

3次元離散渦法による回転翼の空力特性に関する研究 A Study of Aerodynamic Characteristics of Rotary Wings by the Three-dimensional Discrete Vortex Method

髙原 道久, 神戸大院, 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1, E-mail: tutahara@mech.kobe-u.ac.jp
 小川 和彦, 神戸大工, 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1, E-mail: ogawa@mech.kobe-u.ac.jp
 中澤 孝昭, 神戸大院, 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1, E-mail: nakazawa@mi-1.mech.kobe-u.ac.jp
 岸本 向史, 神戸大院, 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1, E-mail: kishimoto@mi-1.mech.kobe-u.ac.jp
 嶋 英志, A T I C, 〒501-0147 各務原市川崎町 1, E-mail: shima-e@giw.khi.co.jp

Michihisa TSUTAHARA, Dept.of Mech.Eng., Kobe Univ., Rokkodai, Nada, Kobe, 657-8501, Japan
 Kazuhiko OGAWA, Dept.of Mech.Eng., Kobe Univ., Rokkodai, Nada, Kobe, 657-8501, Japan
 Takaaki NAKAZAWA, Dept.of Mech.Eng., Kobe Univ., Rokkodai, Nada, Kobe, 657-8501, Japan
 Koji KISHIMOTO, Dept.of Mech.Eng., Kobe Univ., Rokkodai, Nada, Kobe, 657-8501, Japan
 Eiji SHIMA, ATIC, 1 Kawasakicho, Kagamihara, 501-0147, Japan

The vortex method can handle the moving-boundary-problem easily not to use grid, and will be superior method when apply to appropriate target. In this study, the three-dimensional discrete vortex method is applied to analyze the flow field around helicopter rotors as the moving-boundary. We calculated the flow field around rotary wings, thrust distributions on the helicopter rotors. The results were presented aerodynamic characteristics of rotary wings and behavior of vortices. Our method is shown to be effective to analyze the flow around helicopter rotors.

1. 緒言

離散渦法は連続的に分布する渦度を離散的な渦要素で置き換え、渦要素の移動や渦度変化を Lagrange 的に追跡する手法であり、格子を必要としないため移動境界の取り扱いが必要な流れ場の解析に適した手法である。本研究ではその基礎的研究として3次元離散渦法による回転翼の移動境界の流れ場であるヘリコプタロータまわりの解析を行っている。

ヘリコプタは山岳地への資材輸送、災害等の緊急輸送などの他、近距離のコミュタ機としても普及し、その用途が広がっている。しかしながら、ロータから発生する騒音が大きく、都心への離着陸時に問題となっている。ヘリコプタのロータから発生する騒音の原因の一つは、翼渦干渉現象 (Blade Vortex Interaction: BVI) として知られている。

離散渦法の解析では、渦の個数の増加するにつれ計算時間が膨大になる。そこで、本研究では渦を合体させ渦の個数を減少させることを試みた。また、翼に働く推力の変化について計算し、考察を行った。

2. 三次元離散渦法の解析手順

本では、流れ場へ放出される渦要素を stick 法で表し、物体表面 (境界) を吹き出しパネル法で表している。Fig.1 のように4本の渦 stick で渦輪を構成し、この渦輪を翼後縁から剥離させる。渦輪は、翼をスパン方向に分割するパネルの各列から各タイムステップに1つずつ計算領域に導入されるものとし、その渦輪を構成する4本の渦 stick のうち、翼後縁側の1本は束縛渦として翼に固定されるものとした。なお、隣り合う渦輪は接する辺の渦 stick の位置が重なるため、これらはまとめて1本の渦 stick とした。

また、Fig.2 のように束縛渦はスパン方向各列ごとに、列を構成するパネルに渦シートとして配分されるものとした。吹き出しパネルでは、パネル重心における法線方向においては流体の出入りがないものとみなして、境界条件を定めた。翼の回転に伴い、物体表面は移動をしているので境界条件は次式のように表される。

$$\mathbf{u}_{rt} \cdot \mathbf{n}_p = \mathbf{u}_p \cdot \mathbf{n}_p \quad (1)$$

