

麻生 茂・ 大山 健一・ 林 正徳**

NUMERICAL SIMULATION OF UNSTEADY AERODYNAMIC HEATING
INDUCED BY SHOCK REFLECTIONS

by

Shigeru ASO, Kenichi OHYAMA

Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

and

Masanori HAYASHI

Nishinippon Institute of Technology

ABSTRACT

Numerical simulations on unsteady shock reflections by a ramp have been conducted in order to investigate unsteady aerodynamic heating due to shock reflection processes at higher incident shock Mach number. The two-dimensional Navier-Stokes equations with thin layer approximation are solved numerically by a TVD scheme. The effect of mesh refinement to the calculated results is investigated carefully. The results show the smaller mesh size is necessary for calculating precise aerodynamic heating loads and capturing the fine structure of the shock reflection patterns.

1. 序論

近年有翼飛翔体やスペースプレーンの開発が盛んになっているが、その開発においては、超音速流及び極超音速流における衝撃波を伴う種々の流れにおける諸問題を解決する必要がある。特に、高速で飛行する物体に衝撃波が入射した場合、物体表面に高い圧力上昇と空力加熱が生じることが知られており¹⁻³⁾、さらにこの衝撃波が物体に非定常に入射する際にも、非定常な圧力上昇と非定常空力加熱が生じることが著者らの研究においても明らかになってきている³⁾。

今回、著者らは薄層近似した Navier

-Stokes 方程式の対流項に TVD スキームを適用し、粘性項を中心差分で評価し、斜面による衝撃波の反射過程について計算を試みた。特に、格子数の変化に対する反射パターンへの影響を調べた結果、格子数の違いにより反射パターンが全く変化することなどの結果を得た。

2. 数値計算法

一般座標系における二次元 Navier-Stokes 方程式において x 方向の粘性項を無視し、薄層近似を行ない薄層 Navier-Stokes 方程式を得る。

$$\hat{Q}_x + \hat{E}_x + \hat{F}_y = Re^{-1} \hat{S}_y \quad (1)$$

ここで

$$\hat{Q} = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, \hat{E} = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ U(e+p) \end{pmatrix},$$

* 九州大学工学部航空工学科

** 西日本工業大学

$$\hat{F} = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ V(e+p) \end{pmatrix},$$

$$\hat{S} = J^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2)u_\eta + (\mu/3)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2)v_\eta + (\mu/3)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \hat{S}_4 \end{pmatrix},$$

$$\hat{S}_4 = \kappa Pr^{-1} c_p (\eta_x^2 + \eta_y^2) T_\eta + \mu (\eta_x^2 + \eta_y^2) (u^2 + v^2)_\eta / 2 \\ + (\mu/6) [\eta_x^2 (u^2)_\eta + \eta_y^2 (v^2)_\eta + 2\eta_x \eta_y (uv)_\eta].$$

(1)式を以下のように時間分割し、積分する。

$$L_\xi: \hat{Q}_r + \hat{E}_\xi = 0, \quad L_\eta: \hat{Q}_r + \hat{F}_\eta = 0, \quad L_d: \hat{Q}_r = Re^{-1} \hat{S}_\eta.$$

時間精度を保つため実際の計算に際して以下のStrang-typeを用いる。

$$\hat{Q}^{n+2} = L_\xi(\Delta t) L_\eta(\Delta t) L_d(\Delta t) L_d(\Delta t) L_\eta(\Delta t) L_\xi(\Delta t) \hat{Q}^n,$$

or

$$\hat{Q}^{n+2} = L_\xi(\Delta t) [L_\eta(\frac{\Delta t}{m}) L_d(\frac{\Delta t}{m})]^m [L_d(\frac{\Delta t}{m}) L_\eta(\frac{\Delta t}{m})]^m L_\xi(\Delta t) \hat{Q}^n.$$

Navier-Stokes方程式を解くにあたっては対流項にHartenとYeeのTVDスキームを適用し、粘性項を中心差分で近似した。境界条件は壁面上では滑りなし条件とした。上流、下流境界においては、主流方向に沿って物理量の変化がないとした。上方境界は垂直な衝撃波が保たれるよう物理量の垂直方向の変化なしとし、一次後退差分の式により外挿した。また、壁面条件は定温壁とした。

3. 計算結果と考察

計算格子は斜交格子を用いた。格子点は主流方向に161点、その垂直方向に81点である(Case1)。161×161(Case2)、322×161(Case3)、644×161(Case4)、961×161(Case5)の計算も行った。格子系を図1に示す。壁面近傍及びコーナー付近が密になるように工夫した。

