# 乱流モデルを用いた F-16A 戦闘機まわり流れの数値シミュレーション

Numerical Simulation of Flow around an F-16A Aircraft Configuration Using Turbulence Models

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 東京都新宿区市ケ谷本村町 5-1, E-mail:sakata@jda-trdi.go.jp.

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

佐々木 隆,川崎重工業(株),〒540-8710 岐阜県各務原市川崎町1,E-mail:sasaki\_takashi@khi.co.jp.

三友 俊輝,富士重工業(株),〒320-8564 栃木県宇都宮市陽南町 1-1-11, E-mail:MitomoT@uae.subaru-fhi.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. Hideyuki KAMIYA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., 10,Oye-Cho, Minato-Ku,Nagoya, 455-8515, Japan. Takashi SASAKI, Kawasaki Heavy Industries, Ltd., 1,Kawasaki-Cho, Kakamigahara, 540-8710, Japan. Toshiteru MITOMO, Fuji Heavy Industries, Ltd., 1-1-11,Yonan-Cho, Utsunomiya, 320-8564, Japan.

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. In this paper, the CFD code validation was discussed through the three-dimensional RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) computations on the F-16A aircraft configuration in transonic (freestream Mach number M =0.9) and supersonic (M =1.2) speed regions. As the modeling of air intake and exhaust nozzle, fairing and flow-through configurations are computed using Spalart-Allmaras one-equation turbulence model on the hybrid unstructured grids, which is composed of semi-structured grid, prism, pyramid, tent and tetrahedrons. For comparison, Baldwin-Lomax algebraic and Johnson-King one-equation turbulence models are applied to only the fairing configuration for the structured grids. With respect to force and moment coefficients and wing surface pressure distribution, the present computed results are well quantitatively compared to experiments, inviscid and structured viscous computed results. Also, using Spalart-Allmaras one-equation model on the hybrid unstructured grids, the powered configuration including inlet airflow and jet exhaust effects is computed in the subsonic region (M =0.6). In order to verify the sideslip characteristic, the present computed results are well compared to experiments on the total pressure recovery ratio on the engine compressor face at steady state.

#### 1. 緒言

先進技術を有する将来航空機の空力設計のために,防衛庁技術研究本部は国内主要航空機メーカーと共同して,CFD (Computational Fluid Dynamics)技術を基盤とした航空機性能評価システム「CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research)」の開発を実施した<sup>1-3</sup>).

本研究では、各種乱流モデルを用いて、亜・遷・超音速域において、F-16A 戦闘機の粘性計算を実施し、非粘性計算<sup>4)</sup>及び風試結果 <sup>5-8)</sup>と比較・検討して、CFD コードの精度検証を実施した.この際、インテーク部分をフェアリング形態(図中、FA と略記)、フロースルー形態(図中、FT と略記)、吸排気形態(図中、PR と略記)の3タイプでモデル化した.

各乱流モデルの評価のために , 遷・超音速域 ( 一様流 Mach 数 M =0.9 , 1.2 ) において , 主翼断面圧力分布 , 6 分力の迎角及び横滑り角特性について非粘性計算  $^4$  )及び風試結果  $^{5.6.7}$  と比較して精度検証を実施した . この際 , Hybrid 非構造格子のフェアリング及びフロースルー両形態に対して Spalart-Allmaras 1 方程式モデル  $^{9}$  を用い , Baldwin-Lomax 代数モデル  $^{10}$  及び Johnson-King 1 方程式モデル  $^{11}$  は構造格子のフェアリング形態のみに適用した .

さらに, 亜音速域 (M=0.6) における横滑り角特性の精度検証のために, Spalart-Allmaras 1 方程式モデルを用いて吸排気・全機形態の粘性計算  $^{12}$ ) を実施し,総圧回復率分布について風試結果  $^{8}$ ) と比較・検討した.

#### 2. 数值解析手法

### 2.1 計算格子生成法

解析モデルにはインテークを塞いだフェアリング形態と 風洞模型に近いフロースルー形態を設定した.ただし,非粘 性計算,Baldwin-Lomax代数モデル及びJohnson-King 1 方程 式モデルによる粘性計算にはフェアリング形態のみを用い た.本研究では,計算格子には Hybrid 非構造格子を適用したが,比較・検討のために構造格子も適用した.

Hybrid 非構造格子の場合,機体表面上に発達する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 Layer 法 <sup>13)</sup>により生成した.この際,プリズム要素は層数が一定であるような機体表面や後流領域の大部分の境界層領域に適用され,ピラミッド要素は四面体要素と共に,ダイバータ,ドラッグ・シュート,インテーク・ダクト,スティングのような層数が変化する領域に適用した.テント要素及び四面体要素は複数本の法線を有する翼後縁や機体表面の角部のような凹な面が発生するのを防ぐために適用した.一方,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 法及び Delaunay 分割法を併用して生成した <sup>14,15)</sup>.

