

重合格子法を用いたロータ／胴体干渉の計算

近藤夏樹、青山剛史、齊藤 茂（航技研）

Calculation of Rotor/Fuselage Interaction using Overlapped Grid Method by

Natsuki KONDO, Takashi AOYAMA, Shigeru SAITO (NAL)

Abstract

This paper presents rotor aerodynamic analysis including influence of a fuselage using an unsteady Euler code. A moving overlapped grid method is applied in the code and four types of grid, inner and outer background grids, blade grid, and fuselage grid are used to accurately simulate the rotor-fuselage interaction. As a result, the effect of the fuselage on rotor aerodynamics is captured in hover and low-speed forward flight conditions by comparing the blade surface pressure with and without the fuselage.

1. はじめに

ヘリコプタのロータと胴体の空力的な干渉はホバリングや低速巡航時におけるロータ性能に影響を与えることから、様々な実験的研究⁽¹⁾⁽²⁾、解析的研究⁽³⁾⁻⁽⁸⁾が行われてきた。解析的研究においては、初期の研究ではアクチュエータディスク・モデルや渦理論を用いる方法が一般的であったが⁽³⁾⁽⁵⁾、最近では計算機能力向上に伴い、ロータ後流も含め CFD を使う例が増えている⁽⁶⁾⁻⁽⁸⁾。

航技研においては、ブレード／渦干渉 (BVI) 騒音の解析を目的としたロータ空力／騒音解析コードの構築を(株)コミュータヘリコプタ先進技術研究所 (ATIC) との共同研究において進め、同コードがロータの翼端渦を精度良く捉えられることを、風試結果との比較により確認してきた⁽⁹⁾。一方でヘリコプタ全機周りの流れについては、アクチュエータ・ディスク・モデルを用いた解析を川崎重工業との共同研究において行い、成果を挙げた⁽¹⁰⁾。今回の研究では、前者の研究で使われた移動重合格子法による CFD コードをベースに胴体格子を新たに追加し、ロータ後流も含めて CFD によるロータ／胴体干渉について計算を実施し、実験との比較を行った。

2. 計算方法

本項では移動重合格子法によるロータ CFD コードについて説明する。移動重合格子は図 1 に示すように、ブレード周りの格子とそれを包む背景格子から成っており、時間ステップ毎にブレード格子と背景格子の間で情報の交換を行う。この格子構成により、格子点数を抑えつつロータ全体を含む流れ場の解析を行うことが出来る。

本研究に用いた支配方程式は圧縮性の非定常 Euler 方程式である。次式で示すようにブレード格子ではブレードと共に移動する回転座標系で記述される Euler 方程式を用いている。

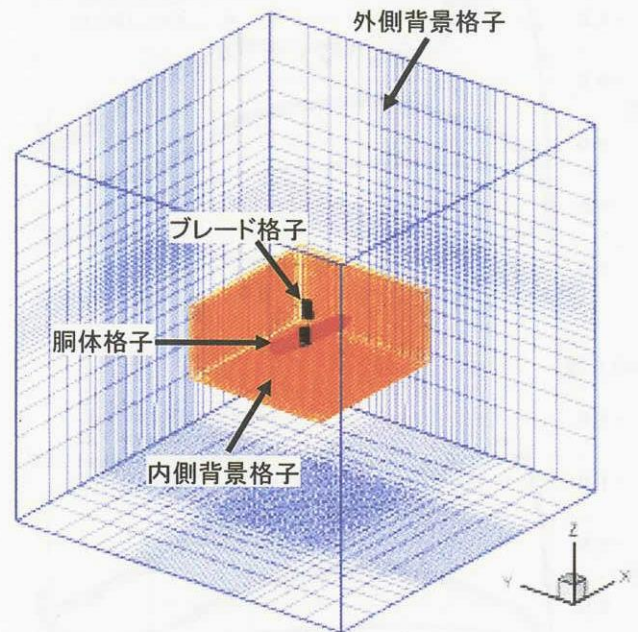


図1 移動重合格子の概要

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi_i} + H = 0$$

ただし、

$$Q = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{pmatrix}, \quad F_i = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \xi_{i,1p} \\ \rho u_2 U_i + \xi_{i,2p} \\ \rho u_3 U_i + \xi_{i,3p} \\ (e+p)U_i + \xi_{i,4p} \end{pmatrix}, \quad H = J^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ -\rho \Omega u_2 \\ \rho \Omega u_1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

