

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

rFlow2Dコードの低Re数流れ場における検証

Validation of rFlow2D in Low Reynolds Number Flows

田辺 安忠^{*1}, 齊藤 茂^{*1}, 菅原 瑛明^{*2}

Yasutada TANABE^{*1}, Shigeru SAITO^{*1} and Hideaki SUGAWARA^{*2}

*1: 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム

Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group

*2: 株式会社 菱友システムズ

Ryoyu Systems Co.,Ltd.

2010年6月

June 2010

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

rFlow2D コードの低 Re 数流れ場における検証*

田辺 安忠^{*1}, 齊藤 茂^{*1}, 菅原 瑛明^{*2}

Validation of rFlow2D in Low Reynolds Number Flows^{*}

Yasutada TANABE^{*1}, Shigeru SAITO^{*1} and Hideaki SUGAWARA^{*2}

Abstract

A CFD code “rFlow2D” for sectional rotor blade aerodynamic analysis based on the overlapping grid method was developed. Conditions at each section of a rotor blade differ due to the rotation and a wide speed range spanning from low to transonic. The SLAU scheme, which was originally proposed as an all speed numerical scheme was modified for moving overlapping grid method. This new scheme is called “mSLAU”. Also, the FCMT (Fourth-order- Compact MUSCL TVD) method is used to realize high spatial resolutions. The Dual-time stepping method is used for efficient implicit unsteady flow calculations. This paper reports on the two-dimensional results obtained from the validation of this new code in low speed and low Reynolds number flowfields. Aerodynamic analysis is conducted for a cylinder, the NACA0012 airfoil and the E193 airfoil. In the flow field around the cylinder, calculation accuracy at low speed was confirmed to be satisfactory and the obtained results showed good agreement with experimental data where the size of the wake flow bubble and Karman vortex shedding are compared, and drag coefficient was obtained, showing qualitatively good agreement with experimental data. The calculated lift coefficients of the two wing sections showed good agreement with the experimental data.

Key Words: Helicopter, CFD, SLAU Scheme, Low Reynolds number

概 要

ヘリコプタのロータ・ブレード断面における空力解析を行うことを目的とした重合格子法に基づく圧縮性 CFD コード “rFlow2D”が開発された。ロータ・ブレードは回転しているため、ブレード断面ごとに条件が異なり、速度域も低速から遷音速域と幅広い。著者らは全速度型スキームとして提案された SLAU スキームを移動重合格子法に拡張した。拡張したスキームを mSLAU と呼ぶ。このコードでは、空間分解精度を上げるため 4 次精度の FCMT(Fouth-order- Compact MUSCL TVD)法を用いて値の再構築、Dual-time stepping 法を用いて非定常陰解法を構築している。本報告では、コードの精度検証として 2 次元における低速および低レイノルズ数流れ場における検証計算の結果について報告する。対象とした流れ場は、円柱および NACA0012 翼型、また応用例として E193 翼型の空力解析を行った。円柱周りの流れ場では、低速の計算精度は十分な精度であることを確認した。また、後流渦サイズおよびカルマン渦放出周期は実験値と良い一致が得られ、抵抗係数も定性的に良い一致が得られた。翼型においても揚力係数は実験値と良い一致が得られた。

* 平成 22 年 4 月 1 日受付 (received 1 April,2010)

*1 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
(Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group)

*2 (株)菱友システムズ
(Ryoyu Systems Co.,Ltd.)

1. はじめに

ヘリコプタは前進、後退、横進、ホバリングなど優れた飛行特性を持ち、消防、救助、警察、報道などのさまざまな分野で活躍している。その優れた飛行特性を実現しているのがロータ・システムである。近年、このロータ・ブレードは高性能・低騒音化に伴い、ブレードのねじり下げや翼端形状の改良など形状が複雑になってきている。そのため従来の揚力線理論に基づく空力解析手法では対応できなくなっており、CFD による空力解析は期待されている。

JAXA では CFD をヘリコプタ流れ場に適用し、移動重合格子法に基づく圧縮性 CFD コードを開発している^[1]。ロータのような回転体は、一般的には付根から先端に向かってつれて回転半径が増加するに従い対気速度が増加していくため、付根部分での対気速度は非常に遅く、先端部分において前進飛行時には遷音速域になるなど非常に広範囲な速度域を持っている。従来の CFD 計算において、この付根部分における渦の過大評価や計算の発散などが課題となっていた。回転翼機における CFD 解析では、低速でも安定して計算ができるスキームが必要である。低速だけを解くならば、前処理法等で問題を解決できるが、ロータの場合は広範囲な速度域を持っているため、広範囲な速度域に対応できる全速度型の計算スキームが必要である。

そこで既存の差分法に基づく 2 次元圧縮性 CFD コードに、全速度型 SLAU スキーム^{[2][3]}を移動重合格子法に拡張した圧縮性 CFD コード rFlow2D(Rotor Flow 2D)を開発した。ここで、ヘリコプタのロータ・ブレードについて考えてみると、ロータ・ブレードにねじり下げや翼型を複数種類用いた場合、ロータの各断面で異なる条件下で作動することになる。そこで、rFlow2D ではロータ断面に着目し、ロータ・ブレードが上下方向に移動するフラッピング運動、前後方向に移動するリード・ラグ運動、ブレードにピッチ変化を与えるフェザリング運動を考慮した非定常解析や、先行

するブレードから放出された渦とブレードの干渉解析、速度変化等の解析ができる特徴を持っている。図 1 にブレード運動概略図を示す。

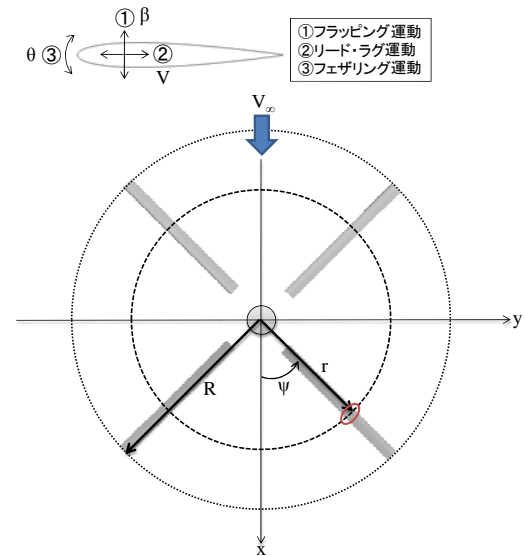


図 1 ブレードの運動

フェザリング角 θ 、フラッピング角 β は周期運動を繰り返すので、以下の式で表される。

$$\theta = \theta_0 + \frac{r}{R}\theta_t + \theta_{lc} \cos\psi + \theta_{ls} \sin\psi \quad (1)$$

$$\beta = \beta_0 + \beta_{lc} \cos\psi + \beta_{ls} \sin\psi \quad (2)$$

ここで、 θ_0 はコレクティブ・ピッチ角、 θ_t はねじり下角、 θ_{lc} および θ_{ls} はサイクリック・ピッチ角、 β_0 はコーニング角、 β_{lc} および β_{ls} は回転面の傾き角である。また、2 次元でのリード・ラグ運動は、翼断面の対気速度変化として扱う。

$$V = \frac{r}{R}V_{tip} + V_\infty \sin\psi \quad (3)$$

これらの計算は 3 次元でも解析は可能であるが、3 次元では計算負荷が大きく時間がかかってしまい、実際の設計現場に完全に採用するのはまだ困難である。2 次元では 3 次元に比べるとはるかに計算負荷が軽く、スーパーコンピュータを使用しなくても通常の PC 等で行うことができるので、設計段階等で使用するには非常に有用なツールになると考えられる。

