

UPACS による航空機まわりの流れの計算

高木 亮治*、石川 敬掲*、岩宮 敏幸*

Numerical Simulation of External Flows by UPACS

Ryoji TAKAKI*, Hiroaki ISHIKAWA* and Toshiyuki IWAMIYA*

ABSTRACT

UPACS, *Unified Platform for Aerospace Computational Simulation*, is a project to develop a common CFD platform since 1998 at National Aerospace Laboratory. UPACS Solver version 1.0 was released on Oct. 2nd 2000. This paper presents several applications of UPACS, especially for external flow analysis. First application is stall prediction of 2D airfoil, showing the effects of an artificial transition model. Another is supersonic flow analysis around NEXST-1 (National EXperimental Supersonic Transport-1), which is scheduled to conduct flight experiment in 2002, showing a grid dependency for friction drag. It is important to accumulate these application results in order to enhance reliability of UPACS.

1. はじめに

今年で4年目を迎えたUPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) プロジェクト^{1,2)}は、マルチブロック構造格子を用いた圧縮性流体の数値シミュレーションを、分散/共有メモリマルチプロセッサマシンにおいて実行することができる共通の基盤コード(プラットフォーム)を確立することを目的としている。さらにこの基盤コードを核にして、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し、系統だったCFDコードの検証や計算実行におけるノウハウの蓄積および共有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。

UPACSに関する詳細、開発状況等については別途^{3,4,5)}報告されているので、ここではUPACSの航空宇宙分野への問題例について報告する。特に外部流に適用した例として二次元翼型の失速特性解析及び現在航技研が行っている小型超音速実験機(NEXST-1)まわりの流れの解析について報告する。

2. 二次元翼型失速特性

昨年に行われたワークショップ^{6,7)}に対して引き続き解析を行った結果を示す。ここでは層流から乱流への遷移をモデル化し、その位置をあらかじめ指定した解析を行う。特に薄翼失速特性を有するNACA 64A-006に関しては前回の計算で遷移をモデル化することで前縁付近に発生する剥離泡を計算で再現することができ、これに伴い揚力特性に特徴的な折れ曲がりも定性的に再現することができた。ここでは、他失速特性翼型も含めて、人工的な遷移モデルでの遷移位置が失速特性に与える影響をより詳細に調べた。

計算手法としては前回と同じでRoeスキームをMUSCL法で高次精度化したものを用いた。時間積分はMFGSを用い、局所時間刻法も併用した。乱流モデルとしてはSpalart-Allmarasモデルを用いた。遷移位置は使用したS-Aモデルにおける生成項をスイッチン

グすることでモデル化した。本来、迎角を取った場合は翼表面での淀み点からの距離として遷移位置を指定すべきであるが、本計算では簡略化のためコード方向での位置で遷移位置を指定している。またこの簡易遷移モデルではS-A乱流モデルの生成項のスイッチングを行っているため指定した遷移位置が必ずしも遷移位置に該当しているわけではない。そのため指定した値は遷移位置の影響を見る際には相対的な基準と考える必要がある。

2.1 NACA63₁-012:前縁失速型

NACA63₁-012の失速特性は前縁失速(leading-edge stall)型に分類され、前縁近くから急激に剥離し、剥離した流れは再び翼表面上には付着しない。この翼型では遷移位置を先端(0.0%)から2.0%まで変化させて計算を行った。図1に設定した遷移位置と格子点分布を示す。揚力特性及、ピッチングモーメント特性、揚抗特性をそれぞれ図2、図3、図4に示す。図中のExp.及びExp.(raw)は実験値⁸⁾を示している。Exp.は風洞壁修正をしたデータを、また参考までに風洞壁修正をしない計測データをExp.(raw)で示す。失速するまでの迎角範囲において、揚力特性を実験値と計算値と比較すると、計算結果は二つの実験結果の中間に位置しており、風洞壁修正を行った実験データより若干大きな値となっている。揚力傾斜に関しては失速するまでの範囲では遷移位置による影響を受けていないことがわかる。また C_{Lmax} の値も失速角が同じであれば遷移位置による影響を受けていない。失速角に関しては0.0%、0.2%、0.5%が14度に対して0.7%、1.0%、2.0%がそれぞれ12度、10度、8度のように遷移位置が後退するに従って失速角が減少している。この図より遷移位置が0.0%から0.5%の間であれば失速特性は遷移位置による影響を受けていないことがわかる。また、2.0%のケースは失速特性が前縁型から後縁型に変化していることもわかる。ピッチングモーメント特性に関しては、低い迎角では実験値と計算値は良く一致しているが、失速付近ではあまり一致していない。また遷移位置の影響は揚力特性と同じ傾向にある。揚抗特性に関

