3302 防衛庁技術研究本部における航空機関連 CFD 統合シミュレーション

Multidisciplinary CFD Simulation Related Aircraft at TRDI-JDA

○正 沖 良篤 (防衛庁技本3研) 酒田 威志 (防衛庁技本)

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.

According to the recent rapid progress of high performance computing, aerodynamic design methodology based largely on CFD (Computational Fluid Dynamics) is becoming an indispensable tool along with wind tunnel testing. In 1991, TRDI-JDA has started the "CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research)" project together with major domestic aircraft manufactures, MHI, KHI and FHI. The CASPER was installed in 1998. We expect the CASPER to be very useful to develop high performance advanced fighter at the beginning of the 21st century. In this paper, we show evolution and highlights of hardware and software of the CASPER. For the CFD code validation, numerous flow computations of various aircraft and airfoil configurations are carried out on the CASPER and compared well to wind tunnel experiments. Providing CFD data for aeroelastic and flight simulation modules, the CASPER also has the potential for multidisciplinary CFD simulation. Some of our numerical results on the CASPER are presented.

Keywords : Aerodynamic Design, CFD, CASPER, Aeroelastic Analysis, Flight Simulation, Multidisciplinary CFD Simulation

1. 緒 言

航空機を開発する際の空力設計は、主翼、高揚力装置、舵効き、インテークなど非常に多岐にわたり、各々の設計項目において風洞試験やCFD解析による設計作業が実施されている。この際、風洞試験を中心とした従来設計法では、設計者の経験や既存機の統計的推算に依存しており、風洞試験を実施するまで設計の良否が不明であり、様々な機能や運用方法が要求される革新的な航空機の設計は困難であると考えられる。さらに、要求性能を満足するまで、空力形状を再設定して風洞試験を繰り返す必要があり、準備期間と費用が膨大なものとなる。したがって、最近ではベクトル計算機や超並列計算機等の高性能計算機の進歩や計算アルゴリズムの改良等の技術革新により、CFD技術を積極的に活用した空力設計システムが国内外で出現し、風洞試験の補完や効率化等に活用され、設計期間の短縮化が図られている。

そこで、防衛庁技術研究本部は、平成3年度～10年度にかけて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 & Research) ⁽¹⁾を国内主要航空機メーカーと共同開発したので、開発経緯 (Fig.1 参照)、システム概要、具体的解析例⁽²⁻⁶⁾について報告する。

Fig.1 History of CASPER project at TRDI-JDA

2. CASPER のシステム概要

航空機性能評価システム「CASPER」とは、近年進歩の著しいコンピュータ・シミュレーション技術を積極的に活用して、航空機 (特に、小型戦闘機) の空力特性、飛行性能、飛行特性を求める総合評価・研究用ツールであり、一連の解析・設計作業は GUI (Graphic User Interface) により対話的に処理可能である (Fig.2 参照)。

Fig.2 Example of post processing using GUI on CASPER

まず、CASPER の主要ハードウェア (特に、スーパーコンピュータ) の選定は、LINPACK100×100 及び 1000×1000, ONERA 標準模型 (ONERA M5/M6) 等の CFD 解析等による演算処理性能 (スカラー、ベクトル処理、スケジューリング性能も含む) の評価だけでなく、実運用での操作性 (データ転送量、応答性等)、利用環境、保守・技術サポート等を考慮して行った。その結果、スーパーコンピュータには NEC 製のスーパーコンピュータ SX-4/2C (4GFLOPS, 主記憶装置 4GB) を選定した。さらに、それと数台の EWS を FDDI 高速 LAN 方式 (転送速度: 100Mbps) でリング型にネットワーク接続し、プリンタやビデオ出力装置とは Ethernet (転送速度: 10Mbps) で接続した (Fig.3 参照)。

また、CASPER のソフトウェアは計算機風洞管理モジュールの下に諸元策定 (機体諸元)、機体形状創成 (3次元 CAD: CATIA)、空力特性 (CFD 解析)、空弾性 (FEM による構造静解析)、飛行シ

ミュレーション（トリム計算、操舵応答計算等）の各モジュールが機能毎に構造化プログラミングされている。さらに、CFD 解析結果（空力荷重、静安定微係数）を用いて、空弾性解析や飛行運動模擬のような他分野との統合シミュレーションもオンラインで実行可能である。ここで、CASPER のソフトウェア構成と解析作業の流れを Fig.4 に示す。

Fig.3 Hardware configuration of CASPER

Fig.4 Aerodynamic design process through CASPER

3. 空力特性モジュールの概要

空力特性モジュールは、計算格子生成、流れ場解析、結果処理の3つの主要プログラムから構成される。

まず、計算格子生成では構造及び非構造格子（Hybrid 要素も含む）の2種類が生成可能であり、その格子品質（扁平、直交、連続性、要素の大きさ等）は要素色分け、不具合要素表示により評価可能である。また、その不具合要素に関して、節点追加、移動等の修正も対話的に処理可能である。

