

渦法によるヘリコプターローターの空力解析 Aerodynamic analysis of helicopter rotors by a vortex method

- 小島 成, CMH, 神奈川県座間市緑ヶ丘 2-1-31, E-mail: ojima@cmhands.com
 亀本 喬司, 横浜国大, 神奈川県座間市立野台 2-23-31(自宅), E-mail: kamemoto@bg.mbn.or.jp
 Akira Ojima, College Master Hands, Inc., 2-1-31 Midorigaoka, Zama, Kanagawa
 Kyoji Kamemoto, Yokohama National University, 2-23-31 Tatsunodai, Zama, Kanagawa

In this paper, in order to introduce recent development of a Lagrangian vortex method which is based on Biot Savart law, mathematical background and numerical procedure of the method is explained. As an example of its contribution to the progress of new CFD technology, a topic of application of the vortex method into the field of rotor aerodynamics is introduced by explaining results of calculation of unsteady flow around rotational blades, which is HART project model. And it is finally concluded that the Lagrangian vortex method is expected to provide researchers and engineers with a completely grid-free and easy-to-handle new CFD technology in the field of rotor aerodynamics.

1. はじめに

災害救援活動や救急搬送等においてヘリコプターは多大な貢献をしているが、飛行時に発生する騒音が低空飛行や離着陸において周辺環境に影響を与え、柔軟な運航を妨げる障害となっている。特にブレードから放出された翼端渦が、回転するブレードと干渉することによって生じる BVI 騒音 (Blade Vortex Interaction Noise) は、鋭いピークを持つ連続音であり、ヘリコプターの主な騒音源の一つとなっている。このため、以前より BVI 騒音低減化のための技術開発が進められてきた。近年、数値流体力学 (CFD: Computational Fluid Dynamics) の目ざましい発展に伴い、CFD を用いた騒音予測は、条件設定の柔軟さや流れ場の詳細な把握が可能であること、また実験に比べて低コストなどの利点を持つことから積極的に開発が進められている⁽¹⁾⁽⁴⁾。

BVI 騒音は、ブレードの揚力発生に伴い生成される翼端渦が後続のブレードに衝突または近傍を通過するときにブレード上に大きな圧力変動を生じることにより発生する。BVI 騒音を捉えるには、ブレードから生成される翼端渦の構造ならびに挙動を正確に捉える必要がある。従来、自由後流渦格子法などポテンシャル理論にもとづく近似の多い方法が用いられてきたが、正確な渦のモデル化が困難であるうえ、剥離のような非線形現象を取扱うことができない。そこで、非線形現象まで取扱うため Navier-Stokes 方程式を差分法や有限要素法、有限体積法にもとづく格子系解法で解析する研究が進められてきた。ただし、格子系解法を用いる場合、数値粘性に伴う渦の不自然な減衰を避けることは困難であるため、可能な限り細かな計算格子と高精度の解法を用いる必要があり、大きな計算負荷を強いられることとなる。さらに、解析対象が移動境界問題を含むため、計算格子の取扱いが煩雑になることが懸念されている。また、BVI に伴う音圧を精度良く予測するためには、ブレードのたわみまで考慮して解析する必要があると考えられており、最近では流体構造を連成して解析する試みもなされている⁽⁵⁾。

著者らのグループでは、既存の CFD とは異なる視点でヘリコプター周りの非定常流れを手軽に解析することができる CFD ツールの開発を進めており、既存の CFD 解析手法が抱えている格子生成の困難さを根本的に回避する方法としてメッシュレス手法の一つである渦法に注目した。渦法は、積分方程式に基づいた解析法であるため、流れ場に計算格子の形成を必要とせず、複雑形状ならびに移動・変形境界を容易に取り扱うことができ、且つ空間の渦度分布を離散的にモデル化し個々の離散要素の挙動をラグランジュ的に追従することにより流れを表現する手法であることから、

基本的に RaNS 型の乱流モデルを必要としないといった特徴がある。最近では、渦法の乱流への適応性を示した先進的な研究成果⁽⁶⁾⁽⁷⁾や流体・構造連成解析へ拡張した応用研究⁽⁸⁾についても報告されている。本稿では、HART (Higher harmonic control Aero-acoustic Rotor Test) プロジェクトで用いられたローターモデルを計算対象とし、ローター単体および機体を含めたヘリコプター全機周囲の基本的な流れについて調査するとともに本計算手法の適用性についても合わせて検討する。

