

30 UPACS を用いた 2次元翼型失速特性の数値シミュレーション — ワークショップ：CFDは翼型失速角を予測できるか？ —

高木 亮治*、山本一臣*、榎本俊治*、山崎裕之*、山根敬*、岩宮敏幸*

Numerical Simulation of 2D Airfoil Stall by UPACS — CFD Workshop on 2D Airfoil Stall Predict: —

Ryoji TAKAKI*, Kazuomi YAMAMOTO*, Shunji ENOMOTO*,
Hiroyuki YAMAZAKI*, Takashi YAMANE*, Toshiyuki IWAMIYA*

概要

Static stall phenomena of three kinds of 2D airfoil, are numerically investigated. UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) is used with Spalart-Allmaras turbulence model showing good performance to predict airfoil stall characteristics for NACA63₃ - 018 and NACA63₁ - 012, comparing CFD results with wind tunnel testing data. As for NACA64A - 006, CFD cannot simulate a laminar separation and turbulent reattachment assuming a fully turbulent flow. However, a numerical method with an artificial transition point which is apriori given, can capture laminar separation bubble and turbulent reattachment.

1. はじめに

計算機ハードウェア、ソフトウェア技術の急速な発展に伴い CFD も設計ツールとして広く一般に使われるようになってきた。しかしながら実際の CFD の実力が設計ツールとして十分検証されているとは言い難い。特に剥離、遷移といった乱流現象を含んだ流れに対する CFD の能力には未だに疑問が投げかけられている。そういった中、翼型失速特性、特に失速角の予測という空力設計上非常に重要な問題に対して現在の CFD がどこまで精度良く予測できるのか、その現状を把握し、改善のための指針を明らかにすることを目的として航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 において CFD ワークショップが開催された。一方筆者らは現在、共有基盤コード(プラットフォーム)として UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)^{1, 2)}を開発している。そこで CFD ワークショップに参加し UPACS による計算結果を、実験結果、更には他参加者の方々の計算結果と比較検討することで、UPACS の問題点を認識し今後の課題とする良い機会と考え参加した。ここでは CFD ワークショップに参加するに当たって解析に用いた物理モデル、計算手法等について紹介し、それぞれの課題についての計算結果を示す。

2. UPACS

現状の UPACS はマルチブロック構造格子を用いた圧縮粘性流体のシミュレーションをマルチプロセッサマシンにおいて実行することが可能な共有基盤コード(プラットフォーム)であり、以下の特徴を有している。

- 複雑形状への対応と計算精度を両立させるため現状ではマルチブロック構造格子の利用³⁾。

*航空宇宙技術研究所 UPACS プロジェクトチーム

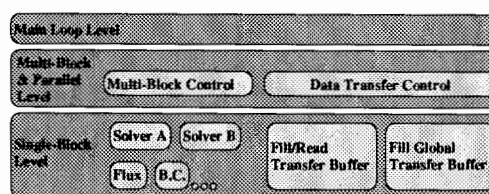


図 1: UPACS の階層構造の概念図

- CFD ソルバー部を並列マルチブロック処理部からの分離。
- 特定のハードウェアへの依存をできるだけ排除する。
- コードの階層化とデータ及び計算手法のカプセル化(図 1)。
- プログラム実行に必要な支援ツールの整備。
- Fortran77 で作成された過去のプログラム資産からのスムーズな移行。

「コードの階層化とデータ及び計算手法のカプセル化」という開発方針においてオブジェクト指向的な考え方を取り入れている。オブジェクト指向プログラミングと言えば C++ が代表的ではあるが、「Fortran77 で作成された過去のプログラム資産からのスムーズな移行」を考慮して Fortran90/95 を採用した。また「特定のハードウェアへの依存をできるだけ排除する」に対しては並列処理として、現在幅広いプラットフォーム上で利用できる MPI⁴⁾を採用している。「プログラム実行に必要な支援ツールの整備」に関しては例えばマルチブロック格子の接続情報を出力する createConnect3D を開発した。

