

ヘリコプタブレードの翼端渦巻き上がりの解析法

河内啓二¹、相川 慎²

Analytical Method for Roll-up Behavior of Tip Vortices of Helicopter Rotor Blade

by

Keiji KAWACHI¹, Makoto AIKAWA²

ABSTRACT

A simple method using many vortex filaments has been developed to analyze roll-up behavior of a tip vortex. The accuracy of the method was verified in comparison with experiments. Using this method, the distance and the strength of a pair of vortices were made clear to prevent the roll-up for avoiding the strong blade-vortex interaction noise.

1. はじめに

ヘリコプタが多方面に使われる機会が増えるにつれ、その騒音対策が重要性を増している。ヘリコプタのロータ騒音の中で翼渦干渉 (BVI 騒音) は、主に降下飛行中に発生し、ひとたび発生すると他の騒音成分に卓越して大きい。翼渦干渉音は先行するブレードの翼端渦と後続のブレードが接近し、後続ブレードの圧力が急変することにより発生するもので、荷重音の一種であり、ロータ面に垂直な方向に指向性を持つ。従って、民間ヘリコプタとして最も厳しい環境、つまりヘリポート周辺の飛行経路直下の騒音の中で支配的な音源となるので、その対策は極めて重要で近年多くの研究が行われている¹⁾²⁾。固定翼機では離陸中に最大地上騒音が発生するのに対し、ヘリコプタでは通常、着陸進入中に最大騒音が発生するのは、この翼渦干渉音のためである。

翼渦干渉音の推定には、先行ブレードの翼端渦の強さ、位置、構造が必要不可欠であるが、それらを精度良く求める解析法は未だ確立していない。可能性があるのは CFD による方法か渦理論を用いるものであろうが、CFD による方法は、格子間隔が現在の計算機のレベルでは粗すぎ、翼端渦の強さが過剰減衰してしまう。これを防ぐためには、後流専用のメッシュを通常の計算メッシュに加えて 2 重に設定したり、移動格子を用いたりする試みが現在もいろいろと試されている段階である³⁾。一方、渦理論はもともとブレードの疲労破壊に対する動的荷重を求めるために開発された計算法であるので、ブレード回転数の 5~6 倍程度の動的荷重までしか考慮できず、翼端渦の挙動を推定できるほど細かなモデルにはなっていない。現在、広く使われているこの計算法に基づく計算コードでは、ブレードの分割数は半径方向にも回転方向にも 20~30 程度であり、翼端渦は多くても数本

の渦糸で表されている⁴⁾。しかし、渦が発生してから翼渦干渉が生ずるまでの時間はかなり短く、最近の研究により明らかになってきたモデル⁵⁾から推定すると、渦強度の減衰は極めて小さいと考えられるので、渦理論を基本とする計算法は大変魅力的である。

本研究では、Krasny⁶⁾の提案した方法に従い、多数の渦糸で翼端渦を構成する計算法を開発し、実験値と比較してその信頼性を確かめる。また、この計算法により、有限渦糸を持った一対の渦の巻き上がり (Roll-up) を支配する主な物理量を明らかにし、翼端渦を多数の小渦に分割することにより、翼渦干渉音を減少させる可能性を見出す。

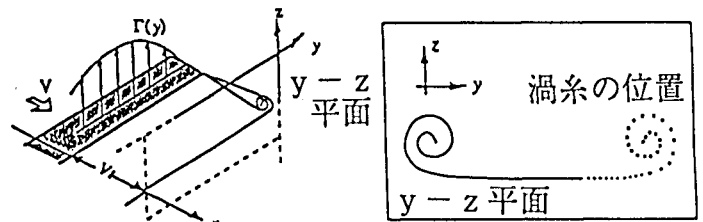


図1 計算モデル

2. 計算方法

翼後流の挙動は、図1に示すように多数の渦糸で記述できる。翼から発生した渦糸は、翼のそくばく渦の翼幅方向の変動に対応してその強さが決まり、またその位置は下流方向の各 x 点において、翼幅に平行な $y-z$ 平面上で、全ての渦の誘起する誘導速度 v と一様流 V の和によって構成される局所流速によって流されるとして、それぞれ計算される。ただし、計算の簡略化のために、本方法では渦の発生する誘導速度 v は $y-z$ 平面上で Scully モデル⁷⁾ で与えられるものとする。Scully モデルはヘリコプタロータの誘導速度の計測

