

# 航空機性能評価システム「CASPER」の開発と概要

沖 良篤\*, 酒田 威志\*

## Development and Overview of Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation & Research "CASPER"

by  
Yoshiatsu OKI, Takeshi SAKATA

### ABSTRACT

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 simulation. Some of our numerical results on the CASPER are introduced.

### 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出現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。

以上の技術的要求を背景として、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)を国内主要航空機メーカーと共同開発した<sup>(1)-(6)</sup>。そこで、本論文では、開発経緯、システム概要、各モジュールの機能、具体的な解析例について紹介する。

### 2. CASPERの開発経緯

CASPERの開発経緯の概要について以下に説明する(図1参照)。開発に移行する前の準備段階として、平成元年度～5年度にかけて所内研究を実施し、技術動向の調査や技術課題の抽出を行った。所内研究と重複する期間もあるが、以下のPhase I～IVの4つの段階を経て開発し、平成10年9月末に完成した。

Phase I (平成3年度～5年度)では、システム全体の基本・詳細設計を行い、それに従って、各モジュール(最大プログラム単位)を一元的に管理する計算機風洞管理モジュール、諸元策定モジュール、機体形状創成モジュールを開発した。

Phase II (平成5年度～7年度)では、2次元及び3次元圧縮性・非粘性のEuler計算プログラムを開発し、計算効率・精度検証等の所内試験を平成8年度に実施した。

Phase III (平成7年度～9年度)では、主要ハードウェア装置設計を行い、スーパーコンピュータを含めた主要ハードウェアは平成8年8月末に先行して導入され、実際にPhase IIの所内試験に使用した。さらに、2次元圧縮性・粘性のNavier-Stokes(以下、NSと略記)計算プログラム及び空弾性モジュールも並行して開発し、ハードウェアの性能評価も含めて、平成8年度～10年度にかけて所内試験を実施した。

Phase IV (平成8～10年度)では、3次元圧縮性・粘性のNS計算プログラム及び飛行シミュレーション・モジュールを開発し、平成10年度～12年度末にかけて所内試験を実施中である。

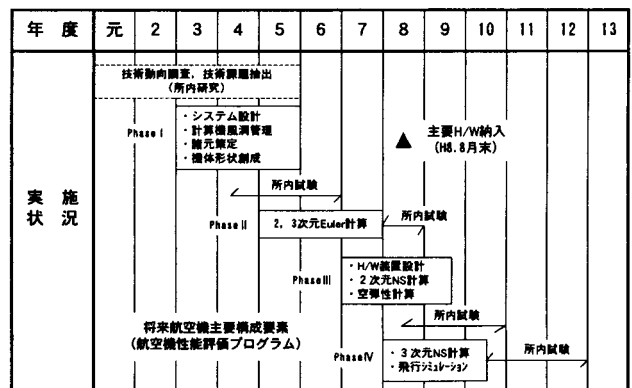


図1 航空機性能評価システム「CASPER」の開発経緯

\* 防衛庁技術研究本部 第3研究所

### 3. CASPER のシステム概要

CASPER を一言で要約すると、航空機（特に、小型戦闘機）の空力特性、飛行性能、飛行特性を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た総合評価・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。図2に F-16 戦闘機の対話処理による流れ場解析結果処理例を示す。

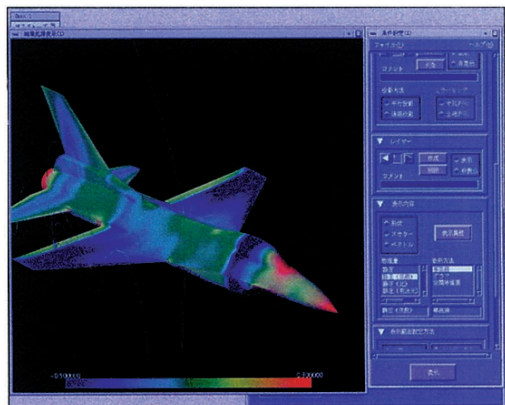


図2 対話処理による流れ場解析結果処理例  
(カラーコンタ、等高線表示：F-16A 戦闘機)

