

ATPまわりの三次元粘性流れ解析

松尾裕一* 齊藤茂**
小林紘** 荒川忠一***

Three-Dimensional Navier-Stokes Simulation of Flow Around ATP

by

Yuichi MATSUO and Chuichi ARAKAWA
University of Tokyo
Shigeru SAITO and Hiroshi KOBAYASHI
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Viscous transonic rotational flows around a single rotation ATP at cruise conditions were simulated using three-dimensional Navier-Stokes equations. An implicit finite difference method based on TVD formulation and Baldwin-Lomax model of turbulence were used for solution procedure.

The numerical results were successful to capture viscous flow features such as shock/boundary layer interaction and boundary layer separation. The predicted aerodynamic performances showed good agreement with experimental data.

1. はじめに

ATPはAdvanced Turbopropの略で、プロップファン、革新プロペラなどとも呼ばれ、従来のプロペラの低速時における長所（高効率，低燃費）をターボファン並の高速領域まで伸ばそうとしたものである。従って，高速飛行に耐え得るべくプロペラの直径を小さくして翼枚数を増やし，翼の先端に後退角をつけ，さらに薄翼を用いる，等の数々の革新技術が盛り込まれており，ATP機は次世代の省エネ航空機としてその実現が期待されている。

石油危機に登場したATPは，米国を中心に研究

開発が進められてきたが，高速流，高速回転という条件下での実験には多大な費用と時間がかかる。従って，その設計には，必要な点の情報が迅速に得られるという数値解析の手法が各所に活用されてきた。現在までの計算例では，図1のような単軸牽引型モデルに対するオイラー方程式による解析が多い¹⁻⁵⁾が，プロペラの性能についてはパワーが実験値に比べ高めに見積られている。精度良い性能予測は効率を重視するATPにおいては必須であり，工学的にも重要である。そこで，原因としてまず考えられるのは，前縁剝離，翼端渦による剝離，スピナーとの結合部での境界層同志の干渉等の粘性の影響である。これらの細部にわたる粘性流れを解明し，精度良く性能予測するには粘性項を含むナビエ・ストークス方程式による解析が不可欠である。

* 東京大学大学院

** 航空宇宙技術研究所

*** 東京大学工学部

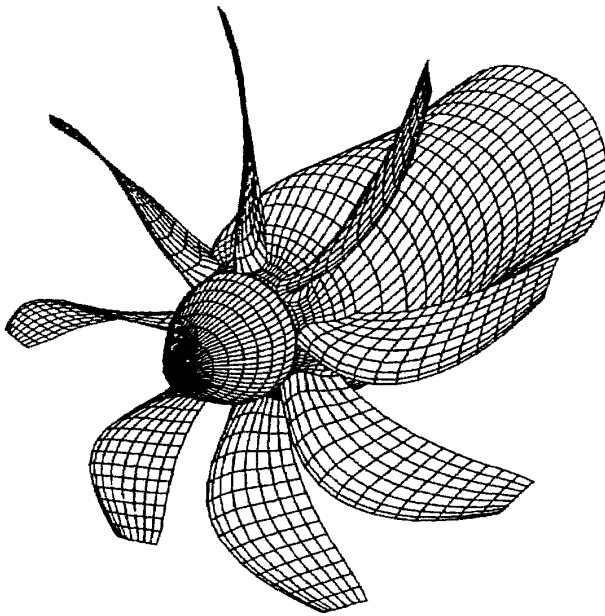


図1 ATPの概念図

本報告ではナビエ・ストークス方程式を用いて図1のATPまわりの流れを3次元解析し、オイラー解析や実験データと比較、検討した結果について述べる。

2. 計算手法

2.1 基礎式

基礎式として、プロペラに固定した回転曲線座標系における無次元表示のナビエ・ストークス方程式

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial \xi_i} + H = R_e^{-1} \frac{\partial S_i}{\partial \xi_i}$$

