

沖 良篤*¹, 酒田 威志*¹, 海田 武司*², 半田 智宏*³, 三友 俊輝*⁴

Turbulence Analysis and Validation of the Supersonic Fighter Using the CASPER

by

Yoshiatsu OKI, Takeshi SAKATA,
Takeshi KAIDEN, Tomohiro HANDA, Toshiki MITOMO

ABSTRACT

The development of the CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research) was finished in TRDI-JDA (Technical Research & Development Institute of Japan Defense Agency) in 1998. In this paper, we discuss the CFD code validation through the three-dimensional high-Reynolds number ($Re=12.75 \times 10^6$) viscous computations on the F-16A aircraft fairing and flow-through configurations in transonic (free-stream Mach number $M_\infty=0.9$) and supersonic ($M_\infty=1.2$) speed regions. In this high-Reynolds number flow problem, very fine and stretched grids are generally required to resolve accurately thin boundary layers developed along the body surface and so the application of the tetrahedral unstructured grids has several difficulties in computational efficiency and solution accuracy. One promising approach is to use hybrid unstructured grid, which is composed of semi-structured grid, prism, pyramid, tent and tetrahedrons, for viscous region and tetrahedral unstructured grid for the rest of computational domain. Also, the hybrid unstructured grids are applied to Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. With respect to force and moment coefficients and wing surface pressure distribution, the present computed results are well quantitatively compared to experiments, inviscid and viscous computed results by Baldwin-Lomax algebraic turbulence model on the structured grids.

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、風洞試験を中心とした従来手法の代わりに、国内主要航空機メーカーと共同して、CFD 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⁽¹⁻³⁾。

本研究では、CASPER 内の CFD 解析コードを精度検証するために、国内では解析例の少ない F-16A 戦闘機の乱流解析を遷・超音速域 (一様流 Mach 数 $M_\infty=0.9, 1.2$)、高 Reynolds 数域 (Reynolds 数 $Re=12.75 \times 10^6$) で実施し、非粘性計算結果⁽²⁾、公知の風試結果⁽⁴⁻⁶⁾と比較・検討した。この際、計算格子には複雑形状への形状適合性に優れた非構造格子を採用したが、比較・検討のために計算効率と精度に優れた構造格子も採用した。また、乱流モデルには、非構造格子は Spalart-Allmaras 1 方程式モデル⁽⁷⁾を適用し、構造格子は Baldwin-Lomax 代数モデル⁽⁸⁾を適用し、各々の乱流モデル間での比較も実施した。

特に、非構造格子の場合、従来から多用してきた四面体要素のみでは、航空機実機の機体表面に発達する高 Reynolds 数流れの極薄の境界層を高精度に解像するのは困難であり、非等方性の強い計算格子が必要となる。そこで、四面体要素以外に、プリズム、ピラミッド、テント要素から構成されるハイブリッド非構造格子法を開発し、CASPER 内の CFD 解析コードに組み込んだ。

2. 数値解析手法

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、非粘性計算及び Baldwin-Lomax 代数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、計算格子にはハイブリッド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。

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⁽⁹⁾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⁽¹⁰⁾。

図 1 (a), (b) に、フェアリング半截形態 (約 58 万節点、約 148 万要素 (層状領域: プリズム 957,735 要素、ピラミッド 4,740 要素、テント 1,110 要素、四面体 5,265 要素、非層状領域: 四面体 512,813 要素)、フロースルー半截形態 (約 68 万節点、約 169 万要素 (層状領域: プリズム 1,123,655 要素、ピラミッド 5,550 要素、テント 1,402 要素、四面体 6,069 要素、非層状領域: 四面体 555,907 要素)) の機体近傍の計算格子を示す。ただし、 $1/\sqrt{Re}$ 内節点数は 20 点、最小格子間隔は 8.0×10^{-6} とした。

フェアリング半截形態の構造格子生成には、従来から実績のあ

*¹ 防衛庁技術研究本部 第 3 研究所

*² 三菱重工業 (株)

