

遷音速における翼まわりの圧縮性粘性流れに適合した格子生成手法の構築

Development of Adapted Grid Generation Method to Compressible Viscous Flow around a Transonic Wing

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1215019 津村 篤志

1. 緒論

航空機の需要は増加傾向にあり、20年後には今の2倍以上の航空機が必要になる⁽¹⁾と言われており、航空機の量的・質的拡充に対する期待は年々大きくなっている。航空機の開発は、要求される様々な制約条件の下で行われる。数年先の需要を予測し、市場競争力のある魅力的な機体をベストなタイミングで開発するためには、膨大な量の設計を正確に短時間で行わなければならない。空力設計においては、風洞試験や飛行試験に加え、90年代からは数値流体力学 CFD (Computational Fluid Dynamics) を用いることで設計の高度化、高効率化、低コスト化が図られている。近年では、計算機性能の向上と数値計算法の開発によって CFD の果たす役割はますます大きくなり、様々な形状まわりの流れ場に対して用いられ、設計開発や研究の場で欠かすことの出来ないツールとなっている⁽²⁾。

現代の旅客機の多くは巡航時には高空を遷音速で飛行する。航空機の空力設計を行うためには境界層と衝撃波面の高い予測精度が不可欠である。境界層領域の流体の運動量が損失することにより摩擦抵抗が生まれる。また、流体が衝撃波を形成するために消費した運動量が造波抵抗として現れる。これらの物理現象を正確にシミュレートすることは航空機の安全性や高性能を求める上で重要であるが、CFDの正確さと効率は計算格子の品質に大きく依存する。細かすぎる格子は正確な予測が得られるが計算時間が長くなり、粗すぎる格子は予測が不正確になることがある。そのため、境界層の厚さや衝撃波の位置を推定し、その現象を予測するのに必要な計算格子を機体の流れ場の変化に合わせて作成しなければならない。単純な流れではシミュレーションの前にそのような格子を理論的に作成することは可能であるが、一般的にはそのような格子を事前に作成することは困難である。そこで、予め流れ場を計算し得られた物理量を基に計算格子を再構築する解適合格子法が用いられている。

Moro ら⁽³⁾は流れ場の解の特徴を検出し、格子点数を増やすことなく境界層に適合し高解像の解を得ることに成功している。また、衝撃波面は Chen ら⁽⁴⁾によって低計算量な方法が提案されている。圧力勾配と Point Rays 法を用いて衝撃波面を同定している。

本研究では、遷音速域で飛行する航空機の主翼に焦点を当て、二次元翼および三次元翼の境界層と衝撃波面に適合した計算格子を生成する手法の構築を目指す。まず、初期格子による数値計算により流れ場を求める。次に得られた流れ場の物理量から境界層厚さと衝撃波面の位置をモデル化する。そして、格子数を増やすことなく、それらに適合した計算格子を生成し、風洞実験や初期格子の結果との比較を行う。

2. 数値計算法

2.1 支配方程式

支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。こ

れを保存形で書くと、

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

であり、保存量および非粘性流束は、

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e + p)u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e + p)v \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e + p)w \end{bmatrix} \quad (3)$$

と表され、粘性流束は、

$$\mathbf{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{zx}w + \kappa \frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{xy}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w + \kappa \frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ \tau_{zx}u + \tau_{yz}v + \tau_{zz}w + \kappa \frac{\partial T}{\partial z} \end{bmatrix} \quad (6)$$

である。ここで、 ρ は密度、 u , v , w はそれぞれ x , y , z 方向の主流速度であり、 e は単位体積あたりの全エネルギーで、次式で表される。

$$e = \frac{1}{\gamma - 1} p + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \quad (7)$$

ここで、 γ は比熱比であり 1.4 とする。圧力 p は理想気体における状態方程式で全エネルギーと関係付けられる。

$$p = (\gamma - 1) \left(e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right) \quad (8)$$

粘性応力の各成分は、

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (9)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) \quad (10)$$

$$\tau_{zz} = \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (11)$$

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (12)$$

$$\tau_{yz} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (13)$$

$$\tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (14)$$

である。分子粘性係数 μ は、Sutherland の式を用いて求める。

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{1 + 110.0/T_0}{(T + 110.0)/T_0} \quad (15)$$

ここで、 T_0 、 μ_0 は基準状態の温度・粘性係数を表しており、それぞれ 228.0[K]、 1.7932×10^{-5} [Pa·s]の値を使用する。熱伝導係数 κ は次式を用いて求める。

$$\kappa = \frac{\mu C_p}{P_r} \quad (16)$$

C_p は定圧比熱であり、 P_r はプラントル数で層流では 0.72、乱流では 0.9 と定数で与える。

本研究では、二次元流れに対し Menter が発表した Menter SST モデル⁽⁵⁾を計算に用いる。このモデルは 2 方程式モデルであり、乱流運動エネルギー k と比散逸率 ω の 2 つの乱流量を導入する。輸送方程式は次式で表され、

$$\frac{D\rho k}{Dt} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] \quad (17)$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\alpha}{\nu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega \nu_t}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \sigma \quad (18)$$