*航空宇宙技術研究所

しては、低迎角を除いて失速するまでは実験値と計算値で比較的良く一致している。

2.2 NACA63₃-018:後縁失速型

NACA63₃-018の失速特性は後縁失速 (trailing-edge stall) 型に分類され、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。この翼型では遷移位置を先端 (0.0%) から 6.0% まで変化させて計算を行った。図 5 に前縁付近での設定した遷移位置と格子点分布を示す。揚力特性、ピッチングモーメント特性、揚抗特性をそれぞれ図 6、図 7、図 8 に示す。図中の実験値に関しては NACA63₁-012 と同様である。失速するまでの迎角範囲で、 C_L を実験値と計算値で比較すると、NACA63₁-012 と同じように計算結果は二つの実験結果の中間に位置している。どちらかというと風洞壁修正を行っていないデータに近い値となっており、風洞壁修正を行った値に比べ若干大きい値となっている。揚力傾斜に関しては失速角より小さな迎角では遷移位置の影響をほとんど受けていないことがわかる。一方失速角に関しては、遷移位置の後退につれて失速角は増加し (つまり失速が遅れる)、 C_{Lmax} の値も増加していることが、それらの増加量はそれほど大きくはないことがわかる。また遷移位置を後方に移動することで失速特性としては逆に実験値から遠ざかる傾向であることもわかる。さらに、遷移位置を 2.0%、4.0%、6.0% と大幅に後退した場合は失速特性が後縁失速型から前縁失速型に変化していることがわかる。しかしながらこれらの変化が物理的な現象であるという保証はなく今後の検証が必要となる。ピッチングモーメント特性に関しては低い迎角および、失速付近では計算値は実験値に良く一致している。失速特性が変わらないケースではピッチングモーメントは遷移値による影響をあまり受けていない。揚抗特性に関しては他の二翼と比べて実験値と計算値はあまり一致していない。特に低迎角の時での抵抗の違いが大きい。

2.3 NACA64A-006:薄翼失速型

NACA64A-006の失速特性は薄翼失速 (thin-airfoil stall) 型に分類され、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上に付着する。迎角が増すにつれて再付着点が後退し剥離領域 (剥離泡) が大きく成長していく。この翼型では遷移位置を先端 (0.0%) から 2.0% まで変化させて計算を行った。図 9 に設定した遷移位置と格子点分布を示す。揚力特性、ピッチングモーメント特性、揚抗特性をそれぞれ図 10、図 11、図 12 に示す。図中の実験値に関しては NACA63₁-012 と同様である。失速するまでの迎角範囲で、 C_L を実験値と計算値で比較すると乱流遷移を模擬したケースでは全体的に壁修正を行った実験データに近い値となっている。特に迎角が 6 度以下では、計算値と実験値が良く一致している。迎角がそれ以上に増加すると計算値は実験値に比較して低い値となっている。遷移点を模擬することで薄翼失速型の特徴である、揚力直線の折れ曲がりやを定性的に捕らえていることがわかる。一方遷移位置を変化させても失速特性には殆んど影響がないことがわかる。ピッチングモーメント特性に関しては、失速後を除けば実験値と計算値は比較的良く一致している。揚抗特性に関しても失速付近を除けば実験値と計算値で比較的良く一致している。遷移モデルの導入がモーメント特性及び揚抗特性にも良い結果となっていることがわかる。

