

## CASPER による F-16A 戦闘機の CFD 計算とその検証

沖 良篤\*<sup>1</sup>, 酒田 威志\*<sup>1</sup>, 海田 武司\*<sup>2</sup>, 恵上 浩一\*<sup>3</sup>, 谷 泰寛\*<sup>4</sup>

## CFD Computation and Validation of an F-16A Aircraft Configuration Using the CASPER

by

Yoshiatsu OKI (TRDI-JDA), Takeshi SAKATA (TRDI-JDA),  
Takeshi KAIDEN (MHI), Kouichi EGAMI (KHI)

and

Yasuhiro TANI (FHI)

This paper shows the results of the CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research) that has been developed in Technical Research & Development Institute of Japan Defense Agency. The CASPER is a CFD (Computational Fluid Dynamics)-based design system for the aerodynamic design of various advanced aircraft. The present CFD code consists of 3-D Euler analysis solver using structured and unstructured grids. In order to verify the code, we computed transonic (free-stream Mach number  $M_\infty = 0.9$ ) and supersonic ( $M_\infty = 1.2$ ) flow fields around an F-16A aircraft configuration. The computational results of lift, drag, pitching moment and pressure coefficients are in a good agreement with those of wind-tunnel experiments. It becomes clear that the CASPER is very powerful tool for aerodynamic design of complete aircraft configurations.

## 1. 緒言

従来の空力設計法は、運用要求に従って諸元策定を行い、経験と統計データに基づいて空力形状を設定し、風洞模型を製作して風洞試験を行う。この時、要求性能を満足すれば、更なる細部・詳細設計に移りますが、満足しなければ空力形状を再設定して風洞試験をやり直す必要がある。従って、風洞試験を中心とした従来の空力設計法では、要求性能を満足する機体形状を得るまでに、形状変更の度に風洞試験を何度も繰り返す必要があり、一般的に膨大な設計コストを要する。近年の計算機の急速な進歩と計算手法の改善により、CFD (Computational Fluid Dynamics) 技術に基づく空力設計法が積極的に活用されている。これは従来設計法と比べて形状変更も比較的容易で短期間で済むので、設計コストの大幅な低減が可能となる。従って、今後の空力設計法では、概念・予備設計の段階における CFD 技術の活用は今後益々増加していくと予想される。

そこで、防衛庁技術研究本部は、将来航空機の空力設計のために従来設計法の風洞試験の代わりに、民間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) の開発を行った<sup>1-4)</sup>。

「CASPER」は EWS 数台をスーパーコンピュータ (SX-4/2C) と FDDI 高速 LAN で接続した計算機環境下で、航空機の空力特性及び空力性能を、CFD 解析コードを中心としたコンピュータ・シミュレーションにより求める総合評価・設計用ツールである。ここで、そのシステム構成を図 1 に示す。計算機風洞管理モジュールの下に、諸元策定、機体形状創成、空力特性、空弾性、飛行

シミュレーションの 5 つのモジュールから構成される。

まず、諸元策定及び機体形状創成モジュールは CFD 解析のための準備段階であり、運用要求に従って航空機の諸元を決定した後、3次元 CAD システム「CATIA」を用いて機体形状を作成する。次に、空力特性モジュールは、「CASPER」の中核部分であり、安定性・精度・効率に優れた 2, 3次元の Euler 及び NS (Navier-Stokes) コードの CFD 解析部分と計算結果を可視化する流れ場解析結果処理部分より構成されている。この際、NS 計算は衝撃波・境界層干渉を捕捉可能であり、摩擦抵抗を考慮しているため、抵抗推算の精度向上は期待できる。しかし、乱流モデルが未解決であるだけでなく境界層を解像するため、境界層内に格子点を 10 点から 20 点程度配置する必要があり、計算時間は膨大なものとなる。しかも、解析例の多くは、運用範囲が狭く、簡易形状の旅客機等の大型機に限定されている。従って、NS 計算は現在研究段階であり、膨大なケースを要する空力設計のための CFD 計算にはハードウェア的に困難である。そこで、少ないハードウェア資源で空力設計を可能とするために、境界層のない非粘性の Euler 計算を適用した。また、空弾性及び飛行シミュレーション・モジュールにより、空弾性解析や飛行特性の概要を把握することも可能である。

本研究では、CFD 解析コードを検証するために、国内では解析例の少ない複雑形状の F-16A 戦闘機周りの非粘性計算を遷音速域中心に実行し、公知の風試結果<sup>5-7)</sup>と比較・検討した。この際、計算格子には形状適合性に優れた非構造格子と従来から多用された精度と効率に優れた構造格子の両手法を適用した。