UPACSを基盤コードとすることで、従来同じような計算手法であるにもかかわらず、適用する問題や解析を実行する計算機環境が異なるためにその開発に多重投資を強いられていた状況を改善するとともに、系統だったCFDコードの検証やノウハウの蓄積を効率的に実現できるようにすることを目標としている。上記の目標を実現するため航空宇宙技術研究所内部のみならず大学、民間企業等で広く利用してもらいさらに役立つCFDツールとしてUPACSを進化させていきたいと考えている。そこでUPACSを普及させるためにUPACSユーザー会を発足させた。現段階では学術的研究目的に限定しているが、ユーザー会に入会していただければUPACSのソースプログラムを無償で利用できる。なおUPACSの最新情報やユーザー会についてのお問い合わせ先は「航空宇宙技術研究所インターネットホームページ」<http://www.nal.go.jp/>を参照していただきたい。

3. 解析手法

UPACSには様々な機能、解析手法が組み込まれているが、ここでは今回のワークショップの計算において用いた機能について紹介する。

支配方程式として三次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式及び完全気体の状態方程式を用いた。離散化は有限体積的に行った。その際格子点を頂点とするセルセンター型の流体セルを用いた。セル表面での慣性項数値流束は Roe スキーム⁵⁾を MUSCL 法で三次精度にしたものを用いた。この時流れが低速であるので、圧縮性流体の解析で通常使われるリミターは用いていない。セル表面での粘性数値流束は通常良く用いられる二次精度中心差分を用いて評価した。時間積分に関しては嶋による MFGS 法⁶⁾と局所時間刻法を併用した。

今回の課題で要となる乱流モデルに関しては Spalart-Allmaras 一方程式モデル (SA)⁷⁾を用いた全域乱流の計算を行った。Baldwin-Lomax 代数モデル (BL)⁸⁾を用いた計算も数例行って見たが迎角を増やして行くと早い段階で剥離が起り定常解を得ることができなかった。計算自体は SA モデルに比較して BL モデルの方が安定でより大きな CFL 数を用いた計算が可能であったが上記の理由で BL モデルを用いた計算は今回は対象としない。

現状の UPACS の問題点、特に今回の課題に適用するに当たっての問題点として以下の事がある。まず最初に三次元コードのため本課題の様に二次元問題を扱う場合も三次元化して扱う必要があり、必要とするメモリ、計算時間が増大し計算効率が悪い。次に UPACS は CFD コードを共有することを目的とし、そのため計算コードの可読性を重視している。そのため特にベクトル計算機に適したコーディングは二の次となっている。ベクトル機への対応として計算負荷の高い部分から順次ベクトルチューニングを施したものを用意しているが、十分ではないため計算効率が悪い。今回の解析に当たって上記の様な問題点が存在した。

4. 計算格子

各翼型まわりの計算格子は市販ソフト Gridgen を用いて生成した。基本トポロジーは C 型で翼を囲む方向に 461 点、翼表面から空間方向に 81 点の格子を用いている。剥離を捕らえることを目的としているため下面に比べて翼の上面に格子点を集中させている。そのた

