

UPACSによるエンジン内部流れの計算

向井純一*¹, 山本一臣*², 山根敬*², 野崎理*²

Numerical Simulations of Internal Flow by UPACS

by

Junichi Mukai*¹, Kazuomi Yamamoto*², Takashi Yamane*², Osamu Nozaki*²

ABSTRACT

UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) is a common CFD platform program developed at National Aerospace Laboratory. The project to develop UPACS aims not only to overcome the increasing difficulty in recent CFD code programming on parallel computers, but also to accelerate the development of CFD technology by sharing a common base code among research scientists and engineers. This paper reports the extension to a rotary coordinate system of UPACS and computational results of the flow around transonic compressor rotors, NASA rotor37 and rotor35, which have the number of published computational and experimental works.

1. はじめに

近年の計算流体力学 (CFD) の計算法と並列計算技術の進歩により、高い計算精度と信頼性が要求される航空宇宙分野でも複雑形状についての流れ解析、構造や伝熱との連成解析、設計最適化などが可能となってきた。

しかしながら、このような複雑な物理現象のモデル化とともに大規模な並列計算を行うためには、プログラムのデータ構造やアルゴリズムの複雑化は避けられず、これまで適用分野ごとに開発が進められてきたプログラムの単純な拡張では発展に限界が見えてきている。今後、開発の効率化を図るためには、CFD基盤技術の共有化や標準化を進め、それらをシステムとして整備する必要があり、基盤となる技術の汎用化、拡張性のあるシステム化、データ形式の標準化などが課題となる。

これに対して、航空宇宙技術研究所では CFD 共通基盤プログラム UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)、を開発するプロジェクトを進めてきており^{(1)~(6)}、これを土台として、より複雑な解析を実現可能にするとともに、系統的な CFD の検証作業やシミュレーション技術の共有化を図っている。

これまでの進展により、複雑形状まわりの圧縮性完全気体流れの並列計算を行えるプログラム UPACS ver.1.0 を整備し、2000年10月より条件付で所外に無償配布も開始している。ここでは、これまでに開発された UPACS ver.1.0 を回転座標系へ拡張し、NASA 圧縮機動翼 Rotor37、Rotor35 まわりの流れについての計算を行った例を報告する。

2. UPACSの回転座標系への拡張

回転座標系において計算をする場合には、Hirsch⁽⁷⁾のように回転座標系での相対速度ベクトルを用いる方法と松尾⁽⁸⁾のように静止座標系での速度ベクトルを用いる方法の2通りがある。今回の拡張では、従来の UPACS からの支配方程式の変更を最小限にして静止座標系のプログラムとの共通モジュールを増やすために、計算に用いる速度ベクトルとして、回転速度成分を含んだ静止座標系での速度ベクトルを用いている。

静止座標系での速度ベクトルと回転座標系での速度ベクトルには次のような関係がある。

$$\mathbf{u}_a = \mathbf{u}_r + \dot{\mathbf{U}} \times \mathbf{r}$$

\mathbf{r} : 位置座標ベクトル

\mathbf{u}_a : 静止座標系での速度ベクトル

\mathbf{u}_r : 回転座標系での速度ベクトル

$\dot{\mathbf{U}}$: 回転角速度ベクトル

すると、積分形で表した回転座標系での Navier-Stokes 方程式は、検査体積表面での外向き法線方向を \mathbf{n} として、次のように表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dV + \int_A \mathbf{F}_C dA + \int_A \mathbf{F}_V dA + \int_V \mathbf{S} dV = 0$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{u}_a \\ e \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_C = \begin{bmatrix} \rho U_r \\ \rho U_r \mathbf{u}_a + p \mathbf{n} \\ \rho U_r H - p n_t \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_V = - \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\tau} \\ \mathbf{u}_a \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{n}) - \kappa \text{grad}_n T \end{bmatrix} \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \dot{\mathbf{U}} \times \mathbf{u}_a \\ 0 \end{bmatrix}$$

* 1 株式会社ヴァイナス

* 2 航空宇宙技術研究所

ただし、

$$U_r = \mathbf{n} \cdot \mathbf{u}_a + n_r, \quad n_r = -\mathbf{n} \cdot (\mathbf{U} \times \mathbf{r})$$

である。

また、回転座標系での計算を行うため、回転壁境界条件と、亜音速流の出口境界での半径方向の静圧分布を周方向速度による遠心力と静圧勾配が釣り合うように与える半径平衡流出境界条件を新たに追加した。

