

# CASPERによる空力特性評価の現状と展望

沖 良篤\*

## Status and Prospects of Aerodynamics Characteristics Evaluation Using CASPER

by

Yoshiatsu OKI

### ABSTRACT

According to the recent rapid progress of high performance computing and numerical algorithm, a CFD-based aerodynamic design methodology is becoming an important tool with wind tunnel testing. The 3rd Research Center, TRDI-JDA, has implemented the development and performance tests a CFD-based design system, CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research), with major domestic aircraft manufactures until March 2001. In this paper, we mainly show part of aerodynamic and aeroelastic computed results obtained in performance tests. Actually, for the code validation, various types of aircraft and airfoil configurations are computed using the CASPER and compared well to wind tunnel testing data and other computed results. In addition, as an example of CFD multidisciplinary simulation providing the CFD data obtained in its aerodynamic characteristic module, the aeroelastic simulation can be normally performed. The CASPER can be expected to be powerful tool for conceptual and basic design stage of advanced aircraft at the next generation.

### 1. 緒論

航空機開発の空力設計項目は全機形状、主翼断面形及び平面形、胴体形状、尾翼形状、高揚力装置、舵効き形態、インテーク形状など非常に多岐にわたり、風洞試験や CFD (Computational Fluid Dynamics: 数値流体力学) 解析による空力設計作業が実施されている。従来の空力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するだけでなく、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、開発コストが膨大なものとなる。実際、1980年代前半から航空機の要求性能が厳しくなり、従来から設計データを供給してきた風洞試験も多種多様なものとなり、開発期間も益々増加する傾向にある。それ故、従来法では様々な機能や運用方法が要求される次世代航空機的设计には限界があり、CFD 技術への期待が高まっている。

従来、計算機能力が不足していた時代には、フルポテンシャル法と風洞試験を併用して設計に適用されていたが、最近の高性能計算機の出現や計算手法の改善により、Euler 方程式や Navier-Stokes 方程式を用いた数値シミュレーション技術は目覚ましい発展を遂げており、CFD 技術を基盤とした空力設計法が今後の設計法として注目されている (図1参照)。

そこで、防衛庁技術研究本部第3研究所では、平成12年度まで航空機性能評価システム「CASPER」(Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation & Research) の研究試作及び性能確認試験を実施した (図2参照)<sup>(1)</sup>。本研究では、主として空力特性評価結果の現状と今後の展望について報告する。

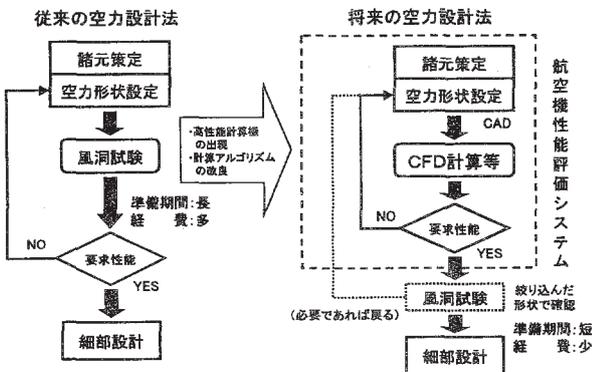


図1 航空機性能評価システム「CASPER」の開発背景

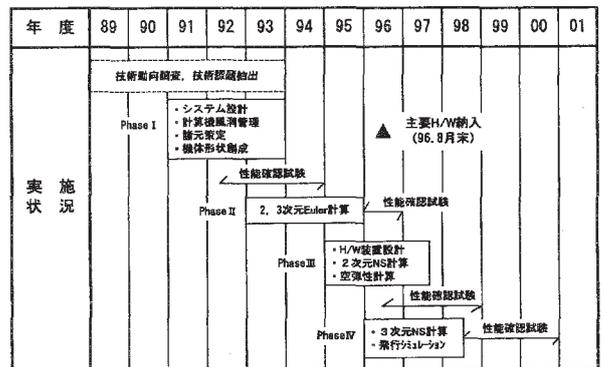


図2 航空機性能評価システム「CASPER」の開発経緯

### 2. 航空機性能評価システム「CASPER」の概要

CASPER を要約すると、航空機 (特に、小型戦闘機) の空力特性 (空弾性解析も含む)、飛行特性、飛行性能に関して、最新コンピュータ・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 (Graphical User