*³ 川崎重工業 (株)

*⁴ 富士重工業 (株)

る Multi-block 法を適用した (領域 1 : $159 \times 131 \times 51 = 1,062,279$ 点, 領域 2 : $161 \times 20 \times 51 = 162,180$ 点, 合計 : 約 122 万点). 遠方境界は大きさ 20 (機体長単位) の円筒形状 (C-H 格子トポロジー) である. この際, 各領域の格子生成法は以下の通りである. 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空間格子を生成した (図 1 (c) 参照). 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, $1/\sqrt{\text{Re}}$ 内節点数は 10 点, 最小格子間隔は 8.0×10^{-6} とした.

2. 2 流れ場解析手法

支配方程式系には完全気体の 3 次元 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 方程式を適用した. 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⁽⁷⁾ (S-A モデルと略記), 構造格子には Baldwin-Lomax 代数モデル⁽⁸⁾ (以下, B-L モデルと略記) を適用し, 実際の計算は decoupled 法で実行した.

空間離散化には Cell-Centered 有限体積法を用いた. 要素境界上の非粘性流束の評価は以下の通りである. 構造格子の場合, Hanel の FVS 法で風上化し, その高次精度化には minmod 関数型の制限関数を用いた 2 次精度 MUSCL 型 TVD 法を適用した. 非構造格子の場合, Roe の FDS 法を用いたが, 高迎角域 (迎角 8.0° 以上) では安定性の良い Hanel の FVS 法を用いて風上化し, 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を適用した. 一方, 粘性流束の評価には, 構造及び非構造格子共に 2 次精度中心法を適用した.

時間積分法には, 構造格子は LU-ADI 陰解法を適用し, 非構造格子は LU-SGS 陰解法を適用した. また, 収束加速法には局所時間刻み幅法と陰的残差平均法を併用した.

本解析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.

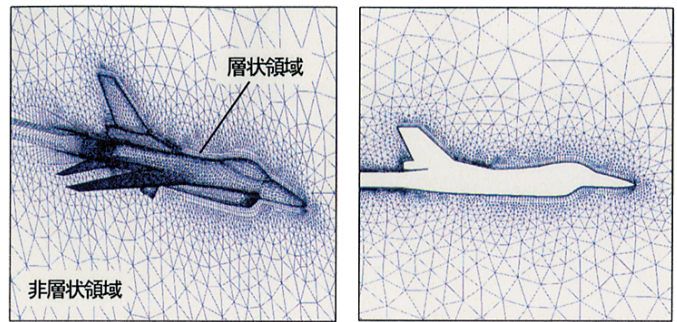
構造格子の境界条件は, 上流, 下流, 側面部分の遠方境界には Riemann Invariant 条件, 機体表面境界には断熱滑り無し条件, 後流境界面境界 (主翼, 垂直・水平尾翼後縁後方), 機体軸の周方向境界 (機体下方中心断面), 領域接続境界 (各領域間の接合面) には隣接格子点間で外挿する連続境界条件, 機体軸前方の特異線境界には周方向平均化条件を各々適用した.

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 Riemann Invariant 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.

3. 計算結果及び検討

解析モデルとして, F-16A 戦闘機のフェアリング (以下, 表中で FA と略記) 形態及びフロースルー (以下, 表中で FT と略記) 形態を設定して, 遷・超音速域で粘性計算を実施し, CFD 解析コードの検証を行った. 圧力分布 (機体表面, 空間, 主翼断面), 迎角特性 (縦 3 分力), 横滑り角特性 (横 3 分力) の 4 項目について検討した. 表 1 に検討項目と計算条件の概要を示す. この際, 主翼断面圧力分布 (遷・超音速域) と縦 3 分力の迎角特性 (遷音速域) について, 非粘性計算結果⁽²⁾, 公知の風試結果⁽⁴⁻⁶⁾と比較・検討し, 精度検証を実施した.