3. 解析対象

UPACS のターボ機械流れへの適用性を確認するための課題として、比較的計算が難しく、1994年のASME/IGTI国際会議ワークショップの題材となり多くの計算例と詳細な実験結果があるNASAの遷音速圧縮機動翼 Rotor37⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾と、動翼上流のハブ面からの流れの実験がある Rotor35⁽¹¹⁾を選択した。Rotor37は、設計点での圧力比 2.03、流量 20.19kg/s の高速高負荷圧縮機動翼である。Rotor35は Rotor37と同じシリーズの動翼で、設計点での圧力比 1.82、流量 20.19kg/sec である。

4. 解析手法

計算格子は、マルチブロックの構造格子で Rotor37, 35共に翼回りはO型格子で囲み、その外側を複数のH型格子が囲んだ構造をしている。図1に Rotor35の表面での計算格子を示す。また、図2のようにチップクリアランス部にもマルチブロック格子を作成し、クリアランス内部の流れを計算している。Rotor35の計算の場合には、ハブ面からの流れを再現するため、回転している動翼ディスクと動翼上流のセンターボディとの間の隙間およびセンターボディ内部の空間を簡略化したキャビティを考慮し、格子を作成した(図3)。なお、このキャビティには主流との間の流入出があるだけで、積極的に外部からの流れの供給はしていない。総格子点数は、Rotor37で111万点17ブロック、Rotor35で158万点27ブロックである。

支配方程式として、回転座標系に拡張されたレイノルズ平均3次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式、乱流モデルとして Spalart-Allmaras の1方程式モデル⁽¹²⁾を用いた。慣性項数値流速は Roe スキームを MUSCL 法で2次精度にしたもので、Van Albada の制限関数⁽¹³⁾を用いた。粘性項には通常の2次精度中心差分を用いており、時間積分はMFGS陰解法⁽¹⁴⁾で行った。また、出口での境界条件には、半径平衡流出境界条件を用いた。

計算は CFL 数を 1000 とし、SGI Onix3400 の 8 CPU を用いた計算で、Rotor35の場合に約24時間ほどかかっている。なお、収束判定は流量および渦粘性係数の最大値が50ステップの間3桁目までが変化しない時点とした。

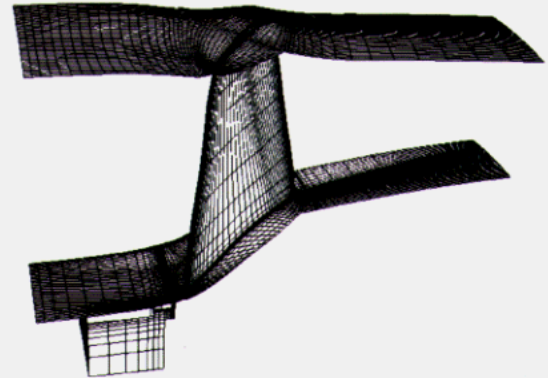


図1 Rotor35・表面格子

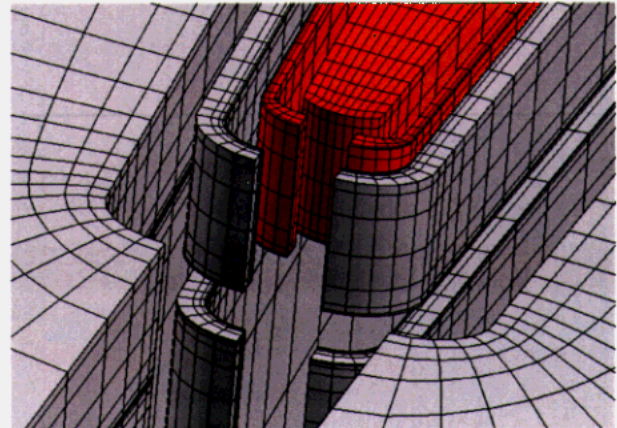


図2 チップクリアランス部の格子
(赤いブロックがチップクリアランス内部の格子)