壁からの距離を用いて切り替え関数 F_1 を 1 から 0 に変化させることで、境界層の内層で k - ω モデル、外層で k - ε モデルに切り替わる。三次元流れに対しては、0 方程式モデルである Baldwin-Lomax モデル⁽⁶⁾を用いる。輸送方程式を解かず、代数式のみを解くことで渦粘性係数を求めるため計算コストが低い。

$$(\mu_t)_{inner} = \bar{\rho} l^2 |\omega| \quad (19)$$

$$(\mu_t)_{outer} = \bar{\rho} K C_{CP} F_{WAKE} F_{Kleb}(y) \quad (20)$$

$$\mu_t = \min[(\mu_t)_{inner}, (\mu_t)_{outer}] \quad (21)$$

各項の定義や定数に用いた値は文献(5)(6)と同じである。

2.2 離散化

空間の離散化には、セル中心有限体積法を用いる。支配方程式(1)を任意のセル V について体積分すると次式が得られる。

$$\iiint_V \left(\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} \right) dV = 0 \quad (22)$$

また、流速ベクトルに対して Gauss の発散定理を用いると、

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \oint_{\partial V} \{ (E - E_v) n_x + (F - F_v) n_y + (G - G_v) n_z \} dS = 0, \quad (23)$$

ここで、 n_x 、 n_y 、 n_z はそれぞれセル境界面の法線ベクトルの x 、 y 、 z 成分を表す。各セルでの値は、そのセル自身の体積を用いて平均化し、以下のように与えられる。

$$\bar{Q} = \frac{\iiint_V Q dV}{\iiint_V dV} \quad (24)$$

離散化の際に、セルの体積 ΔV ($\iiint_V dV$)、セル境界の面積 ΔS ($= dS$)、時間刻み幅 Δt ($= dt$)をそれぞれ与え、離散化された式は以下のように表される。

$$\frac{\Delta \bar{Q}}{\Delta t} \Delta V = - \sum_{k=1}^6 \{ (E - E_v) n_x + (F - F_v) n_y + (G - G_v) n_z \} \Delta S_k. \quad (25)$$

本研究では、時間積分に LU-SGS 陰解法⁽⁷⁾を用いる。この手

法では、行列反転の必要がなく大幅な計算コストの削減が可能となる。また、数値流束には SLAU 法⁽⁸⁾を用い、空間精度は MUSCL 法⁽⁹⁾を用いて 2 次精度化する。制限関数には、minmod 制限関数を用いた。

2.3 境界層厚さのモデル化

Drela⁽¹⁰⁾によって提案された方法で境界層厚さ δ_{BL} をモデル化する。

$$\delta_{BL} = \theta_k \left(A + \frac{B}{H_k - 1} \right) + C \delta_k^* \quad (26)$$

$$A = 3.15, B = 1.72, C = 1.0 \quad (27)$$

ここで、 δ_{BL} は境界層厚さの推定値であり、 δ_k^* 、 θ_k 、 H_k はそれぞれ次式で定義された排除厚さ、運動量厚さ、形状パラメータである。

$$\delta_k^* = \int_0^{y_e} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dy \quad (28)$$

$$\theta_k = \int_0^{y_e} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) \frac{u}{u_e} dy \quad (29)$$

$$H_k = \frac{\delta_k^*}{\theta_k} \quad (30)$$

ここで、 u は壁接線方向の速度、 u_e は境界層の端の速度、 y_e は壁法線方向の距離であり、 u が u_e に漸近することを考えると y_e は境界層厚さオーダーの距離に切り捨てられる。本研究では y_e として境界層の 99%厚さを用いた。次に、境界層格子厚さ δ_h を Moro ら⁽³⁾によって提案された次式を用いて求める。

$$\frac{\partial \delta_h}{\partial t} = \frac{k_\delta \delta_{BL} - \delta_h}{\tau_\delta} \quad (31)$$

ここで、 k_δ は境界層メッシュ厚さ δ_h が実際の境界層より厚くなるようにする安全係数であり、乱流境界層を考えると $k_\delta = 1.5$ の値を用いる。 τ_δ は流れ場の変化に対する格子の応答時間で、 $\tau_\delta = 2\Delta t$ とする。

2.4 衝撃波面位置のモデル化

衝撃波面の幾何学的形状をモデル化するために Point-Rays 法⁽⁴⁾を用いる。Point Rays 法の概略を図 1 に示す。超音速流が円柱まわりに流れると弧状の衝撃波ができる(図 1 (a))。この流れ場から、まず、圧力勾配を次式によって検出する(図 1 (b))。

$$k_p = \frac{|\nabla p|}{|\nabla p|_{\max}} \quad (32)$$

ここで、 k_p は圧力勾配比であり、分母は流れ場中の最大圧力勾配である。衝撃波の圧力勾配が周囲の流れ場の圧力勾配より大きいことを考慮して、閾値 k_p^s を設定し、

$$k_p > k_p^s \quad (33)$$

を満たす格子点を、衝撃波を含む格子点集合(Shock Point)とする。次に、Shock Point を光線 l_i によって任意の数の領域 A_m に分割する(図 1 (c))。分割した Shock Point を最小二乗法によって区分的に直線近似し、線分 $P_i^l P_{i+1}^l$ を得る(図 1 (d))。ここで、点 P_i^l は部分領域 A_m 内の点集合を近似した線が光線 l_i と交差した点である。光線 l_i 上には P_i^l と P_{i+1}^l が存在し、2 点が同じ座標であれば、そのまま特徴点 $Q(x, y)$ とし、2 点がずれていれば中点の座標を点 $Q(x, y)$ とする(図 1 (f))。最後に、点 $Q(x, y)$ の集合を、最小二乗法によって高次多項式でモデル化し衝撃波面とする(図 1 (g))。