Fig.1 (a),(b)に,フェアリング・全機形態(約89万節点,約244万要素(層状領域:プリズム1,405,642要素,ピラミッド13,166要素,テント2,164要素,四面体14,308要素,非層状領域:四面体1,000,306要素),フロースルー・全機形態(約83万節点,約236万要素(層状領域:プリズム1,242,344要素,ピラミッド15,684要素,テント2,732要素,四面体16,848要素,非層状領域:四面体1,077,394要素))の機体近傍の様子(前方上方視,対称断面視)を示す.ただし,1/Re内節点数はフェアリング,フロースルー形態に対して各々13,8点としたが,最小格子間隔は両形態共に1.4×10<sup>5</sup>とした.

Fig.2 に吸排気・全機形態(約88万節点,約240万要素(層状領域:プリズム1,380,642要素,ピラミッド14,198要素,テント2,728要素,四面体14,958要素,非層状領域:四面体987,602要素))の機体近傍の様子(前方上方視,前方視)を示す.ただし,1/Re内節点数は11点,最小格子間隔は1.7×10<sup>5</sup>とした.

フェアリング・全機形態の構造格子生成には, Multi-block

法を適用した.まず,代数的な Transfinite 内挿法を用いて初期格子を生成した後に,Poisson 方程式を用いた楕円型格子生成法により Fig.3 のような最終的な空間格子を生成した(領域 1:159 × 261 × 51=2,111,449 点,領域 2:161 × 39 × 51=316,251 点,合計:約 243 万点).遠方境界は大きさ 20(機体全長単位)の円筒形状(H-O 格子トポロジー)である.この際,格子品質の向上のため,各領域接続間の平滑化,直交化,集中化処理を施した.ただし,1/ Re 内節点数は 10 点,最小格子間隔は  $1.4 \times 10^5$  とした.

#### 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.また、乱流モデルとして、非構造格子には Spalart-Allmaras 1 方程式モデル<sup>9</sup>(S-A モデルと略記)、構造格子には Baldwin-Lomax 代数モデル<sup>10)</sup>(以下、B-L モデルと略記)及び Johnson-King 1 方程式モデル <sup>11)</sup>(以下、J-K1992 モデルと略記)を適用し、実際の計算は decouple 法で実行した。

要素境界上の非粘性流束の評価は以下の通りである.非構造格子の場合,迎角 =8.0°以下の低迎角域で Roe の FDS 法 <sup>16)</sup>を用いて風上化し, =12.0°以上の高迎角域及び吸排気形態で粘性計算用に修正した Hanel の FVS 法 <sup>17)</sup>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 <sup>18)</sup>を適用した.一方,構造格子の場合, Hanel の FVS 法を用いて風上化し,2 次精度 MUSCL型 TVD 法で高次精度化した.要素境界上の粘性流束の評価には非構造及び構造格子共に2 次精度中心法を用いた.

時間積分法は非構造格子には LU-SGS 陰解法 <sup>19)</sup>を用い, 構造格子には LU-ADI 陰解法を適用した. 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.

本計算で用いられた初期条件,境界条件を以下に示す.初期条件は構造及び非構造格子ともに,一様流条件を適用した.非構造格子の境界条件は,上流,下流,上下側面部分の遠方境界には一様流条件,機体表面,対称面境界,スティング表面(機体近傍,スティング長0.09)には断熱滑り無し条件,スティング表面(機体遠方)には断熱滑り壁条件を各々適用した.ただし,吸排気形態の場合には,エンジン前面及び排気ノズル内部スロート面に吸排気境界条件を課した.

構造格子の境界条件は,上流,下流,側面部分の遠方境界には一様流条件,機体表面境界には断熱滑り無し条件,後流境界面境界(主翼,垂直・水平尾翼後縁後方),機体軸の周方向境界(機体下方中心断面),領域接続境界(各領域間の接合面)には隣接格子点間で外挿する連続境界条件,機体軸前方の特異線境界には周方向平均化条件を各々適用した.

## 3. 計算結果及び検討

3.1 フェアリング/フロースルー半截・全機形態(遷・超音速域)解析モデルとして,F-16A戦闘機のフェアリング形態及びフロースルー形態を設定して,遷・超音速域(M = 0.9, 1.2)で粘性計算を実施し,CFD解析コードの検証を行った.この際,機体表面及び主翼断面圧力分布(遷・超音速域),縦3分力の迎角特性(遷音速域),横3分力の横滑り角特性(遷音速域)に関して,非粘性計算結果⁴),各乱流モデル,公知の風試結果⁵⁻プと比較・検討し,精度検証を実施した.