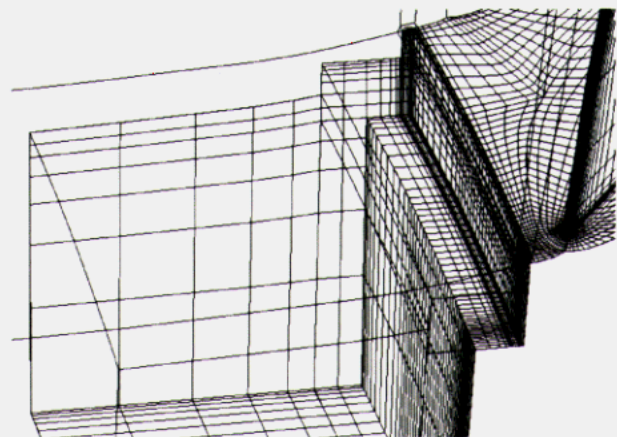


図3 Rotor35・キャビティ部の格子

5. 計算結果

図4にRotor37、図5にRotor35の形状の全体図と特徴的な流線を示す。壁面の等高線は静圧である。以降ではRotor37では遷音速動翼の特徴的な流れとチップクリアランスからの流れ、Rotor35では翼上流のハブ面からの流れについて焦点を絞って説明する。

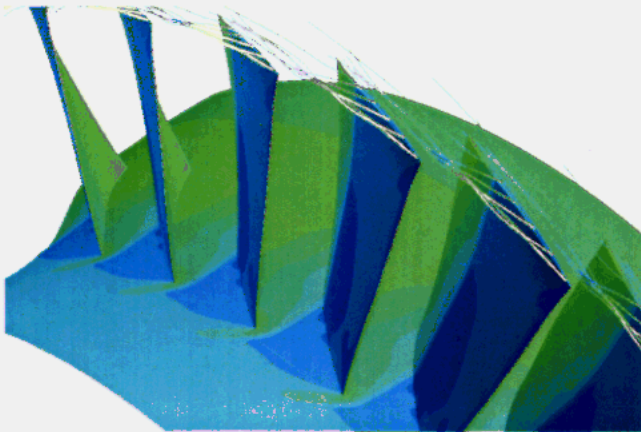


図4 Rotor37の形状と特徴的な流線

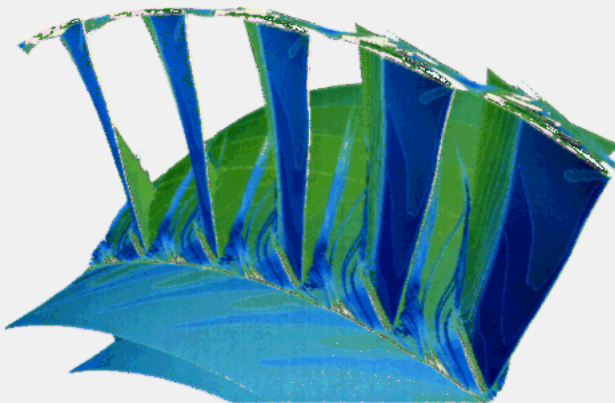


図6 Rotor35の形状と特徴的な流線

5.1 Rotor37での結果

設計回転数における流量と圧力比の関係を実験結果⁽⁹⁾と比べたものを図6に示す。なお、流量はそれぞれのチョーク流量で無次元化している。傾向としてはおおむね実験と合っているが、圧力比において2%弱今回の計算の方が高く出ている。

図7は設計回転数、98%チョーク流量条件（高流量作動条件）の180%翼弦下流位置での流出全圧、全温、流れ角

の実験との比較である。これは、計算と実験を比較する際に流量の条件を合わせるのが困難なことと他の計算例⁽¹⁰⁾などの実験結果とのずれを考慮すると、十分良い結果が得られているといえる。特に全圧分布がよく合っているが、ハブ面近くにおいて、実験より若干大きめに出ている。これはShabbirらの論文⁽¹¹⁾にあるように実験における翼上流のハブ面からの流れの存在に起因するものと思われる。これについては、Rotor35の結果のところで述べる。

高流量作動条件と失速点近傍条件（92.1%チョーク流量）における90%スパンおよび99%スパン位置での相対マッハ数分布を図8、9に示す。図の左下から右上に向かって流れがあり、翼は図の上から下方向に回転している。翼の上流にバウショックが形成されており、99%スパン位置では、衝撃波とチップクリアランスからの流れとの干渉により、衝撃波の下流に遷音速圧縮機に特徴的な低速領域⁽¹⁵⁾が現れている。また、失速点近傍では低速領域が大きくなり、更に流れも遅くなっていることが分かる。図10にチップ翼弦にほぼ垂直な断面上のエントロピ分布とチップクリアランスからの流線を示す。チップクリアランスからの流れが主流と干渉し、損失⁽¹⁵⁾を生じる現象を捉えている。

