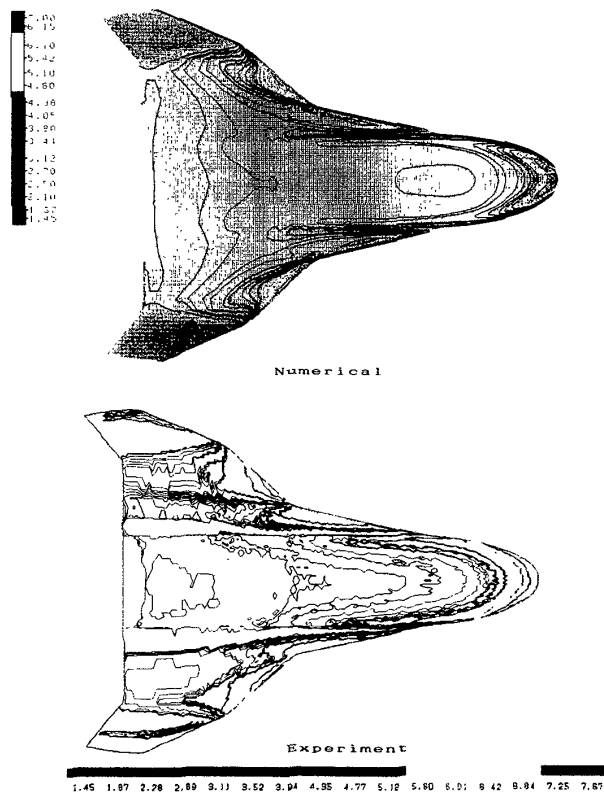


図60 腹面空力加熱分布の実験値との比較
(迎角40°, 高マッハ数ケース)

クそのものをとらえることは非常に困難で、この面での数値計算の有用性が示されよう。

(10) 全断面空力加熱分布特性の検討

(9)節では表面空力加熱分布の定量的な比較を行い、ほぼ一致した結果が得られた。本節では以上の検証から、加熱データはかなりの信頼性があると考え、これらを空力形状、熱構造設計に役立てるため、資料として全計算断面での空力加熱のデータを掲載し、代表的な計算ケース間の比較検討を行う。比較の主対象は迎角効果、迎角 40°でのレイノルズ数効果、及び基本形状と主翼後退角を大きくとった W-2 形状の違いによる形状効果の 3 点である。

図 61 にマッハ数 7.0、レイノルズ数 2.5×10^6 の迎角 30°, 40°, 50°における断面空力加熱分布を示す。各図の下側の番号 I は図 2 に示されるような頭部からベースにいたる流れ方向の格子番号を表し、各図左側には格子番号 I に対応する断面形状が描かれている。加熱分布は胴体風上側対称線から背面に沿って、グラフでは左から右に向かっ

てプロットされている。加熱グラフ横軸の番号 J は断面周方向に沿う格子番号で J=1 は胴体風上側対称線、J=81 は胴体背面の対称線に対応する。主翼及びティップフィンの前縁ラインは J=33 に位置する。縦軸は加熱量で、単位面積 (cm²) 単位時間(s)あたりのカロリーをあらわす。

各グラフには迎角 30°, 40°, 50°の表面空力加熱が異なる印で示されている。I=1 から I=4 の頭部先端の断面では迎角 30°の加熱量が大きく、I=5 から I=10 にかけては徐々に迎角 50°の加熱が他の迎角の値を上回るようになる。この際に局所的なピークは各迎角とも J=18 付近に現れるが、これは断面図にみられるように、流れが扁平な胴体下面から曲率半径の小さい角をまわり込み、加速され境界層が薄くなることに起因する。I=11 から 16 の断面にかけてピーク付近の加熱量は減少していく。I=21 の断面からはストレークが立ち上がり始め、ストレーク風上側下面の J=28 付近の加熱は急上昇する。ストレーク下面の加熱は迎角 50°のケースが高めにでている。主翼の形成

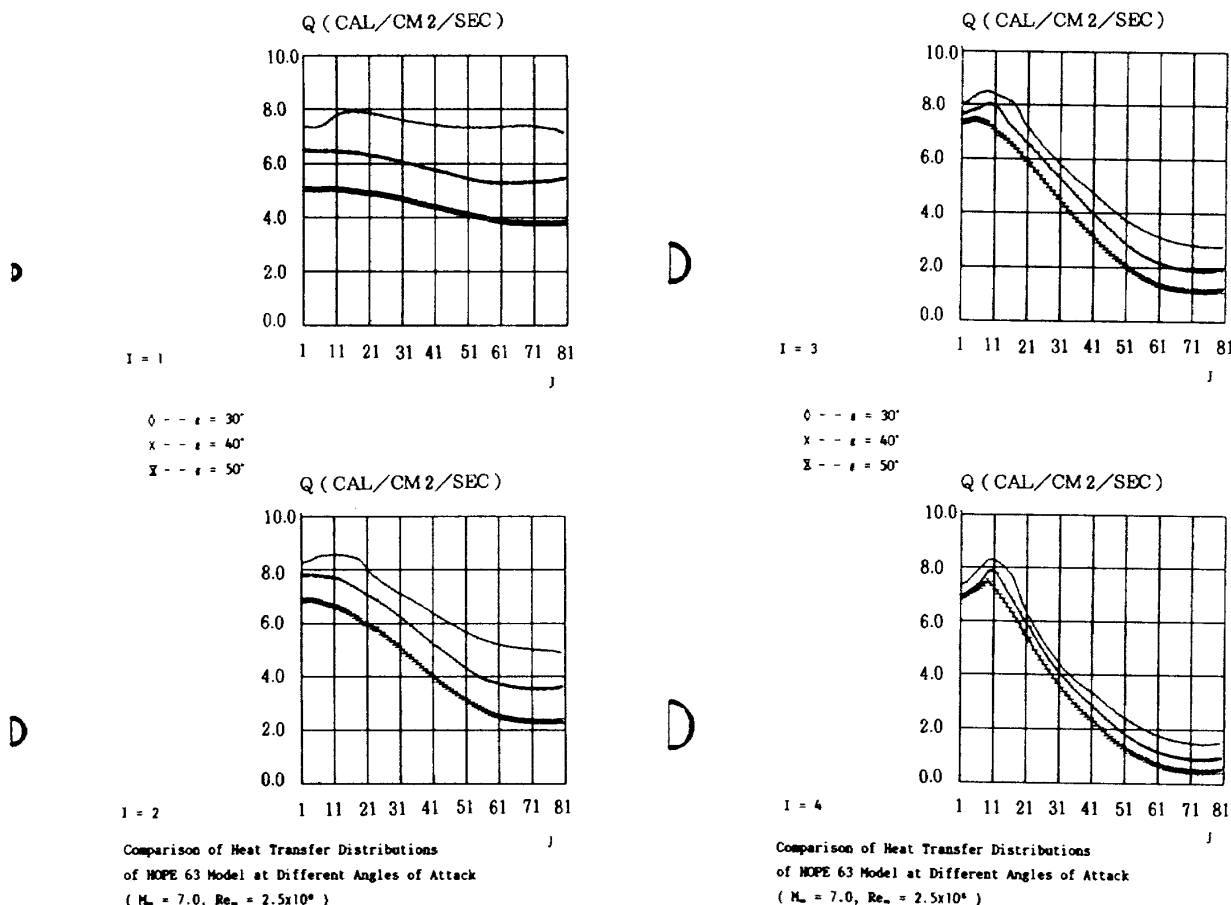
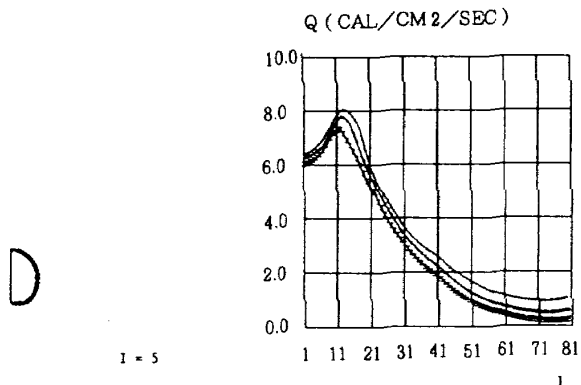
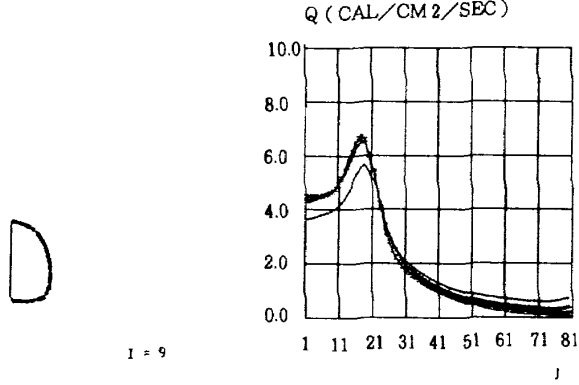


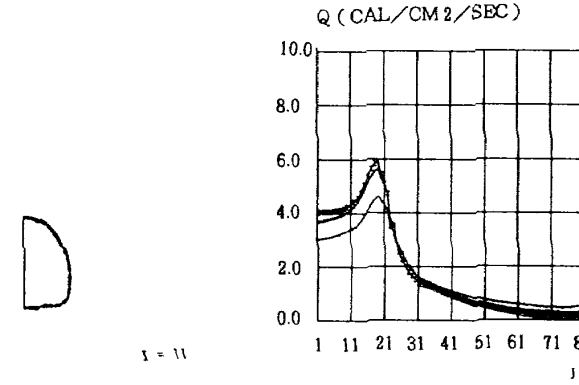
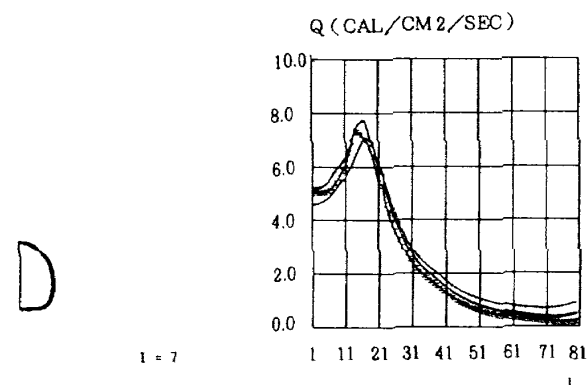
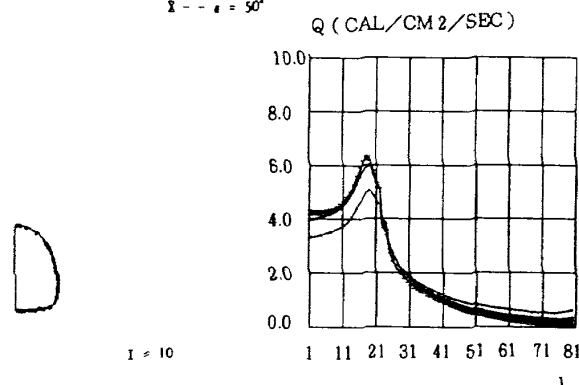
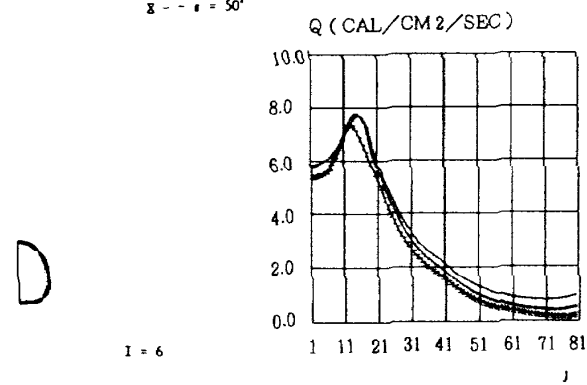
図 61 迎角による断面空力加熱分布の変化



○ --- α = 30°
 x --- α = 40°
 × --- α = 50°

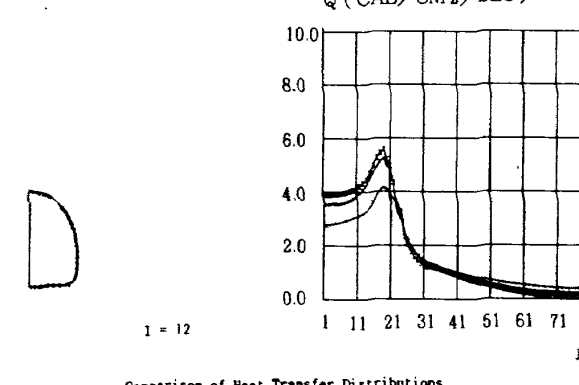
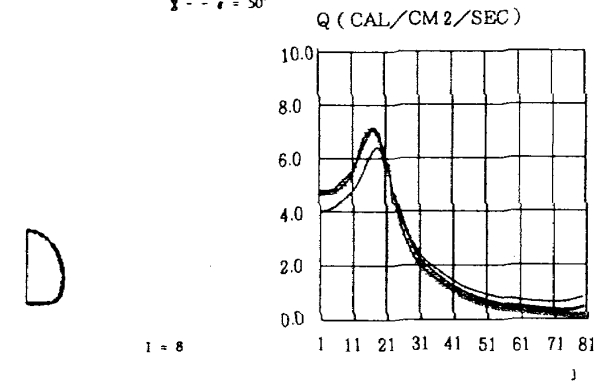


○ --- α = 30°
 x --- α = 40°
 × --- α = 50°



○ --- α = 30°
 x --- α = 40°
 × --- α = 50°

○ --- α = 30°
 x --- α = 40°
 × --- α = 50°



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

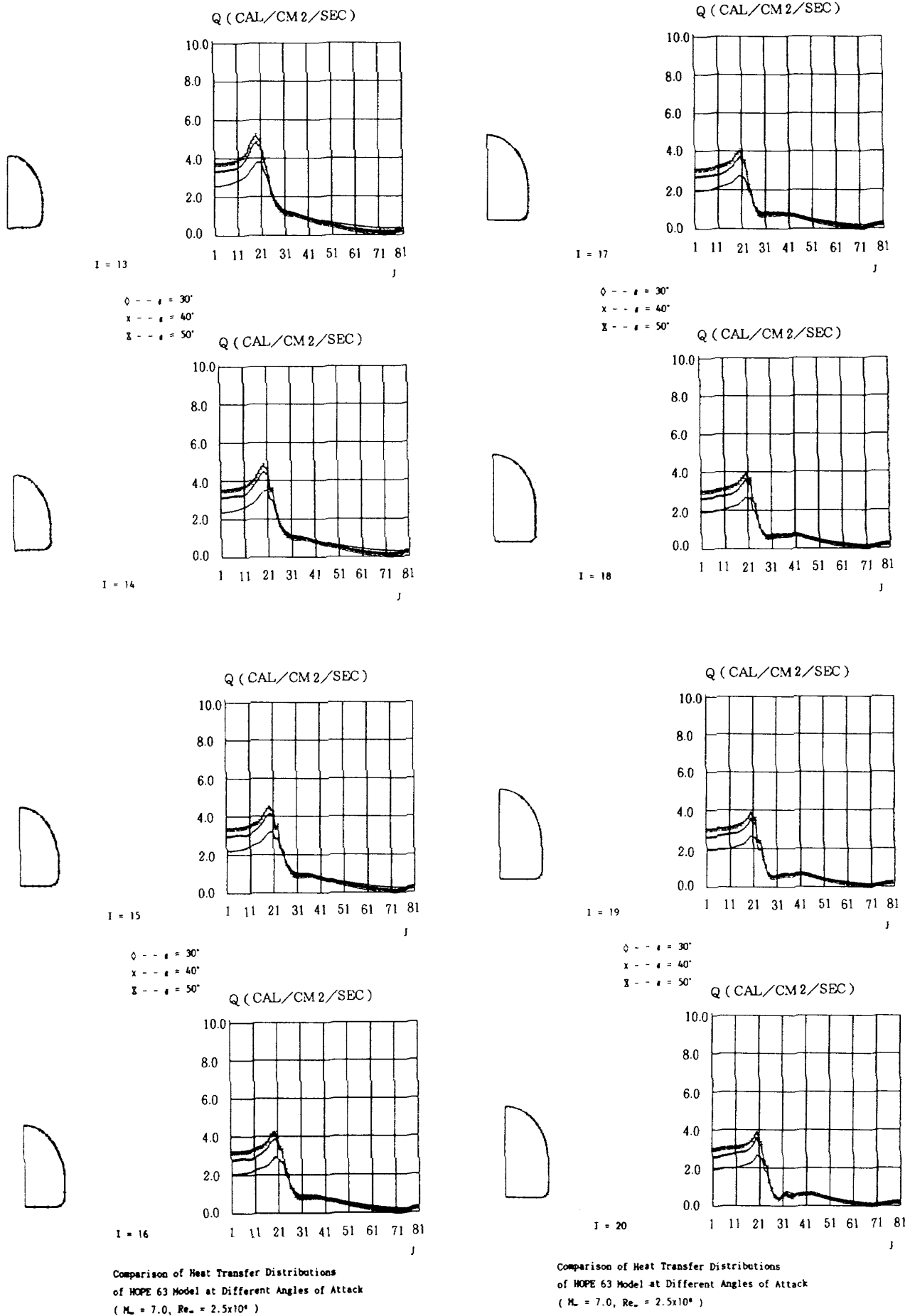


図 61 続

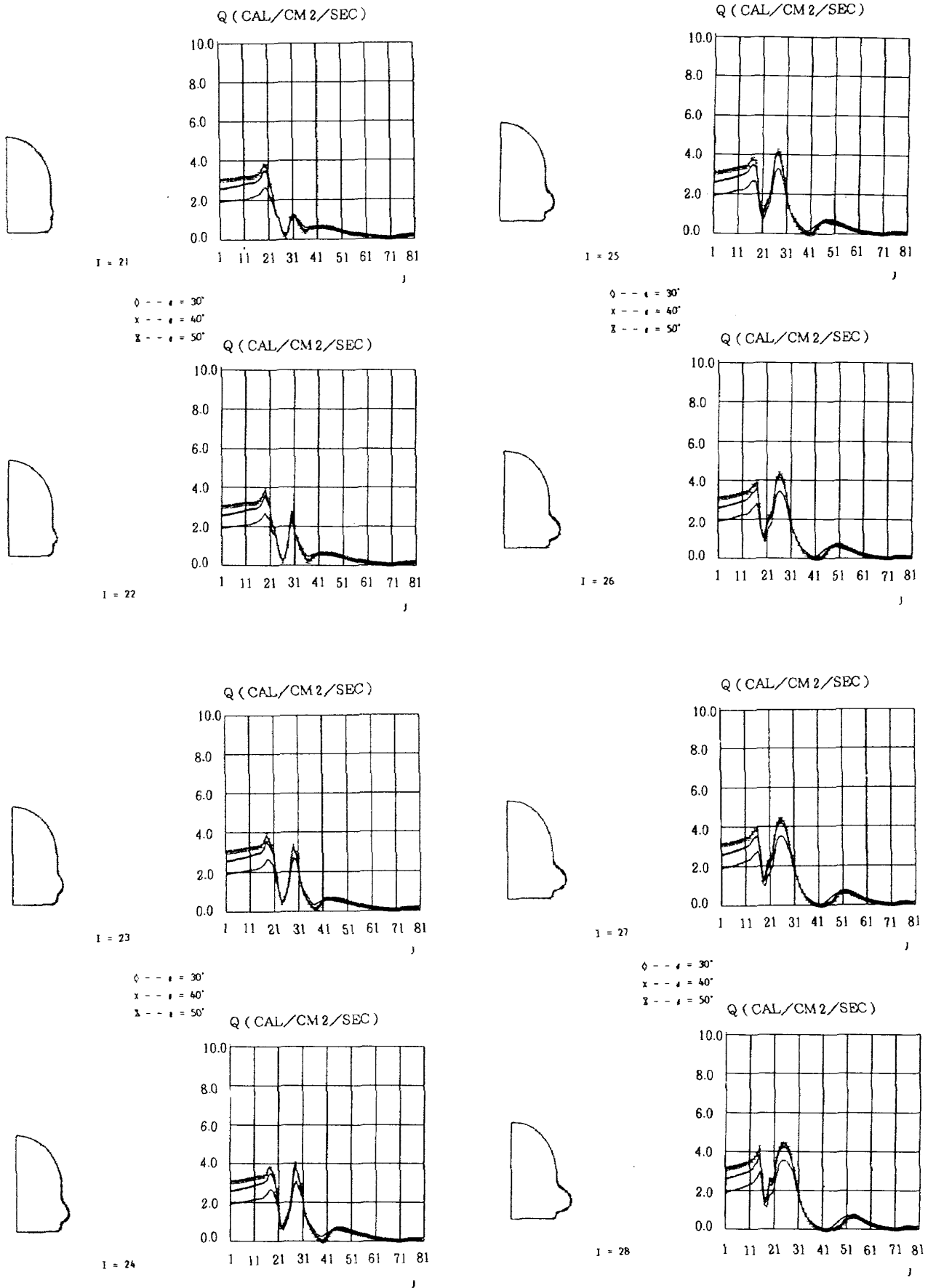
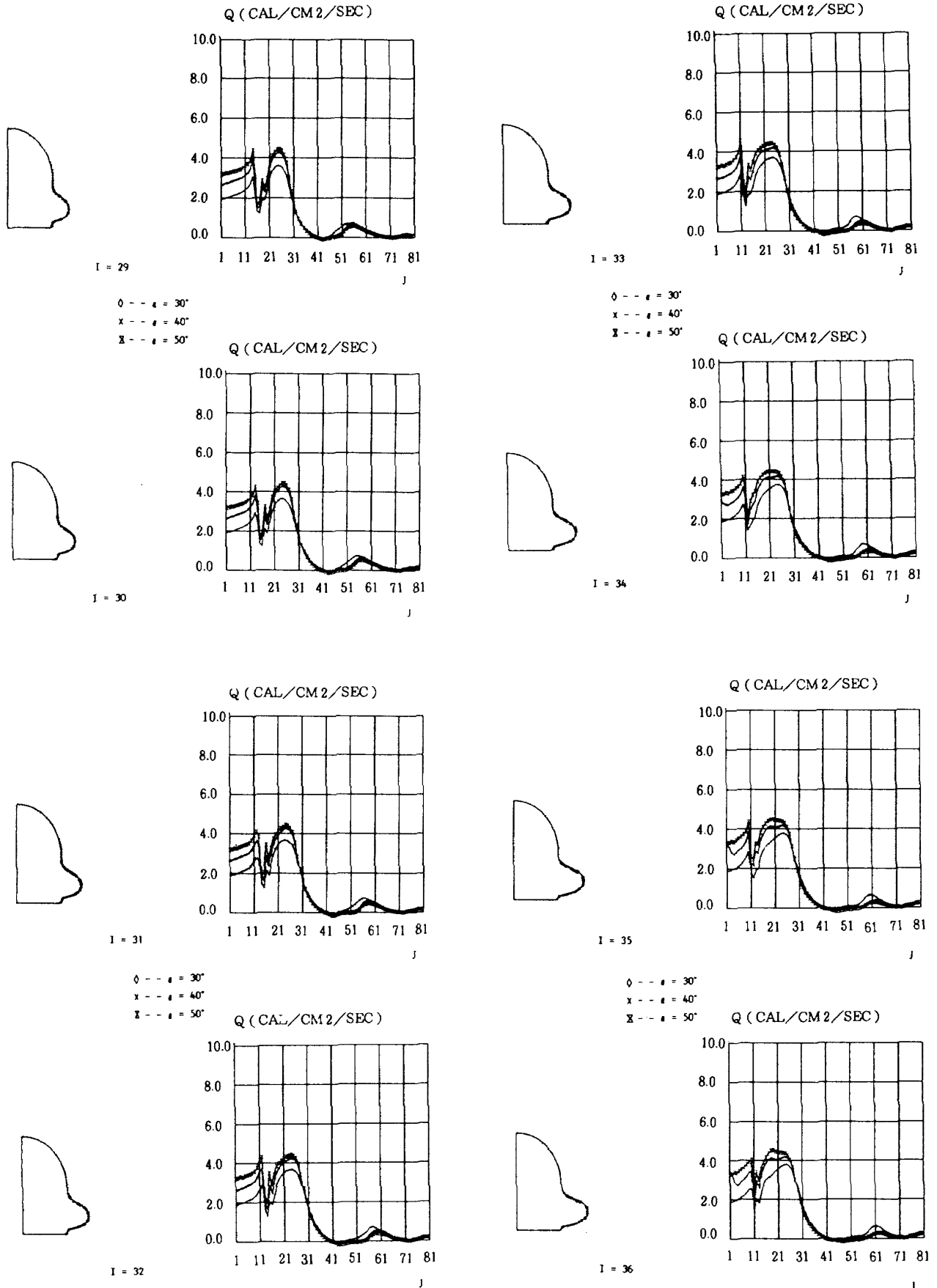


