

ロータCFDコードの開発について

内山直樹*, 中尾雅弘*,
藤井孝蔵**, 大村 稔***

On the Development of Rotor CFD codes

by

Naoki Uchiyama, Masahiro Nakao,
Kozo Fujii, Minoru Ohmura

Abstract

In this paper the present status of the development of rotor CFD codes at MHI is presented. Currently, two Navier-Stokes codes have been developed and are used to predict the aerodynamics of unsteady three-dimensional rotor flowfield. The first code takes the transforming grid approach which considers the cyclic blade motion by an iterative re-gridding procedure applied to the whole single grid system. On the other hand, the latter code takes the overlapped grid approach. This approach makes use of background Cartesian grid and zonal grids that adapt each rotor blade in motion. Presently, computed results of each code have been validated against experimental data.

1. はじめに

ヘリコプタロータ・ブレードの高性能化を目指して、新たな設計技術が開発されつつある。その一つとしてCFD (Computational Fluid Dynamics) の適用が期待されている。特にNavier-Stokes / Euler 方程式の数値解析は失速や衝撃波生成等、高性能ブレード設計において課題となる流体現象が直接シミュレートでき、従来のポテンシャル流をもとにした揚力線理論やパネル法による解析よりも流れの詳細を推定できる能力を有する。

一方、国内外を問わずロータ周りの流れ場に対するNavier-Stokes / Euler 解析は固定翼機のそれに比べ遅れている現状がある。固定翼機分野では二次元翼型から全機形状に至るまで、主に定常流を対象として種々の解析が行われ、設計ツールとして活用されている。これに対し、ロータ周りの流れ場のNavier-Stokes / Euler 解析は研究開発レベルにあり

設計ツールとしての活用はこれからである。この原因として、非定常性と同時に三次元性が強いロータ周りの流れ場解析が必然的に大規模な計算となり、設計ツールとしての普遍性と効率の良さを兼ね備えた解析コードの実現が容易でないことが挙げられる。しかしながら、近年各国で高まりつつある先進ブレード形状の設計/開発においては、より精度の高いブレード周りの流れ場解析が要求され、Navier-Stokes / Euler 解析の必要性が増している。

本報告では、こうした情勢を受けて著者等がMHIにおいて開発しているヘリコプタロータ・ブレード周りの流れ場解析コードを紹介する。

2. ヘリコプタロータ・ブレード周りの流れ場

図1にヘリコプタロータ・ブレード周りの流れ場においてみられる特徴的な物理現象を示す。ヘリコプタの前進飛行時においては、ロータ回転の方向性に起因してブレードの対気相対速度が非定常に変化する。高速飛行時においては、対気相対速度が最大となるロータ方位角 $\psi=90^\circ$ 近傍で翼端部において遷音速状態となり、非定常な衝撃波を生成すること

* (株)三菱重工業 名古屋航空宇宙システム製作所

** 宇宙科学研究所

*** (株)CTI

がある。一方、対気相対速度が小さくなる後退側 ($180^\circ < \psi < 360^\circ$) のブレードにおいては、ピッチ角の増加によるダイナミック・ストールが起こる場合がある。また、ブレード端から生ずる強い翼端渦と後続ブレードとの干渉は、BVI (Blade - Vortex Interaction) として知られ、空力的問題のみならず騒音問題に直結する現象である。

3. ロータ流れ場解析モデル

一般に、ブレードはロータ方位角 ψ に応じサイクリックに変化するピッチング運動及びフラッピング運動と、ロータ回転面内の自由度によるリード・ラグ運動を伴う (図2参照)。さらに、空気力によるブレードの弾性変形効果が考えられる。

ロータの流れ場解析においては、ブレードの運動を如何に考慮するかが技術的な要点となる。これに対する解析モデルとして次の段階が考えられる。

- (1) ブレードの回転のみを考慮し、サイクリック運動を無視したモデル。ホバリング計算のみ対応可能。
- (2) 前進飛行時に対応して、ピッチ角及びフラップ角に対するサイクリック変化を既知の関数形で与えるモデル。
- (3) トリム計算とCFDによる空力計算をカップリングさせることにより、ブレードのサイクリック運動を計算過程において決定するモデル。