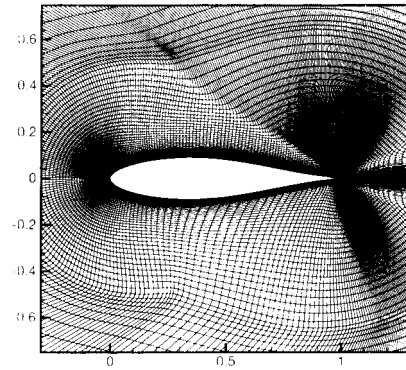


図 2: NACA63₃ - 018 周りの計算格子

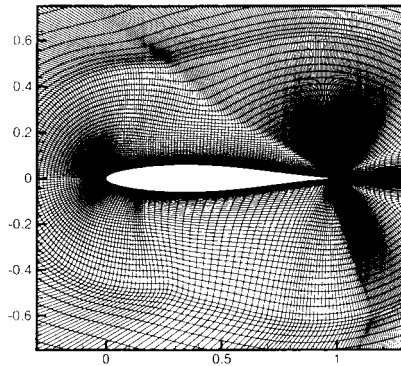


図 3: NACA63₁ - 012 周りの計算格子

め翼表面には上面に 201 点、下面に 101 点が分布している。外方境界は翼コード長の 10 倍の所に位置している。翼前縁及び翼後縁での最小格子幅を 2.0×10^{-4} に、また翼表面での鉛直方向の最小格子幅を 2.0×10^{-5} に設定している。また全体を 12 のブロックに分割している。図 2,3,4 にそれぞれの課題の翼型 NACA63₃ - 018, NACA63₁ - 012, NACA64A - 006 周りの計算格子を示す。

5. 計算結果

本課題では一様流速の指定は明白にはされていないが (マッハ数 0.3 以下)、低速流が対象となっているため一様流マッハ数を 0.1 として計算を行った。計算を行った課題は以下の三課題で、表 1 にそれぞれの課題の計算条件をまとめた。

5.1 課題 A1 : NACA63₃ - 018

課題 A1 の翼型 NACA63₃ - 018 の失速特性は後縁失速 (trailing-edge stall) 型に分類され⁹⁾、後縁部上面の乱流剥離点が前進するに従って失速が進んで行く。揚力特性を実験値¹⁰⁾と計算結果とで比較したものを図 5 に示す。揚力傾斜及び、失速後に緩やかに揚力が減少して行く様子など実験値と計算で定性的に非常に良く一致している。最大揚力となる迎角を実験と計算で比

表 1: 課題一覧

課題名	翼型	M_∞	Re	迎角 (α , 度)
A1	NACA63 ₃ - 018	0.1	5.8×10^6	0, 4, 8, 10, 12, 14, 15, 16, 17, 18, 20
A2	NACA63 ₁ - 012	0.1	5.8×10^6	0, 4, 8, 12, 14, 14.5, 15, 15.5, 16, 18, 20
A3	NACA64A - 006	0.1	5.8×10^6	0, 2, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 12

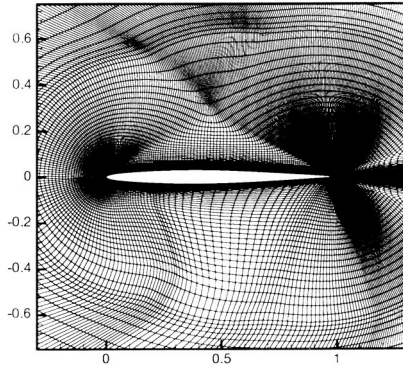


図 4: NACA64A - 006 周りの計算格子

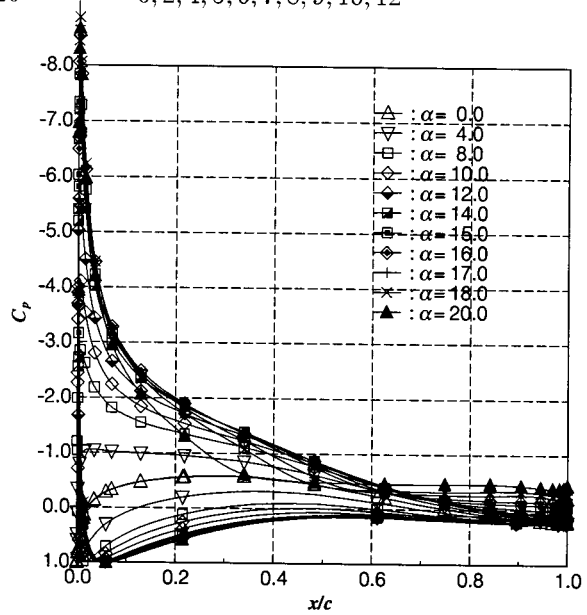


図 6: NACA63₃ - 018 の圧力分布 (C_p)

