3 次元離散渦法による回転翼周りの流れの解析 Analysis of Flow Field around Helicopter Rotors by the Three-dimensional Discrete Vortex Method

蔦原 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
嶋 英志,ATIC,〒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 Eiji SHIMA, ATIC, 1 Kawasakicho, Kagamihara, 501-0147, Japan

In the flow filed around a helicopter rotor, the blade-vortex-interaction (BVI) is one of the causes of noise and the three-dimensional discrete vortex method is applied to analyze the flow field around a helicopter rotor. In the calculation of vortex methods, the computation time becomes very large with the increase of the number of vortices. We proposed a method to suppress the increase of the number of vortices by the coalition of vortices. By the use of our method, the computation time became an order of mugnitude smaller and the calculation results were almost the same as that without performing the coalition of vortices. Our method is shown to be very effective to the decrease of the calculation time.

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。著者らはその基礎 的研究として3次元離散渦法による回転翼まわりの圧力変 動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、近距離のコミュー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)として知られており、回転翼の移動境 界の流れ場であることから離散渦法の応用は興味ある課題 といえる。

離散渦法の解析では、渦の個数の増加に伴い計算時間が膨 大になり、計算の高速化には渦個数を減少させることが必要 である。そこで、本研究では翼から離れた渦は合体させて渦 の個数を減少させることを試みた。著者らは前報⁽¹⁾で圧力計 算における計算ノイズを抑える方法を提案しており、本解析 でもその方法を用いて圧力分布の計算を行い、翼の移動と圧 力変動の関連ならびに渦の合体の効果について考察を行っ た。

2. 三次元離散渦法の解析手順

本解析では、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。

$$\mathbf{u}_{rt} \cdot \mathbf{n}_{p} = \mathbf{u}_{p} \cdot \mathbf{n}_{p} \tag{1}$$

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.2 Separation of Vortex at trailing edge



Fig.3 Definition of

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。時間刻み 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 u₁,u₂ とし、Fig.3 に表すように次式で与えた。

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

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

$$\int_{V} H(\nabla^{2}G) dV + \int_{A_{S}+A_{\omega}} H(\mathbf{n} \cdot \nabla G) dA$$

= $-2 \left[\int_{V} \nabla G \cdot (\mathbf{u} \times \boldsymbol{\omega}) dV - \frac{U}{\operatorname{Re}} \int_{A_{S}+A_{\omega}} \mathbf{n} \cdot (\nabla G \times \boldsymbol{\omega}) dA + \int_{A_{S}+A_{\omega}} \mathbf{n} \cdot \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} G dA \right]$

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、

$$G = \frac{1}{4\pi r} \qquad , \ \nabla G = -\frac{\mathbf{r}}{4\pi r^3} \tag{5}$$

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 P5 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となってしまう場 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

$$P_{5} = \sum_{j=1}^{N} \frac{1}{4\pi} \frac{n_{xj} \left(u_{xj}^{t+\Delta t} - u_{xj}^{t} \right) + n_{yj} \left(u_{yj}^{t+\Delta t} - u_{yj}^{t} \right) + n_{zj} \left(u_{zj}^{t+\Delta t} - u_{zj}^{t} \right)}{\sqrt{\left(x_{j} - x_{i} \right)^{2} + \left(y_{j} - y_{i} \right)^{2} + \left(z_{j} - z_{i} \right)^{2}}} \frac{\Delta A_{j}}{\Delta t}$$
(6)

を用い、前側の参照点については後退差分の式

$$P_{5} = \sum_{j=1}^{N} \frac{1}{4\pi} \frac{n_{xj} (u_{xj}^{t} - u_{xj}^{t-\Delta t}) + n_{yj} (u_{yj}^{t} - u_{yj}^{t-\Delta t}) + n_{zj} (u_{zj}^{t} - u_{zj}^{t-\Delta t})}{\sqrt{(x_{j} - x_{i})^{2} + (y_{j} - y_{i})^{2} + (z_{j} - z_{i})^{2}}} \frac{\Delta A_{j}}{\Delta t}$$
(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 P5 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、P5 項の計算のみ tを小 さくとって算出し、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 t 前後の時刻おいては、渦の放出は行わずに計算 している。