を用い、軸対称流れの仮定の下に定常問題を扱う。ここで、 q は保存変数ベクトル、 E_i 、 S_i は各方向の非粘性流束、粘性流束である。 H はいわゆる回転項で、コリオリ力、遠心力が含まれる。乱流情報は以下の乱流モデルより定まる渦粘性として包含される。

2.2 乱流モデル

Baldwin-Lomaxの2層代数モデル⁶⁾を使用した。このモデルでは渦粘性が壁の位置とそこからの距離のみによって決まるので、プロペラとスピナーの結合部分では、壁と距離の選定が問題となる。ここでは、最も近い壁から決めている。また、境界層外端を壁からの距離 η の関数

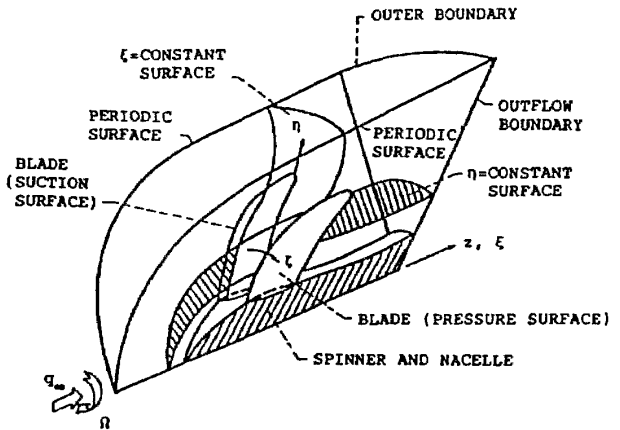


図2 計算領域

$$F(\eta) = \eta |\omega| [1 - \exp(-\eta^+ / 26)]$$

の最大値を与える η としているが、 $F(\eta)$ が大小2つの極値を持つときには渦粘性を過大評価しないよう、壁から近い方の η を採用している。遷移モデルは使用しない。

2.3 スキーム

基礎式は差分法に基づき離散化する。時間積分は陰解法とする。離散化式の右辺にはChakravarthy-OsherのTVDスキーム⁷⁾を適用して空間精度の向上を計り、左辺には一次精度の風上差分とLU-ADI法⁸⁾を用いて計算時間を節約、高速化している。

2.4 計算格子

軸対称、定常流れの仮定の下では、周回方向への周期性が成立するので、図2のような1組の翼間についてだけ解けば良い。薄翼でスピナーを持つATPには、 H 型格子が適している。しかし、図のように壁が3つの座標面に分かれるので格子の使用効率はあまり良くない。格子生成には内挿を基本にした代数的方法を用いた。図3に各座標面における計算格子を示す。大きさは $61 \times 61 \times 61$ で最小格子幅はスパン方向に 10^{-5} 、周回方向に 5×10^{-6} である。また、外部境界は翼端半径の5倍遠方に、出口境界は後縁から半径の2倍後方にとった。ブレードには遠心力による振り下げ⁴⁾を、スピナーとの結合部には断面積法則⁴⁾を考慮した。

2.5 境界条件等

境界条件として、外側では一様流条件を課し、出

口では半径方向の運動方程式から圧力を決めた。周期境界では、両側の内点の平均値を陽的に与えている。計算は、一様流から出発し、クーラン数 $o(1)$ の局所時間刻みを用いた。