2. 渦法

非圧縮性流れを対象とする渦法の基礎式は、Navier-Stokes 方程式の回転から得られる渦度輸送方程式および発散から得られる圧力ポアソン方程式から成っている。

$$\frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \text{grad}) \vec{\omega} = (\vec{\omega} \cdot \text{grad}) \vec{u} + \nu \nabla^2 \vec{\omega} \quad (1)$$

$$\nabla^2 p = -\rho \text{div}(\vec{u} \cdot \text{grad} \vec{u}) \quad (2)$$

ここで \vec{u} および $\vec{\omega}$ は、それぞれ速度ベクトルおよび $\vec{\omega} = \text{rot} \vec{u}$ で定義される渦度ベクトルを表わす。渦度の定義式より任意の位置における速度は、式(3)に示す Biot-Savart の式⁽⁹⁾より得ることができる。

$$\vec{u} = \int_V (\vec{\omega}_0 \times \nabla_0 G) dv + \int_S \{ (\vec{n}_0 \cdot \vec{u}_0) \cdot \nabla_0 G - (\vec{n}_0 \times \vec{u}_0) \times \nabla_0 G \} ds \quad (3)$$

ここに、サブスクリプト₀は、位置 \vec{r}_0 における変数、微分及び積分を表わし、 \vec{n}_0 は \vec{r}_0 を含む境界面上 S における法線方向ベクトルである。また G は、スカラー・ラプラス方程式の基本解であり、3次元流れ場において $G=1/(4\pi R)$ で与えられる。ただし、 $\vec{R} = \vec{r} - \vec{r}_0$ および $R = |\vec{R}|$ とする。

式(3)の右辺第一項は、流れ場に存在する渦度からの寄与を表し、流れ場に導入された渦要素により表現される。右辺第二項は、境界の移動・変形および流入出などの境界条件を表すものである。ここで流れ場に導入される渦要素の強さは、固体壁面上での境界条件にもとづき決定される。このとき、境界条件を満足する渦度分布を求めめるため、境界要素法(BEM)を用いる。ここで、BEM は非対称密マトリクスを扱う解析手法のため、その計算量は境界上に設定した未知数 N に対して記憶容量 $O(N^2)$ 、直接法を用いた計

算量 $O(N^3)$ を要する。このため大規模境界値問題に適用することは計算負荷の面から極めて困難であった。しかし、重力多体問題で用いられるツリー法⁽¹⁰⁾やFast Multipole Method (FMM)⁽¹¹⁾の高速積分アルゴリズムの適用により、密係数行列をメモリに格納することなく、行列ベクトル積を高速に計算することや計算量の大幅な低減が可能となり、空間格子を用いない渦法の工学的な適用範囲が更に広がりつつある。

流れ場に導入された渦要素は式(3)に示すBiot-Savartの式に基づき得られる誘導速度により移流する。誘導速度を算出するための積分演算には、高速積分アルゴリズムを適用するものとする。微小時間に渦要素が移動する軌跡は、近似的に2次精度のAdams-Bashforth法により計算する。また、渦要素は標準偏差 σ (渦核半径と呼ぶ)のGaussian分布の渦度分布を有するものとし、渦要素の代表する渦度の時間変化は、式(1)にもとづいて渦核半径を時間的に変化させるCore-spreading法^{(12),(13)}により考慮する。

圧力場は、一般的には式(2)を差分的に解く方法が考えられるが、本稿では式(4)に示すUhlman⁽¹⁴⁾によって定式化されたベルヌーイ関数に関する積分方程式を解くことにより圧力を求める。

$$\beta H + \int_S H \frac{\partial G}{\partial n} ds = - \left\{ \int_V \nabla G(\bar{u} \times \bar{\omega}) dv + \int_S G \bar{n} \frac{\partial \bar{u}}{\partial t} ds + \nu \int_S \bar{n} (\nabla G \times \bar{\omega}) ds \right\} \quad (4)$$

ここに β は、領域内で1であり、境界面上で1/2である。また H は、ベルヌーイ関数であり $H = \rho/p + |\mathbf{u}|^2/2$ で定義される。

3. ヘリコプターローター周りの流れへの適用

3. 1. HARTモデル

国際共同で行われたHART (Higher harmonic control Aero-acoustic Rotor Test) プロジェクトのもとにヘリコプター周囲の流れについて総合的な研究が行われてきた^{(15),(17)}。HARTプロジェクトとは、高調波制御がBVI騒音や振動に及ぼす影響を理解するために、NASA Langley, US Army, German DLR, German DNW, French ONERAの共同で行われた研究プロジェクトである。HART-IとHART-IIの2つのフェーズがあり、それぞれ1994年と2001年に、BO-105ヘリコプターのメインローターモデルで風洞試験が行われた。前者ではブレード圧力分布、ブレード荷重、騒音、ブレード変形、後流、速度場の計測が、後者ではPIV計測がそれぞれ実施された。

本研究では、HARTプロジェクトで使用されたブレードモデルを計算対象とした。モデルはBO-105ヘリコプター・メインローターの40%スケールモデルであり、ブレード断面はNACA23012にもとづく形状である。供試ブレードの主な仕様は表1の通りである。ブレード表面は、1ブレードあたり2,330要素に分割し四角形および三角形要素を用いて表現した。