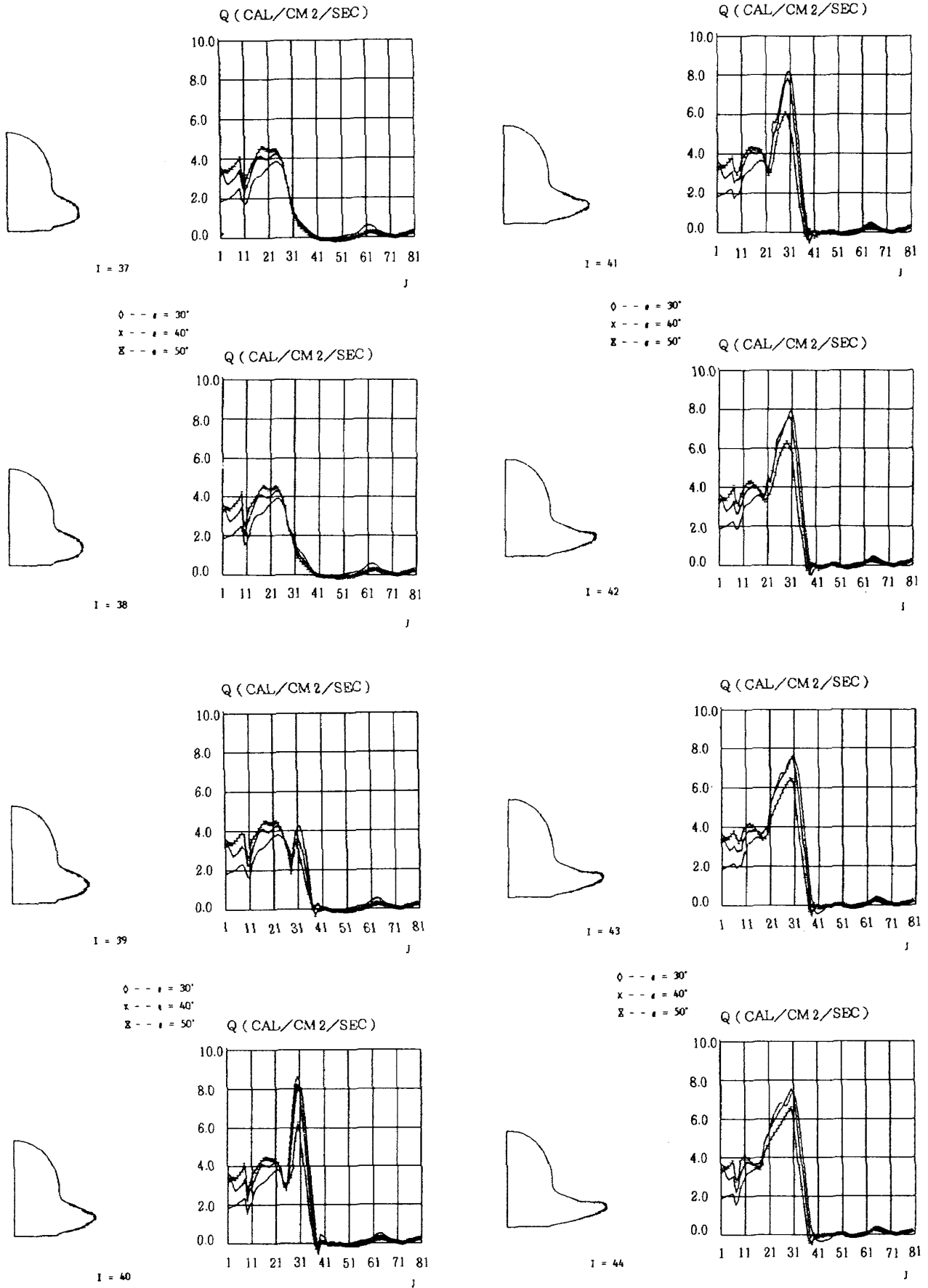
図61 続



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

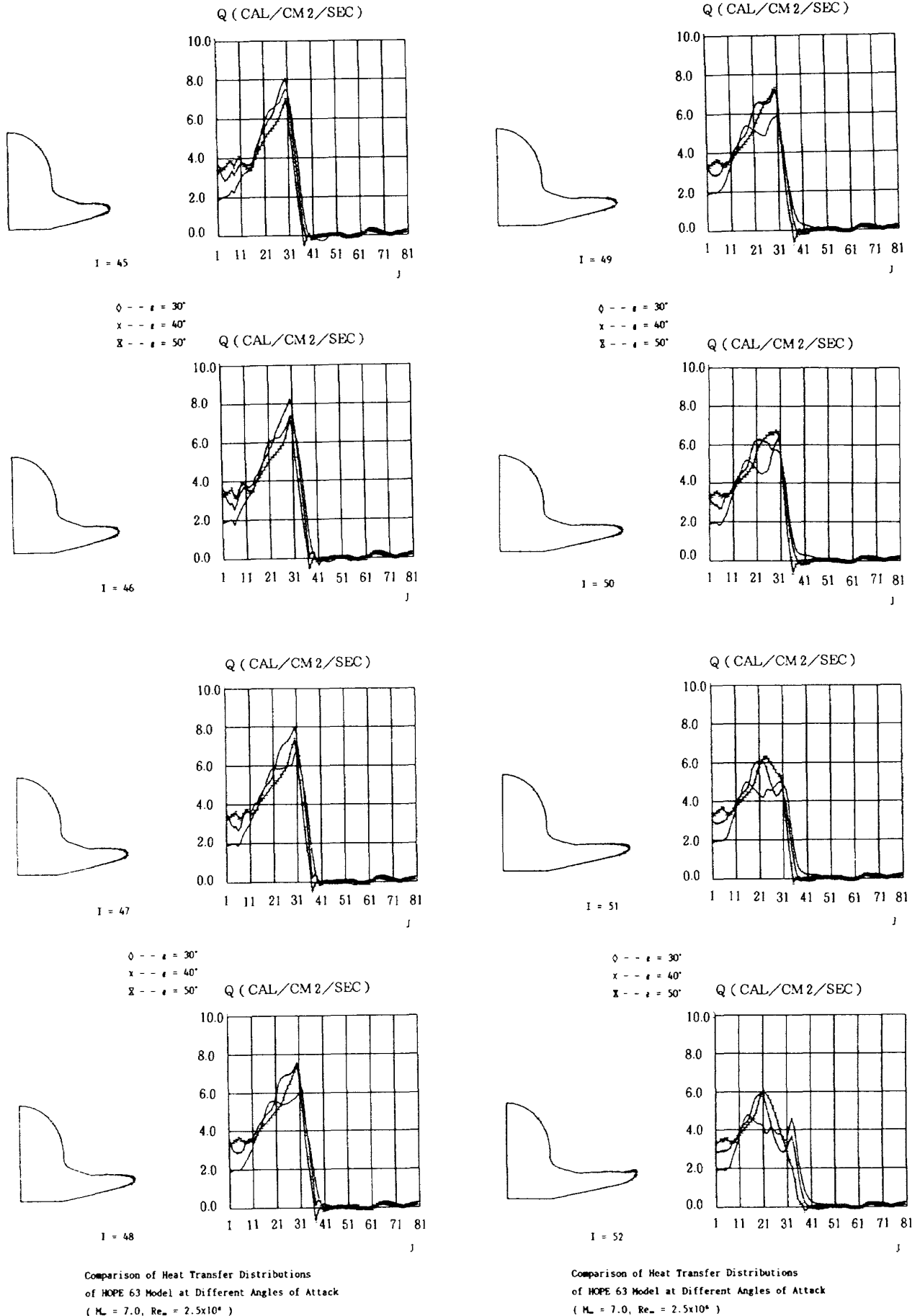
図61 続



Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack
($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack
($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

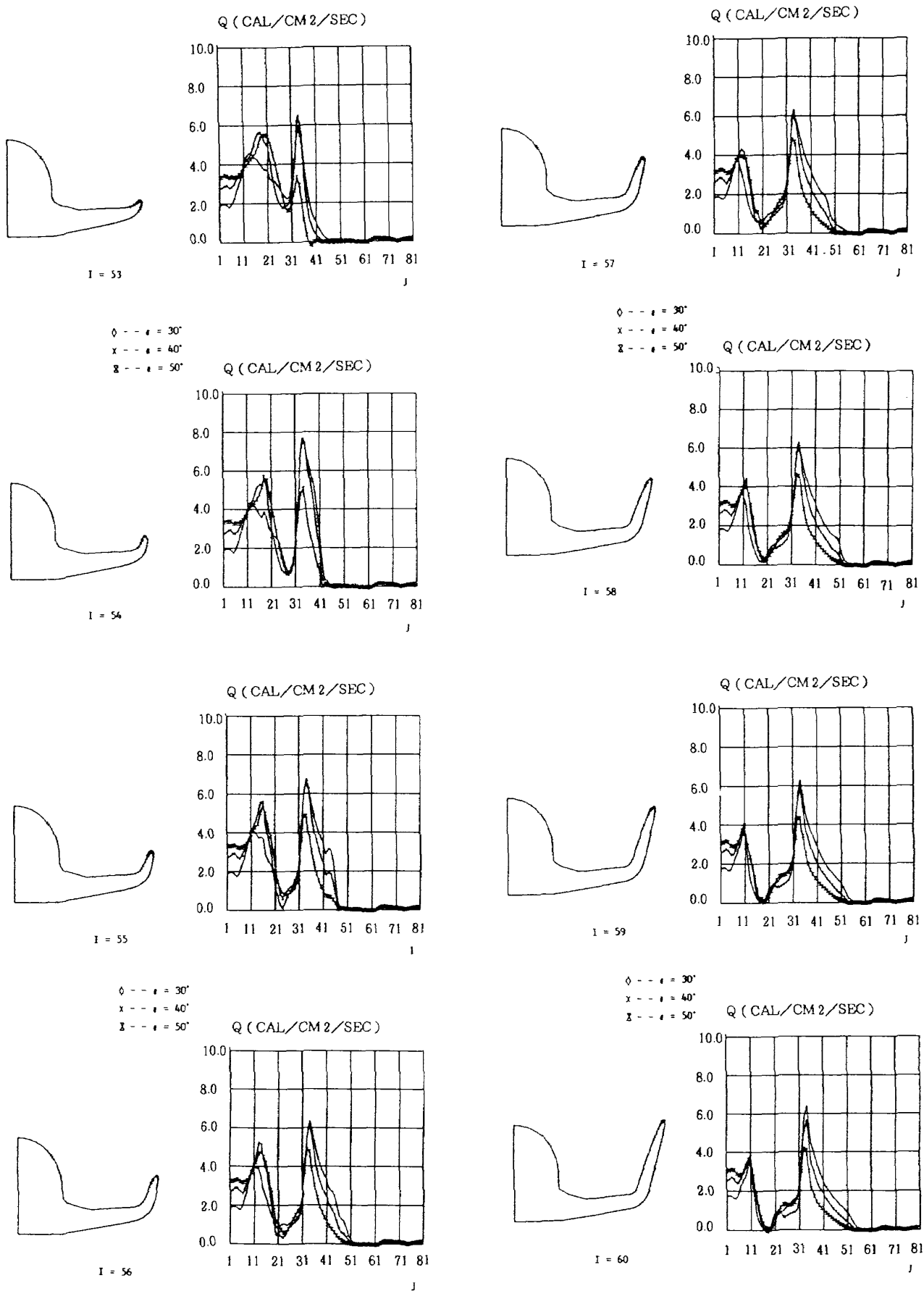
図61 続



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

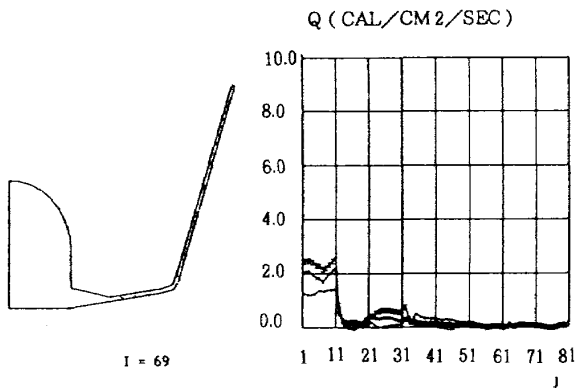
図61 続



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

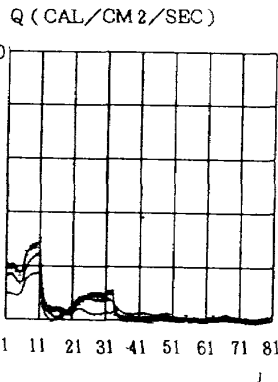
Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack ($M_\infty = 7.0, Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

図61 続



I = 69

○ --- α = 30°
 x --- α = 40°
 □ --- α = 50°



I = 70

Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Model at Different Angles of Attack
 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$)

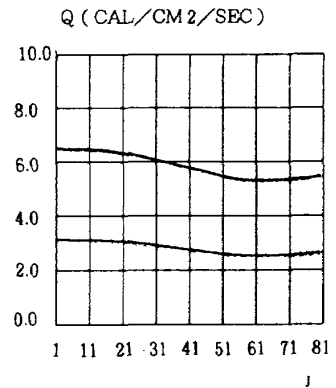
図61 続

される付け根部 I=39 の断面からは再びピークが現れ、I=40 の位置で迎角 30°, 40° の空力加熱はこの近傍での最高値をとる。迎角 50° では局所的な最高値は主翼中央部の I=47 の断面付近に現れる。

ティップフィンのたちあがる I=52 から I=56 の断面ではティップフィン前縁で局所的に極めて大きな加熱が引き起こされ、I=54 の位置で局所的な最高値をとる。このピークは迎角 30° および 40° のケースではほぼ同じ値で、迎角 50° ではこれより下回る。後方のティップフィン上端では前縁の曲率半径が減少するため、迎角 30° の結果で、加熱はさらに上昇し、I=64 の断面で最高値を示す。I=65 から後方のティップフィン翼端では急激な流れの膨張効果により、空力加熱も急激に減少していく。

図62はマッハ数7.0、迎角40°のレイノルズ数による各断面内の空力加熱量の違いを示したものである。一般的に空力加熱はレイノルズ数の平方

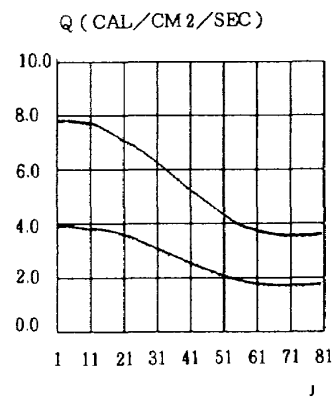
D



I = 1

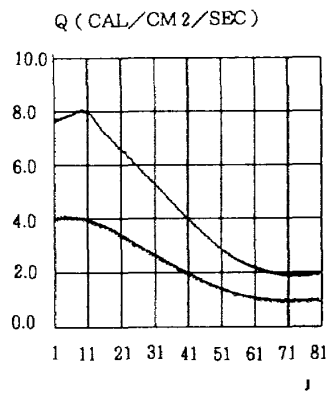
x --- $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$
 ○ --- $Re_\infty = 6.25 \times 10^6$

D



I = 2

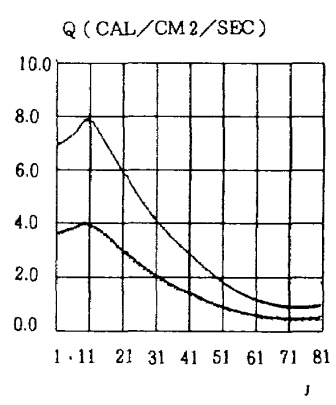
D



I = 3

x --- $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$
 ○ --- $Re_\infty = 6.25 \times 10^6$

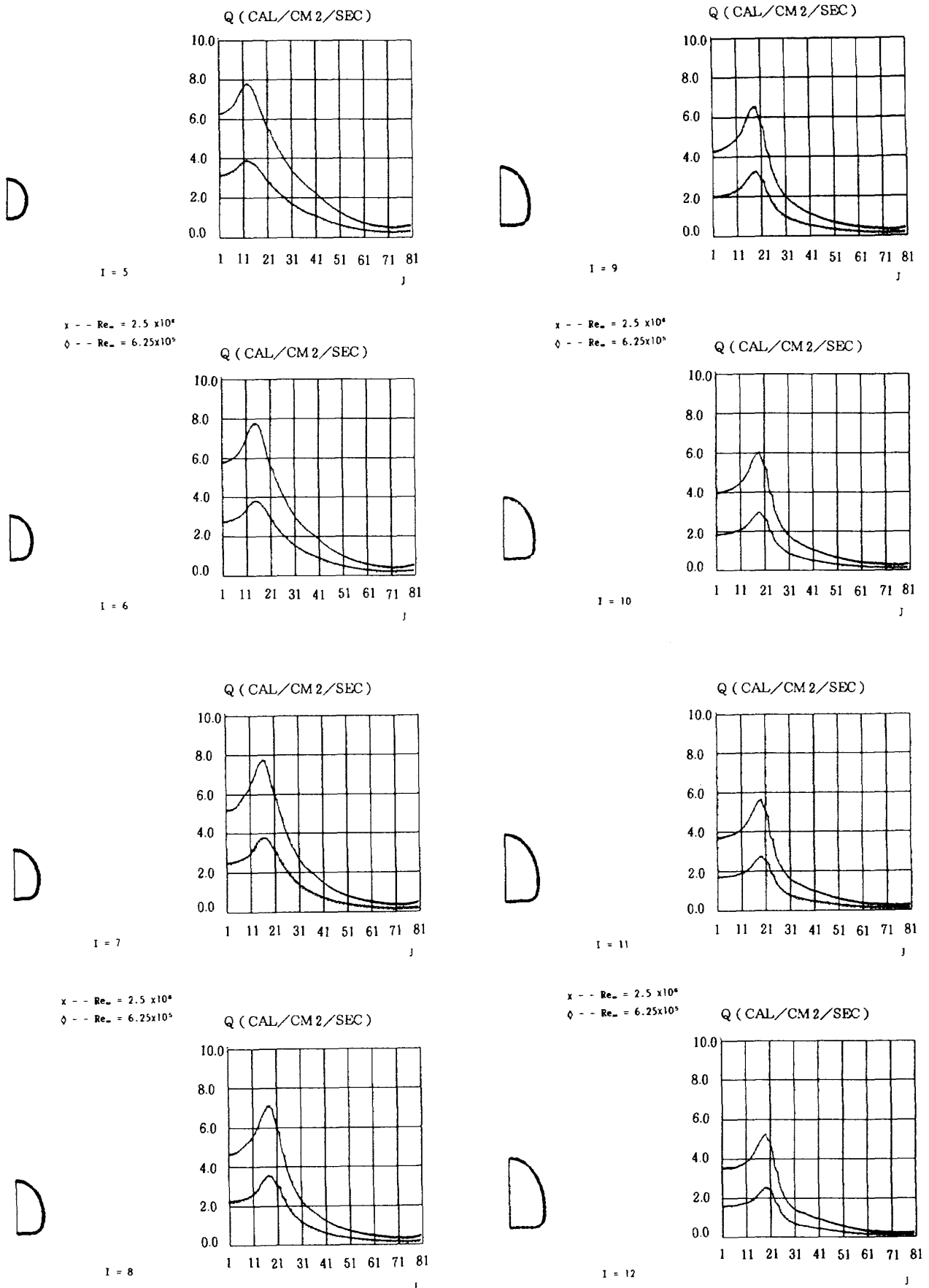
D



I = 4

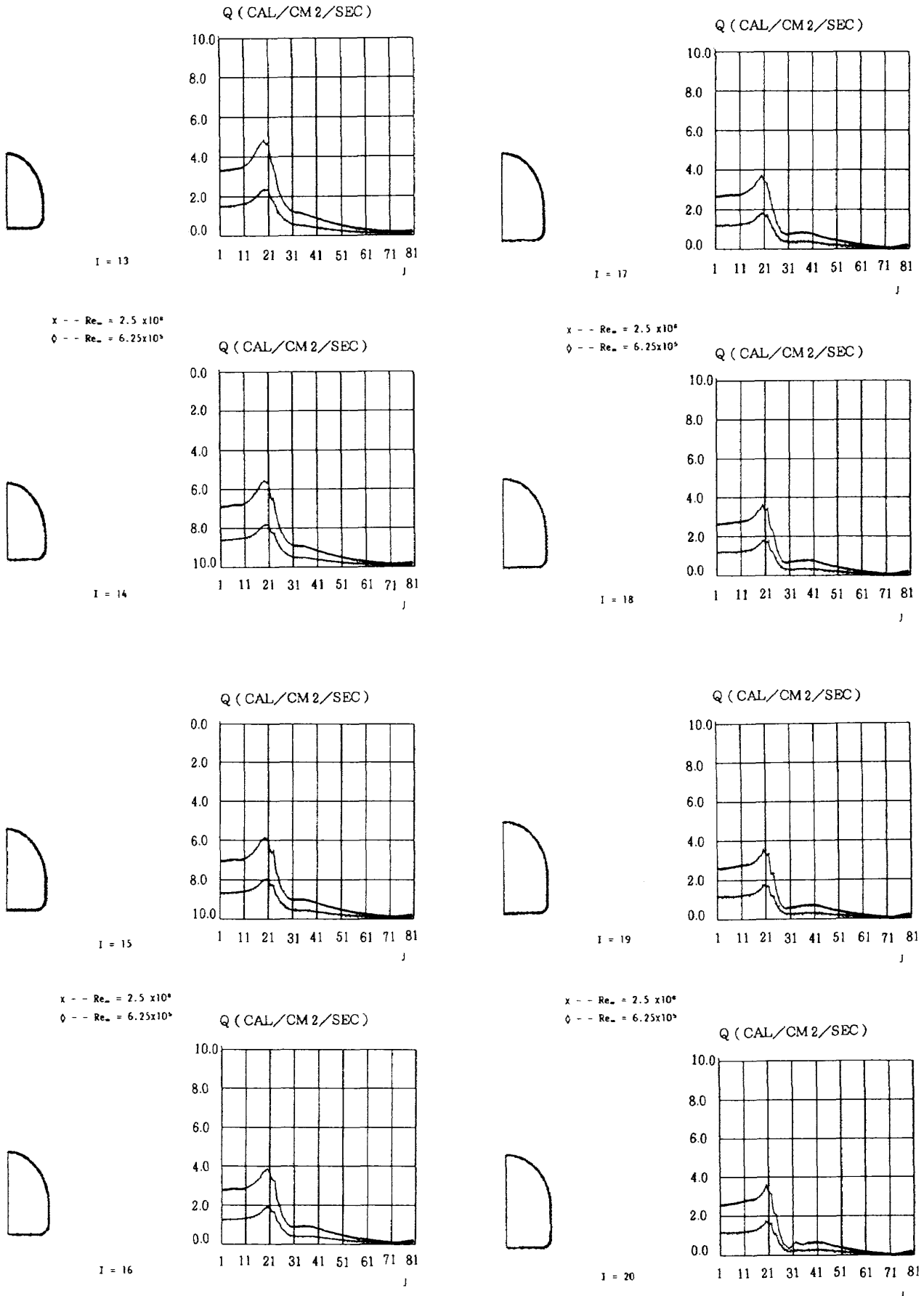
Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
 ($M_\infty = 7.0$, $\alpha = 40^\circ$)

