

# CASPERを用いた ONERA M5 形態まわりの流れ解析

沖 良篤<sup>\*1</sup>, 酒田 威志<sup>\*1</sup>, 内山 直樹<sup>\*2</sup>, 前田 一郎<sup>\*2</sup>, 安藤 武<sup>\*3</sup>

## Flow Analysis around ONERA Model M5 Configuration Using CASPER

by

Yoshiatsu OKI, Takeshi SAKATA,  
Naoki UCIYAMA, Ichiro MAEDA, Takeshi ANDOH

### ABSTRACT

The CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research) was developed at TRDI-JDA (Technical Research & Development Institute of Japan Defense Agency) in 1998. An unstructured grid technique has a good flexibility for a complex geometry, and already its usefulness has been demonstrated for full aircraft computations. In the three-dimensional, high-Reynolds number viscous flow, the very fine and stretched grids are required to resolve accurately thin boundary layers developed along the body surface. In this paper, RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) computations are carried out in transonic and high Reynolds number flows around an ONERA Model M5 configuration by using a Spalart-Allmaras one-equation turbulence model on a hybrid unstructured grid system. With respect to pressure distributions,  $CL-\alpha$ ,  $CL-CD$  and  $CM-CL$  curves, and boundary layer transition lines, the present computed results are quantitatively compared with other computed results and wind-tunnel testing data. Especially, the drag prediction is considerably improved by the flowing strategies: 1) High resolution of surface grids around each leading edge, 2) Extension of NUM (Normalized Unstructured Mesh) method, and 3) Modification of transition parameters such as  $C_{\theta}$  and  $C_{\mu}$  in the Spalart-Allmaras one-equation model.

### 1. 緒 言

近年の計算機の急速な進歩や計算アルゴリズムの改善のような技術革新により、航空機開発分野において CFD (Computational Fluid Dynamics) 技術を用いた空力特性評価が積極的に活用されている。この際、風洞試験における模型形状変更と異なり、CFD 技術を積極的に活用することにより、比較的短期間で済むので、開発期間・コスト低減が可能となり、一連の設計・解析作業の効率化を図ることができる。従って、防衛庁技術研究本部では民間航空機メーカーと共同して、将来航空機の空力設計のために必要な航空機性能評価システム「CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research)」の開発を行った<sup>1)</sup>。

本研究では、CFD 解析コード検証のために、ピラミッド、プリズム、テント、四面体要素から構成される Hybrid 非構造格子を用いて、典型的な輸送機形態の ONERA M5 形態周りの遷音速流れ (一様流 Mach 数  $M_\infty=0.84$ ) の粘性計算を実施し、非粘性計算<sup>4)</sup>、他者粘性計算<sup>5)</sup> 及び風試結果 ( $Re=1.0 \times 10^6$ )<sup>6,7)</sup> と比較して精度検証を実施すると共に、Reynolds 数の変更による影響 ( $Re=1.0, 2.0, 60.0 \times 10^6$ , MAC 基準) の検討も行った。この際、乱流モデルには航空機開発分野で実績のある Spalart-Allmaras 1 方程式モデル<sup>8)</sup> を適用した。ただし、縦3分力の推算精度向上のために、翼前縁近傍でのコード方向の表面格子解像度を向上、物理量勾配評価法の拡張、乱流モデルの遷移パラメータ変更<sup>9)</sup> のような3つの改善策を施し、これらの効果も検討した。

### 2. 数値解析手法

#### 2. 1 Hybrid 非構造格子法

計算格子には Hybrid 非構造格子を適用した。この際、機体表面上で境界層の影響の強い層状領域はプリズム、ピラミッド、テント、四面体要素から構成され、Advancing Layers 法<sup>10)</sup>により生成した。それ以外の非粘性の非層状領域は四面体要素のみで構成され、Advancing Front 法と Delaunay 分割法を併用して生成した<sup>11)</sup>。

Fig.1 (a), (b) に  $Re=1.0 \times 10^6, 2.0 \times 10^6$  と  $Re=60.0 \times 10^6$  の ONERA M5 半截形態の計算格子を各々示す。

Fig.1 (a) に  $Re=1.0 \times 10^6, 2.0 \times 10^6$  の半截形態の Hybrid 非構造格子 (約 59 万節点, 約 149 万要素 (層状領域: プリズム 982,530 要素, ピラミッド 4,029 要素, テント 426 要素, 四面体 3,882 要素, 非層状領域: 四面体 501,469 要素) の全体図 (遠方境界) 及び機体近傍の様子を示す。ただし、遠方境界は大きさ  $\pm 20$  (MAC 基準) の直方体形状,  $1/\sqrt{Re}$  内節点数は 15 点, 最小格子間隔は  $1.5 \times 10^5$  と, スティング長は 1.71 (MAC 基準) とした。

Fig.1 (b) に  $Re=60.0 \times 10^6$  の半截形態の Hybrid 非構造格子 (約 80 万節点, 約 191 万要素 (層状領域: プリズム 1,394,378 要素, ピラミッド 3,818 要素, テント 422 要素, 四面体 3,750 要素, 非層状領域: 四面体 510,085 要素) の全体図 (遠方境界) 及び機体近傍の様子を示す。ただし、遠方境界は大きさ  $\pm 20$  (MAC 基準) の直方体形状,  $1/\sqrt{Re}$  内節点数は 20 点, 最小格子間隔は  $1.5 \times 10^6$ , スティング長は 1.71 (MAC 基準) とした。