ブレードは、式(5)にしたがってピッチ制御され、上述の実験において3種類のピッチ制御 (BL; Base Line, MN; Minimum Noise, MV; Minimum Vibration) について検討されている。

Table 1 Control settings for HART-II descent cases

Rotor radius; R (m)	2.0
Blade chord length; c (m)	0.121
Twist angle; θ_{tw} (deg)	-8.0
Pre-cone angle; θ_{pc} (deg)	2.5
Shaft tilt angle; α_s (deg)	5.3

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\psi) + \theta_{1s} \sin(\psi) + \theta_{3c} \cos(3\psi) + \theta_{3s} \sin(3\psi) \quad (5)$$

Table 2 Control settings for HART-II descent cases

	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}	θ_{3c}	θ_{3s}
BL	3.80	1.92	-1.34	0.0	0.0
MN	3.91	2.00	-1.35	0.41	-0.70
MV	3.80	2.01	-1.51	-0.79	0.0

解析モデルは、図1に示すように y 軸周りに回転数 $N=1040$ rpmで回転するものとし、ヘリコプターの飛行は一樣流で表現することとした。本計算ではBVI騒音が問題となる下降飛行時を想定し、一樣流の向きを回転面に対して傾けることにより、ヘリコプターが下降してゆく状態を模擬した。ヘリコプターの前進速度は、 $U_0=33$ m/sとした。このとき、前進速度とブレードチップの回転周速度 $R\Omega$ (R はブレード回転半径、 Ω は回転角速度)との比は、 $\mu=U_0/(R\Omega)=0.15$ となり、ブレードチップの回転周速度およびブレード回転半径にもとづくレイノルズ数 $Re=(R^2\Omega/\nu)$ は 2.9×10^7 となる。時間刻み Δt は、 1.0×10^{-4} secとした。このときブレードは、288計算ステップで1回転する。

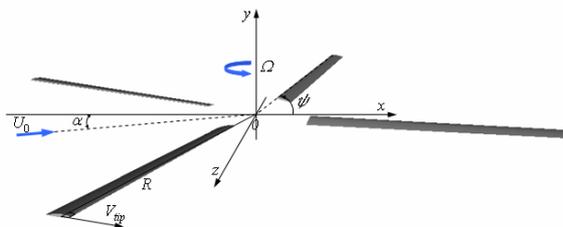


Fig. 1 Coordinate system.

3. 2. 単一ブレード・ローターモデル

回転するブレードが生成する流れおよびブレードに作用する流体力の基本的な性質を確認するために、単一ブレード・ローターモデルに対し表2に示す3種類のピッチ制御についてそれぞれ計算した。

図2には、BL制御のもとに回転するブレード周囲のローター3回転後 ($t/T_0=3.0$) における瞬時の渦要素分布を示す。ここで、 T_0 はブレード回転周期であり、図中の色は渦要素の代表する渦度の大きさを表しており、暖色系の色ほど渦度が高いことを意味する。図より、翼端から強く巻き上がる翼端渦がブレードの回転周方向へ伸びるとともに後流へ流下している様子が確認できる。また、図2(c)より後流に1対の後引き渦を形成しブレード回転面後方には下降気流が生成されていることが分かる。図3には、各ピッチ制御におけるブレード回転面付近の渦度の等数値面を示す。翼端から後流へ伸びる翼端渦の流下状況が抽出されており、ピッチ制御による翼端渦の形成位置および構造に目立った違いは見受けられない。

図4には、各ピッチ制御時にブレードに作用する推力係数 C_T の時間履歴を示す。推力係数は、 y 軸方向に作用する力を推力 T とし、次式のように定義する。

$$C_T = \frac{T}{\rho(R\Omega)^2 A} \quad (6)$$

ここで、 ρ は密度、 A はブレード回転面の面積 $A=\pi R^2$ をそれぞれ表す。推力係数は、ブレードの回転に伴い周期的に変化しているが、ピッチ制御の違いに対して時間平均的な推力係数の大きさに目立った違いは見られない。ただし、ピッチ制御の違いにより、

推力係数のピーク位置に僅かに違いが確認できる。MN 制御のとき、推力係数は BL 制御時に比べてピーク位置が時間軸前方にあるのに対し、MV 制御のときは後方にずれていることが確認できる。これは、ピッチ制御の違いにより、翼端渦の形成位置および強さに微妙な変化を与えることによりブレードとの干渉に影響を与えたものと考えられる。