1. 東京大学先端科学技術研究センター

2. 東京大学大学院工学系研究科、現、日立製作所マルチメディアシステム研究開発本部

データから得られたもので、無限上流から無限下流まで渦が伸びている場合の誘導速度は次式で与えられる。

$$v = \frac{\gamma}{2\pi} \frac{r}{r^2 + \delta^2} \quad (1)$$

上記の近似は物理的には渦糸の誘導速度を計算する際には、渦糸が直線に伸びていると仮定したことになる。この仮定により、数値積分が避けられる上に、渦糸の変形を上流側から下流側へ一方向に進めることができ、計算量は大幅に減少するが、渦の変形が急激な場所では誤差が増大する。 γ は渦糸の強さ、 r は渦糸の中心と計算点の距離、 δ は渦糸の渦芯の大きさを示し、本研究では翼弦長の c の1%、すなわち $\delta = 0.01c$ を使用した。また、充分下流では(1)式を使用するが、翼近傍ではそくばく渦の誘導速度を考慮し、渦糸の長さもそくばく渦までの有限のものとして誤差を小さくした。さらに、(1)式より得られる Scully モデルの誘導速度分布を、参考のために図3に示した。具体的な計算法は、このようにして $x = x$ までの渦位置が求まるとすると、 Δt 秒後に渦は $x = x + \Delta x$ の位置に移動するので、その点における $y-z$ 平面上の渦糸の位置を、全ての渦糸からの誘導速度と一様流の和によって局所流速を求め、その速度で渦糸が流されるとして計算する。計算法として2次のルンゲクッタ法を用いるので、 Δx の間の各計算点でもそれぞれの局所流速を推定している。

上記の計算法により、独立した1つの翼端渦の渦芯を計算し、図2に示す。時間とともに運動する渦芯を多数の渦糸を用いて示したもので、黒丸と白丸は各渦糸の位置を示し、白丸の動きによって渦芯が回転しながらしかも同じ形を保持し続けることがわかる。このような計算では使用する渦糸の数が充分であることが必要で、ここでは169の渦糸で1つの渦芯を表している。

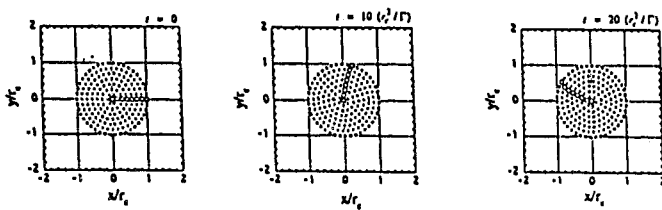


図2 単一渦芯の計算例

図3にはこの時の誘導速度分布を他のモデルと比較して示す。この計算例では各渦糸の強さ γ を一定にしているので、本計算法とランキンモデルとの誘導速度分布の差は、本計算法で渦糸に対して渦芯の大きさ δ を考慮しているためである。

この計算法の精度を検証するために、アスペクト比6.6の固定翼の翼端渦の巻き上がりを本計算法で求め、得られた誘導速度分布を実験値⁸⁾と比較した。結果を図4に示す。本