\* 防衛庁技術研究本部 第3研究所

Interface)により対話的に処理可能である。図3にCASPERのモジュール構成と航空機の性能評価作業の流れを示す。

まず、開発対象となる航空機の運用要求に従って、要求性能を満足する機体形状の主要諸元(例えば、重量、形状、エンジン性能、飛行在領域等)を策定して、簡単な機体形状の3面図を作成する(図4参照)。この諸元策定結果を反映して、機体形状創成モジュールでは、3次元CADソフトウェア(CATIA)及びI-DEASを用いて、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、その形状を基にして空力特性用モデル(点群モデル)、空弾性解析用モデル(有限要素モデル)で必要となるモデルを作成する(図5参照)。

次に、この空力特性用モデルを空力特性モジュールに受け渡し、計算格子生成(構造/非構造格子)、流れ場解析(Euler/Navier-Stokes解析)、結果処理の順にCFD解析作業を実施し、空力特性評価を実施する。さらに、得られたCFD解析結果(6分力、圧力データ)を用いて、空弾性解析、飛行シミュレーションによる飛行特性評価、ミッション性能等の推算という飛行性能評価のような多分野(構造、運動、制御、性能)との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重要な特徴の一つである。特に、本研究では、空力特性評価及び空弾性解析結果について報告する。

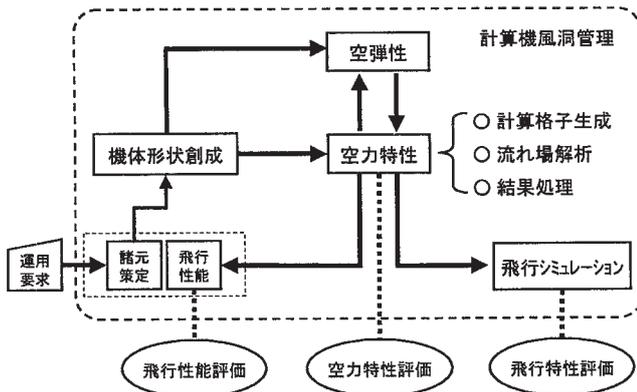


図3 CASPERによる航空機性能評価作業の流れ

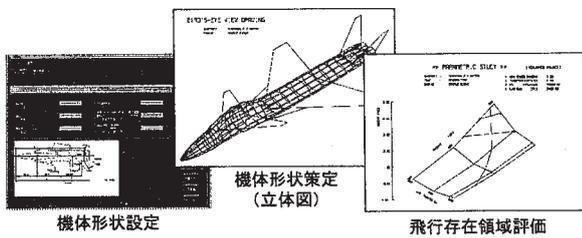


図4 諸元策定結果例

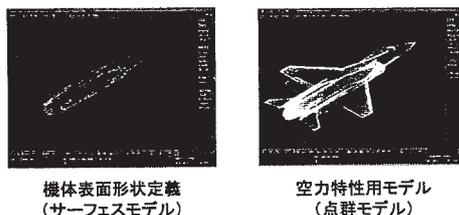


図5 機体形状創成モジュールによる機体形状定義・モデル作成例

### 3. 試験実施概要

表1にCASPERの空力特性評価に関する試験方針として、主要評価項目と技術課題を示す。

最初の技術課題の中で航空機の各種空力デバイスやインテーク等のような複雑形状を忠実に模擬するには、構造格子では適用に限界があるので、形状適合性に優れた非構造格子を中心として解析コードの開発を推進した。この時、非粘性のEuler計算では四面体単一要素で対応したが、粘性効果を考慮した場合、機体表面近傍では境界層の影響が大きくなり、四面体単一要素では良好な品質の計算格子を生成することは困難となる。したがって、Navier-Stokes計算では四面体形状の他に、プロズム、ピラミッド、テント形状の要素を導入し、形状適合性の拡大を図った。一般的に航空機周りの流れ場はReynolds数が $10^7 \sim 10^8$ となり、粘性が支配的な高Reynolds数乱流となる。この流れ場を直接数値計算しようとすると、現在のスーパーコンピュータの能力をもってしても不可能である。したがって、時間的及び空間的に平均化を行ったモデル化手法(乱流モデル)の導入が不可欠となるが、現在では多種多様な乱流モデルが提案されており、解析対象の流れ場の特性に応じたモデルの選択が不可欠となる。特に、時間平均操作を用いたRANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)では定常な付着流れ及び小規模剥離流れが適用限界であり、次世代の高運動機に要求される大規模剥離流れに対して十分な精度は期待できない。そこで、空間的なフィルター平均操作を用いたLESを導入し、非定常性の強い大規模剥離流れへの適用可能性を図った。

