防衛庁技術研究本部における航空機設計用の CFD 基盤設計システムの開発と評価

Development and Evaluation of CFD-based Design System for Aircraft Design at TRDI-JDA

沖　良篤（防衛庁技術研究本部　第３研究所）

１．はじめに

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（Computational Fluid Dynamics：数値流体力学）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大きく依存しており，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，空力形状を変更・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．そこで，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数値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ている（図１参照）．

以上の技術的要求を背景として，防衛庁技術研究本部では，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」（**C**omputational **A**erodynamics **S**ystem for **P**erformance **E**valuation & **R**esearch）を試作した(1)−(8)．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．

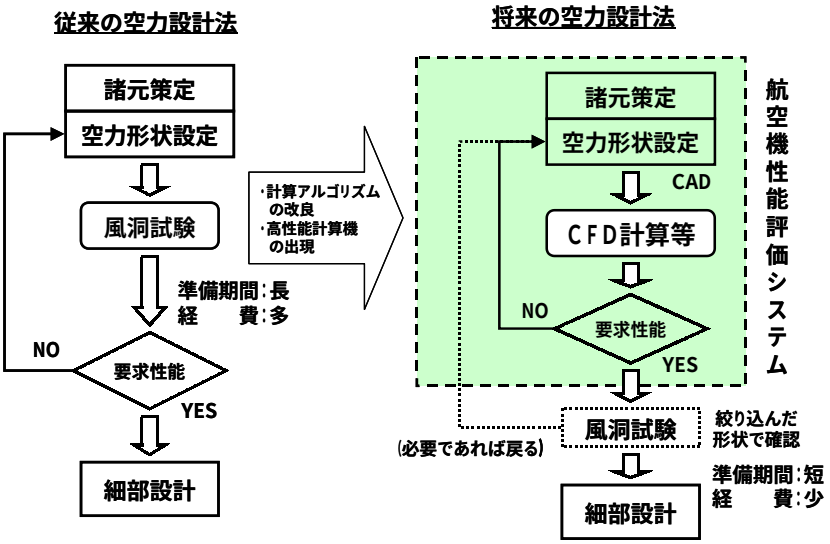


図１　航空機性能評価システム「CASPER」の開発背景

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２参照）．開発に移行する前の準備段階として，平成元年度から事前検討を実施して，技術動向の調査や技術課題の抽出を行い，Phase Ⅰ～Ⅳの４つの段階を経て，平成 10 年９月末に完成した．

Phase Ⅰ（平成３年度～６年度）では，システム全体の基本・詳細設計を行って，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整備した．

©日本数値流体力学会

PhaseⅡ（平成５年度～８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・精度検証等の性能確認試験を平成８年度に実施した．

PhaseⅢ（平成７年度～10 年度）では，主要ハードウエア装置設計を先がけて行い，スーパーコンピュータを含めた主要ハードウエアは平成８年８月末に導入し，PhaseⅡの性能確認試験に使用した．さらに，２次元圧縮性・粘性の Navier-Stokes（以下，NS と略記する）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，ハードウエアの性能評価も含めて，平成８年度～10 年度にかけて性能確認試験を実施した．

PhaseⅣ（平成８～12 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 年度末にかけて性能確認試験を実施した．

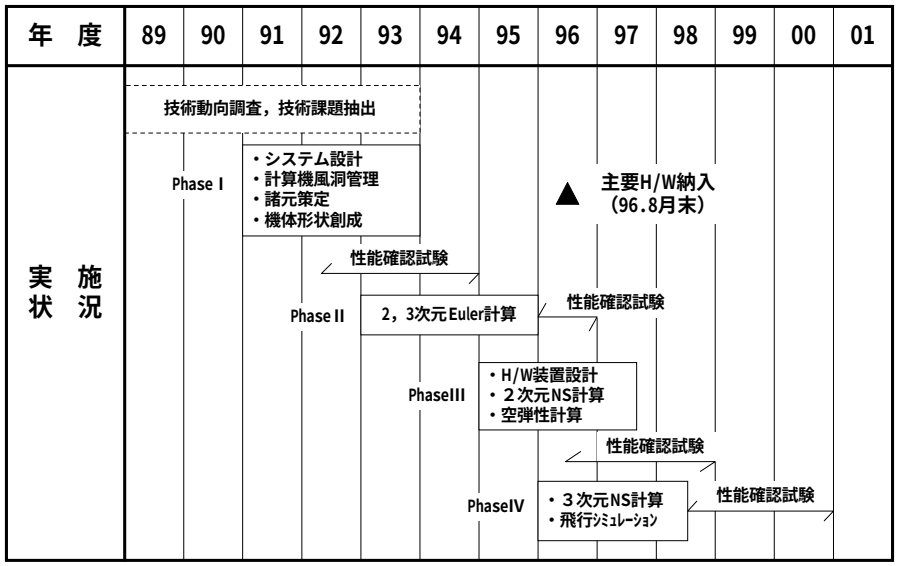


図２　航空機性能評価システム「CASPER」の開発経緯

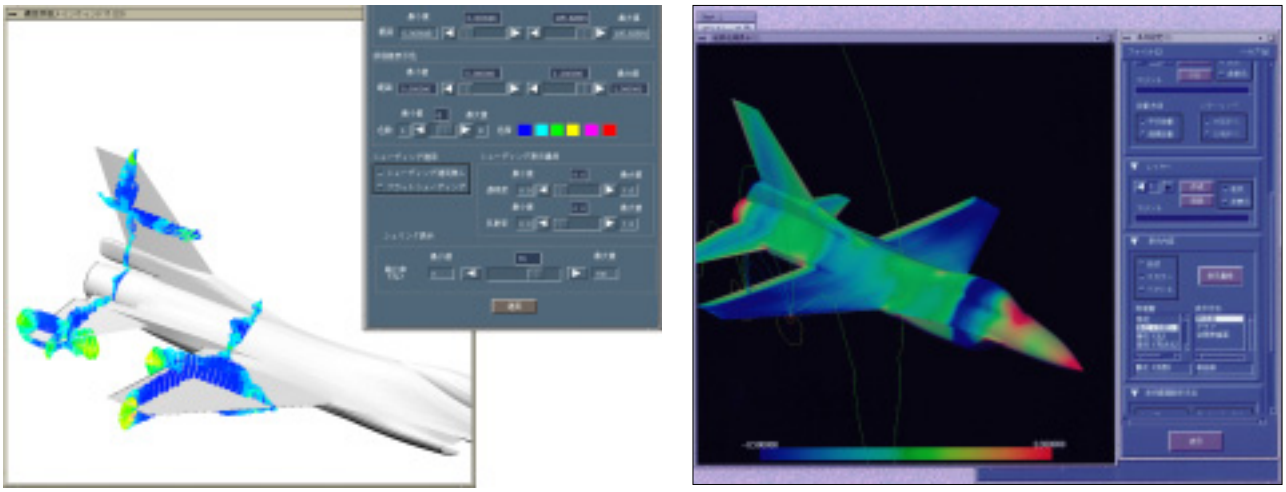
３．CASPER のシステム概要

CASPER を要約すると，航空機（特に，小型戦闘機）の空力特性，飛行特性，飛行性能に関して，最新のコンピュータ・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（**G**raphical **U**ser **I**nterface）により対話的に処理可能である．**図３**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．