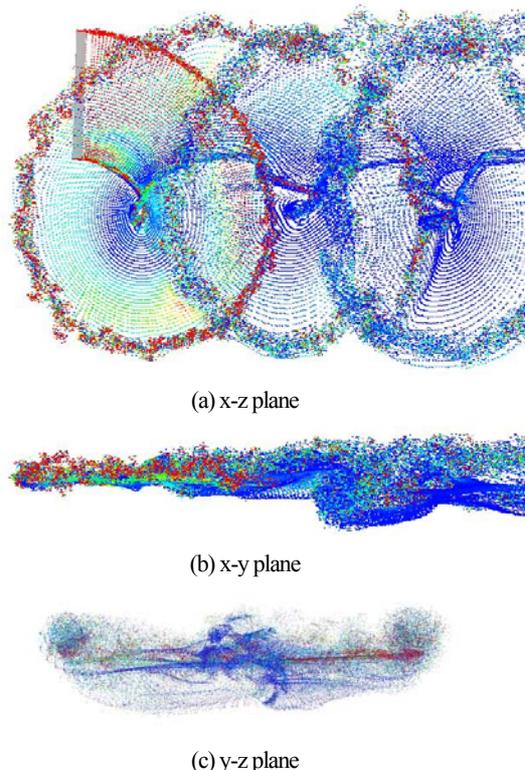


Fig. 2 Instantaneous flow pattern represented by vortex elements for BL case ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).

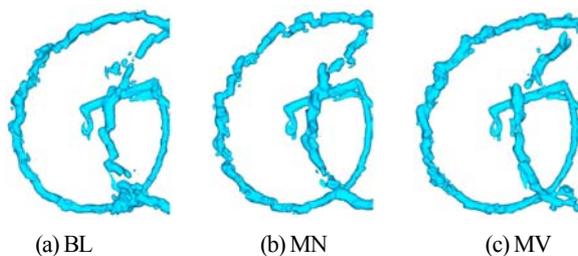


Fig. 3 Iso-surface of vorticity $|\omega|=10$.

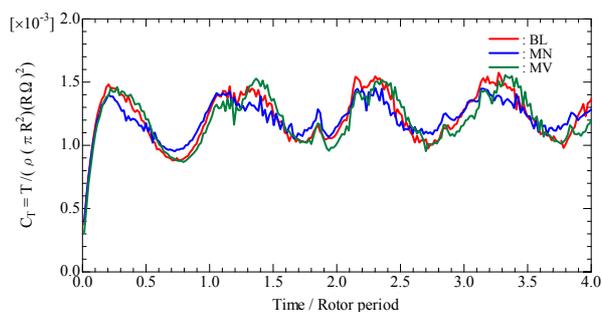


Fig. 4 Time histories of thrust force coefficient for three pitch control cases (BL, MN, MV).

3. 2. 4枚ブレード・ローターモデル

前節の単一ブレード・ローターと同様の運転条件において、4枚ブレード・ローターについて計算した結果について述べる。ここでは、ピッチ制御は BL 制御の場合についてのみ計算した。図 5 には、回転するブレード周囲の瞬時の渦要素分布、図 6 にはブレード回転面付近の渦度の等数値面をそれぞれ示す。単一ブレードの場合とは異なり、4枚の各ブレードにより生成される翼端渦が複雑に干渉し後流の渦構造を形成していることが分かる。また、後流に形成される後引き渦は、単一ブレードの場合に比べて強い循環を生成し、回転面後方では強い下降気流を生成していることが分かる。

図 7 には、ローター回転面に垂直な z 軸方向の 2 断面 (前進側: $z/R=-0.7$, 後退側: $z/R=0.7$) における断面内の z 方向渦度成分の分布を示す。ローター回転面前方では、翼端渦がローター回転面上方を進み、ローター回転面後方に向かうにしたがい後引き渦に伴う強い下降気流によりローター回転面下方へ押し下げられ、ブレードと干渉している様子が伺える。

図 8 には、4枚ブレード・ローターの各ブレードに作用する推力係数ならびにローターに作用する全推力係数の時間履歴を単一ブレード・ローターに作用する推力係数と比較して示す。4枚のブレードの中の 1 ブレードに作用する推力係数の変動波形は、他ブレードから生成された後流の影響により単一ブレード・ローターの場合とは異なっていることが確認できる。4枚ブレード・ローターの各ブレードに作用する推力係数は、位相をずらして同様の変動をしていることが確認でき、ローターに作用する全推力は、単一ブレード・ローターの場合に比べて変動周波数は短く、変動振幅は小さくなっていることがそれぞれ確認できる。