図2に入射衝撃波マッハ数 $Ms=3.0$ 、斜面の角度 $\theta=35.0^\circ$ 、レイノルズ数 $Re=1.0 \times 10^4$ の条件にて格子数を増やした場合の等密度線についての比較を示す。 η 方向に2倍の格子を用いると反射衝撃波が鋭く捉えられる。また ξ 方向にも2倍の格子を採ることで入射衝撃波、マッハシステムが鋭く捉えられ、滑り線の存在がはっきり確認できる。このことより、これらに与える格子数の影響は、かなり大きいといえる。特に、三重点近傍での滑り線が斜面に入射して巻き上がる現象を捉えたのは、最も細かい格子を用いた場合に限られる。

図3にCase4のコーナー付近での速度ベクトル分布図を示す。反射衝撃波と境界層との干渉で境界層が剥離しラムダ衝撃波が形成される状況等が、顕著にうかがえる。壁面付近で境界層の一次剥離と二次剥離が観察される。また、2つの一次剥離渦と2つの二次剥離渦も観察される。これらの流れ場のパターンは、荒い格子(Case1, Case2)では、観察されなかった。

図4に三重点近傍の等温線図の拡大図を示す。滑り線が壁面で巻き込んでいる現象は、非常に興味深い。滑り線が、三重点からまっすぐに壁面に延び、圧力ピークのため下流へと巻き上がる。このような流れパターンは、荒い格子(Case1, Case2, Case3, Case4)では、捉えることはできなかった。マッハシステム、滑り線、壁面とで囲まれた三角形の内部は、非常に高い温度であることを示している。

図5と図6に格子数の変化に対する表面圧力分布の変化と熱流束分布の変化を示す。表面圧力分布図より、格子

数に変化しても表面圧力のピークの値はあまり変化していないことがわかる。

図6の熱流束分布図は、5つのCase間でかなりの違いがあることを示している。

Case1のはじめのピークの値に対して、Case3で1.67倍、Case4で2.24倍である。これに対してその2番目のピークでは、Case3で1.22倍、Case4で1.25倍である。この結果から熱流束のはじめのピーク値の予測には、格子数の与える影響が大きいことがいえる。

以上より衝撃波の反射による非定常空力加熱の計算には格子数が極めて重要な影響を与える。

4. 結論

Thin-Layer近似したNavier-Stokes方

程式を解いて斜面での衝撃波の反射と非定常空力加熱現象を数値シミュレーションすることができた。流れ場に対する格子数の影響を研究した。表面圧力分布、熱流束分布と細部の衝撃波の反射パターンを捉えるためには、格子数の多い格子が必要であることがわかった。特に熱流束分布は、格子数の影響が大きいことがわかった。

参考文献

- 1) Korkegi, R.H.: AIAA J., 19 (1971), pp.771-784.
- 2) S. Aso et. al.: AIAA Paper 89-1854 (1989).
- 3) S. Aso et. al.: Proceedings of 17th ISTSW (1989), pp.630-635.

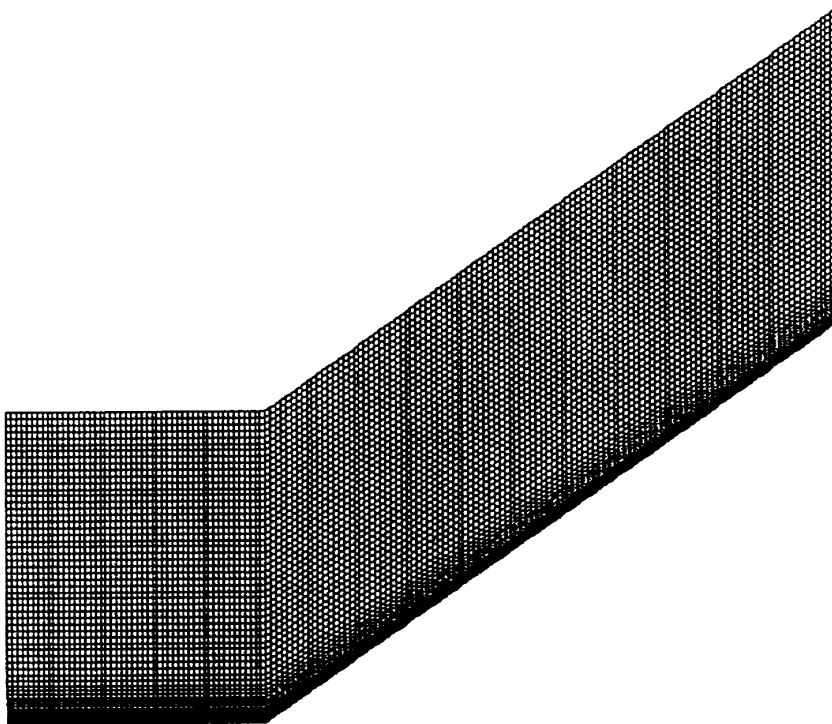


Fig. 1 Mesh systems (Case 1 (161 × 81))