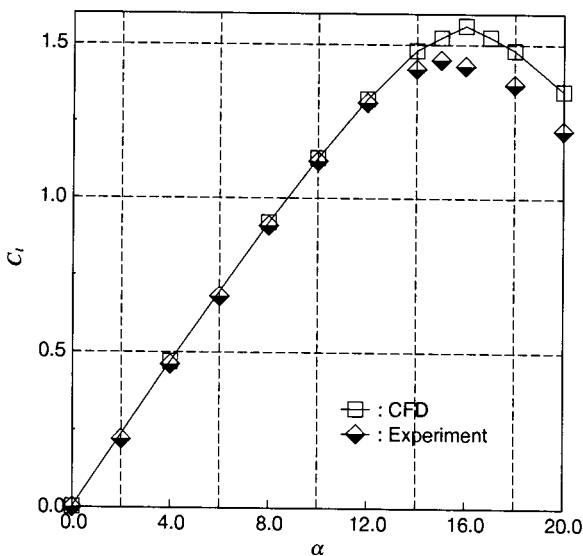
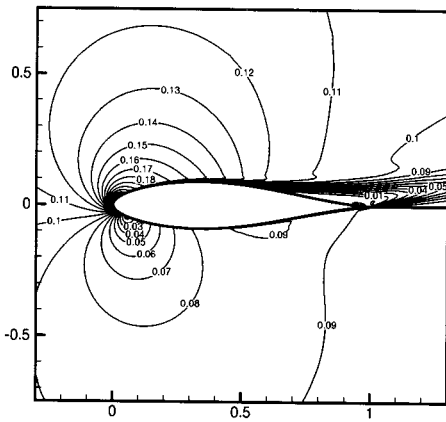


図 5: NACA63₃ - 018 の揚力特性の比較

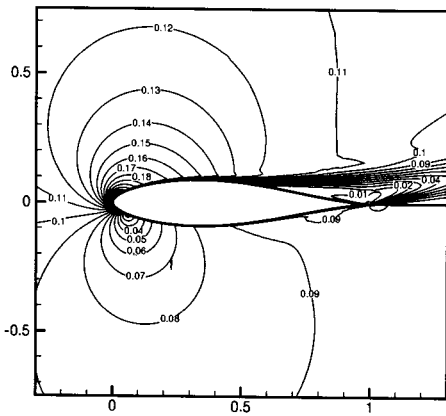
較すると 15 度 (実験)、16 度 (計算) となり 1 度のずれとなった。また最大揚力は 1.45 (実験)、1.56 (計算) となり 7.6% 程計算の方が大きくなった。図 6 に表面圧力 (C_p) 分布を示す。後縁から剥離が始まり、迎角が大きくなるに従って剥離領域が前方に広がっていく様子が計算で良く捕らえられていることがわかる。失速前後でのマッハ数分布を図 7 に示す。失速の前後で単に剥離領域の広さが異なるだけで、失速後もずらずと剥離領域が広がることで揚力が次第に減少していく様子が計算で良く捕らえられている。

5.2 課題 A2 : NACA63₁ - 012

課題 A2 の翼型 NACA63₁ - 012 の失速特性は前縁失速 (leading-edge stall) 型に分類され⁹⁾、前縁近くから急激に剥離し、剥離した流れは再び翼面上に付着しない。揚力特性を実験値¹⁰⁾と計算結果とで比較したものを図 8 に示す。揚力傾斜及び失速後に急激に揚力が減少する様子が実験と計算とで定性的に良く一致している。最大揚力となる迎角を実験と計算で比較すると 13 度 (実験)、14.5 度 (計算) となり 1.5 度程度のずれとなった。また最大揚力は 1.4 (実験)、1.45 (計算) となり 3.6% 程計算の方が大きくなった。図 9 に表面圧力 (C_p) 分布を示す。迎角の増加とともに揚力も線形に増加するが揚力最大点を過ぎると急激に前縁部から翼上面の全面に渡って剥離がおり、上面の圧力分布がほぼフラットな形になる。これらの定性的な傾向は計算で良く捕らえられていることがわかる。また定量的にも良く一致している。失速前後でのマッハ数分布を図 10 に示す。