3. 計算結果

実験データとの比較を考え、今回は一様流マッハ

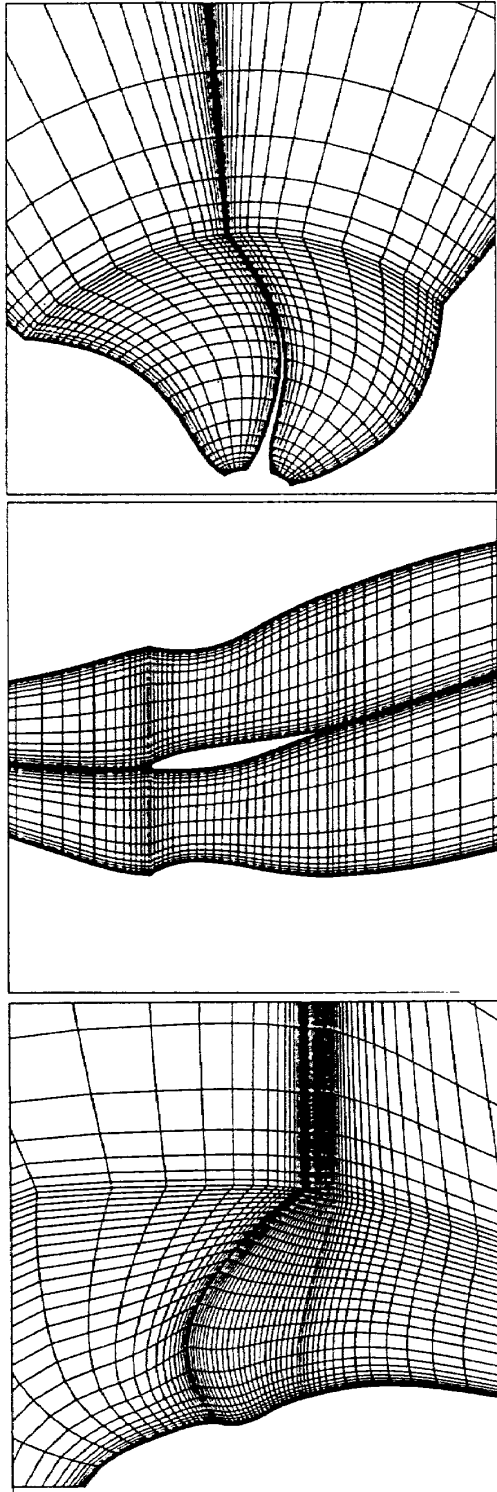


図3 計算格子

数 $M = 0.8$ 、ブレードのピッチ角 $\beta_{0.75R} = 60.5^\circ$ 、前進率 $J = 3.06, 3.3, 3.6$ 、翼端半径で表したレイノルズ数 $R_e = 2.44 \times 10^6$ という巡航状態での計算を試みた。

図4は $J = 3.06$ におけるナビエ・ストークス解析(NS解析)による各スパン位置での相対マッハ数分布をプロットしたものである。翼端側後縁で衝撃波が生じ、翼端側と根元で流れが剝離しているという流れ場の概略がわかる。 $J = 3.3, 3.6$ の場合も定性的には同様の結果を示した。そこで、 $J = 3.06$ の計算を例にとり流れ場をより詳細に調べてみよう。

図5、図6はそれぞれNS解析、オイラー解析による翼面上の圧力分布、スパン方向および流れ方向の各断面における圧力分布を示したものである。オイラー解は、我々のコードの粘性項を省略する形で得た。正圧面側(図5(a), 図6(a))に比べ、負圧面側(図5(b), 図6(b))では両者はかなり違った様相を呈している。オイラー解では、前縁付近で衝撃波

