

## UPACS に組み込まれた乱流モデルの検証計算

伊藤良三  
大興電子通信株式会社  
今村太郎  
宇宙航空研究開発機構

## Validation Study for Turbulence Models Implemented in UPACS

by  
Ryozo ITO  
DAIKO DENSHI TSUSHIN, LTD.  
Taro IMAMURA  
Japan Aerospace Exploration Agency

## ABSTRACT

The SST (Shear-Stress Transport) turbulence model has been implemented in UPACS, a CFD platform developed in JAXA. Four test cases with increasing level of difficulty were used to validate the present implementation. Three basic test cases included flat plate, backward-facing step, and transonic airfoil RAE2822. For more practical application, the flow simulation around the DLR-F6 transport aircraft was performed. Validations were carried out by comparing the present numerical results with those of other numerical methods and experimental method. Numerical results obtained from the computations above show that the present implementation is valid. We believe that this effort has extended UPACS's applicability to more complicated flow fields.

## 1. はじめに

JAXA では 1998 年(当時は NAL)より CFD 共通基盤ソフトウェア“UPACS”(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)の開発が進められており[1], 設計計算にも役立てられている。UPACS でこれまで利用されてきた乱流モデルは, Baldwin-Lomax モデル, Spalart-Allmaras(S-A)モデルだが, さまざまな流れ場の解析を行うにはこれらのモデルだけでは不十分な場合がある。そこで実用的な乱流モデルの中では剥離流れに対して S-A モデルよりも良い結果を示すといわれている [3]Shear-Stress Transport(SST)モデル[2]を UPACS に組み込んだ。ここでは, SST モデルの検証計算の結果を中心に報告する。

## 2. 計算手法

支配方程式はレイノルズ平均の圧縮性 full Navier-Stokes 方程式で, セル中心有限体積法により離散化される。対流項の計算には Roe スキームを用いた二次精度風上法, 時間積分には陰解法を用いた。また複雑形状に対応するためマルチブロック構造格子を用いた。乱流モデルは全域乱流を仮定している。SST モデルとは, F.R.Menter[2]が構築した2方程式系乱流モデルで, 壁近傍の流れ場には  $k-\omega$  モデルが, それ以外の場所には  $k-\epsilon$  モデルが適用されるように輸送方程式のモデル定数が設定される。そのため, 「逆圧力勾配のある流れ場の計算に適し, また, 粘性底層での定式化が簡単」という前者の長所と, 「一様流中の  $\epsilon$  に依存しない」という後者の長所を併せ持っている。

## 3. 計算対象

コードの基礎的な検証のために乱流平板境界層[4]の計算, Backward-facing Step (以下バックステップ)[4]の計算, RAE2822 翼型[5,6]の計算を行った。更に実用問題への適用例として DLR-F6 輸送機形状[7]の計算を行った。

## 4. 計算結果と考察

## 平板境界層

はじめに乱流平板境界層の計算を行った。図 1 の模式図に示すように矩形領域の一辺の境界条件を, 滑り条件と, 平板に相当する滑り無し条件に分けてあり, ここに  $M_\infty=0.2$  の一様流が流入する。平板の全長を代表長さとしたときのレイノルズ数は

$1.03e+07$  である。図 2 に計算格子を示す。図 3 に境界層内の速度プロファイルを示す。UPACS SST の結果を UPACS S-A および Wieghardt らによる実験値[4]と比べると対数領域で勾配が大きくなっているが, WIND SST[4]の結果とは良く一致している。ここでは実験結果と合わせる事が目的ではなく SST モデルが正しく実装されたかどうかを調べるのが目的なので, その意味では良好な結果であるといえる。ここで, “WIND”とは NASA Glenn Research Center などにより開発された CFD コードの名称であり [4], “WIND SST”は「乱流モデルとして SST モデルを用いた WIND コードによる計算」を意味する。図 4 にレイノルズ数に対する摩擦係数の変化を示す。UPACS SST の結果は WIND SST の結果とよく一致している。

図 5 に SST モデルを用いて計算したときの, 平板に隣接した格子点までの無次元化距離である最小  $y^+$  の依存性を調べた結果を示す。SST モデルでは, 最小  $y^+$  が大きい場合には, 対数領域での傾きが大きくなる傾向にあることがわかる。従って, 高精度な計算を行う場合には, 最小  $y^+$  が 1 以下になるように計算することが望ましい。