近年では、小型無人機の開発も進んできており、この小型無人機で使用するプロペラはレイノル

ズ数が 10^5 以下の流れ場で運用され^[4]、一般の航空機等とは空力特性が異なることはよく知られている。また、低レイノルズ数域の実験データは非常に少なく、実験も困難である。しかし、低レイノルズ数域は層流なので、乱流モデルを使用しなくても直接解法で予測ができると考えられる。

そこで、今回開発した CFD コードの低速および低 Re 数流れ場における検証を行った。コードの精度検証することは信頼性を確立するうえで非常に重要である。本報告では数多く実験が行われている円柱および 2 次元翼型を対象として計算を行い、実験との比較検証を行った結果について報告する。

2. 計算手法

2.1 数値計算法

解析コードで使用する支配方程式は、2 次元 Navier-Stokes 方程式を用いており次式のように表される。

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mathbf{E} - \frac{\mathbf{E}_v}{\text{Re}} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mathbf{F} - \frac{\mathbf{F}_v}{\text{Re}} \right) = 0 \quad (4)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(e+p) \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(e+p) \end{pmatrix}, \mathbf{E}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \end{pmatrix}, \mathbf{F}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \end{pmatrix} \quad (5)$$

ここで、 \mathbf{Q} は解ベクトル、 \mathbf{E} 、 \mathbf{F} はそれぞれ x 、 y 方向の非粘性流束ベクトル、 \mathbf{E}_v 、 \mathbf{F}_v はそれぞれ x 、 y 方向の粘性流束ベクトル、 Re はレイノルズ数である。

また、空間分解精度を上げるため、空間 4 次精度の FCMT(Fouth-order- Compact MUSCL TVD)法^[5]を用いて値の再構築を行った。数値流束は SLAU スキーム、時間積分には Dual time-stepping 法を採用し、DP-LUR 法^[6]、LU-SGS 法^[7]を用いて求めている。粘性項については 2 次精度の中心差分で離散化した。対流項について以下に示す修正 SLAU スキームを用いる。なお、今回の検証計算では層流領域を対象としているため、乱流モデルは使用していない。

2.2 SLAU スキームの拡張

SLAU スキームは AUSM 族スキームとして、JAXA の嶋氏によって提案された全速度型スキームである。本研究では、移動重合格子法に適用させるため、オリジナルのスキームに修正を加えた。

AUSM 族スキームを用いた数値流束は次のように書ける。

$$\tilde{\mathbf{F}} = \frac{\dot{m} + |\dot{m}|}{2} \Phi^L + \frac{\dot{m} - |\dot{m}|}{2} \Phi^R + \tilde{p} \mathbf{N} \quad (6)$$

\dot{m} 、 \tilde{p} はセル境界で定義された質量流量および圧力である。また、上付添え字 L 、 $+$ はセル境界の左、 R 、 $-$ はセル境界の右の意味である。

ここで移動重合格子法への拡張として、

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ v \\ h \end{pmatrix}, \mathbf{N} = \begin{pmatrix} 0 \\ x_n \\ y_n \\ v_n \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$h = (e + p) / \rho \quad (8)$$

$$v_n = x_n \dot{x} + y_n \dot{y} \quad (9)$$

u, v は x, y 方向の速度、 x_n, y_n は法線ベクトル、 v_n は移動格子の法線方向の速度である。

オリジナルの SLAU スキームでは、圧力項の修正として、低マッハ数では移流速度、高亜音速以上では音速となるよう、亜音速でマッハ数のオーダーを持つ係数を乗じて圧力を以下のように求めている。

$$\tilde{p} = \frac{p^L + p^R}{2} + \frac{\beta^+ - \beta^-}{2} (p^L - p^R) + (1 - \chi)(\beta^+ + \beta^- - 1) \frac{p^L + p^R}{2} \quad (10)$$

$$\beta^\pm = \begin{cases} \frac{1}{4} (2 \mp M^\pm) (M^\pm \pm 1)^2, & |M^\pm| < 1 \\ \frac{1}{2} (1 + \text{sign}(\pm M^\pm)), & \text{otherwise} \end{cases} \quad (11)$$

$$M^+ = \frac{V_n^L - v_n}{\bar{c}}, \quad M^- = \frac{V_n^R - v_n}{\bar{c}} \quad (12)$$

$$\chi = (1 - \hat{M})^2 \quad (13)$$

$$\hat{M} = \min \left(1.0, \frac{1}{\bar{c}} \sqrt{\frac{(V_n^L - v_n)^2 + (V_n^R - v_n)^2}{2}} \right) \quad (14)$$

$$V_n = x_n u + y_n v \quad (15)$$

\bar{c} は左右の音速の算術平均で求められる。

$$\bar{c} = \frac{1}{2}(c^L + c^R) \quad (16)$$

M^\pm, \hat{M} は移動重合格子に適用させるため、オリジナルの式^{[2][3]}に修正を加えている。

質量流束は以下のように求められている。

$$\dot{m} = \frac{1}{2} \left\{ \rho^L (V_n^L + |\bar{V}_n|^+) + \rho^R (V_n^R - |\bar{V}_n|^-) - \frac{\chi}{\bar{c}} \Delta p \right\} \quad (17)$$

$$|\bar{V}_n|^\pm = (1 - g) |\bar{V}_n| + g |V_n|^\pm \quad (18)$$

$$g = -\max(\min(M^+, 0), -1) \cdot \min(\max(M^-, 0), 1) \quad (19)$$

$$|\bar{V}_n| = \frac{\rho^L |V_n|^\pm + \rho^R |V_n|^\mp}{\rho^L + \rho^R} \quad (20)$$