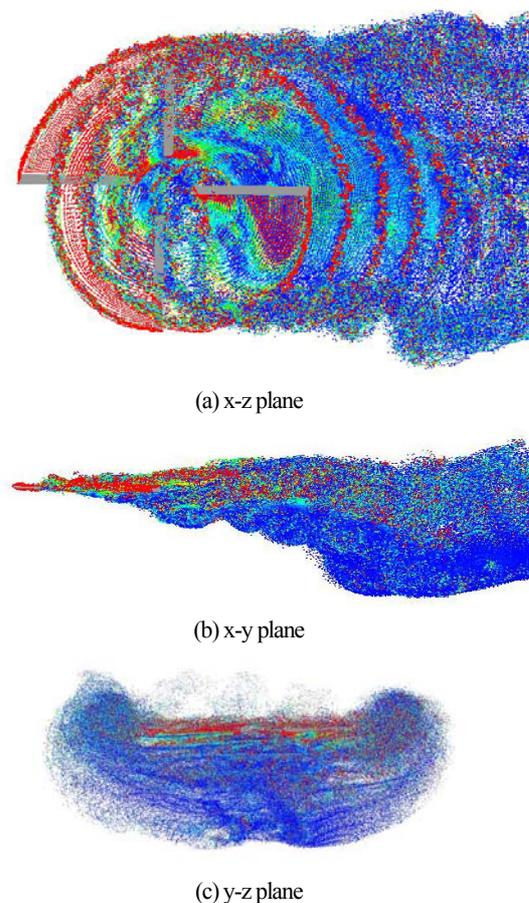


Fig. 5 Instantaneous flow pattern represented by vortex elements for BL case ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).

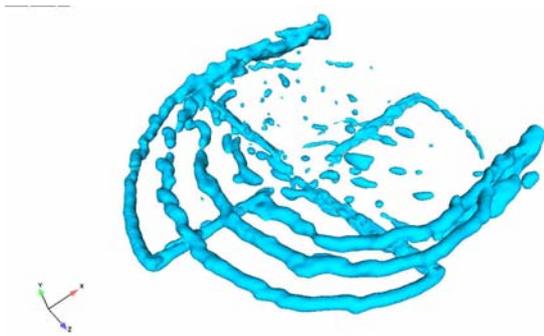
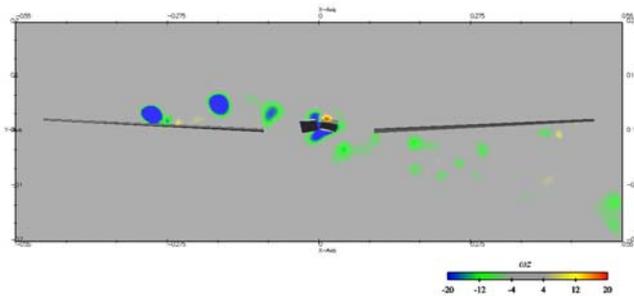
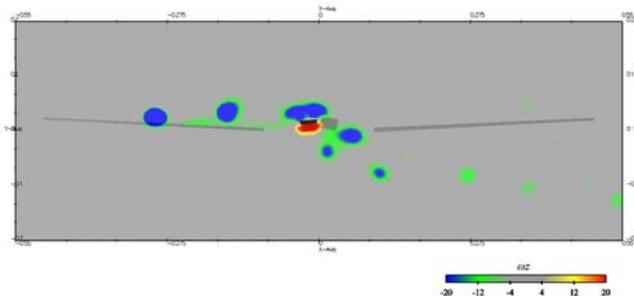


Fig. 6 Iso-surface of vorticity $|\omega|=10$.



(a) Advancing side: $z/R = -0.7$



(b) Retreating side: $z/R = 0.7$

Fig. 7 Instantaneous tip vortex wake geometries on longitudinal slices through the wake ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).

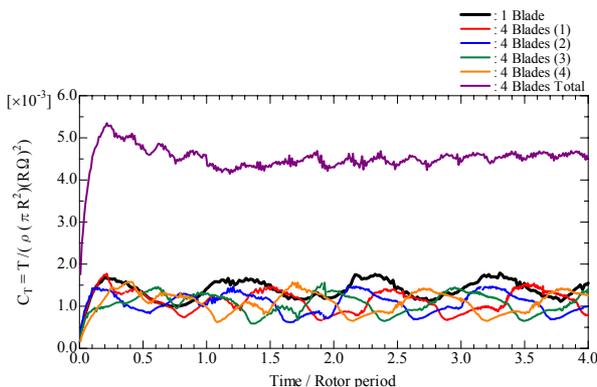


Fig. 8 Time histories of thrust force coefficient acting on the single blade.

