

ATPエンジンまわりの流れの数値シミュレーション

中尾 雅弘* 宮川 淳一*

Numerical Simulations of Flow Around ATP Engine

by

Masahiro NAKAO and Junichi MIYAKAWA
Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

Flow fields around the ATP engine with counter-rotating propeller are simulated numerically by solving three-dimensional unsteady Euler equations. The numerical method is implicit approximate factorization developed by Beam and Warming. The calculation model is UDF style engine with 8×8 SR-3 propellers. The distribution of pressure on the blade surfaces, the propeller efficiencies, and the velocity vectors downstream of propellers are obtained. The relation of propeller efficiencies and velocity vectors downstream of rear propellers shows the features of counter-rotating propellers.

1. はじめに

次世代航空機の低燃費エンジンとして期待されているATP(Advanced Turboprop, Propfan)エンジンは、その形状の複雑さと遷音速飛行という条件から従来の計算法では十分な性能評価ができない。そこで、固定翼機において発達してきた遷音速数値解析法の適用が試みられている。ATP等の回転翼シミュレーションの困難な点は、迎角をとった場合や二重反転プロペラのような場合、流れ場をそのまま非定常で解くと、計算時間が膨大になるところである。昨年のシンポジウムでは、二重反転プロペラまわりの流れを非定常で計算した¹⁾が、計算時間と解の安定性の点から十分な結果・検討ができなかった。今回は比較的短い時間で解析するため、計算法を簡略化し、実機形状に近いモデルを対象にして、どの程度ATP(二重反転プロペラ)の特性がシミュ

レートできるかを確かめてみた。

2. 計算法

2.1 基礎方程式

物理空間に固定された円筒座標系でオイラー方程式を表すと次式のようなになる。

$$Q_t + E_z + F_r + \frac{1}{r} G_\phi + H = 0$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{bmatrix}, \quad H = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho(v^2 - w^2) \\ 2\rho vw \\ (e+p)v \end{bmatrix}$$

* 三菱重工業(株)

ここで、 z は主流方向、 r は半径方向、 ϕ は円周方向を表し、 ρ は密度、 u, v, w はそれぞれ z, r, ϕ 方向の速度成分、 e はエネルギー、 P は圧力を表す。上式を計算空間に変換^{2,3)}しBeam-Warmingらによって開発された非繰り返し陰解法であるADIスキーム⁴⁾を適用する。

2.2 計算手法

図1に二重反転プロペラに対する物理空間での計算領域を示す。前述のように基礎方程式は物理空間に固定されているので、互いに反対方向に回転する前後のプロペラを過ぎる流れを一度に計算すること

はできない。従って、図1に示すように、前後のプロペラの間で領域を二つに分割してそれぞれの領域を個々に解く方法をとった。そして、前後プロペラ間の干渉は中間面での境界条件として組み入れた。この際、中間面では前後の境界自体が反対方向に回転するため、境界でのメッシュポイントにおける値をそのまま取り取りできない。この問題を解決するため昨年のシンポジウムでは、時間的に変化する前後のメッシュポイントの相対位置を各タイムステップごとに算出し、値を補間することにより計算する方法を提案したが、この方法では十分な安定性を得ることができず収束値を得るまでには膨大な時