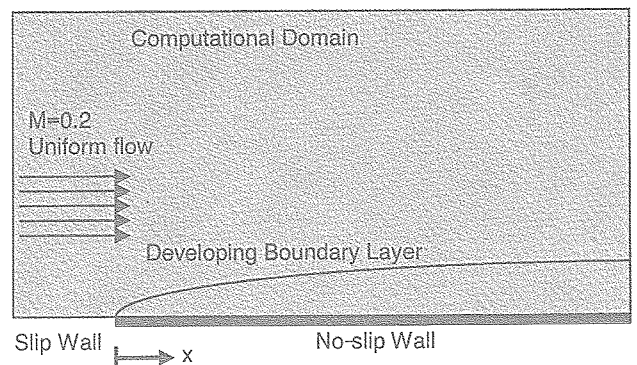


図 1 平板境界層の流れ場の模式図

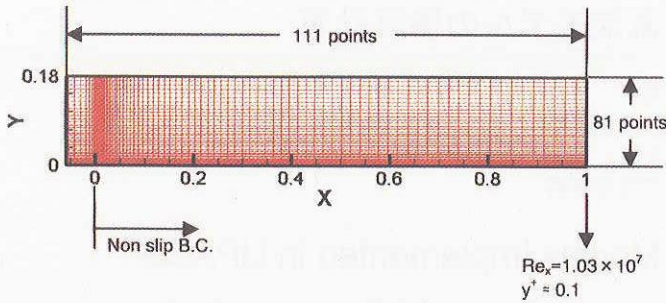


図2 平板境界層の計算格子

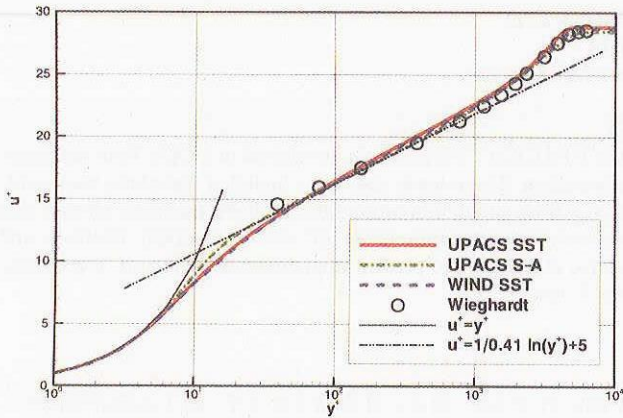


図3 平板境界層の速度プロファイル

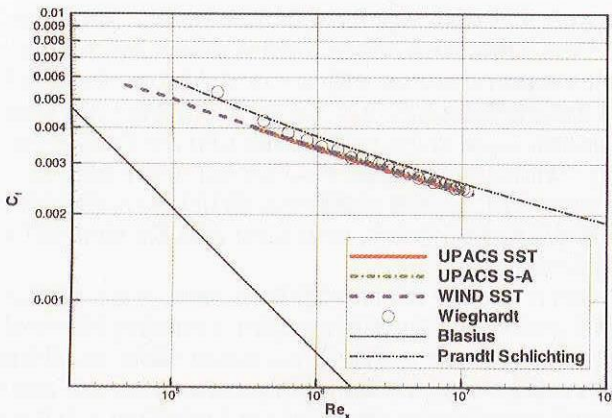


図4 平板境界層の摩擦係数

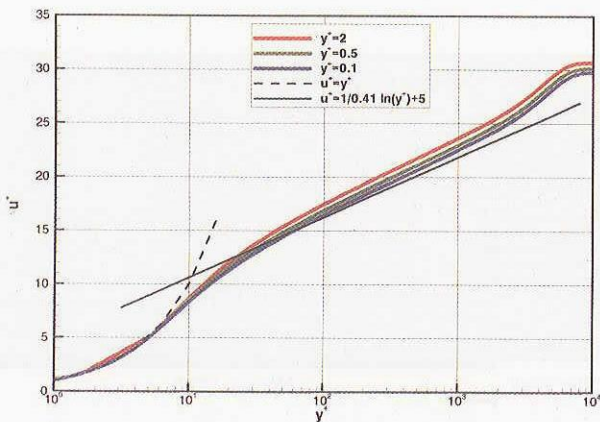


図5 速度プロファイルの最小 y 依存性

バックステップの流れは、図6に示すステップの高さHと出口の高さの比が1:9の流路を流れる、 $M=0.128$ ,  $Re_{11}=3.3e+04$ の内部流であり、ステップから4H上流の境界層厚を実験での測定値(約1.5H)と合わせるため、ステップから94H上流まで流路を延長してある。計算格子(図7)は総セル数約40000のマルチブロック構造格子で、流れ場を二次元と仮定したので、流路の奥行き方向のセル数は1である。ステップから4H上流の流路中央の参照点(図6の★)でのマッハ数が0.128になるように流路出口の静圧を調節し、これを代表速度 $u_{ref}$ とした。