図62 レイノルズ数による断面空力加熱分布の変化



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers ($M_{\infty} = 7.0, \epsilon = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers ($M_{\infty} = 7.0, \epsilon = 40^\circ$)



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers ($M_{\infty} = 7.0, \alpha = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers ($M_{\infty} = 7.0, \alpha = 40^\circ$)

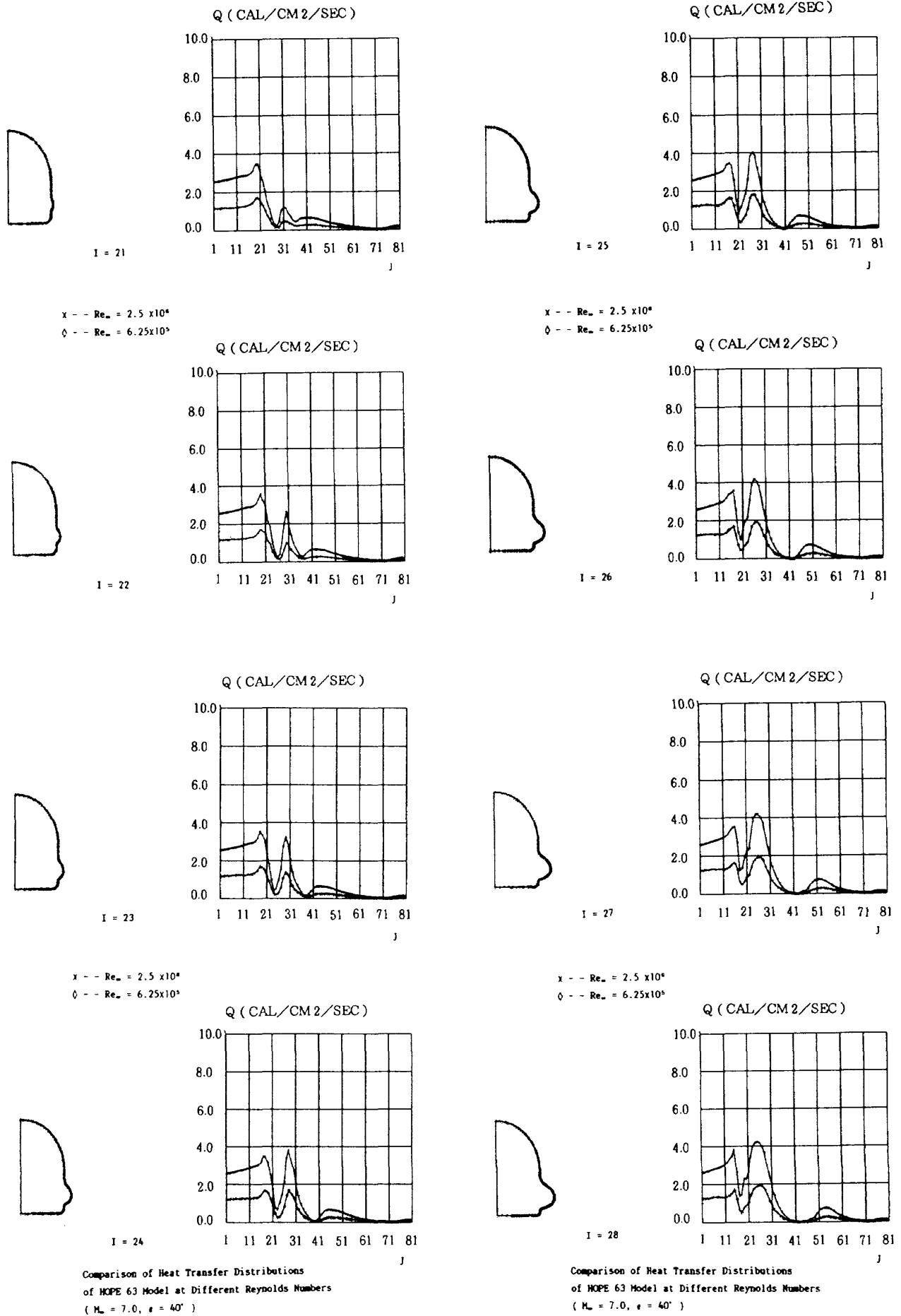


図62 続

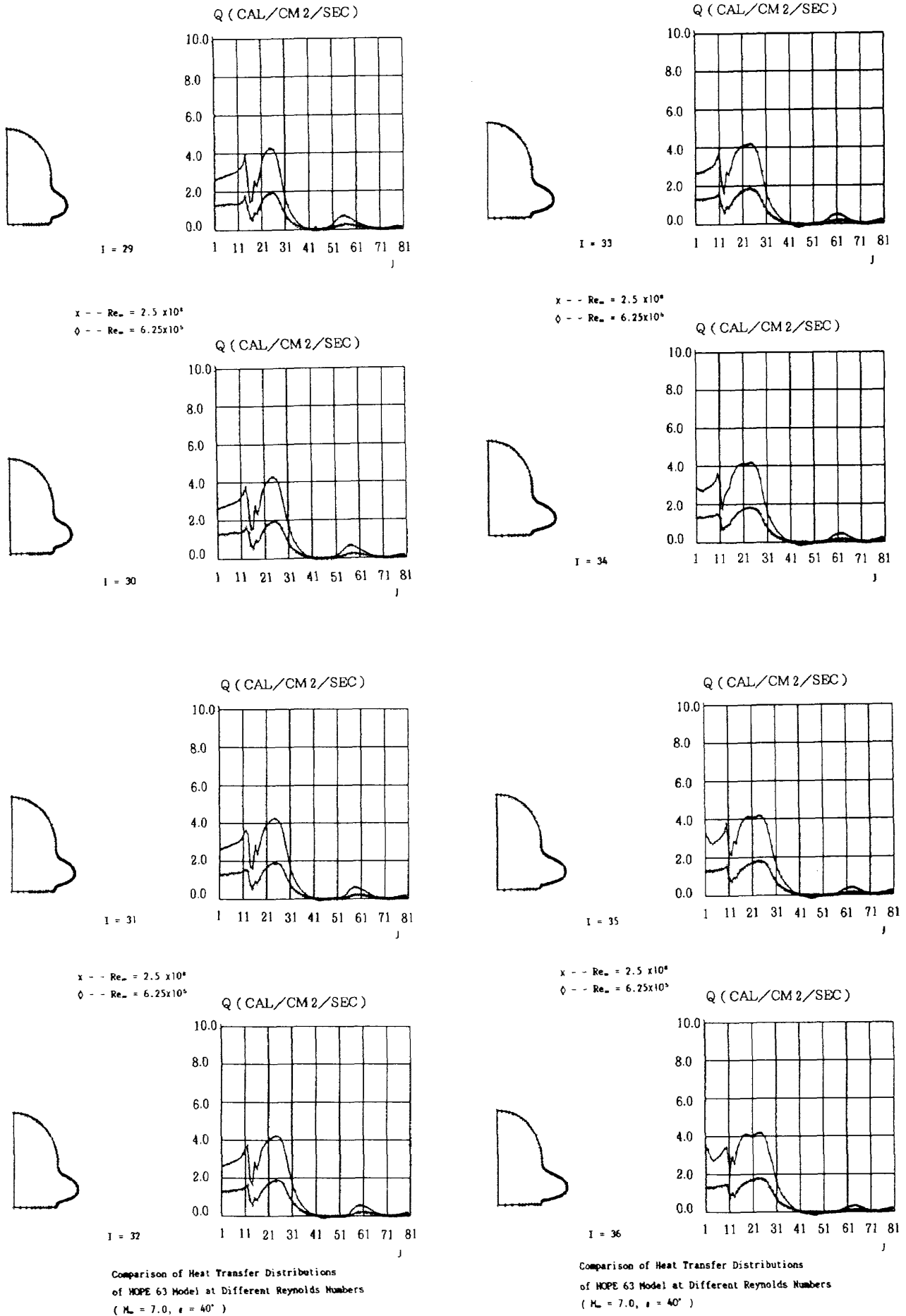


図 62 続

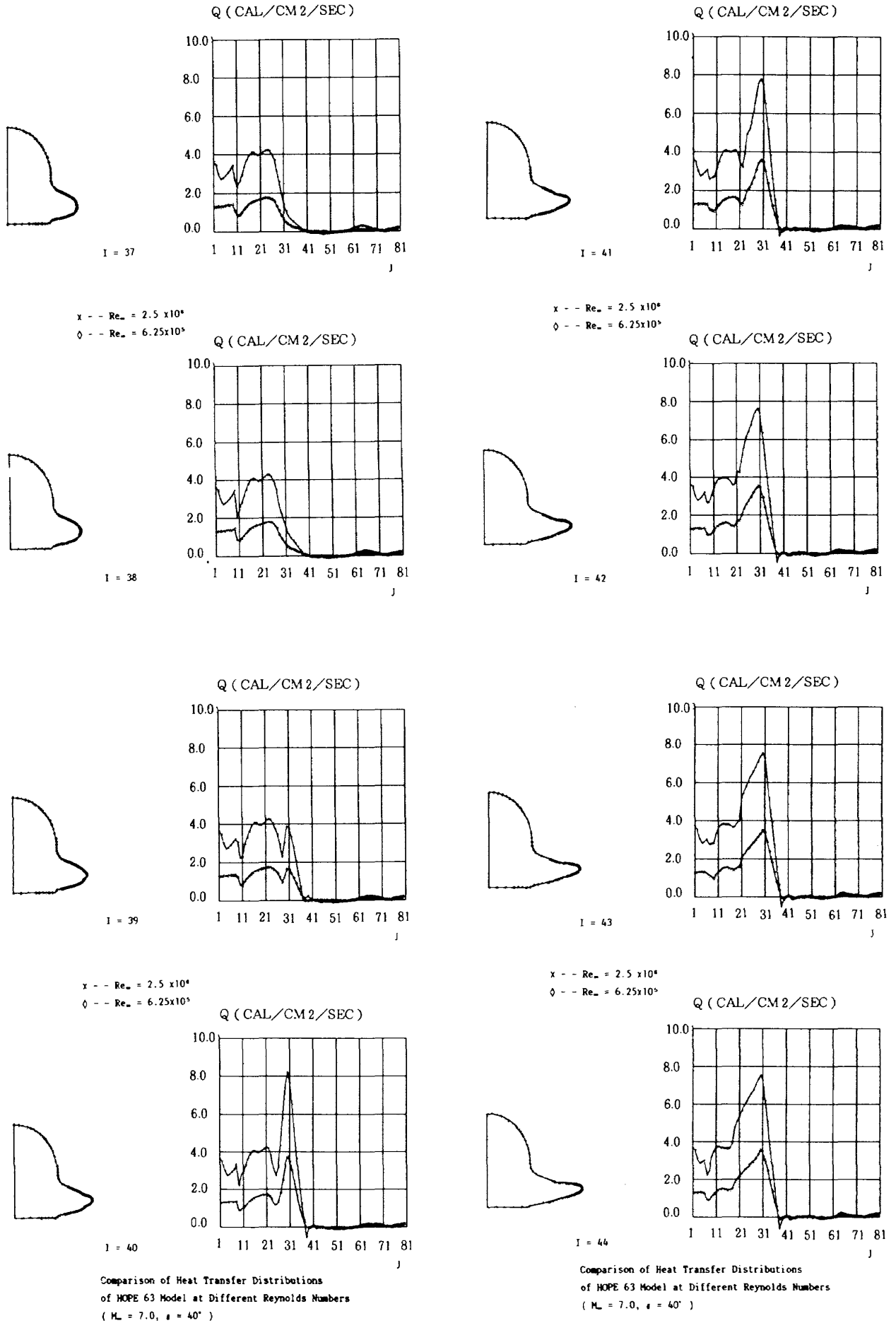
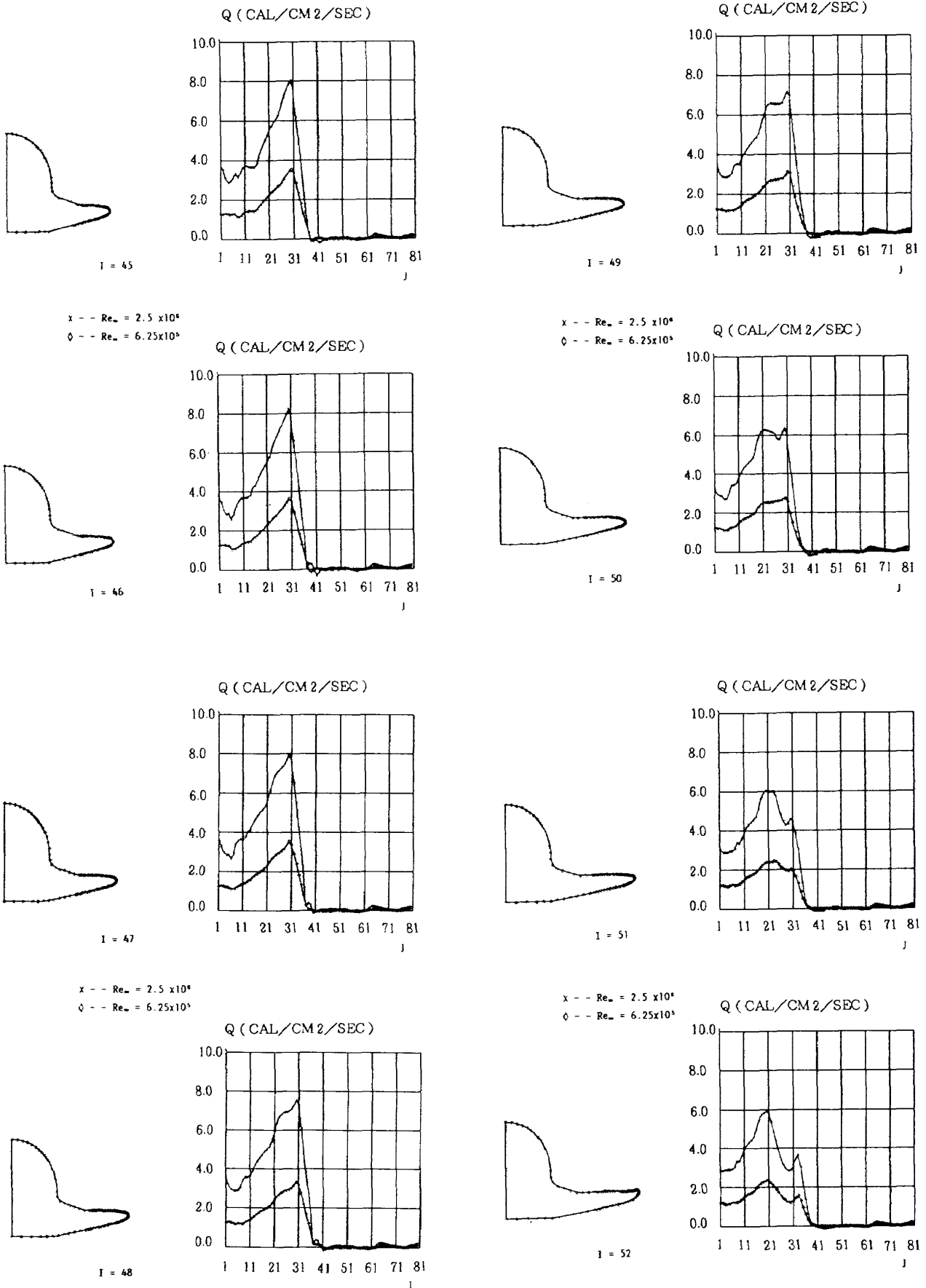


図 62 続



Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
($M_\infty = 7.0$, $\theta = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
($M_\infty = 7.0$, $\theta = 40^\circ$)

図62 続

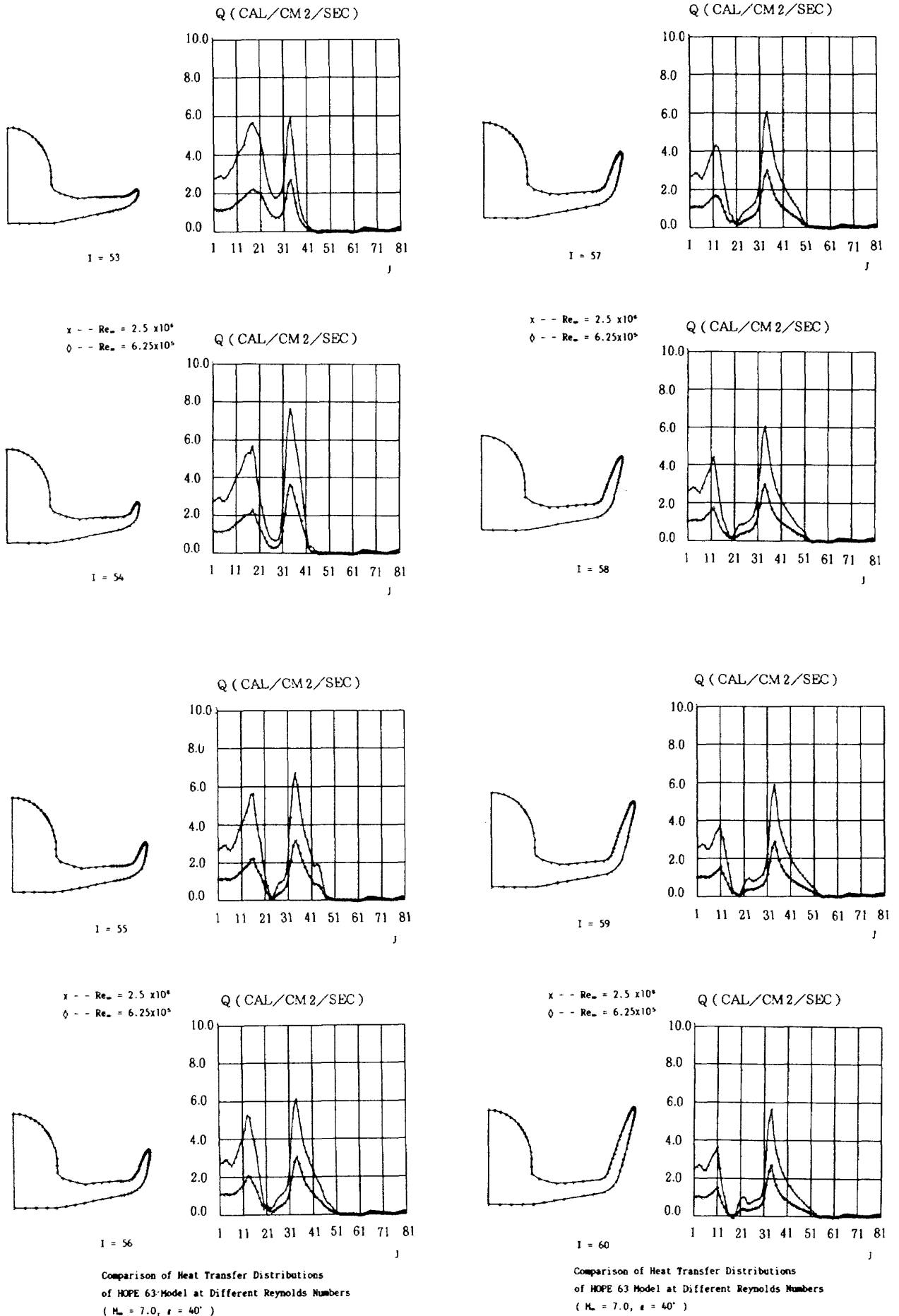
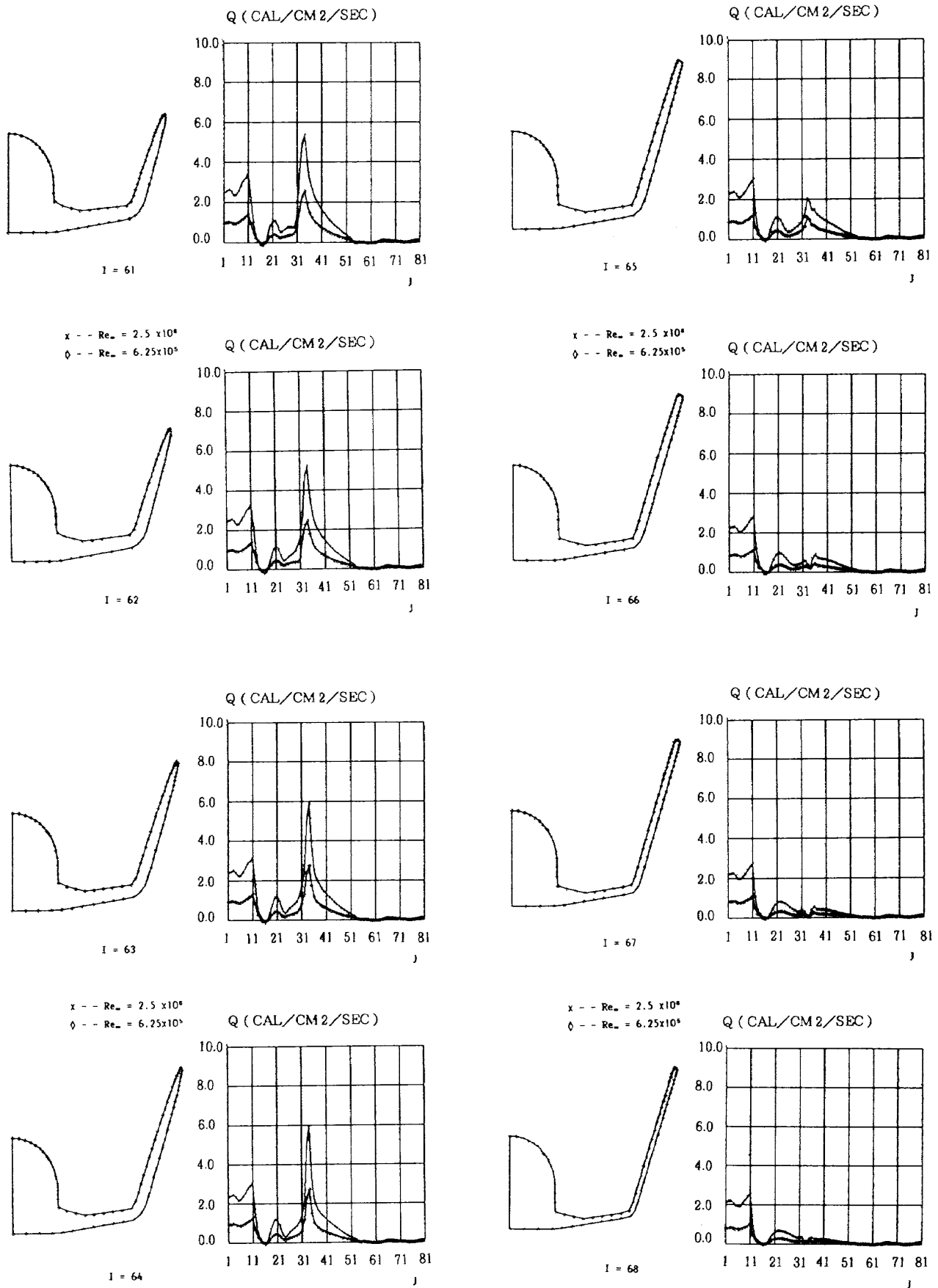
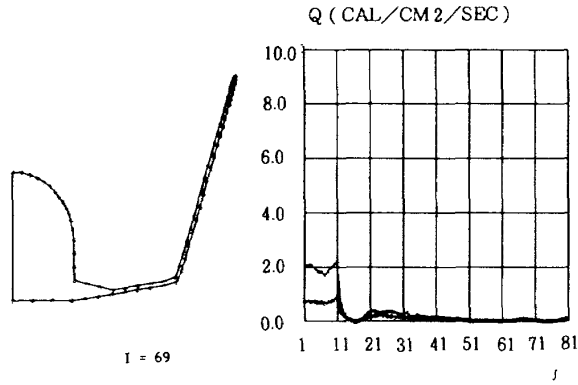