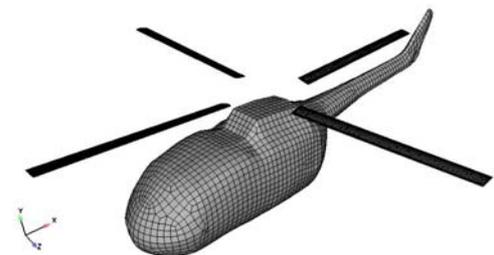
3. 2. 全機モデル

本節では、機体が周囲の流れおよびローターの推力特性に及ぼす影響を検討するため、前節の4枚ブレード・ローターに機体を含めたヘリコプター全機モデルについて解析を実施し、4枚ブレード・ローターの結果と比較した。

機体形状は、図 9(a)に示す BO-105 形状にもとづくものとし、テールローターおよび尾翼等を無視した図 9 (b)に示すような単純形状とした。ここで BO-105 形状の数値データは、3D CAD Browser のウェブサイト(<http://www.3dcadbrowser.net/>)より得たものである。機体形状は、機体表面を 2,862 要素に分割して表現するものとし、ブレード4枚を含めた表面要素総数は12,182 である。



(a) BO-105 helicopter



(b) Calculation model

Fig. 9 Whole helicopter model

図 10 には、ローター 3 回転後のヘリコプター周囲の瞬時の渦要素分布を示し、図 11 には、ヘリコプター付近の渦度の等数値面をそれぞれ示す。また、図 12 には、同時刻における機体表面の圧力分布および壁面流線を示す。ブレード回転面付近での翼端渦の形成状況は、前節に示した機体含まないローターの場合と比較して目立った違いは見受けられない。機体付近では、図 11(b) および図 12 から分かるように機体後方より剥離していることが確認でき、ヘリコプター後流域では、ローターが作り出す強い翼端渦と機体から放出される速度剪断層とが干渉し複雑な流れ構造を形成していることが推測される。

図 13 には、図 7 と同様にして z 軸方向の 2 断面 (前進側: $z/R = -0.7$, 後退側: $z/R = 0.7$) における断面内の z 方向渦度成分の分布を示す。機体を含めた解析より得られた翼端渦の形成位置および渦度の大きさは、図 7 に示すローター単体の結果と比較して概ね同様の分布を示している。

図 14 には、ローター、機体および全機 (ローター+機体) に作用する推力係数の時間履歴を 4 枚ブレード・ローターの結果と比較して示す。また表 3 には、単一ブレード・ローターモデル、4 枚ブレード・ローターモデルおよび全機モデルに作用する推力係数の時間平均値をまとめて示す。全機モデルのローター部に作用する推力係数は、4 枚ブレード・ローターモデルに作用する推力係数に対して約 2%程度減少する結果となった。また、機体に作用する y 軸方向に作用する力の大きさは、ローターに作用する推力の約 4%程度と小さく、ヘリコプター全機に作用する推力への影響は小さかった。これらの結果より、本計算で対象とした下降飛行条件においては、ヘリコプターの推力性能に対して機体の影響は小さいと考えられる。

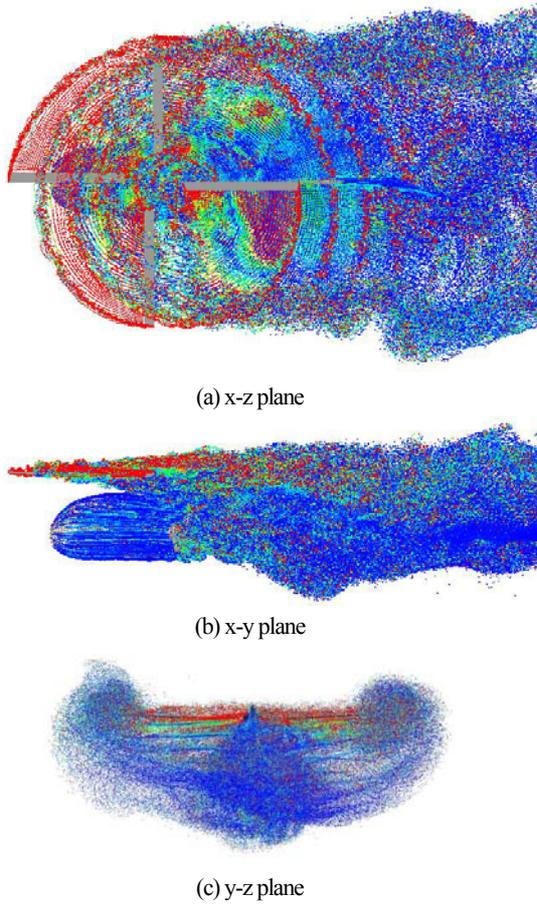


Fig. 10 Instantaneous flow pattern represented by vortex elements for BL case ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).