CASPER の主要ハードウェア（特に、スーパーコンピュータ）の選定には、LINPACK100×100 及び 1000×1000、ONERA 標準模型（ONERAM5/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、実運用での操用性（データ転送量、応答性等）、利用環境、保守・技術サポート等も考慮して行った。

その結果、スーパーコンピュータには NEC 製の SX-4/2C（理論性能 4GFLOPS、主記憶 4GB、磁気ディスク 52GB）を選定し、データ管理用コンピュータ HP9000/800 K200（主記憶 128MB、磁気ディスク 87GB）及び数台の SGI 社製の GWS を FDDI 高速 LAN 方式（転送速度：100Mbps）でリング型に接続した。この際、プリンタ（Picrography3000 等）やビデオ出力装置（FSC64000）等の周辺機器とは Ethernet（転送速度：10Mbps）で接続した（図3参照）。

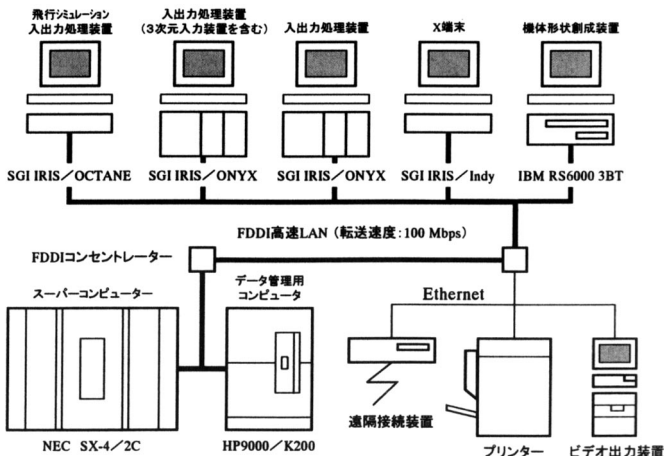


図3 CASPER のハードウェア構成

図4に CASPER のソフトウェア構成を示す。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各モジュールが、各々の機能毎に構造化プログラミングされている。

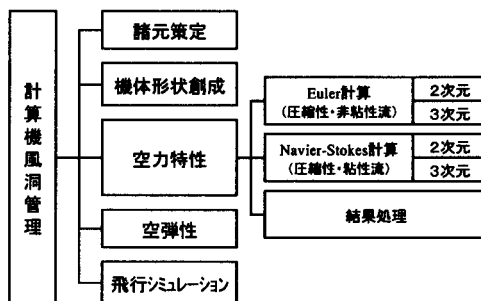


図4 CASPER のソフトウェア構成

図5はCASPERによる一連の航空機性能評価作業とデータの流れを示したものである。まず、諸元策定モジュールで得られたエンジン、慣性諸元、機体諸元データに基づき、機体形状創成モジュール（3次元CADソフトウェア：CATIA）を用いて具体的な機体形状を作成する。次に、この機体形状データを空力特性モジュールに受け渡し、計算格子生成、流れ場解析、結果処理の順に CFD 解析作業を実施し、空力特性評価（6分力、圧力分布、各物理量の空間分布等の把握）を行う。

空力特性モジュールで得られた CFD 解析結果を用いて、以下に示すような空弾性解析や飛行運動模擬（飛行特性評価）のような多分野との統合シミュレーションがオンラインで実行可能である点も CASPER の持つ重要な特徴の一つである。

空弾性モジュールを用いて空弾性解析作業を実施し、その概要について以下に示す。まず、空力特性評価で得られた空力荷重データ（空力-空弾データ変換機能で取得）と機体形状創成モジュール（I-DEAS：空弾性解析のプリ・ポストとして使用）で作成した静解析用構造モデル（機体-空弾データ変換機能で取得）を、空弾性モジュールに受け渡す。そこで、FEM（変位法）による構造静解析を実施し、静的空弾性効果による変形量を計算する。ただし、変形量が収束するまで、空力特性・空弾性モジュール間は繰り返し計算（マニュアル/オートループ、反復回数：通常5回程度）を行う。