図62 続

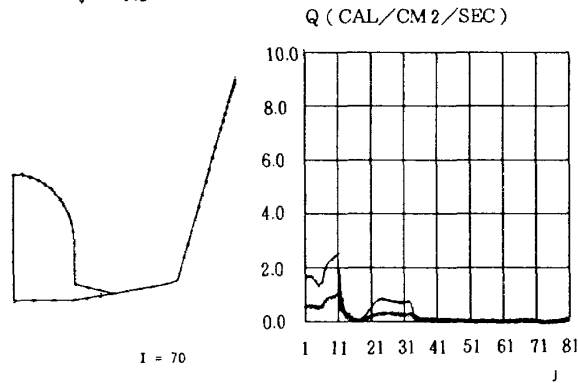


Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
($M_\infty = 7.0$, $\alpha = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
($M_\infty = 7.0$, $\alpha = 40^\circ$)



x - - $Re_{\infty} = 2.5 \times 10^4$
 〇 - - $Re_{\infty} = 6.25 \times 10^5$

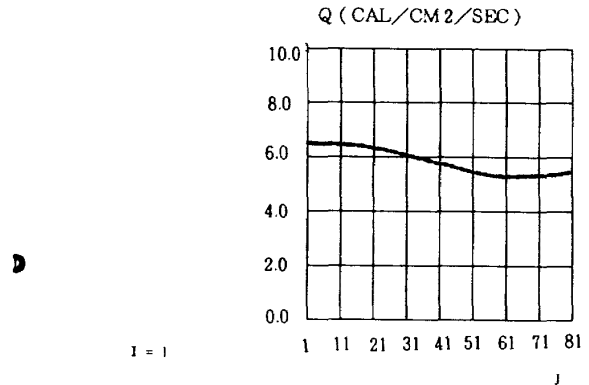


Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Model at Different Reynolds Numbers
 ($M_{\infty} = 7.0, \alpha = 40^\circ$)

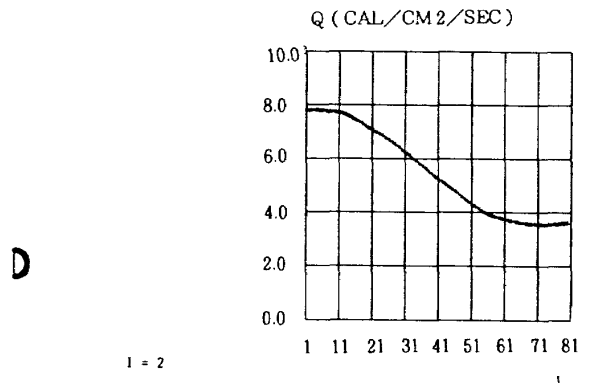
図 62 続

根に比例して大きくなるが、本結果の場合、レイノルズ数比は 3.0 で、空力加熱は高いレイノルズ数の値が低いケースに比べて 1.73 倍になることが予想される。数値解析は全断面で高いレイノルズ数の加熱量が高いケースに比較しておよそ 2 倍程の数値を示している。互いの断面内分布の形状は相似となっている。

図 63 は HOPE 63 基本形状と主翼後退角を 60° に設定した。W-2 形状の断面空力加熱分布の比較である。形状のあまり違わない $I=32$ までの断面加熱分布は両形状とも同じ分布形態を示すが、W-2 形状の主翼の立ち上がる $I=33$ の断面から、異なる加熱が引き起こされる。W-2 形状の主翼付け根付近の加熱のピークは $I=37, 38$ の断面分布からわかるように 6.4 カロリー以下に収まっている。これに対して主翼後退角の小さい基本形状では同様なピークは $I=40$ の断面で見られるように 8.2 カロリー程になっている。但し、W-2 形状でも衝撃波干渉効果により、主翼中央部 $I=$



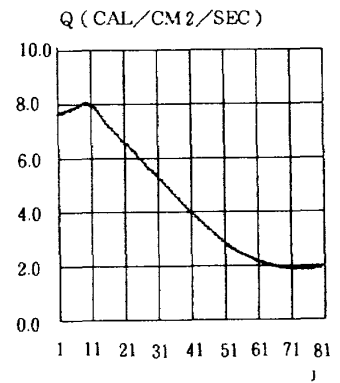
x - - HOPE 63 Basic Model
 〇 - - HOPE 63 W2 Model



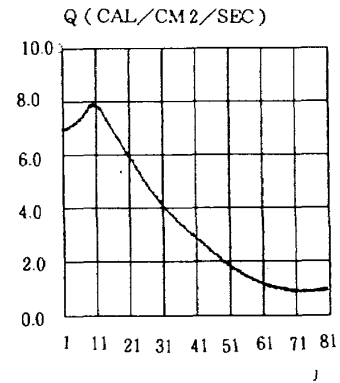
D

D

D

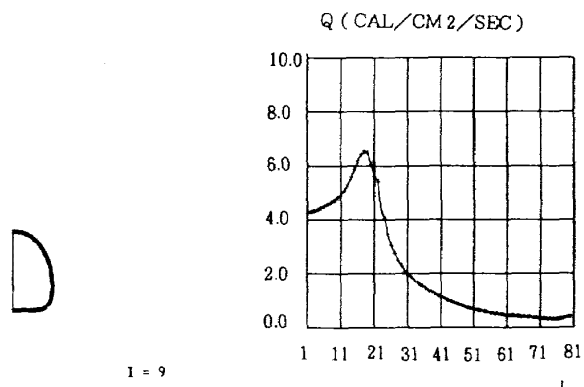
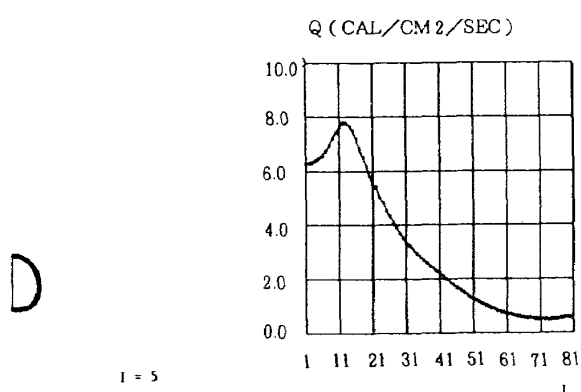


x - - HOPE 63 Basic Model
 〇 - - HOPE 63 W2 Model



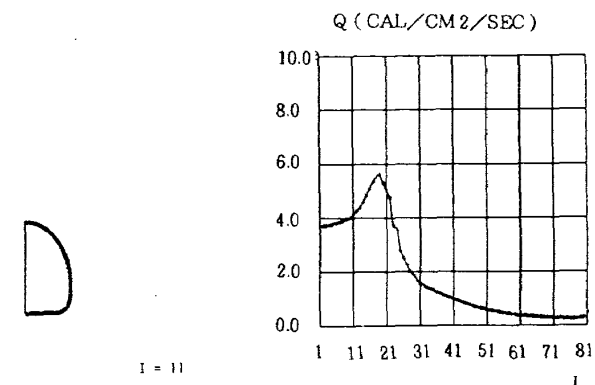
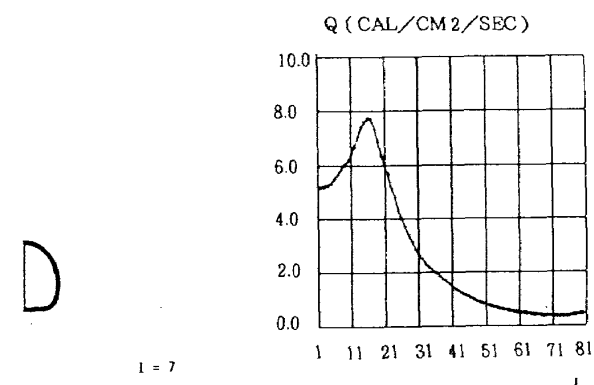
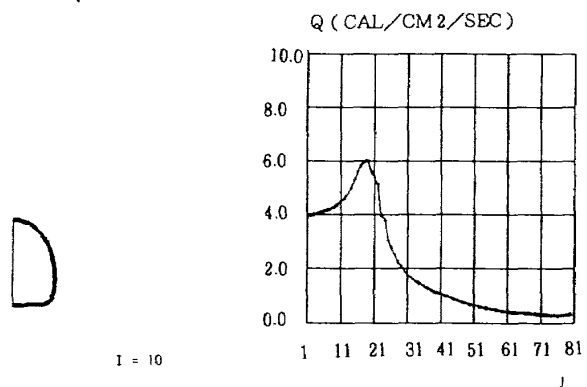
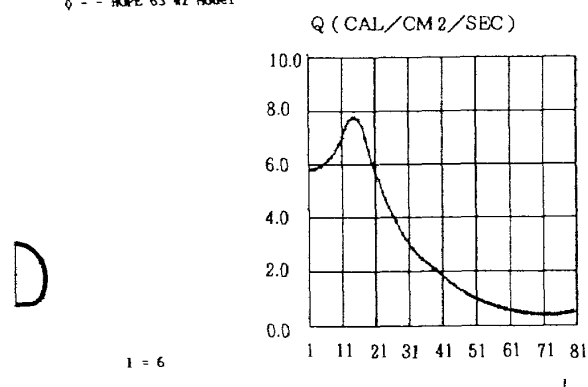
Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
 ($M_{\infty} = 7.0, Re_{\infty} = 2.5 \times 10^4, \alpha = 40^\circ$)

図 63 形状変化による断面空力加熱分布の変化



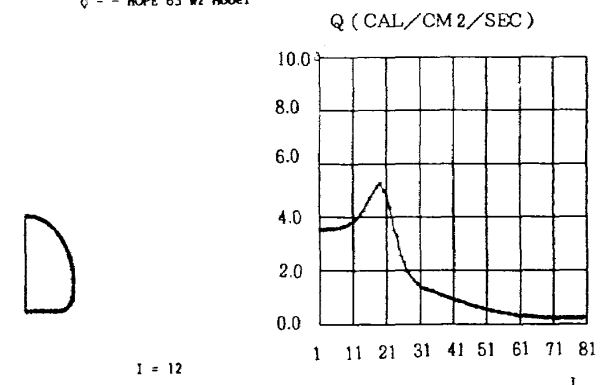
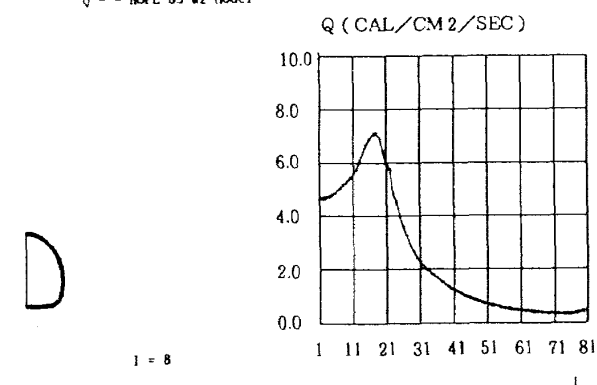
x -- HOPE 63 Basic Model
 ◊ -- HOPE 63 W2 Model

x -- HOPE 63 Basic Model
 ◊ -- HOPE 63 W2 Model



x -- HOPE 63 Basic Model
 ◊ -- HOPE 63 W2 Model

x -- HOPE 63 Basic Model
 ◊ -- HOPE 63 W2 Model



Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\theta = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\theta = 40^\circ$)

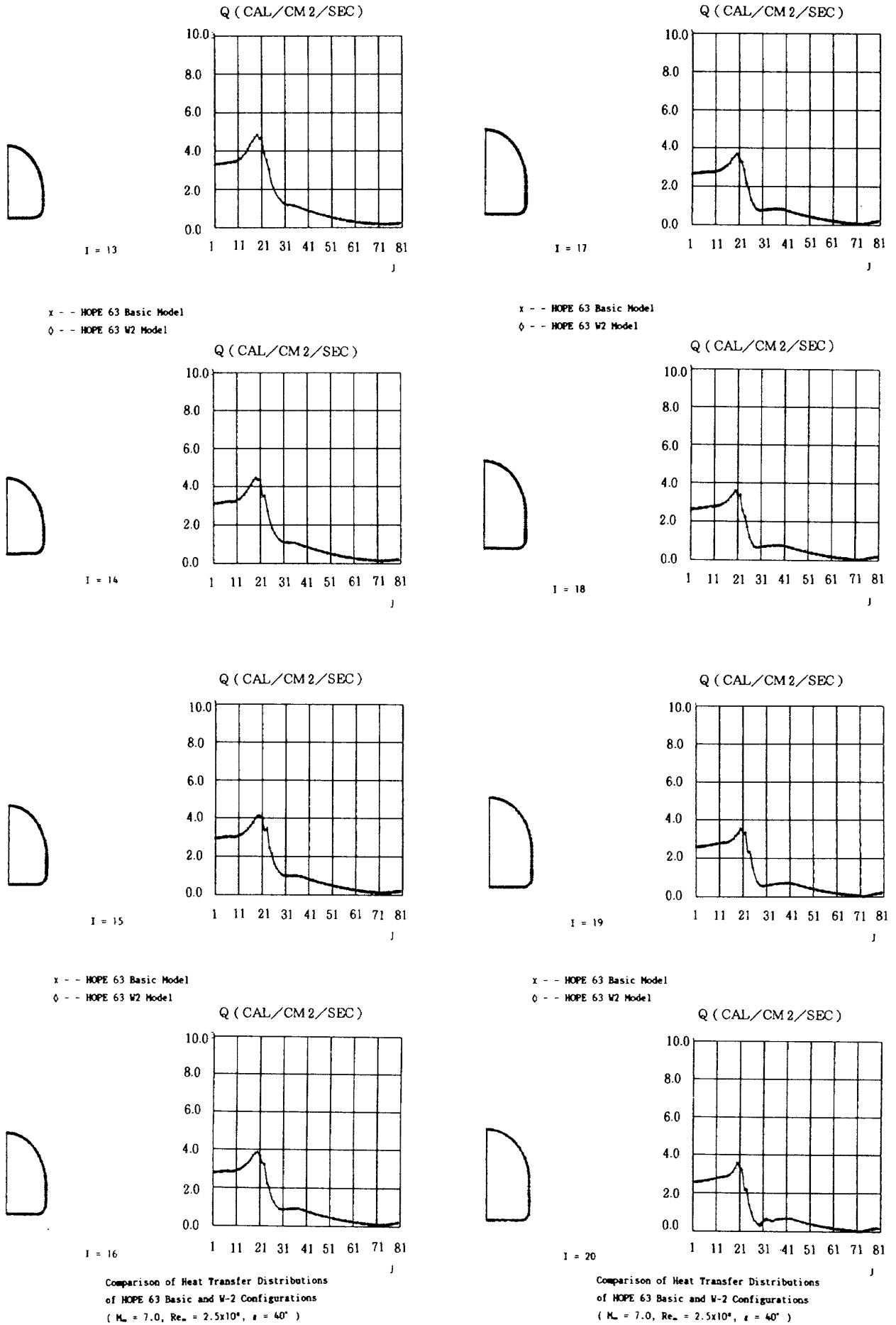
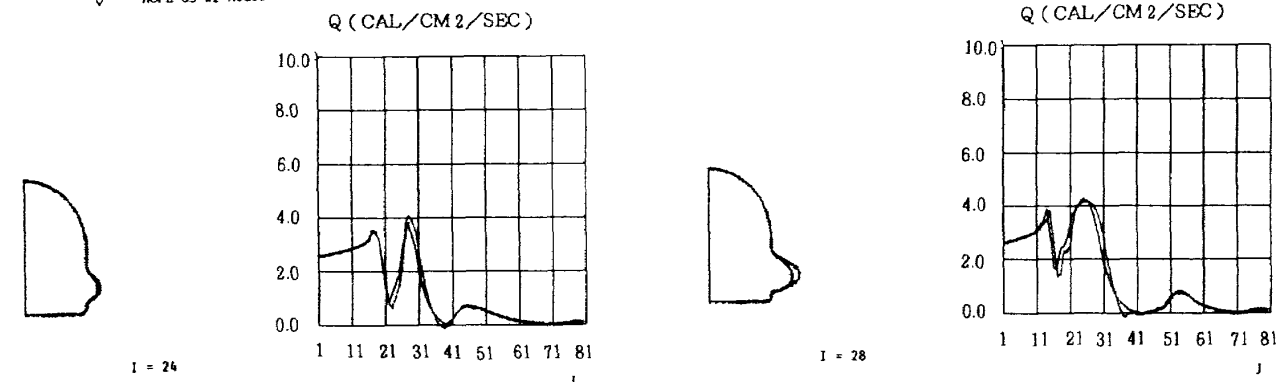
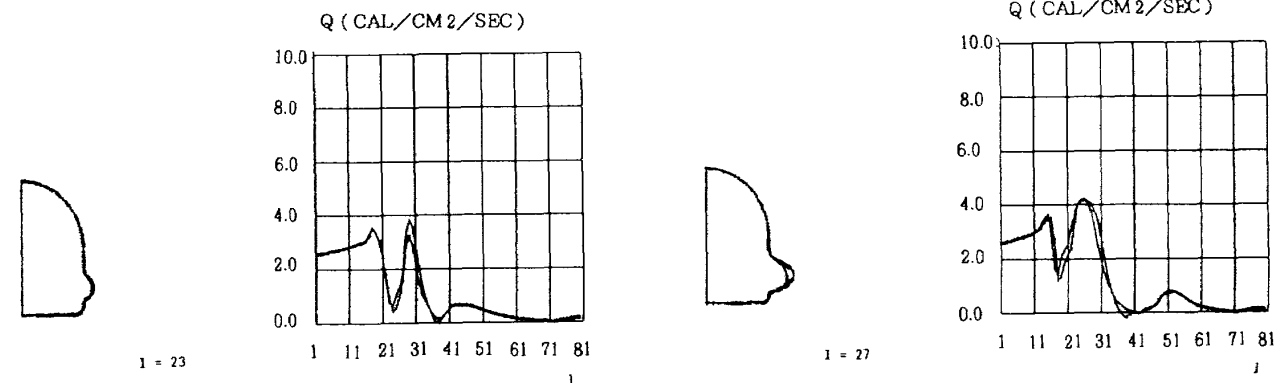
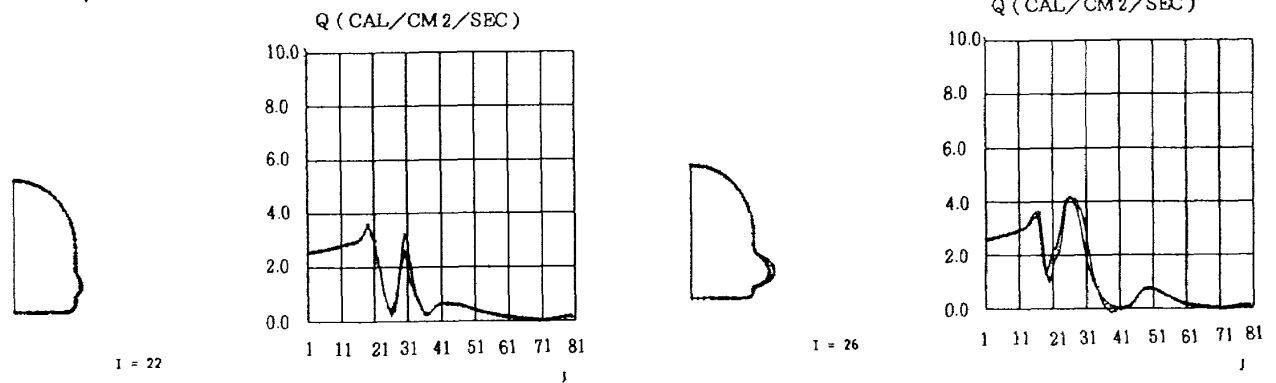
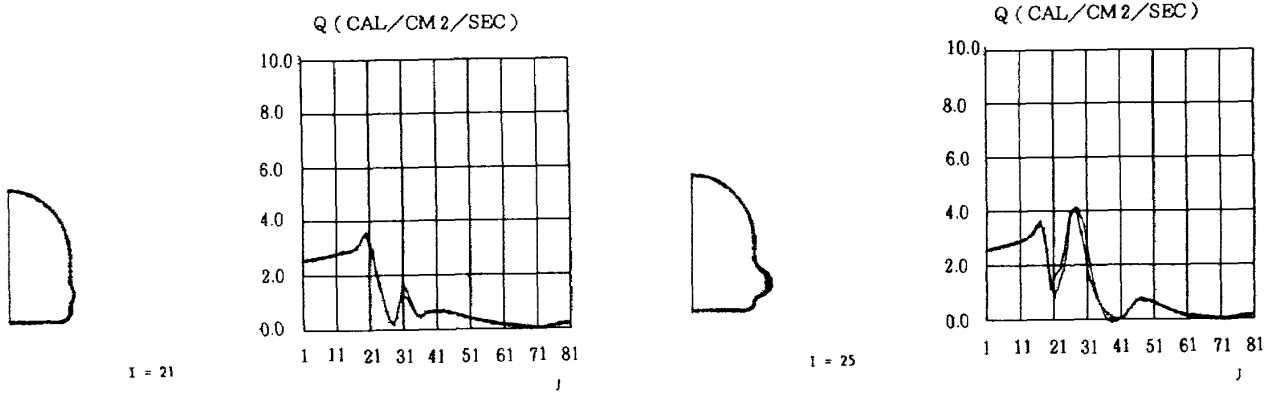


図 63 続



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\theta = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\theta = 40^\circ$)