また，CASPER の主要ハードウエア（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 SGI，IBM 社製の GWS 数台を FDDI 高速 LAN 方式（転送速度：100Mbps）で接続した．この際，高性能カラープリンタ（Pictrography3000 等）やビデオ出力装置（FSC64000）等の周辺機器とは Ethernet で接続した（**図４参照**）．

©日本数値流体力学会



（a）計算格子品質評価（要素の扁平）　　（b）カラーコンタ，等高線表示

図３　対話処理による結果処理例（F-16A 戦闘機）

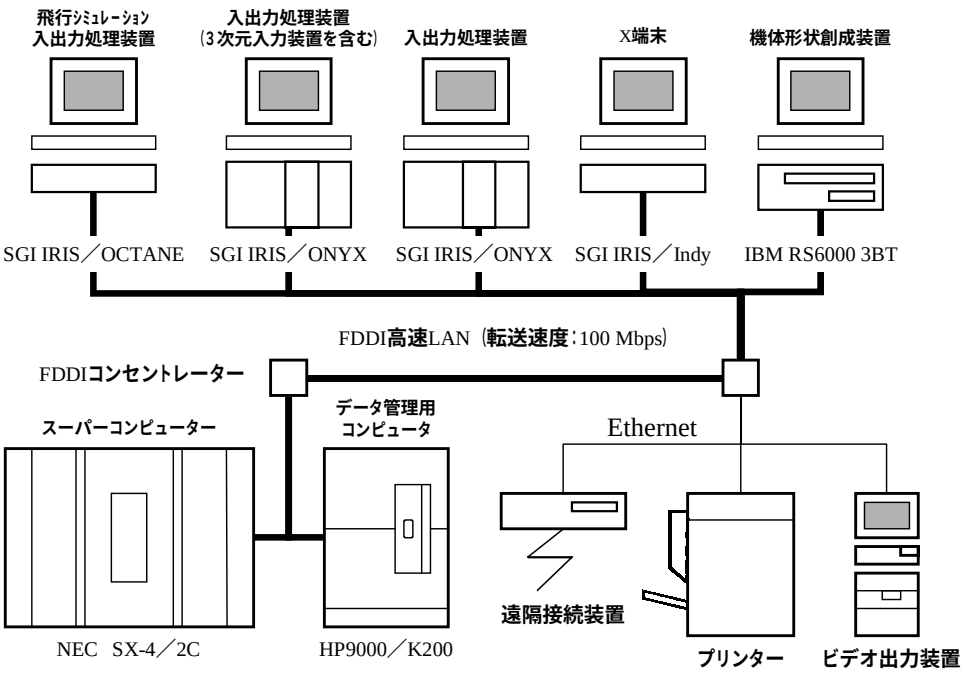


図４　CASPER のハードウエア構成

図５に CASPER のソフトウエア構成を示す. 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６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.

諸元策定モジュールでは，航空機形状の創成にあたり，要求性能を満足する機体形状の主要諸元（重量，形状，エンジン性能，飛行存在領域等）を策定し，簡単な機体の３面図等を作成する（図７参照）.

©日本数値流体力学会

機体形状創成モジュール（３次元 CAD ソフトウエア：CATIA，I-DEAS）では，この諸元策定結果を反映して，自由曲面で構成された航空機の複雑形状を厳密に数式定義し，空力特性，空弾性解析で必要となるモデルを作成する．

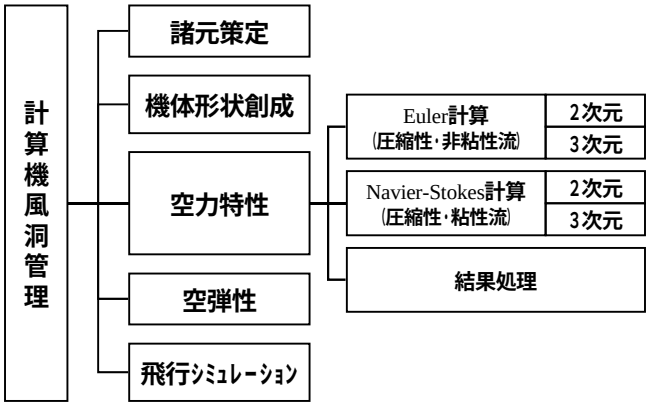


図５　CASPER **のソフトウエア構成**

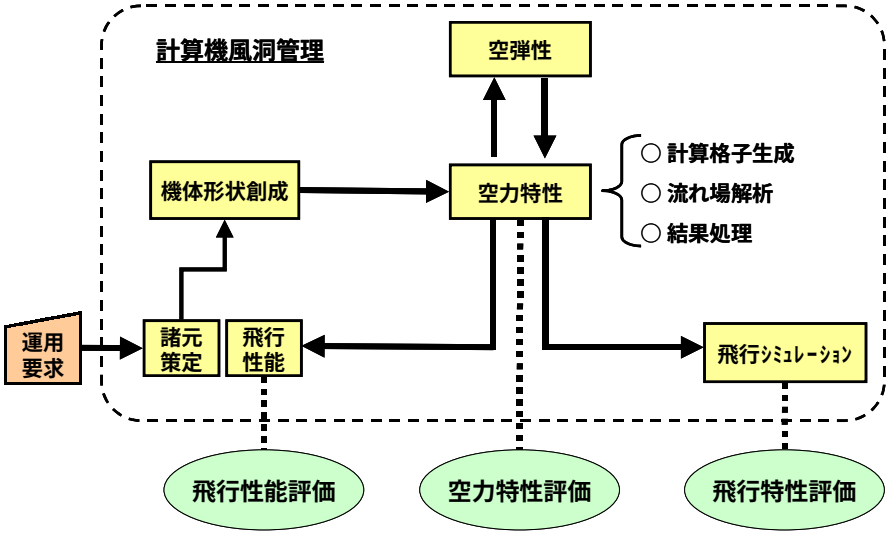


図６　CASPER **による航空機性能評価作業の流れ**

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）を実施する．

さらに，空力特性モジュールで得られた CFD 解析結果を用いて，空弾性解析，飛行特性評価（飛行運動計算），飛行性能推算のような多分野統合シミュレーション（Multidisciplinary Simulation）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．