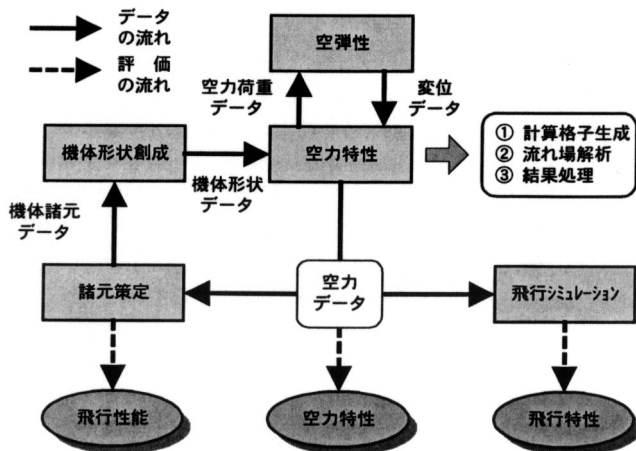


図5 CASPERによる航空機性能評価作業の流れ

飛行シミュレーションモジュールを用いて飛行特性評価を実施する。まず、エレベータ、エルロン、ラダー等の舵効形態で空力特性モジュールを用いてCFD解析を行い、得られた空力データ(6分力)から静安定微係数を求める。ただし、安定微係数設定には、CFD解析を実施する方法の他に、機体諸元等をもとに経験式で求める方法(動安定微係数設定も可能)、データベース機能を用いた過去の空力データの活用、飛行試験及び風洞試験データのマニュアル入力のような方法がある。次に、初期トリム状態(初期飛行高度・速度、トリム姿勢・舵角等)を設定し、所定の操舵に対して縦系/横・方向系の完全線形運動方程式を数値計算してトリム計算及び飛行運動模擬(操舵応答等)を実施する。ただし、計算量の低減のため、運動方程式の自由度が変更可能である。つまり、縦系運動には縦短周期近似及び縦長周期近似を適用し、横・方向系にはダッチロール近似、スパイラル・ロール近似を適用して、3自由度、2自由度、1自由度の飛行シミュレーションも可能とした。

また、近年開発される航空機の大部分は安定・操縦性補償装置を採用していることが多い。したがって、現実的な飛行シミュレーションを実施するため、制御則が変更可能な飛行制御システムモデルも設定可能とした。

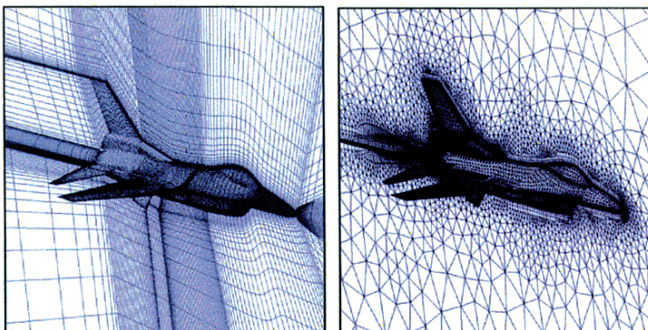
次に、CASPERの心臓部と言える空力特性モジュールの概要について紹介する。

4. 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。ここで、表1~3に各主要プログラムの機能及び手法概要を示す<sup>(7)-(17)</sup>。

計算格子生成プログラムでは、構造及び非構造格子(Hybrid要素も含む)が生成可能である。図5にF-16A戦闘機形態の計算格子生成結果例を示す。後述の結果処理プログラムに含まれるが、その格子品質(扁平率、直交性、連続性、要素の大きさ等)は要素色分け表示及び不具合要素単一色表示により評価可能である。また、不具合要素に対して、節点追加、移動等の修正も対話的に処理可能である。

流れ場解析プログラムは、定常の2次元及び3次元のEuler/RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)計算機能を基本的に有するが、高迎角域の大規模剥離流れに対しては適用限界がある。



構造格子 (高効率・高精度、単純形状に限定)      非構造格子 (形状適合性に優れる)

図5 計算格子生成結果例 (F-16A戦闘機形態)

そこで、構造格子を用いた主翼形態に限定して、非定常のLES(Large Eddy Simulation: Smagorinsky, RNGモデル)も計算可能とした。