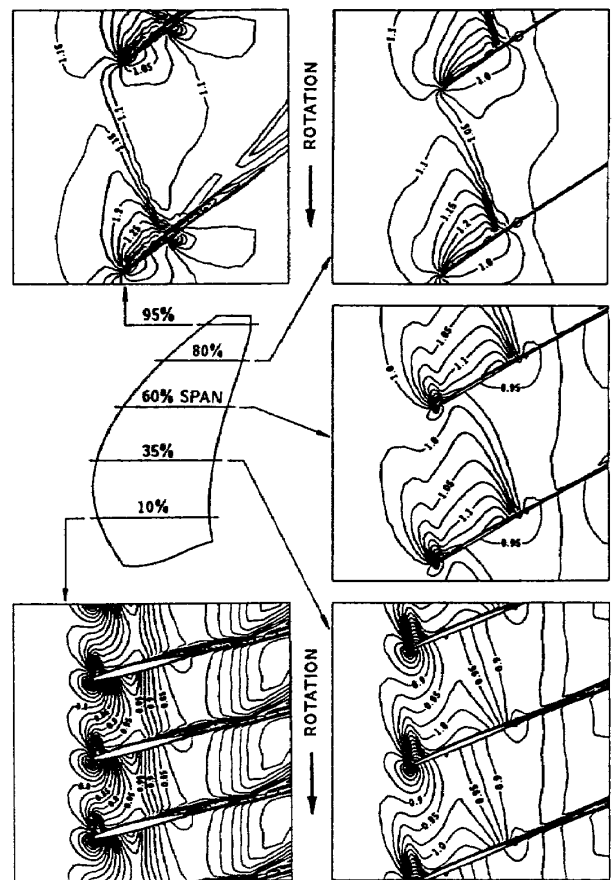


図4 各スパン断面における相対マッハ数分布 ($M_\infty = 0.8, \beta_{0.75R} = 60.5^\circ, J = 3.06, R_e = 2.44 \times 10^6$)

が生ずるほど強い膨張が起こっている。このような過剰な膨張は他にも報告例があり⁹⁾、鋭い前縁しか表現し得ないH型格子解の特徴ともいえる。一方、NS解では前縁での不自然な膨張は抑えられている。また、両者とも翼端側後縁付近に衝撃波を捕らえているが、その位置についてはNS解の方がやや前方である。この後縁付近の衝撃波は実験¹⁰⁾によっても確認されており、NS解の位置に近い。スパン方向の断面図5(c), (d), 6(c), (d)を対比すると、両者の衝撃波の位置の差がより明確となり、NS解の翼端付近では、失速している様子がよくわかる。流れ方向後縁断面での圧力(図5(f), 図6(f))を比べると、翼端で極端な低圧部が見られるオイラー解に対し、翼端で失速しているNS解の方が現実的である。

図7にはスパン方向の各断面における C_p 分布をプロットした。翼端側で仕事の大部分を受け持つというプロペラの一般的特性が見て取れる。

図8には翼面およびスピナー面でのオイルフローを示した。翼根部には正圧、負圧の両面に剝離域が観察される。遠心力を支えるために翼厚が厚い翼根部前縁で生ずる大きな圧力勾配と、スピナーの存在による境界層同志の干渉が負圧面側の大きな剝離の要因と考えられる。しかし、図7で見たとおり、翼根部での仕事量は僅かで全体の性能に対する影響は小さい。45°の後退角を持つ翼端側の負圧面には、実験¹¹⁾でもその存在が証明されている前縁剝離渦による剝離パターンが見られる。こうした後退翼に生ずる前縁剝離渦は、デルタ翼にその典型が見出されるが、ATPでも渦によって生じる揚力増加が特に離着陸、大迎角時に負荷を低減させる可能性があるとして最近注目されており、その渦が数値計算によっても再現され得たのは大変興味深い。一方、スピナー面では、丸い前縁手前の馬蹄渦と、圧力面から負圧面への圧力差による流路間の二次流れが観察される。ATPでは、計算によるオイルフローと実験と