空弾性モジュールによる空弾性解析作業の概要について述べる．空力特性モジュール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）及び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して，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マニュアルループ及びオートループによる繰り返し計算を行う．

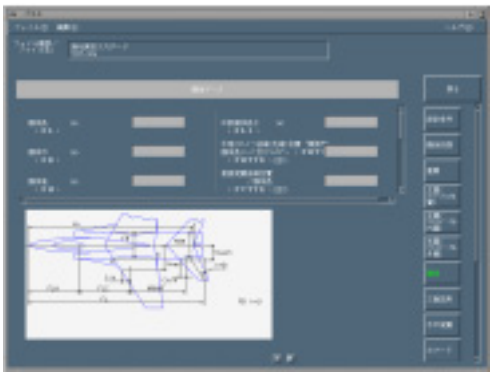
©日本数値流体力学会

飛行シミュレーション・モジュールによる飛行特性評価作業の概要について述べる．CASPER における安定微係数設定には，CFD 解析の他に，機体諸元等をもとにして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．特に，空力特性モジュールを用いる場合，エレベータ，エルロン，ラダー等の舵効き形態で CFD 解析を実施し，得られた空力データ（６分力）から静安定微係数を求める．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・方向系の運動方程式を数値計算して，トリム計算及び飛行運動計算（操舵応答等）を実施する．ただし，運動方程式の自由度の変更により計算量の低減も可能である．ここで，縦系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実行可能である．また，最近の航空機の大部分は安定・操縦性補償装置を採用しているケースが多く，現実的な飛行シミュレーションを実施するために，制御則が変更可能な飛行制御系統モデルも設定可能とした．

最後に，航空機の飛行性能推算は諸元策定モジュールに再度戻ることにより実施可能であり，空力特性モジュールで得られた空力データを使用して，Drag-Polar 曲線，ミッション性能，運動性能，速度性能等を推算する．

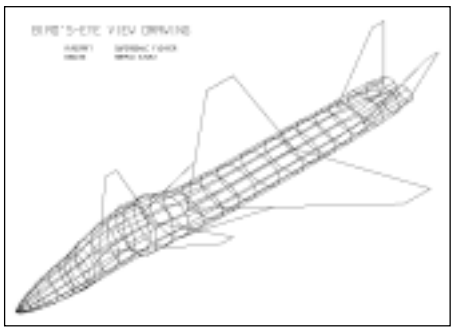
次に，CASPER の主要部分である空力特性モジュールの概要について紹介する．

設計条件の入力

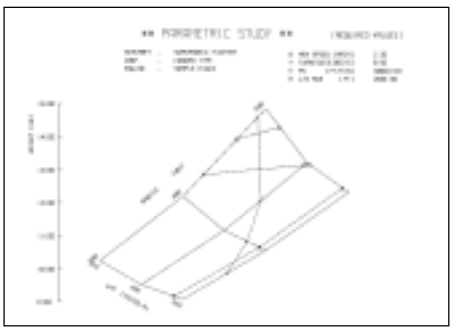


機体形状設定

（a）計算データの設定



機体形状策定（立体図）



飛行存在領域

（b）諸元策定結果例

図７　諸元策定モジュールによる諸元策定作業

©日本数値流体力学会

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ている．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 [(9)−(19)].

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８に構造及び非構造格子による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，要素色分け表示及び不具合要素単一色表示により，計算格子の品質（扁平率，直交性，連続性，要素の大きさ等）も評価可能である．特に，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．

流れ場解析プログラムは，定常の２／３次元の Euler／RANS（**R**eynolds-**A**veraged **N**avier-**S**tokes）計算機能を基本的に有するが，高迎角域の大規模剥離の伴う非定常流れに対しては適用限界がある．そこで，構造格子を用いた主翼形態に限定して，LES（**L**arge **E**ddy **S**imulation：Smagorinsky，RNG モデル）も計算可能とした．

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，拡張機能として，衝撃波等の空力現象の理解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，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）も有する．

また，ネットワーク通信により，流れ場解析モニタリングが実行可能である．これは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）の３つの機能を有しており，これにより計算途中での解析の良否が判断でき，プロセスを中断・再実行することができる（図９参照）．

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	○ CATIA データから点群配置（線形・高次補間） ○ Delaunay 法	
	空間格子生　成	Euler 計算	Navier-Stokes 計算
		○ 一括生成法 ・背景格子（代数的手法） ・機体近傍（Delaunay 法）	○ 逐次生成法（Hybrid 要素含） ・層状領域（ALM） ・非層状領域（AFM＋Delaunay 法）
		・非構造解適合格子法 ・多重格子法（２D のみ） ・部分最適化	
構造格子	表面格子生　成	○ CATIA データから点群配置（線形，高次補間） ○ 偏微分方程式（楕円型），Multi-Block 法	
	空間格子生　成	○ Transfinite 内挿法，偏微分方程式法（楕円型） ○ Multi-Block 法（Block 数少，ベクトル計算の効率化） ○ 部分最適化（平滑化，集中化，直交化）	

