Hybrid 非構造格子法を用いた ONERA M5 形態の乱流解析と検証

Turbulent Analysis and Validation of ONERA Model M5 Configuration Using Hybrid Unstructured Grid Method

沖 良篤,防衛庁技本3研,〒190-8533 東京都立川市栄町1-2-10, E-mail:oki@jda-trdi.go.jp.

酒田 威志,防衛庁技本,〒162-8830 東京都新宿区市ヶ谷本村町 5-1, E-mail:sakata@jda-trdi.go.jp.

内山 直樹,三菱重工業(株),〒455-8515 愛知県名古屋市港区大江町10,E-mail:naoki_uchiyama@mx.nasw.mhi.co.jp.

前田 一郎,三菱重工業(株),〒455-8515 愛知県名古屋市港区大江町10, E-mail:ichiro_maeda@mx.nasw.mhi.co.jp.

海田 武司,三菱重工業(株),〒455-8515 愛知県名古屋市港区大江町10, E-mail:takeshi_kaiden@mx.nasw.mhi.co.jp.

Yoshiatsu OKI, 3rd Research Center, TRDI, Japan Defense Agency, 1-2-10,Sakae-Cho, Tachikawa, 190-8533, Japan. Takeshi SAKATA, TRDI, Japan Defense Agency, 5-1, Ichigayahonmura-Cho, Shinjuku-Ku, 162-8830, Japan. Naoki UCHIYAMA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., 10, Oye-Cho, Minato-Ku, Nagoya, 455-8515, Japan. Ichiro MAEDA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., 10, Oye-Cho, Minato-Ku, Nagoya, 455-8515, Japan. Takeshi KAIDEN, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., 10, Oye-Cho, Minato-Ku, Nagoya, 455-8515, Japan.

The unstructured grid 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 flows, the very fine and stretched grids are required to resolve accurately thin boundary layers developed along the body surface. In this paper, three-dimensional RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) computations are carried out in transonic (freestream Mach number M =0.84) and high Reynolds number (Re=1.0, 2.0 and 60.0×10^6) flows around ONERA Model M5 configuration using hybrid unstructured grid method together with Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. With respect to wing surface pressure distributions, CL- , CL-CD and CM-CL curves and transition locations, the present computed results are quantitatively compared with other computed results and wind-tunnel experiments. Especially, the drag estimation is improved by the high resolution on wing leading edge surface grids, the extension of Normalized Unstructured Method and the optimization of transition parameters, C₁₃ and C₁₄, in the Spalart-Allmaras one-equation model.

1. 緒言

最近では,計算機の急速な進歩と計算アルゴリズムの改善 により,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.これは従来から多 用されてきた風洞試験と比較して形状変更も比較的短期間 で済むため,防衛庁技術研究本部では民間企業と共同して, 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¹⁻³⁾.

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、四面体要素から成る 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 =0.84)の粘性計算を実施し、 非粘性計算⁴⁾、他者粘性計算⁵⁾及び風試結果(Re=1.0×10⁶) ^{6,7)}と比較して精度検証を行うと共に、Reynolds 数効果 (Re=1.0,2.0,60.0×10⁶、MAC 基準)も検討した.この際、 乱流モデルには航空機分野で実績のある Spalart-Allmaras 1 方程式モデル⁸⁾を適用した.ただし、抵抗値推算の精度向上 のために、翼前縁格子解像度の向上、物理量勾配評価法の拡 張、遷移パラメータ変更⁹⁾の3つの改善策を施し、それらの 効果も検討した.

2. 数值解析手法

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¹⁰により生成した.それ以外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¹¹.

Fig.1(a),(b)にRe=1.0 2.0×10⁶とRe=60.0×10⁶のONERA M5半截形態の計算格子を各々示す.

Fig.1 (a) に Re=1.0, 2.0×10⁶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 ±20(機体全長単位)の直方体形状,1/ Re内節点数は 15 点,最小格子間隔は 1.0×10⁵と,スティング長は 1.71(機体 全長単位)とした.

Fig.1(b)に Re=60.0×10⁶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 ±20(機体全長単位)の直方体形状,1/ Re内節点数は20 点,最小格子間隔は 1.5×10⁻⁶,スティング長は 1.71(機体全 長単位)とした.

この際,気流の加速膨張に伴う推進力(Leading Edge Thrust)の計算精度の向上を図るために,翼前縁でのコード方向の表面格子解像度を向上させた(Fig.2参照).