(a) $\alpha = 16$



(b) $\alpha = 17$

図 7: NACA63₃ - 018 のマッハ数分布

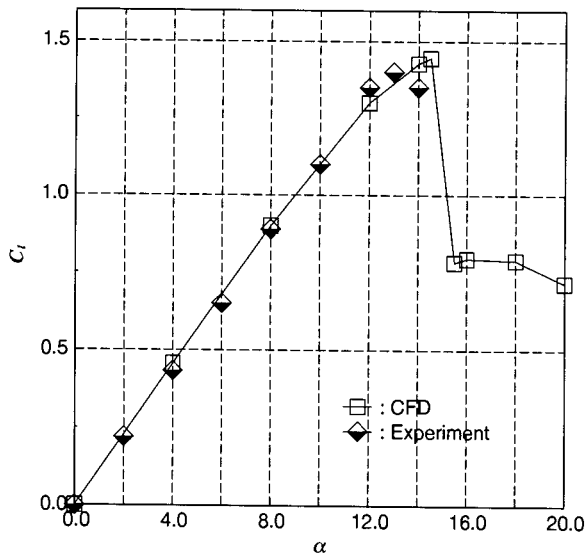


図 8: NACA63₁ - 012 の揚力特性の比較

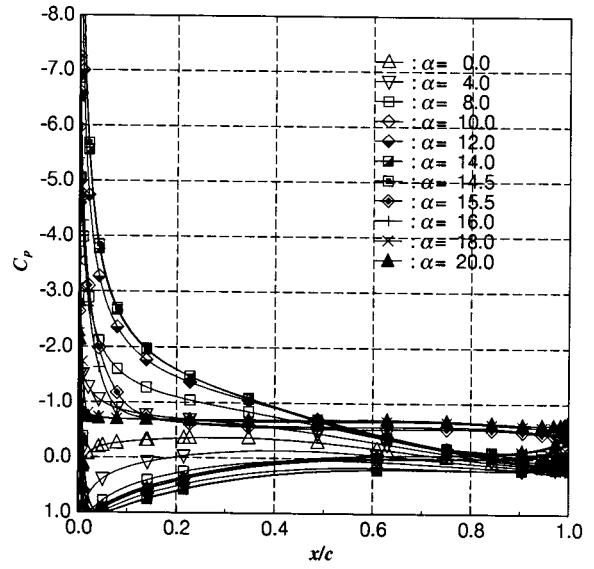
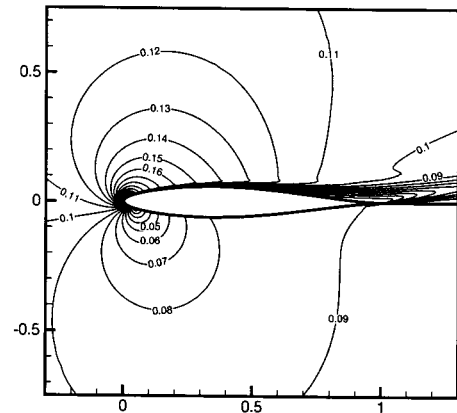
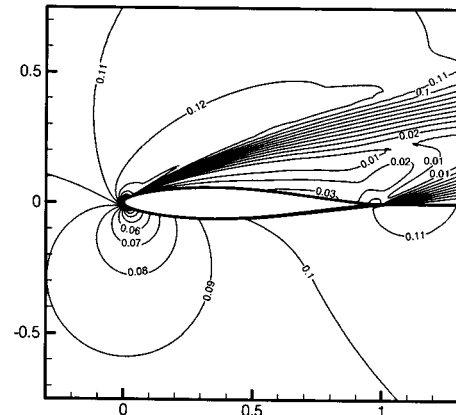