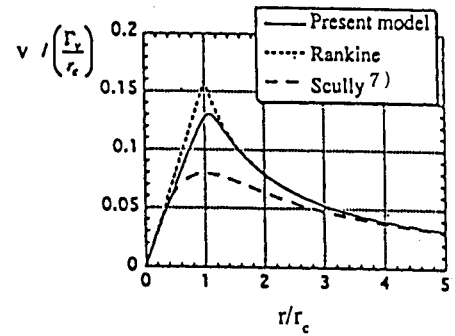


図3 単一渦芯の誘導速度モデル

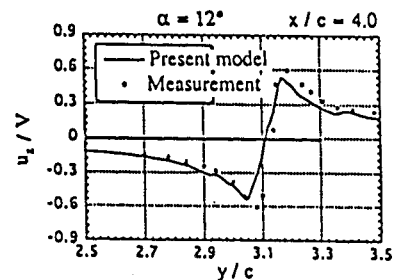
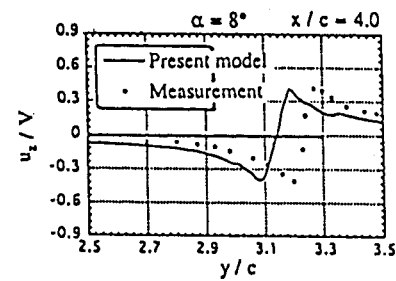
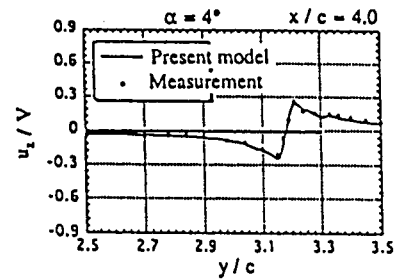


図4 翼端渦の誘導速度分布 (A=6.6)

計算法では翼の幾何形状を入力し、翼面上のそくばく渦の循環分布を局所運動量理論⁹⁾で求め、これに基づいて各渦糸の強さを定めている。図よりわかるように迎え角 $\alpha = 8^\circ$ のケースを除いて、理論値と実験値は翼端渦芯の位置、誘導速度の大きさにおいて良く一致している。また、 $\alpha = 8^\circ$ のケースも翼端渦位置を除くと、誘導速度分布は実験値と良く一致しており、さらに他の実験ケースと比較すると、 $\alpha = 8^\circ$ のケースだけ実験データの翼端渦位置が何らかの原因で外側に

移動した可能性が高い。従って、本計算法は翼に近い領域 $x = 4.0c$ (c は翼弦長) では、巻き上がりの挙動を良くとらえることができるといえる。

図5には $\alpha = 8^\circ$ のケースに対して翼端渦がどのように巻き上がるかの挙動を示す。翼近傍では小さな渦芯であったものが下流へ流されるにつれ急速に巻き上がって成長して行く様子が示されている。

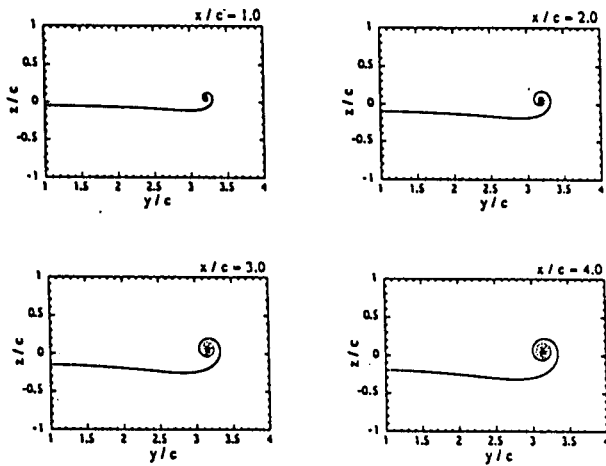


図5 翼端渦の巻き上がり
($A=6.6, \alpha = 8^\circ$)

3. 翼端渦の分割の可能性

翼渦干渉音は強い翼端渦に後続のブレードが接近して生ずるものであるので、翼端渦をいくつかの小渦に分割できれば、翼渦干渉音を低減できる可能性がある。本研究ではその可能性を調べるため、まず翼近傍で翼端渦が2つの渦芯に分割できることを示す。

翼端渦を分割するためには、翼幅方向の束縛渦の分布を急変させてやれば良い。これを実現するための翼の幾何形状はいくつか考えられるが、本研究では幾何形状そのものには主眼を置かず、その後の渦のふるまいに主眼を置いて研究を進めたので、望みのそくばく渦の翼幅方向分布を実現できる可能性を確認することだけを目的として、図6に示すようなもっとも簡単な翼形状を考え、図中の e をパラメタとして翼端渦の巻き上がりを翼近傍で計算した。結果を、

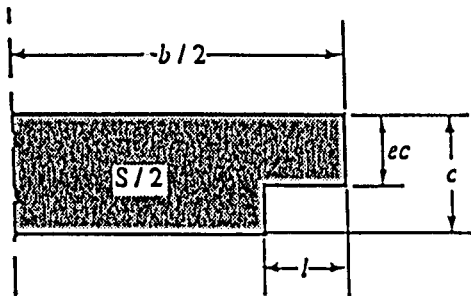


図6 翼形状

$e = 0.75, 0.50, 0.25$ に対して図7に示すが、翼近傍 $x = 4.0c$ において、翼端渦が一对の渦に分割でき、さらに $e = 0.25$ の時に両者の循環がほぼ等しいことが明らかになった。