収束解を得るまでの計算時間は ,SX-4/2C の 1 CPU を用いて,以下の通りである .S-A モデル ( 非構造格子 ) の場合,フェアリング・半截形態で約 76.7 時間 ( 反復回数 : 30,000 , CFL=5.0 ),フロースルー・半截形態で約 176.6 時間 ( 反復回数 : 60,000 , CFL=2.0 ) であった .一方 ,B-L モデル ( 構造格子 ) の場合 ,フェアリング・半截形態で約 53.3 時間 ( 反復回数 : 20,000 , CFL=1.5 ) であった . さらに , J-K1992 ( 構造格子 ) の場合 ,B-L モデルの収束解を初期条件として ,約 16.8

時間(反復回数:6,000(平衡モデル:1,000回+非平衡モデル:5,000回), CFL=1.5)であった.

Fig.4 (a), (b) に一様流 Mach 数 M=0.9 (遷音速域), Reynolds 数  $Re=12.75\times10^6$ , 迎角  $=4.0^\circ$  , 横滑り角 =0.0 及び 5.0 ° のフロースルー・全機形態の機体表面圧力分布を示す.ただし,Reynolds 数の無次元化基準長は機体全長 L とした.

まず、 =0.0°の場合,主翼上面に衝撃波が発生し,機首,インテーク,ダイバータ,キャノピー前面で気流が圧縮されて圧力が高くなる.さらに,キャノピー上面及びインテークリップに強い膨張領域が生じ,気流が加速されている(Fig.4(a)参照).

一方, =5.0°の場合,圧力分布が非対称となり,気流方向の右舷側で圧縮され, =0.0°の場合と比べて,主翼下面の前・後縁,フィン及び垂直尾翼の右舷側で圧力が高くなっている(Fig.4(b)参照).

Fig.5 に M = 1.2 (超音速域), Re = 12.75 × 10<sup>6</sup>, = 6.0°, = 0.0°のフロースルー・全機形態の機体表面(上方視)及び空間圧力分布(前胴部拡大)を示す.機体表面では高圧部分が遷音速の場合よりも拡大し,ドーサルフィンを含めた胴体から垂直尾翼にかけて強い膨張波が発生することがわかる.一方,空間圧力分布では機首で先頭衝撃波が生じ,キャノピー及びインテーク前方で垂直衝撃波が発生していることがわかる,また,キャノピー上面及びインテークリップの縁で強い膨張波が発生することも確認できる.

Fig.6(a),(b)に M=0.9(遷音速域),  $=4.0^\circ$  ,M=1.2(超音速域),  $=6.0^\circ$  , $Re=12.75\times10^\circ$ の主翼断面圧力分布(翼幅位置 71%)に関して,粘性計算結果を非粘性計算  $^{4}$ 及び風試結果  $^{5.6}$ と比較して各々示す.この際,乱流モデル(B-L,J-K1992,S-A モデル)及び各インテーク形態(フェアリング,フロースルー形態)間でも比較・検討した.

Fig.6 (a) の M = 0.9 (遷音速域)の場合,前縁負圧ピークの大きさに関して,Hybrid 要素の層状領域への適用により,粘性計算(S-A モデル)は四面体単一要素の非粘性計算 $^4$ )よりも精度が向上しているが,粘性計算(B-L,J-K1992 モデル)よりも過小評価されている.しかし,非粘性計算では衝撃波直後の圧力回復は過大評価しているが,粘性計算では境界層の考慮により緩やかな圧力回復が再現されている.また,非粘性計算では衝撃波強さを過大評価し,衝撃波発生位置を風試結果 $^5$ )よりも後方に算出するが,粘性計算では衝撃波・境界層干渉を良好に捕捉しており,特に粘性計算(S-A モデル)の精度が優れていることがわかる.

Fig.6(b)の M = 1.2(超音速域)の場合,計算手法(粘性・非粘性),乱流モデル,インテーク形態,計算格子の種類と無関係に,各計算結果は後縁付近で衝撃波が発生し,主翼上下面で有意な差異は見られず,風試結果<sup>6)</sup>と良好に一致していることがわかる.

Fig.7~9 に M = 0.9, Re = $12.75 \times 10^6$  の遷音速域での縦 3 分力の迎角特性について, 粘性計算結果を非粘性計算  $^4$  )及び風試結果  $^7$  と比較して各々示す.その結果, 粘性計算の方が非粘性計算よりも風試結果に近づき, 縦 3 分力の推算精度が向上することが確認できた.ここで, 迎角範囲は, B-L モデル(構造格子)の場合で = $0 \sim 16$  °の 5 点, J-K1992 モデル(構造格子)の場合で = $0 \sim 16$  °の 5 点, S-A モデル(非構造格子)の場合でフェアリング形態は = $0 \sim 25$  °の 7 点, フロースルー形態は = $0 \sim 30$  °の 8 点とした.