UPACSの計算結果から可視化されたステップ近傍の流線を図8に示す。乱流モデルによって渦中心の位置が大きく異なり、SSTモデルの一次渦の中心はS-Aモデルより1.5倍ほどステップの下流に位置している。また一次渦の全長に対する渦中心の位置はSSTモデルではほぼ中央なのに対しS-Aモデルでは上流側に偏っている。ステップ側の壁の摩擦係数分布を図9に示す。ステップ下流の逆流領域において、UPACS SSTの結果は、UPACS S-Aの結果と比べて、WIND SSTの結果[4]及び実験結果[4]とよく一致している。同じ壁の静圧分布(図10)においてもS-Aモデルと比較して実験結果とよく一致している。これは図8に示すように、UPACS SSTがUPACS S-Aに比べて、一次渦の渦中心の位置をより下流に捉えていることに対応している。図10に4箇所での、代表速度( $u_{ref}$ )で規格化された主流方向速度プロファイルを示す。流れが剥離している $x/H=1.5$ において、UPACS SSTの結果は、WIND SSTと実験のどちらの結果ともよく一致している。 $x/H=6.0$ ではUPACS, WINDのどちらのSSTモデルの結果も実験結果とあまりよく一致していない。これは、この場所が再付着点に近いため、再付着点位置(表1)が実験結果と僅かにずれただけで速度プロファイルの形が大きく変わってしまうことが原因であろう。図11に、 $u_{ref}^2$ で規格化されたレイノルズ応力( $-uv$ )プロファイルを示す。UPACS SSTの結果はWIND SSTの結果とよく一致している。

表1 ステップから再付着点までの距離( $x_r/H$ )の比較

Model	$x_r/H$
UPACS SST	6.59
UPACS S-A	6.12
WIND SST	6.43
Experiment(Driver et al.)	6.26

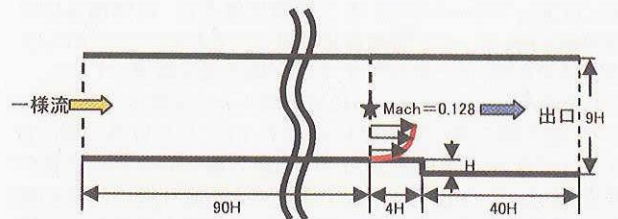


図6 バックステップの流れ場の模式図

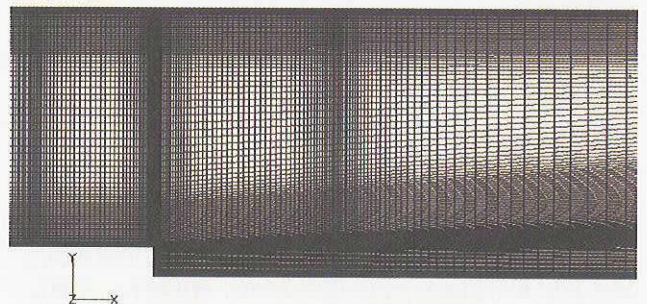


図7 バックステップの計算格子

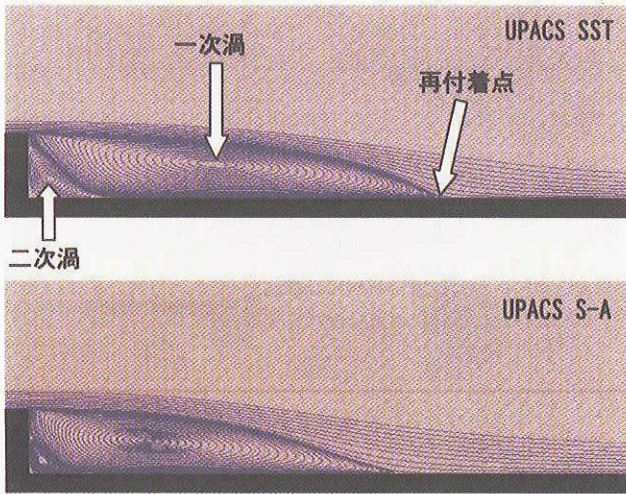


図8 バックステップを過ぎる流線

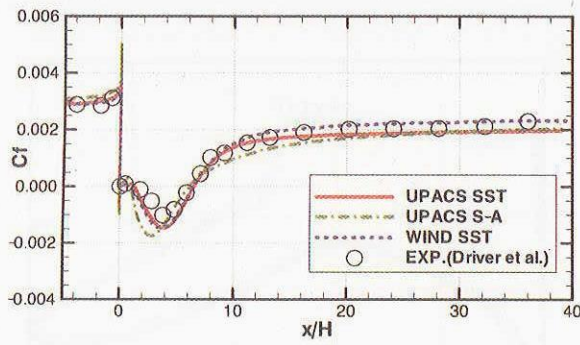


図9 バックステップの摩擦係数分布 (ステップ位置は  $x/H=0$ )