表1 計算格子生成プログラムの概要

機能		手法概要	
非構造格子	表面格子生成	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ CATIAデータから点群配置(線形・高次補間)</li> <li>○ Delaunay法</li> </ul>	
	空間格子生成	Euler計算	Navier-Stokes計算
		<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 一括生成法</li> <li>・ 背景格子(代数的手法)</li> <li>・ 機体近傍(Delaunay法)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 逐次生成法(Hybrid要素含)</li> <li>・ 層状領域(ALM)</li> <li>・ 非層状領域(AFM+Delaunay法)</li> </ul>
		<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 非構造適合格子法</li> <li>・ 多重格子法(2Dのみ)</li> <li>・ 部分最適化</li> </ul>	
構造格子	表面格子生成	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ CATIAデータから点群配置(線形, 高次補間)</li> <li>○ 写像法, 偏微分方程式(楕円型), Multi-Block法</li> </ul>	
	空間格子生成	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Transfinite内挿法, 偏微分方程式法(楕円型)</li> <li>○ Multi-Block法(Block数少, ベクトル計算の効率化)</li> <li>○ 部分最適化(平滑化, 集中化, 直交化)</li> </ul>	

注: 表中の略語は以下の通り

ALM: Advancing Layers Method, AFM: Advancing Front Method

表2 流れ場解析プログラムの概要

機能		手法概要	
非構造格子	Euler計算 非粘性流	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 支配方程式</li> <li>○ 空間離散化法</li> <li>○ 非粘性流束評価法</li> <li>高次精度化法</li> <li>○ 時間積分法</li> <li>○ 収束加速法</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>2D/3D-Euler方程式(完全気体)</li> <li>Cell-Centered FVM</li> <li>風上法</li> <li>FVS (Hanel)</li> <li>規格化非構造格子法(嶋, 最大2次精度)</li> <li>最大5段階R-K法, Jacobi緩和法</li> <li>LTS法, IRS法, 多重格子法(2Dのみ)</li> </ul>
	NS計算 粘性流	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 支配方程式</li> <li>○ 乱流モデル</li> <li>○ 空間離散化法</li> <li>○ 非粘性流束評価法</li> <li>高次精度化法</li> <li>○ 粘性流束</li> <li>○ 時間積分法</li> <li>○ 収束加速法</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>2D/3D-RANS方程式(完全気体)</li> <li>Baldwin-Lomax代数モデル(2Dのみ)</li> <li>Spalart-Allmaras 1方程式モデル</li> <li>Cell-Centered FVM</li> <li>風上法</li> <li>FVS (Hanel, NS修正版), FDS法(Roe)</li> <li>Frinkの手法(2Dのみ)</li> <li>規格化非構造格子法(嶋, 最大2次精度)</li> <li>2次精度中心法(2D: Knight法)</li> <li>最大5段階R-K法, LU-SGS陰解法</li> <li>LTS法, IRS法, 多重格子法(2Dのみ)</li> </ul>
構造格子	Euler計算 非粘性流	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 支配方程式</li> <li>○ 空間離散化法</li> <li>○ 非粘性流束評価法</li> <li>高次精度化法</li> <li>○ 時間積分法</li> <li>○ 収束加速法</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>2D/3D-Euler方程式(完全気体)</li> <li>Cell-Centered FVM</li> <li>風上法</li> <li>FVS (Hanel)</li> <li>2次精度 MUSCL 型 TVD 法</li> <li>LU-ADI 陰解法</li> <li>LTS法, IRS法</li> </ul>
	NS計算 粘性流	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 支配方程式</li> <li>○ 乱流モデル</li> <li>○ 非粘性流束評価法</li> <li>高次精度化法</li> <li>○ 粘性流束</li> <li>○ 時間積分法</li> <li>○ 収束加速法</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>2D/3D-RANS方程式(完全気体)</li> <li>Baldwin-Lomax代数モデル</li> <li>Johnson-King(1992) 1方程式モデル</li> <li>Myong-Kasagi 2方程式モデル(2Dのみ)</li> <li>LES(主翼形態, 非定常・大規模剥離流)</li> <li>風上法</li> <li>FVS (Hanel, NS修正版)</li> <li>2次精度 MUSCL 型 TVD 法</li> <li>2次精度中心法</li> <li>LU-ADI 陰解法</li> <li>LTS法, IRS法</li> </ul>