## 2. 数値解析手法

## 2.1 格子生成法

計算格子には構造及び非構造格子の両手法を用い、機体近傍の様子を図 2 (a), (b) に示す。

構造格子生成には従来から多用され、精度と効率に優れる

\*<sup>1</sup> 防衛庁技術研究本部\*<sup>2</sup> 三菱重工業 (株)\*<sup>3</sup> 川崎重工業 (株)\*<sup>4</sup> 富士重工業 (株)

Multi-block 法を適用した (領域 1 : 161×203×35=1,143,905 点, 領域 2 : 161×31×35=174,685 点, 合計 : 約 132 万点). 遠方境界形状は, 大きさ 20 (機体長単位) の円筒形状 (H-O 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. 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を適用して空間格子を生成した. ただし, 格子品質の向上のため, 各領域接続間の平滑化, 直交化, 集中化の部分的処理を施した.

一方, 形状適合性に優れる非構造格子生成には, Delaunay 三角形分割法による一括生成法を適用した (総要素数 : 1,146,062 要素, 総節点数 : 200,106 節点). 遠方境界形状は, 大きさ ±20 (機体長単位) の直方体である.

2.2 流れ場解析法

基礎方程式には完全流体の圧縮性非粘性の 3 次元 Euler 方程式を適用した. その空間の離散化には保存量を要素重心に配置したセル中心型有限体積法を用いた. 要素境界上の非粘性流束の評価には Hanel の FVS 法<sup>8)</sup>を用いた. その高次精度化には, 構造格子は 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. 一方, 非構造格子の場合, 構造格子で安定性と精度に優れる Van Albada 微分可能な制限関数を非構造格子に拡張した嶋による MUSCL 型規格化非構造格子法<sup>9)</sup>を適用した. 時間積分法には, 構造格子は大林・藤井の LU-ADI 陰解法<sup>10)</sup>を適用し, 非構造格子は 4 段階 Runge-Kutta 陽解法<sup>11)</sup>を適用した. また, 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. ここで, 本研究で適用した CFD 解析コードの概要を表 1 に示す.

表 1 CFD 解析コードの概要

計算格子		構造格子	非構造格子
支配方程式系		完全気体の 3 次元 Euler 方程式	
空間離散化手法		Cell-Centered FVM	
非粘性流束	評価法	FVS 法 (Hanel 法)	
	高次精度化	2 次精度 MUSCL 型 TVD 法	MUSCL 型規格化非構造格子法
	流束制限関数	minmod 関数型	Van Albada 関数拡張型 (嶋の手法)
時間積分法		LU-ADI 陰解法	4 段階 Runge-Kutta 法
収束加速法		局所時間刻み幅法, 陰的残差平均法の併用	

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・上下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壁条件, 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それぞれ適用した.

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・対称面境界には断熱滑り壁条件をそれぞれ適用した.

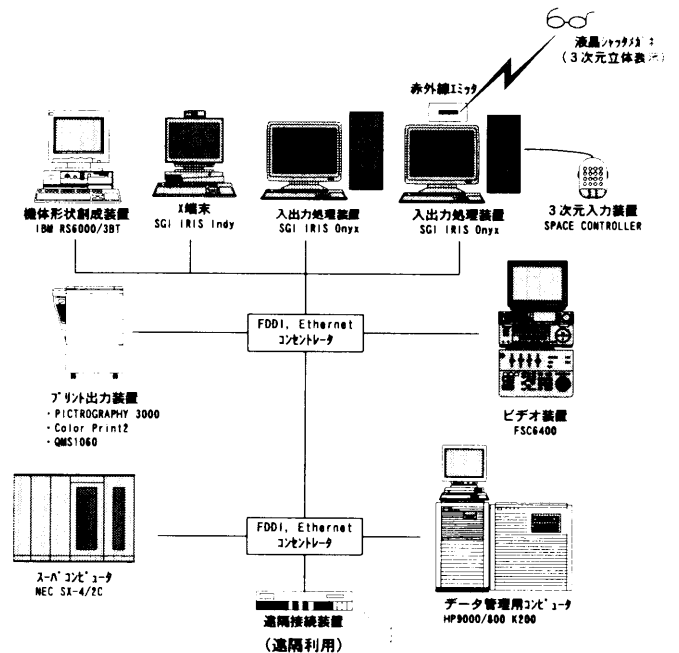
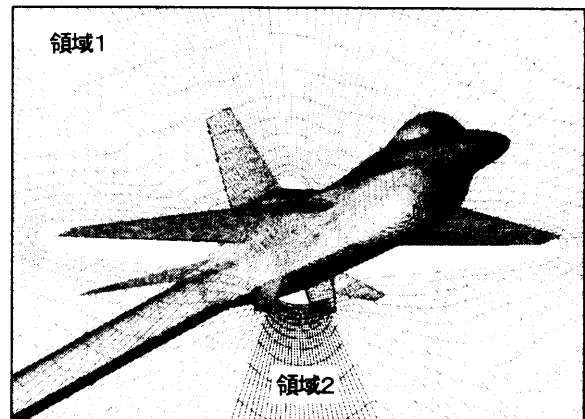
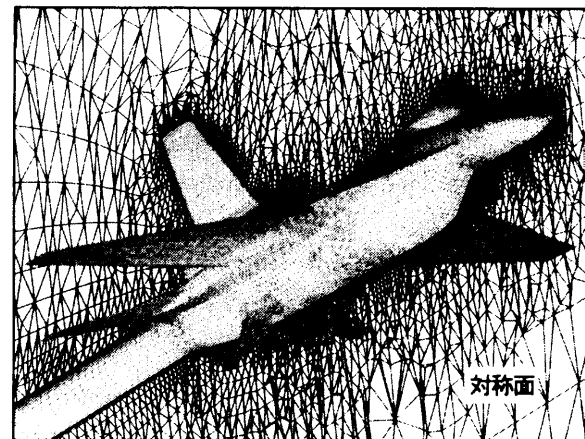