ここで、

$$\begin{aligned}(\xi_1, \xi_2, \xi_3) &= (\xi, \eta, \varsigma) \\ (u_1, u_2, u_3) &= (u, v, w) \\ (U_1, U_2, U_3) &= (U, V, W)\end{aligned}$$

であり、 J はヤコビアン、 ρ は密度、 u, v, w は回転座標での速度成分、 U, V, W は反転速度成分、 ξ, η, ς は格子の単位ベクトル、 Ω は回転角速度、 p は圧力である。

ブレード格子のスキームは Beam-Warming 法を基礎とした陰解法で、空間に2次、時間に1次の精度である。ブレード格子を動かすことで、ブレードにサイクリックピッチやフラッピング、リード・ラグなどの運動をさせることが可能である。これらの運動の入力には理論計算や実験で得られたトリム値が必要になるが、本計算では実験値を用いた。一方、背景格子のスキームは MUSCL+ SHUS を用いた風上法で、空間、時間ともに4次の精度を持っている。

3. 計算結果

本研究では2種類の異なる胴体形状およびロータについて計算を実施している。以下に詳細を述べる。

3.1 シリンダー形状モデル

本モデルはジョージア工科大学による風試データ⁽¹⁾が公開されており、解析コードの検証用に計算を実施した。ロータおよび胴体形状の諸元を表1に示す。ロータは NACA0015 を断面形状に持つ回転半径0.457mの矩形2枚ブレード・ロータで、ハブは無関節型である。

表1 計算モデル諸元(シリンダーモデル)

ブレード	
ブレード枚数	2
回転半径	0.457m
翼弦長	0.086m
アスペクト比	5.31
ねじり下げ	0 deg
翼端形状	矩形
翼型	NACA0015
胴体(シリンダー形状)	
直径	1.143m
長さ	0.134m

ブレードおよび胴体の格子の概要を図2に示す。ブレード格子は図3に示すように O-H トポロジーを使用しており、胴体格子も同様である。背景格子も含めた格子点数は表2に示す通りである。

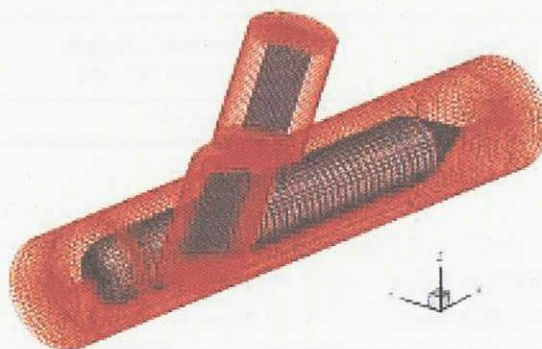


図2 シリンダー形状モデルの計算格子

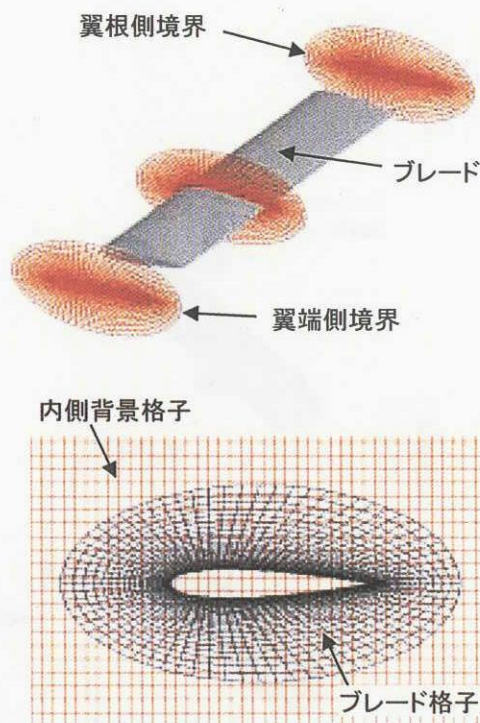


図3 ブレード格子

表2 計算格子数(シリンダーモデル)

内側 背景格子	$x \times y \times z$ $290 \times 230 \times 80 = 5,336,000$
外側 背景格子	$x \times y \times z$ $83 \times 79 \times 49 = 321,293$
ブレード格子	$(\text{chord} \times \text{normal} \times \text{span}) \times \text{blade}$ $(73 \times 25 \times 96) \times 2 = 364,416$
胴体格子	$\text{width} \times \text{normal} \times \text{length}$ $73 \times 25 \times 96 = 182,208$
合計	6,203,917