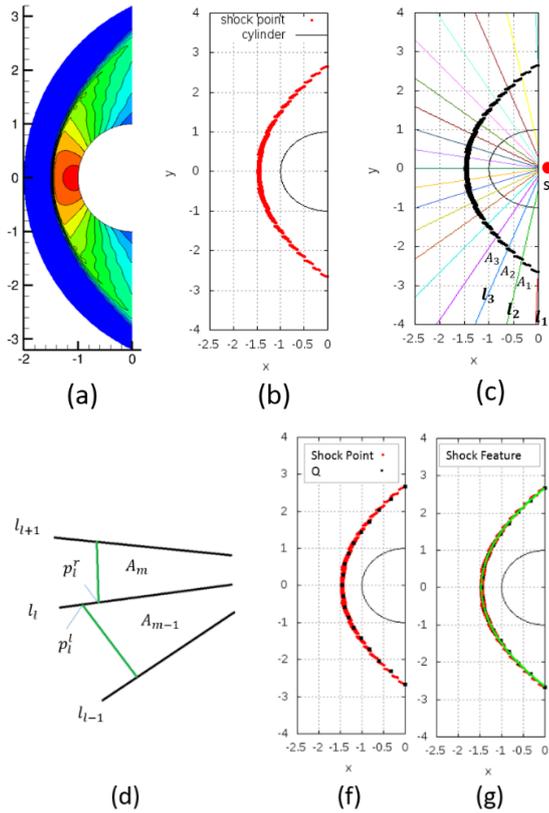


Fig. 1 Schematic of Point Rays method for shock in blunt body problem.

3. 格子適合（二次元翼）

3.1 初期格子と計算条件

二次元 NACA0012 翼を計算対象とし、生成した初期格子を図 2 および図 3 に示す。また、その特徴を表 1 に示す。C 型の構造格子であり、格子点数は翼まわりに 200 点、後流部に 50 点である。外部境界までの距離は翼型部で $100c$ 、後流方向に $150c$ である。ここで、 c は翼弦長であり、 $c = 1.0$ である。最小格子幅は $\Delta s = 1.0 \times 10^{-6}$ であり、 $y^+ = 1$ 以下になるように設定した。

表 2 に主流条件をまとめる。主流条件は Harris が行った風洞実験⁽¹¹⁾に合致し、主流 Mach 数は $M = 0.799$ 、迎角は $\alpha = 2.86$ [deg]、Reynolds 数は $Re_c = 9.0 \times 10^6$ である。乱流モデルは全面乱流を仮定した Menter SST モデルを用い、主流の渦粘性係数は $\mu_{t\infty} = 0.001\mu_\infty$ とした。

Table 1 Initial grid conditions of NACA0012.

External boundary	100c
Cell number	300×100
Δs	1.0×10^{-6}

Table 2 Freestream condition.

Mach number [-]	0.799
Angle of attack [deg]	2.26
Re_c number [1/c]	9.0×10^6
$\mu_{t\infty}/\mu_\infty$	0.001

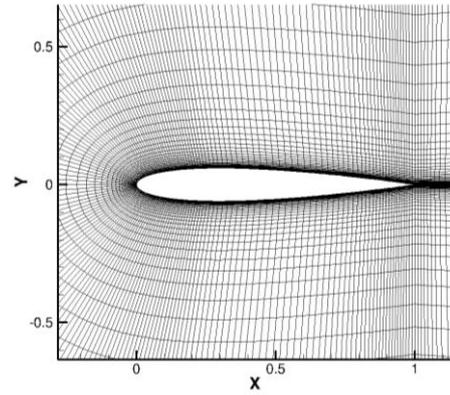


Fig. 2 Initial grid of 2D NACA0012.

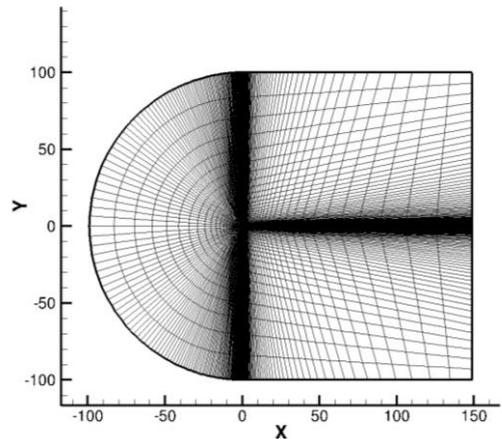


Fig. 3 Computational domain.

3.2 境界層適合結果

境界層厚さ δ_{BL} 、及び、境界層格子厚さ δ_h を図 4 に、 δ_h を Mach 数分布に投影したものを図 5 に示す。流れ場から計算した δ_{BL} は、よどみ点付近から後縁にかけて徐々に成長している境界層を捉えていることが分かる。また、翼上面の剥離領域を含むように δ_{BL} を計算することができている。また、後縁付近で δ_{BL} と δ_h の傾きが異なっているのは後流部の格子と滑らかに接続させているためである。一方、よどみ点付近の非常に薄い境界層に対しては、 δ_h の最小値を定数 $\delta_{h,min} = 1.0 \times 10^{-3}$ と設定することで格子幅が最小格子幅を下回らないようにしている。

求めた δ_h を用いて生成した境界層適合格子を図 6 に示す。最小格子幅は初期格子の値を保持し、壁面から δ_h までに格子点を 50 点配置するように自動的に適合格子を生成するコードを作成した。

表 3 に初期格子および境界層適合格子による翼の揚力係数 C_L 値と抗力係数 C_D 値結果をまとめる。ここで、200 grid とは図 2 の格子であり、Finer grid とは翼まわりに 400 点、後流部に 100 点の格子である。境界層適合を行うことで、 C_L 値と C_D 値はともに増加し実験値に近い値となった。また、Finer grid の初期格子で行った結果にも近くなり、適合格子同士ではほぼ同等の結果が得られた。

Table 3 Comparison of lift coefficient and drag coefficient.