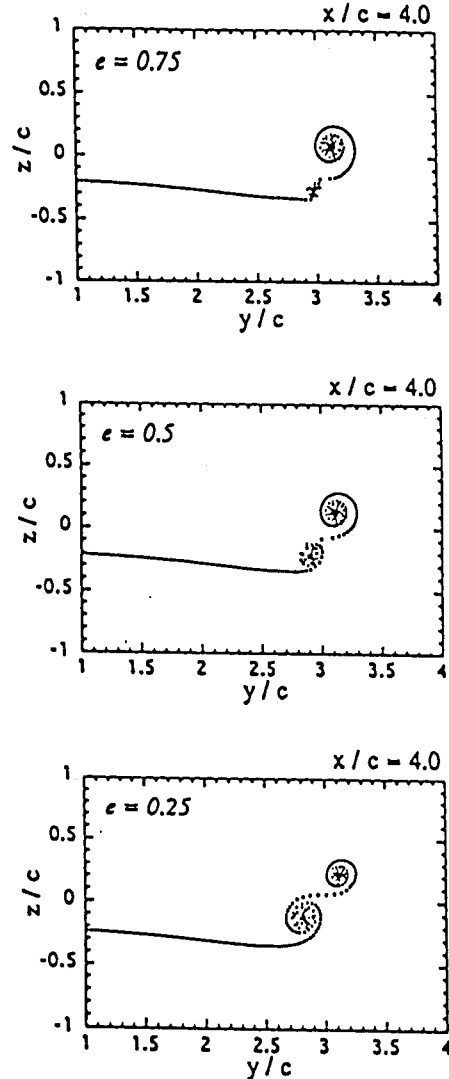


図7 翼端渦の分割

4. 一对の渦の巻き上がり

上記のように、翼近傍では翼端渦を2つの小渦に分割できることが確認できたので、これが翼渦干渉音を生ずるような充分下流まで流されていく間の挙動を調べた。結果を図8～図10に示す。なおこのような計算には多数の渦糸が必須で、例えば2つの渦を1つずつの渦糸で近似した場合、両者は等しい距離を保ちつつ互いに円運動を行う解が得られるだけである¹⁰⁾。

本研究では一对の渦の芯の大きさ r_c が等しい場合に、両者の距離がどこまで近づくと巻き上がりが起こり、1つの渦に統合されてしまうのかの境界を調べた。これは実際のロータでは、前述の方法でせつかく2つに分割した翼端渦が、その後再統合されて1つになってしまうことに相当する。図8、9の結果を比較すると、一对の渦の強さが互いに等しい