ただし、 \mathbf{n}_p はパネルの単位法線ベクトル、 \mathbf{u}_{rt} はパネルの移動速度、 \mathbf{u}_p はパネルの参照点における誘導速度をそれぞれ表

す。

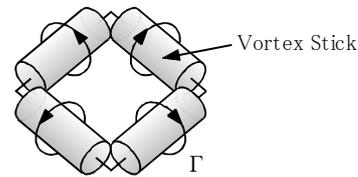


Fig.1 Vortex Ring

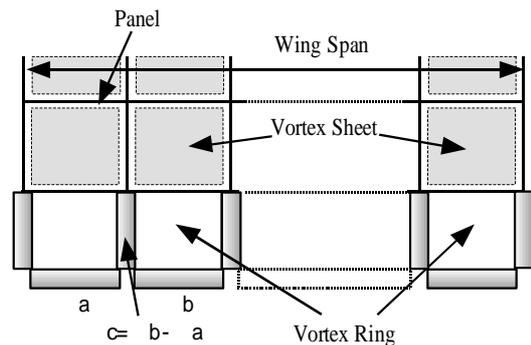


Fig.2 Separation of Vortex at trailing edge

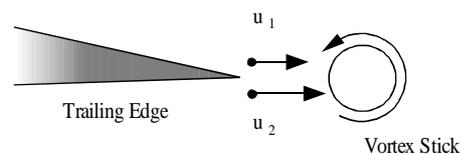


Fig.3 Definition of Vortex Stick

計算領域内各点での流速は、全渦要素、吹き出しパネルからの誘導速度および一様流 U の総和として算出した。時刻 t に放出する渦要素の循環の強さは翼後縁の上下面における流速をそれぞれ u_1, u_2 とし、Fig.3 に表すように次式で与えた。

$$\Delta\Gamma = \frac{1}{2}(u_2^2 - u_1^2)\Delta t \quad (2)$$

渦要素の移流については、渦度の変化は渦度輸送方程式を 2 次精度 Adams-Bashforth 法で近似し、次式で計算した。

$$\frac{D\boldsymbol{\omega}}{Dt} = (\boldsymbol{\omega} \cdot \nabla)\mathbf{u} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

ただし、右辺第 2 項の粘性拡散項は、Core-Spreading 法を用いて計算を行った。このほかに、Stick の各種数値算出に連続の式、Kelvin の定理を利用した。

圧力の計算に関しては Bernoulli 関数 H を導入し、Navier-Stokes 方程式の発散をとった式を積分して整理した境界積分方程式

$$\begin{aligned} & \int H(\nabla^2 G) dV + \int_{A_s + A_w} H(\mathbf{n} \cdot \nabla G) dA \\ & = -2 \left[\int \nabla G \cdot (\mathbf{u} \times \boldsymbol{\omega}) dV - \frac{U}{Re} \int_{A_s + A_w} \mathbf{n} \cdot (\nabla G \times \boldsymbol{\omega}) dA + \int_{A_s + A_w} \mathbf{n} \cdot \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} G dA \right] \end{aligned} \quad (4)$$

を用いた⁽²⁾⁽³⁾。ここで Re は Reynolds 数、 U はその代表流速、 G は Laplace 方程式の基本解であり、

$$G = \frac{1}{4\pi r}, \quad \nabla G = -\frac{\mathbf{r}}{4\pi r^3} \quad (5)$$

である。(4)式の右辺は既知であるから、(4)式は基本的に H に関する連立方程式に帰着させることができる。なお本研究では Re が十分に大きいとみなし(4)式の右辺第 2 項は省略した。

右辺第 3 項(以下 P_5 と表す。)については、速度の時間差分をとって計算する必要がある。しかし、翼が回転しているため参照点すなわち時刻 t におけるパネルの基準点が、 t 前あるいは t 後の時刻において翼の内部になってしまう場合がある。従って、翼の進行方向に対し後ろ側の参照点については前進差分の式

$$P_5 = \sum_{j=1}^N \frac{1}{4\pi} \frac{n_{x_j}(u_{x_j}^{t+\Delta t} - u_{x_j}^t) + n_{y_j}(u_{y_j}^{t+\Delta t} - u_{y_j}^t) + n_{z_j}(u_{z_j}^{t+\Delta t} - u_{z_j}^t) \Delta A_j}{\sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2 + (z_j - z_i)^2}} \Delta t \quad (6)$$