今回移動重合格子法に適用させるため、修正を加えたこのスキームを mSLAU(modify SLAU)と呼ぶこととする。

3. 解析条件

3.1 解析格子

解析格子は重合格子を用いた。物体周辺を覆う物体周辺格子と空間領域を表現する背景格子からなる。表 1 に各解析事例における格子点数、図 2 に格子の様子を示す。

表 1 解析に用いた格子点数

解析事例	物体周辺	内側背景直交格子	外側背景直交格子
円柱	10,251	448,766	72,541
NACA0012	46,631	-	10,251
E193	46,631	-	10,251

円柱の格子は内側背景直交格子と外側背景直交格子の 2 層の背景格子を用いた。円柱の場合、流

れ場への影響範囲が広く十分な広さの空間領域をとる必要がある。今回は渦を捉えるために十分密な空間の内側背景直交格子と、ある程度連続的に粗い空間の外側背景直交格子とすることで格子点の削減をした。空間の大きさは、内側背景直交格子が 45D×33D、外側背景直交格子はその 5 倍の 225D×165D の大きさで作成した。

翼型においては、円柱のケースに比べて流れ場への影響範囲は狭いので、外側背景直交格子のみとした。空間の広さは 45C×33C とし、空間の外側に行くにつれて格子点を徐々に粗くしていった。

3.2 解析条件

3.2.1 円柱

円柱の直径 $d=1$ とし、非粘性計算および粘性計算を行った。

非粘性計算の条件は一樣流マッハ数 $M_\infty=0.01 \sim 1.2$ と変化させ低速と高速における計算精度の影響を検証した。

粘性計算の条件は一樣流マッハ数 $M_\infty=0.1$ 、レイノルズ数 $Re=10 \sim 200$ まで実施し、渦の大きさや周波数の検証を行った。

3.2.2 NACA0012 翼型

翼弦長 $c=1$ とし、粘性を考慮、一樣流マッハ数 $M_\infty=0.1$ 、迎角 $\alpha=0[\text{deg}]$ 、 $Re=4 \times 10^4$ 、 6×10^4 、 8×10^4 、 1.5×10^5 として低レイノルズ数流れ場における計算精度の検証を実施した。また、マッハ数 $M=0.1$ 、 $Re=5 \times 10^4$ 、迎角 $\alpha=-10 \sim 20[\text{deg}]$ を実施し、低レイノルズ数域の空力特性の検証を行った。

3.2.3 E193 翼型

コードの性能検証の応用例として、小型機等のプロペラで使用されている E193 翼型の空力特性の検証をした。翼弦長 $c=1$ とし、粘性を考慮、一樣流マッハ数 $M_\infty=0.3$ 、 $Re=6 \times 10^4$ 、迎角 $\alpha=-6 \sim 15[\text{deg}]$ ($\angle \alpha=1[\text{deg}]$) で実施した。

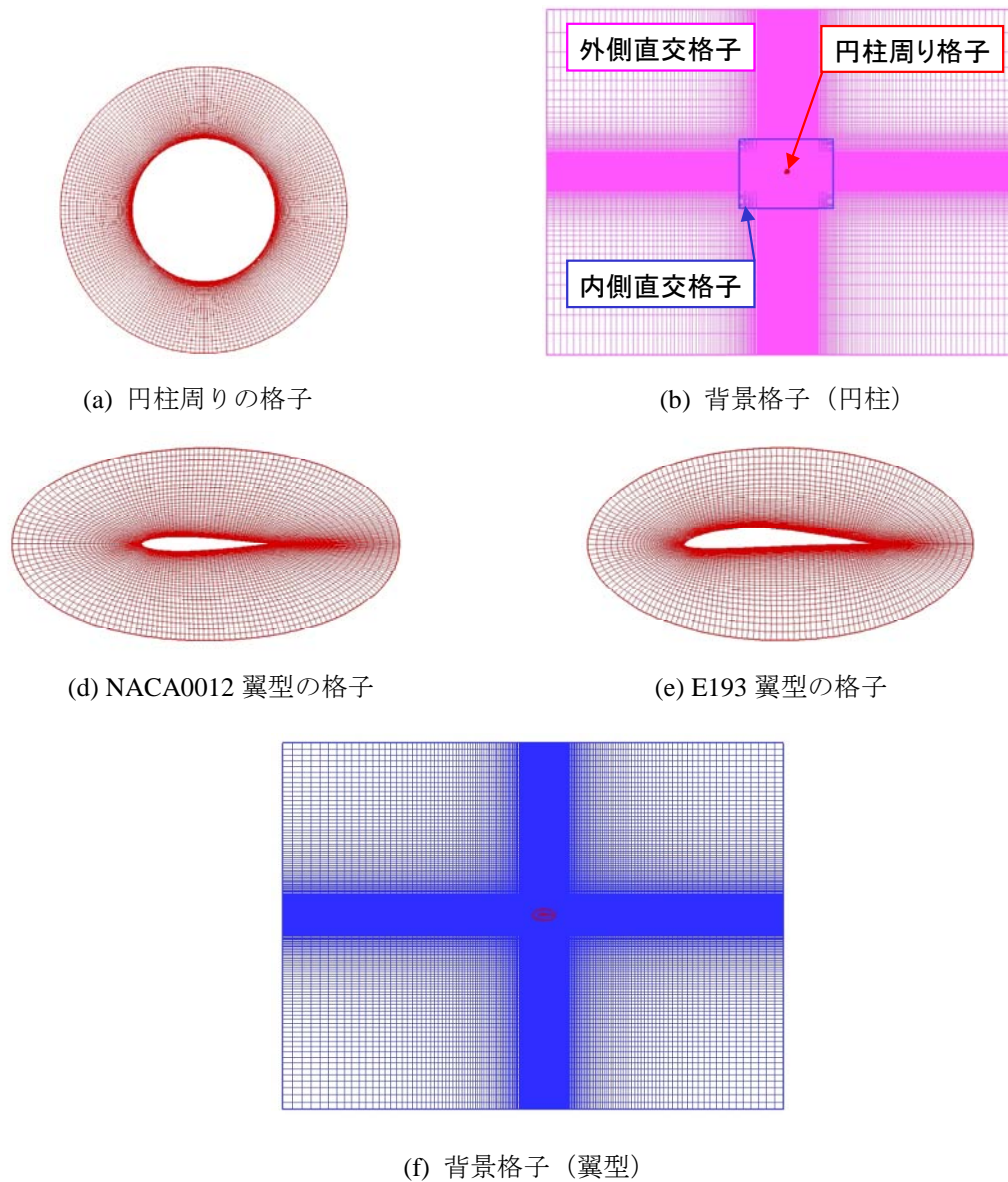


図 2 解析格子

4. 解析結果

4.1 円柱－非粘性計算結果

非粘性かつ非圧縮性の流れ場に置かれた物体に作用する流体抵抗は 0 となることがダランベールのパラドックスとして知られている。理論的にオイラー方程式は、低マッハ数域では非圧縮性のポテンシャル流れに収束する。実際の数値計算では数値粘性が原因で計算誤差が流体抵抗として現れる。図 3 に非粘性流における円柱の抵抗係数の計算結果を示す。一般に非圧縮性流れと言われているのはマッハ数が $M_\infty=0.3$ 以下の流れ場である。図 2 のグラフでは $M_\infty=0.4$ 以上で抵抗係数が増加しており、妥当な結果が得られている様子が見て取れる。また、低速部分に注目すると $M_\infty=0.01$ では抵抗係数がマイナスに推移しており精度がやや落ちているが、 $M_\infty=0.05$ までは良い精度で計算できている事が見て取れる。回転翼機の CFD において、この領域まで計算できていれば十分なので、この結果からスキームの精度は満足できるものであることがわかる。