さらに、空力特性モジュールで得られたCFD解析結果を用いてのオンライン統合シミュレーション実現のためには、各モジュール間でのデータインターフェース開発、高速ネットワーク化、大容量データベース構築が不可欠となる。

最後に、実際の解析作業を行う上での便利な機能として、CASPERでは計算格子品質評価及びリアルタイム・モニタリング機能がサポートされており、不具合要素の抽出や改善、流れ場解析途中での途中可視化による不具合の早期発見、履歴情報取得による収束状況の把握、プロセス情報取得によるジョブ管理が対話的に処理可能であり、その実現のためにはプロセス間通信やネットワーク通信の導入が不可欠となる。

表1 試験方針

要求項目	技術課題	主要評価項目
高精度な数値解析技術	粘性を考慮した翼・航空機形状の空力特性解析手法の構築 ① 非構造格子により複雑形状への対応可能 ② 乱流モデルの適用限界の把握 ③ LESによる非定常剥離流れへの適用	① 安定性 ② 精度 ③ 効率
	オンライン統合シミュレーションの実現	① 各モジュール間でのデータ授受の可否 ② 計算実行の可否と収束
実用的な結果可視化技術	対話処理による解析作業の効率化	① 計算格子品質評価 ② リアルタイム・モニタリング

各主要評価項目に対して、CASPERによる空力特性評価の妥当性を検証するために、以下の2つのモジュールに関して性能確認試験を実施した(表2参照)。

(1) 空力特性モジュール性能確認試験：

翼（翼型、2次元多翼素）及び航空機形状（大型機、小型戦闘機）を試験形態として、各種乱流モデルを用いて2次元/3次元 Navier-Stokes 計算を実施し、安定性・精度・効率に関して評価すると共に、対話処理による解析作業の効率化の検討も実施した。

(2) 空弾性モジュール性能確認試験：

小型戦闘機形態（F-16A）に空力荷重が静的に負荷された飛行条件下で空力構造繰り返し計算が収束し、オンラインで統合シミュレーションが実行可能であることを確認する。図6に空弾性解析アルゴリズムの概要を示す。

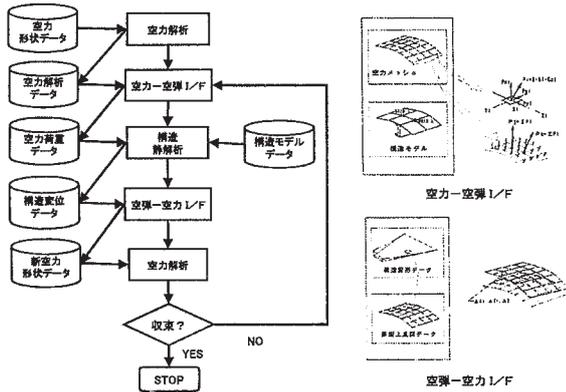


図6 空弾性解析アルゴリズムの概要

表2 試験実施概要

試験名称	形態	主要評価項目
空力特性モジュール性能確認試験	翼型	風洞試験結果等と比較検討することにより、高速域での圧縮性効果、乱流モデルの妥当性、低速域での粘性効果及び各翼素間で後流と境界層が複雑する複雑な流れの再現を確認すると共に、計算効率の向上も確認する。
	2次元多翼素	
	3次元翼	風洞試験結果等と比較検討することにより、圧縮性/粘性効果、乱流モデルの妥当性、横滑り角特性、吸排気効果、Reynolds 数効果、非定常大規模剥離流れ現象へのLESの有効性（3次元翼のみ）を確認すると共に、計算安定性も確認する。
	大型機 小型戦闘機	
空弾性モジュール性能確認試験	小型戦闘機	空力荷重が負荷された場合で空力/構造繰り返し計算が収束し、初期・最終形状間で有意な静的空弾性効果の確認を実施する。