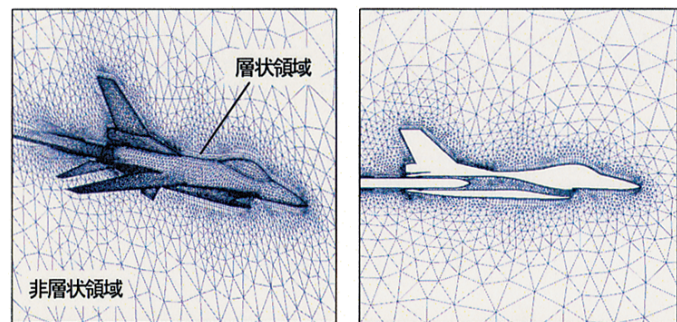
収束解を得るまでの計算時間は, SX-4/2C の 1 CPU を用いて,



機体近傍

対称断面

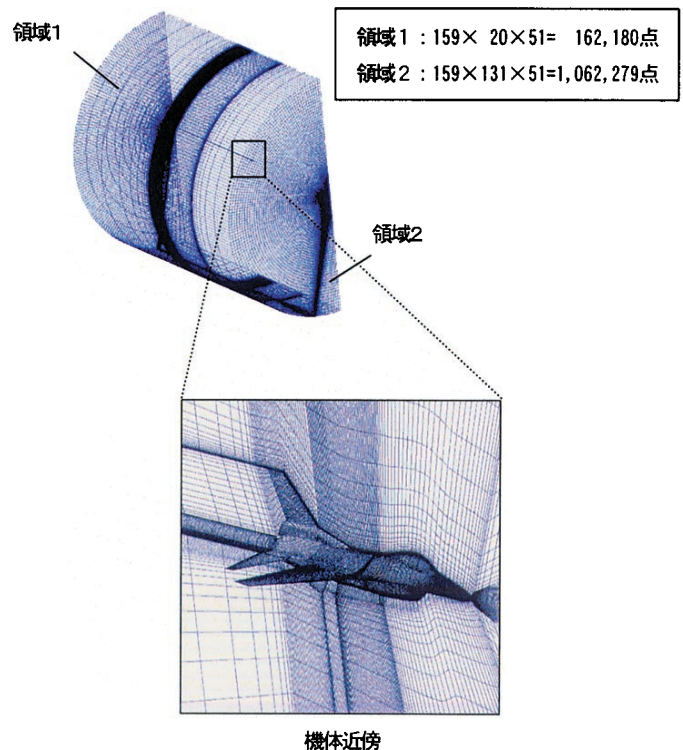
(a) 非構造格子 (フェアリング形態 : 約 58 万節点, 約 148 万要素)



機体近傍

対称断面

(b) 非構造格子 (70-300形態 : 約 68 万節点, 約 169 万要素)



機体近傍

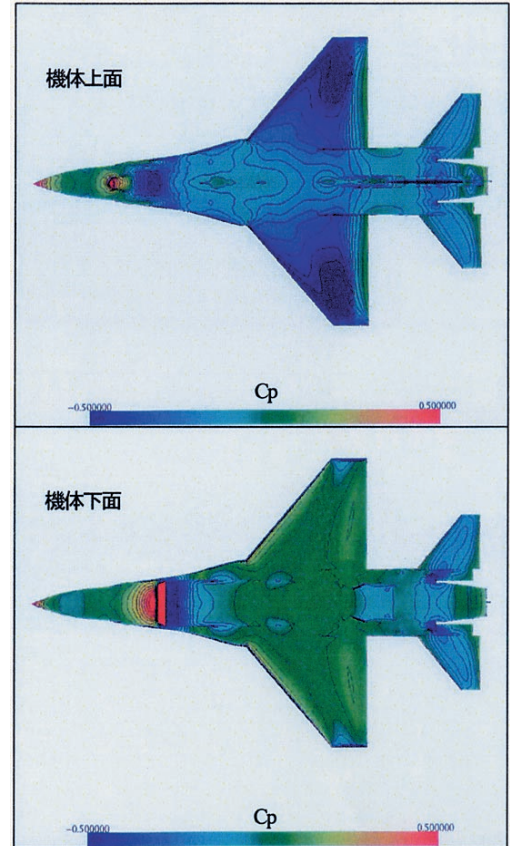
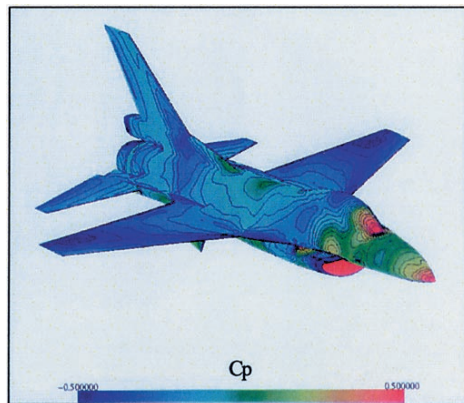
(c) 構造格子 (フェアリング形態 : 約 122 万点)