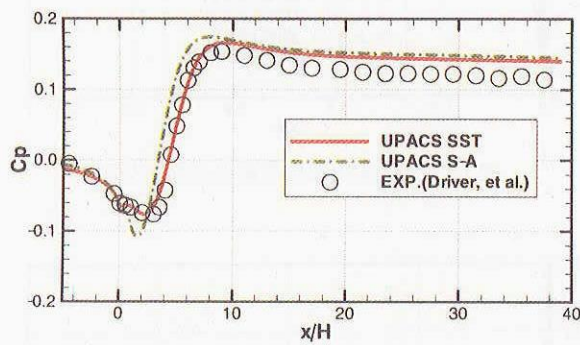


図10 バックステップの静圧分布

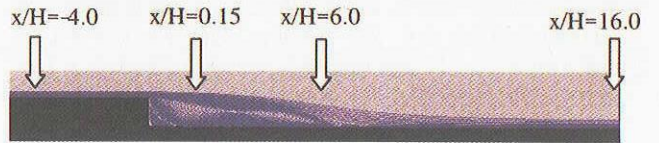
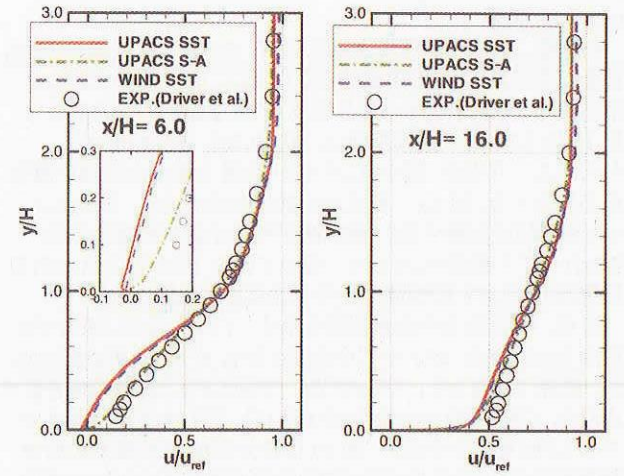
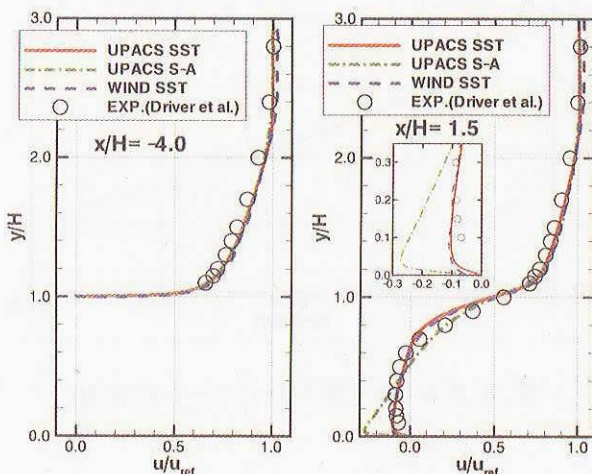


図11 バックステップの主流方向速度プロファイル (最下段にプロファイルの位置を示す)