Fig.7 に揚力特性として CL 曲線を示す .低迎角域では粘性 ,非粘性計算に関わらず風試結果は良好に一致しているが , 8.0°以降では計算結果が揚力を過大評価する傾向がある .しかし ,粘性計算は剥離に伴う揚力低下を考慮可能であり , 非粘性計算 4)よりも風試結果 7)に近づいている . また , = 16°の高迎角域で J-K1992 モデルによる粘性計算結果が

風試結果と若干差異が大きくなっているが,それ以外に各々の乱流モデル,インテーク形態間で粘性計算結果に顕著な差異を確認できなかった.

Fig.8 に揚抗特性として Drag Polar 曲線を示す .粘性計算は境界層に起因する摩擦抵抗を考慮しているため ,非粘性計算 <sup>4)</sup>よりも風試結果 <sup>7)</sup>と良好に一致し ,抵抗値の推算精度は向上し ,この傾向は高迎角域ほど顕著となる . 特に ,風洞模型に近いフロースルー形態の粘性計算結果は CD<sub>0</sub>値を含めて風試結果と最も良好に一致している .

Fig.9 に縦揺れモーメント特性としてCM-CL 曲線を示す. Fig.7 の CL- 曲線より揚力係数 CL と迎角 は比例関係にあり,粘性の有無に関わらず,機体の頭上げが大きくなるに伴い,頭下げモーメントが大きくなる.その結果,機体は迎角静安定となり,空力的に妥当な計算結果と言える.粘性計算は非粘性計算 $^4$ )よりも頭下げモーメントを過小評価し,低迎角域では風試結果 $^7$ )と良好に一致している.これは粘性計算による衝撃波発生位置が風試結果に近づき,非粘性計算よりも負圧域が小さくなることに起因している.しかし, = 12.0°以降の粘性計算(S-A モデルに用いた解析モデルのみがドラッグ・シュート後端までの実機形状を忠実に模擬しているが,風洞試験模型,非粘性計算,粘性計算(B-L,J-K1992モデル)で用いた解析モデルはこれを模擬していないことに起因している.

また,各乱流モデル間で比較すると,低迎角域で差異は無いが,高迎角域ではB-L及びJ-K1992モデルの方がS-Aモデルよりも風試結果と良好に一致している.さらに,粘性計算(S-Aモデル)について,インテーク形態間で比較すると,低迎角域では差異が無いが,高迎角域ではフェアリング形態の方が頭下げモーメントを過大評価する傾向がある.

Table 1 に M=0.9,  $=4.0^{\circ}$ ,  $Re=12.75\times10^{\circ}$ , =0.0,  $5.0\,^{\circ}$  の横  $3\,$ 分力の横滑り角特性(非構造格子のみ)に関して, 計算手法(非粘性・粘性計算)及びインテーク形態間で比較して示す.

横滑り角 を0.0°から5.0°に正方向に変化させた場合,横力係数 CY は負の値を示し,横微係数 CY は負となり,横滑り復元力が発生することを示す.同様に,横揺れモーメント係数 CR も負の値を示し,横微係数 CR が負となり,後退翼の上半角効果により横静安定が得られている.一方,偏揺れモーメント係数 CN は正の値を示し,横微係数 CN が正となり,垂直尾翼が揚力を持つことにより復元力が発生し,機体の方向静安定が得られている.その結果,粘性計算は非粘性計算の場合と同様の傾向を示し,横静安定,方向静安定を有する機体の特徴と一致しており,空力的に妥当な計算結果であると言える.特に,フェアリング形態の場合,計算手法間で比較すると,CR は粘性計算の方が大きくなるが,CY 及び CN は非粘性計算 4)の方が大きくなる.また,粘性計算の場合,インテーク形態間で比較すると,横 3 分力の差異はほとんど無いことがわかる.

機体各構成要素毎の横 3 分力をインテーク形態間で比較すると,ほとんど差異が確認できなかったので,Fig.10 (a)  $\sim$  (c) に M=0.9, $Re=12.75\times10^6$ ,  $=4.0^\circ$  , =0.0 及び $5.0^\circ$  のフェアリング・全機形態の機体各構成要素ごとの横 3 分力を示す.Fig.10 (a) より,主要な横力発生の原因は、胴体,垂直尾翼,フィン(左,右)であることがわかる.横安定性の観点から検討すると,Fig.10 (b) より,主翼左右の差分,垂直尾翼で負の横揺れモーメントが発生し,胴体でほぼ中立となる.主翼左右の差分は後退翼の上半角効果に起因しており,その他は揚力面の取付け位置によるものである.その結果,全機の横揺れモーメント係数 CR が負となり,全機の横静安定が得られている.Fig.10 (c) より,方向安定の大部分が垂直尾翼より発生し,主翼でほぼ中立,胴体で若干負