を用い、前側の参照点については後退差分の式

$$P_5 = \sum_{j=1}^N \frac{1}{4\pi} \frac{n_{x_j}(u_{x_j}^t - u_{x_j}^{t-\Delta t}) + n_{y_j}(u_{y_j}^t - u_{y_j}^{t-\Delta t}) + n_{z_j}(u_{z_j}^t - u_{z_j}^{t-\Delta t}) \Delta A_j}{\sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2 + (z_j - z_i)^2}} \Delta t \quad (7)$$

を用いた。

圧力計算の際、 t を限りなく小さくすれば計算結果の精度は向上するが計算時間が増加するため、 t のとり方にも限界がある。そこで、この P_5 項は圧力変動の計算に大きく影響をおよぼす要因であると考え、 P_5 項の計算のみ t を小さくして算出し、従来の t で計算した他の項に加えることによって圧力変動の計算を行った。なお、小さくした t における前後の時刻においては、渦の放出は行わずに計算している。

3. 解析条件

3.1. 解析モデル

解析モデルは Fig.4 に示すように、回転翼は xy 平面上に

π [rad]の間隔で配置した 2 枚翼である。回転軸は z 軸とし、 z 軸正の方向から見て反時計回りに角速度 ω で翼が回転する。ヘリコプタの飛行は一様流で表し、ヘリコプタが停滞、進行していく状態を模擬した。

翼は対称断面を持つ有限厚さの翼であり、その形状を Fig.5 に示す。最大翼厚位置は約 22% 弦長、厚比は約 12% である。それぞれの翼は 7.69[deg]の捻り下げを行っている。実際の翼は、翼弦上において前縁から 1/4 弦長の位置でアームによって回転軸に取り付けられているが、このアームの影響は無視できるとした。

3.2. 計算条件

解析モデルの計算条件は以下に示す。なお、本解析では距離は翼弦長で除し、時間は回転翼が 1 周する時間で除して無次元化を行った。

時刻間隔	: $\Delta t = 1/120$
回転翼回転角速度	: $\omega = 2$
周速度	: $V_{tip} = R \omega$
初期渦核半径	: $r_0 = 0.02$
Reynolds 数	: $Re = 600000$
翼弦方向パネル分割数	: 8
翼幅方向パネル分割数	: 10

