

移動重合格子法による様々な翼端形状を持つブレードまわりの数値解析

山口 歩 (東海大学)、齊藤 茂、青山剛史 (航空宇宙技術研究所)、越智章生 (コムニータヘリコプタ先進技術研究所)

Numerical Analysis around Rotor Blade with Several Tip Shapes

by Moving Overlapped Grid Method

by

Ayumu Yamaguchi (Tokai Univ.), Shigeru Saito, Takashi Aoyama (NAL), and Akio Ochi (ATIC)

Abstract

The effects of several tip shapes on the generation of tip vortex are investigated by using a Euler CFD code based on Moving Overlapped Grid Method. It is checked that this code has a capability of capturing tip vortices reasonably. Some calculations are performed to understand the effect of tapered tip shape on the tip vortex generated from a fixed wing. It is shown that the tapered tip shape with larger taper ratio causes larger core diameter and weaker vorticity magnitude and that the trajectory of the tip vortex is shifted upward by the tapered tip shapes. Our method is also applied to investigate the effect of a tapered and an unshaped tip shape on the tip vortex generated from a helicopter blade in a forward flight condition. It is indicated that the vorticity magnitude is made weak by the tapered tip and the vortex trajectory is shifted downward by the unshaped tip. The predictions of BVI noise are conducted in this case by using an aeroacoustic code based on the FW-H formulation. The tapered tip reduces the BVI intensity at the advancing-side hotspot on a carpet noise contour below the rotor disk. In the case of the unshaped tip, both of the BVI intensities at the advancing-side and the retreating-side hotspots are reduced and the locations of the hotspots move downstream. It is concluded that the unshaped tip shape is effective for the reduction of BVI noise.

1. はじめに

ヘリコプタの Blade-Vortex Interaction (BVI)騒音は、メインローターのブレードが先行する他のブレードもしくは自身の放出した翼端渦近くを横切るときにブレード前縁付近の圧力が急激に変化して発生する音である。着陸進入などの低速降下中に主に発生し、前進方向の下方に強く伝播するのでヘリポート周辺での騒音問題の原因となり、ヘリコプタの近距離コンピュータ機としての普及の妨げの一因にもなっている。BVI 騒音の強さを決めるパラメータとしては、次の 3 つが考えられる。

1. 渦のコア径や強さ
2. ブレードと渦の垂直距離
3. ブレードと渦の交差角

これらのパラメータを上手く操作することで BVI 騒音を低減させることが可能である⁽¹⁾。これらを変化させる方法としては、アクティブ・フラップ等を用いたアクティブな方法と翼端形状を変えるパッシブな方法があるが、今回は翼端にテーパまたは下反角を用いるパッシブな方法で 1 と 2 のパラメータを変え、BVI 騒音低減に有効な形状の傾向をつかむのが目的である。

本研究ではロータ周りの解析に移動重合格子法⁽²⁾を用いた。移動重合格子法は航空宇宙技術研究所とコンピュータヘリコプタ先進技術研究所(ATIC)の共同研究によって開発され、矩形ブレードの BVI 条件の計算では、実験に近い騒音解析結果を出している。

2. 解析手法

いろいろな翼端形状を持つブレード周りの流れを解析するには当然形状による効果を考慮しなければならないが、従来の渦理論を用いた BVI 騒音予測法⁽²⁾では、翼端渦の構造に関するパラメータを外部から与えなければならず、翼端形状等の変化に対して精度の面で劣る。そこで、本研究では翼端渦を CFD で直接捉えることができる移動重合格子法を用いた。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、各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。このコードの支配方程式は圧縮性の Euler 方程式である。次式で示すようにブレード格子上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⁽¹⁾を用いている。