注：　表中の略語は以下の通り

ALM：Advancing Layers Method，AFM：Advancing Front Method

©日本数値流体力学会

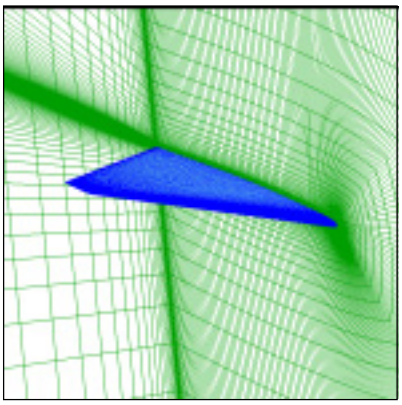
表２　流れ場解析プログラムの概要

機　能		手法概要	
非構造格子	Euler 計算（非粘性流）	○　支配方程式	２D／３D-Euler 方程式（理想気体）
		○　空間離散化法	Cell-Centered Finite Volume Method
		○　非粘性流束評価法 高次精度化法	風上法 Flux Vector Splitting 法（Hanel） 規格化非構造格子法（嶋，最大２次精度）
		○　時間積分法	最大５段階 Rung-Kutta 陽解法，Jacobi 陰解法
		○　収束加速法	Local Time Step 法，Implicit Residual Smoothing 法， 多重格子法（２D のみ）
	NS 計算（粘性流）	○　支配方程式	２D／３D-NS 方程式（理想気体）
		○　乱流モデル	Baldwin-Lomax 代数モデル（２D のみ） Spalart-Allmaras １方程式モデル
		○　空間離散化法	Cell-Centered Finite Volume Method
		○　非粘性流束評価法 高次精度化法	風上法 Flux Vector Splitting（Hanel，NS 修正版） Flux Difference Splitting 法（Roe） Frink の手法（２D のみ） 規格化非構造格子法（嶋，最大２次精度）
		○　粘性流束	２次精度中心法（２D：Knight 法）
		○　時間積分法	最大５段階 Runge-Kutta 陽解法，LU-SGS 陰解法
		○　収束加速法	Local Time Step 法，Implicit Residual Smoothing 法， 多重格子法（２D のみ）
構造格子	Euler 計算（非粘性流）	○　支配方程式	２D／３D-Euler 方程式（理想気体）
		○　空間離散化法	Cell-Centered Finite Volume Method
		○　非粘性流束評価法 高次精度化法	風上法 Flux Vector Splitting 法（Hanel） ２次精度 MUSCL 型 TVD 法
		○　時間積分法	LU-ADI 陰解法
		○　収束加速法	Local Time Step 法，Implicit Residual Smoothing 法
	NS 計算（粘性流）	○　支配方程式	２D／３D-NS 方程式（理想気体）
		○　乱流モデル	Baldwin-Lomax 代数モデル Johnson-King（1992）１方程式モデル Myong-Kasagi２方程式モデル（２D のみ） LES（主翼形態のみ，非定常・大規模剥離流）
		○　空間離散化法	Cell-Centered Finite Volume Method
		○　非粘性流束評価法 高次精度化法	風上法 Flux Vector Splitting 法（Hanel，NS 修正版） ２次精度 MUSCL 型 TVD 法
		○　粘性流束	２次精度中心法
		○　時間積分法	LU-ADI 陰解法
		○　収束加速法	Local Time Step 法，Implicit Residual Smoothing 法

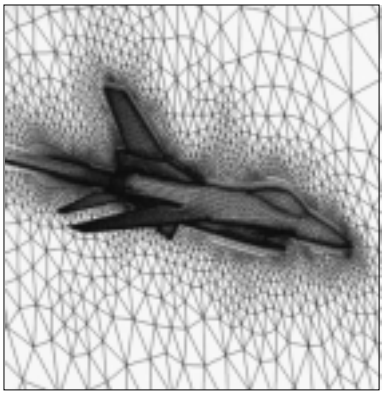
©日本数値流体力学会

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	○　表示対象物理量（密度，圧力，Mach 数等）の可視化 ・ワイヤーフレーム表示　・シェーディング表示 ・グラフ表示　・等高線表示 ・ベクトル表示　・流跡線表示
		○　計算格子の品質評価 ・要素色分け表示（要素の大きさ，扁平率，直交・連続性） ・不具合要素単一色表示
	３次元表示	○　自動スケジューリング，表示色等設定 ○　３次元立体表示（両眼視差方式，液晶シャッタ眼鏡使用） ○　３次元入力（スペース・コントローラ） ○　空間等値面表示 ○　アニメーション表示
	流れ場解析モニタリング	○　スーパーコンピュータとのネットワーク通信により実行 ・解析実行プロセス状況表示（ファイル渡し） ・解析結果途中表示（ファイル渡し） ・履歴情報表示（プロセス間通信）



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８　計算格子生成結果例

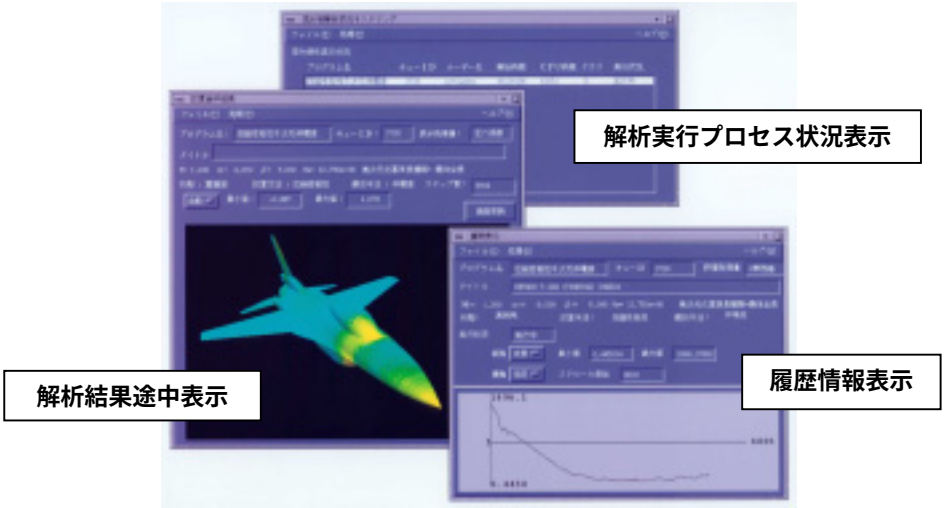


図９　流れ場解析モニタリング例

©日本数値流体力学会

５．CASPER を用いた解析評価例

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(1) −(8).