3.3. 推力係数と推力変動値

翼面上の圧力については、次式の圧力係数 C_p で結果を表すことにした。

$$C_p = \frac{P}{\rho V_{tip}^2} \quad (8)$$

ただし、 P は圧力、 ρ は密度、 V_{tip} はチップにおける周速度である。

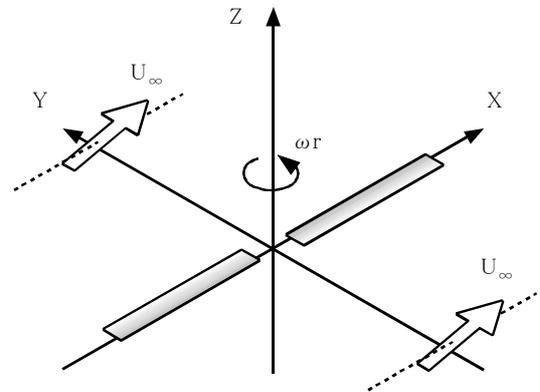


Fig.4 Model of Blades for Numerical Analysis

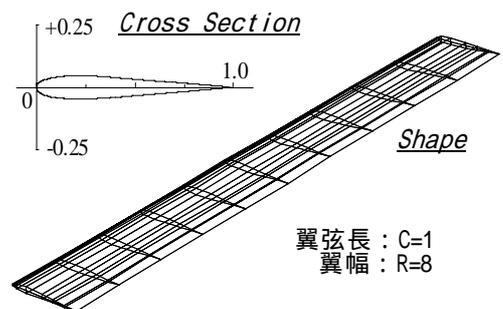


Fig.5 Shape of Wing

また、翼面上の圧力において、 z 軸正の方向に働くものの総和 P_T を推力とし、次式で推力係数 C_T を定義した。

$$C_T = \frac{P_T}{\frac{1}{2} \rho V_{tip}^2 S} \quad (9)$$

ただし、 S はブレードの回転半径 R から算出したブレード回転面の面積 $S = R^2$ である。

圧力係数 C_p において、圧力 P の値は翼端から 25% 翼幅の断面における前縁近傍の位置で評価している。またこの圧力係数の時間変化を(10)式を用いて評価し、これを圧力変動値(圧力係数の時間勾配)と定義した。

$$\frac{\partial C_p}{\partial t} = \frac{C_p^{t+\Delta t} - C_p^{t-\Delta t}}{2\Delta t} \quad (10)$$

また、推力係数 C_T において、時間変化を(11)式を用いて評価し、これを推力変動値(推力係数の時間勾配)と定義した。

$$\frac{\partial C_T}{\partial t} = \frac{C_T^t - C_T^{t-\Delta t}}{\Delta t} \quad (11)$$

4. 解析結果

各図の横軸は回転翼が 1 周する時間をそれぞれ 1 として無次元化した時間を表し、 $T=1$ はロータが 1 回転したことを示す。

4.1. 渦の合体について

計算の高速化を図るために、近接する渦を合体させて渦の個数を減少させた。渦間相互の距離をすべて計算し、その距離が基準以下になった場合は、それらの微小渦を(12)式で一つの渦に合体させる。合体させる 1 から N 個までの渦の循環を $\Delta\Gamma_i$ 、合体後の等価渦の循環を $\Delta\Gamma_e$ とする。

$$\Delta\Gamma_e = \sum_{i=1}^N \Delta\Gamma_i \quad (12)$$

等価渦の長さ方向を表すベクトル Δl_e および渦核半径 σ_e は(13)式および(14)式で求め、位置ベクトル r_e は、循環の強さと渦要素の長さの積を重みとして(15)式で求めた。渦度については Kelvin の循環定理に基づく(16)式で計算を行った。

$$\Delta l_e = \frac{1}{\Delta\Gamma_e} \sum_{i=1}^N \Delta\Gamma_i \Delta l_i \quad (13)$$

$$\sigma_e^2 = \sum_{i=1}^N \frac{\sigma_i^2 |\Delta l_i|}{|\Delta l_e|} \quad (14)$$

$$r_e = \frac{\sum_{i=1}^N |\Delta\Gamma_i \Delta l_i| r_i}{\sum_{i=1}^N |\Delta\Gamma_i \Delta l_i|} \quad (15)$$

$$\omega_e = \sum_{i=1}^N \sigma_i^2 \omega_i / \sigma_e^2 \quad (16)$$

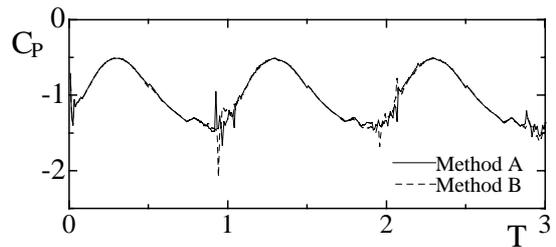
翼から発生させる渦で最も大きい循環強さは 1 のオーダーであり、これに対して循環強さが 10^{-5} 以下の渦は消去することにした。

本解析では、一様流速 $U = 0.16 \times R$ 、 x 軸正の方向に向かう一様流 U を xy 平面に対し角度 θ 傾けて与えることで、ヘリコプタが下降していく状態を模擬し、渦の合体の妥当性を検討した。 $T=3$ すなわち 3 回転したとき、合体させると渦の個数がさせない場合の 35% 程度になる。