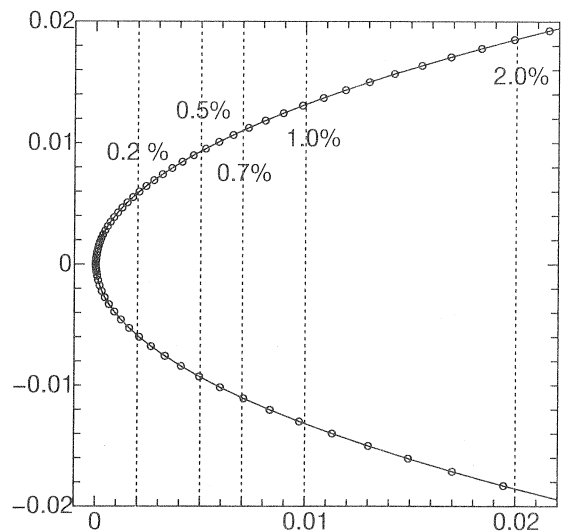


図 1: NACA 63₁-012 の遷移モデル位置

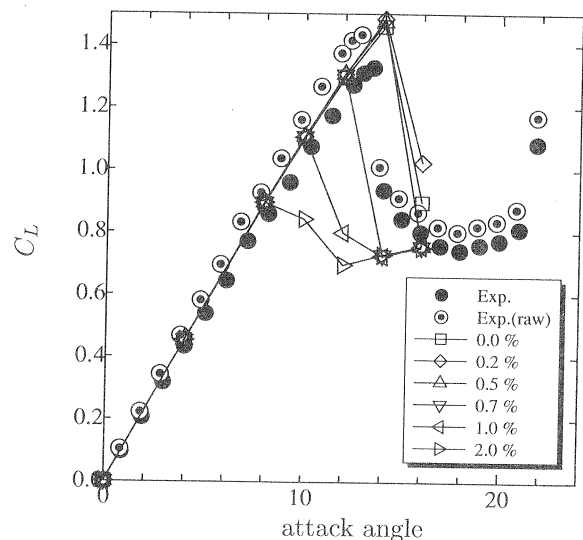


図 2: NACA 63₁-012 の C_L 特性

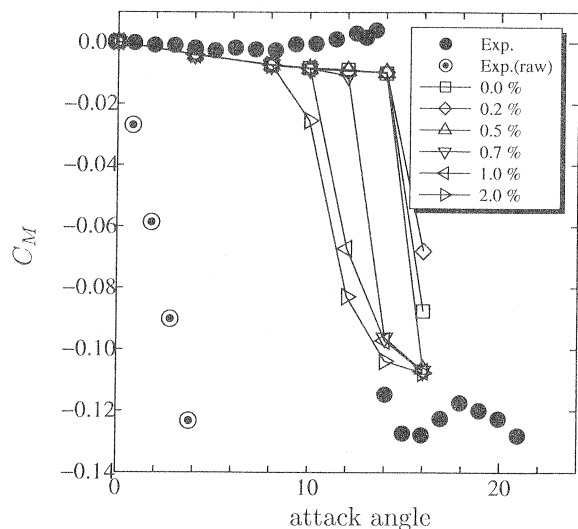


図 3: NACA 63₁-012 の C_M 特性