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 FVM 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,実際の計算は decouple 法で実行した. 生成項及び崩壊項の流れ場の層流/乱流遷移を制御する乱流パラメータ(C_{13} , C_{14})の推奨値がモデル開発者により C_{13} =1.1, C_{14} =2.0 から C_{13} =1.2, C_{14} =0.5 に更新されている⁹⁾. ここで,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,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.本研究では,S-A モデルの遷移パラメータについて,計算回数 16,000 回までは C_{13} =1.20 C_{14} =0.50 と設定し,16,000 回以降は C_{13} =1.30 C_{14} =0.25 として粘性計算を実行した.

要素境界上の非粘性流束の評価には Roe の FDS 法¹²⁾を用 い,その高次精度化には最大2次精度の嶋の MUSCL型規格 化非構造格子法¹³⁾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束の評価には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 ¹⁴⁾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 に一様流 Mach 数M =0.84, 迎角 =-1.0°, Reynolds 数 Re=1.0×10⁶の機体表面圧力分布を示す.胴体先端から流 れの加速による負圧域が確認でき,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.また,翼端 に向かって衝撃波発生位置が前進し,型の衝撃波(弱い衝 撃波,強い衝撃波,結合衝撃波)が発生している.さらに, 水平尾翼において,=-1.0°と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が確認できる.

Fig.4(a),(b)にM =0.84, =-1.0°の翼幅位置 28.51(S1 断面),81.47%(S2 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⁴⁾及び風試結果⁶⁾と比較 すると共に,Reynolds 数効果(Re=1.0,2.0,60.0×10⁶)も検 討した.ここで, =-1.0°にも関わらず,主翼に取付け角及 び上反角があるため,S1,S2 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.

Fig.4(a)のS1断面(翼幅位置 28.51%)において,ONERA M5 主翼特有の二重衝撃波(強い衝撃波,弱い衝撃波)の発 生位置及び強さは非粘性計算⁵⁾よりも良好に風試結果(Re= 1.0×10⁶)⁶⁾と一致し,衝撃波・境界層干渉が良好に捉えら れている.また,後縁側の衝撃波発生位置について Re=60.0 ×10⁶の計算結果は Re=1.0, 2.0×10⁶の場合や風試結果より も後方に算出している.

一方, Fig.4(b)のS2断面(81.47%断面位置)において, 結合衝撃波の発生位置及び強さに関して,本計算結果は非粘 性計算⁴⁾よりも良好に風試結果⁶⁾と一致し,衝撃波・境界 層干渉が良好に捉えられている.また,Re=60.0×10⁶の計算 結果ではRe=1.0,2.0×10⁶の場合や風試結果よりも後方に算 出している.さらに,風試結果に見られる主翼下面の翼弦長 80%位置近傍の圧力分布について,Re=1.0×10⁶の計算結果 は良好に捕捉している.

Fig.5~7 にM =0.84, Re=1.0×10⁶(=-3.0~0.0°)及び 2.0×10⁶(=-4.0~3.0°)の縦3分力特性に関して,非粘性 計算⁴⁾,他者粘性計算⁵⁾及び風試結果^{6,7)}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: 翼前縁の表面格子 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=1.0×10⁶ 及び 2.0×10⁶ の CL- 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⁴⁾よりも他者粘性計算⁵⁾及び風試結果^{6,7)}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)に揚抗特性として Re=1.0×10⁶ 及び 2.0×10⁶ の CL-CD 曲線を示す.

Fig.6(a)のRe=1.0×10⁶の場合,改善前の本計算結果は風 試結果⁶⁾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¹⁵⁾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⁴⁾及び他者計算結果⁵⁾より も風試結果⁶⁾と良好に一致していることがわかる.

Fig.7 にM =0.84, =-1.0°, Re=1.0×10⁶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.これは既に非粘性計算 ⁴⁾でも内在する問題点であり,他者粘性計算⁵⁾よりも圧力抵 抗値を過大評価しており,改善後の圧力抵抗値の低減が顕著 であることが確認できる.この際,改善後の全機抵抗値の内 訳は高梨等の計算結果に近く,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 =0.84, =-1.0°, Re=1.0×10⁶の全機抵抗値の 精度向上における改善策 ~ の効果を示し,改善策 が最 も効果的であり,風試結果⁶⁾に近づいていることがわかる.

一方, Fig.6 (b)の Re=2.0 × 10⁶の場合, 迎角範囲 =0.0 ~3.0 °では改善後の本計算結果は風試結果⁷⁾よりも若干過 大評価(約30カウント)しているが, =-4.0~-1.0 °では他 者計算⁵⁾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=1.0×10⁶ 及び 2.0×10⁶の CM-CL 曲線を示す.

Fig.9(a)のRe=1.0×10⁶の場合,本計算結果は非粘性計算 ⁵⁾よりも風試結果⁶⁾に近づき,顕著な精度向上が確認できた. 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(負 迎角のため)による頭上げモーメントが,粘性計算では適正 値に近づくためであると考えられる.