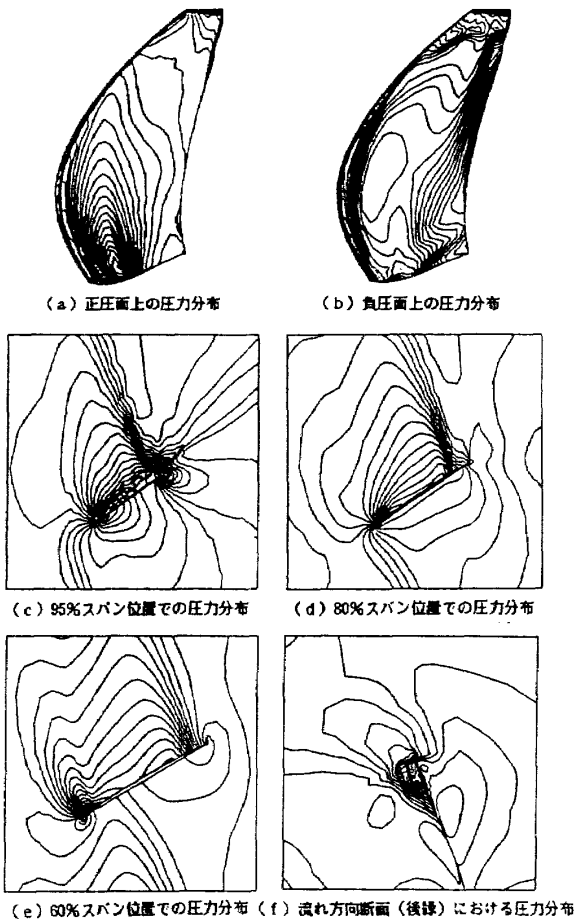


図5 ナビエ・ストークス方程式の解
 $(M_\infty=0.8, \beta_{0.75R}=60.5^\circ, J=3.06,$
 $R_e=2.44 \times 10^6)$