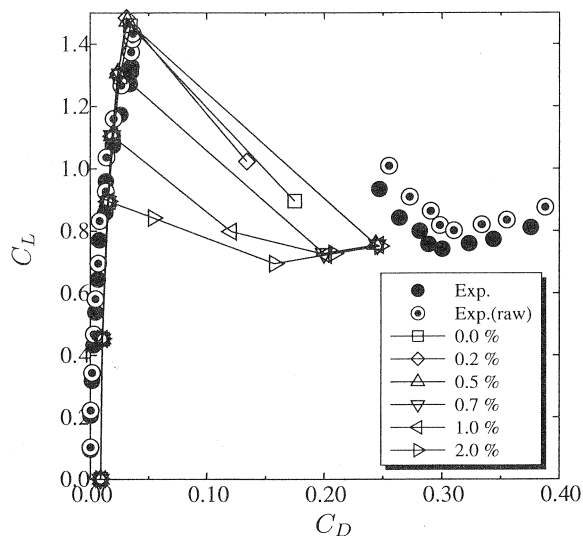
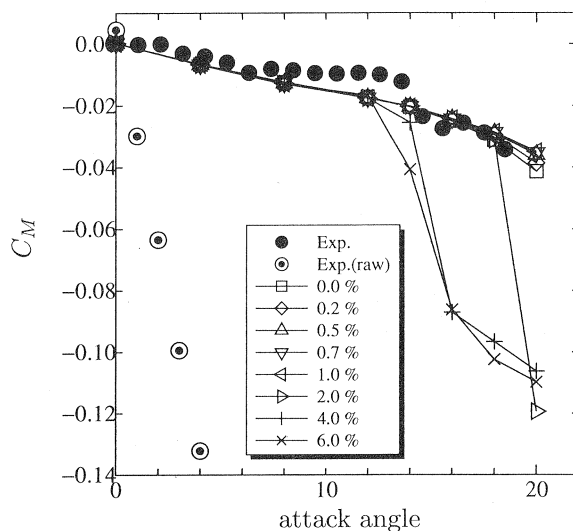
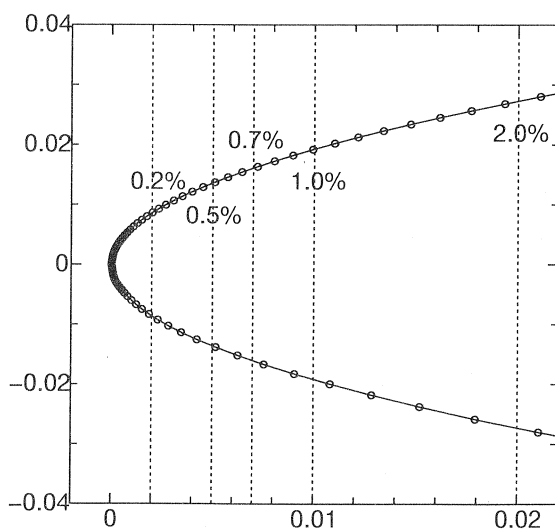
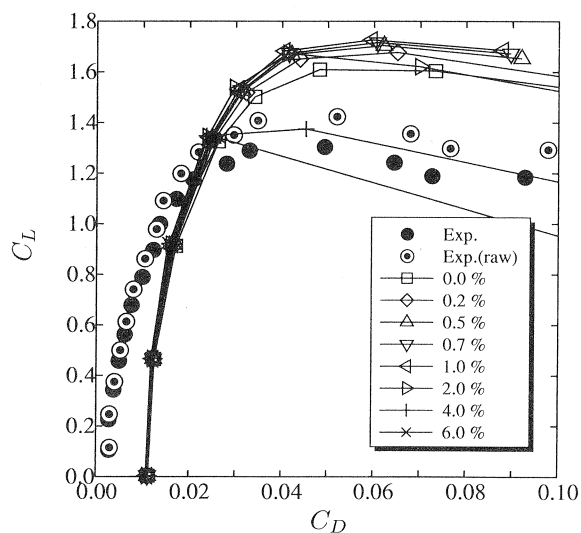
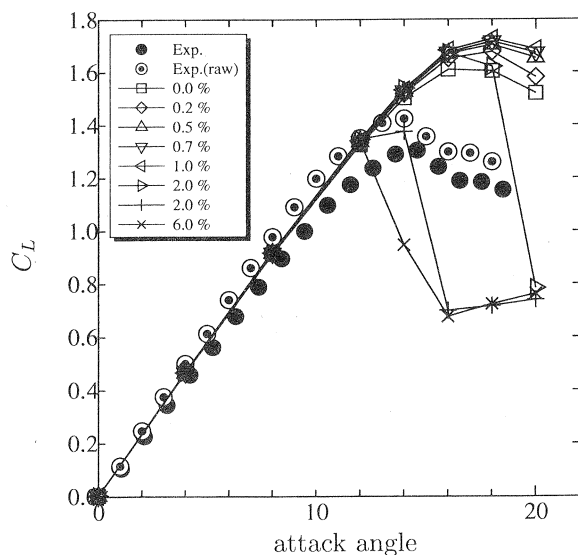
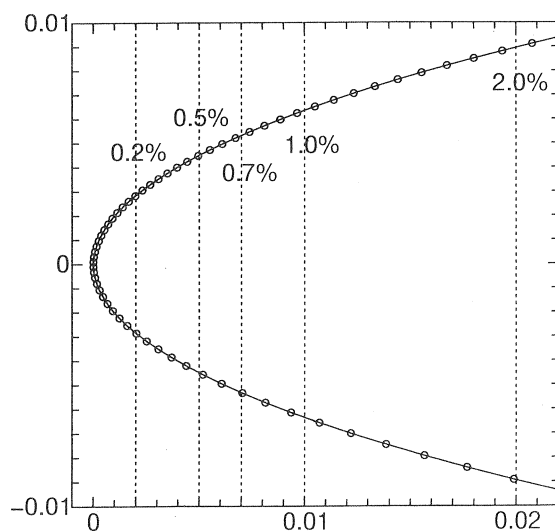