図1 計算格子 (F-16A 戦闘機・半截形態)

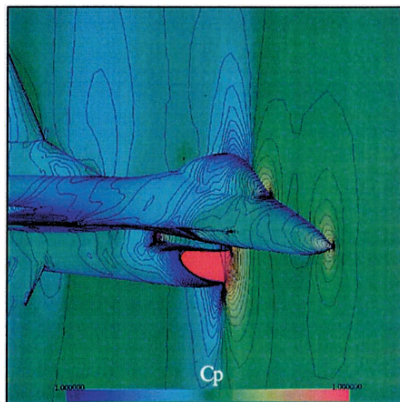
以下の通りである。S-A モデル（非構造格子）の場合、フェアリング・半截形態で約 76.7 時間（反復回数：30,000, CFL=5.0）、フロースルー・半截形態で約 176.6 時間（反復回数：60,000, CFL=2.0）であった。一方、B-L モデル（構造格子）の場合、フェアリング・半截形態で約 53.3 時間（反復回数：20,000, CFL=1.5）であった。

表1 検討項目と計算条件の概要

計算格子		構造格子	非構造格子
検討項目			
解析モデル	F-16A 戦闘機		
乱流モデル	B-L モデル	S-A モデル	
インテーク形態	FA 形態	FA/FT 形態	
圧力分布	機体表面空間	$M_\infty=0.9, \alpha=4^\circ, \beta=0.5^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (全機), FT $M_\infty=1.2, \alpha=6^\circ, \beta=0^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (全機), FT	
	主翼断面	$M_\infty=0.9, \alpha=4^\circ, Re=12.75 \times 10^6$ (半截), FA/FT $M_\infty=1.2, \alpha=6^\circ, Re=12.75 \times 10^6$ (半截), FA/FT	
迎角特性	縦3分力	$M_\infty=0.9, \alpha=0 \sim 16^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (半截), FA	$M_\infty=0.9, \alpha=0 \sim 25^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (半截), FA $M_\infty=0.9, \alpha=0 \sim 30^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (半截), FT
横滑り角特性	横3分力	$M_\infty=0.9, \alpha=4^\circ, \beta=0.5^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ (全機), FA/FT	

(a) $\beta=0.0^\circ$ の場合

機体表面圧力分布 (上方視)



空間圧力分布 (前胴部拡大)

図3 超音速域での機体表面・空間圧力分布
 (フロースルー・全機形態: $M_\infty=1.2, Re=12.75 \times 10^6, \alpha=6.0^\circ, \beta=0.0^\circ$)