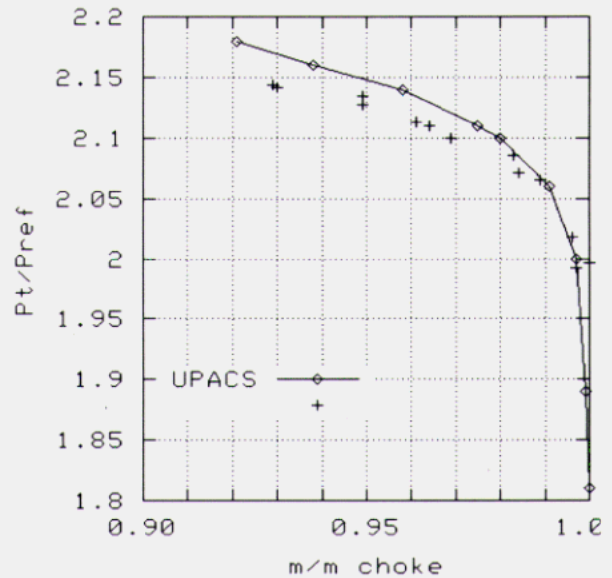


図5 流量と圧力比の関係の実験との比較

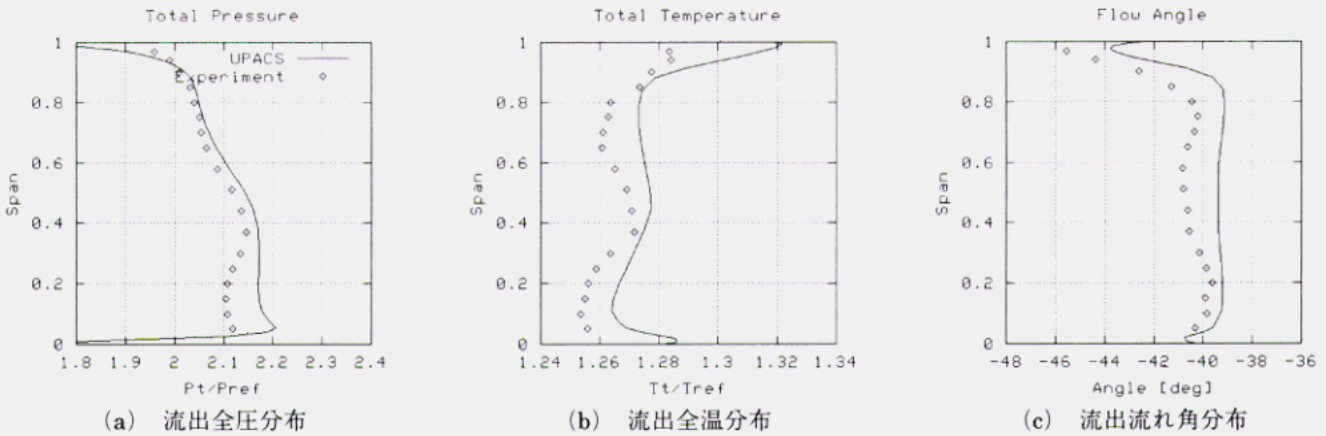


図 7 高流量作動条件での180%翼弦下流位置の物理量分布