 図 4: NACA 63₁ - 012 の揚抗特性

 図 7: NACA 63₃ - 018 の C_M 特性

 図 5: NACA 63₃ - 018 の遷移モデル位置

 図 8: NACA 63₃ - 018 の揚抗特性

 図 6: NACA 63₃ - 018 の C_L 特性


図 9: NACA 64A - 006 の遷移モデル位置

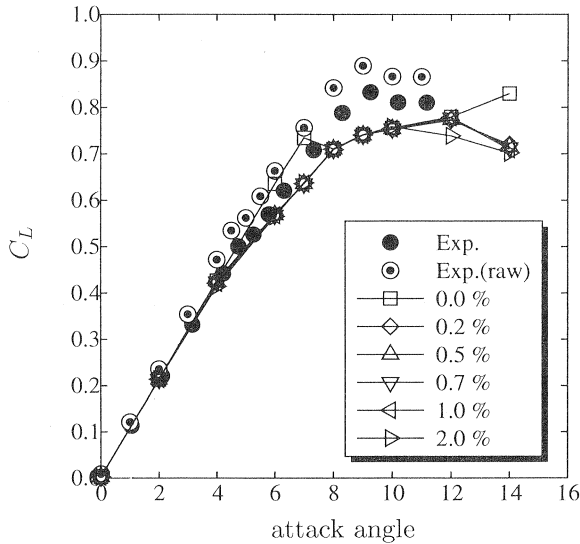
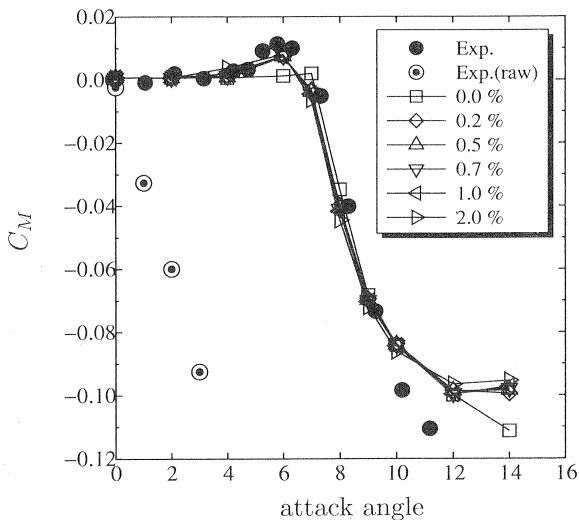
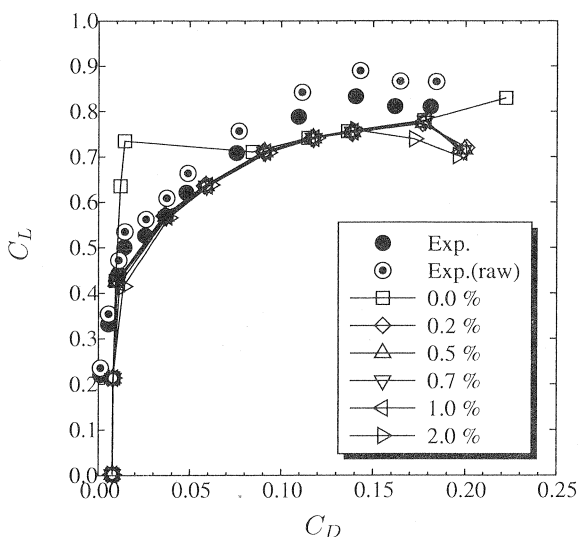
図 10: NACA 64mboxA-006 の C_L 特性図 11: NACA 64A-006 の C_M 特性