注: 表中の略語は以下の通り

LTS: Local Time Step, IRS: Implicit Residual Smoothing, R-K: Runge-Kutta

結果処理プログラムでは、各種物理量（密度、圧力、速度、Mach数、乱流諸量等）の等高線・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。

表3 結果処理プログラムの概要

機能		手法概要
非構造／構造格子	表示データ作成	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 表示対象物理量（密度、圧力、Mach数等）の可視化</li> <li>・ワイヤーフレーム表示</li> <li>・シェーディング表示</li> <li>・グラフ表示</li> <li>・等高線表示</li> <li>・ベクトル表示</li> <li>・流跡線表示</li> </ul>
	3次元表示	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 計算格子の品質評価</li> <li>・要素色分け表示（要素の大きさ、扁平率、直交・連続性）</li> <li>・不具合要素単一色表示</li> </ul>
	流れ場解析モニタリング	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 自動スケジューリング、表示色等設定</li> <li>○ 3次元立体表示（両眼視差方式、液晶シャッタ眼鏡使用）</li> <li>○ 3次元入力（スペース・コントローラ）</li> <li>○ 空間等値面表示</li> <li>○ アニメーション表示</li> </ul>

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（図6参照）。



図6 流れ場解析モニタリング例

5. 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。

表4 CASPERの解析例一覧と計算時間

解析手法	結果概要		
	用途	解析モデル	計算時間
空力特性解析	2D-RANS計算	翼断面形状設計 高揚力装置設計	NASA Model-D (5翼素) 98.8時間 (60,000 step)
	3D-RANS計算	3次元翼設計 全機空力形状設計 舵効き特性	F-16A戦闘機 (吸排気) 48.2時間 (16,000 step)
	LES計算	高迎角・失速特性 非定常流 大規模剥離流	AWFAL65° (デルタ翼) 833時間 (420,000 step)
空弾性解析	空力-構造連成問題	簡易航空機 (翼胴)	約0.5日 (オートプ4回)

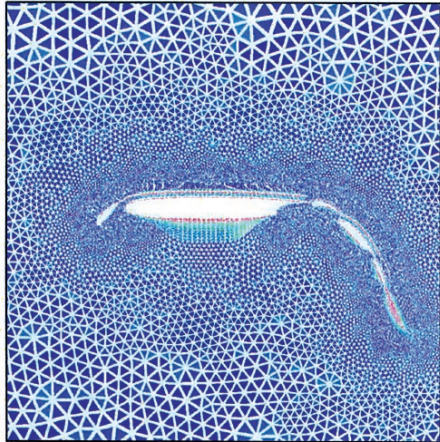
ここで、SX-4の1CPUを用いて収束解が得られるまでの計算時間は、LES計算の場合は約1ヶ月を要したが、それ以外のケースは1週間以内で収束解を得ることが確認できた。以下に具体的な解析例を表4の順に示す。

図7に低速・高迎角域の5翼素からなるNASA Model-Dの2次元RANS計算結果を計算格子（非構造多重・最密格子）と共に示す。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。

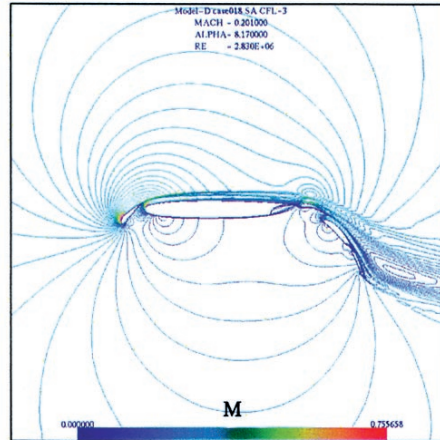
図8にエンジンの吸排気効果を有するF-16A翼胴尾形態の3次元RANS計算結果を示す。左図は遷音速域の機体表面圧力分布を示し、機体表面の色は圧力の高さに対応し、赤くなるほど圧力が高い状態を示している。この際、計算格子にはHybrid非構造格子を用い、従来から多用されていた四面体要素以外に、機体近傍の層状領域に対して、プリズム、ピラミッド、テント要素を適用した。一方、右図は離着陸状態（低速・高迎角域）での流跡線表示を示し、ストレークから発生する渦の挙動が十分に理解できる。