流れ場解析手法には、定常の2次元及び3次元の Euler / Navier-Stokes 計算機能を有するが、構造格子の主翼形態に限定して、非定常の LES 計算（Smagorinsky, RNG モデル）も可能である。CASPER で使用可能な乱流モデルとして、Baldwin-Lomax 代数モデル⁽⁷⁾（2次元構造／非構造格子、3次元構造格子）、Johnson-King (1992) 1方程式モデル⁽⁸⁾（2次元／3次元構造格子）、Spalart-Allmaras 1方程式モデル⁽⁹⁾（2次元／3次元非構造格子）、Myong-Kasagi 2方程式モデル^(10,11)（低 Reynolds 数型 $k-\epsilon$ モデル：2次元構造格子）がある。

結果処理には、各種物理量（密度、圧力、速度、Mach 数等）の等高線表示、カラーコンタ表示、ワイヤーフレーム表示、シェー

ディング表示、ベクトル表示、グラフ表示、流跡線表示を基本グラフィックス機能として有する。さらに、衝撃波等の空力現象の把握を一層容易にするために、空間等値面表示（物理量の空間分布）、3次元立体表示（両眼視差方式、液晶シャッター眼鏡）、3次元入力（スペース・コントローラ使用）、アニメーション表示（空力現象の変化を容易に把握し、ビデオ出力装置に録画可能）も拡張機能として有する。

ネットワーク通信により、流れ場解析モニタリングが可能であり、解析実行プロセス状況表示、物理量（密度、圧力、Mach 数）の解析結果途中表示、履歴情報表示（6分力、密度2乗残差）を行って、計算途中での解析の良否を判断し、プロセスを中断・再実行することができる（Fig.5 参照）。

Fig.5 Examples of real time monitoring through network communication on CASPER

4. CASPER を用いた解析例

以上、開発経緯、システム概要、機能等について述べてきたが、本節ではCASPER を用いて得られた幾つかの具体的な解析結果例を紹介する（表4参照）。空力特性解析例として、NASA Model-D（5翼素高揚力装置形態）の2次元 RANS 計算、エンジンの吸排気効果を考慮した F-16A 戦闘機の3次元 RANS 計算、65° デルタ翼の高迎角 LES 計算の CFD 解析結果を示す。また、多分野との統合シミュレーション例として、空弾性解析を行い、簡易航空機の翼胴形態の空力・構造連成シミュレーション結果も示す。

ここで、SX-4/2C の1CPU を用いて収束解が得られるまでの計算時間は、LES 計算の場合は約1ヶ月を要したが、それ以外のケースは1週間以内で収束解を得ることが確認できた。以下に具体的な解析例を Table 1 の順に示す。

Table 1 Outline of numerical examples using CASPER

Numerical method		Contents of numerical results	
		Analytical model	CPU time (total step number)
CFD Computation	2D-RANS	NASA Model-D 5 element high lift device	98.8 CPU hours (60,000 steps)
	3D-RANS	F-16A aircraft	48.2 CPU hours (16,000 steps)
	LES	AWFAL 65° delta wing	833 CPU hours (420,000 steps)
Aeroelastic Computation		Simple aircraft wing-body	Half day (4 auto-loops)

Fig.6に低速・高迎角域でのNASA Model-D (5翼素) の2次元 RANS 計算結果を計算格子 (非構造多重・最密格子, 3段 V-cycle) と共に示す⁽²⁾。左図は計算格子の品質評価の具体例を示したものであり, 要素の扁平率を色分け表示している。一方, 右図は空間 Mach 数分布を示し, 母翼と各翼素間の後流・境界層干渉が良好に捉えていることが確認できる。

Fig.7にエンジンの吸排気効果を有する F-16 戦闘機形態の3次元 RANS 計算結果を示す⁽³⁾。左ただし, 乱流モデルには Spalart-Allmaras 1 方程式モデルを適用した。図は遷音速域の機体表面圧力分布を示し, 機体表面の色は圧力の高さに対応し, 赤くなるほど圧力が高い状態を示している。この際, 計算格子には Hybrid 非構造格子を用い, 従来の四面体要素以外に機体近傍の層状領域に対してプリズム, ピラミッド, テント要素を適用した⁽⁴⁾。一方, 右図は離着陸状態 (低速・高迎角域) での流跡線表示を示し, ストリークから発生する渦の挙動が良好に理解できる。