図 4 に流れ場の等 c_p 分布を示す。 $M_\infty=0.05$ および $M_\infty=0.1$ では対称的な分布になっており $M_\infty=0.01$ の結果は対称的な分布になっていない様子

が見てとれる。また抵抗係数が急激に増加している $M_\infty=0.5$ では非定常的な衝撃波が生じ円柱後方に渦が生じている様子が見てとれる。ただ

し、現実の流れ場は空気粘性があるため、これとは異なる流れ場になると考えられる。

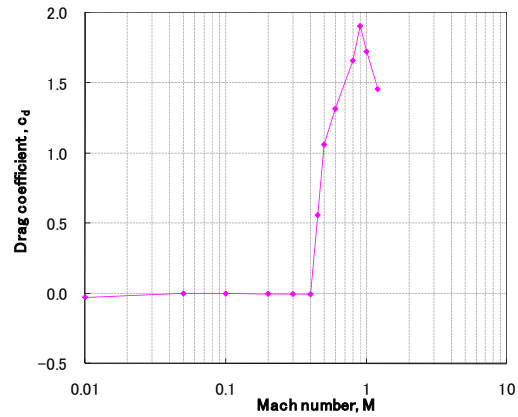


図3 非粘性流における円柱の抵抗係数

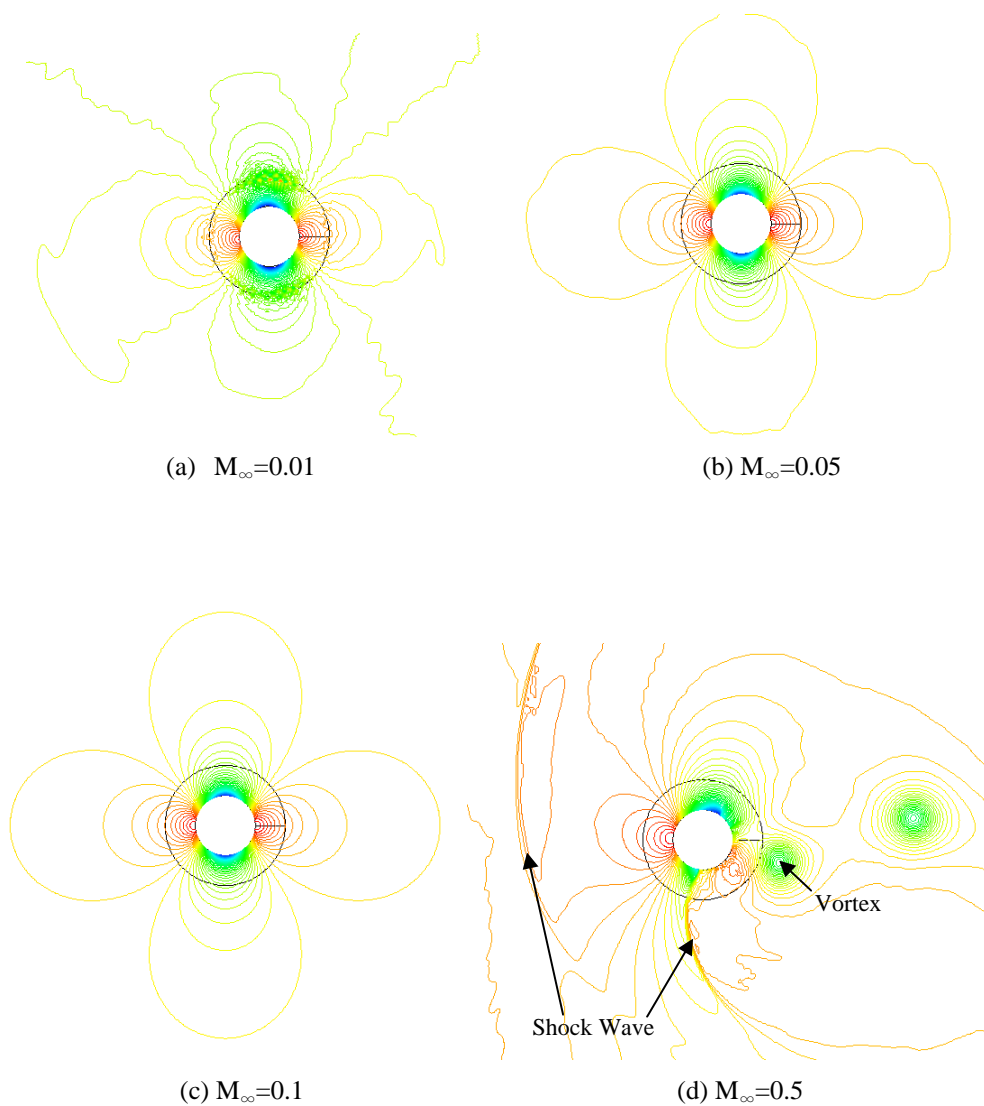


図4 円柱周りの流れ場 等 c_p 線図

4.2 円柱－粘性計算

粘性流体中では粘性の影響により円柱後方で剥離が生じ、渦が発生する。図 5 に $Re=10\sim40$ の流線の様子を示す。円柱後方に双子渦が形成されていることが見て取れる。また、 Re 数が高くなるにつれて渦のサイズが大きくなっている様子が見て取れる。この渦の大きさは過去に実験的に計測されており^{[8][9]}、計算結果との比較をした。図 6 に実験との比較した結果を示す。

直線および破線は実験結果で、点が CFD 結果である。実験結果ではレイノルズ数が高くなるのにほぼ比例して渦のサイズが大きくなっていく。計算から得られた結果ではややばらつきが見られるが、これは離散化誤差もしくは計測誤差が考えられる。しかし、 Re 数が高くなるにつれて渦サイズが大きくなる傾向をよく捉えられており、おおそ良い一致が見られた。