図 10 に性能確認試験を通じて実施した CASPER の CFD 精度検証及び解析限界を小型戦闘機の運用範囲と共に示す．その結果，Navier-Stokes 計算の場合，CASPER の解析限界は一様流 Mach 数範囲：0.2～2.0，迎角範囲：-6.0°～30.0°，Reynolds 数範囲：1.0×10^6～60.0×10^6 となる．特に，将来の高運動小型戦闘機の開発では，亜音速・高迎角域での飛行領域が拡大すると予想され，ハードウエアの高性能化を図ると共に，非定常性の強い大規模剥離流が高精度に捕捉可能な LES 計算コードの整備が今後不可欠となると予想される．

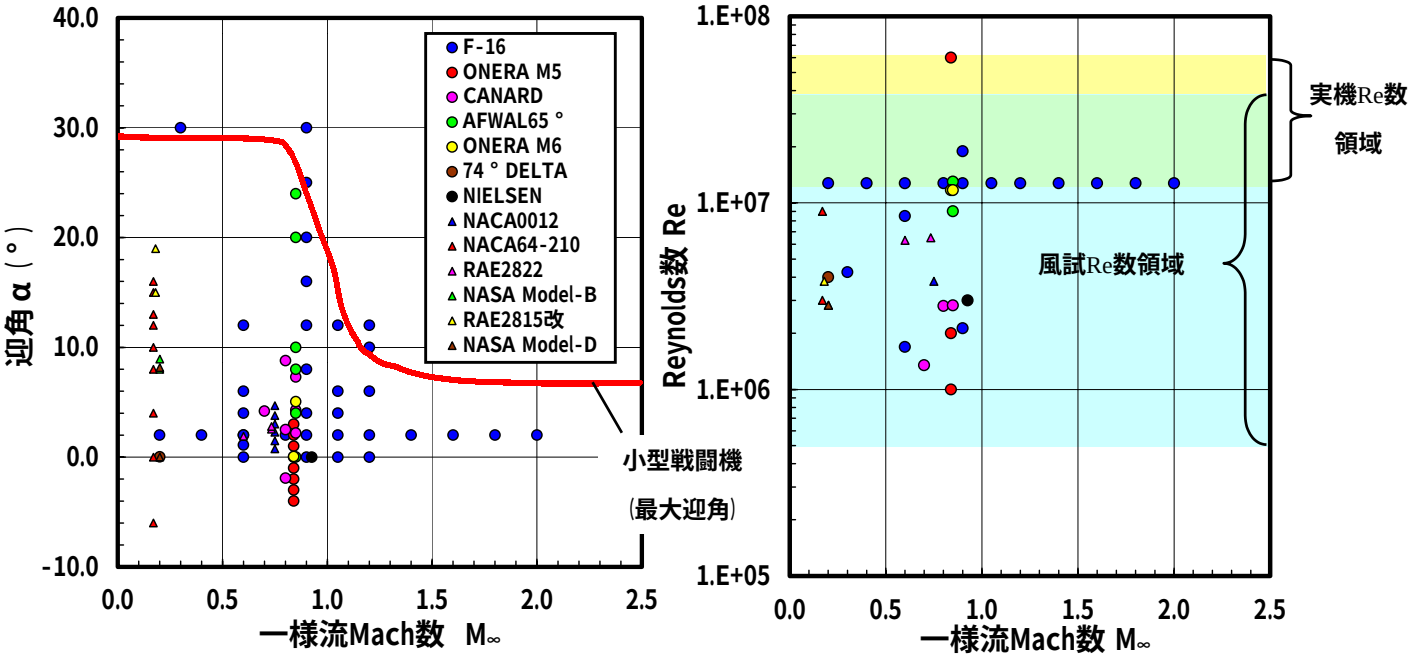


図 10　CASPER における CFD 解析実績と適用範囲

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 戦闘機及び輸送機形態の ONERA M5 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．さらに，多分野との CFD 統合シミュレーション例として，簡易航空機の翼胴形態の空弾性解析結果，F-16A 戦闘機の飛行特性評価及び飛行性能推算結果も同時に示す．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順に紹介する．

５．１　空力特性解析結果

５．１．１　NASA Model-D

図 11 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，計算格子の良否を判断する．一方，右図は空間 Mach 数分布を示し，各翼素間で後流と境界層の混合が良好に捉えられていることが確認できる．

©日本数値流体力学会

５．１．２　F-16A 戦闘機

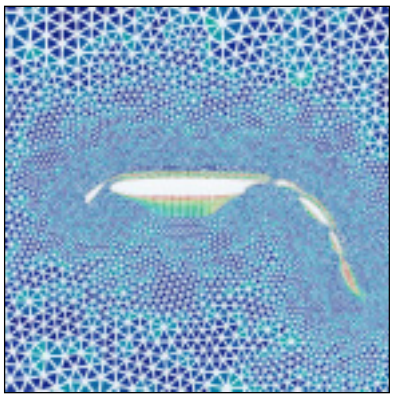
図 12（a）にエンジンの吸排気効果を有する F-16A 翼胴尾形態の３次元 RANS 計算結果を示す．左図は遷音速域の機体表面圧力分布を示し，機首，インテーク内部で圧力が高くなっている．この際，計算格子には Hybrid 非構造格子を用い，従来から多用されていた四面体要素以外に，機体近傍の層状領域に対して，プリズム，ピラミッド，テント要素を適用した．一方，右図は離着陸状態（低速・高迎角域）での流跡線表示を示し，ストレークから発生する渦の挙動が十分に理解できる．

５．１．３　ONERA M5

図 12（b）に典型的な輸送機形態である ONERA M5 翼胴尾形態の３次元 RANS 計算結果を示す．左図は実機相当の Reynolds 数 $Re=60\times10^6$ の遷音速域での機体表面圧力分布を示し，後退角 30°の主翼上面において典型的なλ型の３重衝撃波が確認できる．一般的に，このような高 Reynolds 数流れの場合，機体表面上の境界層は非常に薄くなり，四面体形状の単一要素では非等方性の強い要素の生成が困難であるため，境界層の解像が非常に困難となる．そこで，本解析は Hybrid 非構造格子法を機体表面近傍の層状領域に新たに適用した．一方，右上下図は $Re=2.0\times10^6$ の揚力及び揚抗特性を示し，構造格子を用いた他者解析結果[20]よりも風試結果[21]と良好に一致し，本解析スキームの妥当性が検証されている．