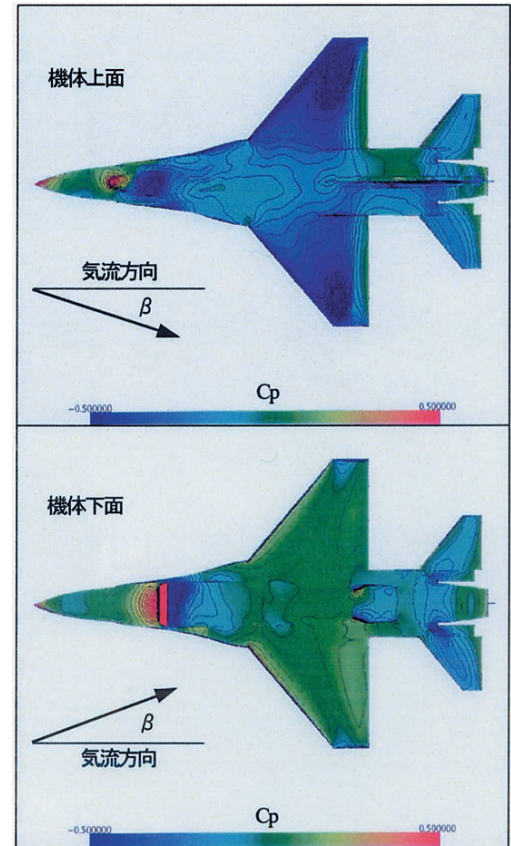
(b) $\beta=5.0^\circ$ の場合

図2 遷音速域での機体表面圧力分布
 (フェアリング・全機形態: $M_\infty=0.9, Re=12.75 \times 10^6, \alpha=4.0^\circ, \beta=0.0, 5.0^\circ$)

3. 1 機体表面・空間圧力分布

図2 (a), (b) に $M_\infty=0.9$, $Re=12.75 \times 10^6$, $\alpha=4.0^\circ$, $\beta=0.0$ 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。

$\beta=0.0^\circ$ 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(図2 (a) 参照)。一方、 $\beta=5.0^\circ$ の場合、圧力分布が非対称となり、気流方向の右舷側の圧力が高くなる。特に、 $\beta=0.0^\circ$ 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の圧力が高くなっている(図2 (b) 参照)。

図3 に $M_\infty=1.2$, $Re=12.75 \times 10^6$, $\alpha=6.0^\circ$, $\beta=0.0^\circ$ 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。機体表面では高压部分が遷音速の場合よりも大きくなり、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。

3. 2 主翼断面圧力分布

図4 (a), (b) に $M_\infty=0.9$, $\alpha=4.0^\circ$ 及び $M_\infty=1.2$, $\alpha=6.0^\circ$, $Re=12.75 \times 10^6$ の主翼断面圧力分布(翼幅位置 71%)について、粘性計算結果を非粘性計算⁽²⁾及び風試結果^(4, 5)と比較して示す。この際、乱流モデル(B-L, S-A モデル)及びインテーク形態(FA, FT 形態)間でも比較・検討した。

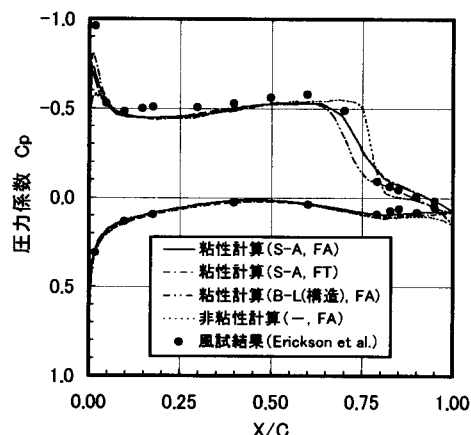
図4 (a) の遷音速域の場合、前縁負圧ピークの精度に関して、ハイブリッド要素の層状領域への適用により、粘性計算(S-A モデル)は、四面体単一要素の非粘性計算⁽²⁾よりも精度が向上し、構造格子を用いた粘性計算(B-L モデル)と同等の精度が得られている。非粘性計算では衝撃波直後の圧力回復は過大評価されるが、粘性計算では境界層の考慮により緩やかな圧力回復が再現されている。また、非粘性計算では衝撃波強さを過大評価し、衝撃波位置を風試結果⁽⁴⁾よりも後方に算出するが、粘性計算では衝撃波・境界層干渉を良好に捉えられており、乱流モデル、インテーク形態、計算格子の種類と無関係に衝撃波位置と強さが風試結果に近づいていることがわかる。