図 1 航空機性能評価システム「CASPER」のシステム構成



(a) 構造格子 (約 132 万点)



(b) 非構造格子 (約 115 万要素, 約 20 万節点)

図 2 計算格子 (機体近傍)

3. 計算結果及び検討

解析モデルを F-16A・フィン付・全機/半載形態として、CFD 解析コードの検証を行った。本研究では、圧力分布（機体表面、主翼断面）、迎角特性（縦3分力）、横滑り角特性（横3分力）、マッハ数特性（縦3分力）の4項目について検証を行い、各々の計算条件を表2に示す。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）に関して、公知の風試結果<sup>5-7)</sup>と比較・検討し、精度検証を行った。

表2 検証項目と計算条件の概要

計算格子		構造格子	非構造格子
解析モデル		F-16A・フィン付・全機/半載形態	
圧力分布	機体表面	$M_{\infty} = 0.9, \alpha = 4^{\circ}$ (全機) $M_{\infty} = 1.2, \alpha = 6^{\circ}$ (全機)	
	主翼断面	$M_{\infty} = 0.9, \alpha = 4^{\circ}$ (全機) $M_{\infty} = 1.2, \alpha = 6^{\circ}$ (全機)	
迎角特性	縦3分力	$M_{\infty} = 0.9,$ $\alpha = 0 \sim 12^{\circ}$ (半載)	$M_{\infty} = 0.9,$ $\alpha = 0 \sim 30^{\circ}$ (半載)
横滑り角特性	横3分力		$M_{\infty} = 0.9, \alpha = 4^{\circ}$ $\beta = 0.5^{\circ}$ (全機)
マッハ数特性	縦3分力		$M_{\infty} = 0.2 \sim 3.0$ $\alpha = 2^{\circ}$ (半載)

3.1 圧力分布

図3 (a), (b) に一様流マッハ数  $M_{\infty} = 0.9$  (遷音速域)、迎角  $\alpha = 4.0^{\circ}$  及び一様流マッハ数  $M_{\infty} = 1.2$  (超音速域)、迎角  $\alpha = 6.0^{\circ}$  の機体表面圧力分布を示す。この場合、構造及び非構造格子間に有為な差異が認められなかったため、非構造格子の計算結果のみを示す。

図3 (a) の遷音速域の場合、主翼及びキャノピー上面に衝撃波が発生し、機首、インテーク、キャノピー前面で気流が圧縮され、圧力が高くなるのがわかる。図3 (b) の超音速域の場合、高圧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。

図4 (a), (b) に一様流マッハ数  $M_{\infty} = 0.9$  (遷音速域)、迎角  $\alpha = 4.0^{\circ}$  及び一様流マッハ数  $M_{\infty} = 1.2$  (超音速域)、迎角  $\alpha = 6.0^{\circ}$  の主翼断面圧力分布 (翼幅位置 71%) を構造及び非構造格子による計算結果、風試結果<sup>5, 6)</sup>と比較して示す。ただし、主翼断面位置は、翼端と胴体の影響に小さい翼幅位置 71%とした。