上記の性能確認試験は防衛庁技術研究本部第3研究所内で実施し、具体的な試験実施環境を図7に示す。

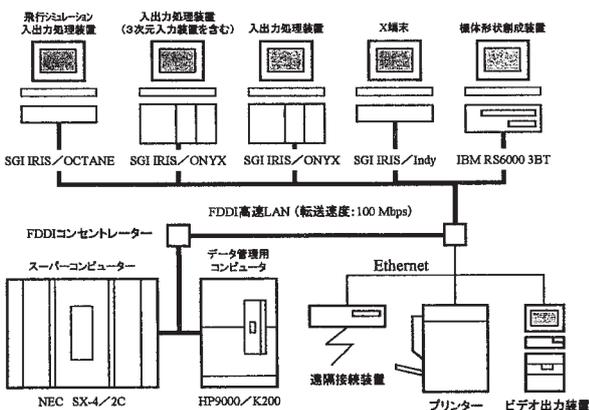


図7 試験実施環境

4. 試験結果概要

以上、CASPER の開発経緯、概要について述べてきたが、本節では空力特性評価に関するCASPER の性能確認試験結果を具体的に紹介する。

4.1 空力特性モジュール性能確認試験結果概要

(1) 安定性の評価

まず、収束解が得られる解析限界を把握することにより、計算の安定性の評価を実施した（図8参照）。

図8左図は迎角-主流 Mach 数分布を示したものであり、赤い実線はF-16やMIG-29のような既存小型戦闘機の各主流 Mach 数に対する最大機動迎角を示し、緑色の実線は輸送機や哨戒機等の大型機の場合を示したものである。その結果、主流 Mach 数の解析可能範囲は0.2から2.0の範囲内であり、最大迎角 30.0° まで解析可能であることが確認できた。

一方、図8右図は Reynolds 数-主流 Mach 数分布を示し、本解析コードにより Reynolds 数が実機相当の60.0ミリオンまで解析可能であることも確認した。

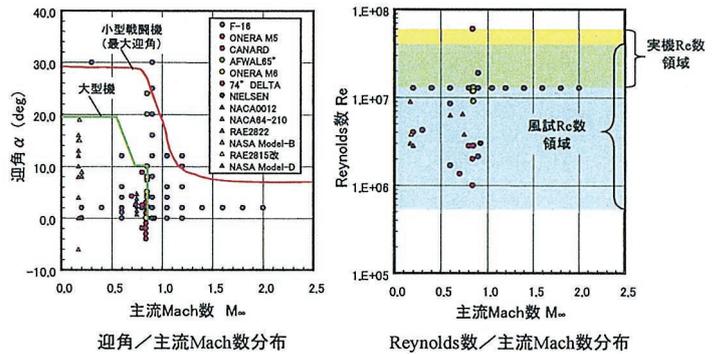


図8 安定性の評価

(2) 効率の評価

数値解の収束性を向上させて計算時間を短縮するため、CASPER では局所時間刻み幅法、陰的残差平均法、多重格子法のような収束加速法が適用可能である。

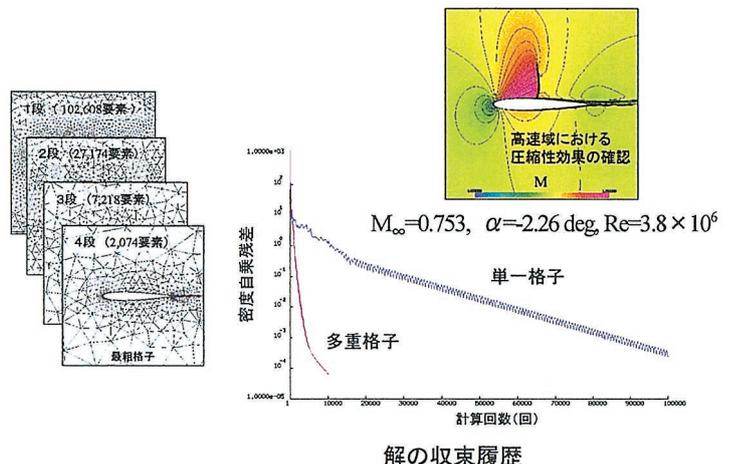


図9 効率の評価（多重格子法）

翼型 (NACA0012) の Navier-Stokes 解析に多重格子法 (4段・V-cycle) を適用し、その収束性を検討することにより計算効率の評価を実施した。その結果、最密の単一格子では密度自乗残差の減少率は小さく収束解を得るのに多大な計算回数を要したが、多重格子法では最密の単一格子よりも密度自乗残差が急激に減少し、計算効率が向上することが確認できる。また、得られた計算結果では翼上面の垂直衝撃波がシャープに捕捉できており、高速域における圧縮性効果も確認した (図9参照)。