一方, Fig.9(b)の Re=2.0×10⁶の場合,海田等の計算結果 ⁵⁾は風試結果⁷⁾よりも頭下げモーメントを若干過大評価して いるが,本計算結果は高倉等,高梨等の計算結果⁵⁾と良好に 一致している.また,本計算結果の傾向は風試結果と定性的 に一致しており,CM₀を一致させることにより航空機の空力 特性を十分に推算可能であると考えられる.

本計算は自然遷移を見る風洞試験と対応したものである ため,計算結果から判定される遷移位置について風試結果⁶⁾ と比較・検討した.この際,遷移判定法はBaldwin-Lomax代 数モデルで一般的に用いられる手法に従い,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,乱 流粘性係数が14.0となる等値面を遷移位置とした.

Fig.10(a),(b)にM =0.84, =-1.0°, Re=1.0, 60.0× 10⁶の場合の自然遷移位置を他者粘性計算⁵⁾及び風試結果⁶⁾ と比較して各々示す.

Fig.10(a)の Re=1.0×10⁶の場合,本計算結果は風試結果⁶⁾ と定性的に良好に一致している.特に,他者粘性計算⁵⁾は風 試結果⁶⁾よりも主翼下面における遷移位置を上流側に算出し 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Re=60.0×10⁶の場合, 胴体表面全域及 び主翼前縁から全場乱流となることがわかる.

収束解を得るまでの計算時間は,SX-4/2Cの1CPUを用いて,Re=1.0,2.0×10⁶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=60.0×10⁶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半截形態の粘性計算を実行し,非粘 性計算⁴¹,他者粘性計算⁵¹及び公知の風試結果^{6,71}と比較・検 討した結果,以下の結論を得た.

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.

乱流モデルの導入により,粘性計算は非粘性計算及び 他者計算結果よりも縦3分力の推算精度が向上する.特に, 翼前縁の表面格子解像度の向上,物理量勾配評価法の拡張, Spalart-Allmaras1方程式モデルの遷移パラメータ変更によ り抵抗推算精度の向上が顕著であることが確認できた.

自然遷移位置の数値予測から, Re=1.0×10⁶の場合, 本計算結果は風試結果と定性的に一致する. Re=60.0×10⁶の 場合, 胴体表面全域及び主翼前縁から全場乱流となる.



Far-field view

Close-up view near ONERA Model M5 configuration

(a) Re=1.0, 2.0×10^6 (593,397 nodes and 1,492,336 elements (Layer region : 3,882 tetrahedrons, 982,530 prisms, 4,029 pyramids and 426 tents, Non-Layer region : 501,469 tetrahedrons))



Far-field view

Close-up view near ONERA Model M5 configuration

(b) $Re=60.0 \times 10^6$ (803,046 nodes and 1,912,453 elements (Layer region : 3,750 tetrahedrons, 1,394,453 prisms, 3,818 pyramids and 422 tents, Non-Layer region : 501,469 tetrahedrons))

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



Fig.2 Improvement of wing leading edge grid resolution

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





Fig.3 Body surface pressure distributions of ONERA Model M5 configuration at M =0.84, =-1.0 $^{\circ}$ and Re=1.0 \times 10⁶.

Fig.4 Comparison of wing surface pressure coefficient distributions between computed and experimental results at M =0.84, =-1.0 ° and Re=1.0, 2.0, 60.0×10^{6} .



Fig.5 Comparison of CL- curves between computed and experimental results at M =0.84 and Re=1.0, 2.0×10^6 .



Fig.6 Comparison of CL-CD curves between computed and experimental results at M =0.84 and Re=1.0, 2.0×10^6 .



Fig.7 Breakdown of pressure and friction drag component for total drag coefficient at M =0.84, =-1.0 ° and Re= 1.0×10^{6} .

Fig.8 Effect of remedy to on improvement of total drag estimation at M =0.84, =-1.0 ° and Re= 1.0×10^{6} .



Fig.9 Comparison of CM-CL curves between computed and experimental results at M =0.84 and Re=1.0, 2.0×10^6 .



Fig.10 Comparison of transition locations between computed and experimental results at M =0.84, =-1.0 ° and Re=1.0, 60.0×10^{6} .

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 講演要旨集, p.31, 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, 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,"航空宇宙技術研究所特別資料 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 × 2m Transonic Wind Tunnel, "TR-774T, 1983.

7) 澤田, 鈴木, 中村, 鈴木, 小松, 小池, "2m×2m 遷音速風 洞における ONERA 標準模型試験結果,"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 Aerospatiale, 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.