Fig.8に AFWAL65° デルタ翼形態の LES 計算結果を3次元 RANS 計算結果⁽⁵⁾と比較して示す。この際, 計算格子には構造格子を用い, 左上図に RNG モデルを用いた LES 計算結果, 右上図に Baldwin-Lomax 代数モデルによる RANS 計算を各々示す。両者を比較すると, Baldwin-Lomax 代数モデルでは1次渦までしか捕捉できなかったが, LES では2次渦まで捉えることができた。これは LES のオイルフロー (左下図参照) から確認することができ, 風試結果 (右下図参照) ⁽¹²⁾も同様な傾向を示している。

Fig.9は簡易航空機 (翼胴形態) の空弾性解析結果として, 機体表面及び主翼断面圧力分布について, 初期形状と最終形状間で比較したものであり, 静的空弾性効果による両者の差異を確認することができる⁽⁶⁾。この際, 流れ場解析は非構造格子上で3次元 Euler 計算を行い, 構造解析は FEM 解析を実行した。ただし, 両者間のオートルーブ計算の繰り返し回数は4回とした。

5. 結 言

近年, 進歩の著しい数値流体力学技術を基盤とした航空機性能評価システム「CASPER」を開発し, 多分野 (空弾性解析, 飛行運動模擬) との統合シミュレーションも含めて, 一連の解析・評価作業 (空力特性, 飛行特性, 飛行性能) がオンラインで対話処

理可能であることを確認した。

最後に, 今後の課題としてベクトル並列計算技術による解析・設計期間の短縮, CFD 及び風洞試験結果の共有データベースの構築・蓄積, 非構造重合格子を用いた戦闘機・搭載物分離シミュレーション技術や定常横転時の空弾性解析ツールの開発等を行い, CASPER の更なる性能向上及び機能拡張を図る予定である。

参考文献

- (1) 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.
- (2) 増永, 沖, 酒田, 中尾, 石黒, “Spalart-Allmaras 1 方程式モデルによる多翼素まわりの乱流解析”, 第13回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, p.101, 1999.
- (3) 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.
- (4) 沖, 酒田, 内山, 海田, 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.
- (5) 沖, 酒田, 海田, 内山, 安藤, “Hybrid 非構造格子法を用いた 65°/74° デルタ翼周り流れの数値シミュレーション”, 日本機械学会 第78期流体力学部門講演会講演要旨集, p.264, 2000.
- (6) 石黒, 沖, 酒田, 長畑, “CASPER を用いた簡易航空機形態の空力・構造連成シミュレーション”, 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.36, 2000.
- (7) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA Paper 78-0257, 1978.
- (8) Johnson, D.A., “Nonequilibrium Algebraic Turbulence Modeling Considerations for Transonic Airfoils and Wings,” AIAA Paper 92-0026, 1992.
- (9) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (10) 明, 笠木, “k-ε 乱流モデルに対する新たな提案とその評価 (第1報, モデルの開発)”, 日本機械学会論文集 (B 編), 54 巻, 507 号, pp.3003-3009, 1988.
- (11) 明, 笠木, “k-ε 乱流モデルに対する新たな提案とその評価 (第2報, モデルの評価)”, 日本機械学会論文集 (B 編), 54 巻, 508 号, pp.3512-3520, 1988.
- (12) Boersen, S.J., and Elsenaar, A., “Tests on the AFWAL65° Delta Wing at NLR: A Study of the Vortex Flow Development between Mach .4 and 4,” International Vortex Flow Experiment on Euler Code Validation Proceedings, 1987.

Example of computational grid quality evaluation
(Coloring of elemental flatness)

Mach number contours
 $M_\infty = 0.201$, $\alpha = 8.17^\circ$, $Re = 2.83 \times 10^6$

Fig.6 Numerical examples of two-dimensional RANS computation using CASPER
(NASA Model-D : 5-element high lift device configuration, Spalart-Allmaras one-equation turbulence model, Unstructured multi-grid method)

Body surface pressure distributions
 $M_\infty = 0.9$, $\alpha = 0.0^\circ$, $Re = 1.89 \times 10^7$

Streamlines
 $M_\infty = 0.3$, $\alpha = 30.0^\circ$, $Re = 4.25 \times 10^6$

Fig.7 Numerical examples of three-dimensional RANS computation using CASPER
 (F-16A aircraft configuration : Spalart-Allmaras one-equation turbulence model, Hybrid unstructured grid)

Total pressure distributions and streamlines

Wind tunnel experiment ⁽¹²⁾
 (Oil flow pattern, 1987)

Numerical result (LES, RNG model)

Fig.8 Numerical examples of LES computation using structured grids using CASPER
 (AFWL65° delta wing configuration : $M_\infty = 0.85$, $\alpha = 20.0^\circ$, $Re = 9.0 \times 10^6$)

Body surface pressure distributions (Front-view)

Wing surface pressure distributions (80% semi-span)

Fig.9 Numerical examples of Aeroelastic computations using CASPER
 (Simple aircraft wing-body configuration : $M_\infty = 0.6$, $\alpha = 2.0^\circ$, 4 Auto-loops)