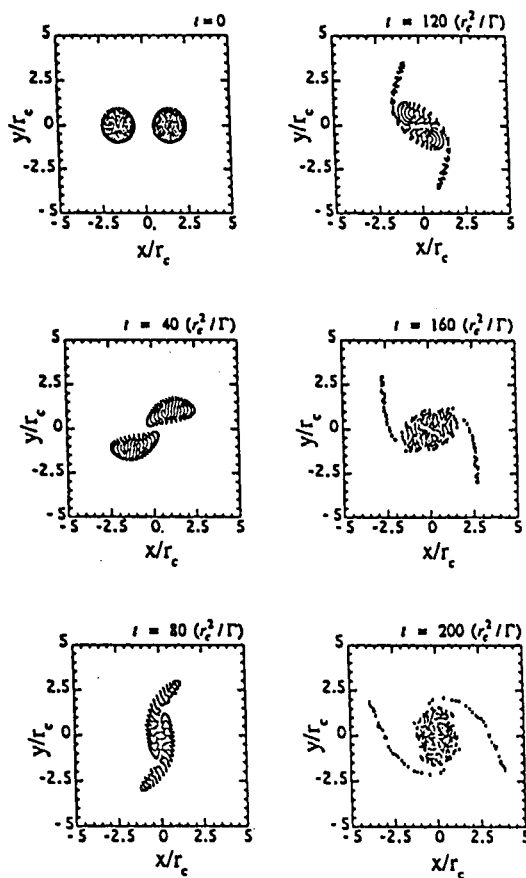


図8 一對の渦の相互干渉
 $(\Gamma_1 = \Gamma_2 = 0.5\Gamma, L_V / r_c = 3.0)$

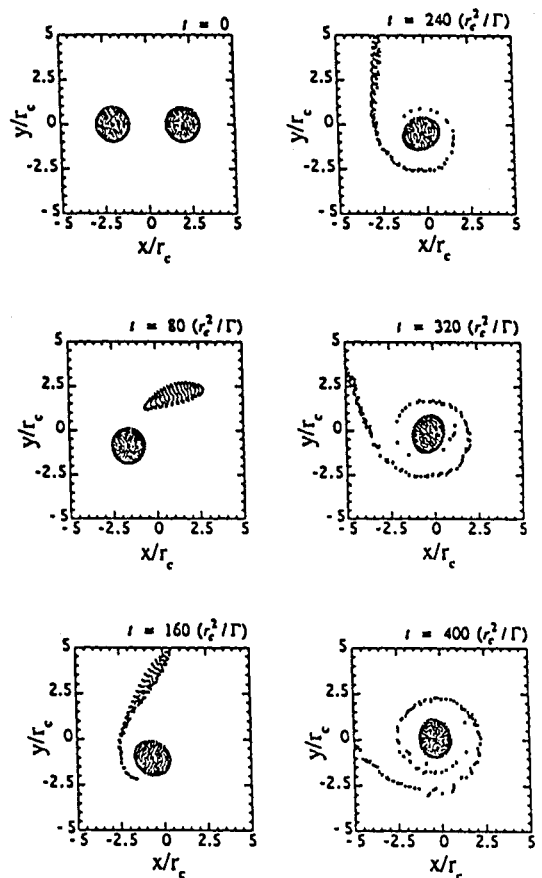


図10 一對の渦の相互干渉
 $(\Gamma_1 = 0.3\Gamma, \Gamma_2 = 0.7\Gamma, L_V / r_c = 4.0)$

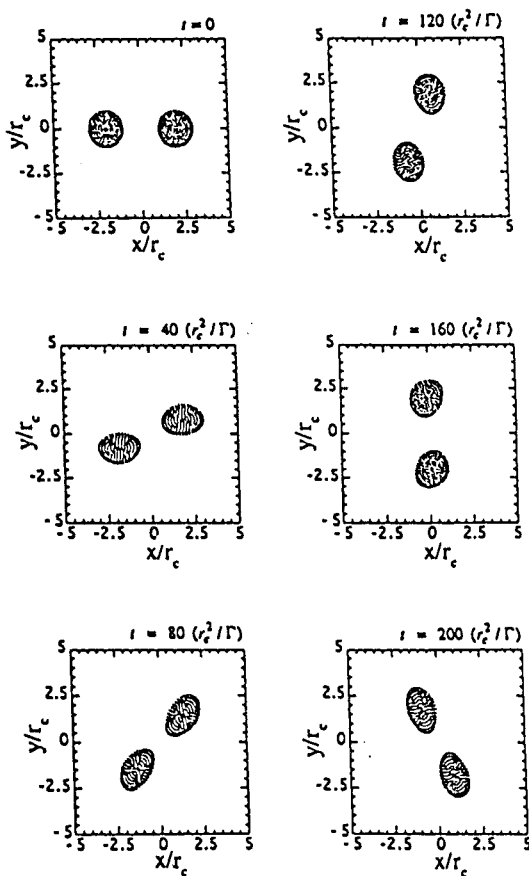


図9 一對の渦の相互干渉
 $(\Gamma_1 = \Gamma_2 = 0.5\Gamma, L_V / r_c = 4.0)$

場合、両者の距離 L_V が渦芯 r_c の4倍以上離れていれば、巻き上がりはおこらず、両者はほぼ等しい距離を保ちながら、渦芯の形を若干変形させつつ渦重心のまわりに円運動を行う。しかし4倍以下の距離であると、巻き上がりが生じ両者が1つに統合されてしまうことがわかる。さらに両者の渦の強さが異なる場合は、強い方の渦が弱い方の渦を吸収しやすくなるため、図10に示すように渦芯の4倍離れていても巻き上がりが生じてしまう。この場合 $(\Gamma_1 = 0.3\Gamma, \Gamma_2 = 0.7\Gamma)$ は、巻き上がりを防ぐためには両者の距離が5倍以上離れていることが必要で、この時、2つの渦は渦重心を中心としてほぼ定常な回転運動に入る。一般に一對の渦の渦強度が不均一になるほど、巻き上がりが起こりやすくなり、これを防ぐためには、両者の距離を不均一さに応じて大きくしてやる必要がある。