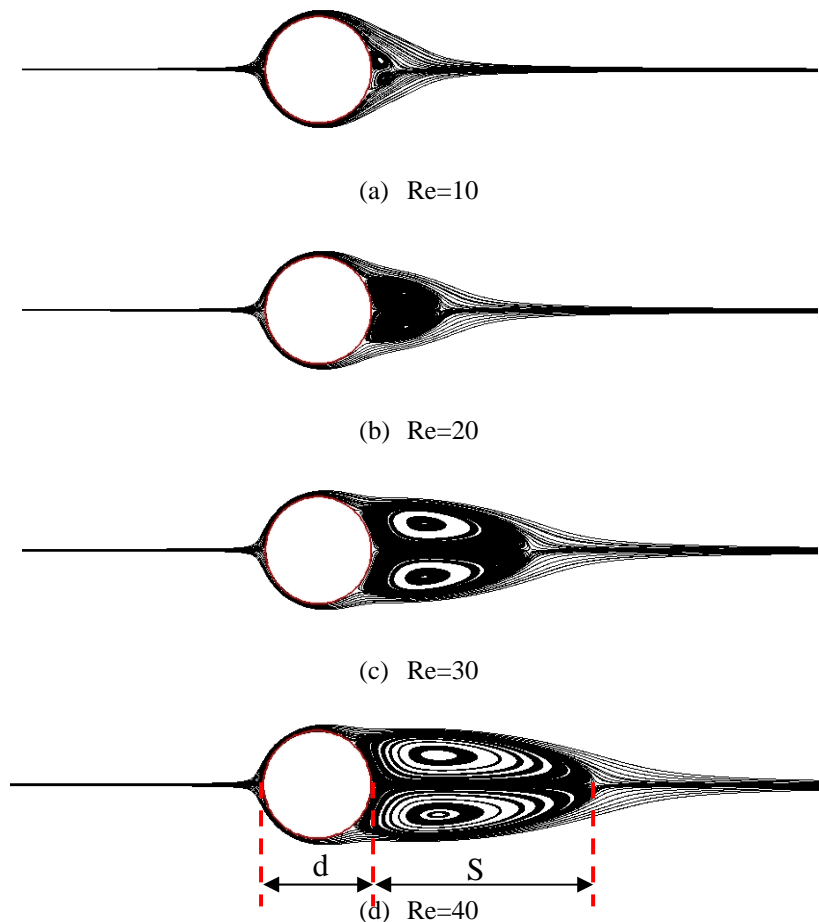


図 5 円柱周りの流れ 流線図 [$M_\infty=0.1$]

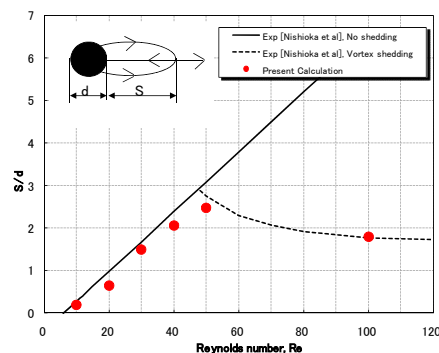


図 6 円柱後方の渦サイズの比較

Re 数が高くなるにつれて円柱後方にとどまっていた渦は放出されてカルマン渦列となる。図 7 に $Re=200$ における揚力係数の時系列変化を示す。

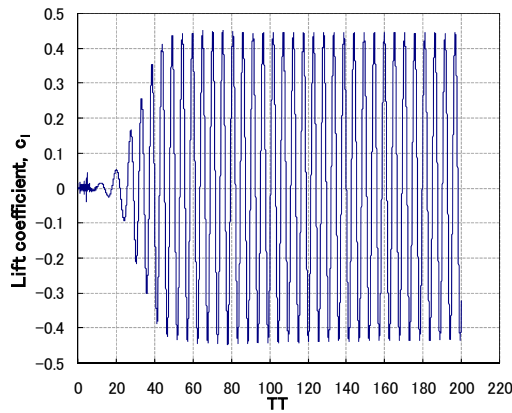


図 7 揚力係数の時系列変化 ($Re=200$)

円柱後方に生成された渦の放出により揚力係数が変動しているのが見て取れる。渦の放出周期については多くの実験が行われており、Williamson^[10]は多くの実験データから、ストローハル数と Re 数の関係式を提案している。その関係式は次式で表される。

$$St = -\frac{3.3265}{Re} + 0.1816 + 1.6 \times 10^{-4} Re \quad (21)$$

上式から求められたストローハル数と計算から得られたストローハル数の比較を行った。ストローハル数は、揚力係数の変動より渦の放出周期を求め算出した。比較した結果を図 8 に示す。実線は (18) 式から求めたもの、点が計算結果である。

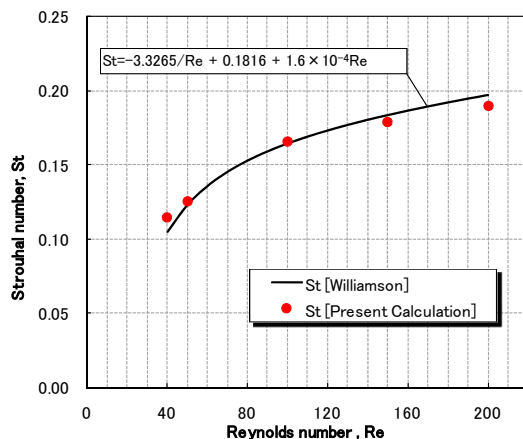


図 8 ストローハル数の比較

Re 数が高くなるにつれてストローハル数も大きくなる傾向がよく捉えられており、曲線に近いところにある。この結果から、流れ場の周期性はよく再現できている。

図 9 に抵抗係数の Tritton^[11]の実験結果との比較を、表 2、3 に他者の実験結果および計算結果^[6]との比較を示す。抵抗係数と Re 数の関係が良く捉えられている。他者との比較では、 $Re=200$ において揚力および抗力係数が他者の計算結果よりやや低い結果が得られ、 $Re=100$ では揚力係数は良い一致を示し、抵抗係数が低めの結果が得られた。