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

ここで、

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

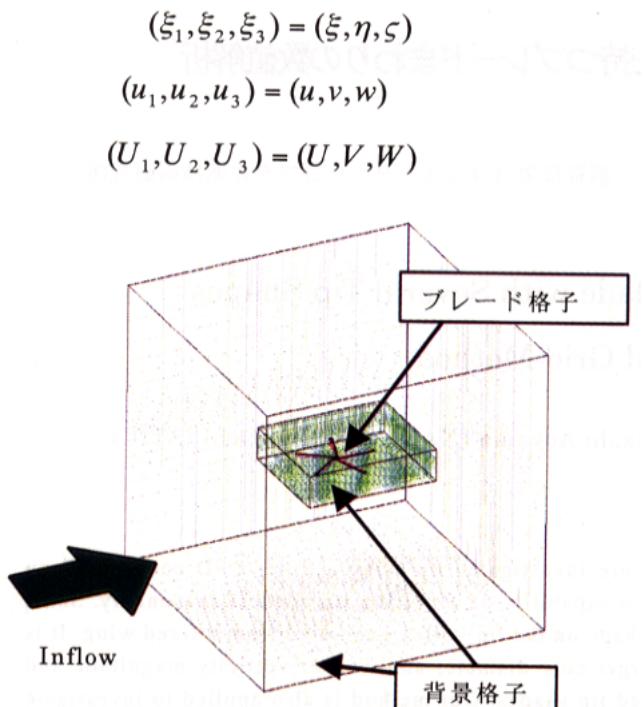


図 1 移動重合格子の格子の鳥瞰図

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できるのである。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を用いる。一方、背景格子のスキームは MUSCL+SHUS を用いた風上法で、空間、時間とともに 4 次の精度を持っている。背景格子の格子密度は BVI の原因である渦を捉える能力に直接影響するが、今回は翼弦長を c としたとき、格子間隔が $0.1c$ 以下になるような背景格子を用いた。

観測点での音圧波形の計算には次式に示される Ffowcs-Williams and Hawking⁽³⁾⁻⁽⁵⁾ の式を用いた。

$$p(x,t) \cdot H(f) = \int_{-\infty}^{\infty} dt \int G^0 \left[\frac{\partial}{\partial t} \{ \rho_0 v_n | \nabla f | \delta(f) \} - \nabla \cdot \{ p_{ij} n_j | \nabla f | \delta(f) \} \right],$$

ただし、

p : 音圧

H : ヘビーサイド関数 , τ = 音源時間

$$G^0(y, \tau | x, t) = \frac{1}{4\pi r} \delta(g),$$

$g = \tau - t + \frac{r}{c}$; 音響球面,

$f(\bar{y}, \tau)$; ブレード表面で 0 になるような
物体形状関

c ; 音速 , ρ_0 ; 平均密度 ,

v_n ; ブレード表面の局所法線速度,

p_{ij} ; 粘性テンソルと熱力学的圧力テンソル p

より成る物体表面における応力テンソル

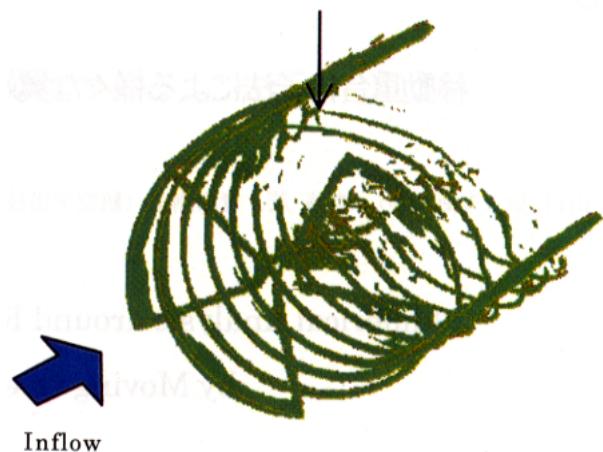
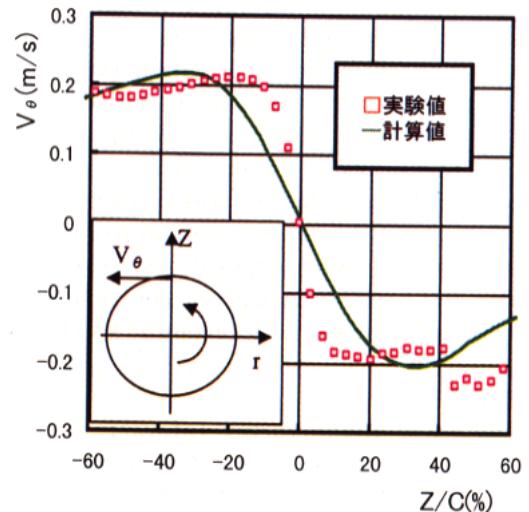
図 2 等渦度コンター ($|\omega| = 2$)