この際、気流の加速拡張に伴う推進力 (Leading Edge Thrust) の計算精度の向上を図るために、翼前縁近傍においてスパン方向よりもコード方向の表面格子解像度を向上させた (Fig.2 参照)。

<sup>\*1</sup> 防衛庁技術研究本部

<sup>\*2</sup> 三菱重工業 (株)

<sup>\*3</sup> 菱友計算 (株)

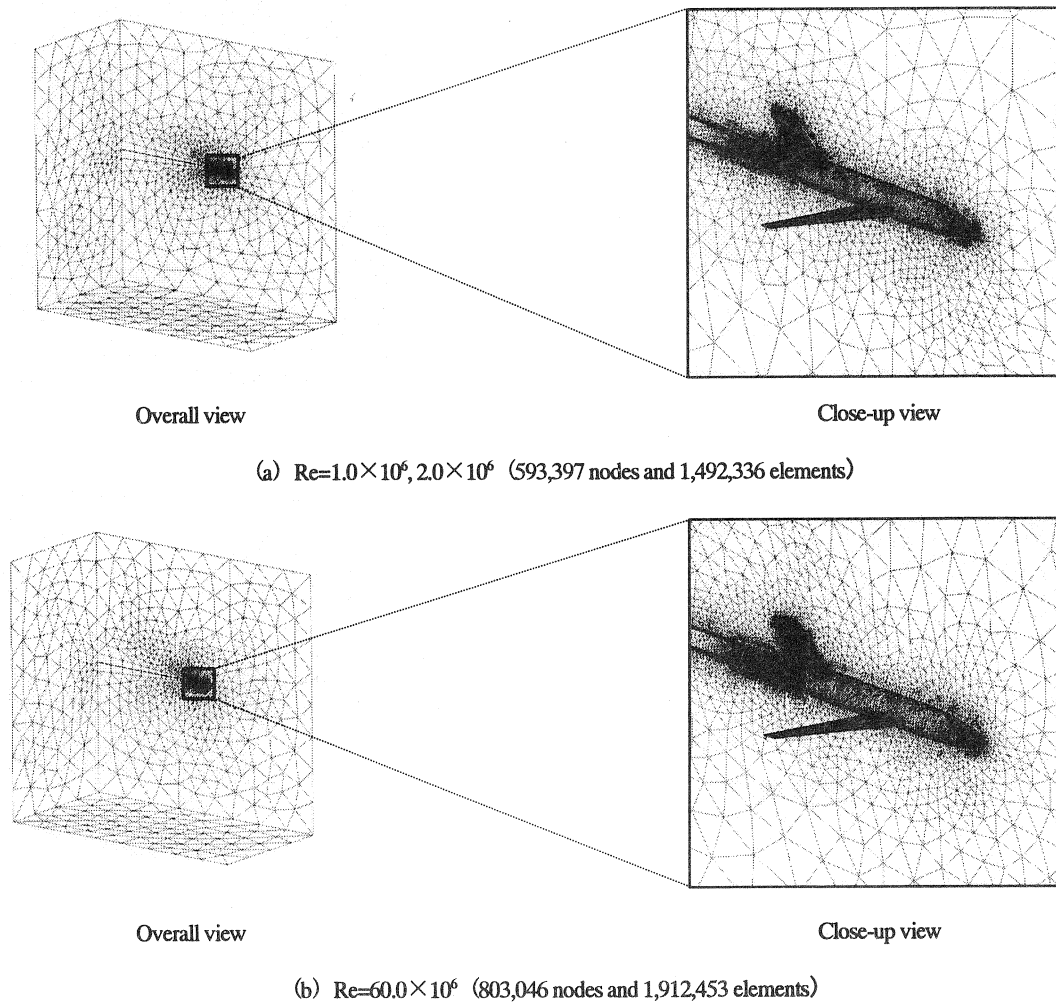


Fig.1 Hybrid unstructured grids of the half model of the ONERA Model M5 configuration.