図 9: NACA63₁ - 012 の圧力分布 (C_p)



(a) $\alpha = 14$



(b) $\alpha = 16$

図 10: NACA63₁ - 012 のマッハ数分布

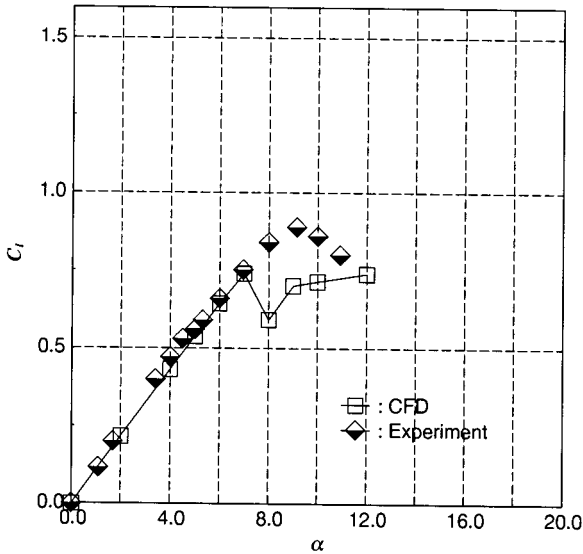


図 11: NACA64A - 006 の揚力特性の比較

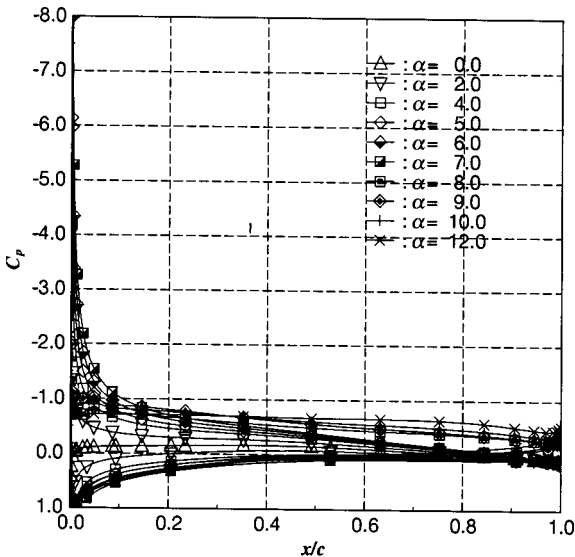
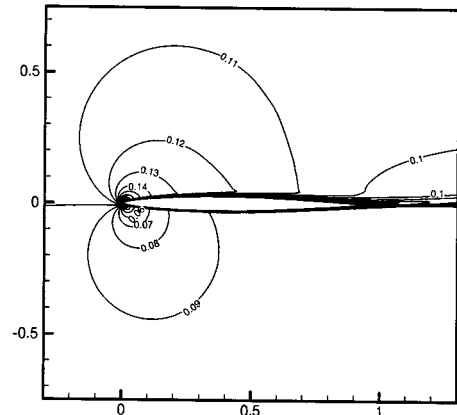


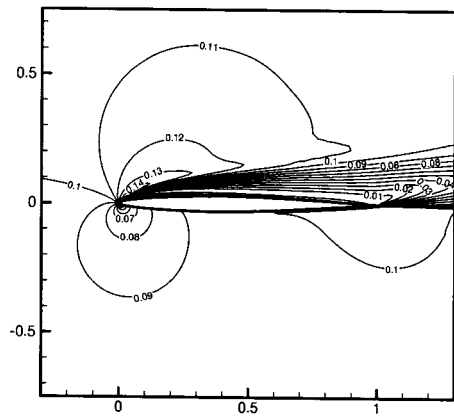
図 12: NACA64A - 006 の圧力分布 (C_p)