図 3 渦の速度分布

3. 渦を捉える精度の評価

移動重合格子法が Euler 方程式を用いていることと背景格子の格子密度は任意に定めることから、BVI 騒音を計算するには渦がどれだけ精度良く捉えられているかを評価する必要がある。そこで、本コードの検証をするため、ドイツとオランダの共同で作られた DNW において ATIC が行ったロータの風洞試験における PIV の結果⁽⁶⁾との比較を行った。図 2 は前進飛行中の矩形ブレード・ロータが作り出す後流の等渦度面を描いたものであるが、渦を良く捉えている様子がわかる。BVI はアジマス角 70 度および 290 度付近で起こるので、70 度付近(矢印で示した部分)における渦の誘起速度分布を実験と比較した(図 3)。この図からも渦を比較的精度良く捉えている様子がわかる。しかし、コア径が 50% 程大きく捉えられており、中心付近の速度勾配も緩やかになっている。これは数値粘性によるものである。この結果を踏まえ、以降の議論も定性的な報告に止める。

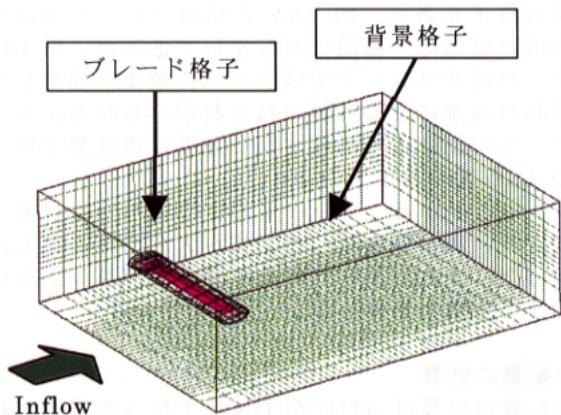


図 4 固定翼計算の格子

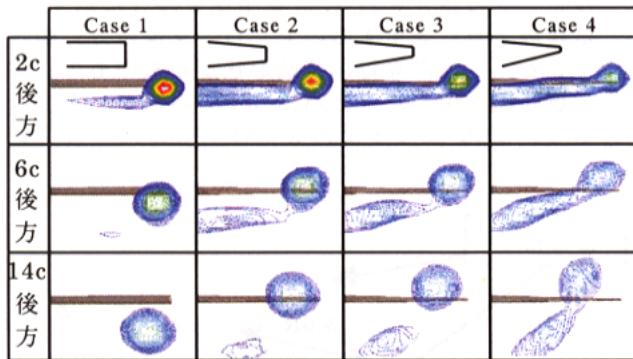


図 6 テーパ比を変えたときの渦の様子

4. 固定翼の計算

まず固定翼でのテーパによる効果を調べるために、一様流中における翼端渦の計算を行った。計算に用いた格子の鳥瞰図を図 4 に示す。ブレード格子は翼型の周りにコード長(c)の 0.5 倍、背景格子はブレード後方にコード長の 19 倍の計算領域をとっている。総格子点数は 200 万点である。表 1 に計算条件、図 5 に計算に用いたブレードの翼端形状を示す。テーパの種類としては、空力翼弦線を中心軸にテーパ比を変えたもの(Case 2, 3, 4)と前／後縁のみをテーパさせたもの(Case 5, 6)について解析した。

図 6 は翼後方の一様流に垂直な trefftz 面における渦の様子を表している。矩形ブレードでは渦が円形で、後方でも翼に対する位置はあまり変わらない。一方、テーパ付きブレードでは、テーパ比が小さくなるに従い翼端の渦度の最大値が小さくなり、渦の中心は上方に移動する。また、渦の形は縦長の楕円になる。これらは後方に行くに従い顕著になる。また、テーパ部分である半径の 80%より外側の位置に弱い渦が見られる。この渦はテーパ比が小さくなるに従い逆に強くなる。