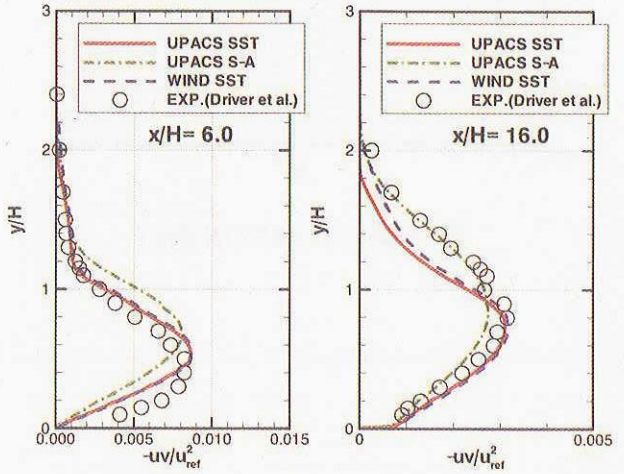
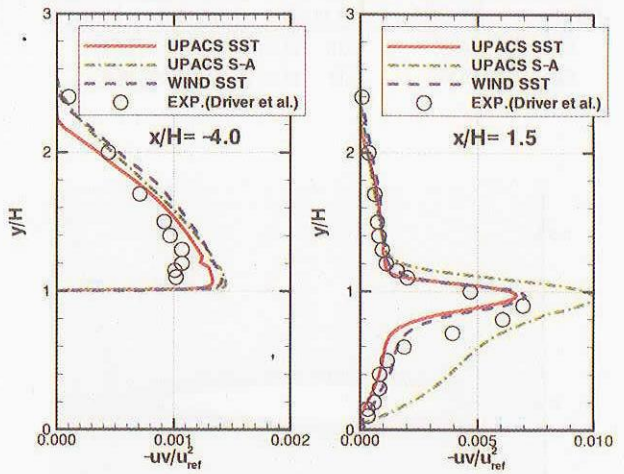


図12 バックステップのレイノルズ応力プロファイル

RAE2822 翼型

流れ場に衝撃波が発生する例として、RAE2822翼型周りの遷音速流を計算した。計算格子(図13)はC型のマルチブロック構造格子で、翼表面から外部境界までの距離はコード長(c)の約15倍である。一様流条件は、 $M_\infty=0.729$ ,  $Re_c=6.5e+06$ ,  $AoA=2.31^\circ$ である。図14に示すように翼上面中央に強い衝撃波が発生する。図15に翼表面の静圧分布を示す。Cookらの行った実験[5]と比較すると、衝撃波がやや上流に位置するが、WIND SSTの結果[6]とはよく一致している。UPACS S-Aの計算結果と比較しても衝撃波はやや上流に捉えられている。

図16, 17に残差の収束履歴を示す。イタレーション回数で比較すると(図16), SSTモデルの方がS-Aモデルより収束が速いが、前者は後者より1ステップ当り15%ほど多く計算時間を要するので、CPU時間で比較すると(図17), SSTモデルはS-Aモデルより収束がやや遅い。図18に揚力係数,抵抗係数の収束履歴を示す。この計算ではほぼ20000回のイタレーションで収束していることがわかる。表2にUPACSによる計算結果から得られた空力係数を示す。SSTモデルによる値はS-Aモデルによる値より小さい。これは図15の静圧分布を見てわかるようにSSTモデルでは衝撃波が上流側で立ち上がるため、S-Aモデルに比べて上面側の圧力の低い領域が小さくなるためだと考えられる。摩擦抵抗 Cdf の値はほぼ同じである。