ジョージア工科大が実施した風試における模型の設置状況を図4に示す。今回、検証を行った計算条件は風速 10m/s (アドバンス比 $\mu=0.1$)、ロータ前傾角 6° 、ブレード・ピッチ角 10° のケースを選択した。図5は計算によって得られた、ブレードおよび胴体表面上の圧力分布を示す。胴体に対してロータ面が前傾しているため、ブレード方位角 ψ が 180° 付近で胴体とブレード翼端が接近し、それに伴う胴体上の圧力変動が図から確認できる。図6は胴体前頭部から上方に沿って $0.367R$ および $0.450R$ (R :ロータ回転半径)

の点における圧力のロータ1回転中の時間変動について、実験と計算を比較した結果を示す。 $0.367R$ の点においては、位相がややずれているが変動の大きさについては計算と実験は比較的良く一致している。一方、 $0.450R$ の点については、実験では大きな負のピークが現れているのに対し、計算ではピークが確認できない。実験結果におけるこのピークは、翼端渦が衝突して起きると考えられ、計算に使用した背景格子点数が渦を捉えるのに、まだ十分ではないことが不一致の理由の1つとして考えられる。

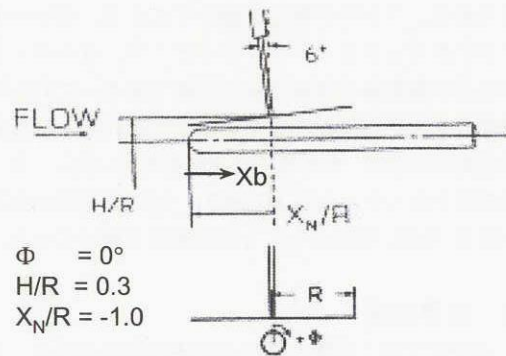
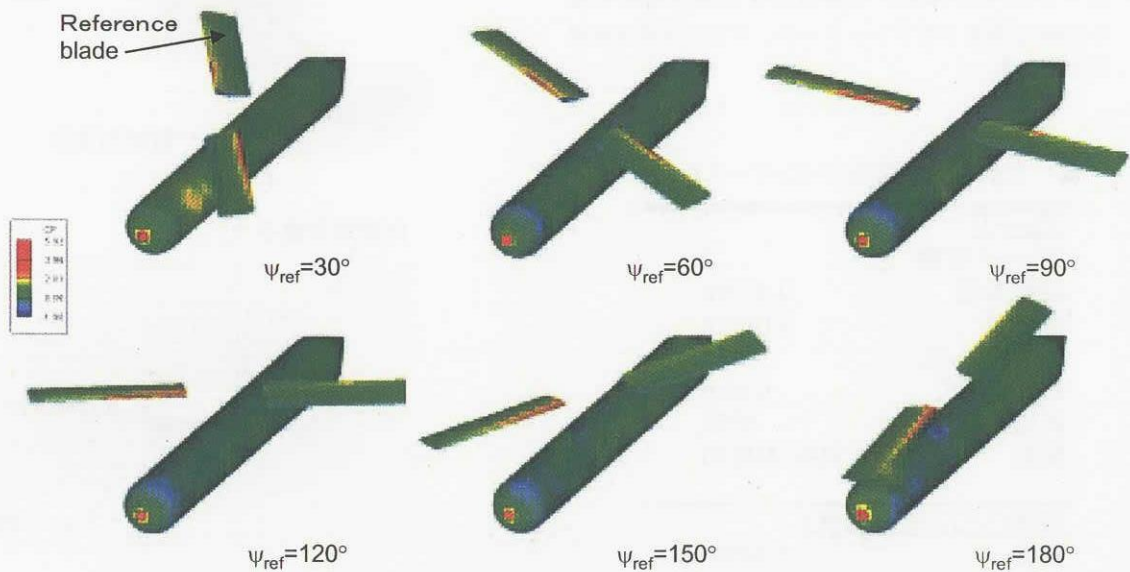