一般に、上より順に解析の汎用性が増すと考えられる。段階(2)以降においては、各ブレードの位置変化を考慮する必要があるため、計算格子の時間的变化を扱う必要がある。当所における開発状況は

現在、段階(2)にあり、ブレードのサイクリック運動の決定は別途、CAMRADを用いたトリム解析により行われる。

4. ロータCFDコード

ロータCFDコードにおいてはブレードの運動を考慮した計算格子系の採用が必要となる。これには次の2種の方法が考えられる。

- (a) 移動変形格子法：単一格子系を用い、毎時間刻みごとにブレードの移動変形に応じた計算格子の生成を行う (図3参照)。この際、格子の変形に伴い計算要素体積、メトリクス等を再計算する必要がある。本手法ではブレードの剛体変形のみならず弾性変形も扱える利点があるが、一方、単一格子系であるためヘリコプタ胴体等の非回転部分を考慮することが困難である。
- (b) 複合格子法：複合格子系を用い、各ブレードを囲む個々の計算格子と全体の流れ場を捕える背景計算格子との間で、毎時間刻みごとに流れ場物理量を互いに補間する (図4参照)。本手法では物体要素毎に格子を生成するため、胴体の導入等の拡張性に優れている。

当所においては、上記2種の手法にもとづくロータCFDコードをそれぞれ開発している。以下に各コードの仕様を紹介し、またそれぞれに行った検証計算結果を示す。

4.1 移動変形格子法ロータCFDコード

4.1.1 移動変形格子

本手法では、計算格子は回転軸まわりに回転しな

がらブレードの運動に合わせて変形する。前進飛行時の飛行速度は、回転する格子系に前進する方向から一様な流れを流入することにより模擬する。さらに前進飛行時のロータの傾きは、回転軸に対して一様流の方向を傾けることにより設定する。格子を変形する際、物体近傍の格子が集中したところでは格子の重なりなどの不具合が起こりやすい。この不具合を回避するため、ブレード近傍の格子はブレードの運動とともに変形させる一方、外側境界では不変として、その間を滑らかに結ぶように変形させている。図5にブレード近傍の格子の変形を、スパン位置 $r/R=0.8$ 断面について示す。同図より、ブレードが前進側にある方位角 $\psi=90^\circ$ ではピッチ角が小さく、後退側 $\psi=270^\circ$ では逆に大きくなるようサイクリック運動が行われていることが確認できる。

4. 1. 2 離散化手法

本解析コードにおいては、空間に固定された座標系で記述された三次元非定常Navier-Stokes/Euler方程式を基礎方程式とする。対流項の評価においてはRoeの風上差分法を用い、さらに原始変数に対するMUSCL法の適用により高次精度化を行っている。また、ブレードの運動に伴った非定常流れ場を解析するためには大きな時間刻みが採用できる陰的時間積分法の採用が必要となる。本解析コードにおいてはLU-ADI法 [1] を適用している。

4. 1. 3 解析結果

本解析コードを用い、NASA AMES研究所で行われたAH-1Gヘリコプタによる前進飛行試験 [2] と同条件の解析を行い、ブレード表面上の圧力分布を両者で比較した。同機体のロータはOLSロータと称し、対称翼型を有する2枚の矩形ブレードから成

る。ブレードは -10° の線形の捻りを有する。図6に計算格子の全体図を示す。計算格子点数は約90,000点である。飛行条件は前進速度82kt, 翼端マッハ数0.65とした。図7はブレード表面上の圧力分布を表し、ブレード方位角による圧力変動が捕らえられている。図8にスパン位置75%での圧力分布を本解析結果と飛行試験データとで比較する。ブレード前進側 ($\psi=90^\circ$) 及び後退側 ($\psi=270^\circ$) ともに前縁付近での圧力に試験データとの相違がみられるが、傾向的には概ね良い一致がみられる。