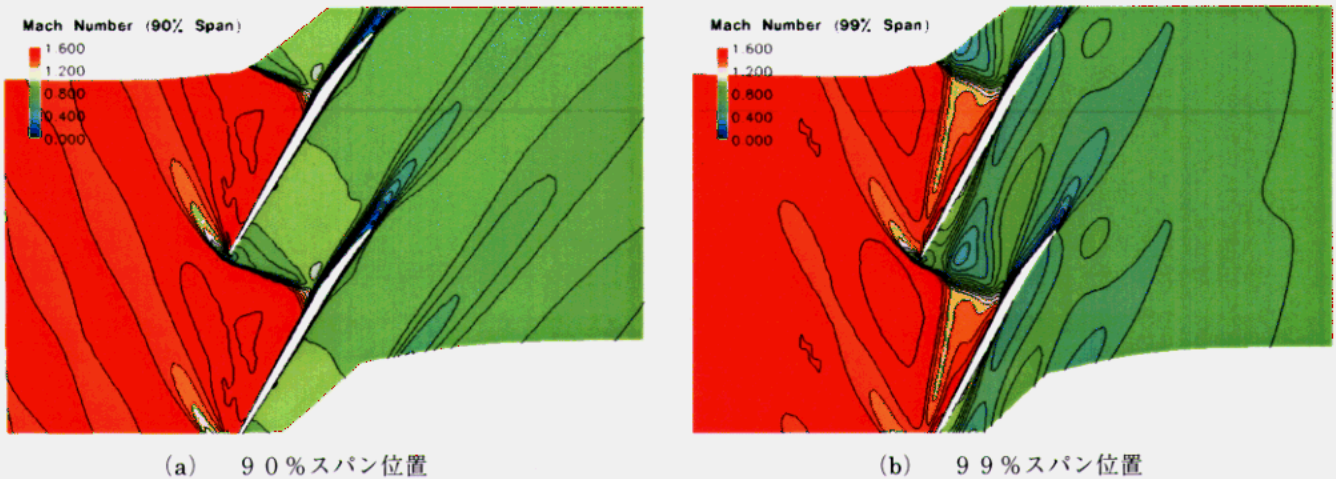


図 8 高流量作動条件での90%スパン位置と99%スパン位置での静圧分布

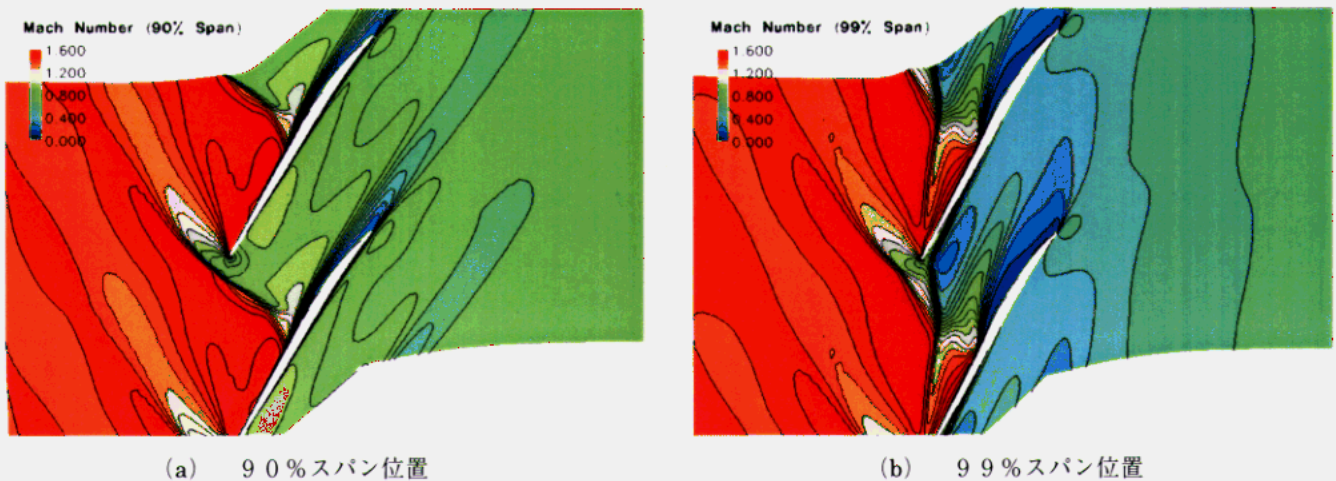
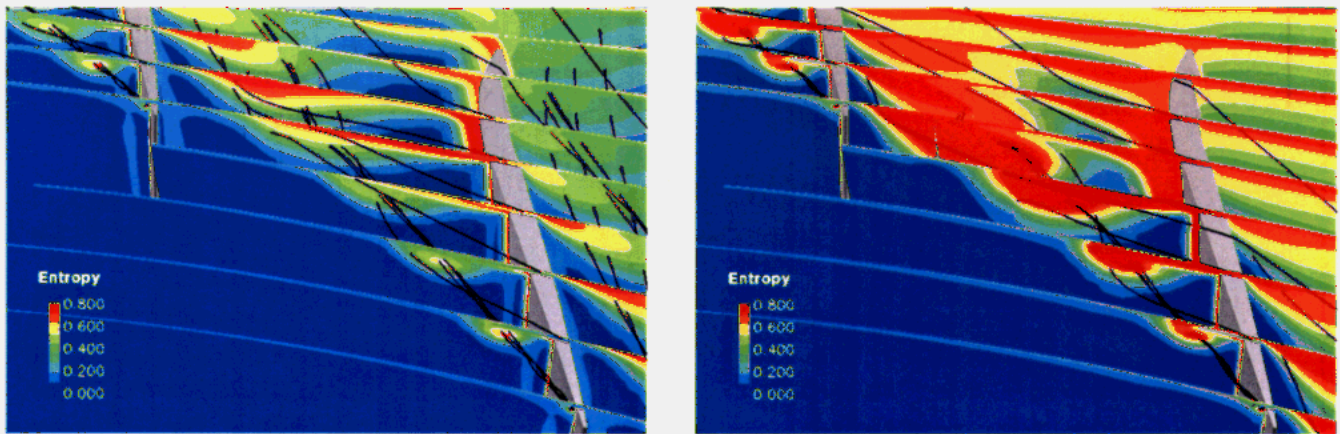