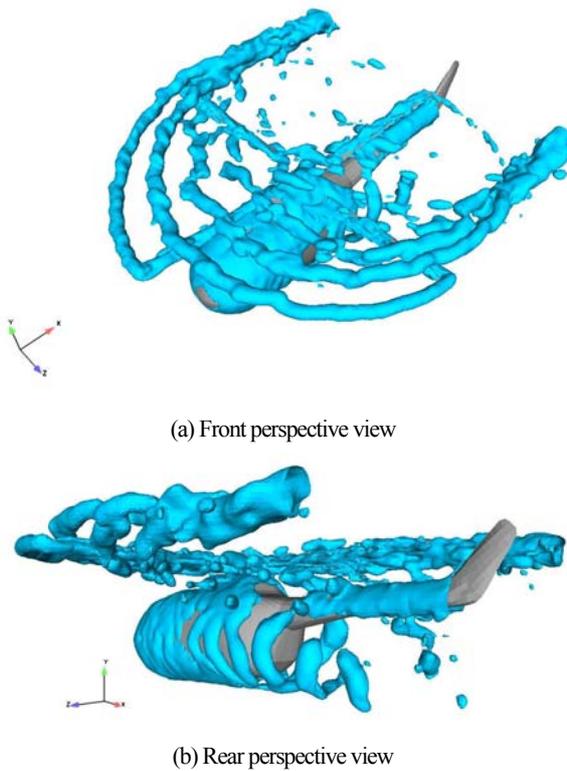


Fig. 11 Iso-surface of the second invariant $|\omega|=10$.

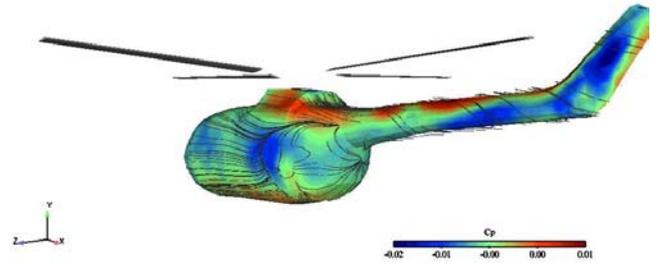
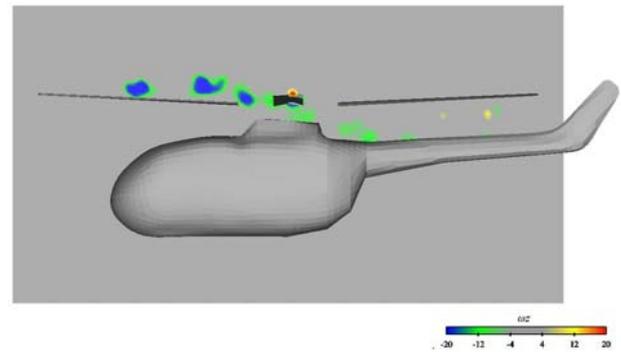
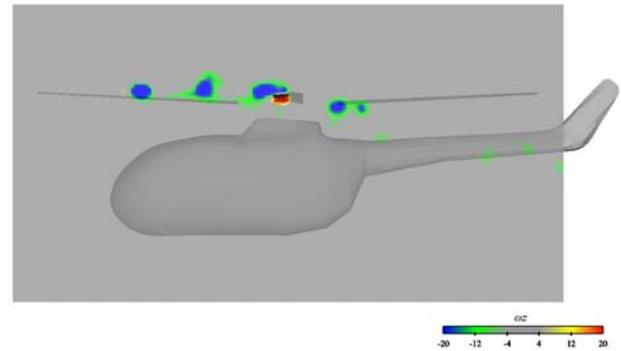


Fig. 12 Instantaneous pressure distribution and surface streamlines on the surface of fuselage ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).



(a) Advancing side: $z/R = -0.7$



(b) Retreating side: $z/D = 0.7$

Fig. 13 Instantaneous tip vortex wake geometries on longitudinal slices through the wake ($t/T_0=3.0$, $\psi=0\text{deg}$).

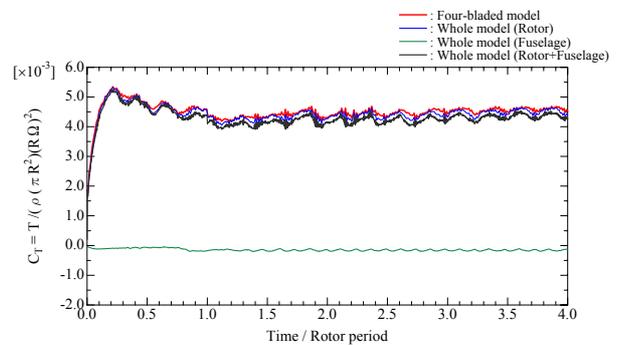


Fig. 14 Time histories of thrust force coefficients acting on the rotor, fuselage and the whole helicopter model in comparison with that for the four-bladed rotor model.