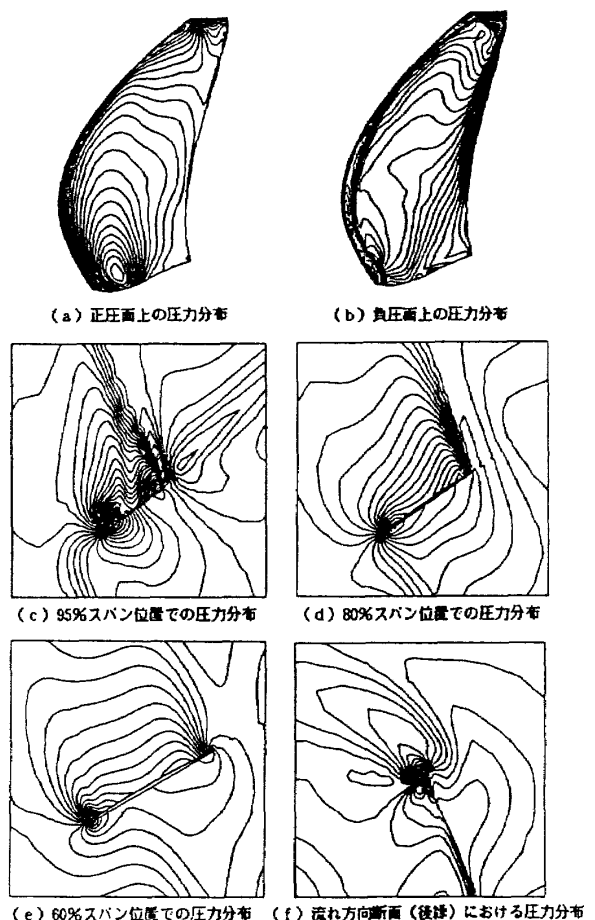


図6 オイラー方程式の解
 $(M_\infty=0.8, \beta_{0.75R}=60.5^\circ, J=3.06)$

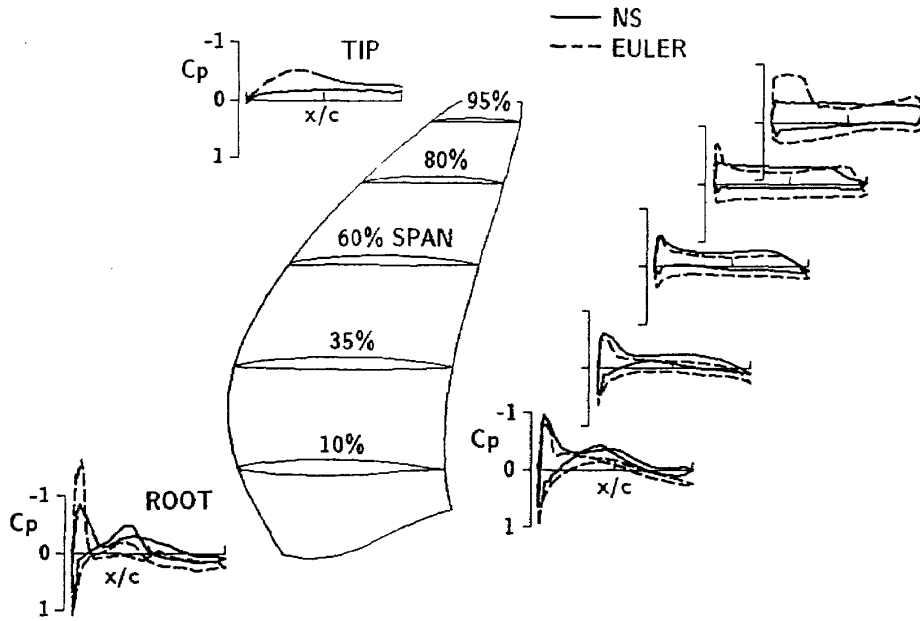
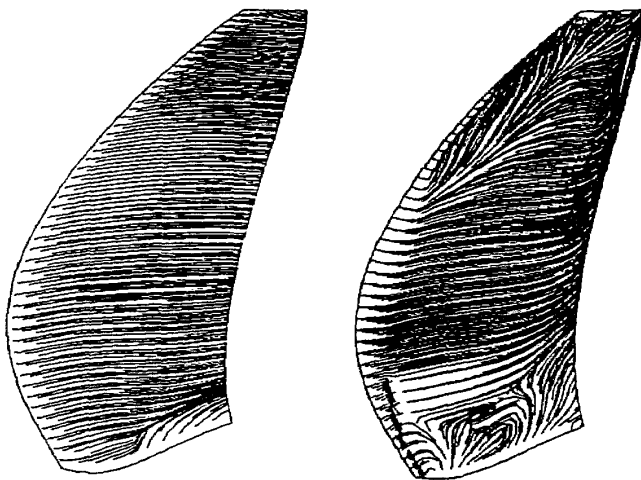
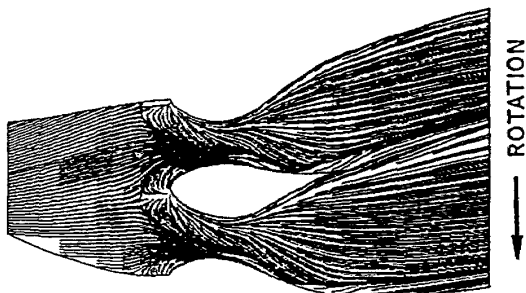


図7 翼面上の圧力係数分布
 ($M_\infty = 0.8$, $\beta_{0.75R} = 60.5^\circ$, $J = 3.06$, $Re = 2.44 \times 10^6$)



(a) 正圧面 (b) 負圧面



(c) スピナー面

図8 物体表面上のオイルフロー
 ($M_\infty = 0.8$, $\beta_{0.75R} = 60.5^\circ$,
 $J = 3.06$, $Re = 2.44 \times 10^6$)

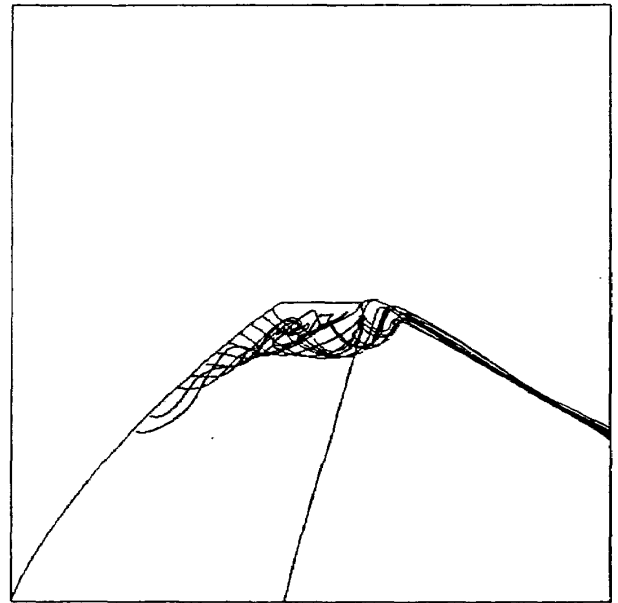


図9 翼端付近の流れ
 ($M_\infty = 0.8$, $\beta_{0.75R} = 60.5^\circ$,
 $J = 3.06$, $Re = 2.44 \times 10^6$)