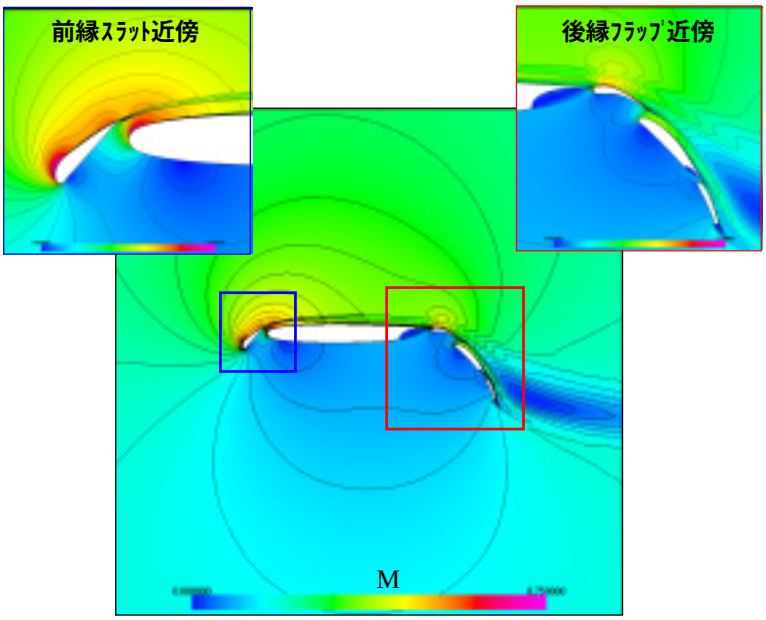
５．１．４　AFWAL65°

図 13 に AFWAL65°デルタ翼形態の LES 計算結果を示す．総圧比分布（断面位置：30，60，80%）に関して，Baldwin-Lomax 代数モデルによる RANS 計算結果（左上図）と RNG モデルによる LES 計算結果（右上図）を各々比較して示したものである．RANS 計算では１次渦までしか捕捉できなかったが，LES では３次渦まで捕捉できることがわかる．さらに，60%断面位置のルートコード断面圧力分布（下図）を示し，LES は RANS 計算よりも風試結果[22]と良好に一致し，非定常・大規模剥離流れへの有効性が確認できる．



計算格子品質評価

（要素の扁平率：要素色分け表示）



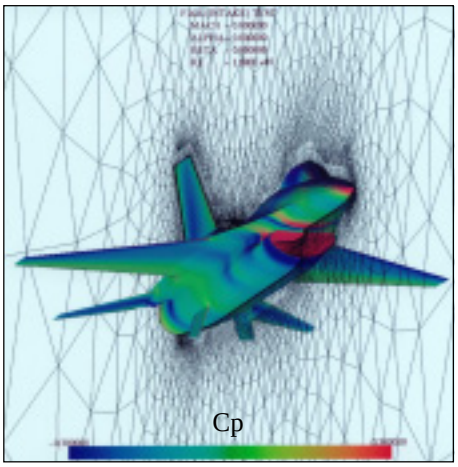
空間Mach数分布

$M_\infty=0.201$，$\alpha=8.17°$，$Re=2.83\times10^6$

図 11　２次元 RANS 計算結果例

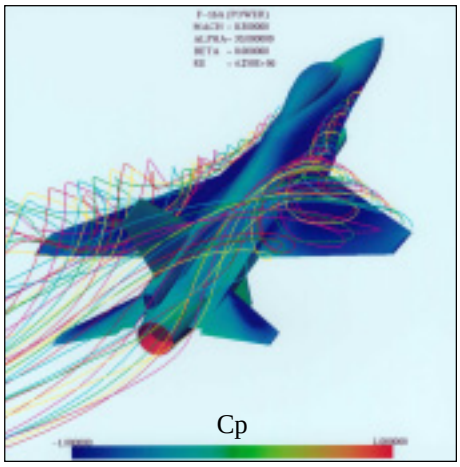
（NASA Model-D・５翼素高揚力装置形態：Spalart-Allmaras １方程式モデル，非構造多重格子）