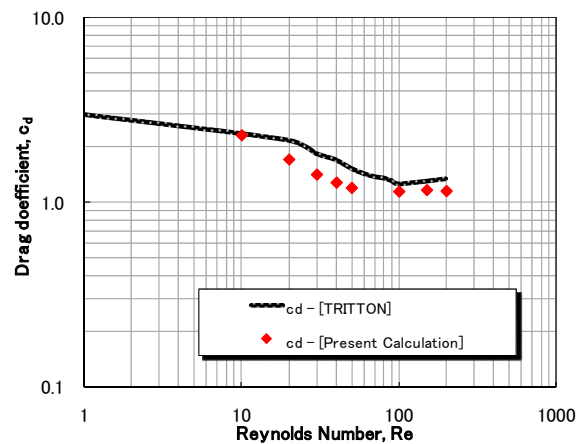


図 9 抵抗係数の比較

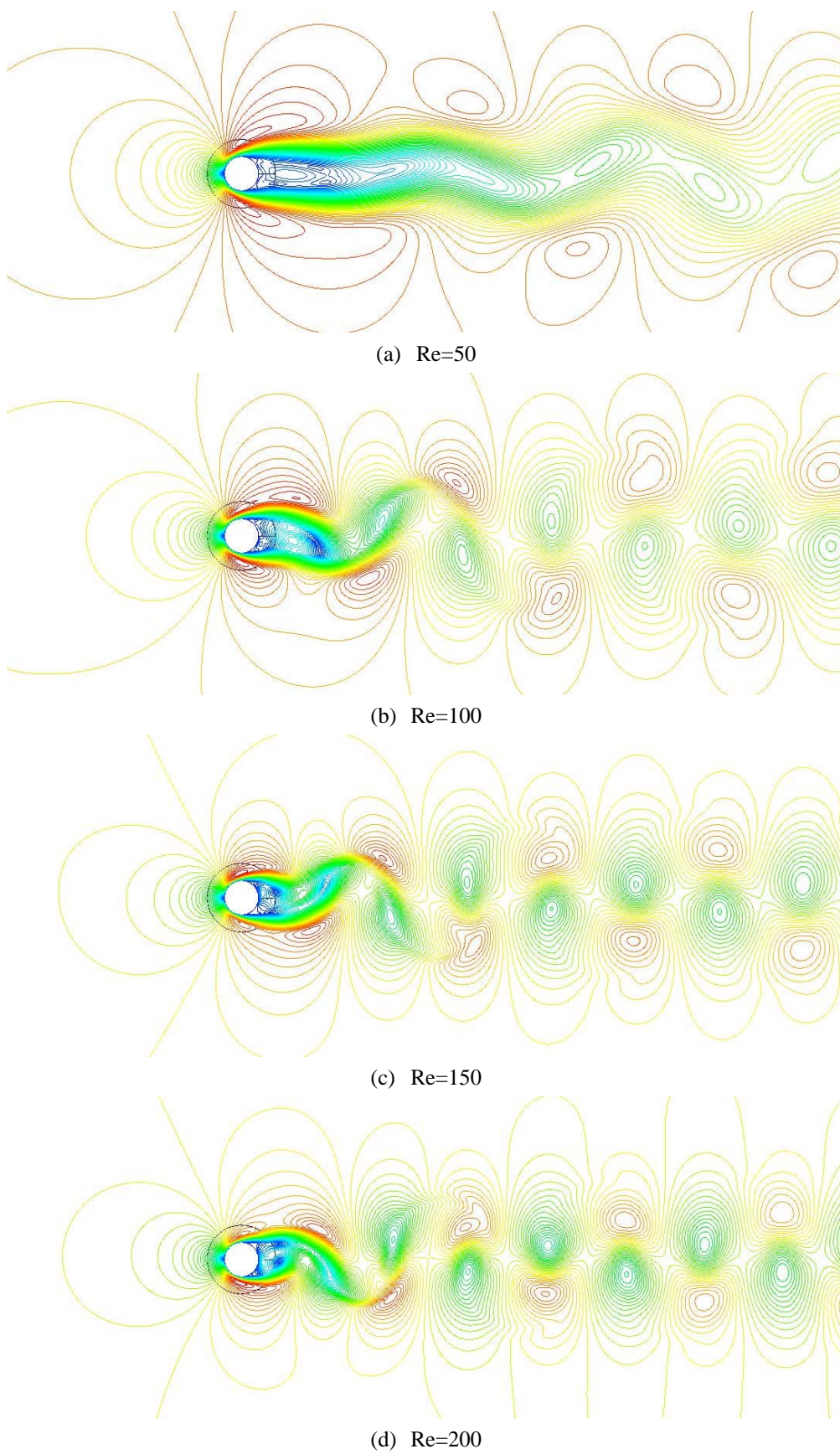
表 2 揚力係数と抗力係数の比較^[12] ($Re=100$)

Researchers	Lift coefficient, c_l	Drag coefficient, c_d
Present [rFlow2D]	± 0.24	1.14
M.A.Cruchaga et al.	± 0.26	1.36
Zhang et al.	± 0.26	1.43
Tritton [Exp]	-	1.26
Wieselsberger [Exp]	-	1.43

表 3 揚力係数と抗力係数の比較^[12] ($Re=200$)

Researchers	Lift coefficient, c_l	Drag coefficient, c_d
Present [rFlow2D]	± 0.44	1.26
X.Lv et al.	± 0.65	1.38
Tai and Zhao	± 0.64	1.31
Liu et al.	± 0.69	1.31
Wille [Exp]	-	1.30

図 10 に $Re=50 \sim 200$ の等マッハ線図を示す。円柱後方から渦が放出され、カルマン渦列が生じているのが見て取れる。また、渦の放出周期が早くなっている様子も良く捉えられている。

図 10 円柱周りの流れ 等マッハ数線図 [$M_\infty=0.1$]

4.3 NACA0012 翼型

図 11 に $Re=4 \times 10^4$, 1.5×10^5 における流れ場の様子を示す。 $Re=4 \times 10^4$ に比べ $Re=1.5 \times 10^5$ の方が、境界層が薄くなる様子を良く捉えている。また、圧力分布も上下対称で合理的な結果を得ている。

図 12 に各 Re 数における実験値と計算結果の c_d 値の比較を示す。これらの実験結果は Althaus^[13]の結果と大竹ら^[14]の結果である。対称翼では $\alpha=0[\text{deg}]$ において、最小抗力係数をとる。結果の比較では、この最小抗力係数の比較を行った。実験結果と CFD 結果を比較すると、 Re 数が高いところでは実験とよく一致しているのが見てとれる。また、 Re 数が低くなるにつれ抗力係数が増加していく傾向をよく捉えており、おおよその一致が得られた。

次に $Re=5 \times 10^4$ の空力特性がシミュレーションできるか検証を行った。図 13 に実験値と計算結果の比較を示す。実線が実験値、シンボル付きの実線が計算結果である。また、計算結果の分布にエラーバーが示されているが、これは揚力係数の時間変動のバラツキを標準偏差で表し

たものである。この実験値は大竹ら^[14]の結果である。大竹らによると低 Re 数域における翼型の空力特性の特徴は、揚力係数が非線形性を持つとしている。したがって、揚力の増加は一定ではなく、迎角に依存する。図 13(a)のグラフを見ると、揚力係数の勾配が非線形になっているのを良く捉えている。また、 $\alpha=-1 \sim 1^\circ$ 付近まで揚力傾斜は負になる様子も良くシュミレーションできている（図 14）。しかし、迎角が大きいところではあまり良い一致が得られなかった。これは計算格子の影響、もしくは実験は完全な 2 次元ではないため翼端部の影響（3 次元効果）等が考えられる。