図 7 は同様に前／後縁だけをテーパさせたときの渦の様子である。空力翼弦を中心にテーパさせたものに比べ、前縁または後縁だけをテーパさせたものの方が渦の変形が大きくなり、渦度の最大値は小さくなるが、特に前縁をテーパさせたときには、テーパ比を小さくしたときと似た現象が起こることが分かる。これらの現象は図 8 に見られるように、テーパにより翼表面圧力の Span 方向の変化が大きく

表 1 固定翼の計算条件

一様流マッハ数 M	0.6
迎角 α	6.12
アスペクト比(矩形)	9
テーパ開始スパン位置	80%
翼型	NACA23012mod

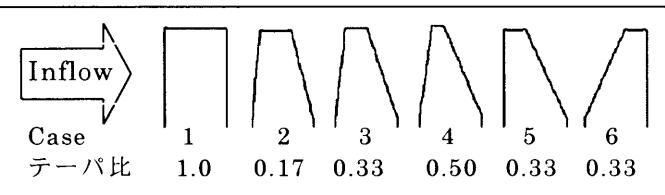


図 5 翼端形状

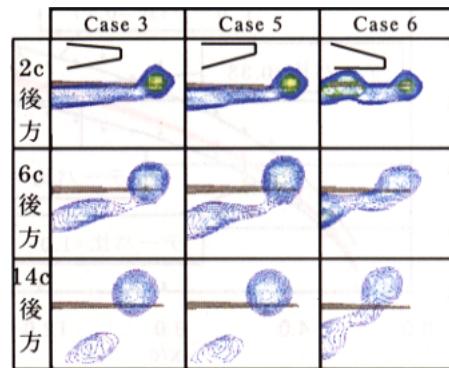


図 7 テーパ位置を変えたときの渦の様子

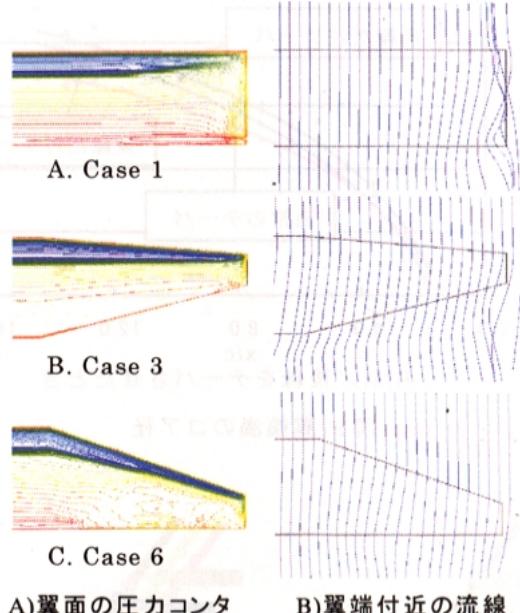
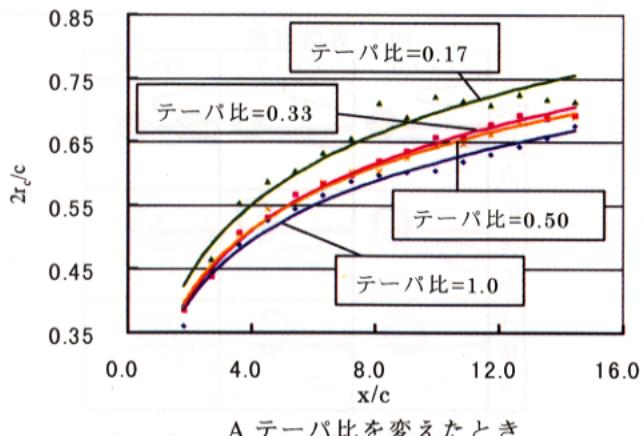