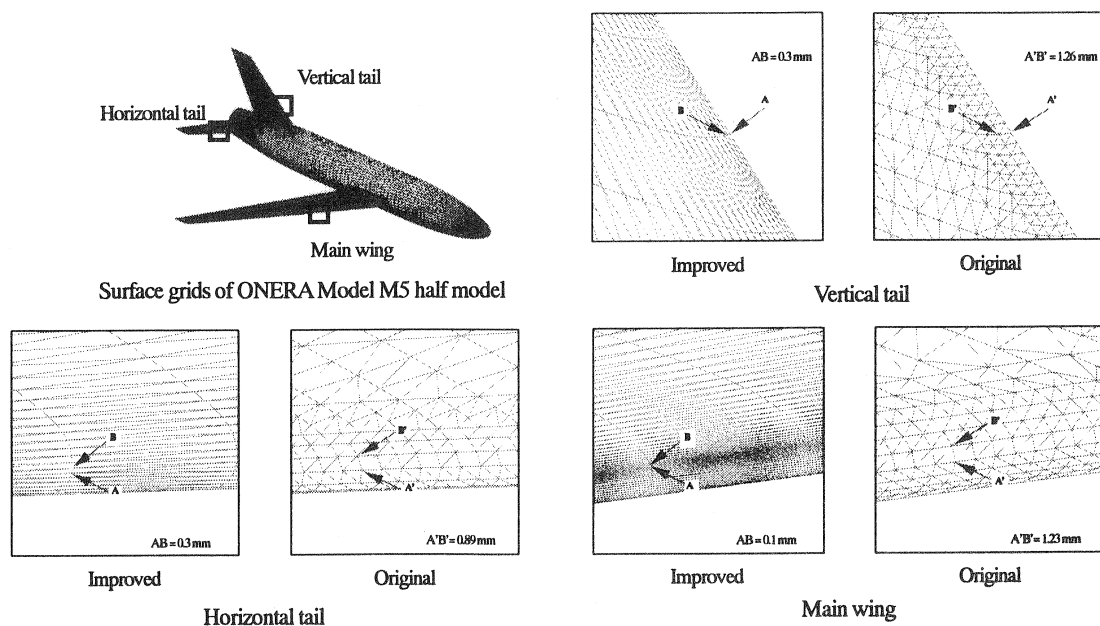


Fig.2 High resolution of surface grids around each leading edge

(cf. A, A' : Surface nodes on a leading edge, B, B' : Surface nodes that adjoins nodes A, A', respectively) .

## 2. 2 流れ場解析手法

支配方程式系には理想気体の3次元 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 方程式を用い、Cell-Centered 有限体積法により空間を離散化した。

乱流モデルには Spalart-Allmaras 1 方程式モデル (S-A モデルと略記) を適用したが、輸送方程式中の生成項及び崩壊項における流れ場の層流/乱流遷移を制御する遷移パラメータ ( $C_b$ ,  $C_w$ ) の推奨値がモデル開発者により  $C_b=1.1$ ,  $C_w=2.0$  から  $C_b=1.2$ ,  $C_w=0.5$  に更新されている<sup>9)</sup>。そこで、本計算は風洞試験条件と対応して自然遷移条件で実行した。また、全機抵抗の評価に影響があると推定されるので、遷移パラメータの推奨値近傍での値を採用した。具体的な遷移パラメータの値として、計算回数 16,000 回までは  $C_b=1.20$ ,  $C_w=0.50$  と設定し、16,001 回以降は  $C_b=1.30$ ,  $C_w=0.25$  として粘性計算を実行した。

要素境界上の非粘性流れの評価には Roe の FDS 法<sup>12)</sup>を用い、その高次精度化には最大2次精度の鳴の MUSCL 型規格化非構造格子法<sup>13)</sup>を適用したが、本計算では物理量勾配が単調性を維持できる範囲内でより大きく評価して精度向上を図った。一方、要素境界上の粘性流れの評価には2次精度中心法を用いた。

時間積分法には非構造格子に拡張された LU-SGS 陰解法<sup>14)</sup>を適用し、収束加速法には陰的残差平均法と局所時間刻み幅法を併用した。

## 3. 計算結果及び検討

Fig.3 (a) に一様流 Mach 数  $M_\infty=0.84$ , 迎角  $\alpha=1.0^\circ$ , Reynolds 数  $Re=1.0 \times 10^6$  の機体上面側の表面圧力分布を示す。これより、胴体先端から流れの加速による負圧域が生じ、主翼取付け位置付近では主翼の影響による負圧・圧縮領域が確認できる。翼端方向に向かって衝撃波発生位置が前進し、入型の三重衝撃波 (弱い衝撃波, 強い衝撃波, 結合衝撃波) が発生している。また、主翼の吹き下ろし効果により、水平尾翼上面が圧縮領域になることも確認できる。

Fig.3 (b) に  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=1.0^\circ$ ,  $Re=60.0 \times 10^6$  (実機相当) の機体表面圧力分布を示し、 $Re=1.0 \times 10^6$  の場合と同様に、主翼上面において入型の三重衝撃波を確認することができる。

Fig.4 (a), (b) に  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=1.0^\circ$  の翼幅位置 28.51% (S3 断面), 81.47% (S1 断面) での主翼断面圧力分布を各々示す。この際、本計算結果を非粘性計算<sup>4)</sup>及び風試結果<sup>6)</sup>と比較すると共に、Reynolds 数の影響 ( $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$ ) も検討した。ここで、 $\alpha=1.0^\circ$  にも関わらず、主翼に取付け角及び上反角があるため、S1, S3 両断面の主翼上面に前縁負圧ピークが見られ、風試結果も同様な傾向を示している。

S1 断面の結合衝撃波及び S3 断面の ONERA M5 主翼特有の二重衝撃波 (強い衝撃波, 弱い衝撃波) の発生位置と強さに関して、本計算結果は非粘性計算<sup>4)</sup>よりも風試結果<sup>6)</sup>と良好に一致し、衝撃波・境界層干渉が良好に捉えられていることがわかる。

S1, S3 両断面の後縁側の衝撃波発生位置に関して、 $Re=60.0 \times 10^6$  の計算結果は  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$  の場合や風試結果よりも後方に算出している。特に、S1 断面において、主翼下面の翼弦長 80% 位置近傍の Short Bubble に関して、 $Re=1.0 \times 10^6$  の計算結果は風試結果と良好に一致していることがわかる。