5. 翼渦干渉音の低減

翼渦干渉音は Ffowcs Williams and Hawking の波動方程式の荷重音の一種であり、先行ブレードの翼端渦が後流のブレードに接近して、ブレードの圧力が急変することから生じ

るので、その大きさを表す指標として $\frac{dC_l}{dt}$ を採用すること

にする。ここで C_l はブレードの2次元揚力係数、 τ は bV で無次元化された時刻、また $b = 1/2c$ である。この指標は、観測点を遠距離と仮定して近距離場音を省略し、また、翼の

コード方向の音源をコンパクトと見なすと、遠距離音場の

被積分関数が $\frac{dC_l}{d\tau}$ にほぼ比例することから導かれたもので

ある。

翼に働く圧力は以下に述べる2次元の非定常翼理論により求める。これは計算の簡略化のためでもあるが、また、大きな翼渦干渉音はブレードと先行ブレードの翼端渦が平行に遭遇した時に主に発生し、これをモデル化するためには、2次元非定常翼理論でかなりその本質が捕らえられるためでもある。翼はパネル法を用いて表し、各パネル内で翼弦方向に線形に変化する渦度分布を仮定し、パネル内のコントロール点で翼表面に沿って流れが発生するように、また後縁において非定常のクッタ条件を満足するように渦度を定める。翼の後縁については、翼の後縁に最も近い部分は、翼と同様に流れ方向に線形に変化する渦度分布を持った1枚のパネルで表して計算の精度を高め、その後は離散渦で表した。この離散渦も時刻ごとに各点の局所流速で流されるものとして、2次のルンゲクッタ法でその位置を時刻ごとに定めた。局所流速は、一様流速に、そくばく渦、後流の吐出渦 (Shed Vortex)、先行ブレードの翼端渦のそれぞれが誘起する誘導速度が加わったものである。このようにしてできあがった翼面上の非定常圧力の計算コードの精度を他の理論¹¹⁾と比較して図11に示す。これは翼下方 $-0.26c$ の距離で、前方から翼に水平に近づいてきた、強度 $0.2cU_\infty$ を持つ翼に平行な渦が、翼と干渉して自分の位置を変えつつ翼に圧力変動を引き起こした計算例である。図に示されているように両者は極めてよく一致しており、本計算法の精度を検証できた。