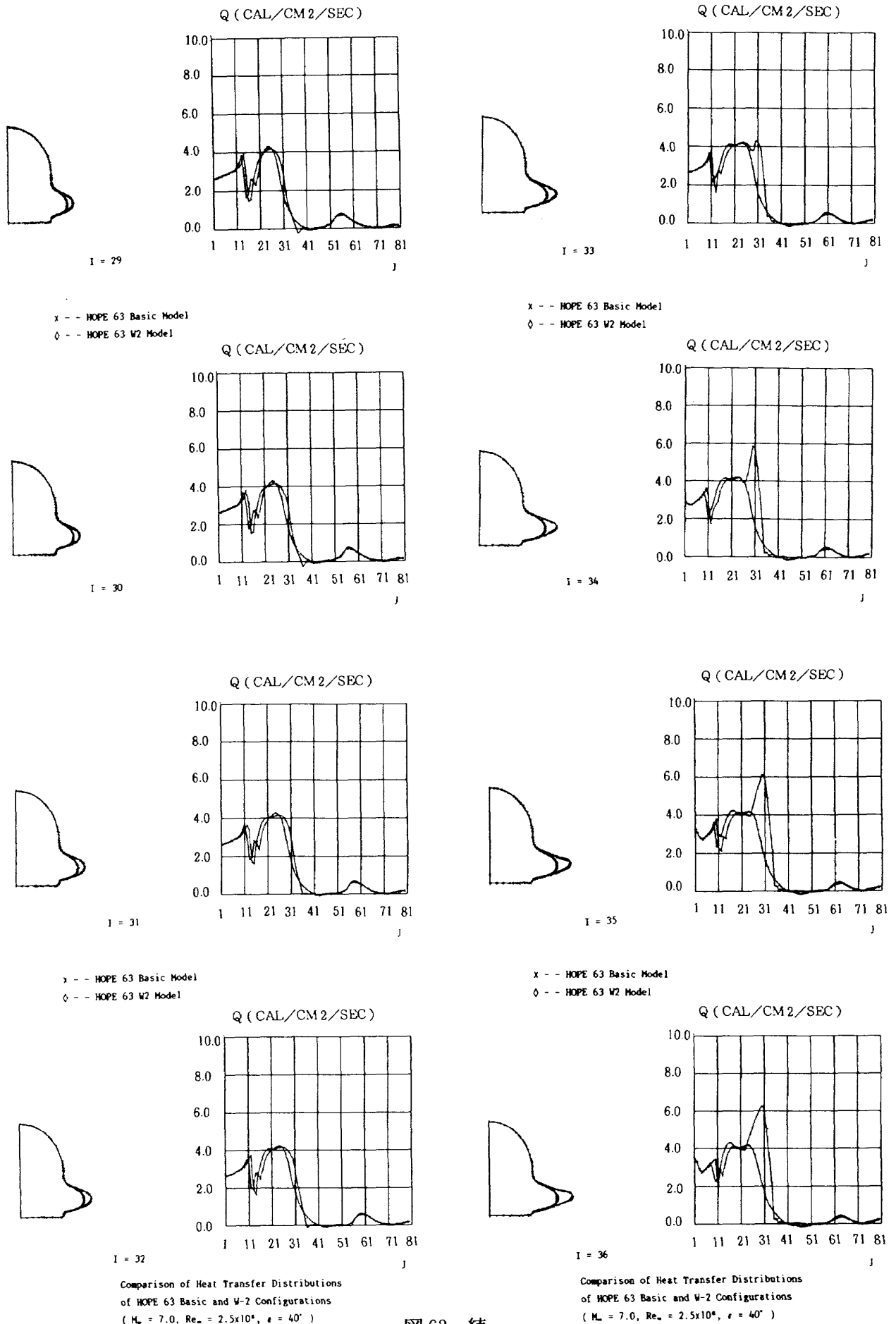
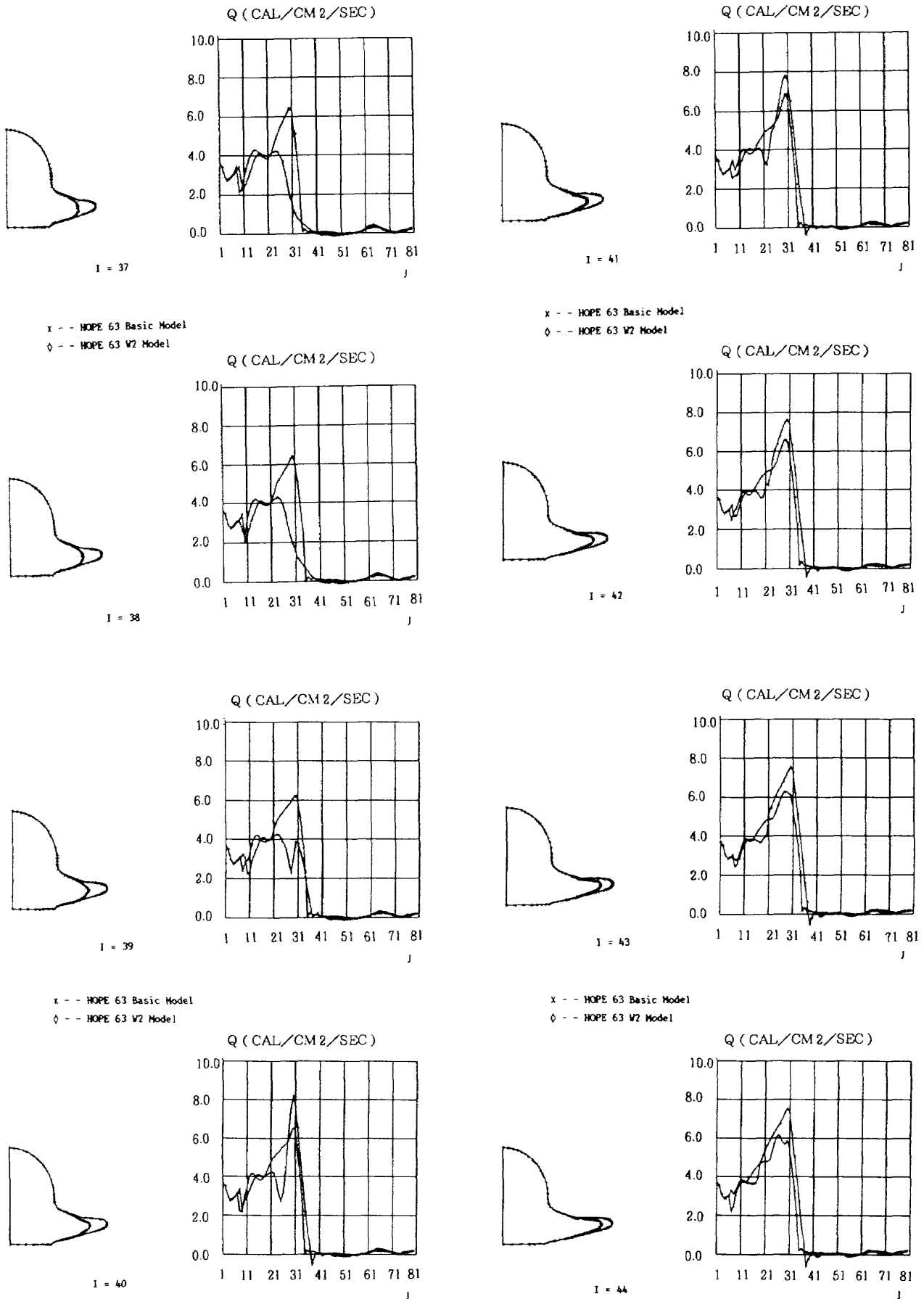


図 63 続



Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)

図 63 続

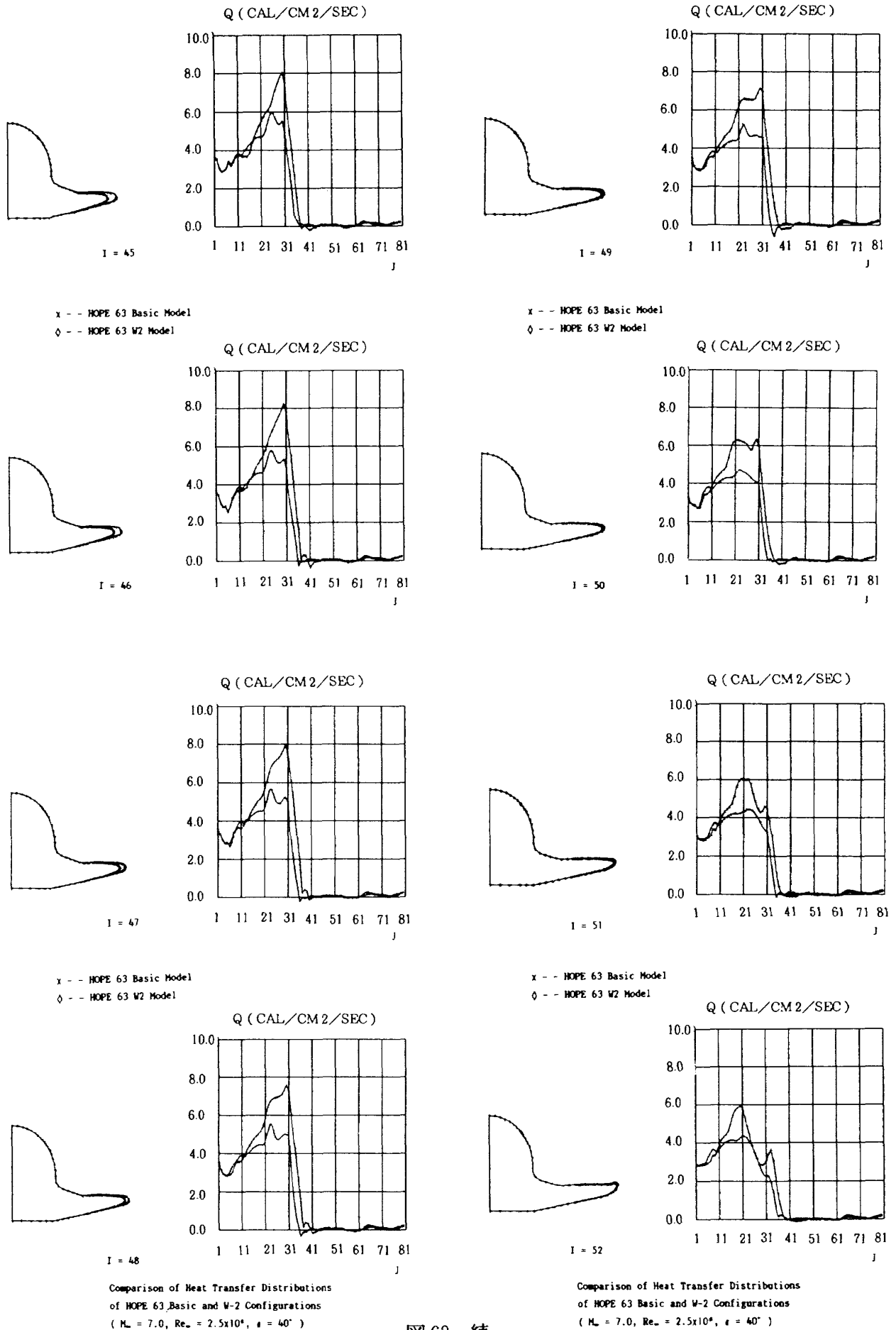


図 63 続

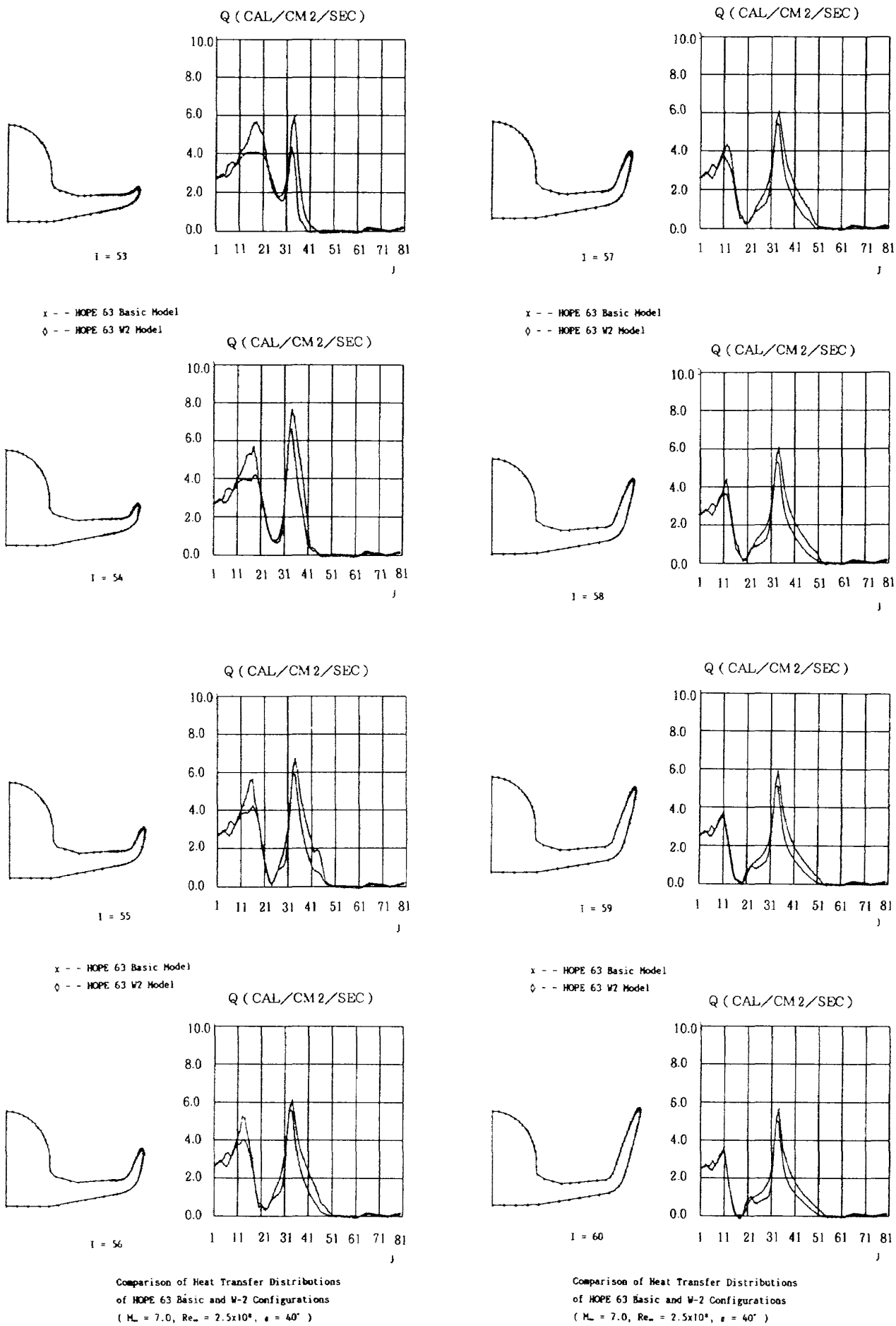
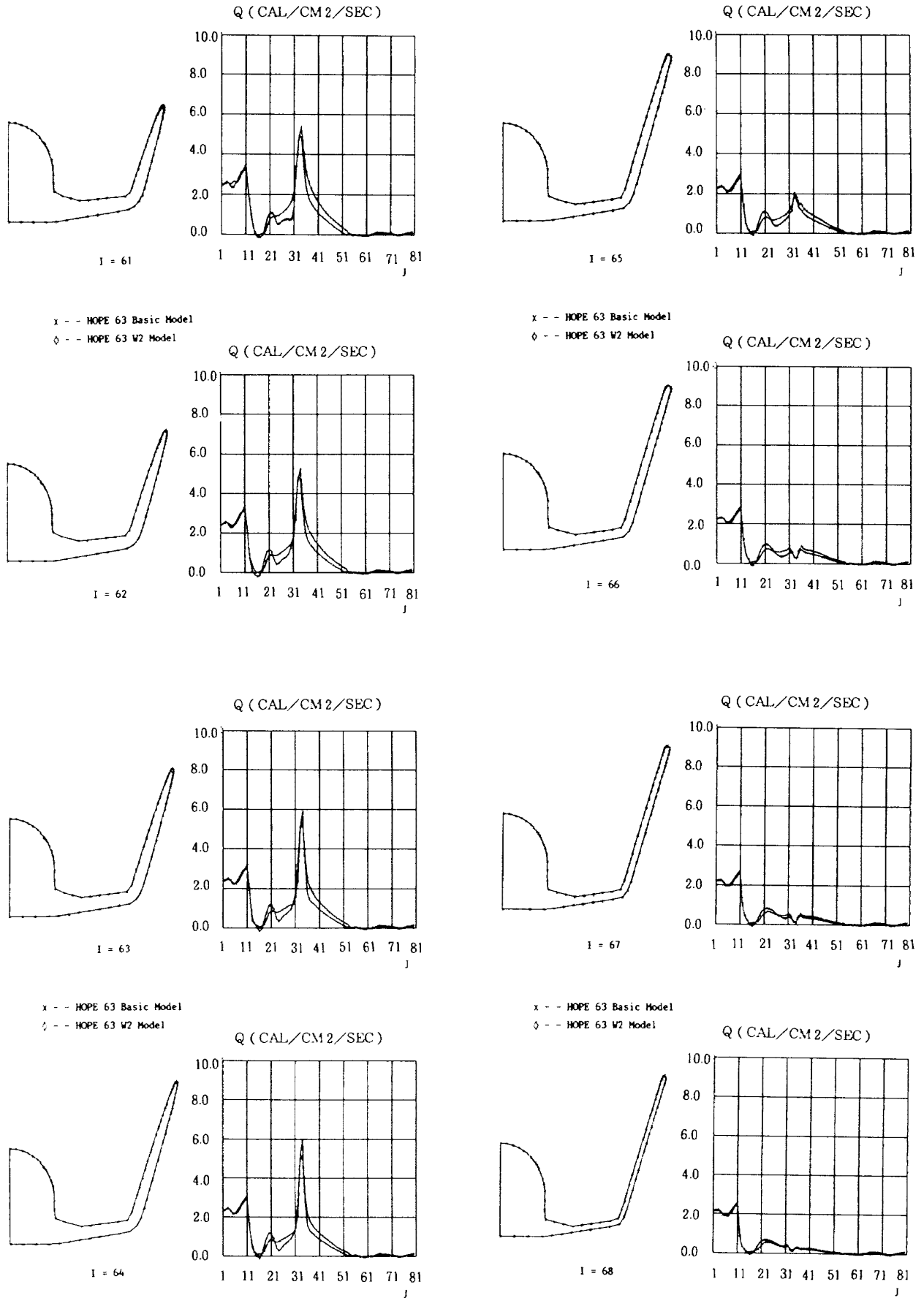
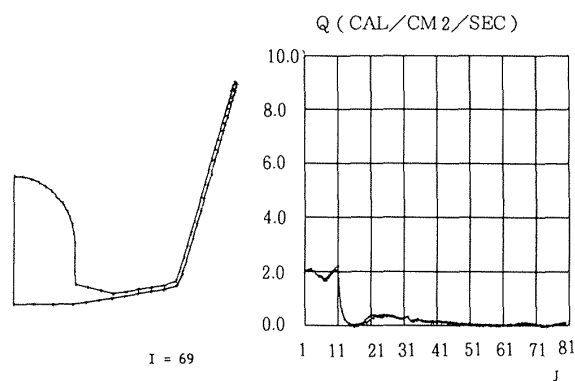


図 63 続

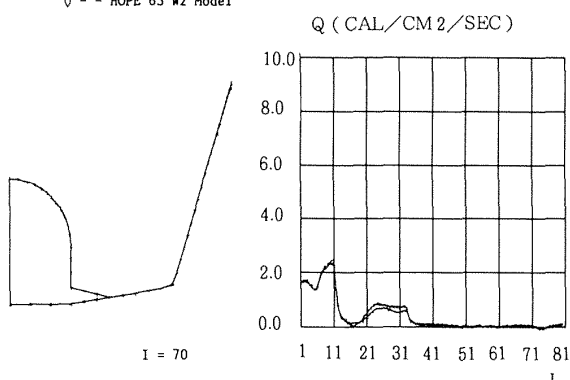


Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)

Comparison of Heat Transfer Distributions
 of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
 ($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)



x -- HOPE 63 Basic Model
o -- HOPE 63 W2 Model



Comparison of Heat Transfer Distributions
of HOPE 63 Basic and W-2 Configurations
($M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 40^\circ$)

図 63 続

41 の断面で前縁付近の加熱は 7 カロリー程度に上昇している。いずれにせよ、W-2 形状では主翼前縁でかなり加熱が緩和されることが分かる。

またティップフィン前縁に沿う加熱分布を調べると、ティップフィン根元のピーク値も I=54 の断面に見られるように、W-2 形状が 1 カロリー程小さく、主翼後退角を大きくした効果がこの部分にも波及している。

4. 空力舵面及びガスジェット効果

図 64 に両側ティップフィンのラダーの舵角を内側、外側にそれぞれ 20° 非対称にとった HOPE

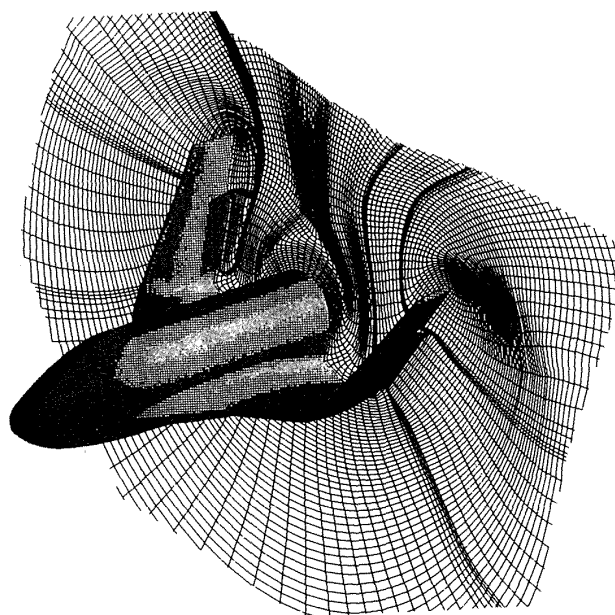


図 64 ラダーの舵角を非対称にとった HOPE 63 モデルまわりの基本格子

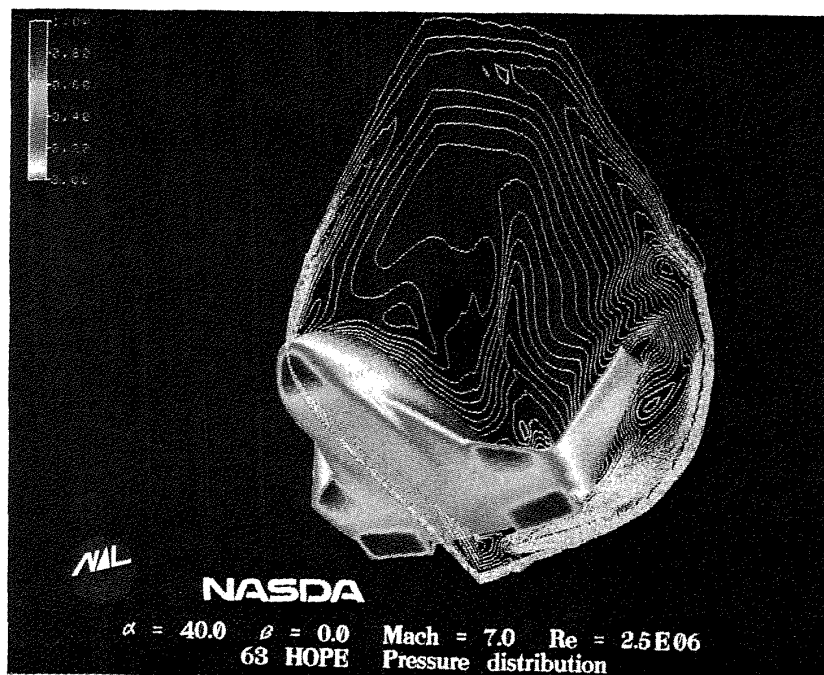
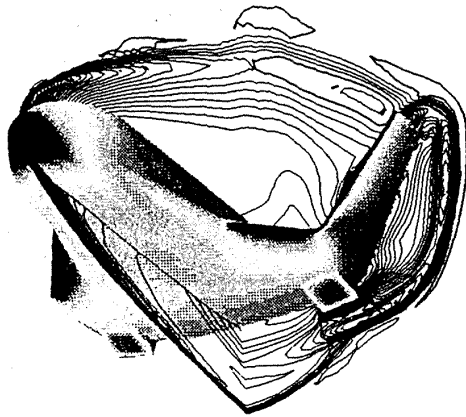
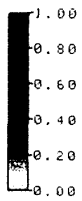