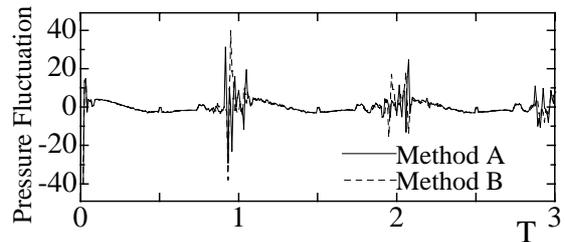
Method A は渦を合体させた場合、Method B は渦を全く合体させない場合を示す。Fig.6 はアジマス角が 0 度における翼の圧力係数値を示す。圧力係数が大きく変動している時間がほぼ同時間であり、この変動を平均化すると大きな差はないので、圧力変化の特性はほぼ把握できると考えられる。

Fig.7 はアジマス角が 0 度における翼の圧力変動値を表す。こちらも、圧力係数が大きく変動している時間がほぼ同時間であり、この変動を平均化すると大きな差はないので、圧力変動値の特性はほぼ把握できると考えられる。また、Fig.8 の推力係数についても両者に大きな差はみられない。

以上から、渦の合体によって圧力係数や圧力変動値のような瞬間の量に関してほぼ同時刻に変動しておりその変動を平均化すると大きな差がないこと、また推力係数のような平均の量に関してほとんど影響のないことから、翼性能の概要は把握できるものと考えられ計算負荷の軽減に有効であると考えられる。



Initial azimuth angle:0[deg]
Fig.6 Pressure Coefficient
(25%Span from tip, Leading Edge)



Initial azimuth angle:0[deg]
Fig.7 Pressure Fluctuation
(25%Span from tip, Leading Edge)

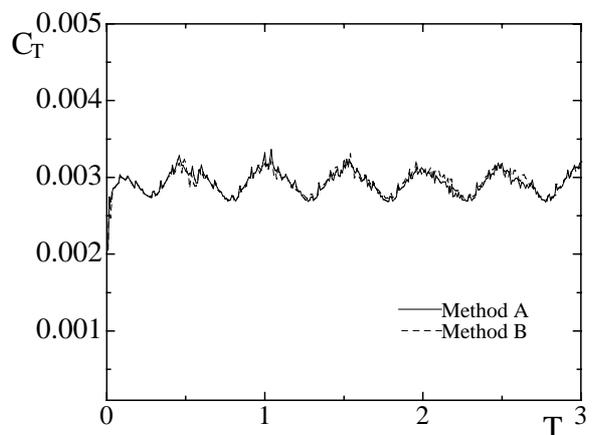


Fig.8 Thrust Coefficient

4. 2. 下降飛行の際の揚力分布について

一様流速 $U = 0.16 \times R$, x 軸正の方向に向かう一様流 U を xy 平面に対し角度 θ 傾けて与えることで、ヘリコプタが下降していく状態を模擬し、Table.1 の条件で行った。Fig.9 は 5 回転させ、同位置にくるロータの推力を平均し回転面で表した図である。(a)は cyclic pitch control をしていないので、前進側の方が後退側よりもロータの推力が高い様子が確認できる。また(b)は cyclic pitch control により前進側と後退側のロータの推力差が小さくなる様子を確認できる。

Fig.10 は cyclic pitch control した際のロータの $r/R=0.15$ と $r/R=0.65$ の位置での推力の時間的な変動の絶対値である。この図から前進側のロータの推力変動が周期的に起こっていることが分かる。また、Fig.11 は 5 回転させ、cyclic pitch control した際の同位置にくるロータの推力変動値を平均し回転面で表した図である。図から前進側のロータの推力が大きく変動しているのが分かる。azimuth angle が $0.0[\text{deg}]$ のとき推力変動が大きくなっており、これは実験結果と同じである。また、実験では $90[\text{deg}]$ 付近で推力の変動が見られるがそれは本解析では顕著には見られない⁽⁵⁾。このような変動はロータと渦の衝突によるものと考えられる。

6. 結言

渦の合体によって圧力係数や圧力変動値のような瞬間の量に関してほぼ同時刻に変動しておりその変動を平均化すると大きな差がないこと、また推力係数のような平均の量に関してほとんど影響のないことから、翼性能の概要は把握できるものと考えられ計算負荷の軽減に有効であると考えられる。

前進飛行の際の揚力分布について、cyclic pitch control により前進側と後退側のロータに働く推力の差が小さくなる様子が確認できた。また、BVI に関連する推力の変動はかなりランダムに起こっており、推力の分布には現れないが、変動値の絶対値をとった分布をみると翼の前進側で大きいことも明らかとなった。