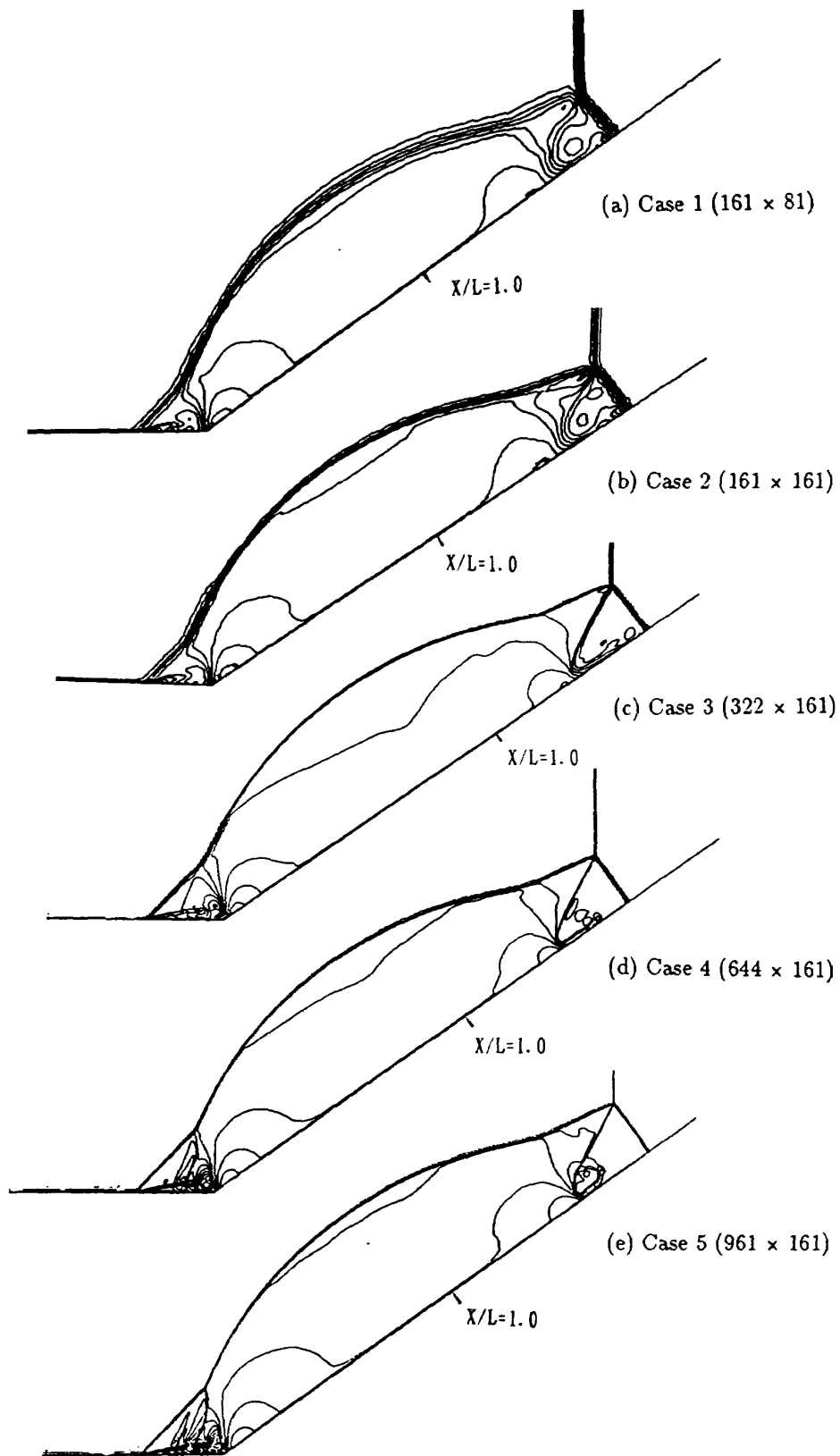


Fig. 2 Isopycnics for different mesh systems
($M^* = 3.0$, $\theta = 35^\circ$ and $Re = 1.0 \times 10^4$)