	200 grid		Finer grid		Experiment ($\alpha = 2.86$)
	Initial grid	Adapted grid	Initial grid	Adapted grid	
C_L	0.281	0.304	0.295	0.309	0.390
C_D	0.0296	0.0316	0.0302	0.0316	0.0331

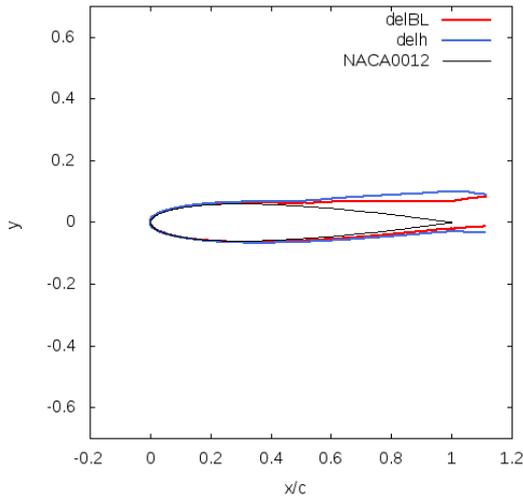


Fig. 4 Boundary layer thickness δ_{BL} and boundary layer mesh thickness δ_h .

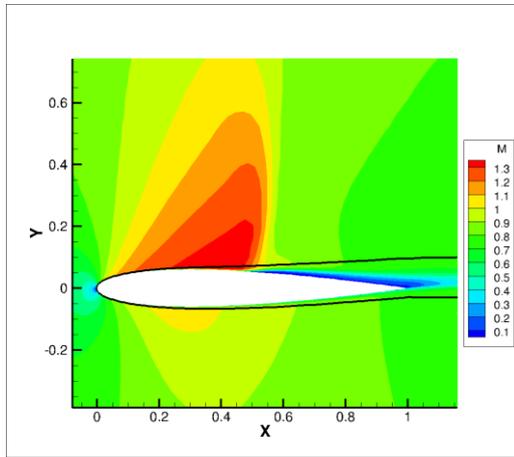


Fig. 5 Boundary layer mesh thickness δ_h and Mach number contours.

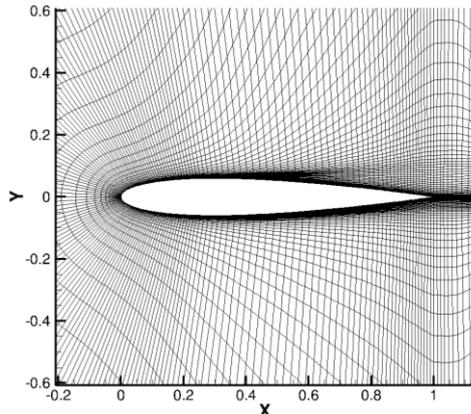


Fig. 6 Boundary layer adapted grid

3.3 衝撃波面適合結果

図 7 に初期格子において圧力勾配比より検出した衝撃波面を含む格子点集合(Shock Point)とモデル化した衝撃波面を示す。検出した Shock Point の位置を等 j 面(翼弦方向)で平均して特徴点 $Q_j(x, y)$ とし, Point Rays 法と最小二乗法によって次の 4 次多項式で補間しモデル化した。

$$x_s = a_0 + a_1 y_s + a_2 y_s^2 + a_3 y_s^3 + a_4 y_s^4 \quad (0 \leq y_s \leq Q_{j,max}) \quad (34)$$

図 8 に衝撃波面適合格子を示す。格子移動には Pointwise の Glyph2 とシェルスクリプトを用いた。一度、手動でモデル化した衝撃波面に適合した格子を生成すると、以降は同じ作業を自動化できる。衝撃波面の格子とその前後の格子との間隔は 0.002 である。格子点数は衝撃波面から前縁側に 60 点、後縁側に 40 としており、総格子点数は初期格子と同じである。図 9 において初期格子と衝撃波面適合格子の Mach 数分布を比較する。図 9 (a) の初期格子では衝撃波面の Mach 数の勾配が鈍り、幅を持っている。本来、物理量は衝撃波を横切って不連続に変化する。しかし、格子の間隔が広いためこのように解が鈍っている。格子適合後の図 9 (b) では、衝撃波面を鋭く捉えることに成功している。また、図 10 の翼まわりの圧力係数 C_p 分布からも衝撃波面を鋭く捉えられていることが分かり、Harris の実験値⁽¹¹⁾に近い値となった。

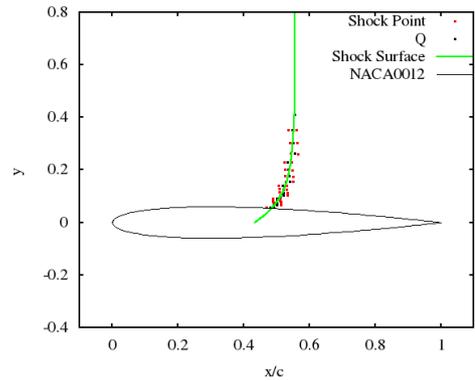


Fig. 7 Shock detection and curve-fitted of shock surface.