4. 2 複合格子法ロータCFDコード

4. 2. 1 複合格子系

本手法の計算格子系は、個々のブレードを囲みブレードと共に移動する物体境界適合格子（以下、ブレード格子）と、計算領域全体を覆う背景直交格子から構成される。ブレード格子はブレード方位角 ψ に対する以下の一次の調和関数により、ピッチング及びフラッピング運動を行う。

$$\theta = \theta_0 - \theta_1 \cos \psi - \theta_2 \sin \psi$$

$$\beta = \beta_0 - \beta_1 \cos \psi - \beta_2 \sin \psi$$

ここで調和関数の各係数は一般に、予め各飛行条件に合わせて別途トリム計算より算出される。

4. 2. 2 離散化手法

本解析コードにおいても、移動変形格子法コードと同様、空間に固定された座標系で記述された三次元非定常Navier-Stokes/Euler方程式を基礎方程式とする。本手法においては、ブレード格子と背景格子との間で、計算過程の中で逐次更新される物理量を互いに補間する必要がある。図9に示すようにブレード格子の境界点においては、これを囲む背景

格子よりその物理量を線形補間し、逆にブレード格子内部の格子点により囲まれる背景格子点は、ブレード格子点での値を用いて補間される。これにより、格子間の流れの連続性が達成される。本過程は解強制置換法 [3] を用いて実現される。本手法では必要箇所において解の強制置換を可能とする解強制置換項を右辺に有した以下の基礎方程式を扱う。

$$\partial_{\tau} Q + \partial_{\xi} E + \partial_{\eta} F + \partial_{\zeta} G - \frac{1}{Re} \partial_{\eta} S = \chi (Q_f - Q)$$

ここで、 Q は保存変数、 E , F , G はそれぞれ一般曲線座標 (τ, ξ, η, ζ) 上での対流項流束を表し、 S は薄層近似した粘性流束を表す。また、 Re はレイノルズ数を表す。右辺に関し、保存変数 Q を強制解 Q_f に置換する必要がある格子点においては χ に十分大きな値 ($\chi=100,000$) を代入し、 $Q=Q_f$ が実用的な精度で満たされるようにする。また、解の強制置換を必要としない大部分の格子点においては $\chi=0$ とする。また対流項の評価には MUSCL 法により高次精度化した Roe の風上差分法を用い、陰的時間積分法には LU-ADI 法を適用した。

4. 2. 3 解析結果

本解析コードを用い、以下に示す 2 ケースの計算を行った。

1) モデル・ロータのホバリング時の粘性計算

本ケースでは Caradonna 等 [4] による風洞試験と同条件の計算を行った。本モデル・ロータは、NACA0012 翼型を有する 2 枚の矩形ブレードから成る。ホバリング条件は翼端マッハ数が 0.794、ブレード・ピッチ角が 12° 、翼端レイノルズ数が 3.55×10^6 である。図 10 (a), (b) にスパン位置 80% 及び 89% での圧力分布をそれぞれ本解析結果と風洞試験

データとで比較する。同図において、解析結果による衝撃波位置がやや下流にあるが、概ねにおいて試験データと良い一致を示している。

2) AH-IG OLS ロータ前進飛行時の非粘性計算

移動変形格子法での計算ケースと同じ AH-IG OLS ロータの前進飛行解析を行った。計算格子数は背景格子が 295,245 点、2 つのブレード格子がそれぞれ 95,445 点とした。図 11 にスパン位置 91% での圧力分布を方位角 $\psi=90^\circ, 270^\circ$ について、本解析結果と試験データを比較する。両者は概ねにおいて良い一致を示している。

5. まとめ

- (1) 移動変形格子及び複合格子を用いたロータ CFD コードをそれぞれ開発した。
- (2) それぞれの解析コードを用い、ブレードのサイクリック運動を予め既定した前進飛行時の流れ場解析を行なった。両手法において、ブレード表面上の非定常圧力分布に関し、飛行試験データと概ね良好な一致がみられ、解析手法の有効性が示された。
- (3) 今後は両手法の長所を生かし、ブレードの弾性変形の考慮やヘリコプタ胴体を導入した解析を目指す。

6. 参考文献

- [1] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K., AIAA Paper 86-338, Jan., 1986.
- [2] Cross, J.L. and Watts, M.E., NASA RP-1179, Dec., 1988.
- [3] Fujii, K., J. Comp. Phys., Vol. 118, 1995.
- [4] Caradonna, F.X. and Tung, C., NASA TM-81232, Sep., 1981.