図 12: NACA 64mboxA-006 の揚抗特性

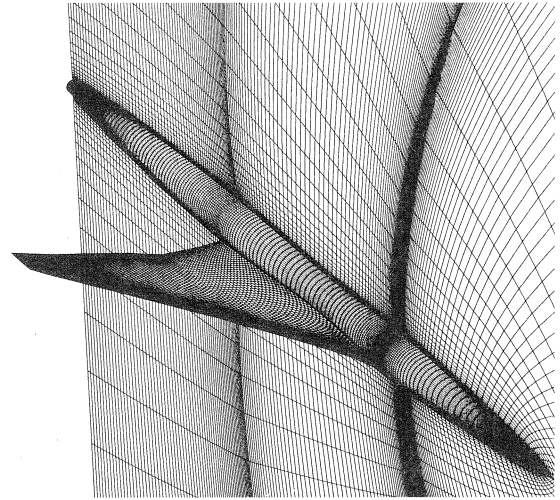


図 13: NEXST-1 の計算格子

2.4 二次元翼型失速特性 まとめ

二次元翼型失速特性の解析を簡易的な遷移モデルを用いて行った。層流から乱流への遷移が失速特性を特徴付ける薄翼失速型である NACA64A-006 に関しては遷移モデルを導入することで失速特性を定性的に再現することができ、この種の翼型の解析では非常に重要な役割を果たすことが確認できた。しかしながら残り二つの翼型、前縁失速型 NACA63₁-012 及び後縁失速型の翼型 NACA63₃-018 に関しては、遷移モデルを導入して遷移位置を変化させても失速特性はほとんど影響を受けない、もしくは逆に失速特性が大幅に変化してしまうことがわかった。後者の二つの翼型に関しては遷移モデルを使わない、つまり全面乱流と仮定した解析でもそれぞれの失速特性を定性的に予測することができたことを考慮すると、遷移位置という未確定パラメータの導入が必要で、更には遷移位置によっては失速特性が本来の特性と変わってしまう危険性のある遷移モデルを導入するよりも、より単純な全面乱流の仮定での解析の方が工学上よりベターであると考えられる。

3. 小型超音速実験機 (NEXST-1)

現在開発が終了し飛行試験の準備が行われている航空宇宙技術研究所の小型超音速ロケット実験機 (NEXST-1) まわりの超音速流の解析を行った。NEXST-1 では SS3D⁹⁾ と呼ばれる航技研で開発された CFD コードを用いて空力設計が行われた。しかしながら航技研では UPACS を今後の CFD 標準コードと位置付け開発を行っており、NEXST-1 の飛行解析は UPACS を用いて CFD 解析、検証を行うことを計画している。そのため飛行解析に先立ち、SST 形状まわりの超音速流解析に関する UPACS の検証を行った。特にここでは格子依存性及びレイノルズ数効果の確認を行ったのでその結果について紹介する。NEXST-1 はロケット実験機であり、エンジンを搭載しないクリーン形態であるが、ここでは尾翼を含まない翼胴形状として取り扱っている。図 13 に機体表面と対称面での計算格子を示す。計算は横滑べりが無いとして、機体片側で行っている。また乱流モデルとしては Baldwin-Lomax モデルを使用している。その際に Degani-Schiff¹⁰⁾ の修正を用いている。その他の計算手法に関しては前述の二次元翼型の失速特性の計算手法と同じである。

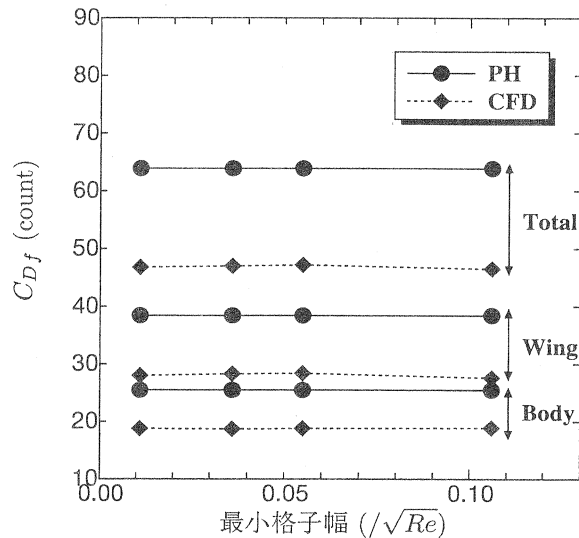


図 14: 空間方向最小格子幅の影響

3.1 格子依存性

NEXST-1 の解析においては全抵抗の約半分を占める摩擦抵抗の推算が重要となる。摩擦抵抗の推算においては従来から指摘されているように境界層、特に粘性低層の解像度が重要である。そこで表面から垂直方向の最小格子幅を変化させて、最小格子幅が摩擦抵抗に与える影響を調べた。また摩擦抵抗の大部分を発生させる主翼に注目し、翼弦方向の格子分布、前縁での最小格子幅 (物体形状の再現性) を変化させて、それらが摩擦抵抗に与える影響についても調べた。これらの影響を調べることで飛行解析で用いる標準格子作成の基準を策定すると同時に推算する摩擦抵抗の誤差のある程度見積もることが可能となる。