図4 (b) の超音速域の場合、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⁽⁶⁾と良好に一致していることがわかる。

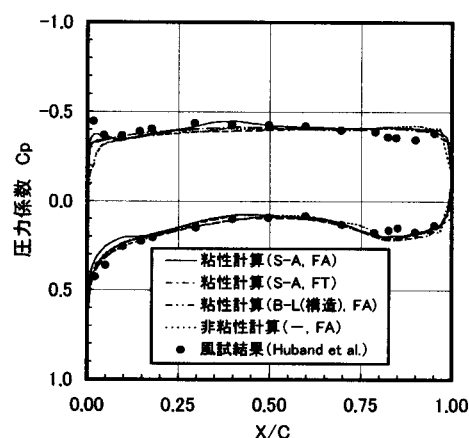
3. 3 縦3分力の迎角特性

図5~7 に $M_\infty=0.9$, $Re=12.75 \times 10^6$ 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⁽²⁾及び風試結果⁽⁶⁾と比較して示す。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 $\alpha=0 \sim 16^\circ$ 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 $\alpha=0 \sim 25^\circ$ の7点、フロースルー形態は $\alpha=0 \sim 30^\circ$ の8点とした。ただし、粘性計算は非構造及び構造格子ともに空間2次精度で計算を実行した。

図5 に揚力特性として $CL-\alpha$ 曲線を示す。低迎角域では計算結



(a) $M_\infty=0.9$, $Re=12.75 \times 10^6$, $\alpha=4.0^\circ$



(b) $M_\infty=1.2$, $Re=12.75 \times 10^6$, $\alpha=6.0^\circ$

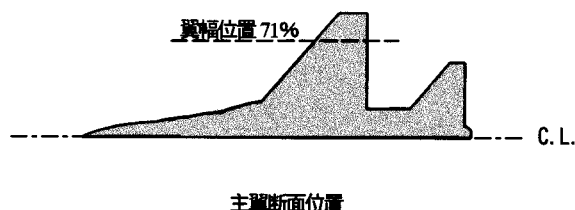


図4 主翼断面圧力分布(翼幅位置 71%)

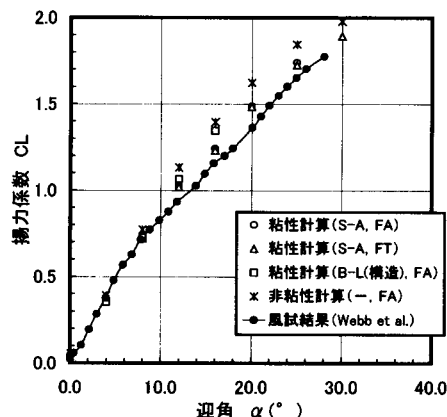


図5 揚力特性

(遷音速域: $M_\infty=0.9$, $Re=12.75 \times 10^6$)

果と風試結果は良好に一致しているが、 $\alpha = 8.0^\circ$ 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、非粘性計算結果⁽²⁾よりも風試結果⁽⁶⁾に近づいている。また、乱流モデル、インテーク形態間での粘性計算結果に顕著な差異を確認できなかった。

図6に揚抗特性としてドラッグ・ポーラ曲線を示す。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、非粘性計算結果⁽²⁾よりも風試結果⁽⁶⁾と良好に一致し、抵抗値の推算精度は向上している。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ッスルー形態の粘性計算結果は CD_0 値を含めて風試結果と最も良好に一致している。

図7に縦揺れモーメント特性としてCM-CL曲線を示す。図5のCL- α 曲線より揚力係数CLと迎角 α 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。粘性計算結果は非粘性計算結果⁽²⁾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⁽⁶⁾と良好に一致している。これは粘性計算による衝撃波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ためである。しかし、 $\alpha = 12.0^\circ$ 以降の粘性計算結果(S-Aモデル)は風試結果と差異が生じている。これは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おり、風洞模型、非粘性計算、粘性計算(B-L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、粘性計算結果(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。