(3) 計算格子品質評価

流れ場解析を実行する前に、使用する計算格子の連続性、扁平率、体積等の品質を評価し、改善の必要があれば、節点の削除、移動、追加等の修正を行うことは重要なことである。そこで、具体例として、図10に小型戦闘機 (F-16A) の流れ場解析に使用する非構造格子の要素連続性の色分け表示を示し、赤い部分が連続性の厳しい箇所であり、それを視覚的に捉えることができると同時に、対話的に不具合要素の修正が可能である。

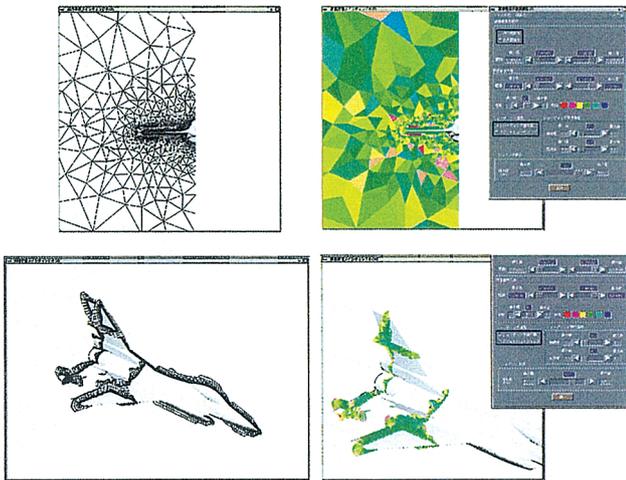


図10 計算格子の品質評価例  
(要素連続性の色分け表示: F-16A)

(4) リアルタイム・モニタリング

実際の流れ場解析作業における解析不具合の早期発見と対策のための流れ場解析途中のリアルタイム・モニタリングとして、解析結果途中表示 (密度、圧力分布等のコンタ図、速度ベクトル図等)、履歴情報表示 (6分力、密度自乗残差の収束状況を示す)、解析実行プロセス状況表示 (実行プロセスの一時停止や再実行等のジョブ管理) の3つの機能が対話的に正常に処理可能であることを確認した (図11参照)。



対話処理による解析作業の効率化  
図11 リアルタイム・モニタリング  
(例: F-16A の流れ場解析)