図 8 矩形の翼端とテーパの翼端の比較

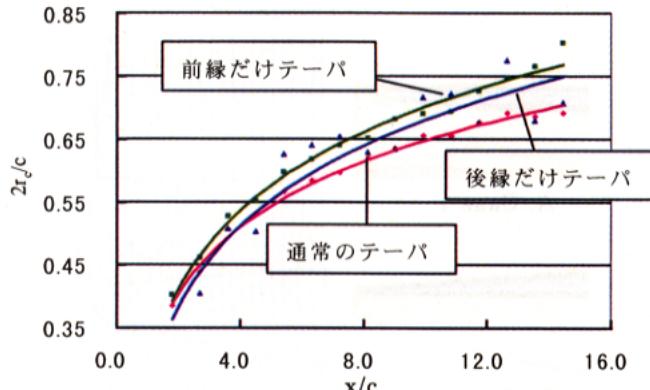
なり⁽⁷⁾、翼面に Span 方向の流れが起きたため弱い渦が発生することによるものと考えられる(図 8A, 8B)。前縁だけをテーパさせたものでもテーパ比を小さくしたものと同様な現象が起こったのは、前縁をテーパさせると Span 方向の圧力の変動がもっとも大きくなるからである(図 8C)。

翼端渦のコア径にだけ着目して Span 方向に垂直速度成分の分布を取り、その peak to peak をコア

径($2r_c$)としたときに翼後方での大きさをまとめた結果が図 9 である。横軸に翼後縁からの距離、縦軸にコア径をとっており、翼コード長で無次元化している。図 9A よりテーパ比を小さくするに従って渦のコア径が大きくなることがわかる。ただし、テーパ比とコア径の関係は非線形的で、テーパの効果を十分発揮させようとした場合、かなり小さ目のテーパ比を採用する必要がある。一方、前述したように前縁だけをテーパさせればテーパ比を小さくすることなしに同様の効果があることが図 9B からわかる。また、テーパをつけたブレードでは渦が上方に移動するが、この理由として、先ほど述べたテーパ位置から発生した渦の誘起速度により、翼端渦が上方に押し上げられることが考えられる。図 10 に翼端の



A. テーパ比を変えたとき



B. 前／後縁をテーパさせたとき

図 9 翼端渦のコア径

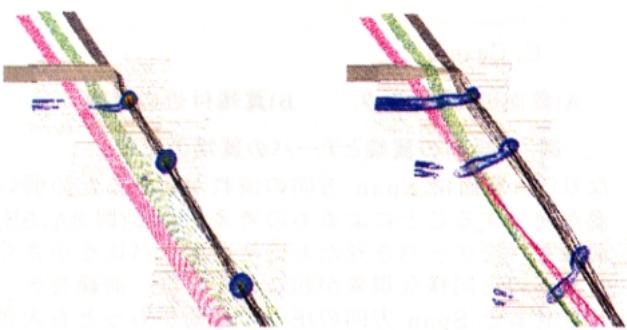


図 10 固定翼における翼端渦の流線

流線の様子を表す。図 10A の矩形ブレードでは内側の流れはほぼ一様流に対し平行であるが、図 10B のテーパ付きブレードではテーパ位置より発生したと思われる渦による流線のねじれがみられる。ちなみに、この渦により誘起される速度は渦位置では主流の 4%程度の速度である。

以上のことから、ブレード端にテーパを設けることにより、渦が弱まり、コア径が大きくなることが分かった。また、テーパにより渦位置が若干上方に移動することもわかった。

5.回転翼の計算

回転翼の計算は ATIC が DNW で行った風洞試験モデル⁽⁶⁾に基づいて行った。格子の鳥瞰図を図 11 に示す。総格子点数は 1,700 万点である。このモデルロータの諸元を表 2、計算条件を表 3 に示す。BVI は緩降下時に発生するので、ロータは後方に傾斜している。この計算は①翼端形状が矩形のもの、②空力翼弦線を中心にしてテーパ比 0.33 のテーパをつけたもの、③20 度の下反角をつけたものの各ブレー