図9にAFWAL65°デルタ翼形態のLES計算結果を示す。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。これは表面流跡線結果（左下図参照）からも確認することができ、風試結果（右下図参照）<sup>(18)</sup>も同様な傾向を示している。

図10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。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プ計算の繰り返し回数は4回とした。



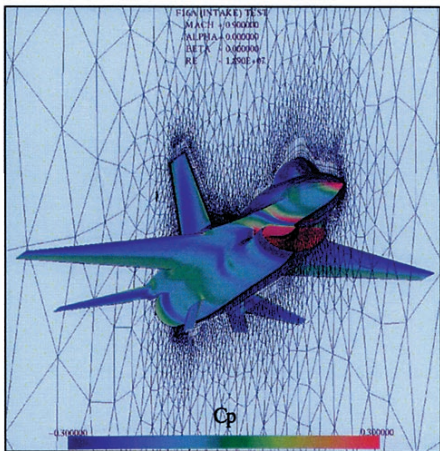
計算格子品質評価  
(要素の扁平率: 要素色分け表示)



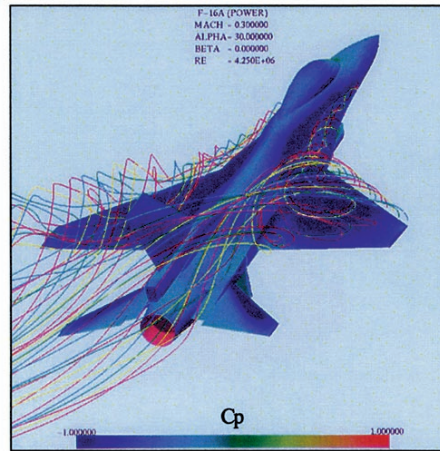
空間Mach数分布  
 $M_\infty = 0.201, \alpha = 8.17^\circ, Re = 2.83 \times 10^6$

図7 2次元RANS 計算結果例

(NASA Model-D・5翼素高揚力装置形態: Spalart-Allmaras 1方程式モデル, 非構造多重格子)



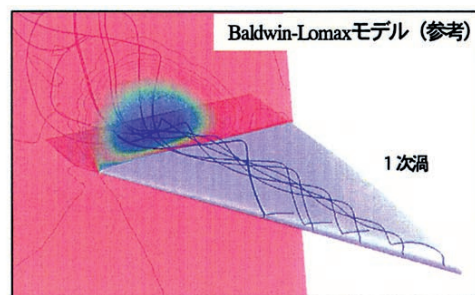
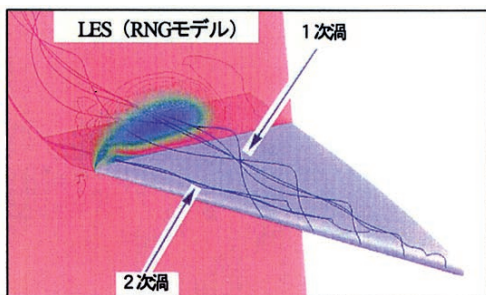
機体表面圧力分布  
 $M_\infty = 0.9, \alpha = 0.0^\circ, Re = 1.89 \times 10^7$



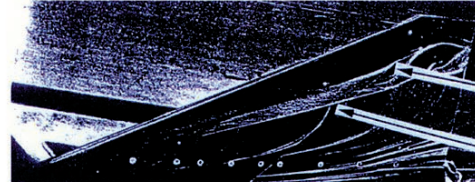
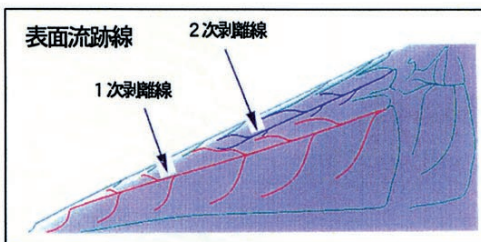
流跡線  
 $M_\infty = 0.3, \alpha = 30.0^\circ, Re = 4.25 \times 10^6$