抗力係数については、迎角が増加するに従い、初めは緩やかに増加し、揚力係数が減少すると同時に急激に増加する特徴を良く捉えられている（図 13(b)）。モーメント係数についても変動する様子を良く捉えている（図 13(c)）。

これらの結果より、対称翼における低 Re 数域の空力特性についておおよそ一致した結果が得られた。

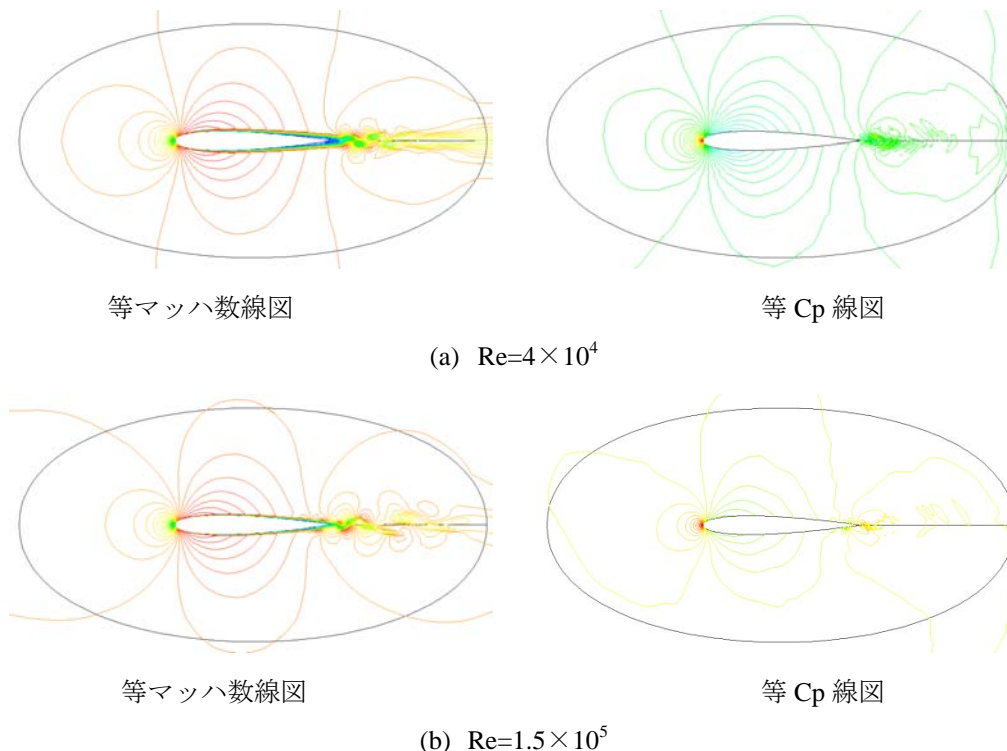


図 11 NACA0012 翼型周りの流れ場の様子

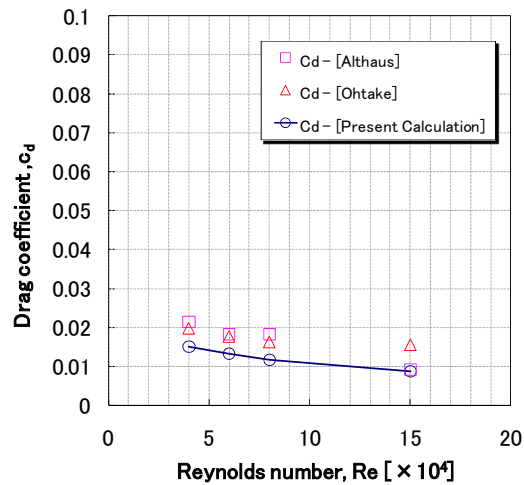
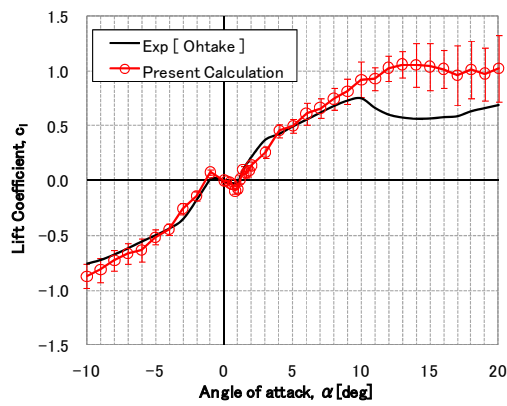
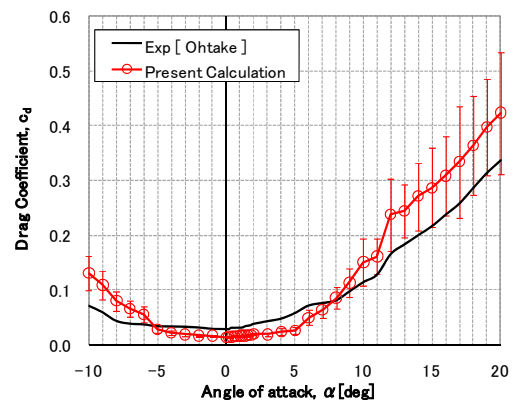


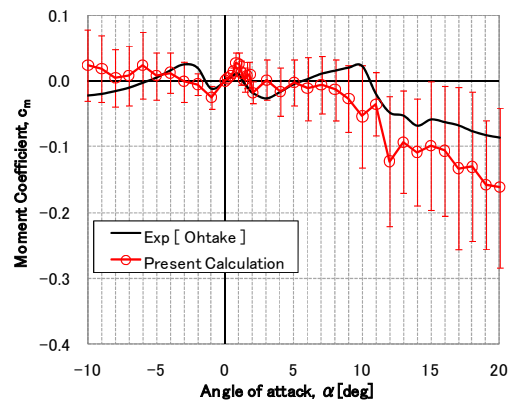
図 12 最小抗力係数の比較



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) モーメント係数

図 13 空力特性の比較

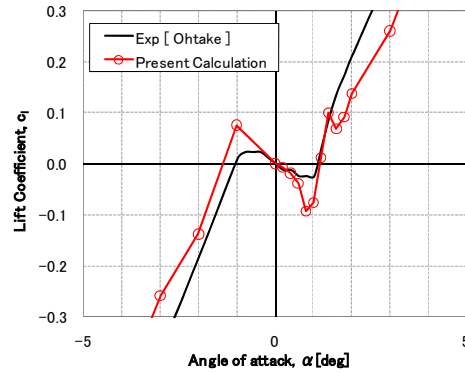
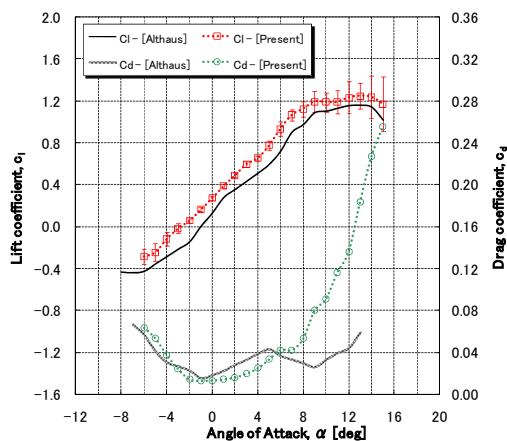