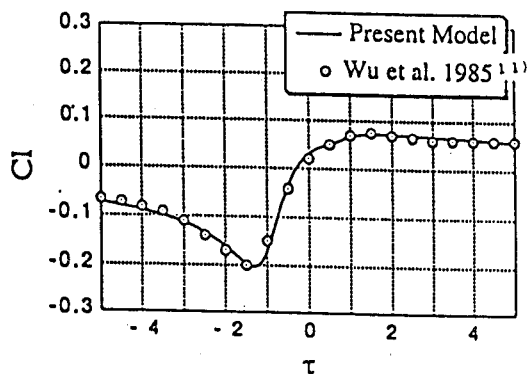


図11 平行渦に対する揚力変動

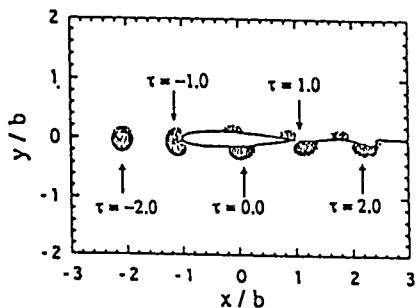


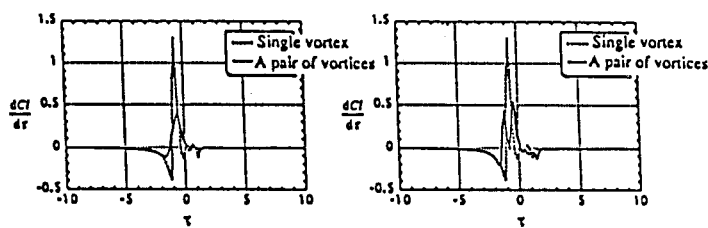
図12 単一渦の翼渦干渉

ブレードが先行ブレードの翼端渦のコアの中に侵入する最も厳しいケースを計算すると図12のようになる。この時考えているブレードの迎え角は 0° であり、また通常のロータの翼渦干渉の生ずる条件に従い、先行ブレードの翼端渦は図において時計回りの循環を持っている。従って渦の接近とともに翼はまず負の揚力を発生し、翼の下面の流速の方が上面より速くなり、1つであった翼端渦の芯が翼により2つに分断されると、下面の渦糸の方が速く翼面上を進行する。渦糸

が後縁に近づくにつれ翼の揚力は正に変化するので $\frac{dC_l}{d\tau}$ は

図13 (A) (B) の破線で示すように変化する。図からわ

かるように $\frac{dC_l}{d\tau}$ のピーク変動幅はかなり大きい。



(A) 初期角 4.5°

(B) 初期角 0°

図13 $\frac{dC_l}{d\tau}$ の変動

一方、先行ブレードの翼端渦が2つの小渦に分割されている場合は、図9に示したように渦重心の回りにお互いに回転しながら後続のブレードに接近してくる。従って後続のブレードと翼渦干渉が生ずる時の、一對の渦とブレードとの相対位置は、平行渦に限定しても多数のケースが可能である。本研究ではこのうち代表的な2つのケースをとりあげて計算を行った。いずれの場合も一對の渦の渦重心は、初期条件 $\tau = -0.2$ の時ブレード面上にあり、一對の渦の芯を結んだ線とブレード面のなす角を $\tau = -0.2$ の時に初期角とし、これが 4.5° の時と 0° の時を計算例に選んだ。初期角 4.5° の時は図14に示すように翼渦干渉が生ずる地点では、分割された翼端渦は後続のブレードをちょうど避けるように流れるため、図13 (A) の実線に示すように後続のブレードの

$\frac{dC_l}{d\tau}$ 変動を、破線で表された単独の翼端渦に対するよりも

はるかに小さくすることができる。さらに初期角 0° の時は、図15に示すように最も厳しい翼渦干渉が生ずるが、翼端渦が分割されているため1つ1つの渦の強さが小さくな

り、後続のブレードの $\frac{dC_l}{d\tau}$ の変動は、図13 (B) の実線に

しめるように、破線で表した単独の翼端渦に対するよりも、やはりはるかに小さくなっている。また図15に示すように、最初の渦と2番目の渦は、多少翼に対する相対位置が異なるがいずれも芯と翼が接触している。この結果、図13 (B) では2つのピークが計算されている。

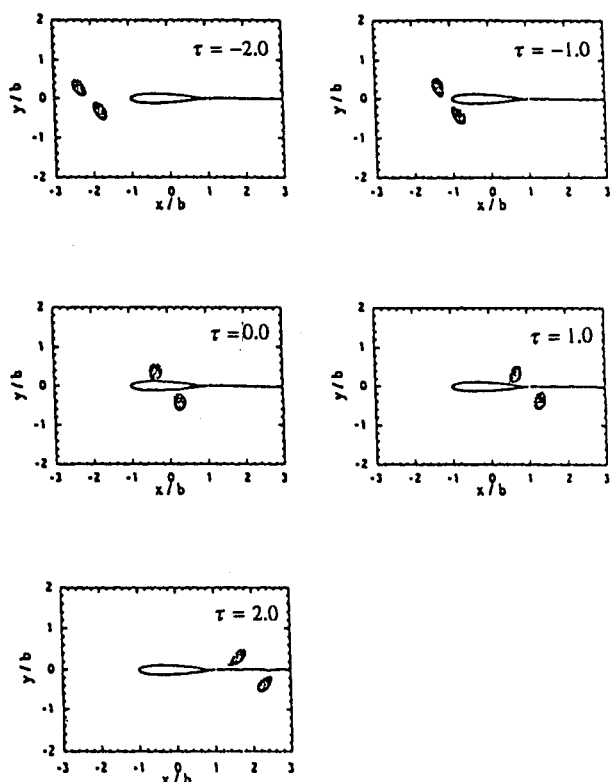


図 1 4 一対の渦の翼渦干渉 (初期角 4.5°)