図8 3次元RANS 計算結果例

(F-16A 戦闘機・吸排気形態: Spalart-Allmaras 1方程式モデル, Hybrid 非構造格子)



総圧分布及び流跡線



風洞試験可視化写真<sup>(18)</sup>  
(オイルフローパターン, 1987)

図9 LES 計算結果例

(AFWAL65° デルタ翼形態: 構造格子,  $M_\infty = 0.85, \alpha = 20.0^\circ, Re = 9.0 \times 10^6$ )

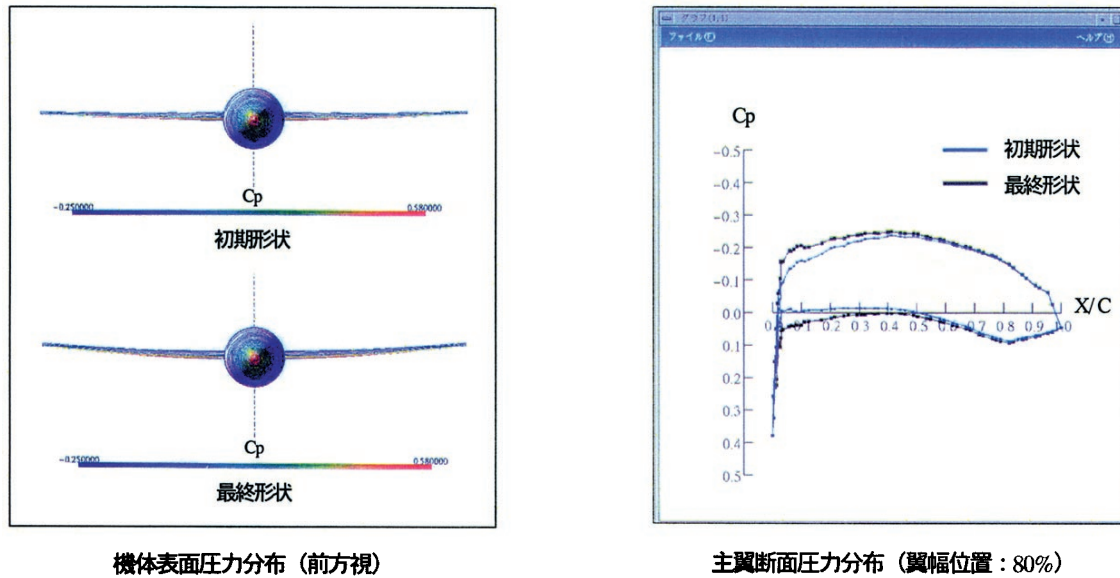


図 10 空弾性解析結果例

（簡易航空機・翼洞形態： $M_\infty = 0.6$ ,  $\alpha = 2.0^\circ$ , オートループ計算）

## 6. 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・風洞試験結果共有の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, 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, NALSP-44, pp.363-368, 1999.
- (3) 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.
- (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) 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.
- (6) 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.

- (7) Pizadeh, S., “Unstructured Viscous Grid Generation by Advancing-Layers Method,” AIAA Journal, Vol.32, No.8, 1994, pp.1735-1737.
- (8) Merriam, M.L., “An Efficient Advancing Front Algorithm for Delaunay Triangulation,” AIAA Paper 91-0792, 1991.
- (9) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA Paper 78-0257, 1978.
- (10) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (11) 明, 笠木, “ $k-\varepsilon$  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.
- (12) Hanel, D. and Schwane, R., “An Implicit Flux-Vector Splitting Scheme for the Computation of Viscous Hypersonic Flow,” AIAA Paper 89-0274, 1989.
- (13) Roe, P.L., “Characteristic Based Schemes for the Euler Equations, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.18, 1986, pp.337-365.
- (14) 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.
- (15) 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.
- (16) 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.
- (17) Shrarov, D. and Nakahashi, K., “Reordering of 3-D Hybrid Unstructured Grids for Vectorized LU-SGS Navier-Stokes Computations,” AIAA Paper 97-2102, 1997.
- (18) 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.