の比較が遠心力のために難しい。しかし、根元の剥離や馬蹄渦は、タービンやコンプレッサの実験¹²⁾や計算¹³⁾では、頻りに捕えられており、本解析の妥当性を間接的に証明するものと思われる。図9は前縁の境界層中に端を発する粒子の運動を追跡したもので、前縁剥離渦に巻き込まれて翼端に向い、翼端渦として後方に流れ去る様子がわかる。

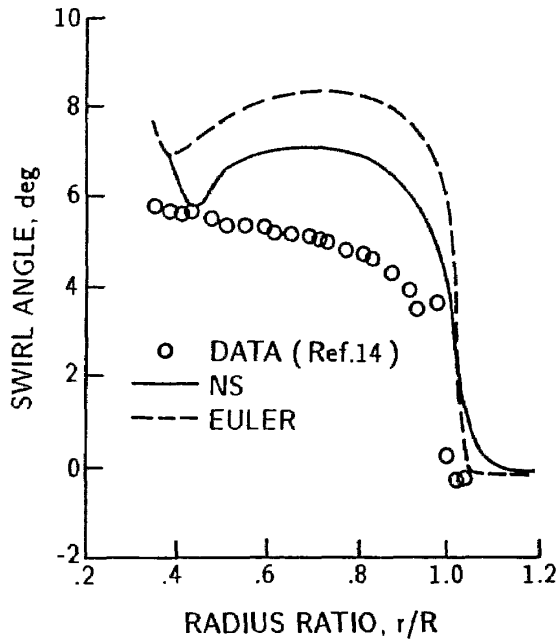


図10 スワールの計算値と実験値の比較
($M_\infty=0.8$, $\beta_{0.75R}=60.5^\circ$, $J=3.06$)

図10は $J=3.06$ のときのプロペラから翼端半径の0.9倍後方におけるスワールの計算値を実験¹⁴⁾と比較したものである。NS解はオイラー解に比べると、全体として約1度分の改善を示しているが、実験値に比べ高めである。

図11は前進率に対するパワー係数の計算値と実験値¹⁴⁾とを比較したものである。NS解はオイラー解に比べて実験値に近づく望ましい傾向を示している。オイラー解における前縁での過膨張、翼端での極端な低圧といった物理的に不自然な振舞いが、NS方程式の持つ粘性によって緩和されたことが原因としてあげられる。つまり、ATPのような3次元性の強い形状の場合には、オイラー解=非粘性の仮定がその有効性を失う場所が局部的に存在し、性能予測を悪化させていると考えられる。もちろん、格子、境界条件等の影響はあるが、この事実は、3次元問題におけるナビエ・ストークス解析の必要性を示唆しているといえる。一方、NS解析と実験値との相違の原因としては、我々の形状モデルと実験モデルの違いや、振り下げの影響等が考えられる。