図 65 エレボン舵角 20° 下げ時の圧力線図

63 形状の基本格子を示す。舵面はティップフィンとの間には隙間のない簡易舵面としている。図 65 はフルスパンのエレボンを 20°下げの状態、マッハ数 7.0, 迎角 40°の条件で計算した圧力線図及び表面圧力分布を示す。大迎角ではエレボンに、頭部, 主翼前縁と同程度の高い圧力が生じる。図 66 は迎角 10°において外側のエレボンを 20°下げた圧力結果を示す。



$\alpha = 10.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 2.5 E06
63 HOPE Pressure distribution

図 66 エレボン外側舵角 20°下げ時の圧力線図

図 67 は後部胴体側面から噴射されるガスジェットを解析するための格子を示す。ガスジェット孔には 10×10 程の格子点を集めた。図 68 はガスジェットの三次元流線を示す。今回の解析では噴射されるガスジェットの媒体は空気を仮定し, 出口マッハ数 4.2, 静圧力比は 10.5 である。仮定した空気の分子量が大きいため, 流れはかなり横方向に伸びている。その後流線は主翼後縁からの吹き上がりにより上方に曲げられる。図 69 はガスジェット孔中央部を横切る断面内の圧力線図で, ジェットの強さが大きいため外側に衝撃波, 内側にマッハ・ディスクが現れている。

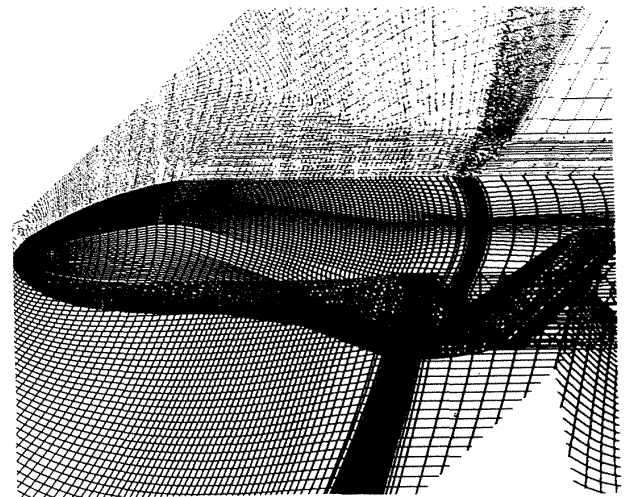


図 67 ガスジェット解析用基本格子

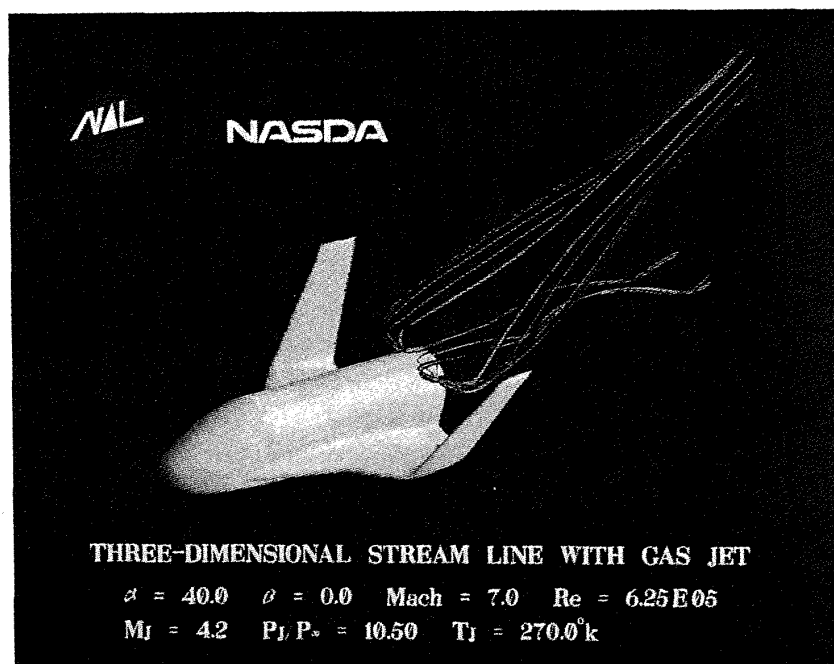
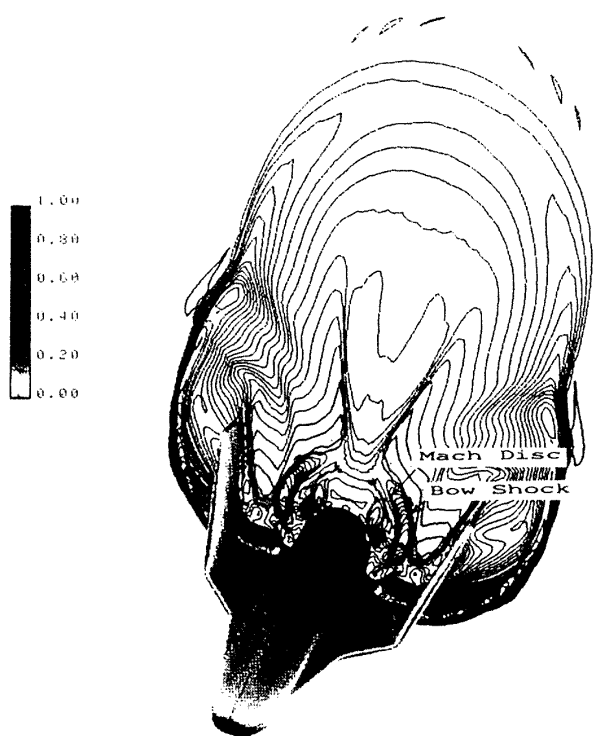


図 68 ガスジェット三次元流線



NASDA

63 HOPE Pressure distribution with Gas Jet
 $\alpha = 40.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 $Re = 6.25E05$
 $MJ = 4.2$ $P1/P\infty = 10.50$ $T1 = 270.0^{\circ}K$

図69 ガスジェット断面圧力線図

5. HOPE 簡易形状空力加熱模型の計算結果と検討

極超音速風洞相変化塗料法による、HOPE 63 形状空力加熱試験では、主翼前縁部の最も加熱量の多い、限られた領域での測定は極めて困難であった。この点をより詳細に調べるため、HOPE 主翼前縁型を模擬した部分的な拡大模型を作製し、これに胴体を模擬した半球円柱から発生した衝撃波を当て、衝撃波干渉加熱の試験が行われている。図70に実験でのシュリーレン写真を示す。主翼は後退角 48° で、図にみられるように実験では翼とショックジェネレーターである胴体との間に隙間がとられている。これに対して計算では図71の格子図で示されるように、翼と胴体は一体のものとして取り扱っている。

(1) 圧力結果

図72から図76にマッハ数7.0、レイノルズ数 1.5×10^6 、迎角 0° から 40° の表面圧力及び圧力線

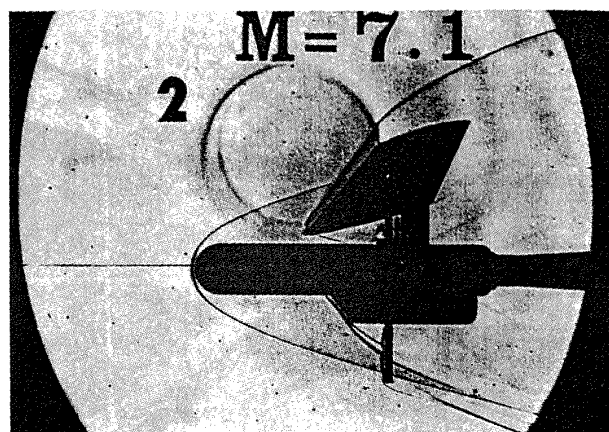


図70 HOPE 空力加熱模型シュリーレン写真

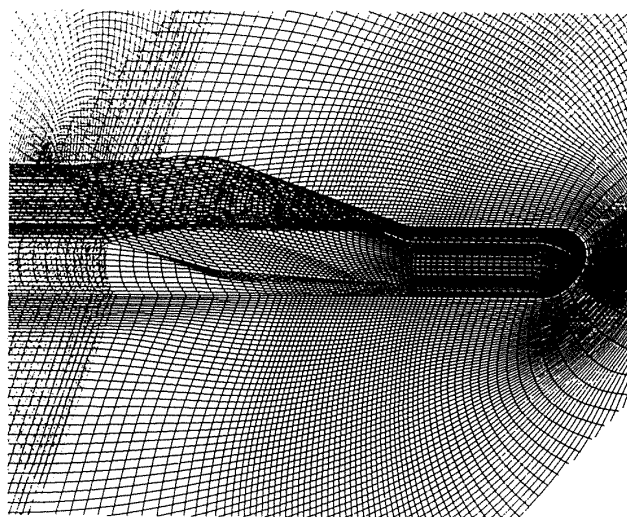


図71 HOPE 空力加熱模型まわりの基本格子

図を示す。表面圧力の結果は上方からみた平面図及び正面図を表し、圧力線図は平面図では主翼前縁を通る上下の対称面、正面図では翼後縁を含む計算断面がプロットされている。正面図で翼端は尖っているが、これは翼後縁を鋭くするため、前縁部から徐々に変化させた結果である。図より迎角が増加するに従い、頭部からの衝撃波が、翼前縁からの再圧縮衝撃波と胴体表面に近づきながら干渉していく様子が明らかである。

(2) 空力加熱

図77から図82は無次元化された各迎角の表面空力加熱分布である。図の上半部が背面風下側、下半部が風上側下面を表す。迎角が 0° から 30° に増えるにつれて、翼前縁の加熱の高い領域は外側から翼付け根部の内側に移動する。迎角 40° で

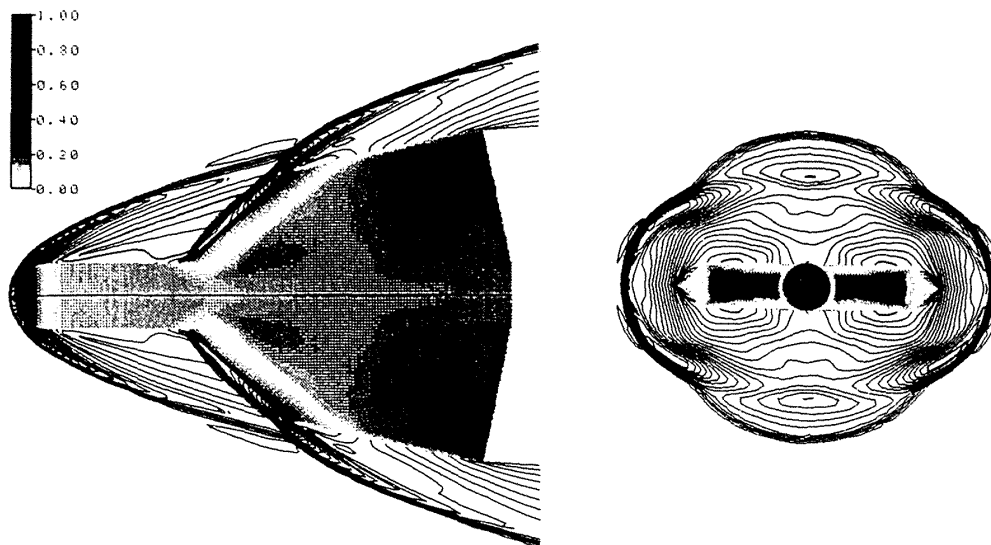


図 72 HOPE 空力加熱模型 表面圧力及び等圧線図 (迎角 0° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

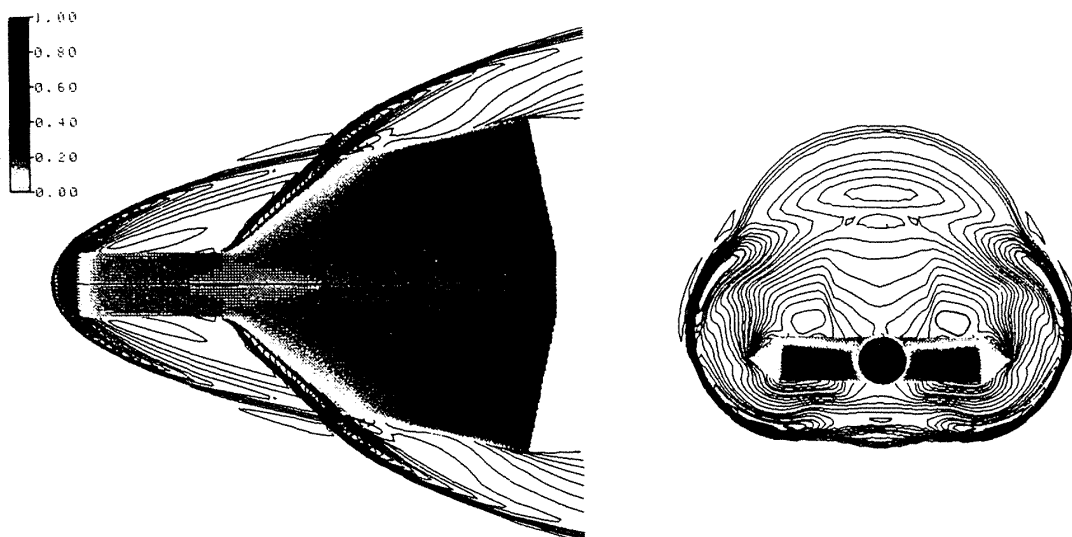


図 73 HOPE 空力加熱模型 表面圧力及び等圧線図 (迎角 10° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

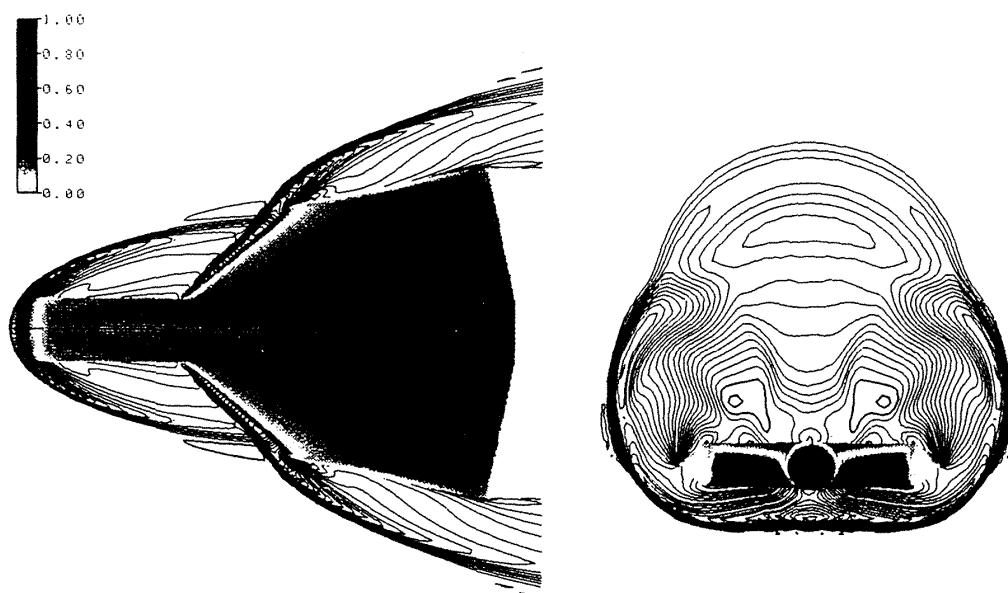


図 74 HOPE 空力加熱模型 表面圧力及び等圧線図 (迎角 20° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

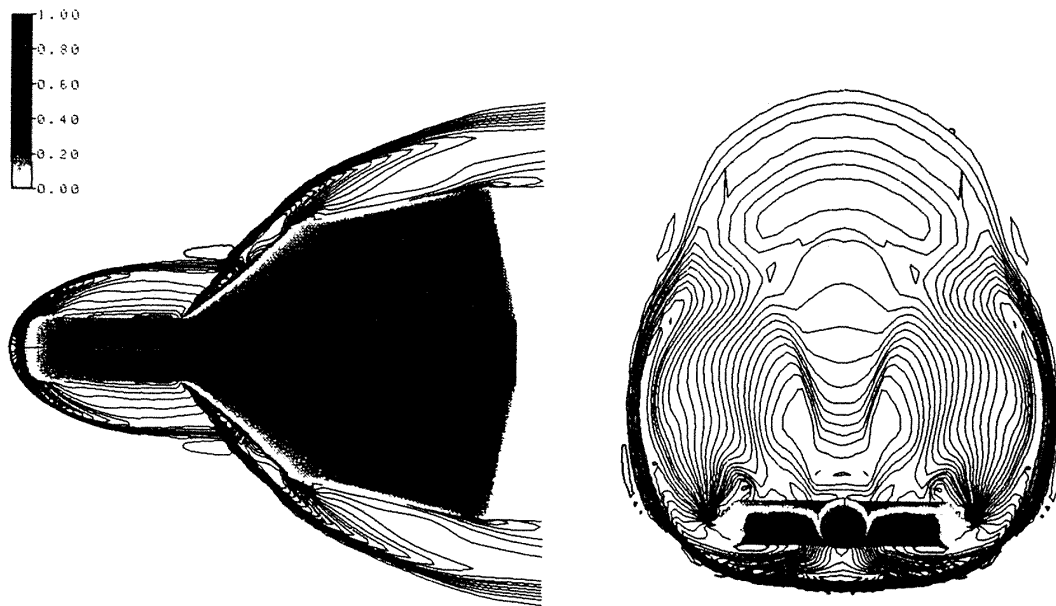


図 75 HOPE 空力加熱模型 表面圧力及び等圧線図 (迎角 30° , $M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 1.52 \times 10^6$)

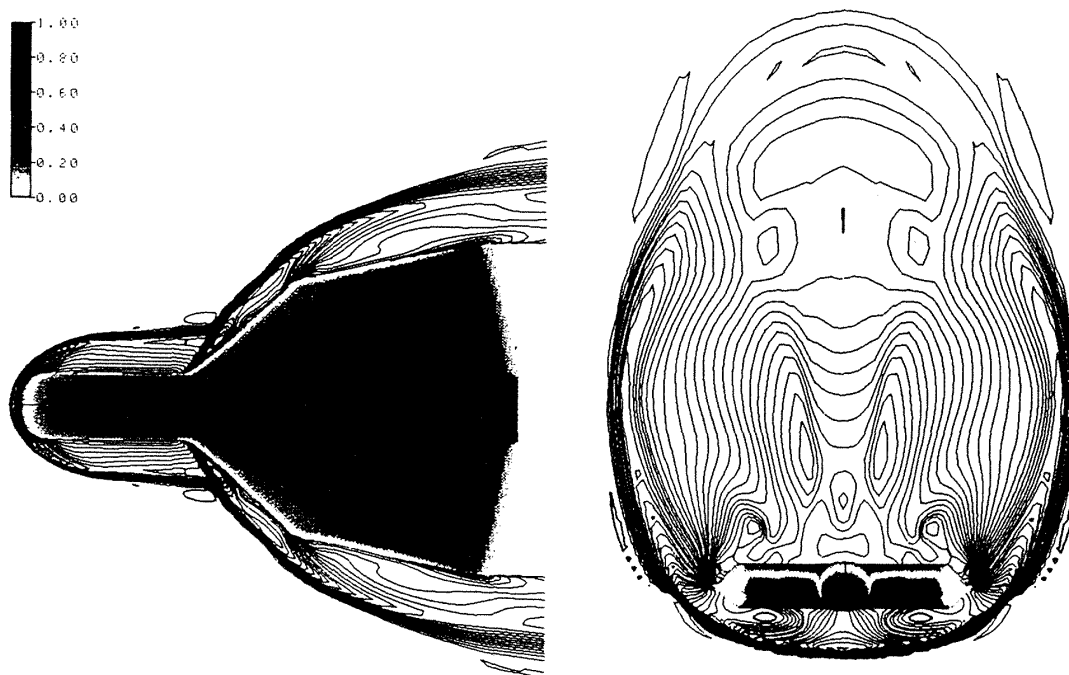
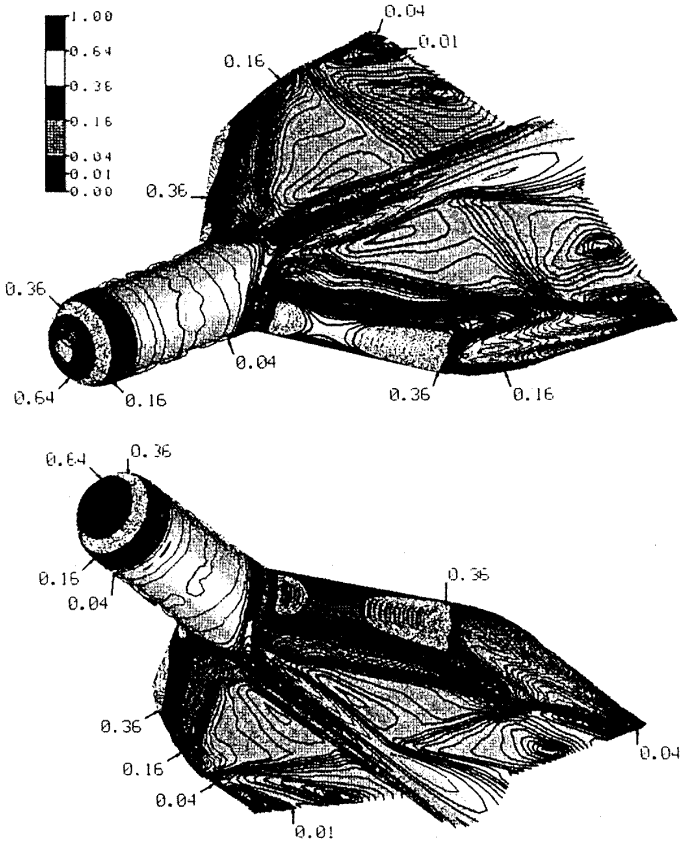
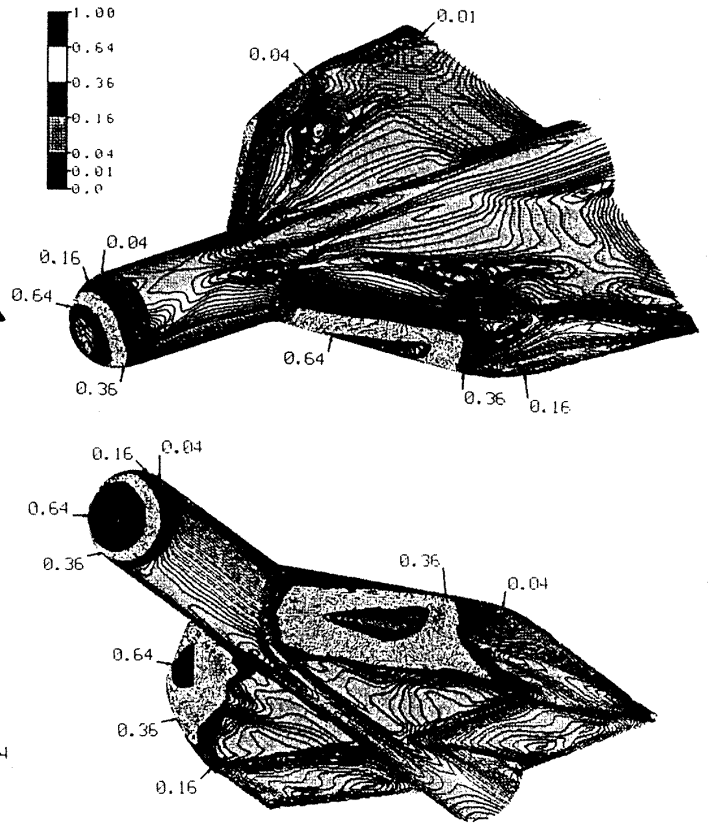