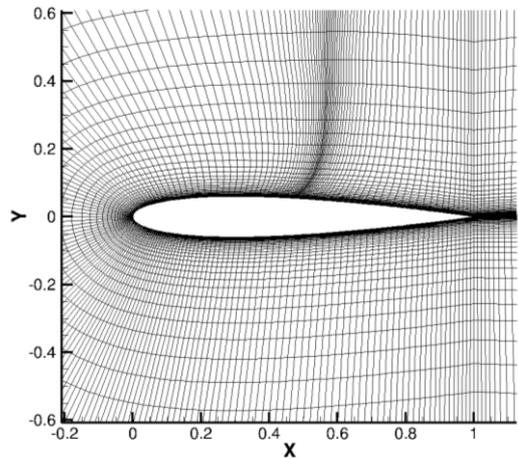
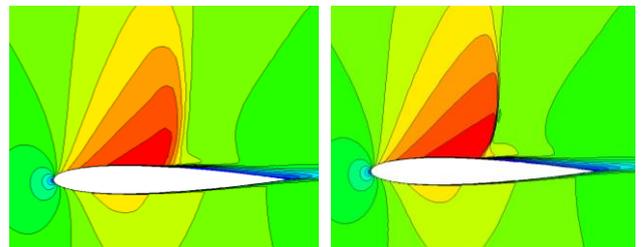


Fig. 8 Shock adapted grid.



(a) Initial grid (b) Adapted grid
Fig. 9 Comparison of Mach number contours.

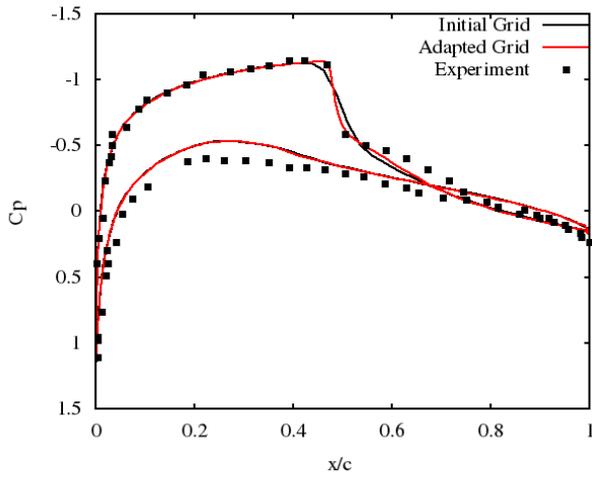


Fig. 10 Pressure coefficient.

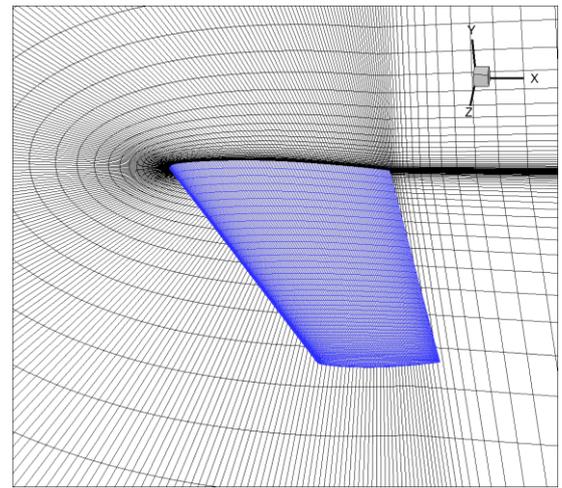


Fig. 11 Initial grid of ONERA M6 wing surface and symmetry plane.

4. 格子適合 (三次元翼)

4.1 初期格子と計算条件

三次元 ONERA M6 翼型まわりの流れ場の数値計算を行い、境界層厚さと翼上面にできる λ 形の衝撃波面をモデル化する。初期格子は NASA で公開されている計算格子⁽¹²⁾の諸元を参考に作成した。図 11 に翼表面と対象境界面、図 12 に計算領域全体の格子を示す。また、初期格子の特徴を表 4 にまとめる。C 型の構造格子であり、格子点数は翼まわりに 225 点、後流部に 33 点である。ONERA M6 翼型の諸元は文献⁽¹³⁾と同じであるが、初期格子ではスパン長を 1 単位としており、空力平均翼弦長は 0.54 [-] である。最小格子幅 Δs は 3.0×10^{-6} であり、 y^+ は約 20 である。

表 5 に主流条件を示す。条件は Schmitt と Charpin が行った風洞実験⁽¹³⁾の Test2308 に従う。主流 Mach 数は $M = 0.8395$ 、迎角は $\alpha = 3.06$ [deg]、Reynolds 数は空力平均翼弦長に基づき $Re_c = 1.172 \times 10^7$ である。乱流モデルは Baldwin-Lomax モデルを用いる。全面乱流を仮定し、主流の渦粘性係数は $\mu_{t\infty} = 0.01\mu_{\infty}$ とした。

Table 4 Initial grid conditions of ONERA M6 wing.

External boundary	15c
Cell number	$289 \times 65 \times 49$
Δs	3.0×10^{-6}
Mean aerodynamic chord	0.5401
Wing span	1.0

Table 5 Freestream conditions.