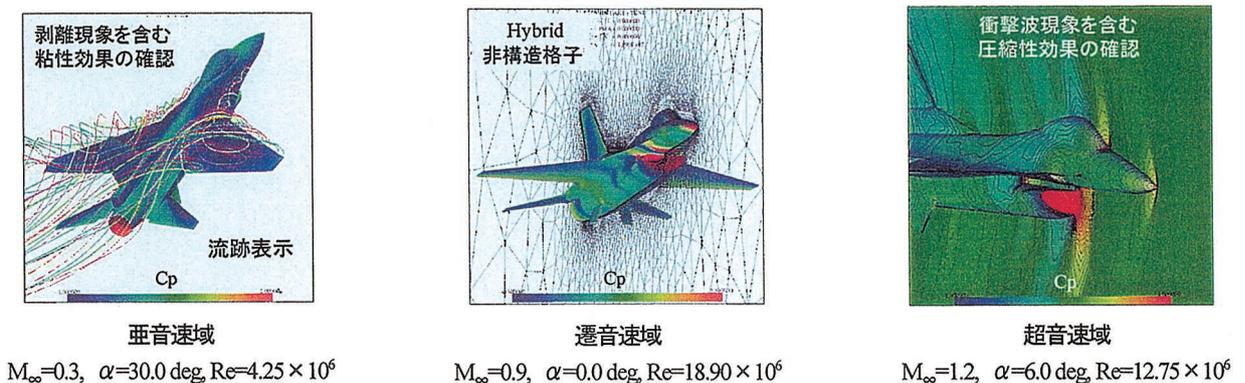
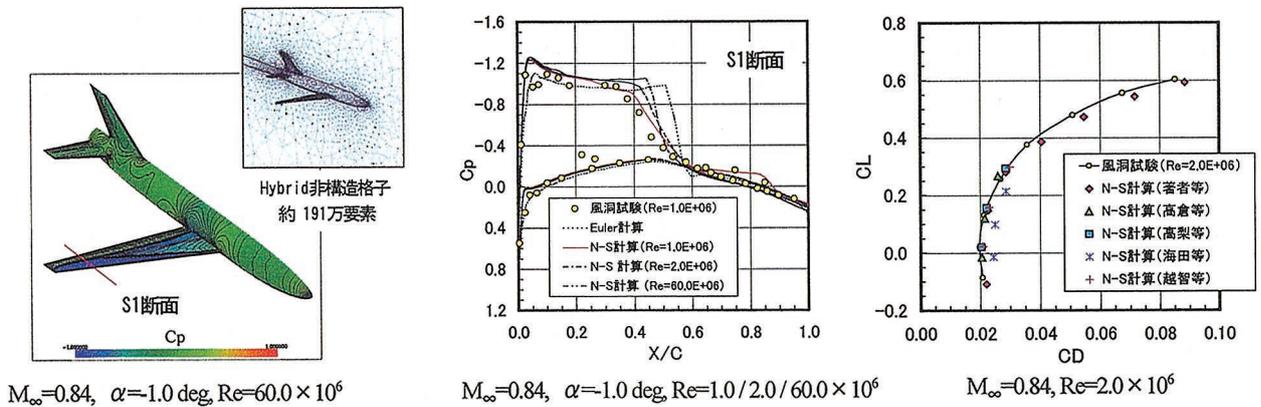
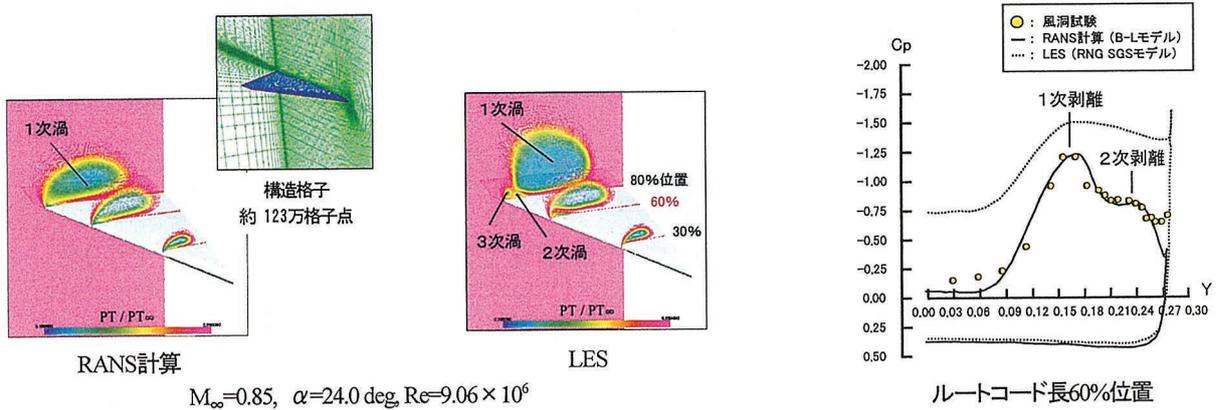
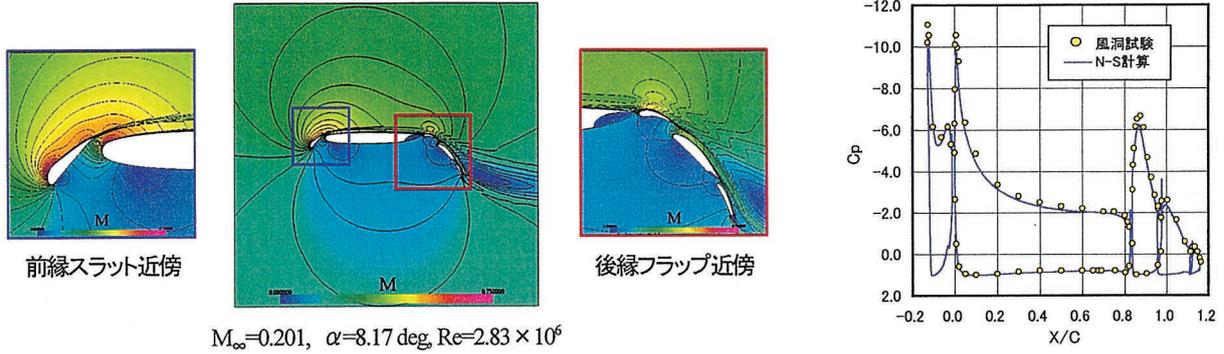
(5) 精度の評価