Fig.5~9 に  $M_\infty=0.84$ ,  $Re=1.0 \times 10^6$  ( $\alpha=3.0 \sim 0.0^\circ$ ) 及び  $2.0 \times 10^6$  ( $\alpha=4.0 \sim 3.0^\circ$ ) の縦3分力特性に関して、非粘性計算<sup>4)</sup>, 他者粘性計算<sup>5)</sup>及び風試結果<sup>6,7)</sup>と比較して各々示す。この際、縦3

分力の推算精度向上 (特に、抵抗値) のために、以下の3つの改善策を施した: ① 各翼前縁近傍でのコード方向の表面格子解像度の向上, ② 嶋の手法<sup>13)</sup>の物理量勾配評価法の拡張, ③ Spalart-Allmaras 1 方程式乱流モデルの遷移パラメータ値の変更。

Fig.5 (a), (b) に揚力特性として  $Re=1.0 \times 10^6$  及び  $2.0 \times 10^6$  の CL- $\alpha$  曲線を各々示す。これより、本計算結果の揚力傾斜は、改善前後に関わらず、非粘性計算<sup>4)</sup>よりも他者粘性計算<sup>5)</sup>及び風試結果<sup>6,7)</sup>と良好に一致し、揚力係数の推算精度が向上している。

Fig.6 (a), (b) に抵抗特性として  $Re=1.0 \times 10^6$  及び  $2.0 \times 10^6$  の CL-CD 曲線を示す。

Fig.6 (a) の  $Re=1.0 \times 10^6$  の場合、改善前の本計算結果は風試結果<sup>6)</sup>と比較して、約 130 カウント程抵抗係数 CD を過大評価し、十分な推算精度が得られなかった。これらの問題点は翼前縁が尖った F-16A 戦闘機の場合<sup>15)</sup>では生じず、翼前縁の曲率が大きい ONERA M5 形態で初めて確認され、前述の3つの改善策を施した。その結果、改善後では抵抗推算精度の向上が著しく、非粘性計算<sup>4)</sup>及び他者粘性計算<sup>5)</sup>よりも風試結果<sup>6)</sup>と良好に一致していることがわかる。

Fig.7 に  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=1.0^\circ$ ,  $Re=1.0 \times 10^6$  の全機抵抗値における圧力抵抗値及び摩擦抵抗値の内訳を示す。これより、全機抵抗値の過大評価は摩擦抵抗値よりも圧力抵抗値の過大評価に起因していることがわかる。これは他者粘性計算<sup>5)</sup>よりも圧力抵抗値を過大評価しており、既に非粘性計算<sup>4)</sup>でも内在する問題点であった。そこで、前述の3つの改善策を施すことにより、改善後の圧力抵抗値の低減が顕著である。改善後の全機抵抗値の内訳は高梨等の計算結果に最も近く、圧力抵抗値と摩擦抵抗値の割合はほぼ 1 : 1 となることも確認できる。

Fig.8 に  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=1.0^\circ$ ,  $Re=1.0 \times 10^6$  の全機抵抗値の精度向上における改善策①~③の効果を示す。その結果、改善策②が最も効果的であることがわかる。

一方、Fig.6 (b) の  $Re=2.0 \times 10^6$  の場合、迎角範囲  $\alpha=0.0 \sim 3.0^\circ$  では改善後の本計算結果は風試結果<sup>7)</sup>よりも若干過大評価 (約 30 カウント) しているが、 $\alpha=4.0 \sim 1.0^\circ$  では他者粘性計算<sup>5)</sup>よりも風試結果と良好に一致している。

Fig.9 (a), (b) に縦揺れモーメント特性として  $Re=1.0 \times 10^6$  及び  $2.0 \times 10^6$  の CM-CL 曲線を示す。

Fig.9 (a) の  $Re=1.0 \times 10^6$  の場合、本計算結果は非粘性計算<sup>5)</sup>よりも風試結果<sup>6)</sup>に近づき、顕著な精度向上が確認できる。これは非粘性計算で過大評価していた水平尾翼の負揚力による頭上げモーメントが、粘性計算では適正值に近づくためである。

一方、Fig.9 (b) の  $Re=2.0 \times 10^6$  の場合、本計算結果は高梨等の計算結果<sup>5)</sup>と最も良好に一致し、風試結果<sup>7)</sup>と比べると頭上げ方向に算出していることがわかる。この差異は全機風洞試験に対して本計算は半截形態で実施しているため、垂直及び水平尾翼近傍の流れが異なるために生じる。しかし、本計算結果は風試結果の定性的な傾向を良好に捕捉しており、 $CM_0$  を一致させることにより航空機の縦方向の空力特性や安定性を十分に推算可能であると考えられる。

次に、計算結果から判定される自然遷移位置の数値予測について検討する。この際、遷移判定法は他者粘性計算<sup>5)</sup>と同じく、Baldwin-Lomax 代数モデルの判定法に従い、乱流粘性係数が一様流粘性係数の 14 倍以上となる領域を乱流領域とし、その等値面を遷移位置と定義した。

Fig.10 (a), (b) に  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=1.0^\circ$ ,  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$  の自然遷移位置の数値予測に関して、他者粘性計算<sup>5)</sup>及び風試結果<sup>6)</sup>と比較して各々示す。