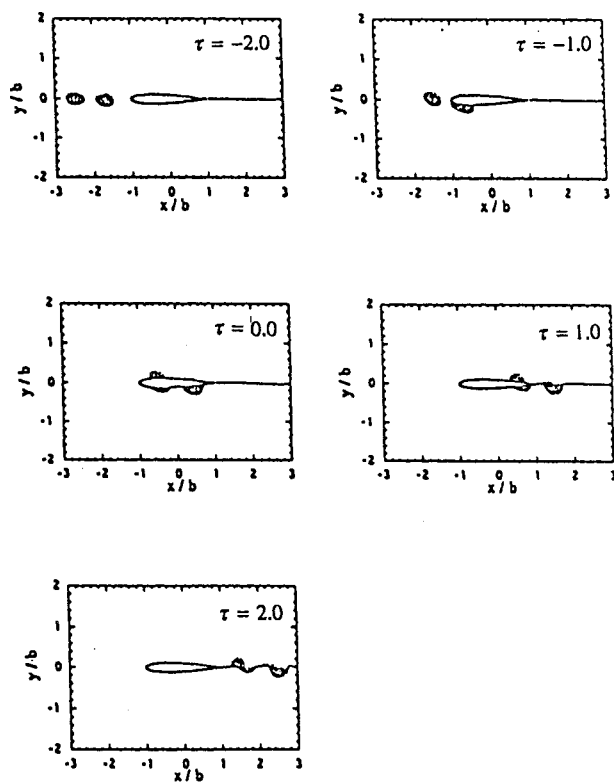


図 1 5 一対の渦の翼渦干渉 (初期角 0°)

ることにより先行ブレードの翼端渦が2つの小渦に分割できること、その小渦が再び1つの翼端渦に統合されないこと、分割された翼端渦では翼渦干渉音が低減できることを明らかにした。また分割された翼端渦が再び1つの翼端渦に統合されない物理条件を明らかにした。今後の課題としては、回転翼独特の渦の曲率の影響、らせん型渦系のもたらす誘導速度分布の影響等の解明が残されている。

参考文献

- 1) Scmitz, F., "Reduction of Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise through X-Force Control", J. of AHS, Vol.43, No.1, 1998.
- 2) Kitaplioglu, C., et. al., "Parallel Blade-Vortex Interactions : An Experimental Study and Comparison with Computations", J. of AHS, Vol.42, No.3, 1997.
- 3) Ahmad, J. and Duque, E., "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Embedded Grids", AIAA paper 94-1922, 1994.
- 4) Johnson, W., "A Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Part 1: Analysis Development", NASA TM 81182, 1980.
- 5) Spalart, P., "Airplane Trailing Vortices", Annu. Rev. Fluid Mech., Vol.30, 1998.
- 6) Krasny, R., "Computation of Vortex Sheet Roll-up in the Trefftz Plane", J. of Fluid Mech. Vol.184, 1987.
- 7) Scully, M., "Computations of Helicopter Rotor Wake Geometry and Its Influence on Rotor Harmonic Load", ASRL TR-178-1, MIT, 1975.
- 8) McAlister, K. and Takahashi, R., "NACA 0015 Wing Pressure and Trailing Vortex Measurements", NASA TP 3151, 1991.
- 9) Azuma, A. and Kawachi, K., "Local Momentum Theory and Its Application to the Rotary Wing", J. of Aircraft, Vol.16, No.1, 1979.
- 10) 今井功, 流体力学, 岩波, 1970.
- 11) Wu, J., et. al, "Unsteady Aerodynamics of an Airfoil Encountering a Passing Vortex", AIAA Paper 85-0203, 1985.

6. まとめ

本研究では多数の渦系を用いて、先行ブレードの翼端渦を解析する簡単な方法を開発し、実験値と比較してその信頼性を確かめた。また、この解析法を用いて、翼端形状を工夫す