参考文献

- (1) 鳶原・小川・中澤, 第 14 回数値流体シンポジウム(2000)
- (2) 新谷・白石・赤松, 機論, 60-572, B(1994), p.p. 1110-1117.
- (3) 木田・坂手・中嶋, 機論, 63-606, B(1997), p.p. 378-386.
- (4) 青木, 近藤, 他 3 名, The 27th JSASS Meeting, (1996), p.p.84-85.
- (5) Tadghighi, H., Hassan, A. A., Charles, B., AHS 46th Annual Forum, Washinton DC, May 1990, p.p.38-47.

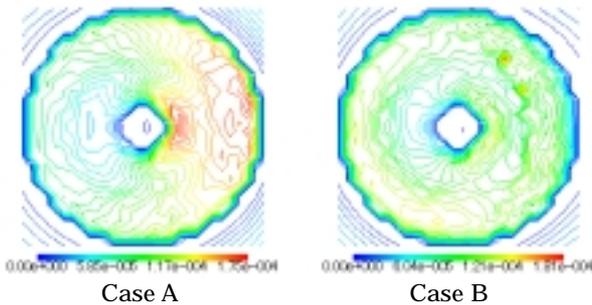
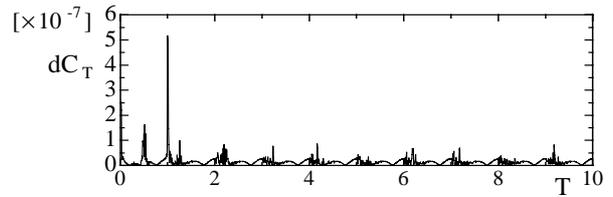


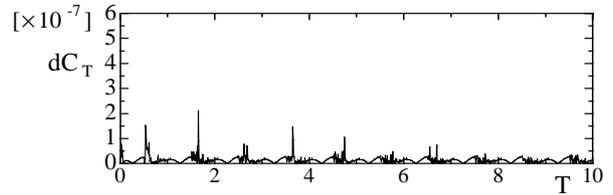
Fig.9 Thrust Distributions

Table.1 Operating Conditions

	Case A	Case B
Collective pitch	10.8[deg]	10.8[deg]
Lateral cyclic pitch	0.0[deg]	0.7358[deg]
Longitudinal cyclic pitch	0.0[deg]	-2.939[deg]

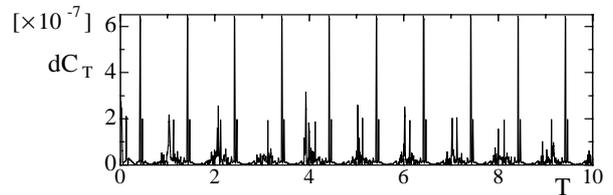


(a)Initial azimuth angle:0[deg]

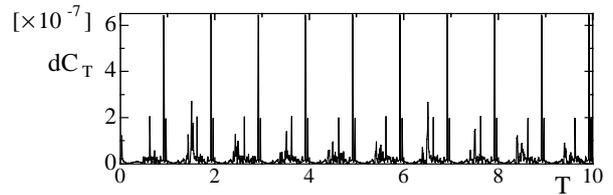


(b)Initial azimuth angle:180[deg]

(a) r/R=0.15



(a)Initial azimuth angle:0[deg]



(b)Initial azimuth angle:180[deg]

r/R=0.65

Fig.10 Thrust Fluctuation

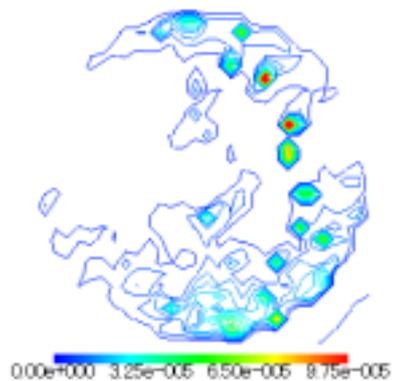


Fig.11 Thrust Fluctuation Distributions