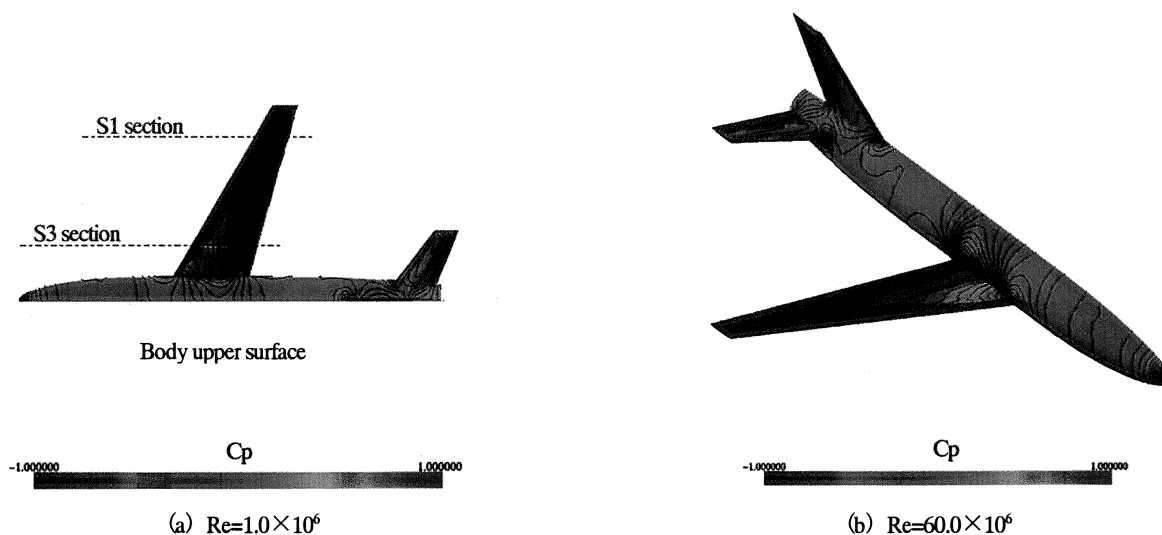


Fig.3 Body surface pressure distributions of ONERA Model M5 configuration at  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=-1.0^\circ$ , and  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$ .

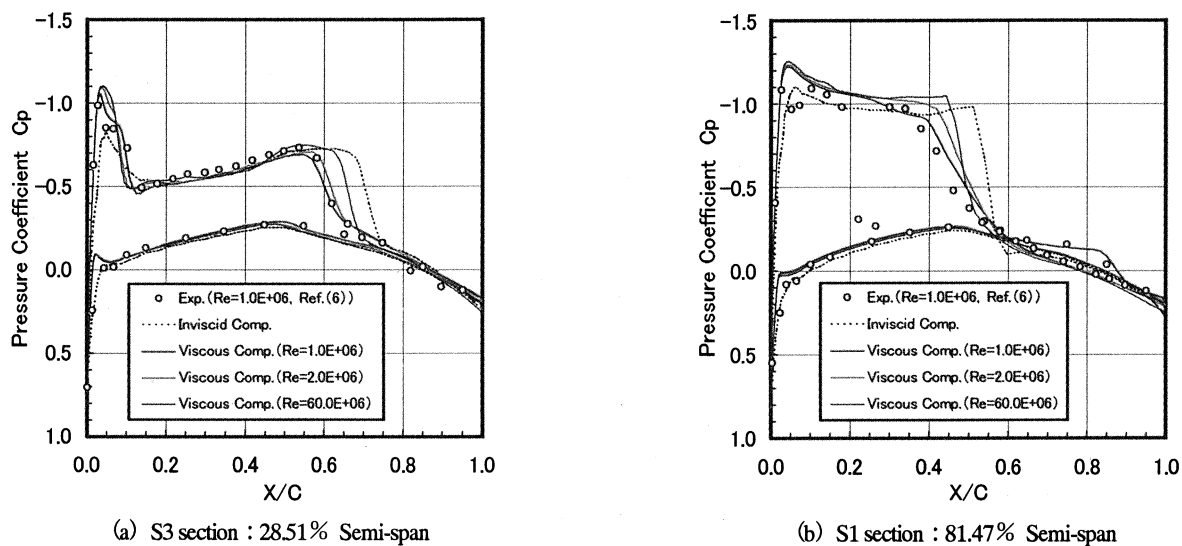


Fig.4 Comparison of wing surface pressure coefficient distributions between computed and experimental results at  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=-1.0^\circ$ , and  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$ .