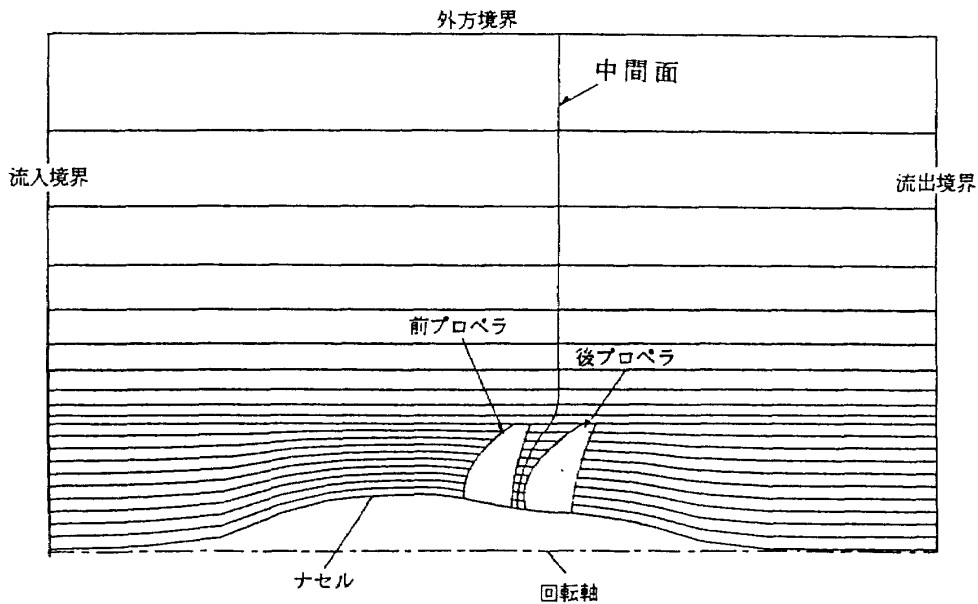


図1 計算領域

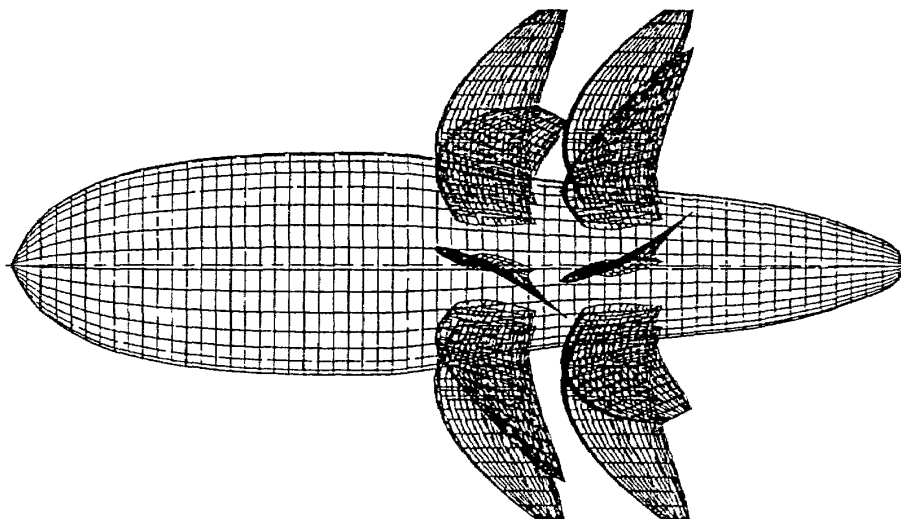


図2 計算モデル

間を要した。したがって、今回は中間面で流れを平均化し、全体の流れ場を定常と仮定して解く方法を用いた。ただし、平均化を行う際、前後の領域で物理量が保存されるようにし、また、半径方向の分布は残るようにした。この方法を用いると、昨年の計算法に比べ安定性も向上し計算時間も低減すること

ができた。

3. 計算モデル及び条件

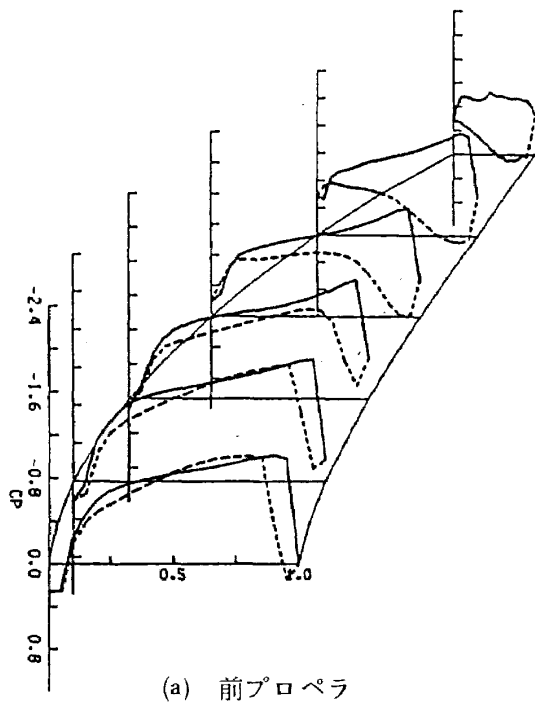
計算モデルはG.E.社のUDF(Unducted Fan)のナセル形状とプロペラ配置をもとにし、ハミルトン・スタンダード社とNASAで開発されたSR-3ブレードを前後に8枚ずつ配した。図4に計算モデルを示す。計算領域は前後はプロペラ半径の7倍、半径方向外側は4倍である。また、計算格子点数は前領域が $37 \times 21 \times 19$ 、後領域が $37 \times 21 \times 19$ の計約30,000点である。計算マッハ数は実機の巡航状態を模擬するため、0.77を設定した。