表2 UPACSによるRAE2822翼型の空力係数

	Cl	Cdp	Cdf	Cd
SST	0.687	0.0075	0.0056	0.0131
S-A	0.708	0.0080	0.0058	0.0138

Cl: 揚力係数      Cdp: 抵抗係数の圧力成分  
Cd: 抵抗係数      Cdf: 抵抗係数の摩擦成分

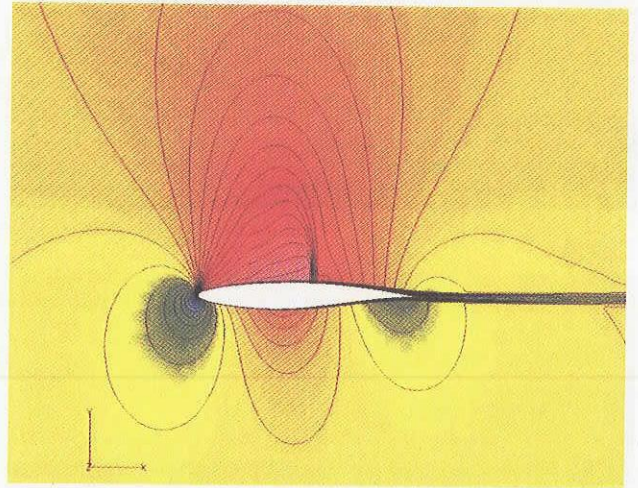


図14 RAE2822翼型周りのマッハ数等高線

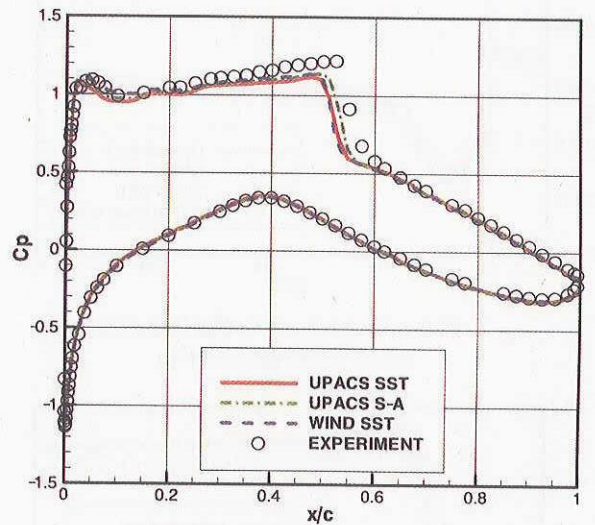


図15 RAE2822翼型の翼表面静圧分布

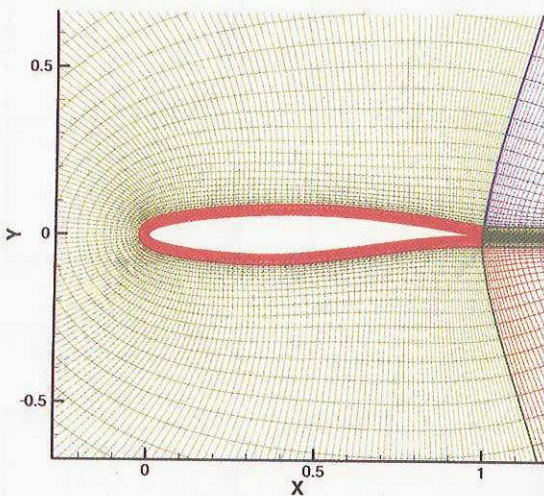


図13 RAE2822翼型の計算格子

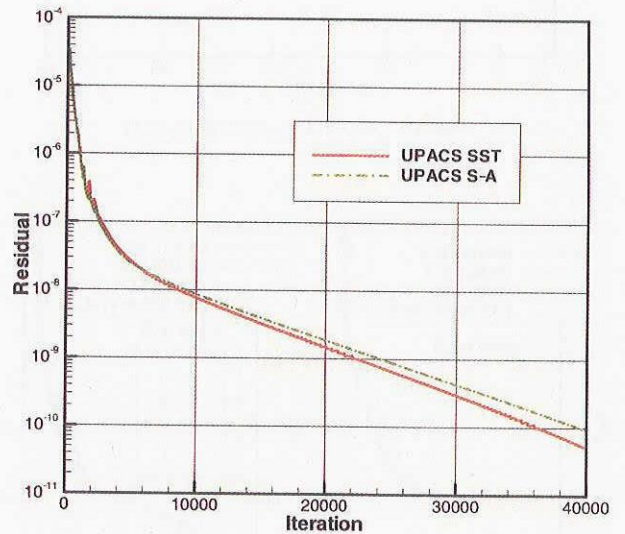


図16 残差の収束履歴(対イタレーション回数)

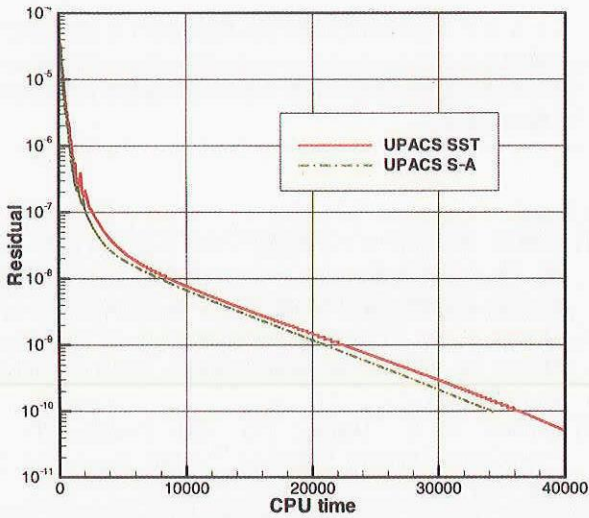


図 17 残差の収束履歴(対 CPU 時間)