図4 シリンダーモデル風試模型設置状況

図5 前進飛行条件($\mu=0.1$)におけるブレードおよび胴体表面の圧力分布

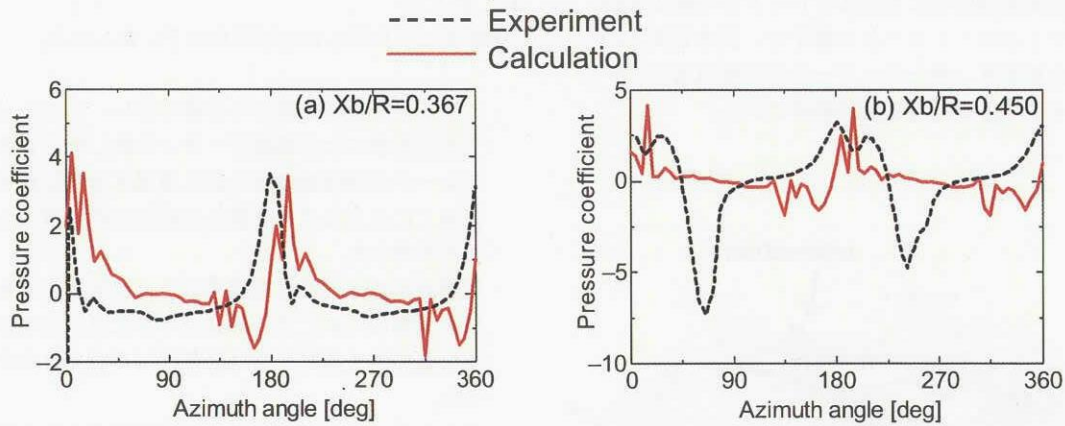


図6 前進飛行条件($\mu=0.1$)におけるブレード翼端前縁の圧力変動

3.2 ヘリコプタ胴体形状モデル

もう1つの計算モデルは中型ヘリコプタ胴体を模擬した仮想形状で、同モデルを用い、より実機に近いロータ/胴体干渉の計算を試みた。ロータ諸元は平成14年度に航技研が三菱重工と共同で実施したロータ風試⁽¹¹⁾にあわせた。ブレード諸元を表3に示す。トリム条件は同風試において推力係数 C_T が 0.0065、ロータ前傾角 4° における作動条件を使用した。計算格子を図7に、格子点数を表4に示す。

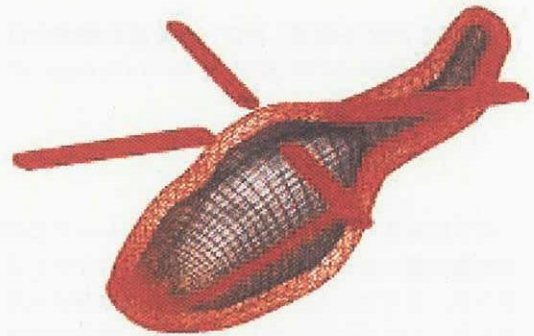


図7 ヘリコプタ胴体モデルの計算格子

表3 計算モデル諸元(ヘリコプタ・モデル)

ブレード	
ブレード枚数	4
回転半径	1.0m
翼弦長	0.065m
アスペクト比	15.38
ねじり下げ	-8 deg
翼端形状	Rectangular
翼型	NACA0012
胴体	
長さ	2.2m
幅	0.54m
高さ	0.81m

表4 計算格子数(ヘリコプタ胴体モデル)

内側背景格子	$x \times y \times z$ $130 \times 120 \times 56 = 873,600$
外側背景格子	$x \times y \times z$ $83 \times 79 \times 49 = 321,293$
ブレード格子	$(\text{chord} \times \text{normal} \times \text{span}) \times \text{blade}$ $(79 \times 20 \times 70) \times 4 = 442,400$
胴体格子	$\text{width} \times \text{normal} \times \text{length}$ $77 \times 20 \times 70 = 107,800$
合計	1,745,093

図8は前進飛行中におけるブレードから放出されたパーティクル・トレースの様子と、胴体表面上の圧力分布を示す。テール・ブームの先端付近にロータとの干渉による圧力変動が確認できる。

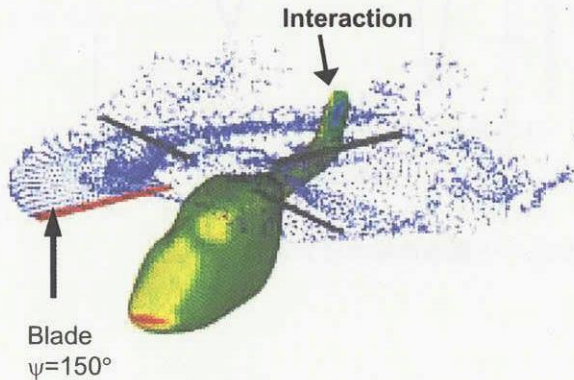


図8 胴体を考慮したロータ後流軌跡および胴体表面上の圧力分布 ($\mu=0.15$, $\alpha_{TPP}=-4^\circ$, $C_T=0.0064$).