3.1.1 空間方向の格子幅

摩擦抵抗の推算において特に重要となる、物体表面から空間方向の格子サイズによる影響を調べた。一般に空間方向の最小格子幅として $0.1/\sqrt{Re}$ が基準とされているが、実際の解析では不十分な場合が多い。そこでこの基準を用いた格子を初期格子として格子幅をさらに小さくした時の摩擦抵抗の推算に与える影響を調べた。図 14、表 1 に結果および Prandtl-Hoerner による理論値を示す。横軸は空間方向の最小格子幅で $1/\sqrt{Re}$ を基準としている。境界層内に含まれる格子点数は 10 ~ 15 点程度で、最小格子幅を変化させる時に、境界層内に分布する格子点数があまり変化しないように設定した。初期格子から格子幅を減少させていくと摩擦抵抗が全体として減少していくが変化量は小さくほぼ収束していると考えられる。この結果より本ケースでは最小格子幅の基準として $0.1/\sqrt{Re}$ でも十分と考えられるが、傾向を考慮すると $0.05/\sqrt{Re}$ 以下に設定する方が望ましいことがわかった。この値以下であれば、摩擦抵抗の誤差としては 1 カウント以下となる。

3.1.2 翼弦方向の格子幅

次に摩擦抵抗で大きな割合を占める主翼に注目する。主翼前縁部分は機体形状の中でも機首先端を除けば、最も曲率半径の小さい部分である。また、主翼前縁の流れが後方の流れに与える影響は大きいので、計算格子の生成においては前縁形状の再現性には十分注意す

表 1: 空間方向最小格子幅の影響

格子幅 ($1/\sqrt{Re}$)	摩擦抵抗 (count)		
	total	body	wing
0.106	46.5	18.9	27.6
0.055	47.2	18.8	28.4
0.036	47.0	18.7	28.3
0.011	46.8	18.8	28.0

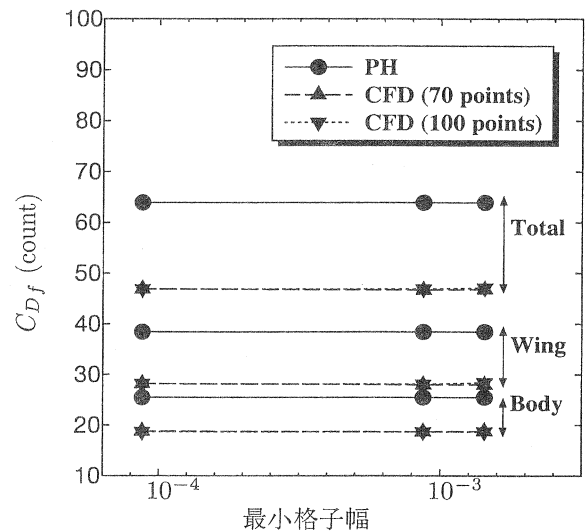


図 15: 前縁部最小格子幅の影響

る必要がある。そこで主翼での翼弦方向の格子分布において前縁での最小格子幅を変化させることで、前縁形状の再現性が摩擦抵抗の推算に与える影響を調べた。また同時に翼弦方向の格子点数も変化させて影響を調べた。図 15、表 2 に結果及び Prandtl-Hoerner による理論値を示す。横軸は前縁での翼弦方向の最小格子幅 (翼弦長を 1.0 とした) を示す。格子点数の影響も前縁最小格子幅の影響も殆んどないことがわかる。このことから格子の違いによる摩擦抵抗の違いは 1 カウント未満であることがわかる。

3.2 レイノルズ数効果

図 16 に摩擦抵抗のレイノルズ数効果について調べた結果を示す。解析に用いた計算格子の概要を表 3 に示す。この表で、空間方向の最小格子幅の計算の際の Re 数は高度 15km での Re を用いている。NEXST-1

表 2: 前縁最小格子幅の影響

格子幅	格子点数	摩擦抵抗 (count)		
		total	body	wing
1.4×10^{-3}	70	46.8	18.8	28.0
8.7×10^{-4}	70	46.7	18.7	28.0
8.7×10^{-5}	70	46.9	18.8	28.2
1.4×10^{-3}	100	47.1	18.7	28.4
8.7×10^{-4}	100	46.9	18.7	28.1
8.7×10^{-5}	100	46.9	18.7	28.2