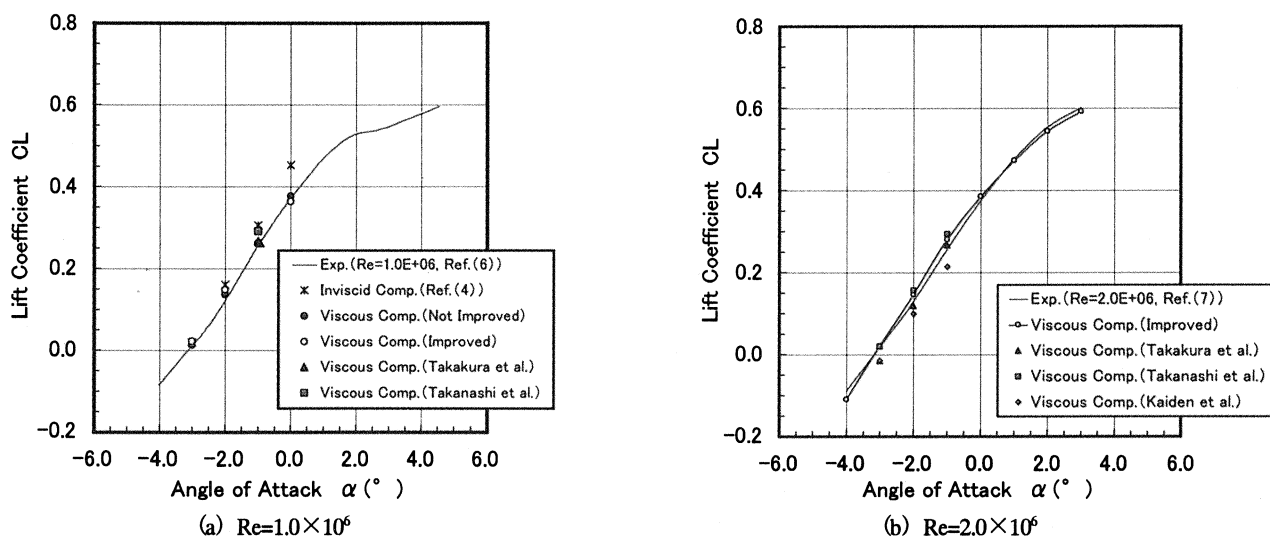
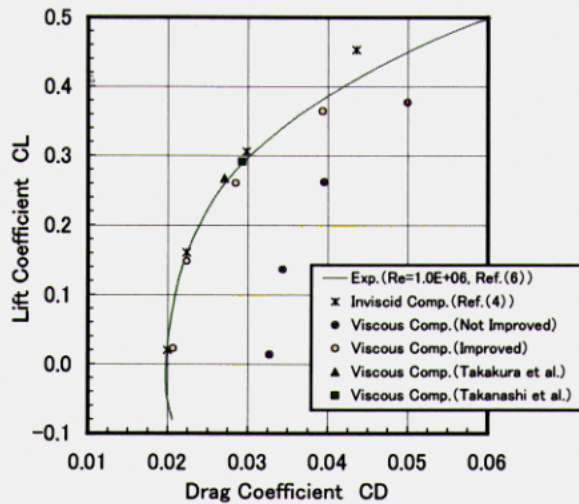
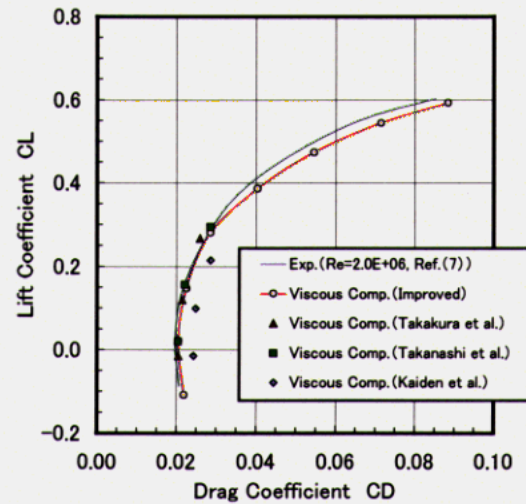
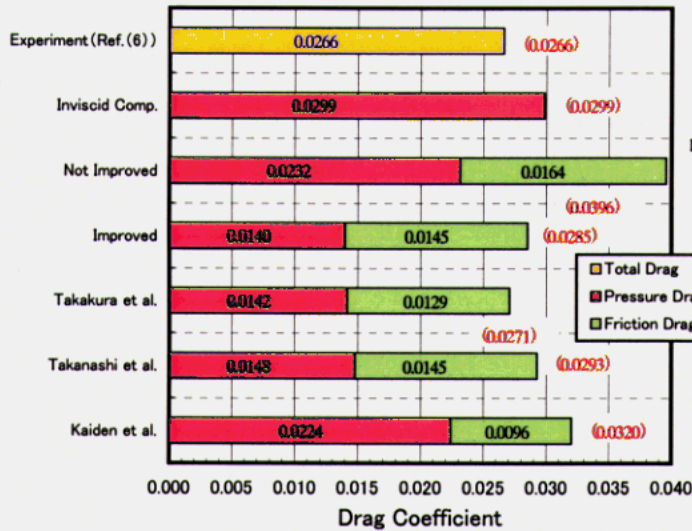
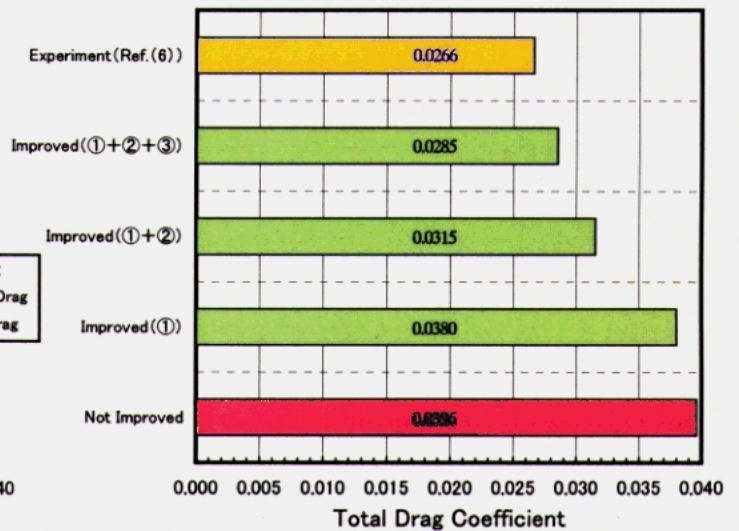
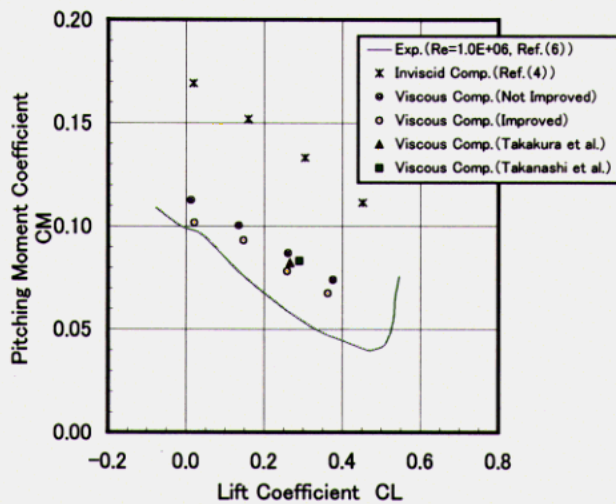
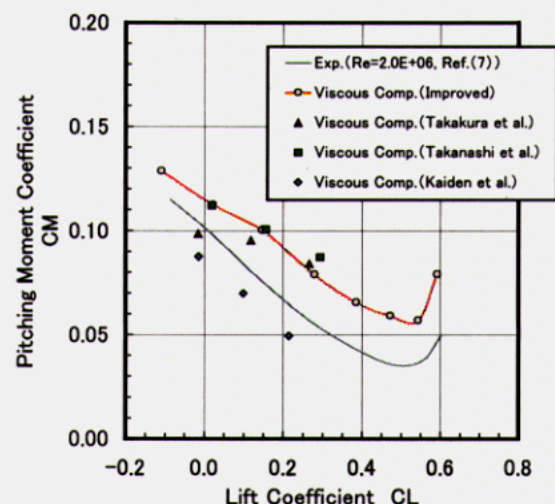