となるが、その他の構成要素の方向安定はいずれも正となり、全機レベルでは方向静安定性が増加する傾向があることがわかる。計算手法間で比較すると、胴体の方向安定性が異なっている。非粘性計算4°ではCNが正となり、粘性計算とは逆の傾向を示し、方向静安定性を増加させている。これは非粘性計算の場合ではドラッグ・シュートの突起部を忠実に模擬せず、胴体尾部形状を簡略化した点に起因している。また、構造格子による粘性計算(B-Lモデル)でも、これと同様の簡略化を行っており、非粘性計算と同じ傾向を示している。3、2 吸排気・全機形態(亜音速域)

F-16A 戦闘機の吸排気・全機形態を解析モデルに設定して, S-A モデルを用いて吸排気効果を含む粘性計算を亜音速域(M=0.6)で実施し, CFD 解析コードの検証を行った.この際,横滑り角特性の検証としてエンジン前面での総圧回復率分布に関して,風試結果<sup>8)</sup>と比較・検討した.収束解を得るまでの計算時間は SX-4/2C の 1 CPU を用いて吸排気・全機形態で約 68.1 時間(反復回数:16,000, CFL=5.0)であった.

吸気条件では吸気流量を風試結果に対応させてエンジン 前面平均 Mach 数を $M_{c}$ =0.523 と指定し,パラメータに応じた保存量をインテーク内部でのエンジン前面境界仮想要素に適用した.

一方 , 排気条件では排気状態を表すノズル圧力比 NPR (排気ノズル内スロート面総温/一様流静温 ) =4.80 , ノズル温度比 NTR=1.072 , ノズルスロート平均 Mach 数 $M_{\rm EX}$ =1.0 を指定し , これらに応じた保存量を排気ノズル内部スロートにおける排気口面境界仮想要素に適用した .

Fig.11 にM =0.6, Re= $8.5 \times 10^6$ , =1.1°, =14.6°のインテーク内部の総圧回復率分布を示し、インテーク内部の流れ場が非対称となり、30%断面位置(断面 A: X/L=0.3, L: 機体全長)では気流の剥離により総圧回復率の低い領域が確認できる。

Fig.12 に吸排気・全機形態の横滑り角特性として, M =0.6 (亜音速域), Re= $8.5 \times 10^6$ , =1.1°, =14.6°の定常状態でのエンジン前面の総圧回復率分布を風試結果 $^8$ )と比較して示す.これより, 粘性計算結果は風試結果よりもディストーション領域を若干過小評価するが, 風試結果と概ね良好に一致し, 横滑り角特性を良好に捕捉可能であることがわかる.

#### 4. 結言

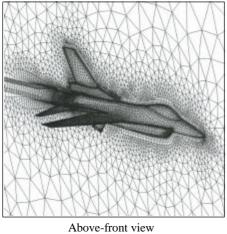
航空機性能評価システム「CASPER」を用いて,乱流モデルを用いて,亜・遷・超音速域において,F-16A戦闘機のフェアリング・フロースルー・吸排気形態で粘性計算を行い,各乱流モデル間,非粘性計算及び公知の風試結果と比較・検討した結果、以下の4つの結論を得た.

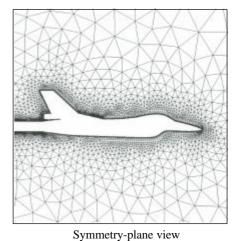
遷・超音速において,異なるインテーク形態(フェアリング/フロースルー形態)に対して,広範囲な迎角域で安定に計算実行可能であり,CFD解析コードのロバスト性が確認された.

主翼断面圧力分布(遷・超音速域),縦3分力の迎角特性(遷音速域)に関して,粘性計算は非粘性計算よりも風試結果と良好に一致し,CFD解析コードの信頼性が検証された.特に,CD<sub>0</sub>含めて,S-Aモデルによるフロースルー形態の抵抗推算精度の向上が最も顕著であった.

横3分力の横滑り角特性(遷音速域)に関して,粘性計算は非粘性計算と同様に横静安定性及び方向静安定性を有する機体の特徴と一致しており,空力的に妥当なものである.また,フェアリング・全機形態に関して,機体各構成要素の横3分力の発生要因を明らかにした.

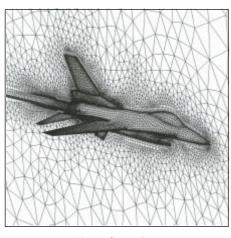
亜音速域において, S-A モデルを用いて吸排気・全機 形態の粘性計算を実施し,エンジン前面での総圧回復率分布 に関して風試結果と概ね良好に一致し,吸排気効果を含む横 滑り角特性が検証された.