図4 (a) の遷音速域の場合、計算結果と風試結果を比較すると、衝撃波位置を風試結果<sup>5)</sup>よりも後方に算出する点を除いて、両者は良好に一致している。これは境界層の無い非粘性の Euler 計算結果としては妥当なものである。非構造格子は構造格子と比べて、衝撃波位置を風試結果<sup>5)</sup>よりも後方に算出し負圧域が大きくなるので、頭下げモーメントが大きくなる。また、非構造格子は前縁負圧ピークを構造格子よりも小さく算出して頭上げモーメントが小さくなるので、後述の図6の CM-CL 曲線における頭下げモーメントは構造格子より大きくなる。

図4 (b) の超音速域の場合、構造及び非構造格子の計算結果はともに、後縁付近で衝撃波が発生し、主翼上下面では両者の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。

3.2 縦3分力の迎角特性

図5~7に遷音速域の縦3分力の迎角特性を、構造及び非構造格子による計算結果を風試結果<sup>7)</sup>と比較して示し、CM-CL 曲線以外は両者の計算結果には有意な差異が見られなかった。ただし、迎角範囲は、構造格子の場合で  $0.0 \sim 12.0^{\circ}$  の4点、非構造格子の場合で  $0.0 \sim 30.0^{\circ}$  の8点とした。

図5の CL- $\alpha$  曲線では、 $\alpha = 4.0^{\circ}$  付近まで揚力係数 CL は風試結果<sup>7)</sup>と良好に一致しているが、 $\alpha = 8.0^{\circ}$  以上では風試結果<sup>7)</sup>よりも計算結果の方が大きくなる。これは本計算が境界層のない非粘性計算であるため、風試結果<sup>7)</sup>に見られるような剥離に伴う揚力傾斜の折れが生じないことを示す。

図6の CL-CD 曲線では、 $\alpha = 0.0^{\circ}$  ( $CL=0$  付近) で抵抗が最小になり、迎角の増加に伴って抵抗が増加する。また、非粘性計算は境界層に起因する摩擦抵抗がないので、計算結果は風試結果<sup>7)</sup>より小さく算出される。この点で本解析は非粘性計算として妥当な計算結果であると言える。

図7の CM-CL 曲線では、 $\alpha = 0.0^{\circ}$  で計算結果と風試結果<sup>7)</sup>に若干の差異がある。これは非粘性計算では衝撃波位置が風試結果<sup>7)</sup>より後方に算出され、負圧域が主翼上面後方まで広がり頭下げモーメントが大きくなるためである。この傾向は構造格子よりも非構造格子の方が顕著であり、前述の図4 (a) の結果を裏付けている。また、図5の CL- $\alpha$  曲線より、揚力係数 CL は迎角  $\alpha$  と比例関係にあり、単調増加関数である。従って、迎角  $\alpha$  が増加するほど、頭下げモーメントが増加し、機体の迎角静安定が得られ、本解析は空力的に妥当なものである。

3.3 横3分力の横滑り角特性

表3に一様流マッハ数  $M_{\infty} = 0.9$  (遷音速域)、迎角  $\alpha = 4.0^{\circ}$ 、 $\beta = 0.0, 5.0^{\circ}$  の横3分力の横滑り角特性を示す。ただし、計算格子には非構造格子を用いた。まず、横滑り角  $\beta$  を  $0.0^{\circ}$  から  $5.0^{\circ}$  のよう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  $CY_{\beta}$  は負となり、横滑り復元力が発生する。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  $CR_{\beta}$  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  $CN_{\beta}$  が正となる。これは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ることを示す。従って、計算結果は横静安定、方向静安定を有する機体の傾向と一致しており、本解析は空力的に妥当な結果である。

表3 横3分力の横滑り角特性  
( $M_{\infty} = 0.9, \alpha = 4.0^{\circ}, \beta = 0.0, 5.0^{\circ}$ )

$\beta (^{\circ})$	CY	CR	CN
0.0	-0.0001	0.0000	0.0000
5.0	-0.1282	-0.0120	0.0329

図8 (a) ~ (c) に一様流マッハ数  $M_{\infty} = 0.9$  (遷音速域)、迎角  $\alpha = 4.0^{\circ}$  での機体各構成要素ごとの横3分力を示す。