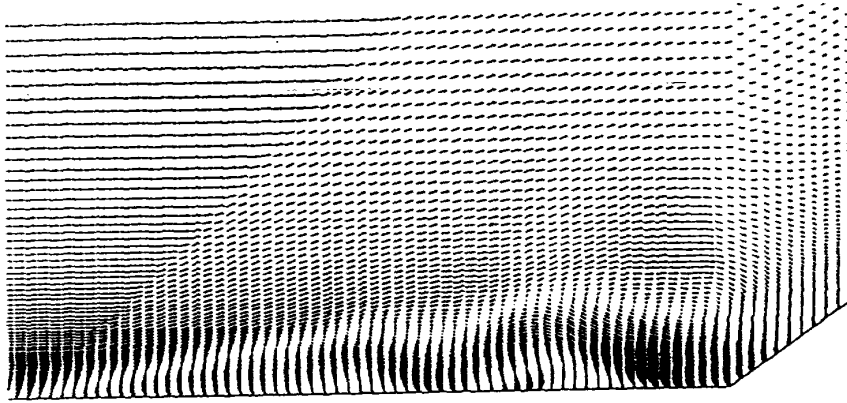


Fig. 3 Close-up of velocity vectors near the corner
(Case 4 (644 × 161): $M^* = 3.0, \theta = 35^\circ$ and $Re = 1.0 \times 10^4$)

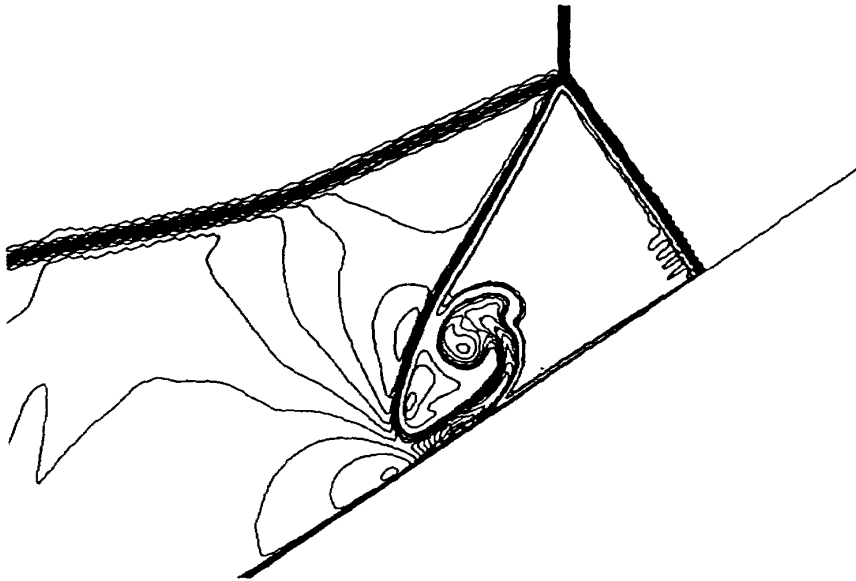
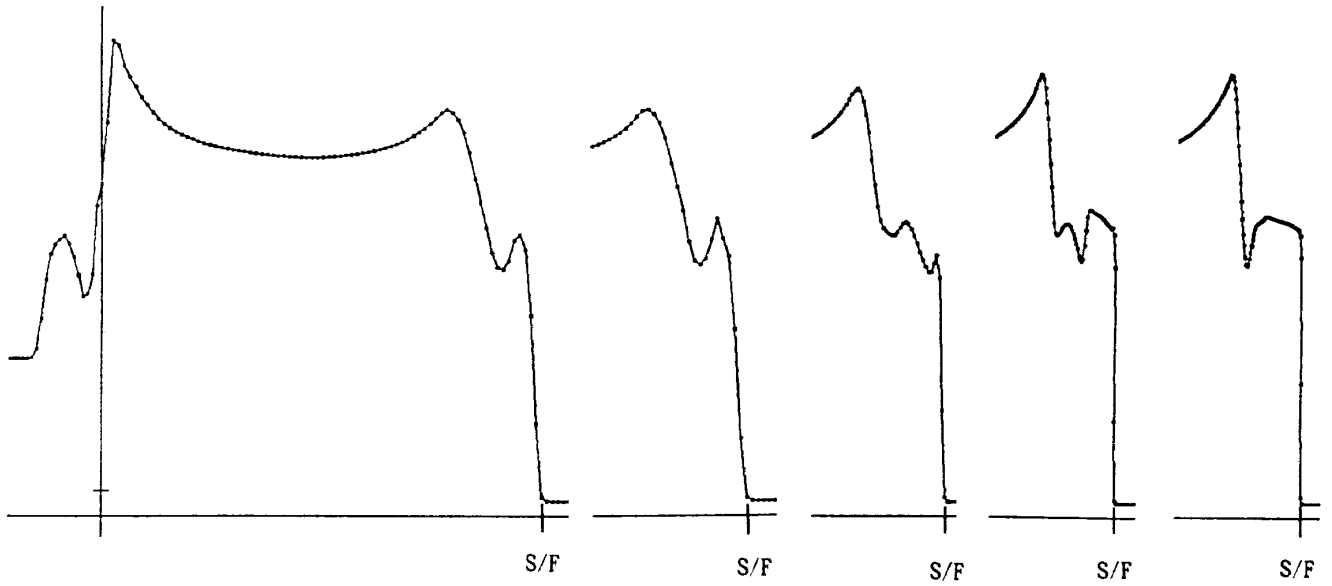