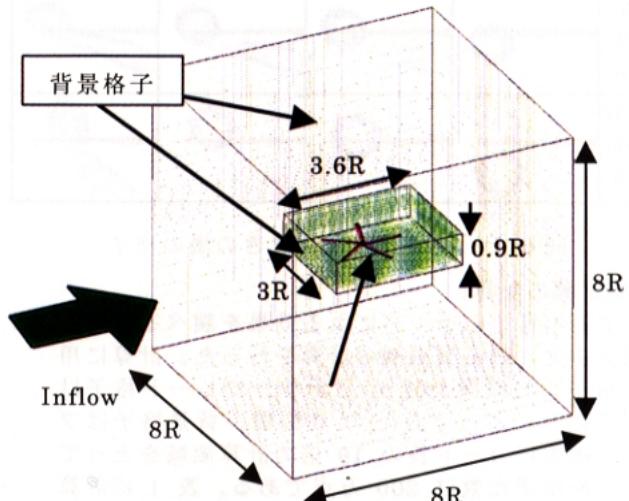


図 11 回転翼の計算格子

表 2 ロータブレードの諸元

ロータ半径 R	2.0m
翼コード長 c	0.11m
ブレード枚数 b	5枚
翼端形状	矩形
翼型	NACA23012mod

表 3 回転翼の計算条件

翼端マツハ数	0.625
前進率	0.16
シャフト傾斜角	4.5°
コーニング角	2.83°
コレクティブピッチ角	4.28°
横サイクリックピッチ角	-2.68°
縦サイクリックピッチ角	1.73°