Mach number [-]	0.8395
Angle of attack [deg]	3.06
Temperature [K]	460.0
Re_c number [1/c]	1.172×10^7

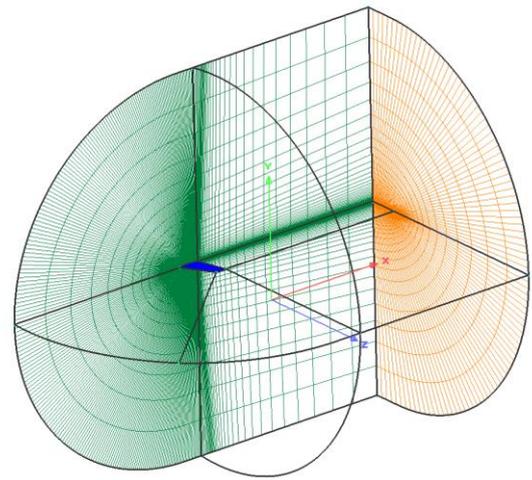


Fig. 12 Computational domain.

4.2 境界層適合結果

初期格子から求めた境界層厚さ δ_{BL} と境界層格子厚さ δ_h を図 13 に示す。図 13 の縦横比は約 7.5 : 1 である。 $x/c = 0.4$ 付近にある衝撃波背後の境界層が厚くなっている領域を捉えることができている。よどみ点において δ_{BL} の計算結果が流体の現象と乖離している。これは、よどみ点における境界層端の位置 y_e を主流の 99% となる位置にしているため δ_{BL} 予測が外れている。そのため、よどみ点付近では δ_h を定数 $\delta_{h,min} = 5.0 \times 10^{-4}$ と設定することで補正している。図 13 (d) $z/b = 99\%$ において、 δ_h の予測結果の傾向が δ_{BL} と違うのは翼端渦の δ_{BL} への影響を除外したためであり、97% 位置の δ_h を用いた。

図 14 に対称面 ($z/b = 0\%$) 断面の境界層適合格子を示す。 δ_h 内に格子点が 30 点入るように作成している。境界層の成長に合わせ、格子幅も変化していることが分かる。また、初期格子では最小格子幅が $y^+ = 20$ 程度であったのに対し、境界層適合格子では $y^+ = 1$ 以下になるように解像度を高めている。また、格子生成の際に δ_h を用いることで流れに対して格子の直交性が良くなっている。

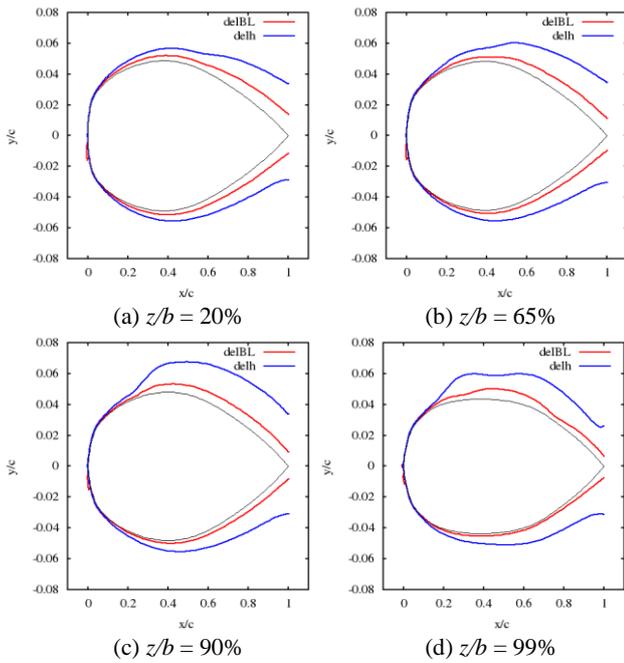


Fig. 13 Boundary layer thickness δ_{BL} and boundary layer mesh thickness δ_h .

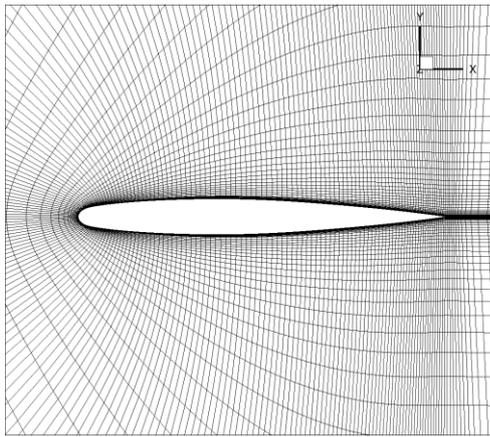


Fig. 14 Shock adapted grid ($z/b = 0\%$).