まず、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

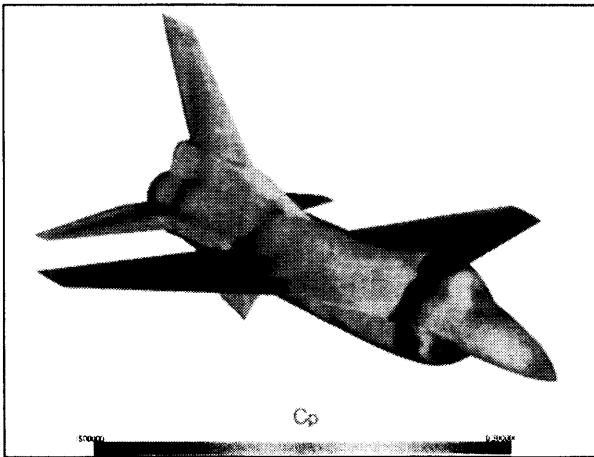
翼左右の差分は後退角の上半角効果に起因しており、その他は揚力面の取付け位置によるものである。その結果、全機の横揺れモーメント係数 CR が負となり、全機の横静安定が得られている。方向安定性の観点から検討すると、図 8 (c) より、方向安定の大部分が垂直尾翼より発生し、主翼ではほぼ中立である。さらに、その他の構成要素の方向安定はいずれも正であり、方向静安定性を増加させる効果がある。

3. 4 縦三分力のマッハ数特性

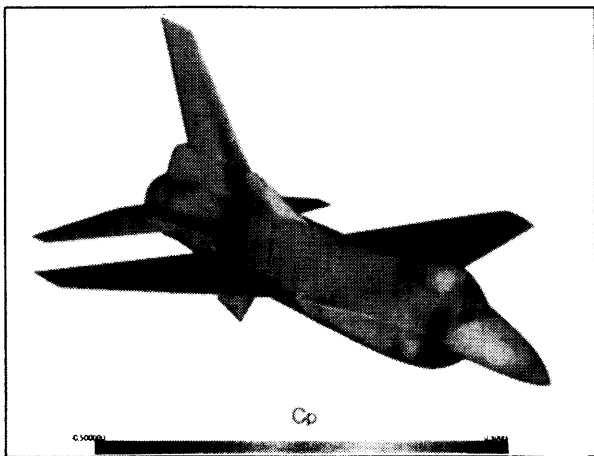
図 9 (a) ~ (c) に迎角  $\alpha = 2.0^\circ$  , 一様流マッハ数  $M_\infty$  の範囲が 0.2~3.0 の縦三分力のマッハ数特性を示す。

まず、図 9 (a) は揚力係数 CL のマッハ数特性を示し、揚力

傾斜はマッハ数の増加と共に遷音速域で最大となり、超音速域で急激に減少していることがわかる。図 9 (b) は抵抗係数 CD のマッハ数特性を示し、遷音速域から超音速域にかけて抵抗が急激に増加していることがわかる。これは、衝撃波の発生に伴う造波抵抗の増加に起因している。通常、抵抗値は一様流マッハ数  $M_\infty = 1.0$  付近でピークを示し、 $M_\infty = 1.5$  辺りではかなり下がる傾向を示すが、本解析では  $M_\infty = 1.5$  でピークを示している。これは、本解析がインテークをフェアリングで覆っているため、超音速域での造波抵抗を過大に評価したことに起因している。図 9 (c) は縦揺れモーメント係数 CM のマッハ数特性を示し、遷音速域から超音速域での縦揺れモーメント傾斜から、空力中心の移動による頭下げモーメントの増加が捉えられている。

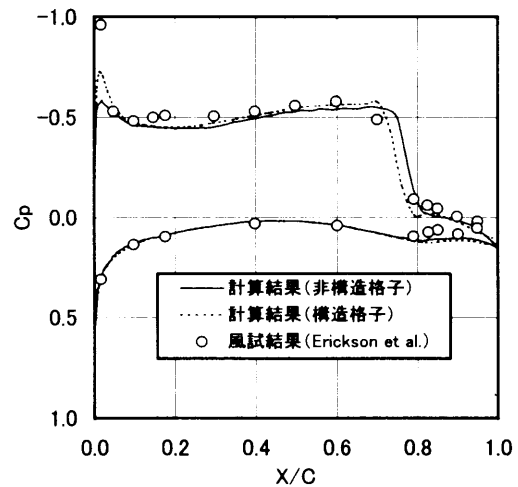


(a)  $M_\infty = 0.9$  (遷音速域),  $\alpha = 4.0^\circ$

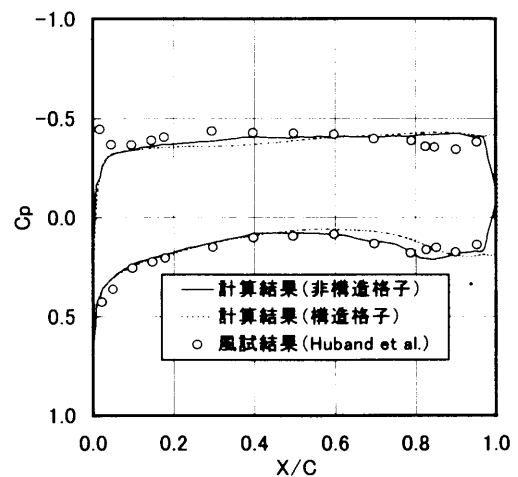


(b)  $M_\infty = 1.2$  (超音速域),  $\alpha = 6.0^\circ$

図 3 機体表面圧力分布 (非構造格子の場合)