Fig. 4 Close-up of equi-temperature line near the tripple point
(Case 5 (961 × 161): $M^* = 3.0, \theta = 35^\circ$ and $Re = 1.0 \times 10^4$)



(a) Case 1
(161 × 81)

(b) Case 2
(161 × 161)

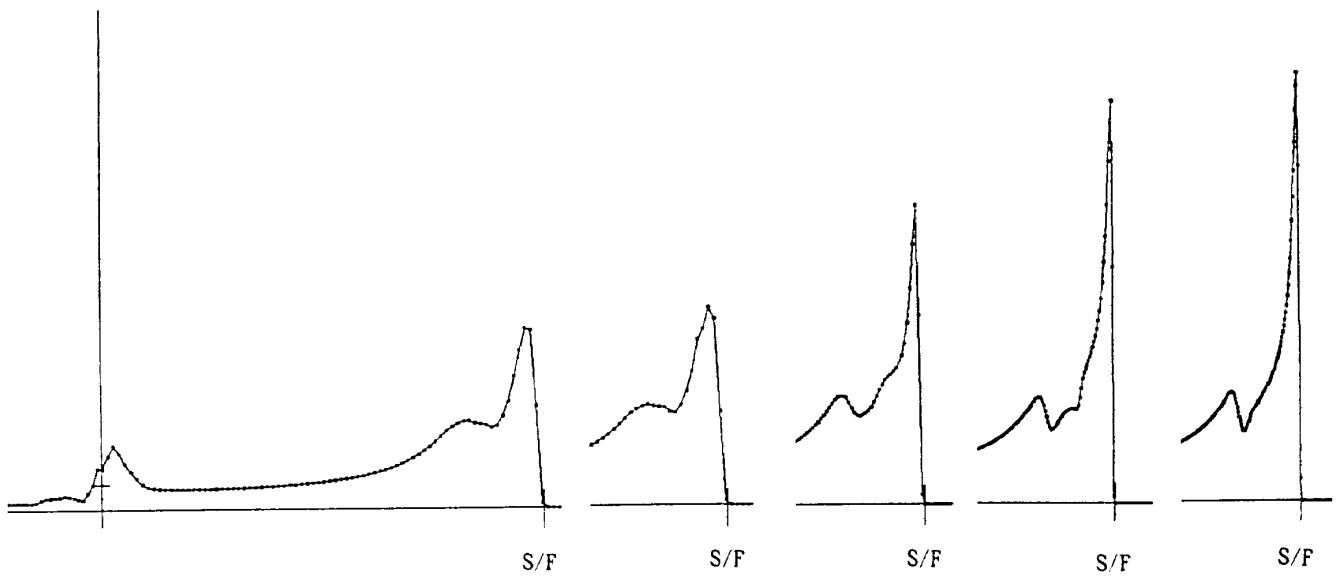
(c) Case 3
(322 × 161)

(d) Case 4
(644 × 161)

(e) Case 5
(961 × 161)

S/F : SHOCK FRONT

Fig. 5 Pressure distributions



(a) Case 1
(161 × 81)

(b) Case 2
(161 × 161)

(c) Case 3
(322 × 161)

(d) Case 4
(644 × 161)

(e) Case 5
(961 × 161)

S/F : SHOCK FRONT

Fig. 6 Heat flux distributions