4.3 衝撃波面適合結果

初期格子において圧力勾配比より検出した衝撃波面を含む格子点集合(Shock Point)を図 15 に示す. ONERA M6 翼では Shock Point の検出を $x-z$ 面で行った. 検出範囲を前方衝撃波と後方衝撃波の 2 つに分け, それぞれで Shock Point を翼表面($j=1$)から翼垂直方向 45 点目($j=45$)の格子まで検出する. それぞれの等 j 面で検出した Shock Point の中から最大圧力勾配を持つ格子点を特徴点 $Q_{j,k}(x, y, z)$ とする. 閾値は $k_p^s = 0.1$ の値を初期値に設定し, 検出面 ($x-z$ 面)において検出する格子点数が 5 点以下になるように自動的に変化させた. 次に, $x-y$ 面 (等 k 面) で点 $Q_{j,k}(x, y, z)$ を最小二乗法によって次の 2 次多項式で衝撃波面を補間しモデル化した.

$$x_s = a_0 + a_1 y_s + a_2 y_s^2 \quad (0 \leq y_s \leq Q_{45,k}(x, y, z)) \quad (35)$$

衝撃波面のモデル化をスパン方向に行うが, 翼端付近においては翼端渦の影響を除外するため, $z/b = 95\%$ 位置の点 $Q_{j,k}(x, y, z)$ を用いた. また, 衝撃波が合わさった場所は検出した前後の衝撃波の点 $Q_{j,k}(x, y, z)$ の位置座標の差から判断する. 差が 0.02 以下の場合, 前方衝撃波の点 $Q_{j,k}(x, y, z)$ を前縁側に 0.01, 後方衝撃波の $Q_{j,k}(x, y, z)$ を後縁側に 0.02 移動させる. モデル化した衝撃波面を図 16 に示す. また, 生成した衝撃波面適合格子を図 17 に示す. 特徴的な λ 型の 2 本の衝撃波

面をモデル化することに成功した. しかし, 適合格子生成では格子分布全体の滑らかさを優先し, 翼表面のみ衝撃波位置に適合した格子とした. 結果として前縁側と衝撃波後方に, 格子点を残しやすくなる.

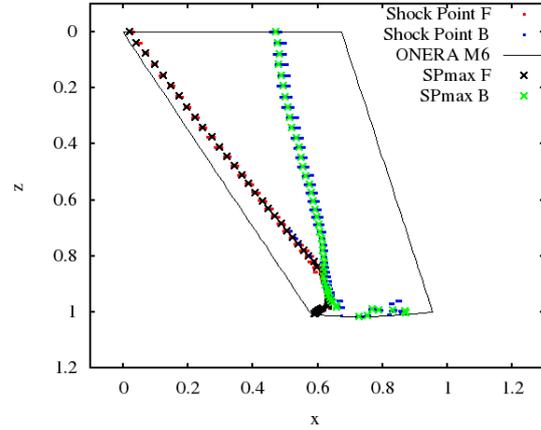


Fig. 15 Shock detection on wing surface.

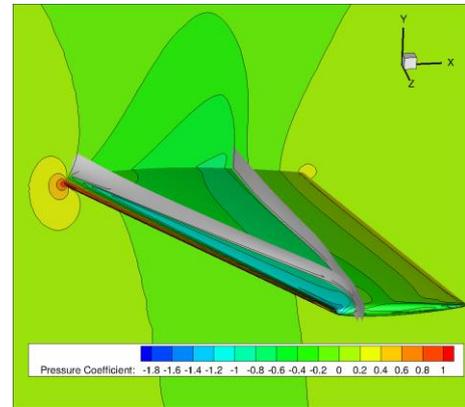


Fig. 16 Modeling shock surface and pressure coefficient on wing surface and symmetry plane.

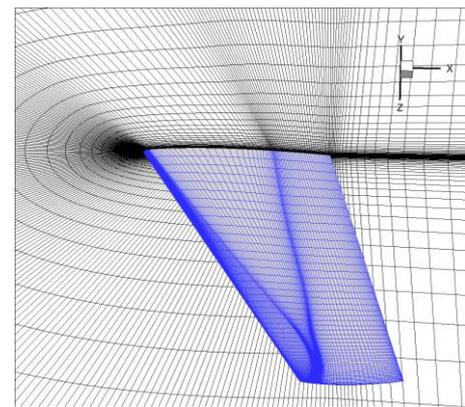


Fig. 17 Shock adapted grid.

図 18 に境界層および衝撃波面に適合した格子と初期格子の翼表面 C_p 分布を示す. 境界層適合では初期格子に比べ翼上面前縁での C_p が小さくなり実験値に近づいた. 一方, 翼下面においては実験値より大きくなった. 衝撃波面適合では, 衝撃波面位置の C_p の傾きがより鋭く捉えられている. また, $z/b = 90\%$ 断面では衝撃波背後の C_p が大きくなる領域を捉えることができている. 衝撃波適合では格子点が衝撃波の位置に集まっていることも確認できる. 図 19 および図 20 に初期格子と衝撃波面適合格子の $z/b = 65\%$, 90% 断面における C_p 分布を

示す. 図 19 では, 前後方衝撃波の強弱がはっきりし, 2つの波面があることが確認できる. 図 20 では, 初期格子では弱い衝撃波面で波面が幅を持っていたのに対し, 適合格子では衝撃波面を鋭く捉えられている.

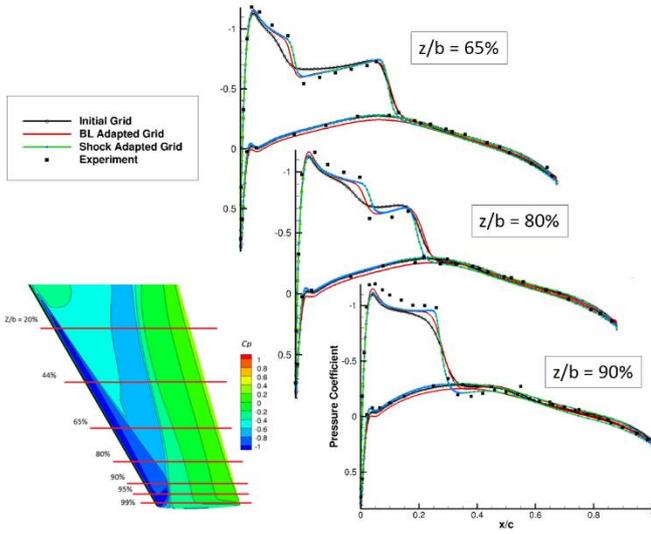


Fig. 18 Pressure Coefficient distribution of wing surface and cross section of $z/b = 65\%$, 80% , 90% .