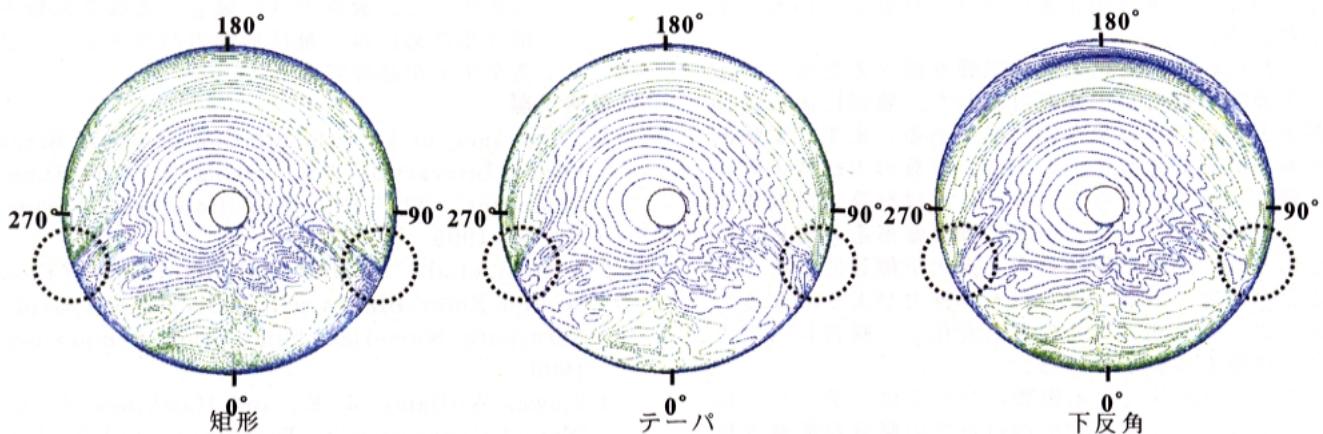


図12ロータの荷重分布

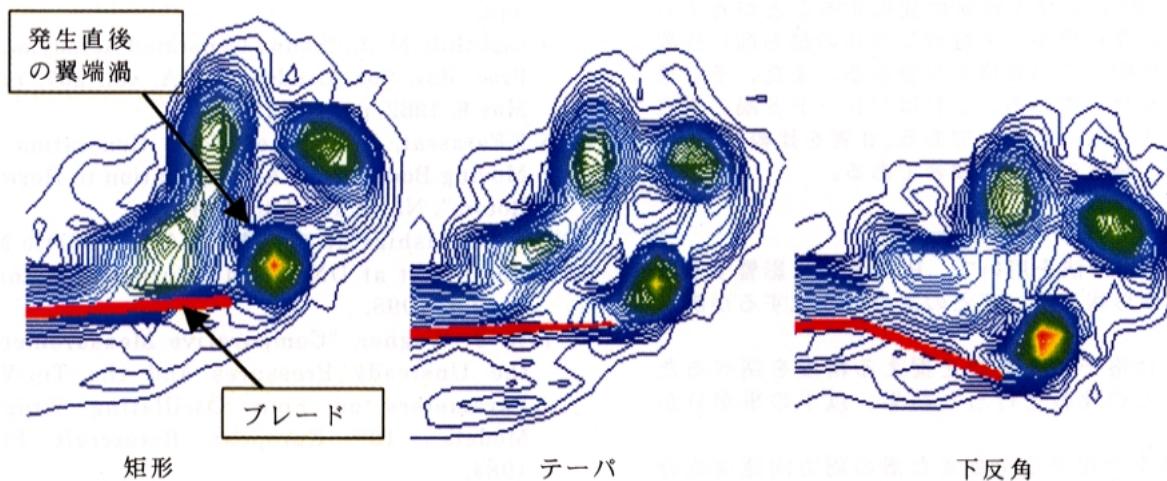


図13 翼端の渦の様子

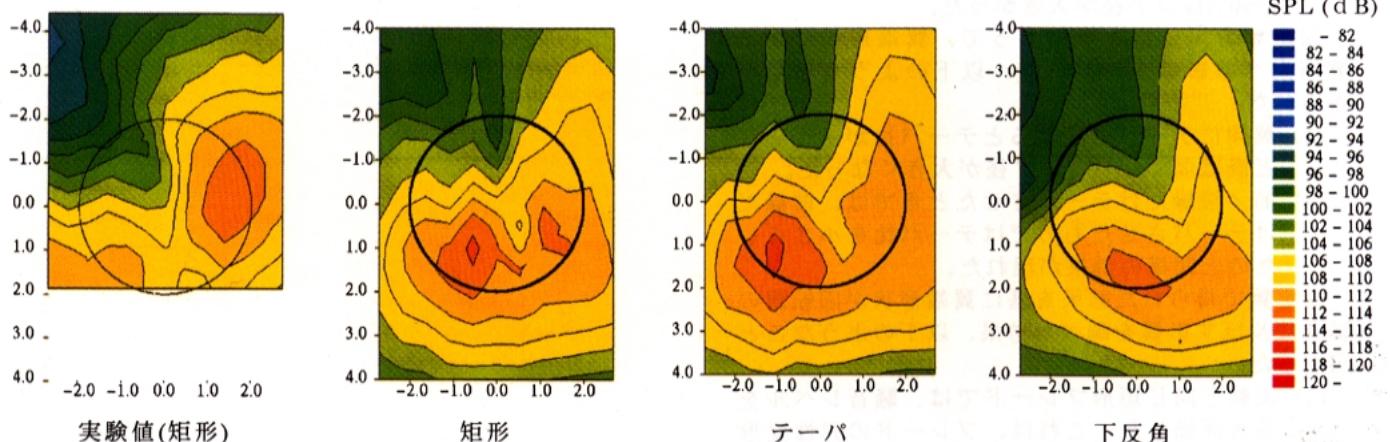


図14 驚音コンタ

ドについて行った。いずれの計算も同じトリム値で行っている。翼端形状の変化開始位置は半径の 90% 位置とした。なお、テーパ付きブレードのテーパ部分は固定翼の計算のテーパ部分と相似である。

計算による荷重分布を図 12 に示す。BVI は主に翼端で発生するが、矩形ではアジマス角 70 度および 290 度付近に BVI による荷重の急激な変動が起こっていることが分かる。これはテーパおよび下反角のブレードでも見られるが、その変動の大きさは減少している。なお、翼端形状の変化に伴う推力の

変動は、テーパの場合 -2% 程であった。

この BVI が発生しているアジマス角 70 度位置での渦の様子を描いたものが図 13 である。このモデルロータは 5 枚ブレードであるため、翼端付近に複数の渦が寄り集まっている。個々のブレードの渦を見てみると、固定翼の計算同様テーパでは矩形に比べ渦が弱くなっている。しかし、固定翼で見られた渦位置の上方への移動は見られない。また、下反角の場合、アジマス角 70 度付近では図 12 で見られるように荷重が大きくなっていることから渦度は大きくな