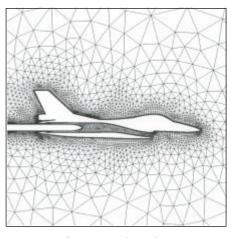




ont view Symmetry-plane view

(a) Fairing configuration (894,704 nodes and 2,435,586 elements (Layer region: 14,308 tetrahedrons, 1,405,642 prisms, 13,166 pyramids and 2,164 tents, Non-Layer region: 1,000,306 tetrahedrons))



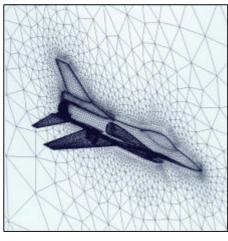


Above-front view

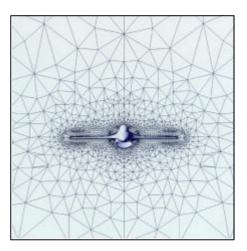
Symmetry-plane view

(b) Flow-through configuration (830,124 nodes and 2,355,002 elements (Layer region: 16,848 tetrahedrons, 1,242,344 prisms, 15,684 pyramids and 2,732 tents, Non-Layer region: 1,077,394 tetrahedrons))

Fig.1 Close-up views of hybrid unstructured grids on the full model of the F-16A aircraft fairing and flow-through configuration.

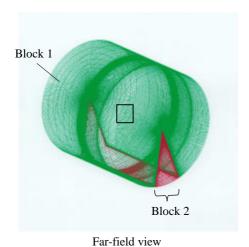






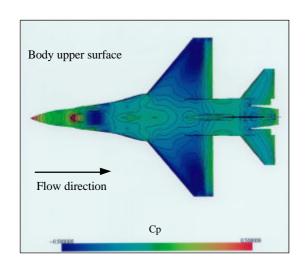
Front view

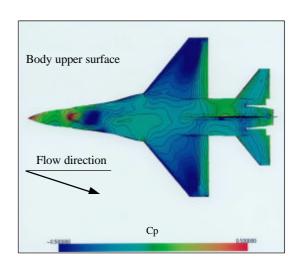
Fig.2 Close-up views of hybrid unstructured grids on the full model of the F-16A aircraft power configuration ( 881,579 nodes and 2,400,128 elements ( Layer region : 14,958 tetrahedrons, 1,380,642 prisms, 14,198 pyramids and 2,728 tents, Non-Layer region : 987,602 tetrahedrons )).

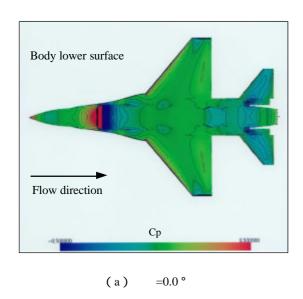


Close-up view around the airframe

Fig.3 Structured grids on the half model of the F-16A aircraft fairing configuration ( Block 1:  $159 \times 261 \times 51 = 2,116,449$ , Block 2:  $159 \times 39 \times 51 = 316,251$ , Sum total: 2,432,700 grid points).







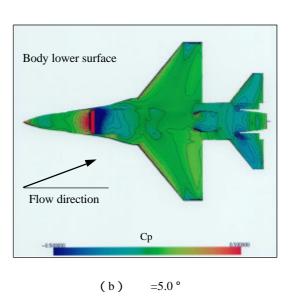
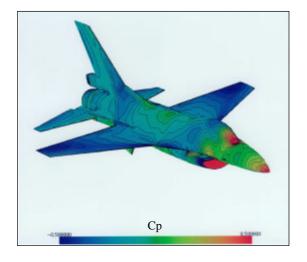
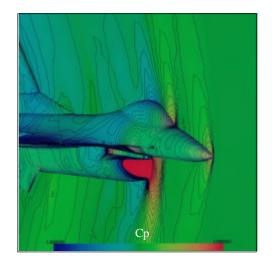


Fig.4 Body surface pressure distributions for the F-16A aircraft flow-through configuration at M  $\,$  =0.9,  $\,$  =4.0  $^{\circ}$  ,  $\,$  =0.0, 5.0  $^{\circ}$  and Re=12.75  $\times$  10  $^{6}$ .

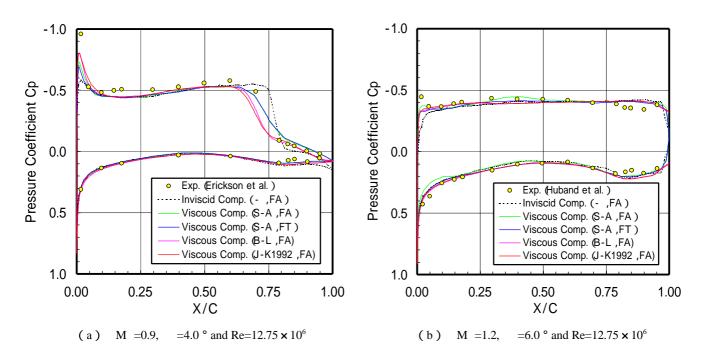




Above-front view of body surface pressure distribution

Close-up view of pressure distribution around air intake

Fig.5 Viscous computed pressure distributions for the F-16A aircraft flow-through configuration at M =1.2, =6.0  $^{\circ}$ , =0.0  $^{\circ}$  and Re=12.75 × 10 $^{6}$ .