計算時間は、1ケースあたりVP-400を用いて約3時間であった。

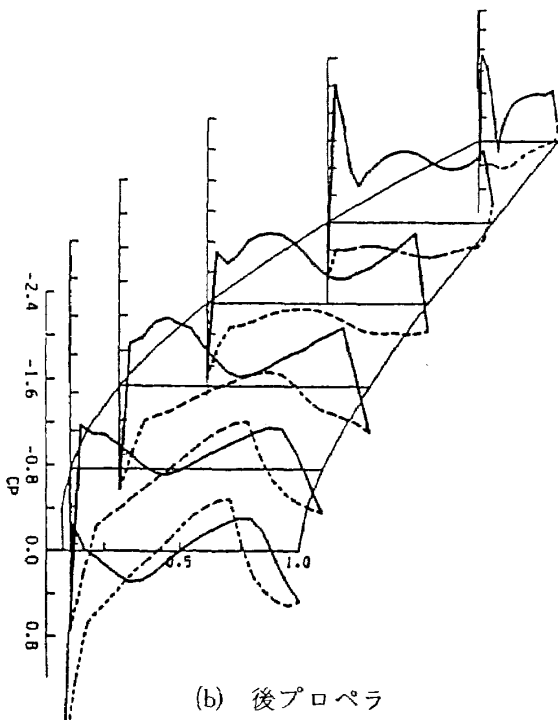
4. 計算結果

4.1 ブレード表面上圧力分布

図3にATPブレード表面上の圧力分布例を示す。計算条件は進行率 $J=3.46$ 、前プロペラピッチ角 $\beta F=63^\circ$ 、後プロペラピッチ角 $\beta R=60^\circ$ である。(a)は前ブレード面上、(b)は後ブレード面上で、実線が suction side、破線が pressure side での圧力分布を示している。この例では後プロペラの前縁付近で、衝撃波が発生していることがわかる。また前ブ



(a) 前プロペラ



(b) 後プロペラ

図3 ブレード面上圧力分布
($M_\infty=0.77$, $J=3.46$,
 $\beta F=63^\circ$, $\beta R=60^\circ$)

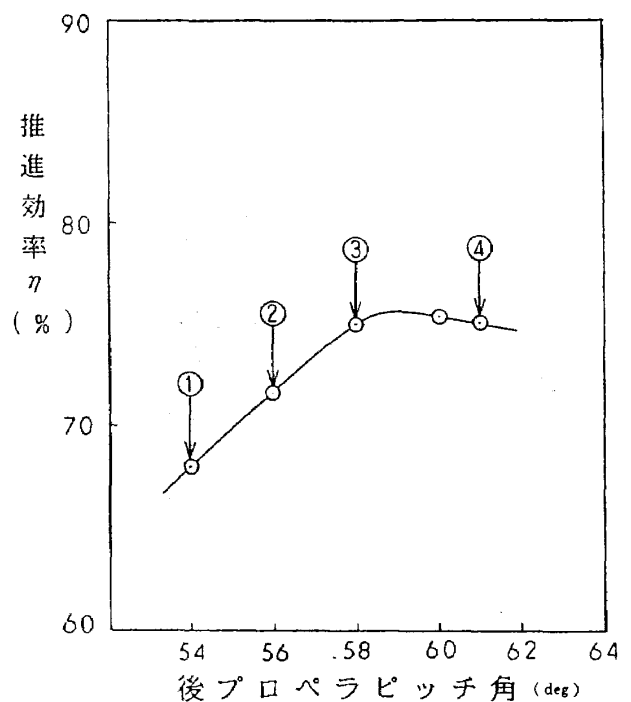


図4 推進効率

プロペラの翼付け根付近では殆ど揚力を発生していないことも確認できる。プロペラ全体の性能を表すパラメータは推進効率であるが、この値は計算ではブレード面上の圧力を積分することにより得られる。

4.2 推進効率

二重反転プロペラの特徴は、プロペラのエネルギー損失の一つである Rotational Loss を低減できるところにある。通常プロペラは巡航状態で最高の推進効率が得られるようにパラメータが設定される。プロペラのパラメータの一つはピッチ角であるが、二重反転プロペラの場合前後のプロペラのピッチ角の組み合わせが、効率に大きな影響を与える。ここでは、その影響をみるために、前プロペラのピッチ角を固定して後プロペラのピッチ角を変えたときの効率の変化を調べてみた。図4にその様子を示す。計算条件は巡航速度 $M=0.77$ 、進行率 $J=3.8$ 、前プロペラピッチ角 $\beta F=62^\circ$ である。この図よりこの条件における後プロペラピッチ角の最適値は $58^\circ \sim 60^\circ$ の間にあることがわかる。