図 14 勾配が負になっている揚力係数の様子

4.4 E193 翼型

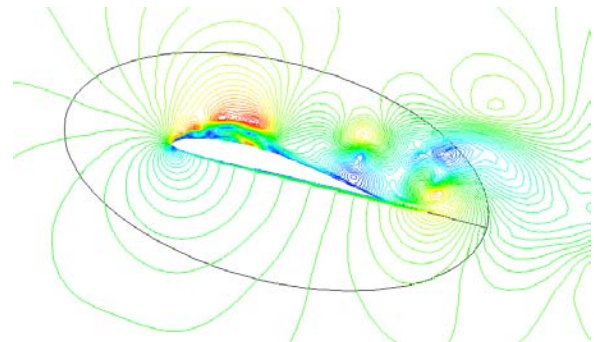
図 15 に $Re=6 \times 10^4$ における実験値と計算結果の c_l, c_d 値の比較を示す。この実験結果は Althaus^[13] の実験結果である。また、計算結果のエラーバーは時間変動によるバラツキを標準偏差で表したものである。

図 15 $Re=6 \times 10^4$ の揚力係数と抗力係数の比較

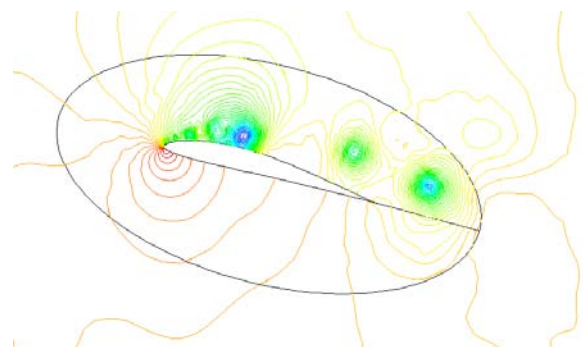
揚力係数について、実験と良い一致が得られているのが見て取れる。また、揚力係数の勾配について注目すると、対称翼の時と同様に勾配が非線形になっている様子が見て取れ、計算結果でも良く捉えられている。

抗力係数については、 $\alpha = 5^\circ$ 付近までは良く一致した結果が得られた。しかし、実験では $\alpha = 5^\circ$ を超えたところでは一度減少した後、増加していくのに対して、計算では急激に増加していく結果が得られた。迎角が大きくなると流れが剥離し、

翼背後の圧力を低下させ抗力が増大すると考えられるため(図 16)、計算結果としては合理的な結果が得られたのではないかと考えられる。しかし、なぜ実験結果のような傾向になるかは更なる実験結果の吟味が必要と考えられる。



(a) 等マッハ数線図



(b) 等圧力線図

図 16 E193 翼型周りの流れ場の様子 [$\alpha = 15^\circ$]

5. まとめ

既存の差分法に基づく圧縮性 CFD コードに、全速度型 SLAU スキームを移動重合格子法に適用させた『rFlow2D』の低速および低 Re 数流れ場における検証計算を行った。

低速流れ場の検証では、低速でも精度良く計算できることがわかり、スキームの実用性が確認できた。

低 Re 数流れ場の検証では、円柱、NACA0012 翼型及び E193 翼型について計算を行い、既存の実験結果と比較した。全体的におおよそ一致した結果が得られた。今回検証を行った低 Re 数域の計算では本研究のような直接解法でも十分精度の良い結果が得られることがわかった。

今後の課題として、格子密度の影響や翼が非定常運動する条件などについてさらに調べる予定である。

謝 辞

SLAU スキームの導入にあたり、宇宙航空研究開発機構の嶋英志氏より助言を頂いた。計算データ整理にあたり、日本大学 4 年の宗田賢治君に協力を頂いた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- [1] Yasutada Tanabe and Shigeru Saito, A Simplified CFD/CSD Loose Coupling Approach For Rotor Blade Deformation, JAXA-RR-08-008E (2009).
- [2] 嶋英志、低マッハ数で誤差の小さい圧縮生 CFD 手法について、第 40 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(2008) 講演集、pp71-74.
- [3] 嶋英志、AUSM 族全速度スキームと前処理付き陰解法、第 22 回数値流体力学シンポジウム(2008).
- [4] 赤坂剛司 他、小型無人機用プロペラの効率向上について、第 47 回飛行機シンポジウム(2009)
- [5] Yamamoto, S. & Daiguji, H., High-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations, Computers & Fluids ,Vol.22, No2/3, (1993)pp.259-270.
- [6] Wright, M.J, Candler, G.V & Prampolini, M, Data-Parallel Lower-Upper Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations, AIAA Journal, Vol.34, No.7, July (1996) pp1371-1377.
- [7] Zhang, L.P. & Wang,Z.J., A Block LU-SGS Implicit Dual Time-Stepping Algorithm for Hybrid Dynamic Meshes, Computers & Fluids, Vol.33,(2004)pp91-916.
- [8] NISHIOKA,M & SATO,H, Mechanism of determination of the shedding frequency of vortices behind a cylinder at low Reynolds number, J. Fluid Mech. 89 ,part 1 (1978) pp49-60 .
- [9] X.Lv et al, An efficient parallel / unstructured-multigrid preconditioned implicit method for simulating 3D unsteady compressible flow with moving objects, J.Comput.Phys. 215 (2006) pp661-690.
- [10] C.H.K.Williamson, Defining a universal and continuous Strouhal-Reynolds number relationship for the laminar vortex shedding of a circular, Phys.Fluids 31 (1998) pp2742-2744.
- [11] D.J.Tritton, Experimental on the flow past a circular cylinder at low Reynolds numbers,J.Fluid Mech. 6 (1959) pp547-567.
- [12] Marcela A Cruchaga et al, COMPUTING PAST CYLINDER FLOWS, Mecanica Computacional Vol XXI, (2002) pp462-475.
- [13] Althaus, D., Profilpolaren für den Modellflug, Neckar-Verlag Villingen-Schwenningen, (1980).
- [14] 大竹智久、低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性、日本航空宇宙学会論文集、vol55、No644、(2007) pp439-445.