(a)  $M_\infty = 0.9$  (遷音速域),  $\alpha = 4.0^\circ$



(b)  $M_\infty = 1.2$  (超音速域),  $\alpha = 6.0^\circ$

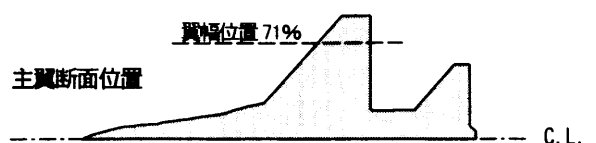


図 4 主翼断面圧力分布 (翼幅位置 71%)

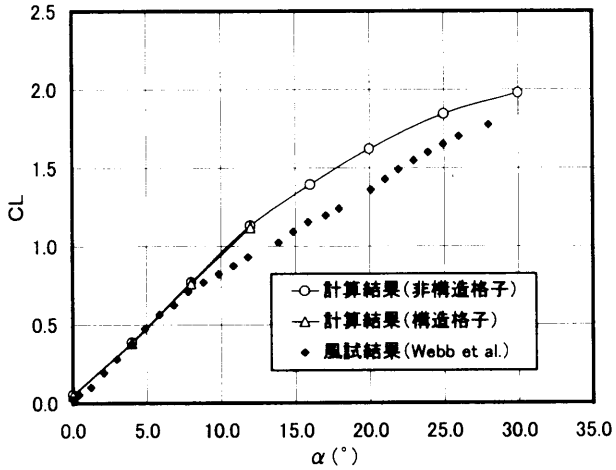
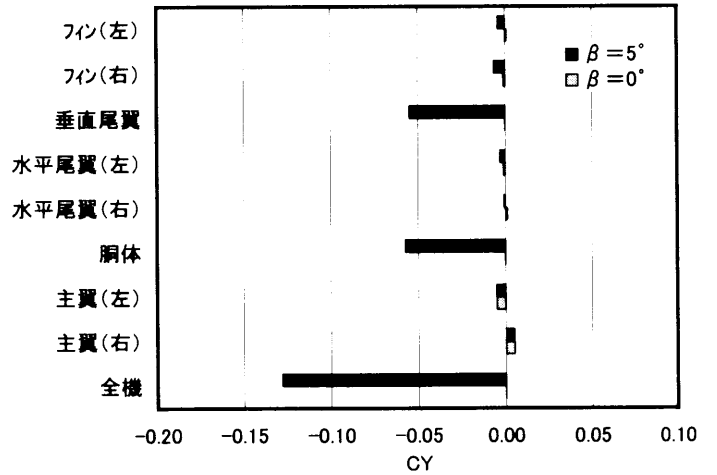


図5 揚力特性 ( $M_\infty = 0.9$ : 遷音速域)



(a) 横力係数  $C_Y$

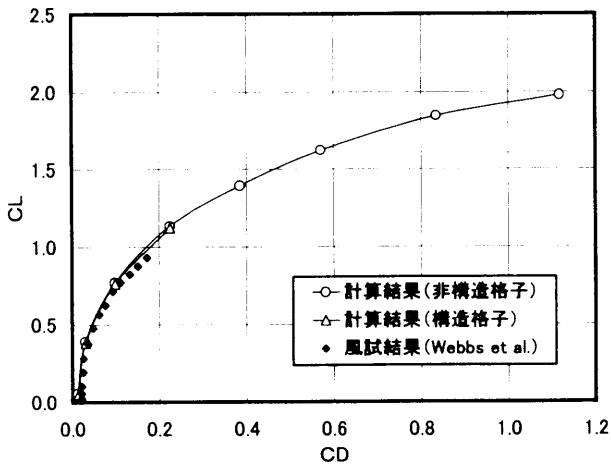
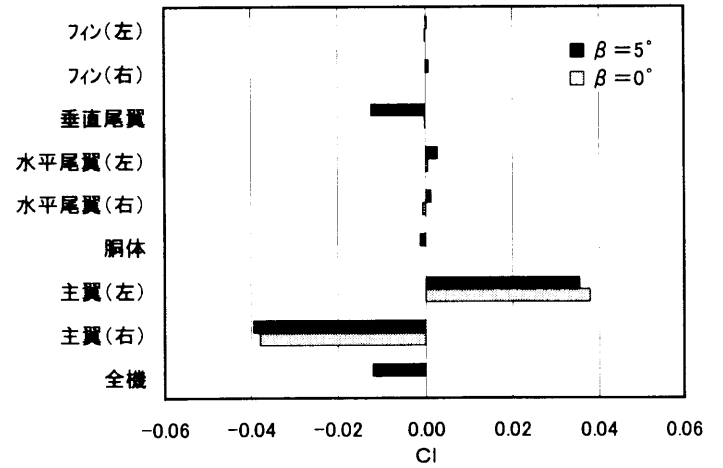