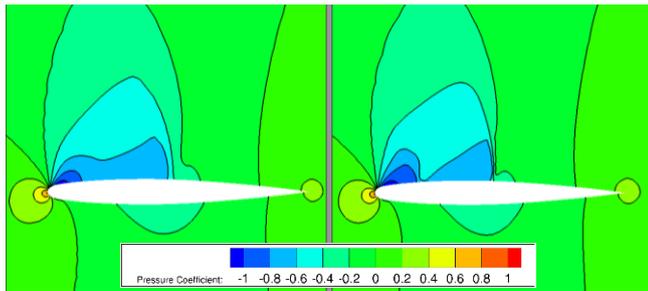


Fig. 19 Comparison of pressure coefficient contours of $z/b = 65\%$.

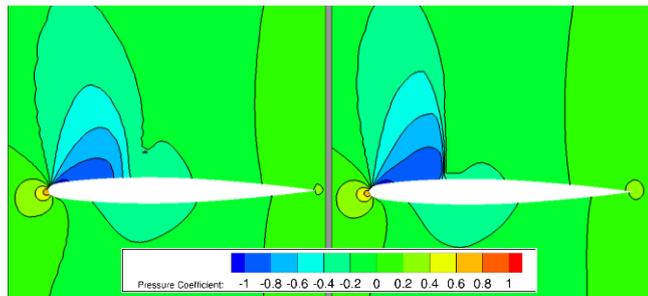


Fig. 20 Comparison of pressure coefficient contours of $z/b = 90\%$.

5. 結論

本研究では, 二次元翼では NACA0012 を, 三次元翼では ONERA M6 を用いて流体計算を行った. 次に, 得られた物理量から境界層厚さ及び衝撃波面位置のモデル化を行った.

二次元翼では, 境界層適子は格子移動コードを作成することで自動化し, 衝撃波面適合は Pointwise Glyph 及びシェルスクリプトを用いることで半自動化した. 境界層適合により C_L 値と C_D 値が増え, 実験値に近づいた. また, 衝撃波面適合に

より, 翼まわりに少ない格子数であっても衝撃波を鋭く捉えることに成功した. C_p 分布の傾きも鋭くなり, 実験値に近い値を得られた.

三次元翼では, 境界層および衝撃波面適合格子を Pointwise を用いて手動にて生成した. 三次元翼では適合により計算結果が大きく変化し, 境界層および衝撃波面適合のどちらにおいても実験値に近い結果を得ることに成功した. 特に, 今回は格子全体の分布の滑らかさを優先し, 翼表面のみ衝撃波面位置に適合し, 波面形状には適合させず格子幅を狭くしただけの衝撃波適合の結果が良好だった. 波面にも適合しながら滑らかな格子分布になるように計算格子を生成することで, さらに実際の流れ場の解に近づくとと言えるだろう.

格子生成には多くの技術が要り計算結果の予測精度に大きく影響を与える. そのなかで, 本研究では境界層厚さおよび衝撃波面位置をモデル化し, 適合格子を生成する手法を示した. また, 格子数を増やすことなく生成した適合格子によって高解像な解を得ることができた.

文献

- (1) 一般財団法人日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測 2018-2037”, 2018.
- (2) 山本一臣, “航空機設計における CFD の現状と将来展望”, サイエンティフィック・システム研究会 HPC フォーラム, 2006.
- (3) D. Moro, N. C. Nguyen, J. Peraire, and M. Drela, “Mesh Topology Preserving Boundary-Layer Adaptivity Method for Steady Viscous Flows”, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 6, 2017.
- (4) Z. Chen, D. Zou, F. Zhang, and J. Liu, “A Flow Feature Extraction Method for Shock-Fitting Computation”, *ICCFD10*, Vol. 15, 2018.
- (5) F. R. Menter, “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications”, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- (6) B. Baldwin, and H. Lomax, “Thin layer approximation and algebraic model for aerodynamic flows”, *AIAA Paper 78-257*, 1978.
- (7) S. Yoon, and A. Jameson, “Lower-Upper Implicit Schemes with Multiple Grids for the Euler Equation”, *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 7, pp. 929-935, 1987.
- (8) E. Shimada, and K. Kitamura, “On New Simple Low-Dissipation Scheme of AUSM-Family for All Speeds”, *AIAA Paper 2009-136*, 2009.
- (9) B. Van Leer, “Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme V. A Second-Order Sequel to Goudnov's Method”, *Journal of Computational Physics*, Vol. 32, pp. 101-136, 1979.
- (10) M. Drela, and M. Giles, “Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils”, *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355, 1987.
- (11) D. C. Harris, “Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA0012 Airfoil in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel”, *NASA TM 81927*, 1981.
- (12) NASA, “NPARC Alliance Validation Archive”, <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing01/m6wing01.html>.
- (13) V. Schmitt, and F. Carpin, “Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers”, *AR 138, AGARD*, 1979.