©日本数値流体力学会



機体表面圧力分布

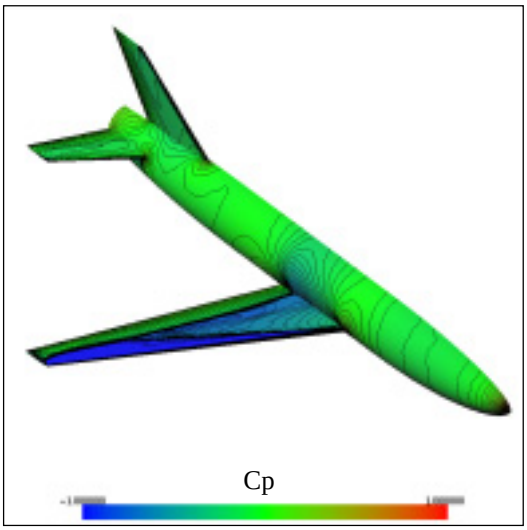
M_∞ =0.9，α=0.0°，Re=1.89×10^7



流跡線

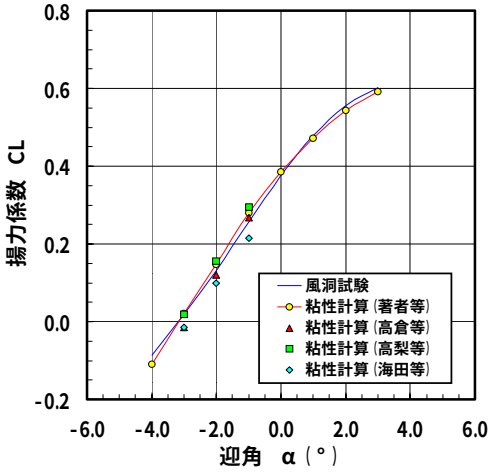
M_∞ =0.3，α=30.0°，Re=4.25×10^6

（a）　F-16A **戦闘機形態**

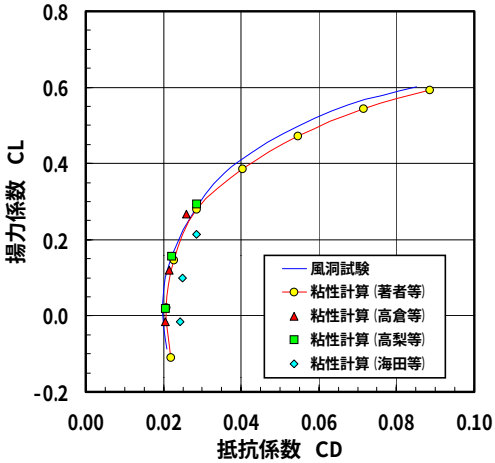


機体表面圧力分布

M_∞ =0.84，α= -1.0°，Re=60.0×10^6



揚力特性



揚抗特性

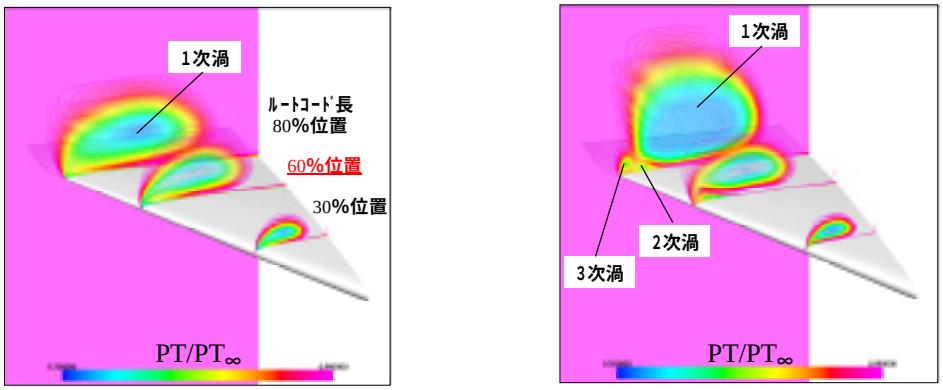
M_∞ =0.84，α= -4.0〜3.0°，Re=2.0×10^6

（b）　ONERA M5 **形態**

図 12　３次元 RANS **計算結果例**

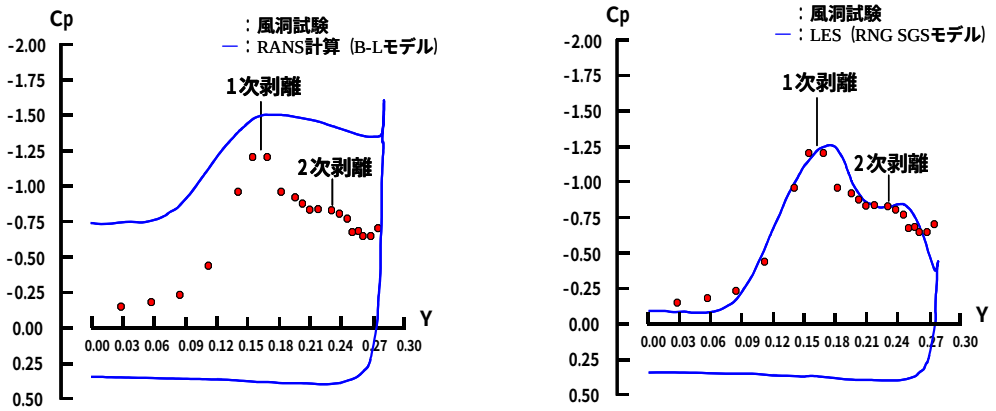
（Spalart-Allmaras **１方程式モデル，**Hybrid **非構造格子）**

©日本数値流体力学会



RANS計算　　LES

総圧比分布



ルートコード断面圧力分布

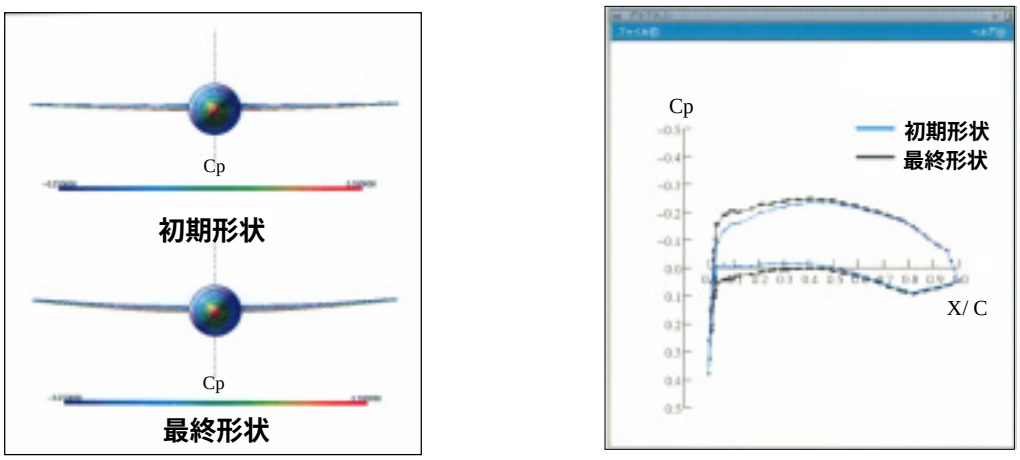
図 13　LES 計算結果例

（AFWAL65°デルタ翼形態：構造格子，M_∞ =0.85，α=24.0°，Re=9.0×10^6）

５．２　CFD 統合シミュレーション結果

５．２．１　空弾性解析

図 14 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，静的空弾効果による両者の差異を確認することができる．なお，CFD 解析には３次元 Euler 計算を行い，空力・構造間のオートループ計算は４回ほど実施した．



機体表面圧力分布（前方視）　　主翼断面圧力分布（翼幅位置：80%）

図 14　空弾性解析結果例

（簡易航空機／翼胴形態：M_∞ =0.6，α=2.0°，オートループ計算）

©日本数値流体力学会

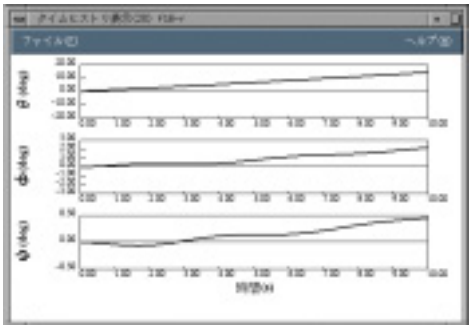
５．２．２　飛行特性評価

図 15（a），（b）に F-16A 戦闘機（超音速飛行条件：M_∞＝0.9，制御御則：Ｇコマンド ON，縦ステップ入力）の飛行シミュレーション・モジュールによる飛行特性評価例を示す．この際，空力特性モジュールで得られた安定微係数を使用して，機体の運動方程式を数値計算することにより飛行シミュレーション計算を実施した．さらに，実際の計算及びファイル出力が，飛行制御則 ON／OFF，縦方向／横方向操舵入力に対してオンラインで実行可能であることも確認した．