Fig.5 Comparison of  $CL-\alpha$  curves between computed and experimental results at  $M_\infty=0.84$  and  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ .

(a)  $Re=1.0 \times 10^6$ (b)  $Re=2.0 \times 10^6$ Fig.6 Comparison of CL-CD curves between computed and experimental results at  $M_\infty=0.84$  and  $Re=1.0 \times 10^6, 2.0 \times 10^6$ .Fig.7 Details of pressure and friction drag components for total drag coefficient at  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=-1.0^\circ$  and  $Re=1.0 \times 10^6$ .Fig.8 Effect of each strategy on improvement of total drag prediction at  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=-1.0^\circ$  and  $Re=1.0 \times 10^6$ .(a)  $Re=1.0 \times 10^6$ (b)  $Re=2.0 \times 10^6$ Fig.9 Comparison of CM-CL curves between computed and experimental results at  $M_\infty=0.84$  and  $Re=1.0 \times 10^6, 2.0 \times 10^6$ .



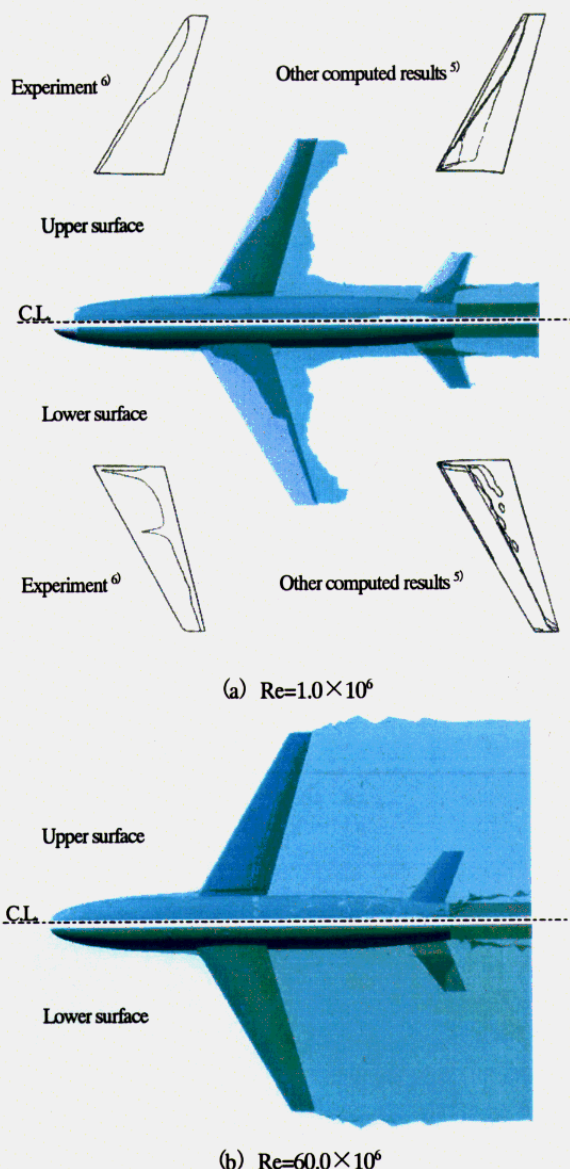


Fig.10 Comparison of boundary layer transition lines between computed and experimental results at  $M_\infty=0.84$ ,  $\alpha=-1.0^\circ$  and  $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$ .