3. 4 横三分力の横滑り角特性

表2に $M_\infty = 0.9$, $\alpha = 4.0^\circ$, $Re = 12.75 \times 10^6$, $\beta = 0.0, 5.0^\circ$ の横三分力の横滑り角特性に関して、計算手法(非粘性、粘性)及びインテーク形態間で比較して示す。

表2 横三分力の横滑り角特性
($M_\infty = 0.9$, $\alpha = 4.0^\circ$, $\beta = 0.0, 5.0^\circ$, 非構造格子)

計算手法 (インテーク形態)	$\beta (^\circ)$	CY	CR	CN
非粘性計算 (FA形態)	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1282	-0.0120	0.0329
粘性計算 (FA形態)	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1073	-0.0134	0.0240
粘性計算 (FT形態)	0.0	0.0000	0.0000	0.0000
	5.0	-0.1098	-0.0130	0.0237

横滑り角 β 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_β 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_β が負となり、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_β 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

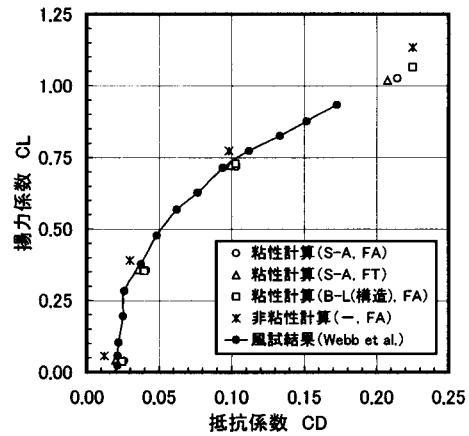


図6 揚抗特性

(遷音速域: $M_\infty = 0.9$, $Re = 12.75 \times 10^6$, $\alpha = 0 \sim 12.0^\circ$)

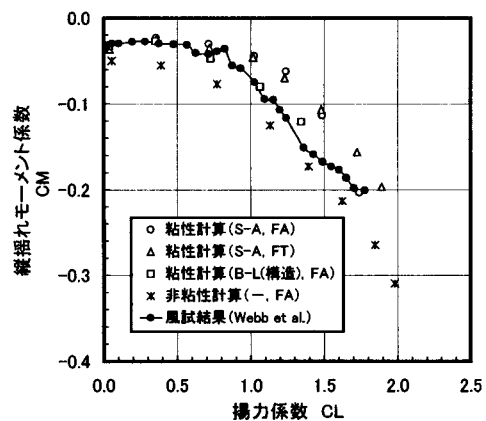


図7 縦揺れモーメント特性

(遷音速域: $M_\infty = 0.9$, $Re = 12.75 \times 10^6$)

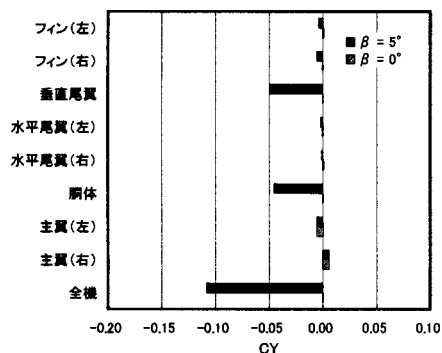
果、粘性計算は非粘性計算の場合と同様の傾向を示し、横静安定、方向静安定を有する機体の特徴と一致しており、空力的に妥当な計算結果であると言える。

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⁽²⁾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、横三分力の差異はほとんど無いことがわかる。

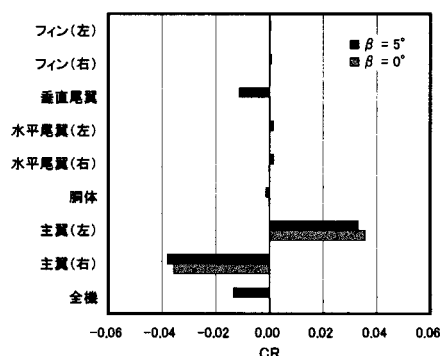
次に、機体各構成要素毎の横三分力をインテーク形態間で比較すると、ほとんど差異が確認できなかった。