図 9 失速点近傍条件での90%スパン位置と99%スパン位置での静圧分布



(a) 高流量作動条件 (b) 失速点近傍条件

図 10 エントロピ分布とチップクリアランスからの流れ

5.2 Rotor35 の結果

図 11 は Rotor35 について設計回転数で計算した結果を翼の上流より下流方向に眺めたもので、翼は図の左から右方向へ回転している。なお、ハブの非回転部は表示していない。また、図 10 と同様にハブ翼弦にほぼ垂直な断面上のエントロピ分布 (値の大きいところのみ) と、動翼ディスクとセンターボディの隙間からの流れを表示している。海野・児玉⁽¹⁶⁾の結果と同様に、隙間出口では流れの流入/流出があり、ミッドピッチ付近では隙間から流れが噴出している。この噴出した流れはハブ面上で流れ方向の渦を形成し下流へと流され、また一部が負圧面側へと回りこみ、翼面からの流れの剥離領域でスパン方向に持ち上がって下流へと流されている。また、図 12 は、設計回転数、背圧 1.15 の条件下でのハブ面からの流れがある場合と無い場合での 180% 翼弦下流位置での流出全圧、全温、流れ角の比較である。15% スパン位置付近での全圧が、流れがあった場合の方が小さくなっている。この翼下流での全圧の低減は、翼の負圧面側へ回りこんだ隙間からの流れが原因だと考えられる。また、

Rotor 37 の実験においてもこのようなハブ面の隙間の影響が大きかったため、先の Rotor37 での計算結果における全圧分布の実験とのずれの原因になっていると考えられる。

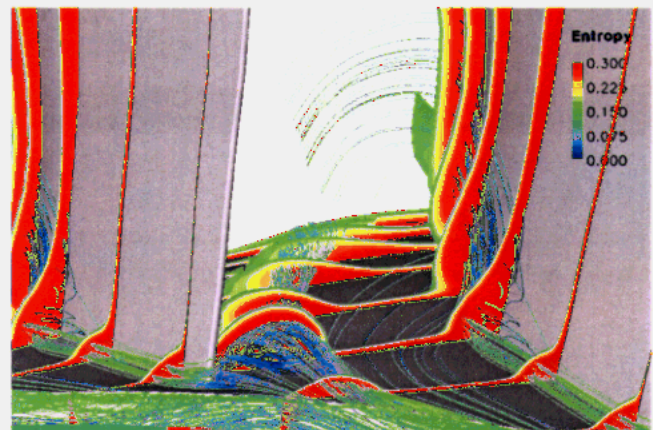
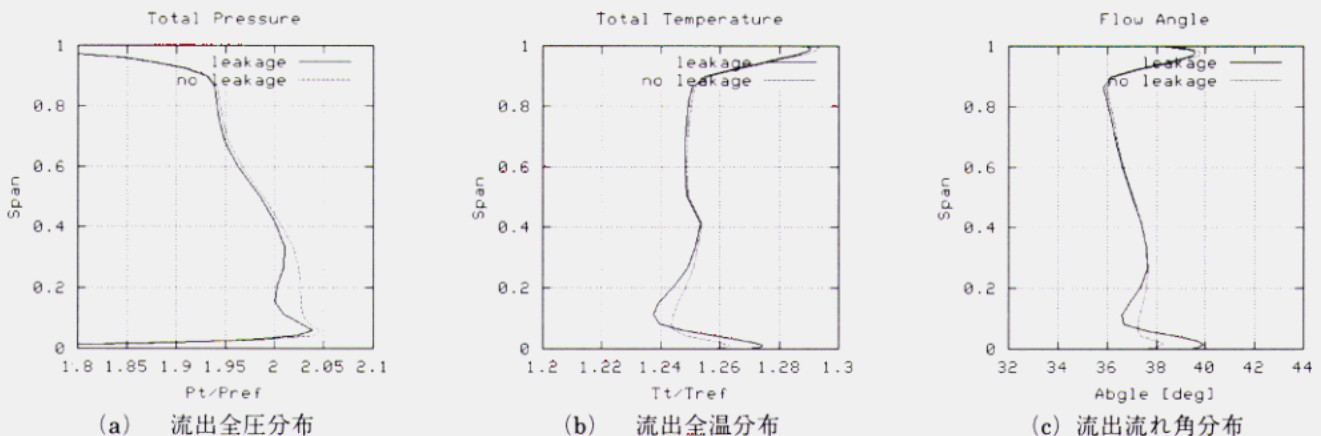