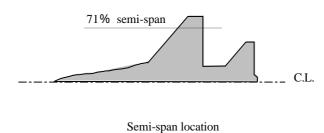


Fig.6 Comparison of computed and experimental wing surface pressure coefficient distributions at 71% semi-span location in transonic and supersonic speed regions ( M=0.9 and 1.2 ).

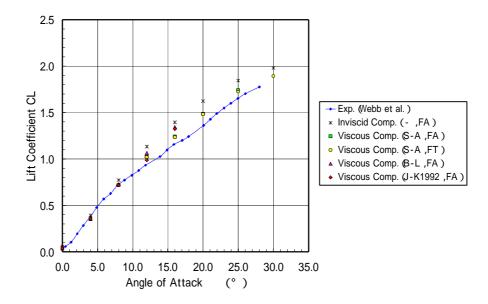


Fig. 7 Comparison of CL- curves between computed and experimental results at M = 0.9 and Re= $12.75 \times 10^6$ .

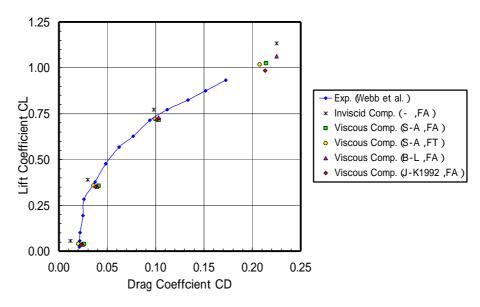


Fig. 8 Comparison of drag polar curves between computed and experimental results at M = 0.9 and Re= $12.75 \times 10^6$ .

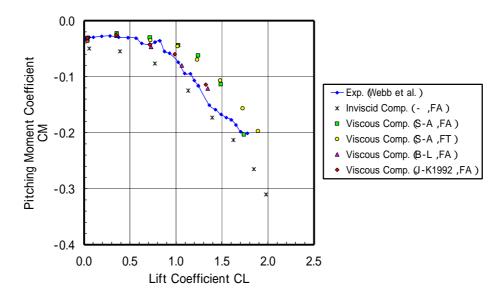


Fig.9 Comparison of CM-CL curves between computed and experimental results at M =0.9 and Re= $12.75 \times 10^6$ .

Table 1 Sideslip characteristic at M =0.9, Re=12.75  $\times$  10<sup>6</sup>, =4.0 °, =0.0, 5.0 °.

Numerical method ( Modeling of air intake and exhaust nozzle )	Angle of sideslip	Side force coefficient	Rolling moment coefficient	Yawing moment coefficient
	(°)	CY	CR	CN
Inviscid Comp. 4) ( Fairing configuration )	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1282	-0.0120	0.0329
Viscous Comp. (Fairing configuration)	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1073	-0.0134	0.0240
Viscous Comp. (Flow-through configuration)	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1098	-0.0130	0.0237

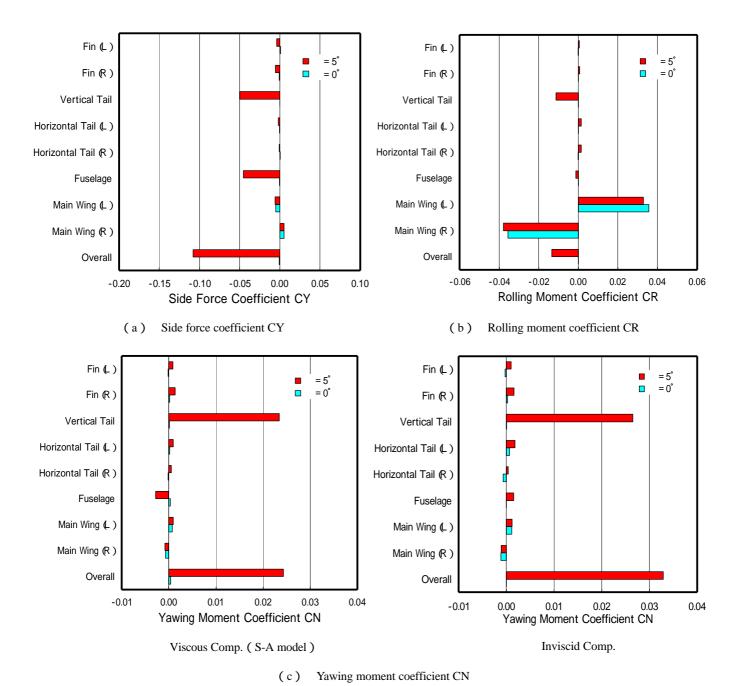


Fig.10 Lateral force and moment coefficients of each airframe component for the F-16A aircraft fairing configuration at M =0.9, =4.0  $^{\circ}$ , =0.0, 5.0  $^{\circ}$  and Re=12.75 × 10 $^{6}$ .