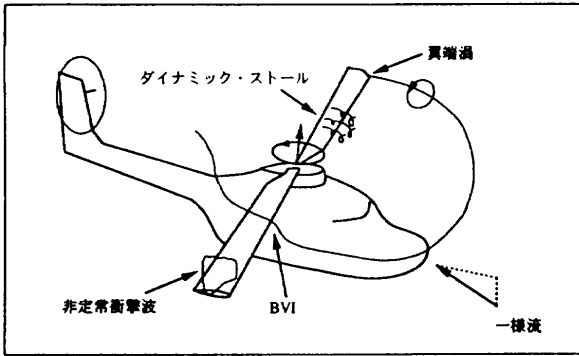


図1. ヘリコプタロータ・ブレード周りの流れ場

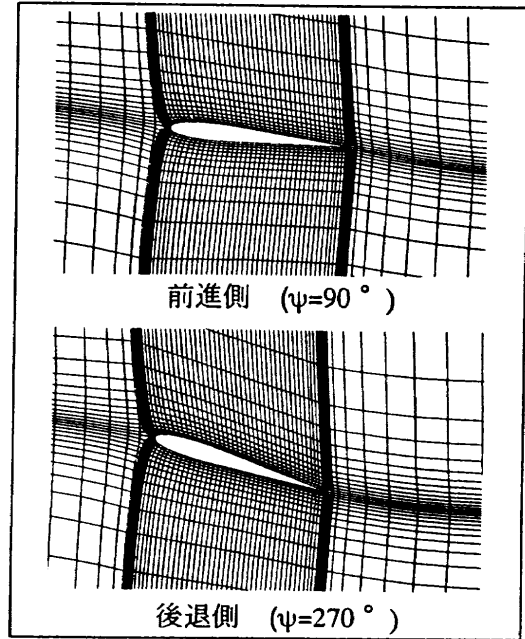


図5. 格子の変形 (移動変形格子法)

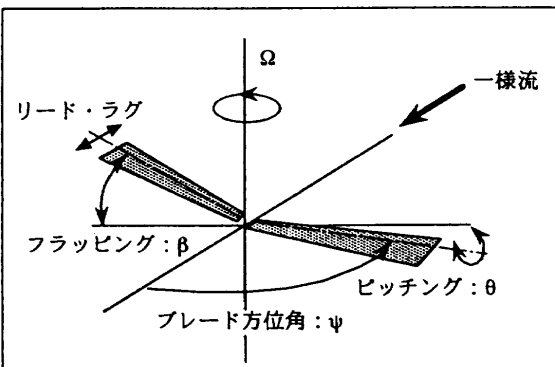


図2. ブレードの運動

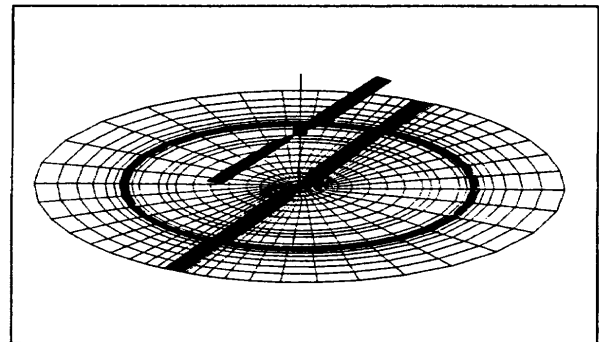


図6. 計算格子 (移動変形格子法)