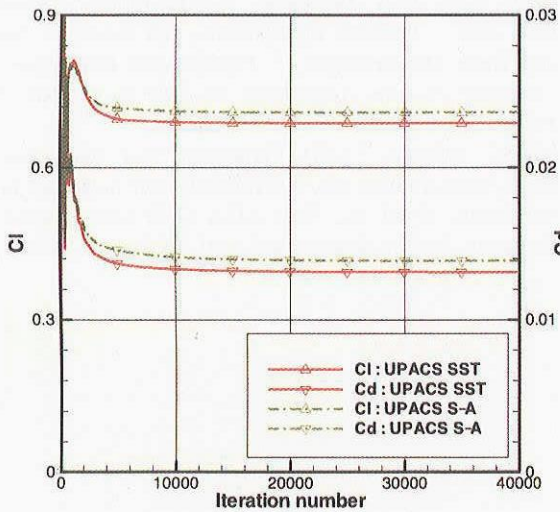


図 18 空力係数の収束履歴

**DLR-F6 輸送機形状**

実用問題への適用例として、主翼、胴体、ナセル、パイロンからなる DLR-F6 輸送機形状周りの遷音速流を計算した。この形状は AIAA の抵抗予測ワークショップ[7]において課題として取り扱われた形状である。一様流条件は  $M_\infty=0.75$ ,  $Re_{MAC}=3.0e+06$ ,  $AoA=1^\circ$  , 計算格子(図 19,20)は 226 個のブロックと約 1400 万のセルからなるマルチブロック構造格子であり、機体表面から外部境界までの距離は MAC の約 100 倍である。

この計算は、JAXA/ISTA に設置されている並列計算機システム“CeNSS”の CPU100 台を用いて行われ、収束には 20000 回のイテレーションを要し、これは CPU 時間にすると約 40 時間に相当する。機体表面の静圧等高線を図 21 に示す。また、主翼表面のうち、流れが剥離しやすい翼根の近傍での静圧分布を図 22 に示す。ここでは、上面側の後縁付近に発生する剥離渦を過大に捉えてしまい、計算結果は風試結果と比べて低圧になる傾向があるが、SST モデルでは S-A モデルよりは若干圧力を高めに算出しており、この傾向が改善されていることを示している。翼胴結合部のコーナー付近の表面流線(図 23)を見ても、SST モデルでは S-A モデルに比べて剥離渦の発達はやや抑えられていることがわかる。表 3 に全機空力係数を示す。前述の

RAE2822 と同様に、SST モデルによる空力係数は S-A モデルに比べてやや小さめの値になっている。

表 3 UPACS による DLR-F6 の全機空力係数

	Cl	Cdp	Cdf	Cd
SST	0.481	0.0192	0.0149	0.0341
S-A	0.503	0.0200	0.0153	0.0352

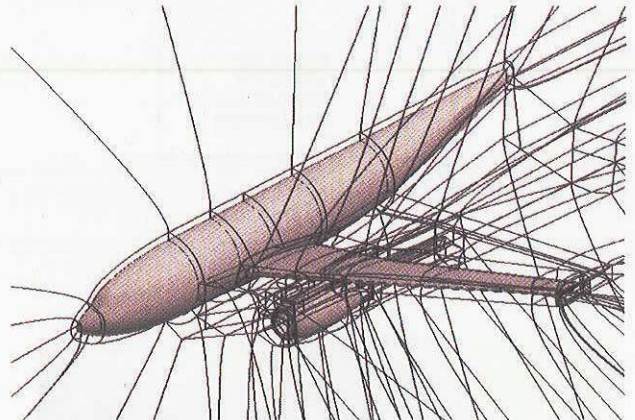


図 19 DLR-F6 輸送機形状の計算格子のブロック境界線

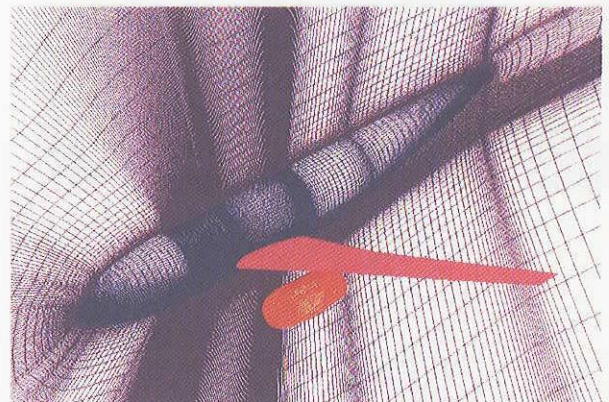


図 20 DLR-F6 輸送機形状の計算格子

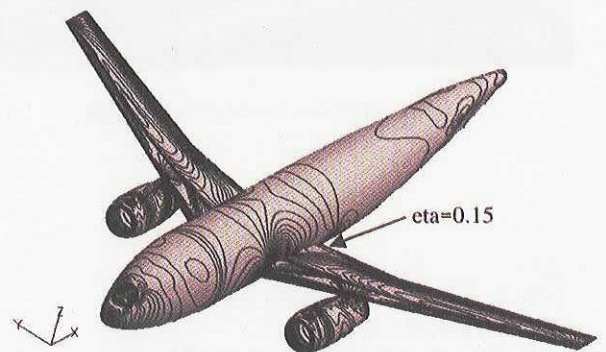


図 21 機体表面静圧等高線 (矢印は図 22 のスパン位置を示す)