っているが、その渦位置は大きく移動していることがわかる。

これらの渦の変化による影響を調べるために、ロータ下面での騒音レベルを計算した。風試による騒音測定と比較した結果が図 14 である。まず、実験と矩形の計算の比較においては、計算の方が若干大きい騒音レベルになっている。これは計算では胴体部分がないことと、ブレードの弾性変形を考慮していないため、実験に比べ推力を過大予測してしまったことが原因であると思われる。推力が大きくなることでロータと渦の交差位置も変化し、騒音レベルの高い位置も移動している。

ブレード形状による影響については、テーパブレードではアジマス角 70 度付近での騒音が低減されている。これは、渦度が弱くなっていることと一致する傾向である。下反角ブレードは、渦位置が下がったため BVI の発生位置が変化することが考えられるが、計算結果からも騒音レベルの最も高い位置が後方に移動している様子が分かる。また、その最大値は低くなっている。これはブレードと渦の垂直距離が大きくなつたためである。3 者を比較すると、下反角での騒音の低下が顕著である。

6.まとめ

移動重合格子法を用いて、BVI 騒音に影響する渦構造が翼端形状によってどのように変化するか調べた。

移動重合格子による渦を捉える精度を調べるために、実験との比較を行った結果、以下の事が分かった。

- (1) 移動重合格子法で捉えた渦の周方向速度成分の分布を実験と比較したところ、実際の渦よりも 50% 程コア径が大きかった。

固定翼を用いた計算によって、翼端形状による翼端渦への影響を調べると、以下のような結果を得られた。

- (1) 翼端にテーパを設けるとテーパ比が小さいほど渦は弱くなり、コア径が大きくなつた。
- (2) 前／後縁だけテーパさせたときでは、前縁だけテーパさせたものではテーパ比を小さくしたのと同様の効果が現れた。

固定翼で得られた結果を基に翼端形状が回転翼の騒音に及ぼす影響を調べた結果、以下のようなことが判つた。

- (1) 実験と同じ矩形ブレードでは、騒音レベルを過大評価した。これは、ブレードの弾性変形などを考慮していないためである。
- (2) 翼端にテーパを与えると固定翼と同様に翼端渦が弱くなり、騒音レベルが下がつた。
- (3) 下反角を与えると渦はロータ面より下方に移動した。その結果、騒音レベルの最も高い位置が後方に移動し、その値も小さくなつた。

将来の課題としては、次のような事が挙げられる。

- (1) 移動重合格子の計算コードを改良し、渦の大きさ、強さなどで定量的な評価が行えるようにする。
- (2) 本報告による翼端形状を変更したときの騒音評価は特定の飛行条件におけるものである。

したがつて、翼端形状が騒音に及ぼす影響を調べるためにには、飛行形態のパラメトリックスタディが必要である。

参考文献

1. T. Aoyama, et al., "Calculation of Rotor Blade Vortex Interaction Noise using Parallel Super Computer", 22ND European Rotorcraft Forum, No. 81, 1996.
2. A. Ochi, et al., "A Numerical Simulation of Flow around Rotor Blades using Overlapped Grid", Aerospace Numerical Simulation Symposium, 1999.
3. Ffowcs Williams, J. E.; and Hawkins, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion", Phil. Trans. Roy. Soc. London, ser. A, vol. 264, May 8, 1969, pp. 321-342.
4. Lighthill, M. J., "Sound Generated Aerodynamically", Proc. Roy. Soc. London, ser. A, vol. 267, no. 1329, May 8, 1962, pp. 147-182.
5. F. Farassat, "Theory of Noise Generation From Moving Bodies with An Application to Helicopter Rotors", NASA TR R 451, 1975.
6. A. Murashige et al., "ATIC Aeroacoustic Model Rotor Test at DNW", 24th European Rotorcraft Forum, 1998.
7. W. J. Wagner, "Comparative Measurements of the Unsteady Pressures and the Tip-Vortex Parameters on Four Oscillating Wing Tip Models", 10th European Rotorcraft Forum, 1984.