4.3 プロペラ後流速度ベクトル

推進効率とピッチ角の関係をみるために、プロペラ後流断面の速度ベクトルを図5に表してみた。(a)は後流断面の位置、(b)は前プロペラの後流速度ベクトル

トル、また、①～④は、図4のグラフの①～④のポイントにおける後プロペラ後流速度ベクトルを表している。それぞれの図の中央の円はナセル外形で、矢印はプロペラの回転方向を示している。①は図4に示すように比較的効率の低いところで、後プロペラは前プロペラと反対方向に回転しているにもかかわらず、(b)と同じ方向のスワール(流速の回転方向成分)が残留していることがわかる。このピッチ角では後プロペラによるエネルギー損失回復が十分なされていないといえる。②、③とピッチ角を増加すると、スワールが減少し、効率も上昇することがわかる。特に③のポイントではスワールはほとんど消えており、後プロペラによるエネルギー損失回復が効果的に行われていることがわかる。しかし、効率のピークを過ぎた④のポイントになると、(b)とは反対方向(すなわち、後プロペラの回転方向と同じ方向)にスワールがあらわれる。これは①とは逆に後プロペラのピッチ角が過大であることを示している。

5. まとめ

ATP(二重反転プロペラ)のまわりの流れをオイラー方程式の差分法により計算した。計算手法は昨年の方法を簡略化し、実機形状に近いモデルを対象に計算を行った。その結果、ブレード面上圧力分布、プロペラ後流速度ベクトル等が得られた。特