4. ま と め

ナビエ・ストークス方程式を用いてATPまわりの3次元粘性流れ解析を行った。その結果、前縁剝

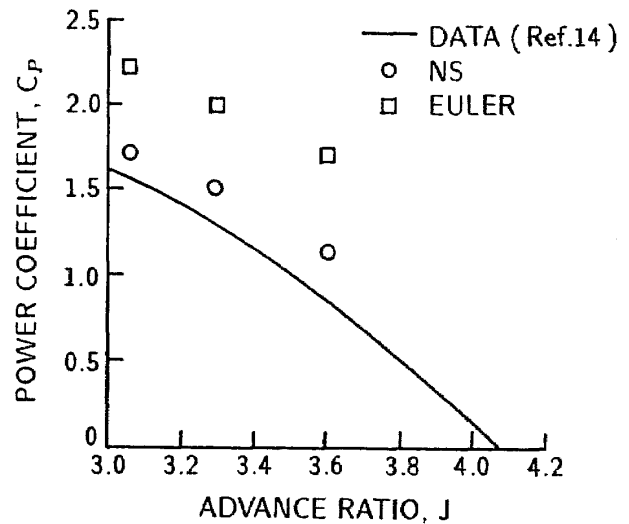


図11 パワー係数の計算値と実験値の比較
($M_\infty=0.8$, $\beta_{0.75R}=60.5^\circ$)

離、ブレードとスピナーの干渉といった複雑な粘性流れを解明することができ、性能の面でも実験値と比較的良好一致をみた。

今後残された研究課題は、格子、境界条件、スキーム、乱流モデル等の影響を調べNS解の信頼性を高め、より詳細な実験との比較を行うことである。最終的には、ATP設計へのNS解析の応用を考えている。

なお、本研究は航空宇宙技術研究所と東京大学とのATPに関する共同研究の一貫として行われたものである。

参 考 文 献

- 1) Bober, L.J., Chaussee, D.S., and Kutler, P., "Prediction of High Speed Propeller Flow Fields Using a Three-Dimensional Euler Analysis", AIAA Paper 83-0189, 1983.
- 2) Barton, J.M., Yamamoto, O., and Bober, L.J., "Inviscid Analysis of Advanced Turbo-prop Propeller Flow Fields", AIAA Paper 85-1263, 1985.
- 3) Kobayakawa, M., Onuma, H., and Shoita, Y., "Calculations of High Speed Propeller Performances using Finite Difference Method", ICAS-86.3.10.3, 1986.
- 4) Saito, S., Kobayashi, H., Wada, Y., and Matsuo, Y., "Numerical Approach of Ad-

- vanced Turboprop with Three-Dimensional Euler Equations”, SAE Paper 872448, 1987.
- 5) Whitfield, D.L., Swafford, T.W., Janus, R.A., and Mulac, R.A., “Three-Dimensional Unsteady Euler Solutions for Propfans and Counter-Rotating Profans in Transonic Flow”, AIAA Paper 87-1197, 1987.
 - 6) Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, AIAA Paper 78-257, 1978.
 - 7) Chakravarthy, S.R., Osher, S., “A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws”, AIAA Paper 85-0363, 1985.
 - 8) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K., and Kuwahara, K., “Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm”, AIAA Paper 86-0338, 1986.
 - 9) 高倉葉子, 石黒登美子, 小川 哲: TVD差分スキームによる3次元 Euler 方程式の定常解について, 第5回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-8, 1987.
 - 10) Neumann, H.E., Bober, L.J., Serafini, J.S. and Chang, L.K., “An Analytical and Experimental Comparison of the Flow Field of An Advanced Swept Turboprop”, AIAA Paper 83-0189, 1983.
 - 11) Stefko, G.L., Rose, G.E. and Gary, G.P., “Wind Tunnel Performance Results of an Aeroelastically Scaled 2/9 Model of the PTA Flight Test Prop-Fan”, AIAA Paper 87-1893, 1987.
 - 12) Hodson, H.P. and Cominy, R.G., “Three-Dimensional Flow in a Low-Pressure Turbine Cascade and Its Design Condition”, ASME Paper 86-GT-106, 1986.
 - 13) Rai, M.M., “Unsteady Three-Dimensional Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction”, AIAA Paper 87-2058, 1987.
 - 14) Rohrbach, C., Metzger, F.B., Black, D.M. and Laden, R.M., “Evaluation of Wind Tunnel Performance Testing of an Advanced 45° Swept Eight-Bladed Propeller at Mach Numbers from 0.45 to 0.85”, NASA CR-3505, 1982.