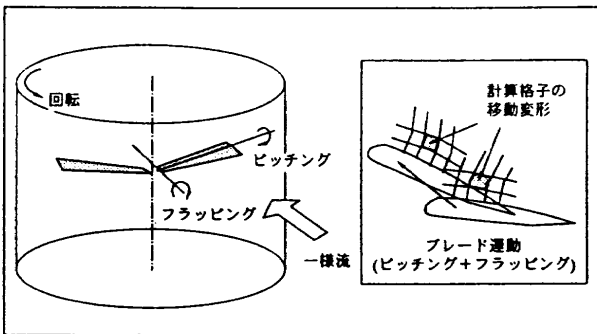


図3. 移動変形格子法

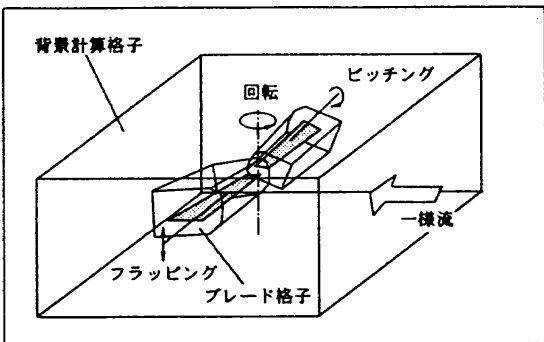


図4. 複合格子法

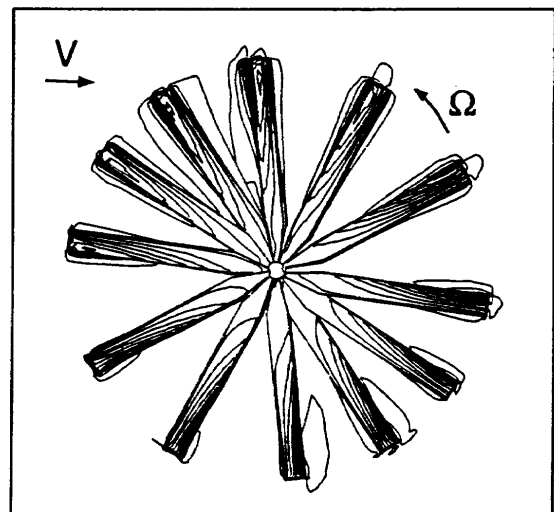


図7. 前進飛行時のブレード表面圧力 (移動変形格子法)

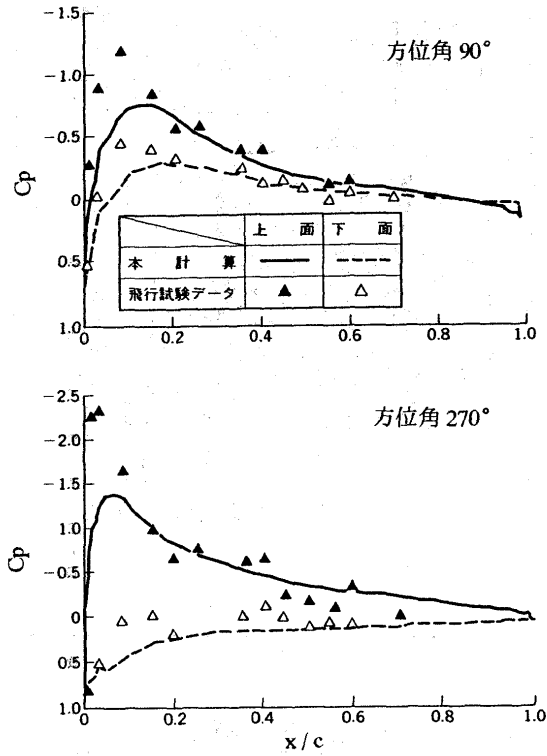


図 8. 前進飛行時圧力分布 (75%スパン)
(移動変形格子法)