図6 抵抗特性 ( $M_\infty = 0.9$ : 遷音速域)



(b) 横揺れモーメント係数  $C_R$

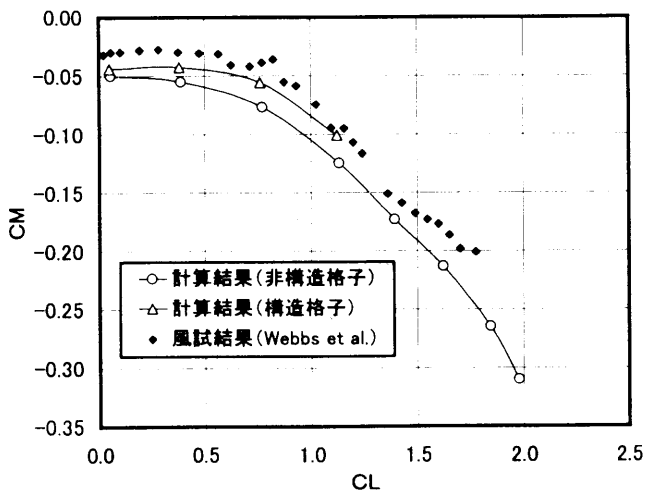
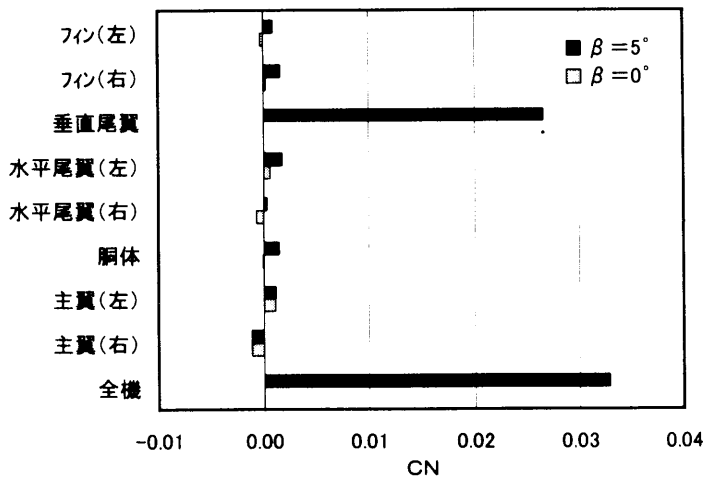
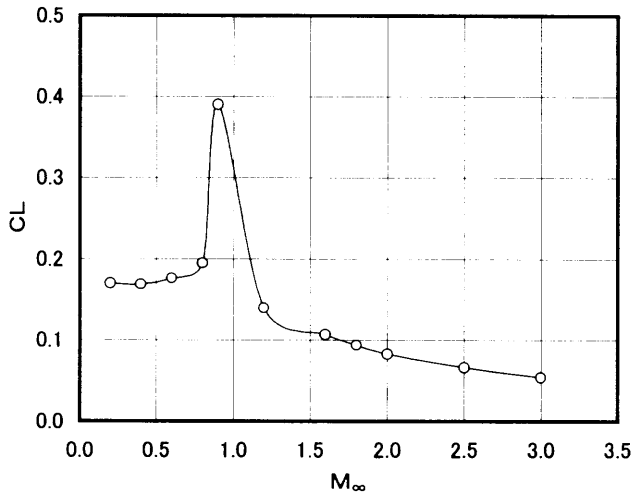


図7 モーメント特性 ( $M_\infty = 0.9$ : 遷音速域)