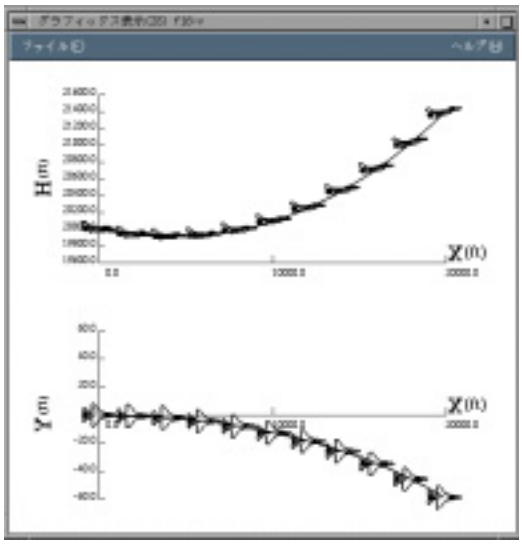
６分力の登録

安定微係数の設定

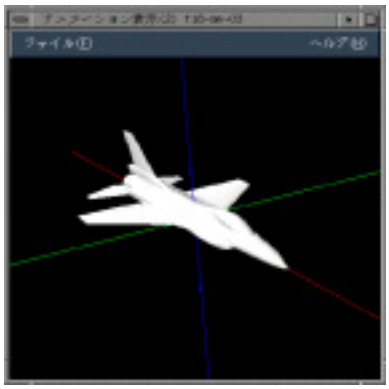
（a）計算データの設定



タイムヒストリ表示



グラフィックス表示



アニメーション表示

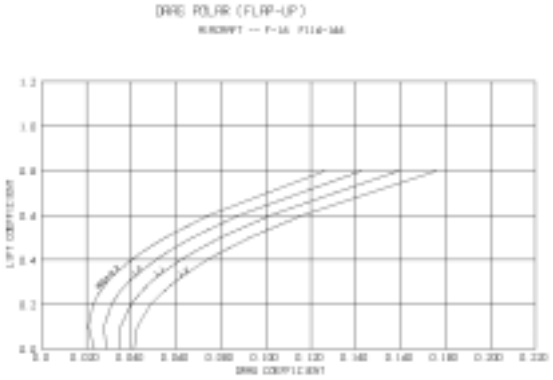
（b）飛行特性評価例（例：F-16A 戦闘機）

図 15　飛行シミュレーション・モジュールによる飛行特性評価

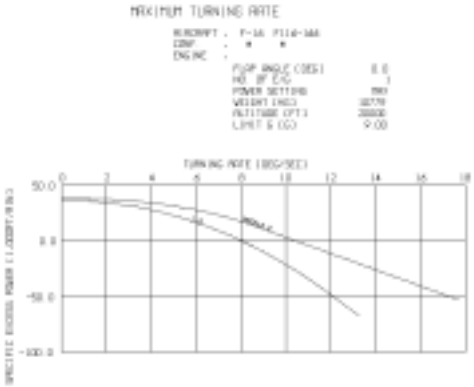
©日本数値流体力学会

５．２．３　飛行性能推算

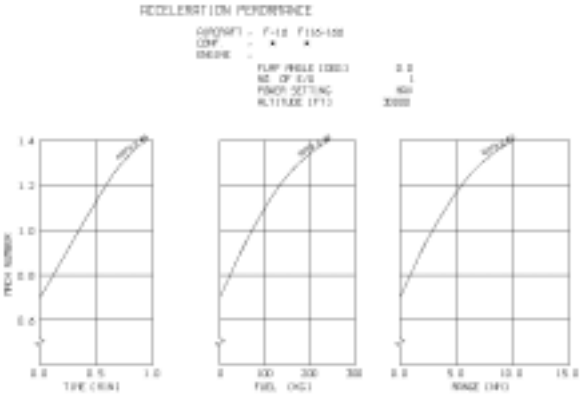
図 16（a）～（d）に F-16A 戦闘機の諸元策定モジュールによる飛行性能推算例として，Drag-Polar 曲線，旋回性能，加速性能，比余剰推力を示す．この際，空力特性モジュールを用いて F-16A 戦闘機の舵効き形態の CFD 解析を実施した．そこで得られた空力データに基づいたトリム計算により，空力データ・テーブルを作成し，これを入力として諸元策定モジュールで飛行性能推算を実施した．



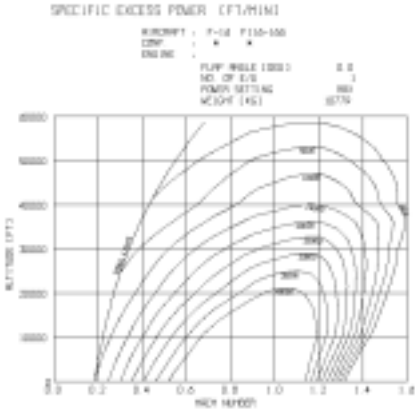
（a）Drag Polar **曲線**



（b）旋回性能（PS-Ω線図）



（c）加速性能



（d）比余剰推力

図 16　諸元策定モジュールによる飛行性能推算
（例：F-16A **戦闘機）**

６．おわりに

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CFD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）がオンラインで処理可能であることを確認した．

最後に，将来の展望として，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，多目的遺伝的アルゴリズムによる多分野設計最適化技術（Multidisciplinary Design Optimization）[23]等の研究を継続して行い，次世代の航空機開発に反映させる予定である．

©日本数値流体力学会

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) 増永，沖，酒田，中尾，石黒，“Spalart-Allmaras１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) 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.

(4) 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.

(5) 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.

(6) 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 論文集，NAL SP-46，pp.93-98，2000.

(7) 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 論文集，NAL SP-46，pp.255-260，2000.

(8) 沖，酒田，内山，前田，海田，“Hybrid 非構造格子法を用いた ONERA M5 形態の乱流解析と検証，”第 14 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集，p.169，2000.

(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.

(11) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA Paper 78-0257, 1978.

(12) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.

(13) 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.

(14) Hanel, D. and Schwane, R., “An Implicit Flux-Vector Splitting Scheme for the Computation of Viscous Hypersonic Flow,” AIAA Paper 89-0274, 1989.

(15) Roe, P.L., “Characteristic Based Schemes for the Euler Equations,” Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.18, 1986, pp.337-365.

(16) 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.

(17) 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.

(18) 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.

(19) Shrarov, D. and Nakahashi, K., “Reordering of 3-D Hybrid Unstructured Grids for Vectorized LU-SGS

©日本数値流体力学会

Navier-Stokes Computations, ” AIAA Paper 97-2102, 1997.

(20) 中道, “ ONERA M5 全機形態まわりの流れの解析－３次元部門まとめ， ” NAL SP-20，pp.73-108，1993.

(21) Staff of the Second Aerodynamics Division, “ Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel, ” NAL TR-774T, 1983.

(22) Boersen, S.J., and Elsennaar, 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.

(23) 大林, “ 多分野設計最適化技術に向けて， ”航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 論文集，NAL SP-46，pp.89-92，2000.

©日本数値流体力学会