5.3 課題 A3 : NACA64A - 006

課題 A3 の翼型 NACA64A - 006 の失速特性は薄翼失速 (thin-airfoil stall) 型に分類され⁹⁾、前縁の直後で流れが層流剥離するが、その後方で乱流に遷移し再び翼面に付着し、迎角が増すにつれて接触点が後退して行く。揚力特性を実験値¹¹⁾と計算結果とで比較したものを図 11 に示す。図 12 に表面圧力 (C_p) 分布を示す。このケースでは実験と計算では定量的にも定性的にも違いが見られる。最大揚力となる迎角を実験と計算で比較すると 9 度 (実験)、7 度 (計算) となり 2 度のずれとなった。また最大揚力は 0.9 (実験)、0.74 (計算) となり 17.8% 程実験の方が大きくなった。しかしながら図 11 で示される様に、実験では揚力特性の直線が途中、迎角 4 度辺りに屈曲点が存在するのに対し、計算ではそのまま直線のままである。これは迎角を増すにつれて前縁で層流剥離が発生するが、その後方で乱流遷移を経て翼面に再付着し、剥離泡が発生する現象が計算では捕らえられていない事を示す。失速前後でのマッハ数分布を図 13 に示す。実際に図 13(a) では翼上面には剥離泡は観測できない。図 13 及び図 12 より計算で



(a) $\alpha = 7$



(b) $\alpha = 8$

図 13: NACA64A - 006 のマッハ数分布

は前縁剥離と同じ剥離傾向を示していることがわかる。翼面は全域乱流とモデル化した計算を行っているので、前縁部での層流剥離、乱流遷移を経て再付着といったプロセスが模擬できていないのはある意味当然ではある。そのためこういった遷移を模擬的に与えた計算を試みた。前縁から 0.5% 位置を仮に遷移点としそこまでは乱流モデルを使わない層流計算を行い、0.5% を過ぎた地点から乱流モデルを用いた乱流計算を実施した。図??、15 に迎角 6 度における前縁付近のマッハ数分布及び流線を示す。また図 16 は迎角 6 度での圧力分布を遷移モデルの有無で比較したもので遷移モデルを用いた結果では前縁での剥離泡の存在が C_p 分布でも確認できる。これらの図より前縁での層流剥離渦が計算でも捕らえられていることがわかる。剥離泡の大きさ、位置、揚力特性等比較検証は行っていないが、こういった簡易的遷移モデルを導入することで薄翼失速の失速特性もある程度予測可能と考えられる。

6. おわりに

現在開発が進められている共有基盤 CFD コード UPACS を用いてそれぞれ失速特性の異なる二次元翼型 NACA63₃ - 018, NACA63₁ - 012, NACA64A - 006

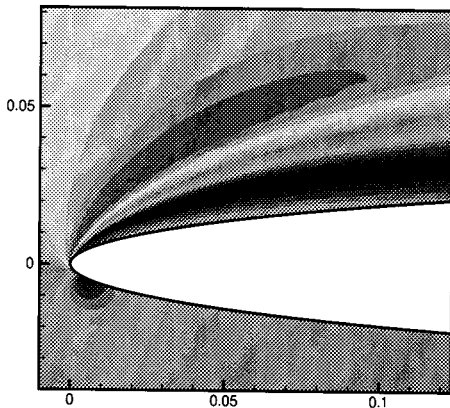


図 14: NACA64A - 006 のマッハ数分布 ($\alpha = 6$)