図12に2次元多翼素のNASA Model-D (5翼素) の低速・高迎角域での2次元非構造RANS計算結果を示す。ただし、乱流モデルにはSpalart-Allmaras 1方程式モデル<sup>9)</sup>を用い、計算時間短縮のために前述の多重格子法 (3段・V-cycle) を適用した。図12左図は空間Mach数分布を示したものであり、各翼素間の境界層と後流が複合する複雑な流れ場が良好に捕捉できていることが確認できる。特に、前縁スラット後流が母翼後縁付近まで達しており、同時に前方フラップ後流が後方フラップ後縁まで発達していることも確認できる。一方、図12右図は各翼素表面圧力分布に関して、本計算結果と風洞試験結果<sup>9)</sup>を比較したものであり、両者は良好に一致していることが確認できる。

図13に3次元翼 (AFWAL65° デルタ翼) のLES (RNGモデル) による計算結果を示す。この際、計算格子には構造格子を用い、初期条件にはBaldwin-Lomax 代数モデル<sup>10)</sup>によるRAN計算結果を使用した。図13左図はルートコード長30, 60, 80%断面位置での総圧比分布に関して、LESとRANS計算間で比較して示したものである。その結果、RANS計算では前縁剥離渦を1次渦までしか捕捉できなかったが、LESでは3次渦まで捕捉可能であり、Vortex Breakdownが生じるような非定常性の強い高迎角域の大規模剥離流れに対して有効である。一方、図13右図はルートコード長60%位置での断面圧力分布を示したものであり、風洞試験結果<sup>9)</sup>で見られる1次及び2次剥離線での圧力変動に関して、LESはRANS計算よりも良好に算出している。

図14に大型機 (ONERA M5 標準模型) の遷音速域における3次元非構造RANS計算結果を示す。図14左図は実機相当のReynolds数  $Re=60.0 \times 10^6$  の機体表面圧力分布を示したものであり、主翼上面に入型の三重衝撃波を良好に捕捉可能であることが確認できる。この際、計算格子には複雑任意形状への適合性に優れ、プリズム、ピラミッド、テント、四面体要素から成るHybrid非構造格子を適用し、総要素数は約191万要素である。図14中図は粘性の影響の強い外弦側のS1断面での主翼断面圧力分布を示したものである。まず、 $Re=1.0 \times 10^6$  の場合、合体衝撃波の発生位置と強さに関して、本計算結果はEuler計算結果よりも風洞試験結果<sup>9)</sup>と良好に一致している。さらに、合体衝撃波の発生位置に関して、 $Re=1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ ,  $60.0 \times 10^6$  でのReynolds数の影響を見ると、高Reynolds数になるほど、合体衝撃波は後方に遅れて発生していることが確認できる。図14左図に  $Re=2.0 \times 10^6$  の Drag-Polar 曲線を各々示す。揚抗特性に関して、本計算結果は他者計算結果<sup>9)</sup>及び風洞試験結果<sup>9)</sup>と良好に一致し、良好な縦3分力の推算精度が得られていることが確認できる。

図15にエンジン吸排気効果を有する小型戦闘機 (F-16A) の3次元非構造RANS計算結果を示す。図15中の各図は亜音速・遷音速・超音速域の圧力分布を各々示したものであり、赤い部分が高圧域を示し、機首、キャノピー前面、インテーク内部で圧力が高くなるのがわかる。F-16Aの解析には構造及び非構造格子の両手法を用いたが、ここでは前述のHybrid非構造格子を適用し、総要素数は約240万要素である。特に、超音速域において、機首近傍で先頭衝撃波、インテーク前方で垂直衝撃波が発生しており、多様な衝撃波現象を良好に捕捉可能であることが確認できる。さらに、亜音速・高迎角域の流跡線表示から高次乱流モデルの適用によりストレーク及び主翼翼端から発生する剥離現象を良好に捕捉可能であることも確認できる。



4. 2 空弾性モジュール性能確認試験結果概要

(1) 計算実行の可否と収束

小型戦闘機形態の F-16A を解析モデルとして設定し、遷音速及び超音速域 (主流 Mach 数  $M_\infty=0.9, 1.2$ ) で高度 20,000ft 相当での静的空弾性解析を実行した。ただし、動圧を  $M_\infty=0.9$  では  $2,692 \text{ kg/m}^2$ ,  $M_\infty=1.2$  では  $4,786 \text{ kg/m}^2$  と各々設定した。この際、空力解析には 3 次元非構造 Euler 計算を用い、構造解析には変位法による FEM 解析を適用した。