図 76 HOPE 空力加熱模型 表面圧力及び等圧線図 (迎角 40° , $M_\infty = 7.0$, $Re_\infty = 1.52 \times 10^6$)



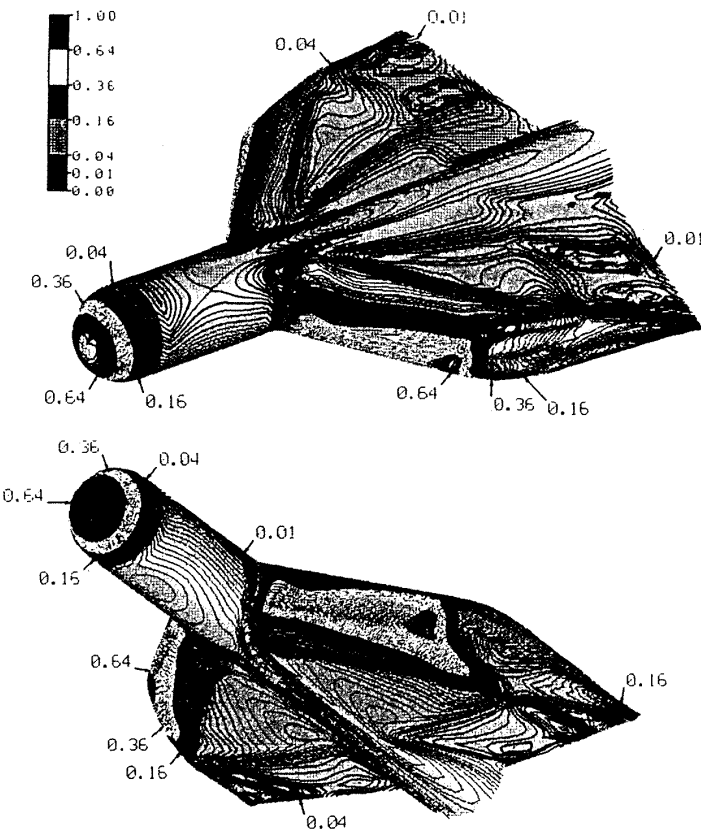
$\alpha = 0.0 \quad \beta = 0.0 \quad \text{Mach} = 7.0 \quad \text{Re} = 152E06$
Heat model Heat transfer distribution

図 77 HOPE 空力加熱模型 表面空力加熱分布



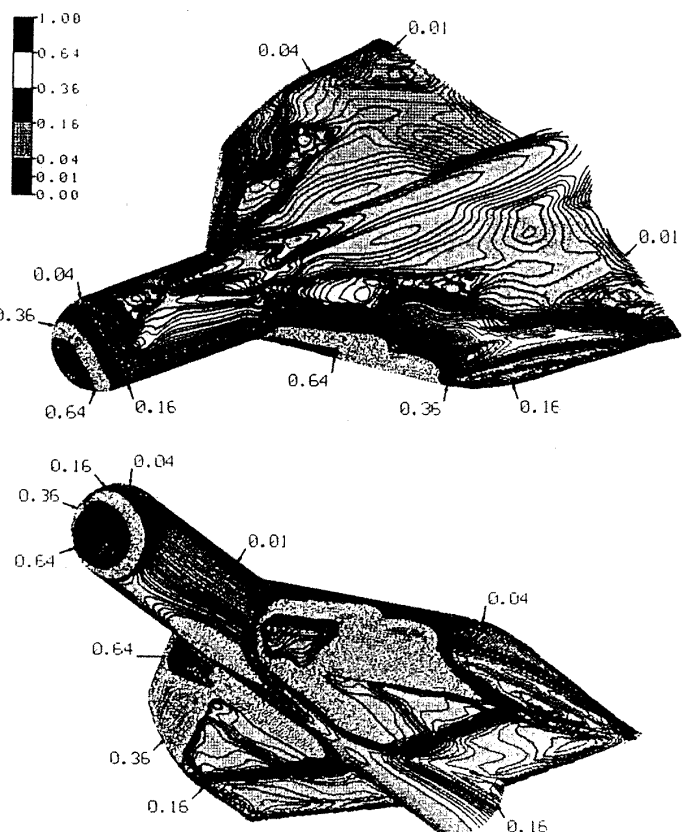
$\alpha = 20.0 \quad \beta = 0.0 \quad \text{Mach} = 7.0 \quad \text{Re} = 152E06$
Heat model Heat transfer distribution

図 79 HOPE 空力加熱模型 表面空力加熱分布



$\alpha = 10.0 \quad \beta = 0.0 \quad \text{Mach} = 7.0 \quad \text{Re} = 152E06$
Heat model Heat transfer distribution

図 78 HOPE 空力加熱模型 表面空力加熱分布



$\alpha = 30.0 \quad \beta = 0.0 \quad \text{Mach} = 7.0 \quad \text{Re} = 152E06$
Heat model Heat transfer distribution

図 80 HOPE 空力加熱模型 表面空力加熱分布

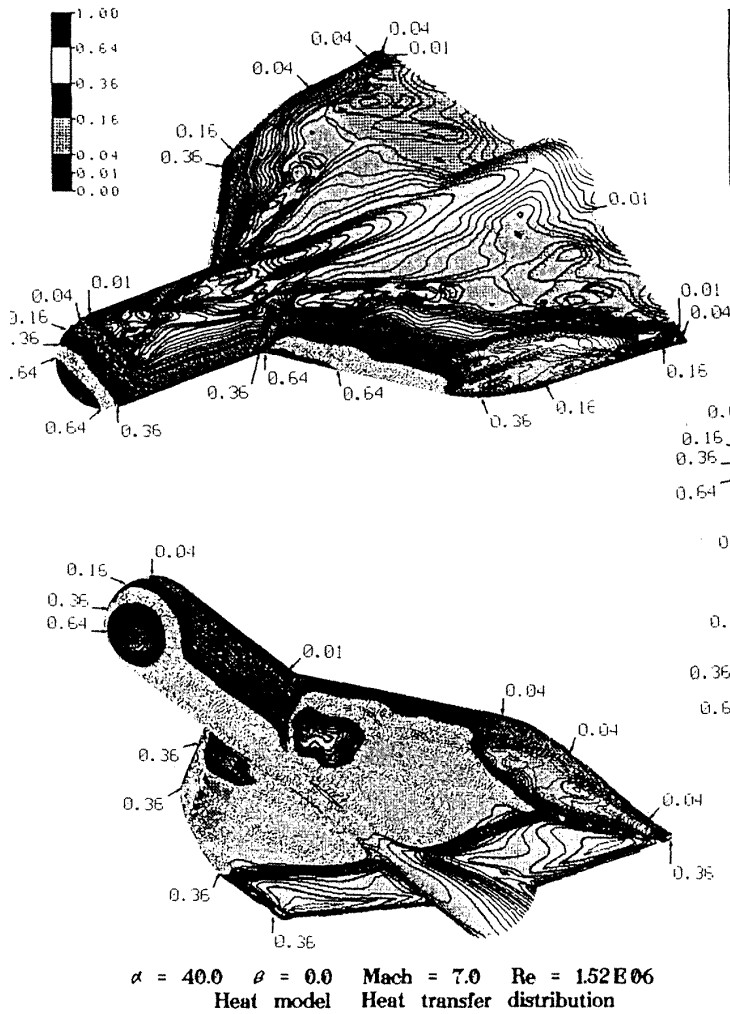


図81 HOPE空力加熱模型，表面空力加熱分布

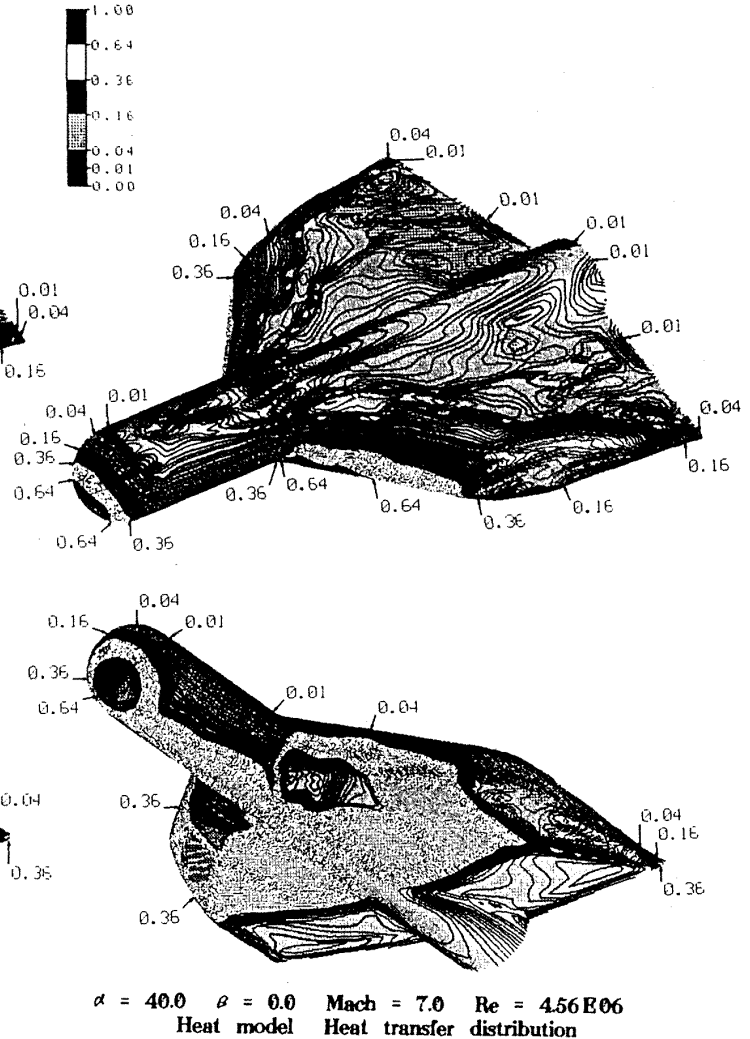


図82 HOPE空力加熱模型，表面空力加熱分布

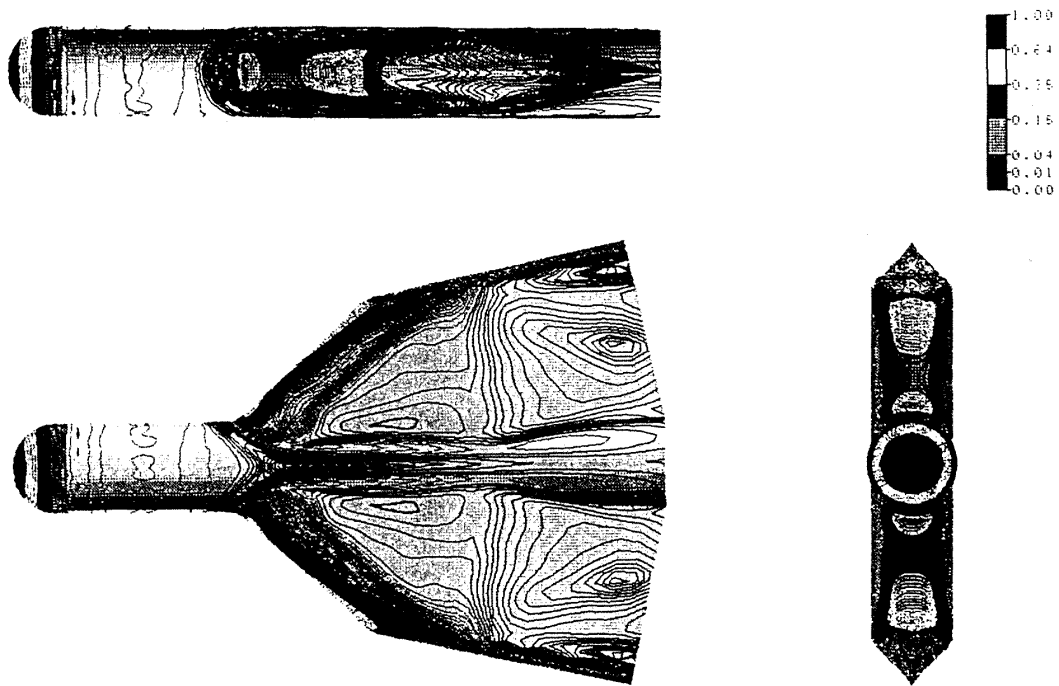
は迎角 30° の分布と同様に高加熱領域は主翼付け根部に生じるが、この迎角では比較的加熱率の高い領域が翼下面全体に広がる。図82は迎角 40° のレイノルズ数を高くした分布である。低いレイノルズ数のケースに比較して主翼付け根部の加熱の高い領域が若干広がる。図83から図88は空力加熱分布を三面図にして示した。これにより加熱分布の位置関係がはっきりする。

以上の空力加熱結果から、高い迎角では風上側主翼付け根部が厳しい加熱を受けることが判明した。したがって図89から図94に、この領域及び前縁に沿っての定量的な加熱分布をグラフで示した。図89は翼付け根部の表面格子の拡大図で、周方向に沿っての格子番号 J が下部の19から上部の35まで変化する。 $J=35$ は翼前縁に沿う格子線である。この J が一定の各格子線に沿って空力加熱分布をプロットした迎角 0° の結果は図90

に示される。熱量はカロリー単位で表し、横軸は翼付け根から流れ方向に測ったセンチメートル単位の長さである。迎角 0° では当然のことながら翼前縁に沿う $J=35$ の線上で高い加熱が生じる。前縁の付け根で圧縮によって高められた加熱はいったん下がるが、翼端に沿って再び上昇する。図91, 92の迎角 10° , 20° と増加する結果では、翼中央部の加熱が高くなる。図93, 94の迎角 30° , 40° では翼付け根部の加熱が最高となり、迎角 40° では 30° よりも高い加熱が引き起こされる。

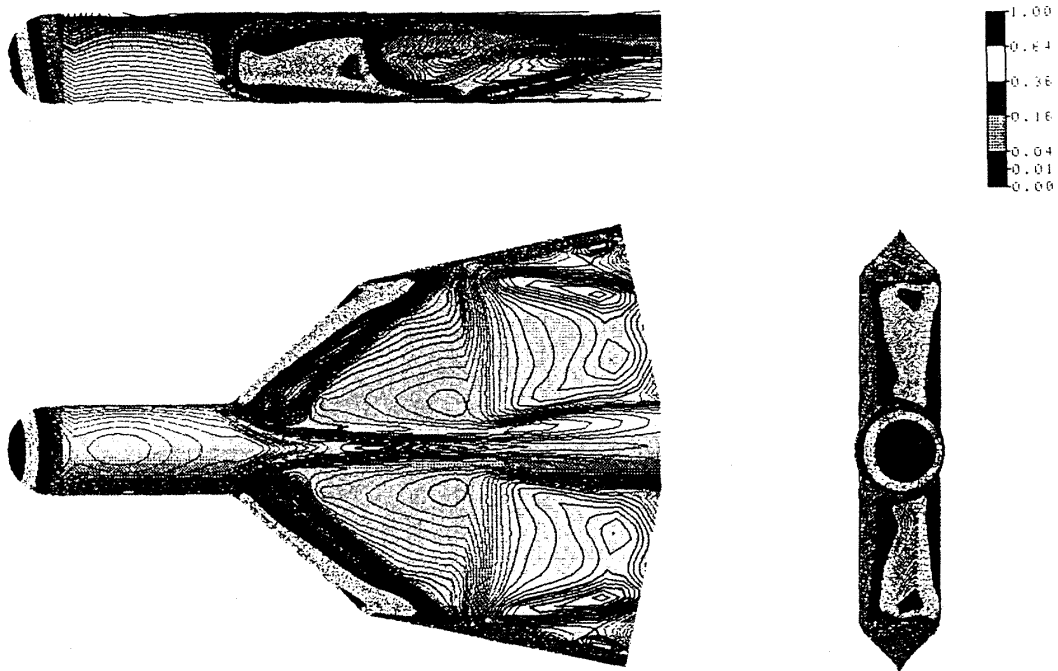
(3) 空力加熱分布の比較

空力加熱分布の比較は金属薄肉模型に埋め込まれた熱電対により行われた。翼前縁に分布された熱電対の代表的な位置を図95に示す。今回の実験では衝撃波干渉加熱を調べるのが目的のため、翼付け根付近には測定点は配置されていない。図96は迎角 30° の加熱分布の比較である。横軸は胴



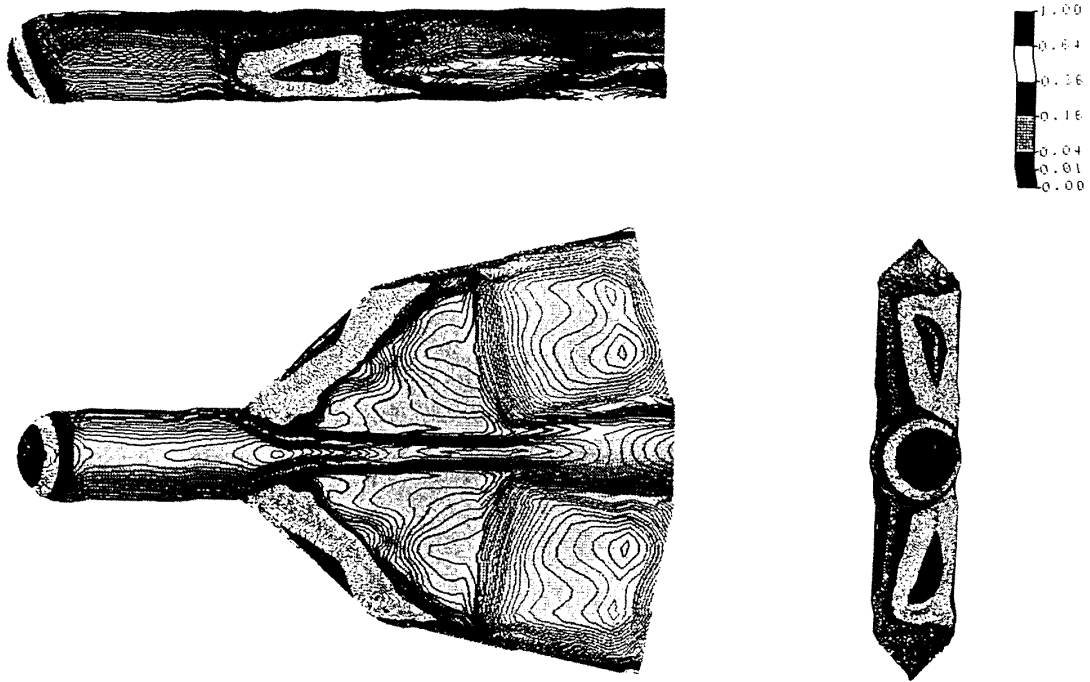
$\alpha = 0.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 6.08E05
Heat model Heat transfer distribution

图 83 表面空力加热分布三面图



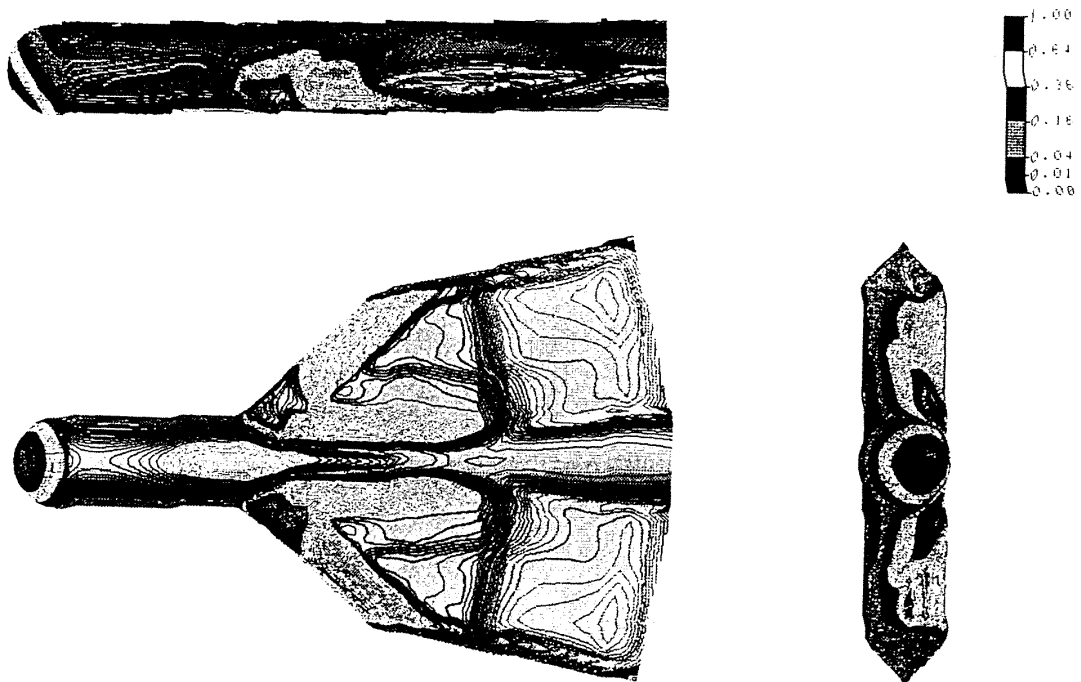
$\alpha = 10.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 1.52E06
Heat model Heat transfer distribution

图 84 表面空力加热分布三面图



$\alpha = 20.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 152E06
Heat model Heat transfer distribution

図 85 表面空力加熱分布三面図



$\alpha = 30.0$ $\beta = 0.0$ Mach = 7.0 Re = 152E06
Heat model Heat transfer distribution