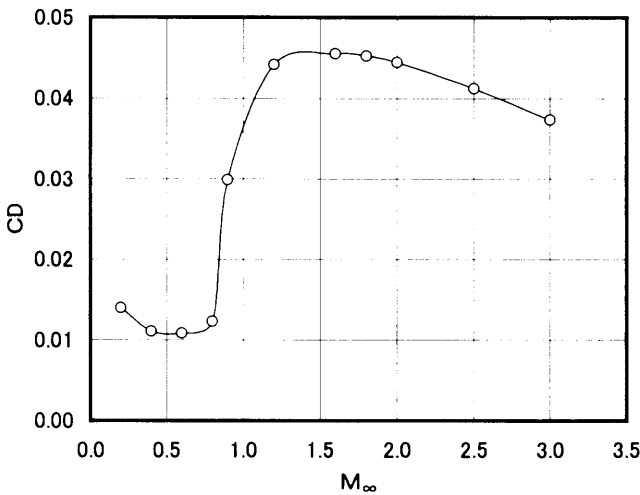


(c) 偏揺れモーメント係数  $C_N$

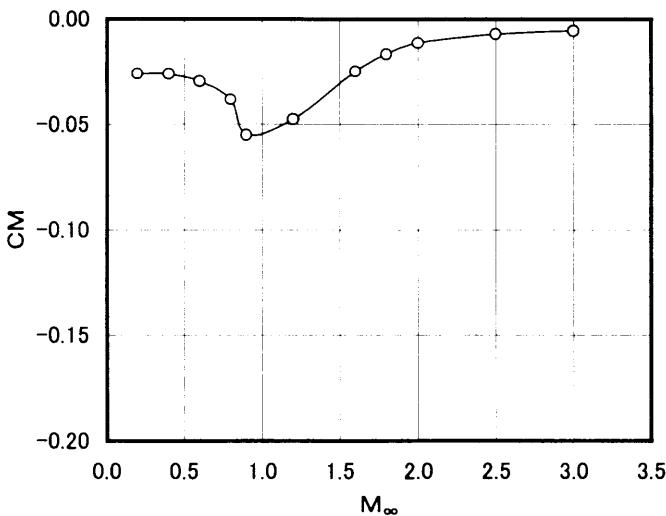
図8 機体各構成要素ごとの横3分力 ( $M_\infty = 0.9, \alpha = 4.0^\circ, \beta = 0.0, 5.0^\circ$ )



(a) 揚力係数 CL



(a) 抵抗係数 CD



(a) 縦揺れモーメント係数 CM

図9 マッハ数特性 ( $M_{\infty} = 0.2 \sim 3.0, \alpha = 2.0^\circ$ )

4. 結 言

航空機性能評価システム「CASPER」を用いて、F-16A戦闘機の非粘性計算を実行した結果、以下の3つの結論を得た。

- (1)  $0.2 \leq M_{\infty} \leq 3.0, 0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  (高精度は $1^\circ$ まで) のような広範囲で、構造及び非構造格子を用いて安定に計算可能であり、CFD解析コードのロバスト性が確認された。
- (2) 圧力分布 (主翼断面, 機体表面), 迎角特性 (縦3分力), マッハ数特性 (縦3分力), 横滑り角特性 (横3分力) に関して、非粘性計算が有効な範囲内で空力的に妥当な計算結果が得られ、CFD解析コードの信頼性が保証された。
- (3) 定常解を得るまでの計算時間は、構造及び非構造格子ともにSX-42Cの1CPUを用いて約3時間程度であり、CFD解析コードが実用的な空力設計に十分対応可能である。

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流の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, “構造/非構造格子を用いた戦闘機周流遷音速流れの数値シミュレーション”, 第12回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.83-84, 1998.
- 3) 酒田, 内山, 沖, 海田, 恵上, “解適合非構造格子を用いた搭載物付形態の数値解析”, 第12回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.303-304, 1998.
- 4) 沖, 酒田, 谷, 高橋, 海田, “領域分割法を用いたカナード機形態まわりの遷音速流れ解析”, 第30回日本航空宇宙学会30周年記念講演会講演集, pp.107-110, 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-16 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) Hanel, D. and Schwane, R., “An Implicit Flux-Vector Splitting Scheme for the Computation of Viscous Hypersonic Flow”, AIAA Paper 89-0274, 1989.
- 9) 嶋, “三次元非構造格子NSソルバー空間離散化について”, 第7回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.71-74, 1993.
- 10) Fujii, K. and Obayashi, S., “Practical Application of Improved LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Viscous Flows”, AIAA Paper 86-0513, 1986.
- 11) Jameson, A., Schmit, W., and Turkel, E., “Numerical simulations of the Euler equations by finite volume methods with Runge-Kutta time splitting schemes”, AIAA Paper 81-1259, 1981.