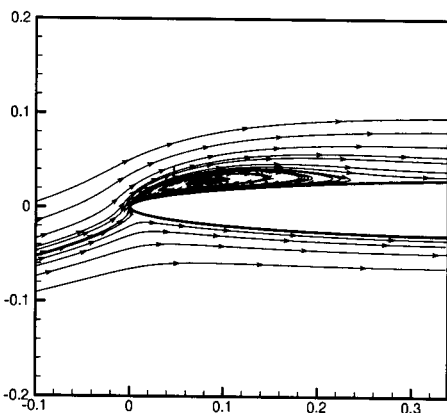


図 15: NACA64A - 006 の流線 ($\alpha = 6$)

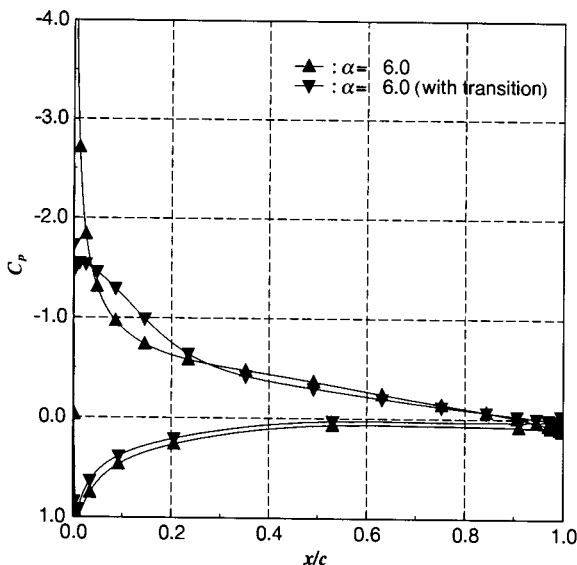


図 16: NACA64A - 006 の圧力分布の比較 ($\alpha = 6$)

の失速特性を数値計算で求めた。前縁失速及び後縁失速の翼型に関しては最大揚力となる迎角は 1.5 度及び 1 度程度の誤差で、また最大揚力はそれぞれ 3.6%、7.6% 程度の誤差で予測できた。薄翼失速の翼型に関しては全域乱流の計算では剥離泡を捕らえることができず、結果的に定性的にも剥離特性を予測することができなかった。この翼型については遷移位置を人為的に与えた簡易モデルを用いた計算を行うことで剥離泡、層流剥離、再付着といった特性を捕らえることができた。しかしながら剥離泡の大きさ、位置、翼の揚力特性等詳細な検証は行っておらず、今後の大きな課題である。しかしながら、剥離泡についての詳細な検討及び他翼型についても検証データを蓄積していくことで失速特性を精度良く予測可能になると考える。

参考文献

- 1) 山本一臣、他 (航技研 UPACS プロジェクトチーム). 並列計算 CFD プラットフォーム UPACS について. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium '99*, pp. 351-355. NAL SP-44, February 1999.
- 2) 山根敬、他 (航技研 UPACS プロジェクトチーム). CFD コード共有化プロジェクト UPACS の現状. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium '2000*. NAL SP 出版準備中.
- 3) S. Enomoto. A structured grid method in simulating flow around supersonic transports. In *2nd SST-CFD Workshop*, 2000.
- 4) The message passing interface (mpi) standard. <http://www-unix.mcs.anl.gov/mpi/>.
- 5) P.L. Roe. Approximate rieman solvers, parameter vectors, and difference schemes. Vol. 43, pp. 357-372, 1981.
- 6) 嶋英志. 構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法. 第 29 回流体力学講演会論文集, pp. 325-328, 1997.
- 7) P.R. Spalart and S.R. Allmaras. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 8) B.S. Baldwin and H. Lomax. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. AIAA Paper 78-0257, 1978.
- 9) 山名正夫, 中口博. 飛行機設計論. 養賢堂, 1980.
- 10) I.H. Abbott and A.E. Von Doenhoff. *Theory of Wing Sections*. Dover Publications Inc., 1959.
- 11) G.B. McCollough and D.E. Gault. Examples of three representative types of airfoil-section stall at low speed. NASA TN- 2502, 1951.