図8(a)～(c)に $M_\infty = 0.9$, $Re = 12.75 \times 10^6$, $\alpha = 4.0^\circ$, $\beta = 0.0$ 及び 5.0° のフェアリング・全機形態の機体各構成要素毎の横三分力を示す。

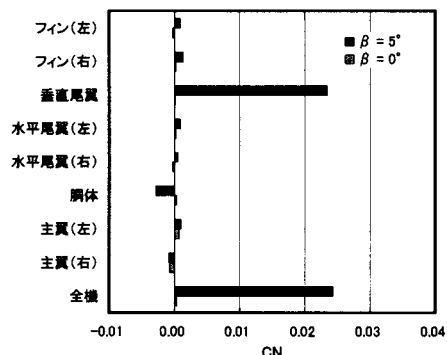
図8(a)より、主要な横力発生の原因は、胴体、垂直尾翼、フィン(左、右)であることがわかる。横安定性の観点から検討すると、図8(b)より、主翼左右の差分、垂直尾翼で負の横揺れモーメントが発生し、胴体ではほぼ中立となる。ここで、主翼左右の差分は後退角の上半角効果に起因しており、その他は揚力面の取付け位置によるものである。その結果、全機の横揺れモーメント係数CRが負となり、全機の横静安定が得られている。図8(c)より、方向安定の大部分が垂直尾翼より発生し、主翼ではほぼ中立、胴体で若干負となるが、その他の構成要素の方向安定はいずれも正となり、全機レベルでは方向静安定性が増加する傾向があることがわかる。



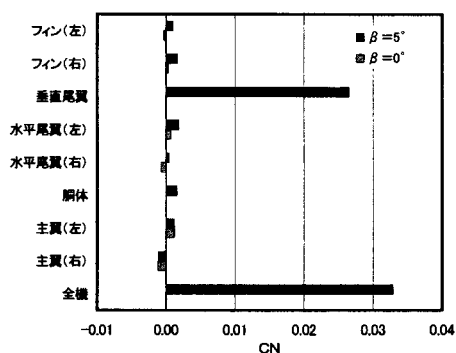
(a) 横力係数 CY



(b) 横揺れモーメント係数 CR



粘性計算

非粘性計算⁽²⁾

(c) 偏揺れモーメント係数 CN

図8 F17A・全機形態の機体各構成要素毎の横3分力
($M_\infty=0.9$, $Re=12.75 \times 10^6$, $\alpha=4.0^\circ$, $\beta=0.0, 5.0^\circ$)

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。非粘性計算結果⁽²⁾では CN が正となり、粘性計算結果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に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、構造格子を用いた粘性計算 (B-L モデル) でもこの簡略化を行っており、非粘性計算結果と同様の傾向を示している (0.00095 : 胴体)。

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、遷・超音速域でF-16A戦闘機の粘性計算を行い、風試結果等と比較・検討した結果、以下の3つの結論を得た。

① 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。

② 主翼断面圧力分布、縦3分力の迎角特性に関して、粘性計算結果は非粘性計算結果⁽²⁾よりも風試結果⁽⁴⁻⁶⁾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_0 含めてS-Aモデルをによるフロースルー形態の抵抗推算精度の向上が顕著であった。

③ 横3分力の横滑り角特性に関して、粘性計算結果は非粘性計算結果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。

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) 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.
- (3) 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.
- (4) 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.
- (5) 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.
- (6) 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.
- (7) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (8) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA Paper 78-0257, 1978.
- (9) Pizadeh, S., “Unstructured Viscous Grid Generation by Advancing-Layers Method,” AIAA Journal, Vol.32, No.8, 1994, pp.1735-1737.
- (10) Merriam, M.L., “An Efficient Advancing Front Algorithm for Delaunay Triangulation,” AIAA Paper 91-0792, 1991.