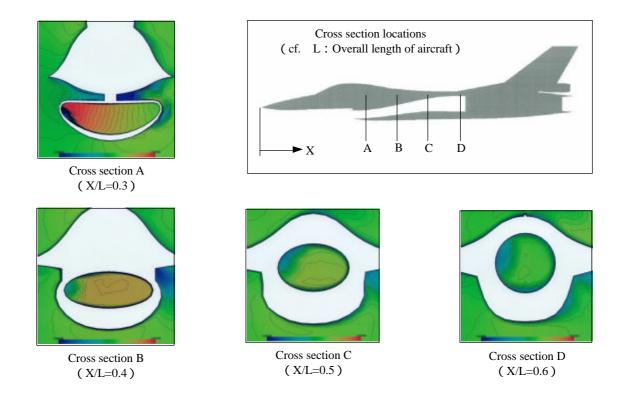


Fig.11 Intake total pressure recovery ratio distributions in cross sections A to D at M =0.6, =1.1  $^{\circ}$ , =14.6  $^{\circ}$  and Re=8.5 × 10 $^{6}$ .

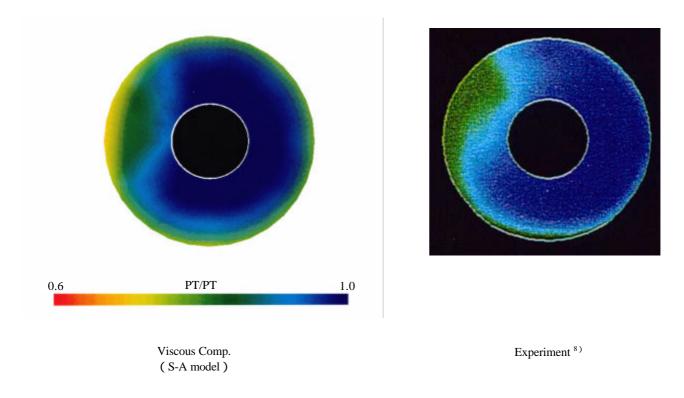


Fig.12 Comparison of total pressure recovery ratio distributions on engine compressor face between computed and experimental results at M = 0.6, Re= $8.5 \times 10^6$ , =  $1.1 \circ$  and =  $14.6 \circ$ .

#### 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) 沖,酒田,海田,恵上,谷,"CASPER による F-16A 戦闘機の CFD 計算とその検証",航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集,NAL SP-44,pp.363-368,1999.
- 5) Erickson, L.L., Madson, M.D., and Woo, A.C., "Application of the Tranair Full-Potential Code to Complete Configurations," ICAS-86-1.3.5, pp.313-323, 1986.
- 6) Huband, G.W., Rizzetta, D.P., and Shang, J.J.S., "Numerical Simulation of Navier-Stokes Equations for an F-16A Configuration," Journal of Aircraft, Vol.26, No.7, pp.634-640, 1989.
- 7) Webb, T.S., Kent, D.R., and Webb,J.B., "Correlation of F-16 Aerodynamics and Performance Predictions with Early Flight Test Results," AGARD CP-242, pp.19-9-19-14, 1977.
- 8) Hagseth, P.E., " F-16 Modular Common Inlet Design Concept ", AIAA Paper 87-1748, 1987.
- 9) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 10) Baldwin, B.S., and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-0257, 1978.

- 11) Johnson, D.A., "Nonequilibrium Algebraic Turbulence Modeling Considerations for Transonic Airfoils and Wings," AIAA Paper 92-0026, 1992.
- 12) 酒田,沖,神谷,内山,海田,"吸排気効果を含む F-16A 戦闘機周り流れ場の数値シミュレーション,"第 13 回数値流 体力学シンポジウム講演要旨集,p.155,1999.
- 13) Pizadeh, S., "Unstructured Viscous Grid Generation by Advancing-Layers Method," AIAA Journal, Vol.32, No.8, pp.1735-1737, 1994.
- 14) Merriam, M.L., "An Efficient Advancing Front Algorithm for Delaunay Triangulation," AIAA Paper 91-0792, 1991.
- 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.
- 16) Roe, P.L., "Characteristic Based Schemes for the Euler Equations," Annual Reviews of Fluid Mechanics, Vol.18, pp.337-365, 1986.
- 17) Hanel, D. and Schwane, R., "An Implicit Flux-Vector Splitting Scheme for Conputation of Viscous Hypersonic Flow, "AIAA Paper 89-0274, 1989.
- 18) 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.
- 19) 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.