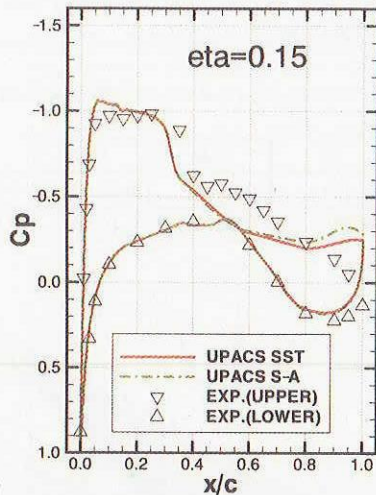


図 22 翼表面の静圧分布

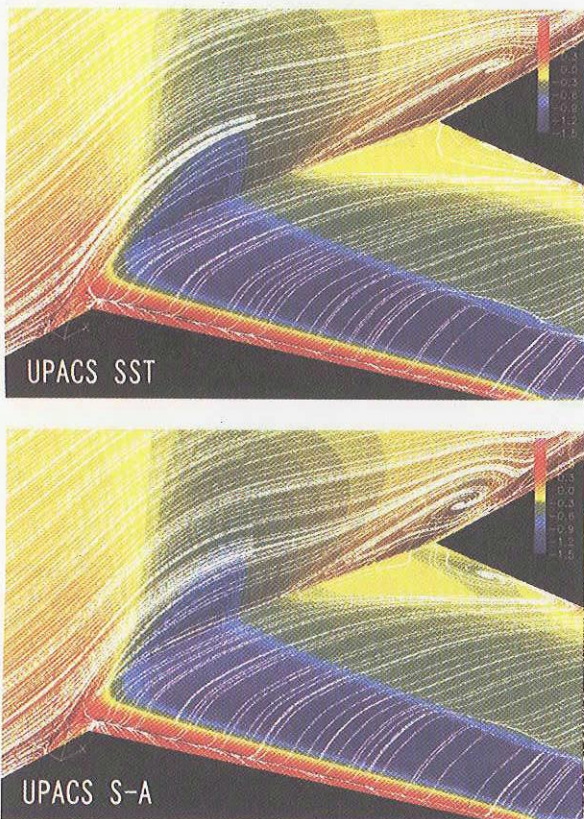


図 23 翼洞コーナー付近の表面流線

- S-A モデルとほぼ同じ時間で計算が収束する(RAE2822 翼型).
- ・実用問題に適用し安定に計算できることが確認された(DLR-F6 輸送機形状).

## 参考文献

- [1] 山根敬, 他“CFD コード共通化プロジェクト UPACS の現状,”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, 航研特別資料 SP-46, pp.45-50, 2000.12.
- [2] Menter, F. R., “Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA J.*, vol.32, pp.1598-1605
- [3] Bardina, J. E., Huang, P.G. and Coakley, T. J., “Turbulence Modeling Validation,” AIAA Paper 97-2121, Jun. 1997.
- [4] Yoder, D. A., Georgiadis, N. J., “Implementation and Validation of the Chien  $k-\epsilon$  Turbulence Model in the WIND Navier-Stokes Code,” AIAA Paper 99-0745, Jan. 1999.
- [5] Cook, P.H., M.A. McDonald, M.C.P. Firmin, “Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements,” *Experimental Data Base for Computer Program Assessment*, AGARD Report AR 138, 1979
- [6] NPARC Alliance, “CFD Verification and Validation,” <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/homepage.html>
- [7] Yamamoto, K. et al., “2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop Results obtained with NAL UPACS,” , 2003.

## 5. まとめ

- ・UPACS-1.5 に SST 乱流モデルを組み込んだ.
- ・基本的な流れ場の解析結果より,
  - 他者の SST モデルの結果、及び、風試結果とよく一致する(平板境界層).
  - S-A モデルに比べて剥離流れをよく模擬できている(バックステップ).