図9は胴体の有無によるロータ・ブレード上の圧力変動の違いを示したものである。コレクティブ・ピッチ、サイクリック・ピッチ等のコントロール・インプットはどちらも同じであるが、胴体の有無によってブレード表面上の圧力変動が大きく変わることがわかる。

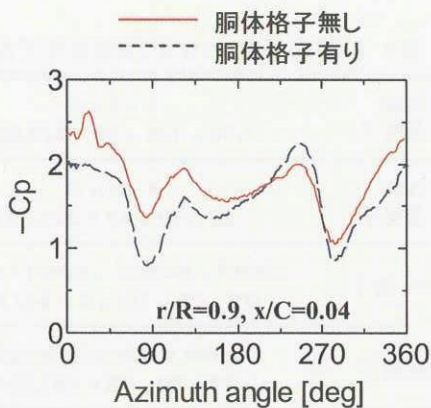


図9 胴体格子の有無によるブレード翼端前縁の圧力変動の違い ($\mu=0.15$, $\alpha_{TPP}=-4^\circ$, $C_T=0.0064$).

4. まとめ

本研究により得られた結果を以下にまとめる。

- ・シリンダー形状を用いた計算を行い、ジョージア工科大学による風試データと比較したところ、ブレードが胴体前頭部付近を通過する際に胴体表面上に生ずる圧力変動は比較的良好に捉えることができた。
- ・翼端渦が胴体表面に衝突することにより生ずる圧力変動については、風試データに見られるような負の大きなピークは計算では確認できなかった。
- ・コントロール・インプットが同じであっても胴体の有無によってロータ空力に差が現れた。

今後、シリンダー形状モデルについては、さらに格子点数を増やして、引き続き検証計算を行っていく。将来的には、メイン・ロータ・ハブ、テール・ロータ等を組み込んで、ヘリコプタ全機の飛行シミュレーションが可能なコードへと発展させていく予定である。

参考文献

1. Liou, S. G., et al., "Measurement of the Interaction Between a Rotor Tip Vortex and a Cylinder," AIAA Journal, Vol.28, No.6, June 1990.
2. Mineck, R. E., et al., "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor," NASA TM-2000-210286, June 2000
3. Brezillon, J., "Simulation of Rotor-Fuselage Interactions by using Actuator Disk, 26th European Rotorcraft Forum, Hague, Netherlands, September 2000.
4. Tadghighi, H., et al., "Simulation of Rotor-Body Interactional Aerodynamics: An Unsteady Rotor Source Distributed Disk Model, 57th Annual Forum, American Helicopter Society, Washington, D.C., May 20-22, 2001.
5. Strawn, R. C., et al., "Computer Visualization of Vortex Wake system," AIAA Journal, Vol. 37, No. 4, April 1999, pp.511-512.
6. Stangl, R., "Euler Simulation of a Helicopter Configuration in Forward Flight using Chimera Technique", 52nd Annual Forum, American

- Helicopter Society, Washington, D.C., US, June 4-6, 1996.
7. Boniface, J. Ch., et al., "Development of a Chimera Unsteady Method for the Numerical Simulation of Rotorcraft Flowfields," AIAA paper No. AIAA-0421, January 1998.
 8. Park, Y. M., et al., "Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Interactions using Unstructured Adaptive Meshes," 59th Annual Forum, American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, US, May 6-8, 2003.
 9. Kondo, N., et al., "Validation of Rotor Aerodynamic and Acoustic Prediction Methods Using ATIC 2nd Model Rotor," 26th European Rotorcraft Forum, Hague, Netherlands, September 2000.
 10. "複雑な空力干渉をするヘリコプタ全機まわりの流れ場解析", 計算科学共同研究推進制度平成11年度報告書, 平成12年8月.
 11. 近藤夏樹, 他, 多目的高速回転翼試験装置を用いたBVI騒音の計測, 第40回飛行機シンポジウム講演集, 2002.