図 11 エントロピ分布とハブ面の隙間からの流れ



(a) 流出全圧分布 (b) 流出全温分布 (c) 流出流れ角分布

図 12 ハブからの流れの有無による 180% 翼弦下流位置における物理量の比較

6. まとめ

複雑な CFD 解析に対応するために開発を進めている共通基盤プログラム UPACS を回転座標系での計算が可能となるように拡張し、NASA 遷音速圧縮機動翼流れへ適用した例について紹介した。Rotor37 の計算では、他の実験結果と比べてほぼ妥当な結果を得ることが出来ることを確認できた。さらに Rotor35 の計算では複雑なハブ面からの漏れ流れの様子を捉えることができた。この漏れ流れについては、更に現象を調べ、詳細に実験との比較を行う。

今後の UPACS の開発に関しては、非定常動静翼干渉計算に必要な移動ブロック接続法の導入や、タービン翼冷却解析などを目的とした熱伝導との連成解析への対応を行う予定である。

参考文献

- (1) 山本一臣, 他, "並列計算プラットフォーム UPACS について," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, 航技研特別資料 SP-44, pp351-356, 1999. 12
- (2) Enomoto, S. "A Structured Grid Method in Simulating Flow around Supersonic Transports," Proceedings of 2nd SST-CFD Workshop, 2000
- (3) 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, 航技研特別資料 SP-46, pp45-50, 2000. 12
- (4) 高木亮治, 他, "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? -", 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, 航技研特別資料 SP-46, pp163-168, 2000. 12
- (5) 高木亮治, 他, "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," 第 32 回流体力学講演会講演集, pp235-238, 2000. 10
- (6) 山本一臣, 他, "CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発", 第 14 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2000. 12
- (7) Hirsch, C., "Numerical Computation of Internal and External Flows, Volume1: Fundamentals of Numerical Discretization," A Wiley - interscience Publication, pp25, 1988.
- (8) Matsuo, Y. "Computations of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery Cascades," AIAA-91-2237, 1991.
- (9) Wisler, D. C. and Denton, J. D., "Rotor 37 Blind Test Case," ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1994
- (10) Dunham, J. and Meauzé, G., "An AGARD Working Group Study of 3D Navier-Stokes Codes Applied to Single Turbomachinery Blade Rows," ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1998
- (11) Shabbir, A., Celestina, M. L., Adamczyk, J. J. and Strazisar, A. J., "The Effect of Hub Leakage Flow on Two High Speed Axial Flow Compressor Rotors," ASME Paper 97-GT-346, 1997
- (12) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA-92-0439, Jan. 1992 および La Recherche Aerospatiale 1994, No1
- (13) Van Albada, G.D., Van Leer, B., and Robers, W.W., "A comparative study of computational methods in cosmic gas dynamics." Astron. Astrophysics, 108, 76-84, 1982
- (14) 嶋英志, "構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法," 第 29 回流体力学講演会講演集, pp325-328, 1997. 9
- (15) 山本一臣, Eulitz, F., Nürnberger, D., Schmitt, S., "Rotor37 遷音速圧縮機動翼のチップクリアランス流れと衝撃波の干渉", 日本ガスタービン学会誌 Vol.27 No.5, 1999. 9
- (16) 海野大, 児玉秀和, "2 次空気漏れ流れが翼列性能に及ぼす影響解析", 第 28 回ガスタービン定期講演会講演論文集, 2000. 6