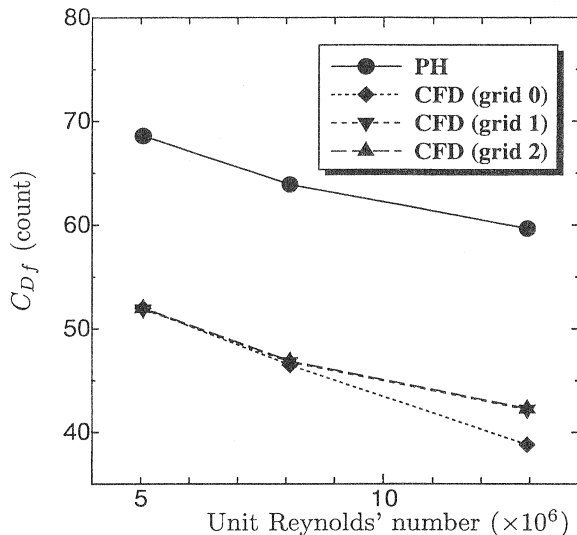


図 16: レイノルズ数効果

表 3: 計算格子の概要

	空間方向 最小格子幅	前縁 最小格子幅	翼弦上 格子点数
grid0	$0.106/\sqrt{R_e}$	1.4×10^{-3}	70
grid1	$0.011/\sqrt{R_e}$	1.4×10^{-3}	70
grid2	$0.011/\sqrt{R_e}$	8.7×10^{-5}	100

の飛行経路に沿って高度 18km($R_e = 5.0495 \times 10^6$)、15km($R_e = 8.0841 \times 10^6$)、12km($R_e = 12.948 \times 10^6$)で計算を行った。UPACS による推算値は理論による予測値より格子によらず約 17 カウント程低い値である。しかしながら傾向に関しては格子によらず定性的に良く一致していることがわかる。grid0 に関しては R_e 数が大きい高度 12km の場合、表面での空間方向の格子幅が相対的に大きく、つまり $0.1/\sqrt{R_e}$ の基準をより大きな値となっているため摩擦抵抗が他格子に比べて大きく異なっていると考えられる。摩擦抵抗が理論値に比較して低めに出る点は今後詳細な検討が必要ではあるが、定性的な傾向は格子によらず正しく捕らえられており、飛行解析においても基準格子を作成しそれを用いて解析を行うことで定性的な傾向を正しく予測することが可能と考えられる。

4. おわりに

現在も開発が行われている UPACS を、コード検証の一環として代表的な外部流問題である二次元翼型の失速特性予測および NEXST-1 まわりの超音速流解析に適用した。二次元翼型失速特性予測においては、簡易な遷移モデルを導入した解析を行い、遷移位置が失速特性に与える影響を調べた。また NEXST-1 まわりの超音速流解析においては重要となる摩擦抵抗の推算に対する格子依存性を確認した。代表的な格子パラメータに対して計算を行い、摩擦抵抗の推算誤差を確認した。と同時に今後実施される飛行解析において使用する計算格子の生成基準を得た。

今後種々の問題に適用することで UPACS の CFD コードとしての実績を積み上げると同時にコード検証を積極的に実施していきたいと考えている。

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*, pp. 45-50. NAL SP-46, December 2000.
- 3) 高木亮治、他 (航技研 UPACS プロジェクトチーム). UPACS の現状と今後の課題. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2001*. NAL SP 出版準備中, 2001.
- 4) 牧田光正, 高木亮治. UPACS の重合格子対応方法と適用例. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2001*. NAL SP 出版準備中, 2001.
- 5) 向井純一, 山本一臣, 山根敬, 野崎理. UPACS によるエンジン内部流れの計算. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2001*. NAL SP 出版準備中, 2001.
- 6) 廣瀬直喜, 中橋和博, 吉田憲司, 松尾裕一, 岩宮敏幸. CFD ワークショップ課題募集:CFD は翼型失速角を予測できるか? In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium'99*, pp. 41-45. NAL SP-44, February 1999.
- 7) 高木亮治、他 (航技研 UPACS プロジェクトチーム). 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. In *Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2000*, pp. 163-168. NAL SP-46, December 2000.
- 8) G.B. McCollough and D.E. Gault. Examples of three representative types of airfoil-section stall at low speed. NASA TN- 2502, 1951.
- 9) 高木亮治. 複雑形状まわりの流れの数値解析手法の開発. 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1375, 1998.
- 10) D. Degani and L.B. Schiff. Computation of turbulent supersonic flows around pointed bodies having crossflow separation. *Journal of Computational Physics*, Vol. 66, pp. 173-196, 1986.