Table 3 Calculated thrust coefficient

モデル 部位	単一ブレード	4 枚ブレード	全機モデル
ローター	1.22×10^3	4.51×10^3	4.43×10^3
機体	—	—	-0.16×10^3
全機	1.22×10^3	4.51×10^3	4.27×10^3

5. まとめ

本報では、HART プロジェクトで用いられたヘリコプターローターモデルを計算対象として、渦法により流れ解析を実施した結果、以下の知見を得た。

- 1) ブレードの回転に伴い流れ場に生成される翼端渦が作り出す後引き渦や、回転面後方に生じる下降気流など、特徴的な流れ構造を再現することができた。
- 2) ローター単体モデルおよび機体を含めたヘリコプター全機モデルについてそれぞれ計算を実施し比較した結果、下降飛行時において機体後方から剥離が見られたものの、ローターが作り出す翼端渦の特性や推力性能に対して機体の影響は小さいことが確認された。

以上の結果より、渦法はヘリコプター周りの流れの予測、またはBVI騒音の予測に対して有効な数値解析手法になり得るものと考えられる。

参考文献

- (1) D. J. Lee and S. U. Na. "Numerical Simulations of Wake Structure Generated by Rotating Blades Using a Time Marching Free Vortex Blob Method," *European Journal of Fluid Mechanics-Fluids Series* 17(4) (1998) pp.1-13.
- (2) S.Y. Wie, S. Lee and D.J. Lee, "Numerical investigation of rotor wake in vertical and forward flight," *Proceedings of 4th International Conference on vortex flows and models (ICVFM2008)* (2008), Daejeon, Korea.
- (3) Kelly, M.E. and R.E. Brown. "Predicting the Wake Structure of the HART II Rotor using the Vorticity Transport Model," *34th European Rotorcraft Forum* (2008), Liverpool, UK.
- (4) 齊藤茂, "ヘリコプター周りの流れ場と騒音特性解析," *ながれ* 21 (2002), pp.330-335.
- (5) Robert T. Biedron, Elizabeth Lee-Rausch, "Rotor Airloads Prediction Using Unstructured Meshes and Loose CFD/CSD Coupling," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2008-7341* (2008).
- (6) 福田紘大, 亀本喬司, "渦法による乱流モデル構築に向けたラグランジュ型渦要素再配置モデルの提案," *日本機械学会論文* 集 B 70-697 (2004) pp.2311-2318
- (7) Yokota, R., Sheel, T.K., and Obi, S., "Calculation of Isotropic Turbulence Using a Pure Lagrangian Vortex Method," *J. Comput. Phys.* 226 (2007) pp.1589-1606.
- (8) Kamemoto, K. and Ojima, A., "A virtual wind tunnel for numerical simulation of flow-induced vibrations," *9th International Conference on Flow-Induced Vibrations* (2008), Prague, Czech Republic.
- (9) Wu, J.C. and Thompson, J.F., "Numerical Solutions of Time-dependent Incompressible Navier-Stokes Equations using an Integro-differential Formulation," *Computers & Fluids*, Vol. 1 (1973) pp.197-215.
- (10) Barnes, J. E. and Hut, P., "A Hierarchical O(NlogN) Forced-calculation Algorithm," *Nature* 324 (1986) pp.446-449.

- (11) Greengard, L. and Rohklin, V., "A Fast Algorithm for Particle Simulations," *J. Comput. Phys.* 73 (1987) pp.325-348.
- (12) Nakanishi, Y. and Kamemoto, K., "Numerical Simulation of Flow around a Sphere with Vortex Blobs," *Journal Wind Eng. and Ind. Aero*, Vol. 46 & 47 (1992) pp.363-369.
- (13) Ojima A. and Kamemoto, K., "Numerical Simulation of Unsteady Flows around Three-dimensional Bluff Bodies by an Advanced Vortex Method," *JSME Int. Journal*, 43-2 B (2000) pp.127-135.
- (14) Uhlman, J.S., "An Integral Equation Formulation of the Equation of Motion of an Incompressible Fluid," *Naval Undersea Warfare Center T.R.*, 10 086 (1992).
- (15) Spletstorsser, W. R., Kube, R., Wagner, W., Seelhorst, U., Boutjer, A., Micheli, F., Mercker, E., and Pengel, K., "Key Results From a Higher Harmonic Control Aeroacoustic Rotor Test (HART)," *The 21st European Rotorcraft Forum* (1995), Saint-Petersburg, Russia.
- (16) Casey L.B., Thomas F.B., Berend van der Wall, Hughes R., Markus R., Philippe B., Yves D., Joon W.L., Yung H.Y., and Chee T., "Rotor Wake Vortex Definition - Initial Evaluation of 3-C PIV Results of The HART-II Study," *28th European Rotorcraft Forum* (2002), Bristol, England.
- (17) Y. H. Yu, C. Tung, B. van der Wall, H. Pausder, C. Burley, T. Brooks, P. Beaumier, Y. Delrieux, E. Mercker, and K. Pengel, "The HART II Test: Rotor Wakes and Aeroacoustics with Higher-Harmonic Pitch Control (HHC) Inputs - The Joint German/French/Dutch/US Project," *58th Annual Forum of the American helicopter Society* (2002), Montreal, Canada.