3.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(8)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 $\epsilon_{\Delta\Gamma}$ 、合体後の等価渦の循環を $\Delta\Gamma$ とする。

$$\Delta \Gamma_e = \sum_{i=1}^{N} \Delta \Gamma_i \tag{8}$$

等価渦の長さと方向を表すベクトル Δl_e および渦核半径 σ_e は(9)式および(10)式で求め、位置ベクトル \mathbf{r}_e は、循環の強さ と渦要素の長さの積を重みとして(11)式で求めた。渦度につ いては Kelvin の循環定理に基づく(12)式で計算を行った。

$$\Delta I_e = \frac{1}{\Delta \Gamma_e} \sum_{i=1}^{N} \Delta \Gamma_i \Delta I_i$$
(9)

$$\sigma_e^2 = \sum_{i=1}^N \frac{\sigma_i^2 \left| \Delta \mathbf{I}_i \right|}{\left| \Delta \mathbf{I}_e \right|} \tag{10}$$

$$\mathbf{r}_{e} = \frac{\sum_{i=1}^{N} |\Delta \Gamma_{i} \Delta \mathbf{l}_{i}| \mathbf{r}_{i}}{\sum_{i=1}^{N} |\Delta \Gamma_{i} \Delta \mathbf{l}_{i}|}$$
(11)

$$\boldsymbol{\omega}_{e} = \sum_{i=1}^{N} \boldsymbol{\sigma}_{i}^{2} \boldsymbol{\omega}_{i} / \boldsymbol{\sigma}_{e}^{2}$$
(12)

本解析では、ローターの回転半径より外側の領域では、渦間の距離が翼弦長の40%以下の距離になった場合、渦を合体させた。ローターの回転半径より内部の領域では、同様にある距離L以下になった場合に渦を合体させるが、その距離Lはローター中心からの距離に比例するように変化させている。

また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。

4.解析モデルと計算条件

4.1 解析モデル

(4)

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 r で翼が回転す る。ヘリコプタの飛行は一様流で表し、騒音が問題となる着 陸時を想定して、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、ヘリコプタが下降していく状態を 模擬した。



Fig.4 Model of Blades for Numerical Analysis

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。

4.2 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。

: $\Delta t = 1/120$
: $r = 2$
$: V_{tip} = 2 \times R$
$: U = 0.16 \times R \times$
$:_{0}=0.02$
: $\text{Re} = 600000$
: 8
: 10
: 23
: 20

4.3 圧力係数および推力係数

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。

$$C_p = \frac{P}{\rho V_{tip}^2} \tag{13}$$

ただし、P は圧力、 は密度、 $V_{\scriptscriptstyle tin}$ はチップにおける周速度 である。

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

$$C_T = \frac{P_T}{\frac{1}{2}\rho V_{iip}^2 S}$$
(14)

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= R² である。

5.解析結果

騒音が問題となる着陸時を想定し、一様流を与えてヘリコ プタの下降時を模擬した結果を以下に表す。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が1回転したことを示す。また、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



Fig.5 Shape of Wing

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(15)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。

$$\frac{\partial C_P}{\partial t} = \frac{C_P^{t+\Delta t} - C_P^{t-\Delta t}}{2\Delta t}$$
(15)

5.1 渦の合体について

まず胴体を考慮しない、2枚翼のみのモデルで解析を行い、 渦の合体の妥当性について検討を行った。本解析では T=3 す なわち翼が3回転した時、合体させると渦の個数は、合体さ せない場合の6%程度の個数となるが、極端に渦を減少させ てその差を比較することにした。

Fig.6 はアジマス角が0度の翼において、ブレード上の翼 端から翼幅の1/4の距離における前縁での圧力係数値を表す。



(a) Initial azimuth angle: 0 (deg)



(b) Initial azimuth angle: 180 (deg)

Fig.6 Pressure Coefficient (25%Span from tip, Leading Edge)



(b) Initial azimuth angle: 180 (deg)

Fig.7 Pressure Fluctuation (25%Span from tip, Leading Edge)

Method-A は計算開始直後から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。渦を合体さ せない Method-B の結果では、アジマス角が 0 度の場合は T=1,T=2 の付近で圧力係数が大きく変動しているが、この変 動を平均化して考えると渦を合体させた Method-A の結果 と大きな差がなく、渦の合体を行っても圧力変化の特性はほ ぼ把握できると考えられる。また Method-A では渦の個数が 減少し、渦の合体のない Method-B の結果に比べて圧力の変 動が小さくなることがわかる。

Fig.7 はアジマス角が0度および180度における(15)式の 圧力変動値を表す。Method-Aの渦を合体させた場合は圧力 変動が小さくなっており、変動が抑制されることがわかる。 渦を合体させない場合のMethod-Bは変動が大きいが、この 変動を平均化して考えるとそのピークの位置は渦を合体し たMethod-Aの傾向と変わらない。またFig.8の推力係数に も両者に大きな差がない。

以上から、渦の合体を行うと圧力係数や圧力変動値のよう な瞬間の量に関しては変動が小さく計算されるが、推力係数 のように平均をとる量に関してはほとんど影響しないこと から、翼性能の概要は把握できるものと考えられる。