図 16 に空力・構造繰り返し計算でのトータル CL 変化量の収束状況を示し、収束判定基準を 1.0% 以下と設定した。その結果、遷音速及び超音速域共に、4 回以内で空力荷重と弾性復元力が釣り合い、一連の繰り返し計算が収束することが確認できた。

(2) 各モジュール間でのデータ授受の可否

具体的な計算結果として、超音速域における解析結果を紹介する (図 17 参照)。初期形状と最終形状間で比較すると、翼端方向に向かって主翼が捻り下がっており、静的空弾性効果による主翼の変形を確認できる。さらに、空力・構造間でのデータ授受がオンラインで実行可能であり、CFD 統合シミュレーションが実現できていることも確認できる。

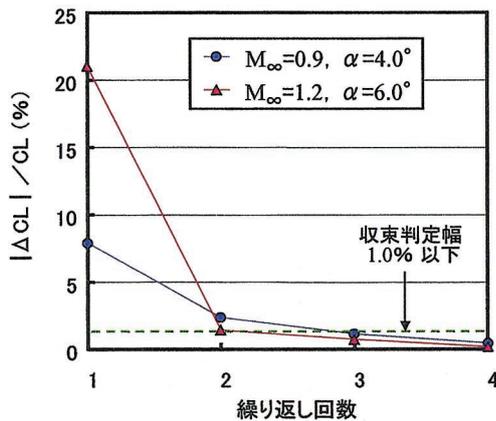


図 16 トータル CL 変化量の収束状況

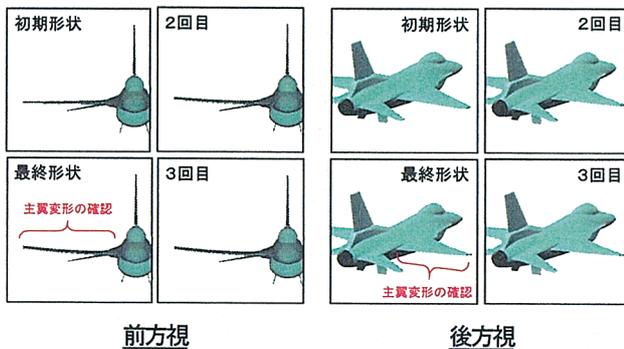


図 17 静的空弾性効果による主翼の変形 (F-16A :  $M_\infty=1.2, \alpha=6.0 \text{ deg}$ )

5. 結論

次世代航空機の性能を推定するために、CFD 技術を基盤とした航空機性能評価システム「CASPER」を開発し、翼、航空機形状で数値計算を実施し、空力特性評価に関して性能・機能を確認した結果、以下の 4 つの結論を得た。

- ① 実用的な解析条件において、本解析コードは安定性・精度・効率に優れており、その妥当性を確認した。本成果は様々な将来航空機開発の基本・構想設計及び空力的改善に効果を期待でき、今後随時活用していく予定である。
- ② 小型戦闘機形状の空弾性解析がオンラインで統合シミュレーション実行可能であると共に、一連の解析が収束することを確認した。
- ③ 対話処理による計算格子品質評価及び流れ場解析途中のリアルタイム・モニタリング機能により、計算上の不具合の早期発見が可能となり、解析作業の効率化に対して有効であることを確認した。
- ④ 今後のソフトウェアの拡張として、並列計算技術による解析時間の短縮、フラッタ解析のような動的空弾性解析技術、搭載物分離シミュレーション技術、遺伝的アルゴリズムによる設計最適化技術等の研究を行い、次世代航空機開発に反映させる予定である。

参考文献

- (1) 沖, “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,” 日本数値流体力学会誌 1 月号, Vol.10, No.1, pp.25-40, 2002.
- (2) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (3) Omar, E., Zierten, T., Hahn, M., Szpiro, E., and Mahal, A., “Two-Dimensional Wind-Tunnel Tests of a NASA Supercritical Airfoil with Various High-Lift Systems,” NASA CR-2215, Vol. 2: TEST DATA Final Report, pp.91, 224-225, 1980.
- (4) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA Paper 78-0257, 1978.
- (5) 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.
- (6) 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.
- (7) 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.
- (8) 越智, 嶋, “非構造有限体積法 UG3 を用いた ONERAM5 模型の解析,” NAL SP-53, pp.137-142, 2002.
- (9) 澤田, 鈴木, 中村, 鈴木, 小松, 小池, “2m×2m 遷音速風洞における ONERA 標準模型試験結果,” NAL TM-616, 1990.