Fig.10 (a) の  $Re=1.0 \times 10^6$  の場合、本計算結果は他者粘性計算<sup>5)</sup>よりも風試結果<sup>6)</sup>と良好に一致している。特に、主翼下面における遷移位置の予測に関して、他者粘性計算<sup>5)</sup>は風試結果<sup>6)</sup>よりも上流側に算出しているが、本計算結果は風試結果に近づいている。

一方、Fig.10 (b) の実機相当の  $Re=60.0 \times 10^6$  の場合、胴体表面全域及び主翼前縁から直ちに乱流遷移していることがわかる。

収束解を得るまでの計算時間は、SX-4/2C の 1CPU を用いて、 $Re=1.0, 2.0 \times 10^6$  の場合で 1 ケース当たり約 473 時間 (反復回数: 150,000 回, CFL=5.0),  $Re=60.0 \times 10^6$  の場合で約 116 時間 (反復回数: 50,000 回, CFL=10.0) であった。

#### 4. 結 言

Hybrid 非構造格子法及び Spalart-Allmaras 1 方程式乱流モデルを適用し、ONERA M5 半載形態の粘性計算を実行し、非粘性計算<sup>4)</sup>、他者粘性計算<sup>5)</sup>及び公知の風試結果<sup>6)</sup>と比較・検討した結果、以下の結論を得た。

① 主翼断面圧力分布の比較から、粘性計算は非粘性計算よりも衝撃波位置と強さの予測に優れ、衝撃波・境界層干渉が良好に捕捉可能であることが確認できた。

② 乱流モデルの導入により、粘性計算は非粘性計算及び他者粘性計算よりも縦 3 分力の推算精度が向上する。特に、翼前縁近傍でのコード方向の表面格子解像度の向上、物理量勾配評価法の拡張、Spalart-Allmaras 1 方程式モデルの遷移パラメータの変更により、抵抗推算精度の向上が顕著であり、物理量勾配評価法の拡張が最も効果的であることが確認できた。

③ 自然遷移位置の数値予測から、 $Re=1.0 \times 10^6$  の場合、本計算結果は他者粘性計算よりも風試結果と良好に一致する。特に、主翼下面側の遷移位置の予測に関して、他者粘性計算は上流側に算出しているのに対して、本計算結果は風試結果と良好に一致していることがわかる。

#### 参考文献

- 1) 沖, 酒田, 海田, 恵上, “非構造格子を用いた小型戦闘機周りの流れの CFD 解析”, 第 36 回飛行機シンポジウム講演論文集, pp.393-396, 1998.
- 2) Oki, Y., Sakata, T., Uchiyama, N., Kaiden, T., and Andoh, T., “Numerical Simulation of Transonic Flow past an F-16A Aircraft Configuration Using CASPER,” AIAA Paper 2000-0125, 2000.
- 3) 沖, 酒田, “航空機性能評価システム「CASPER」の開発と概要,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 論文集, NAL SP-46, pp.93-98, 2000.
- 4) 佐々木, 酒田, 沖, 嶋, 海田, “解適合非構造格子を用いた ONERA-M5 形態の数値解析,” 日本機械学会 1999 年度年次大会論文集 IV, pp.15-16, 1999.
- 5) 中道, “ONERA M5 全機形態まわりの流れの解析— 3 次元部門まとめ,” NAL SP-20, pp.73-108, 1993.
- 6) Staff of the Second Aerodynamics Division, “Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2m  $\times$  2m Transonic Wind Tunnel,” NAL TR-774T, 1983.
- 7) 澤田, 鈴木, 中村, 鈴木, 小松, 小池, “2m  $\times$  2m 遷音速風洞における ONERA 標準模型試験結果,” NAL TM-616, 1990.
- 8) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 9) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” Recherche Aerospaciale, Vol.1, pp.5-21, 1994.
- 10) Pizadeh, S., “Unstructured Viscous Grid Generation by Advancing - Layers Method,” AIAA Journal, Vol.32, No.8, pp.1735-1737, 1994.
- 11) Merriam, M.L., “An Efficient Advancing Front Algorithm for Delaunay Triangulation,” AIAA Paper 91-0792, 1991.
- 12) Roe, P.L., “Characteristic Based Schemes for the Euler Equations,” Annual Reviews of Fluid Mechanics, Vol.18, pp.337-365, 1986.
- 13) 嶋, “三次元非構造格子 NS ソルバー UG3,” 第 11 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-22, pp.25-30, 1994.
- 14) Sharov, D., and Nakahashi, K., “Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations,” AIAA Journal, Vol.36, No.3, pp.484-486, 1998.
- 15) 沖, 酒田, 海田, 内山, 安藤, “ハイブリッド非構造格子法を用いた F-16A 戦闘機まわりの乱流解析,” 第 13 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, p.154, 1999.