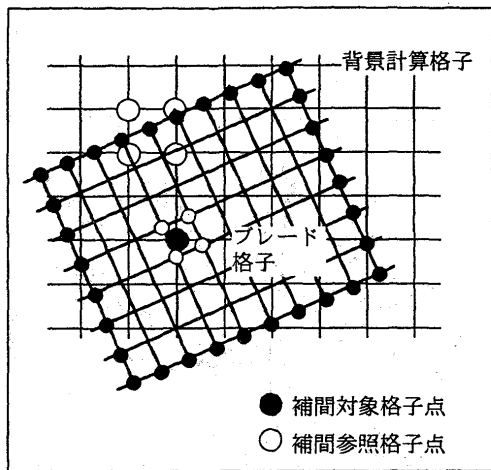


図 9. 複合格子間の物理量の補間
(複合格子法)

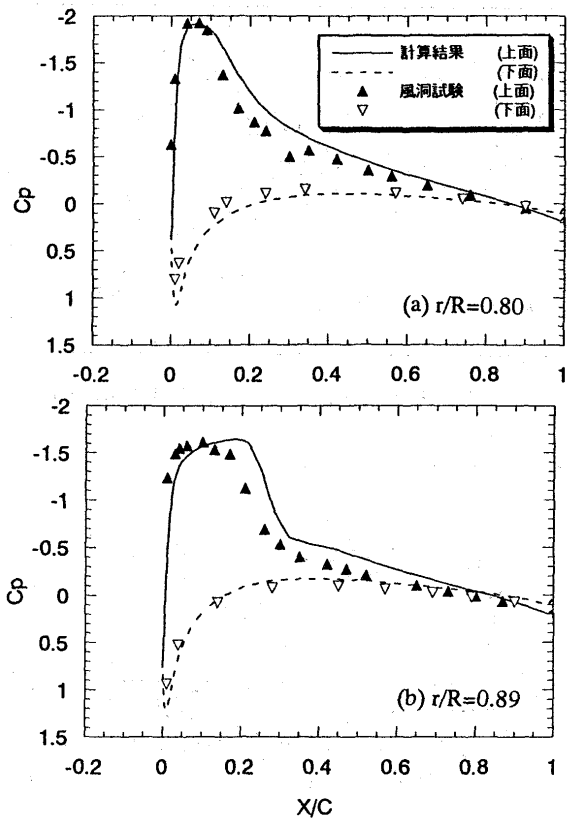


図 10. ホバリング時圧力分布
(複合格子法)

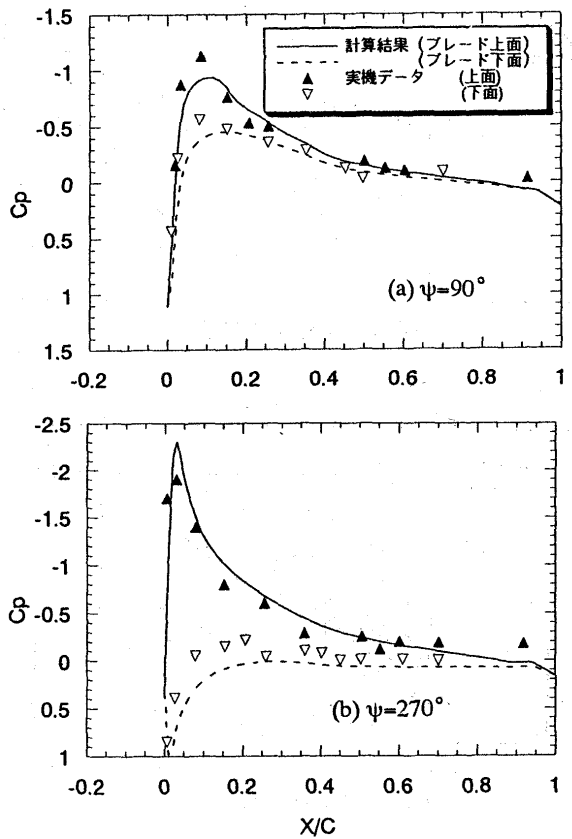


図 11. 前進飛行時圧力分布 (91%スパン)
(複合格子法)