図 86 表面空力加熱分布三面図

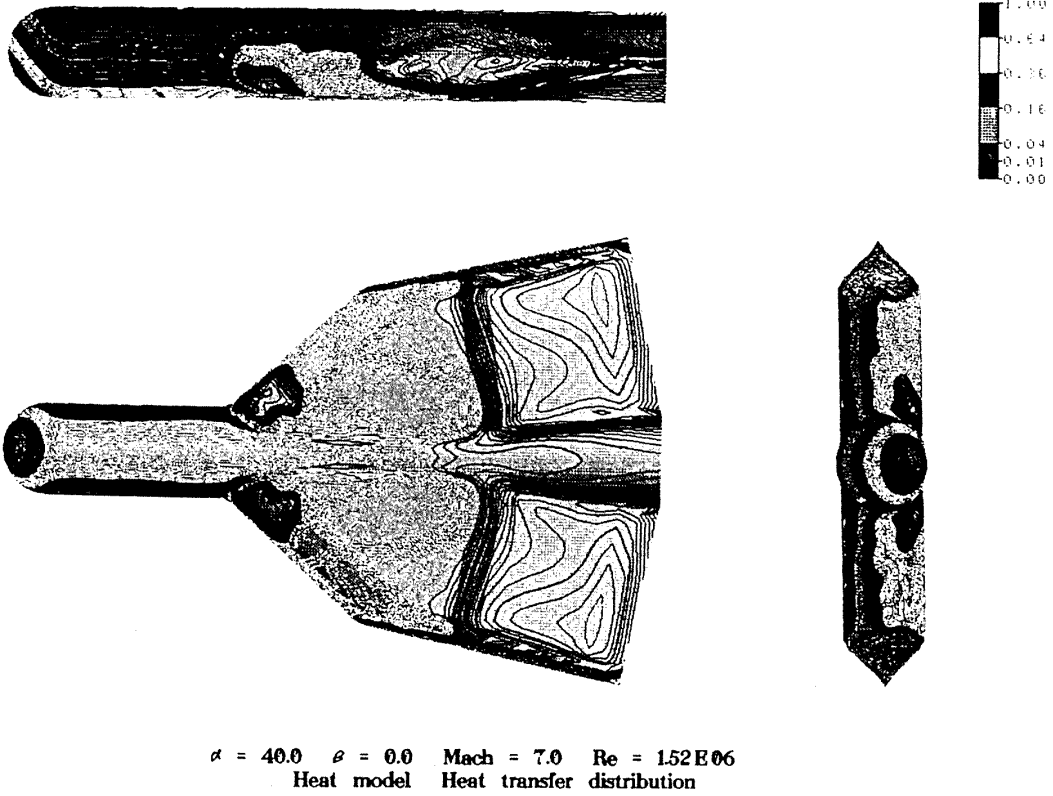


図 87 表面空力加熱分布三面図

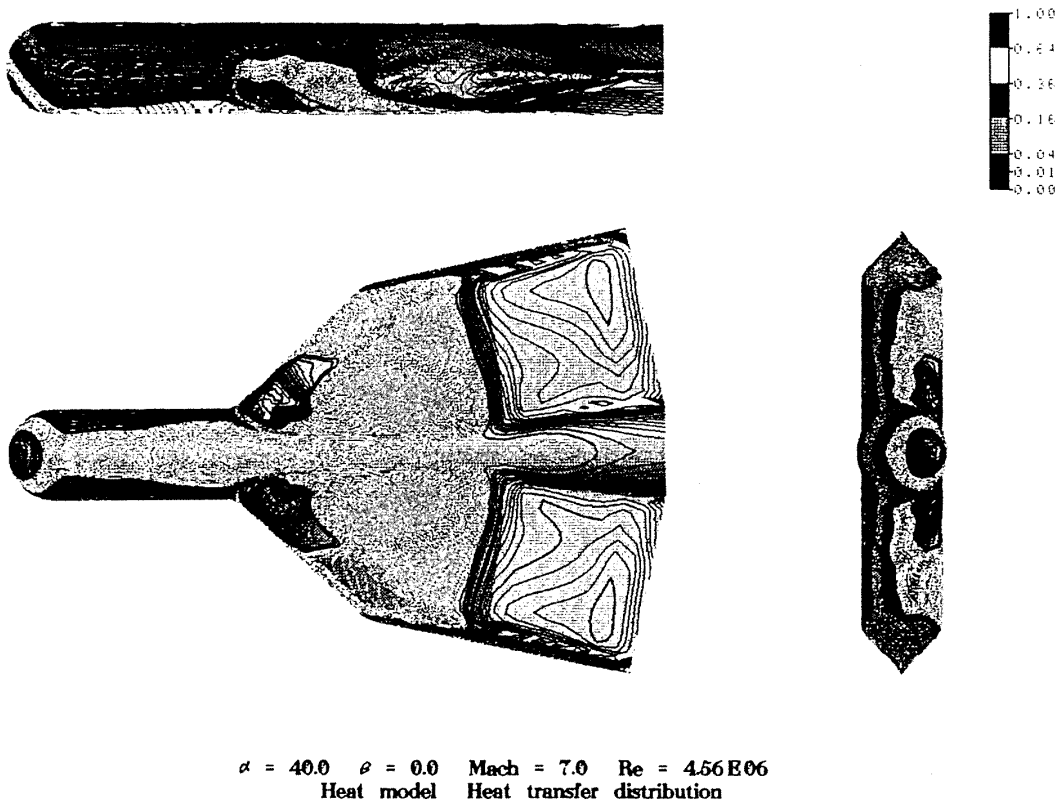


図 88 表面空力加熱分布三面図

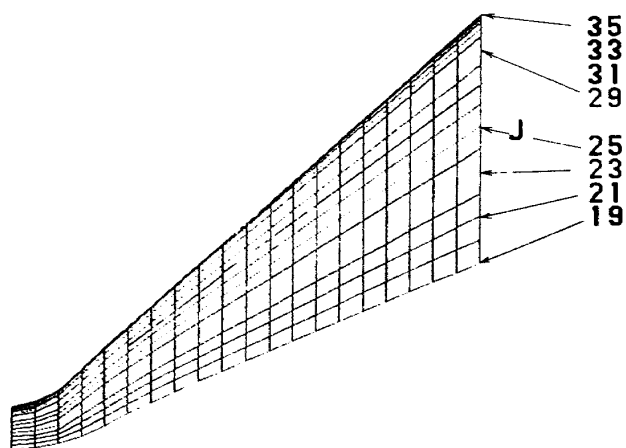


図89 翼付け根表面格子拡大図

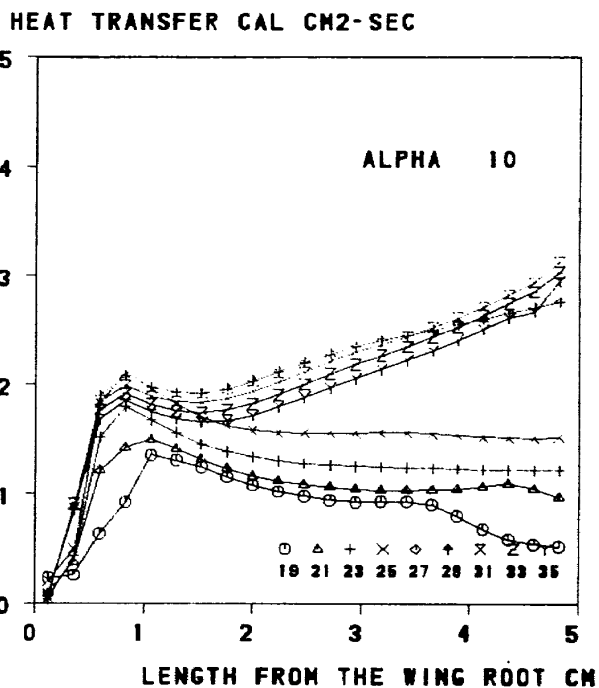


図91 各格子線に沿った空力加熱分布
(迎角 10° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

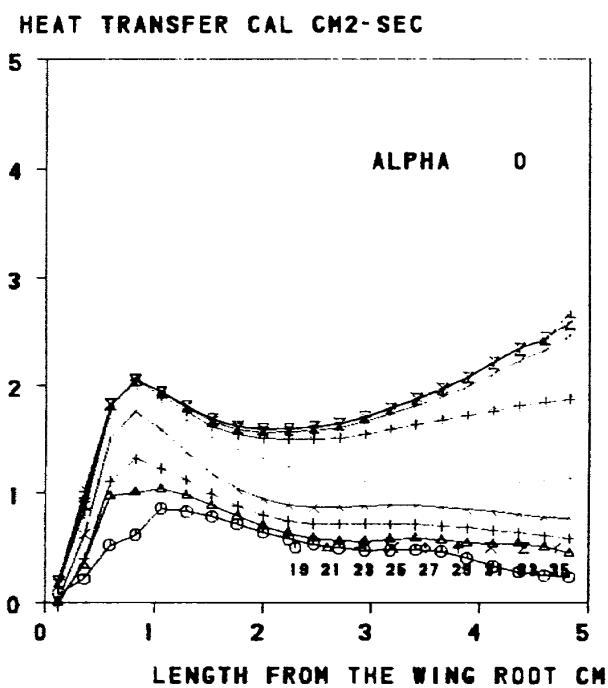


図90 各格子線に沿った空力加熱分布
(迎角 0° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

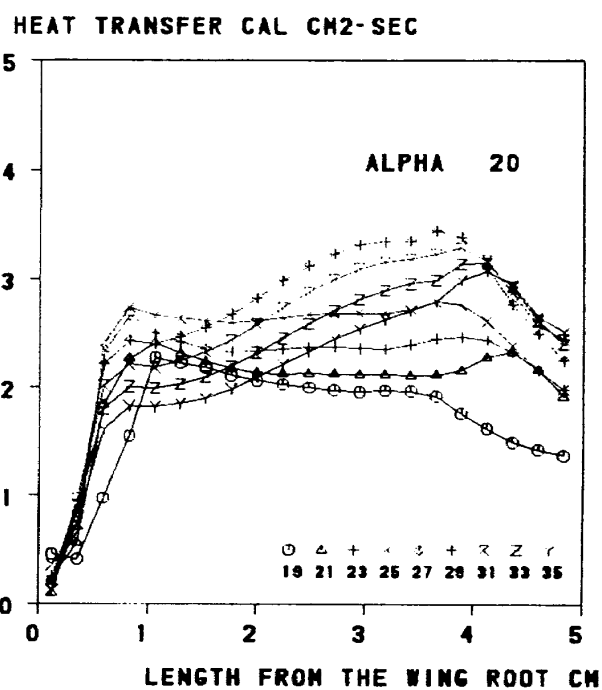


図92 各格子線に沿った空力加熱分布
(迎角 20° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

HEAT TRANSFER CAL CM2-SEC

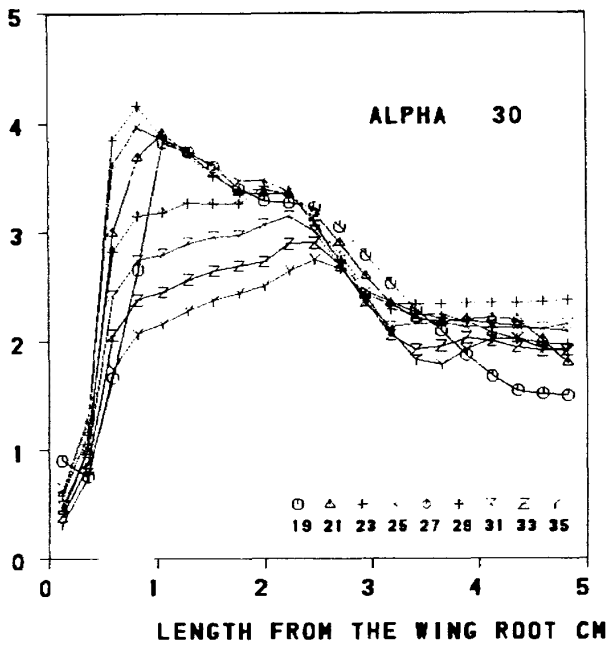


図 93 各格子線に沿った空力加熱分布
(迎角 30° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

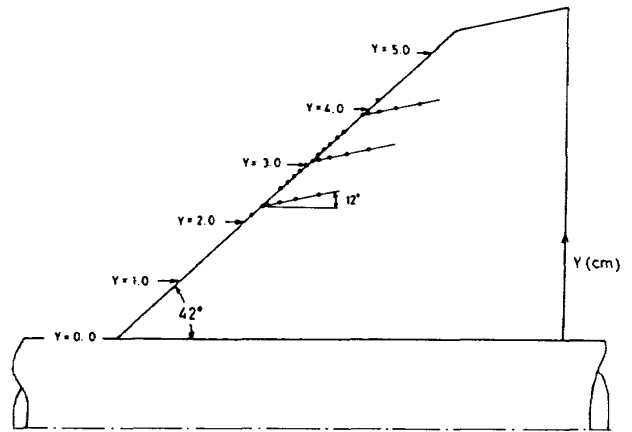


図 95 空力加熱模型測定点の配置

HEAT TRANSFER CAL CM2-SEC

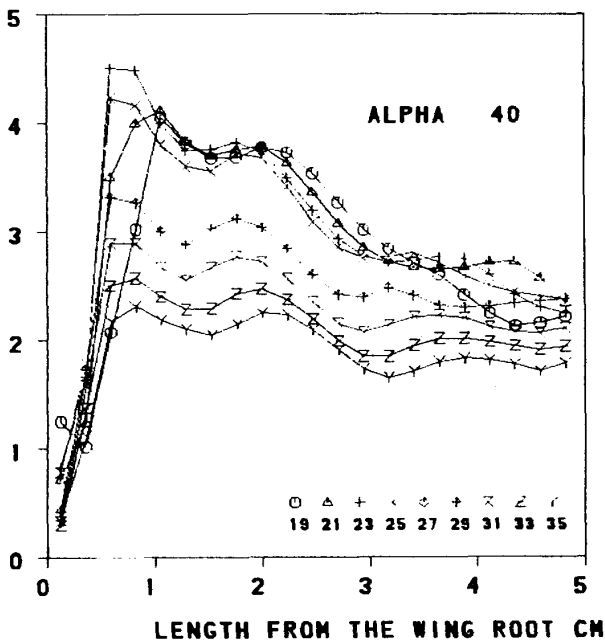


図 94 各格子線に沿った空力加熱分布
(迎角 40° , $M_\infty=7.0$, $Re_\infty=1.52 \times 10^6$)

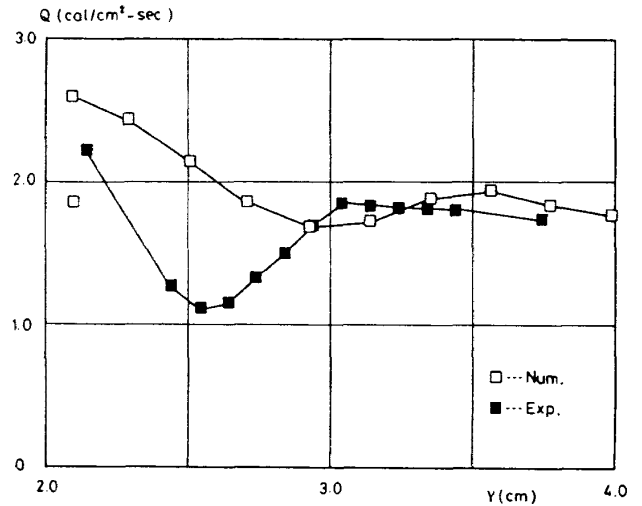


図 96 迎角 30° の空力加熱分布の比較

体側面から垂直に伸びる座標 Y (cm) で縦軸は加熱量 (カロリー) を示す。白印が計算値を黒印が実験値を表し、分布は $Y=2$ から 3 cm で一致しない。一方、図 97 の迎角 40° では比較的一致の精度はよいものの、 Y の最初の小さい部分で不一致が見られる。この不一致の原因は実験で使用されている模型が、翼と胴体の間が離れていることによると考えられる。より正確な比較はこの間隙が埋められた実験で今後検証を行っていく予定である。最後に図 98 に迎角 40° におけるレイノルズ効果による比較を示す。高いレイノルズ数では実験、計算とも分布の特徴はそれぞれ低レイノルズ数の分布と似通った形態を示すが、高レイノルズ数のケースの翼端では加熱率の上昇が著しい。乱流遷移によると考えられるが、今後の検証課題

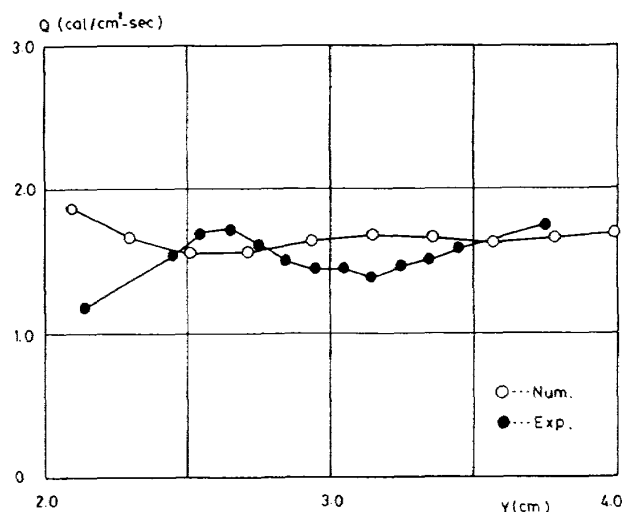


図97 迎角40°の空力加熱分布の比較

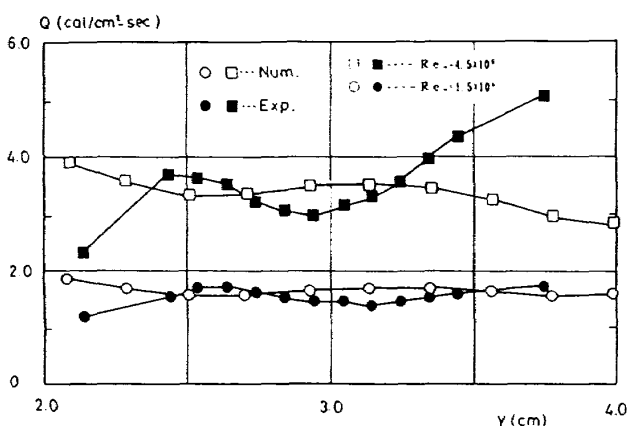


図98 迎角40°における異なるレイノルズ数での空力加熱分布の比較

である。

6. まとめ

HOPE 63 オービタ形状及び空力加熱模型の極超音速数値解析を行った結果、以下のことが結論される。

- 1) オービタ空力係数については大迎角において、揚力、抗力係数の実験結果との不一致が見られた。このことは、HOPE 62 オービタ形状の解析では完全に一致した結果が得られたことと対照を示す。胴体及び主翼後縁付け根部のベース・フローの影響も含め、今後の検討課題である。
- 2) 空力加熱に関しては、極超音速風洞相変化塗料法による全体的な分布の比較において、す

べての解析ケースで定量的にほぼ一致した結果が得られた。実験では模型サイズの関係から、主翼、ティップフィン前縁に沿う局所的な加熱率ピーク値の計測は非常に困難で、数値計算はこの面で大きく貢献する。

- 3) レイノルズ数は空力加熱分布に影響し、迎角40°、マッハ数7において、レイノルズ数の高い計算ケース ($Re_{\infty}=2.5 \times 10^6$) では、オービタ胴体腹側中央部で乱流遷移によるとみられる空力加熱の上昇部分が現れた。レイノルズ数の低いケース ($Re_{\infty}=6.25 \times 10^6$) ではこの現象は見られない。他の部分では絶対量はこの現象は見られない。他の部分では絶対量はこの現象は見られない。他の部分では絶対量はこの現象は見られない。
- 4) 主翼後退角を48°から60°に変更したHOPE 63W-2形状では、マッハ数7、迎角40°において、主翼及びティップフィン前縁近傍の空力加熱は、HOPE 63基本形状に比較して2割程弱められ、主翼後退角の増加は再突入時の空力加熱を緩和するうえで有効な方法である。
- 5) CFDをコントロールの問題へ拡張するため、空力舵面及びガスジェットの解析を行った。ガスジェットについては比較すべき実験結果がないものの、本解析により、CFDは実用的な空力設計システムを構築するうえで大きな役割をはたすことが示された。
- 6) HOPE主翼前縁を模擬した空力加熱模型の数値解析では、金属薄肉模型による空力加熱試験との比較を行った。その結果、定量的なオーダーはあうものの、部分的に一致しない領域が現れた。この原因は、実験では主翼と胴体との間に間隙があり、これに対して数値解析ではこの部分がうめられた形状を採用した結果と考えられる。今後間隙をうめた実験を行い、より正確な比較検証を行う予定である。解析結果は後退角48°の主翼前縁では、マッハ数7、迎角30°、40°において顕著な衝撃波干渉加熱は引き起こされず、最大の空力加熱は主翼と胴体の付け根に発生することが示された。

今回の共同研究では、HOPE 63 形状の極超音速空力及び空力加熱特性をマッハ数、レイノルズ数、形状変更効果等を含め、一連の詳細な数値解析を行った。その結果、空力加熱分布については定量的にほぼ十分な精度の比較結果が得られ、数値解析コードの検証が行われた。また、空力舵面、ガスジェットの計算を行い、CFD の有用性、実用性を示すことができたと考える。今後の課題として、大迎角に於けるベース・フローの効果、乱流遷移加熱、舵面、ガスジェット問題に関してより詳細な実験が行われるのを待ち、CFD コードの検証、改良を行っていく予定である。

7. 謝 辞

本研究を遂行するにあたり、宇宙開発事業団から派遣された AES 株式会社、鈴木尚行氏には格子作成、計算の一部実行、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。また三向ソフトウェア株式会社、山崎郁子、河津利香、両嬢には本報告書の作成を手伝っていただいた。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. June, 1988 または 航技研報告 TR-976T.
- 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, Jan., 1989 または 航技研報告 TR-1011T.
- 3) Y. Yamamoto, H. Arakawa, and R. Yoshida, "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Perfect Gas Flow for the Aerothermodynamic Design of Space Planes at Low Angles of Attack." AIAA Paper 89-1699, June, 1989 または 航技研報告 TR-1027T.
- 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, pp393-402.
- 5) J. L. Steger and Y. M. Rizk, "Generation of Three-Dimensional Body-Fitted Coordinate 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) Y. Yamamoto "Numerical Simulation of Three - Dimensional Hypersonic Viscous Flow over an Indented Nosedip." AIAA Paper 86-1287, June, 1986.
- 8) Y. Yamamoto, T. Akimoto and N. Suzuki "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE)." AIAA Paper 90-0601 Jan., 1990.
- 9) Y. Yamamoto, T. Akimoto and N. Suzuki "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE) .; Investigation of Lateral and Directional Aerodynamic Characteristics." AIAA Paper 90-0416 Jan., 1990.
- 10) NAL-NASDA 共同研究成果報告書「HOPE の研究」その 2 空力特性の研究 (62 HOPE 空力数値解析) 1989 年 5 月, pp 7-191 または山本行光, 秋元敏男 「HOPE の極超音速空力数値シミュレーション」 航技研報告 TR-1028, 1989 年 8 月.

航空宇宙技術研究所報告1093号

平成3年1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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