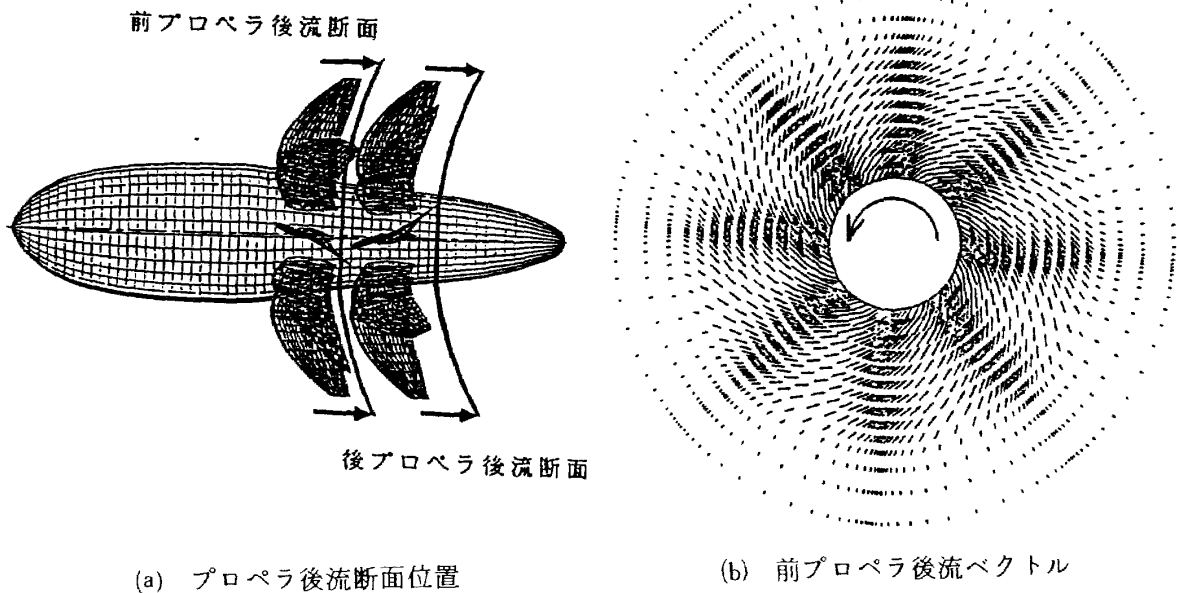


図5 プロペラ後流ベクトル

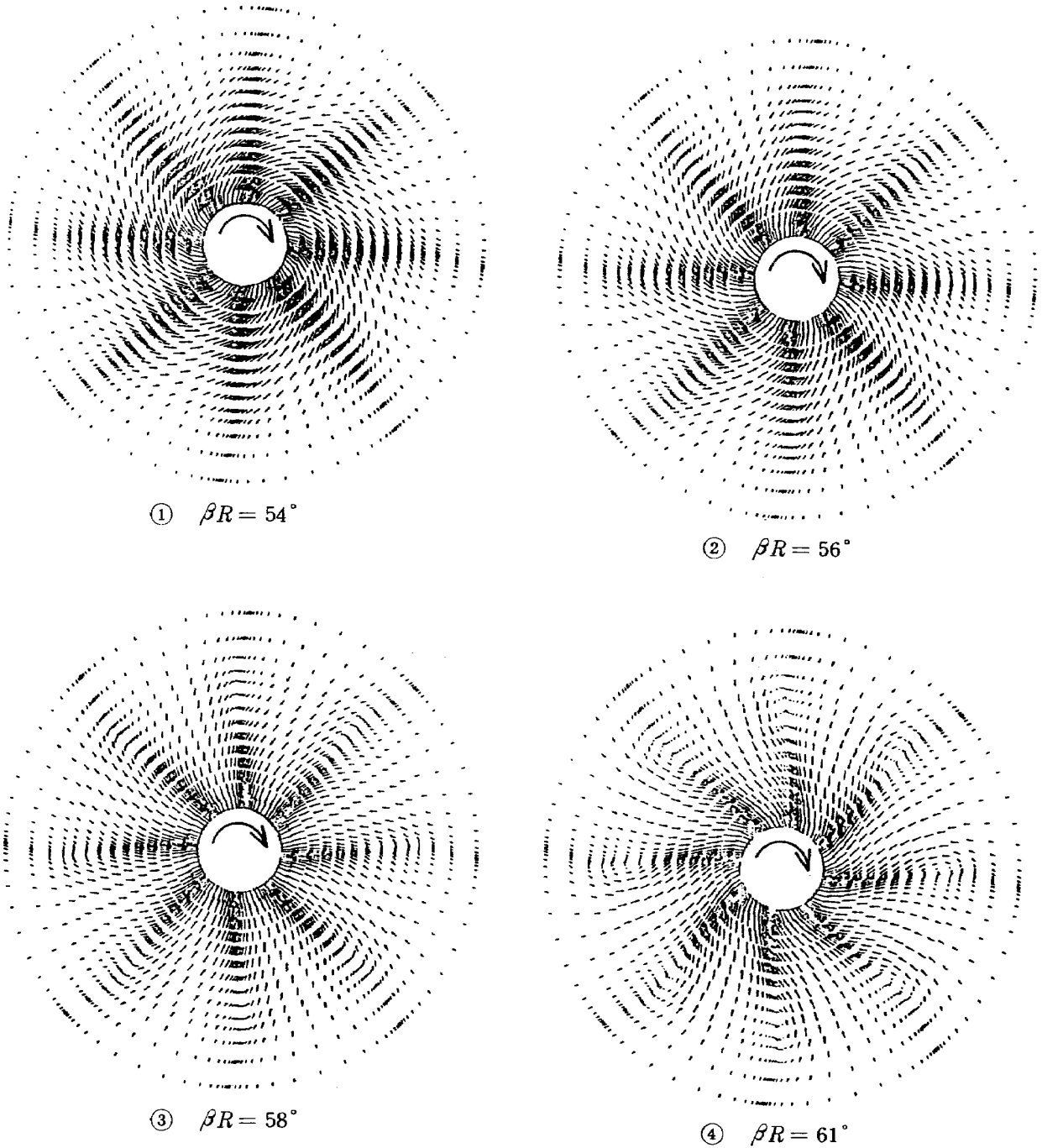


図5 プロペラ後流ベクトル ($M_\infty=0.77$, $J=3.8$, $\beta_F=62^\circ$)

に、後流速度ベクトルとプロペラ推進効率を比較することにより二重反転プロペラの特徴であるRotational Lossの低減がこの計算法でも確認できることがわかった。しかしながら、定量的な精度の点からは必ずしも満足なものとは言えない。とくに、オイラー方程式を基礎としている以上、剥離や渦など粘性効果が大きく関与するところでは、推算精度が落ちてしまう。したがって、この計算法の精度向上を図るためには、粘性効果の導入や風洞試験結果と

の比較が今後の課題と言える。

参 考 文 献

- 1) 小早川, 中尾: 二重反転プロペラまわりの流れの数値解析, 航技研特別資料 SP-8, 1987, pp.54-63.
- 2) Chaussee, D.S. and Kutler, P.: User's Manual for Three-Dimensional Analysis of Propeller Flow Fields, NASA CR-167959,

- Jan. 1983.
- 3) Bober, L.J., et al.: Prediction of High Speed Propeller Flow Fields Using a Three-Dimensional Euler Analysis, AIAA Paper 83-0188, 1983.
 - 4) Beam, R.M. and Warming, R.F.: An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hypebolic Systems in Conservation-Law Form, Journal of Computational Physics Vol. 22, 1976, pp. 87-110.