5.2 渦の初期値が及ぼす影響に関する検討

前項で述べた Fig.7 の圧力変動値の結果では、例えばアジマス角0度の時は T=1 や T=2 の付近で比較的大きく変動している。計算ではアジマス角が0度および180度の位置からそれぞれのプレードが回転を始めるが、このとき翼後縁から循環の値が大きい渦が放出され、これが計算に影響を与える可能性が考えられる。この影響を考察するために、計算初期の段階のみ合体の操作を行って、渦の初期値の影響を小さくした場合を解析することにした。

計算開始から翼が1/4回転するまで渦を合体させた場合と、 計算開始から翼が1回転するまで渦を合体させた場合の解析 結果を以下に示す。

Fig.9 は初期のアジマス角が0度の翼における圧力係数を 比較したものであるが、翼の圧力変化には大きな差は見られ ない。またFig.10 は(15)式で定義した圧力変動値を比較し ているが、この場合も大きな差はないようである。Fig.10 (a) の結果では、時刻 T=1,T=2 などの付近で大きく変動している が、この変化を平均化して考えれば、圧力変動値が最大にな るのは時刻 T=1/8,9/8 などのように翼がアジマス角0度の位 置からおよそ1/8 回転した位置でピークに達しているようで ある。



Fig.8 Comparison of Thrust coefficients また Fig.10(b)の結果においても変動はあるもののやは

リアジマス角0度の位置からおよそ1/8回転した位置でピークに達し、同様な傾向を示している。Fig.11は推力係数を比較したものであるが、やはりほぼ同じ結果を示しており、よって渦の初期値によって圧力特性に大きな違いが出てくる可能性は小さいと言える。







(b)Coalition of Vortices from T=1

Fig.9 Pressure Coefficients :Initial Azimuth Angle=0[deg]



(a)Coalition of Vortices from T=1/4



Fig.10 Pressure Fluctuation :Initial Azimuth Angle=0[deg]

5.3 胴体を含めた場合の解析

次に胴体が流れ場に及ぼす影響について、述べる。Fig.12 は計算に用いたローターと胴体のパネルを示している。

Fig.13(a)は胴体がない場合の圧力変動値の解析結果で、比較のためにFig.11(b)の結果を再び示したものである。 Fig.13(b)は胴体を含めた場合の結果である。両者とも渦の合体は1回転以降に行っているが、胴体がある場合は1回転ごとに若干の強い変動が見られる。圧力変動値のピークについては、変動を平均化して考えれば胴体がない場合もある場合もほぼ同じ時刻でピークに達しているようである。

Fig.14 は胴体がある場合の推力係数を示す。Fig.12(b)の胴体がない場合の推力係数と比較すると、胴体がある場合のほうが推力そのものの変動幅は若干小さくなっているようである。しかしながら、推力係数の平均的な値はさほど変わらす、胴体の影響は小さいと考えられる。Fig.15 は渦要素の散らばりを示したものであるが、胴体があるとX軸に沿って渦が集中する領域があり、これによって圧力変動値の大きさが胴体のない場合と違ってくると思われる。



(a)Coalition of Vortices from T=1/4















(b) With body

Fig.13 Effect of body on Pressure Fluctuation (Initial Azimuth Angle=0[deg])



Fig.14 Thrust Coefficient (with Body)

6.結 言

三次元離散渦法によるヘリコプタのロータ周りの解析を 行い、渦の合体や初期渦の影響について考察した結果、次の ようなことが明らかになった。渦の合体を行うと、瞬時の圧 力係数や圧力変動値(圧力の時間勾配)の変動幅は小さく評 価されるが、それらの平均値の傾向や、平均操作によって求 める推力係数はほとんど変わらず、合体を行うのは計算負荷 の軽減に有効と言える。

また、計算初期の渦の影響については、合体操作を 1/4 回 転まで、および1回転まで行って両者の結果を比較すると平 均的な傾向は変わらず、渦の初期値の影響は小さいと言える。

胴体を考慮した場合と胴体のない翼のみの解析結果を比 較すると、圧力特性は若干変化するものの、推力係数のよう な平均的な値に及ぼす影響は小さいと言える。

参考文献

- (1) 蔦原・小川・小田、第13回数値流体シンポジウム(1999)
- (2) 新谷·白石·赤松, 機論, 60-572, B(1994), p. 1110-1117.
- (3) 木田·坂手·中嶋, 機論, 63-606, **B**(1997), p. 378-386.
- (4) 青木、近藤、他 3 名、The 27th JSASS Meeting, (1996), p.84-85.
- (5) Tadghini,H., Hassan,A.H. and Charles,B., Journal of American Society, October (1992),p.38-47.



(a) Vortex Distribution (without body)



(b) Vortex Distribution (with body)

Fig.15 Vortex Distibution