

渦法による水平軸風車翼周りの非定常流れ解析

Numerical Analysis of Unsteady Flow through a Horizontal Axis Wind Turbine Blade by a Vortex Method

小島 成, 横浜国大, 〒240-8501 横浜市保土ヶ谷区常盤台 79-5, E-mail: d98ja001@ynu.ac.jp
 亀本喬司, 横浜国大, 〒240-8501 横浜市保土ヶ谷区常盤台 79-5, E-mail: kame.post.me@ynu.ac.jp
 Akira OJIMA, Yokohama National University, 79-5 Tokiwadai, Hodogaya-ku, Yokohama 240-8501, Japan.
 Kyoji KAMEMOTO, Yokohama National University, 79-5 Tokiwadai, Hodogaya-ku, Yokohama 240-8501, Japan.

Recently, the present authors have developed a vortex method for two and three-dimensional analyses of viscous unsteady flows, aiming at the application of it toward various engineering problems. On the other hand, the flow in turbomachinery is known to be a complicated three-dimensional and unsteady vortex flow, and further development of numerical methods for reasonable prediction of the complex and unsteady flow is expected for improvement of reliability in design of turbomachinery. In this study, in order to investigate the applicability of the advanced three-dimensional vortex method to turbomachinery, numerical simulation of unsteady flow around a Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT) was carried, and reasonable results were obtained. As typical results of the simulation, an instantaneous flow pattern represented by discrete vortices, pressure contours on the blade surface and the relationship between the output power and the tip speed ratio of the turbine blade are shown in this paper.

1. 緒言

風力は、クリーンかつ再生可能なエネルギーである事から、次世代のエネルギー資源の一つとして有望視されている。しかし風力は、水力に比べエネルギー密度が小さく、風速、風向などが定まらないことによりエネルギー供給が不規則であるという欠点も併せ持っている。これらの欠点を補い効率良くエネルギーを得るための風力発電システムの開発が現在進められている。

従来、風力発電用タービンは、定格運転時の最適形状として設計されるが、実際は自然風況下で運転され、流入する流れの特性によってタービン翼周りの流れの様相および翼性能も変化するため、設計点以外の性能も重要となり、主として実験により研究が進められている。しかし、高速で回転する翼周りで発生する非定常な流れ現象を実験によってのみ解析することは容易な事ではないため、実験にかわり正確に非定常流れを予測できる数値解析手法の開発が望まれている。

従来、風車翼周りの流れ解析には、運動量理論、翼素理論、局所循環論⁽¹⁾、渦理論⁽²⁾、加速ポテンシャル理論⁽³⁾に基づく非粘性解析が多くなされてきた。これらの解析は、剥離などの非定常現象の発生しない設計点付近の流れ解析において成果を挙げている。最近では飯田ら⁽⁴⁾が、有限差分法を用い回転座標系における擬似圧縮性解法を適用して回転翼周り粘性流れの定常解析を行った結果を報告している。また Duqueら⁽⁵⁾は、圧縮性解法を用いて回転翼に加えハブおよびタワーも含めた大規模な解析を行った結果を報告している。

本報では、計算格子の形成を必要とせず境界条件の組み込み易さなど非定常解析に適している渦法を用いて回転翼周りの非定常流れ解析を行った結果を報告し、その有効性について検討する。

2. 渦法

2-1 基礎方程式

非圧縮性流れは、Navier-Stokes 方程式の回転(Rotation)から得られる渦度輸送方程式および発散(Divergence)から得られる圧力ポアソン方程式により定義される。

$$\frac{\partial w}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \text{grad})w = (\mathbf{w} \cdot \text{grad})\mathbf{u} + \mathbf{n}\tilde{N}^2w \quad (1)$$

$$\tilde{N}^2 p = -\mathbf{r} \text{div}(\mathbf{u} \cdot \text{grad} \mathbf{u}) \quad (2)$$

ここで \mathbf{u} および w は、それぞれ速度ベクトルおよび $w = \text{rot} \mathbf{u}$ 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 \mathbf{r} における速度は、式(3)に示す Biot-Savart の式⁽⁶⁾より得ることができる。

$$\mathbf{u} = \int_V \mathbf{w}_0 \times \tilde{N}_0 G \, dv + \int_S [(\mathbf{n}_0 \cdot \mathbf{u}_0) \cdot \tilde{N}_0 G - (\mathbf{n}_0 \times \mathbf{u}_0) \times \tilde{N}_0 G] \, ds \quad (3)$$

ここに、サブスクリプト "0" は、位置 \mathbf{r}_0 における変数、微分及び積分を表わし、 \mathbf{n}_0 は \mathbf{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、三次元流れ場において $G=1/(4\pi R)$ で与えられる。ただし、 $\mathbf{R}=\mathbf{r}-\mathbf{r}_0$ および $R=|\mathbf{R}|$ 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わし、第二、第三項の内、外積は、それぞれ境界面上の法線及び接線方向速度を意味し、境界面上に吹出し及び渦が分布しているのに相当する。つまり渦法では、非圧縮粘性流体において速度場は、流れ場における渦度の空間積分および境界面に分布する吹出し及び渦の境界積分より得られる。

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。本報では、式(4)に示す Uhlman⁽⁷⁾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。

$$\mathbf{b}H + \int_S H \frac{\partial G}{\partial \mathbf{n}} \, ds = - \left[\int_V \tilde{N}G (\mathbf{u} \times \mathbf{w}) \, dv + \int_S G \mathbf{n} \cdot \frac{d\mathbf{u}}{dt} \, ds + \mathbf{n} \int_S \mathbf{n} \cdot (\tilde{N}G \times \mathbf{w}) \, ds \right] \quad (4)$$

ここに \mathbf{b} 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 $H=p/\rho + |\mathbf{u}|^2/2$ で定義される。

2-2 渦要素導入法

渦度の発生は、渦度を持つ渦要素を流れ場に新たに導入することにより表現される。その離散化及び導入法は境界層近似の導入の度合いに応じて大きく三つのレベルに分類される⁽⁸⁾。本報では、境界層近似を最大限に取り入れ、物体表面上に存在する境界層については厚さを省略し非粘性渦面と見なし、あらかじめ特定できる位置から時間的に連続して速度剪断層が放出されると仮定し渦要素を導入する手法

(Model-1)および境界層近似を導入せず境界層内も含め、流れ場全体の渦度の分布を離散渦要素で置き換え、それらの挙動を追従することにより流れ現象を解析する手法(Model-2)の2種類の渦要素導入法を用い回転翼周りの流れ解析を行う。

(Model-1) 簡易渦要素導入法

流体の粘性及び移流に伴う渦度の生成は、物体周り全域にわたって考慮しなければならない。ただし、剥離点が特定できる流れ(角部を有する物体周りの流れなど)では、剥離点から延びる剥離剪断層を離散渦要素によって表現することが可能である。本手法では、翼後縁および翼端からのみ離散渦要素を導入することにより翼周りの流れ場を表現する。

翼後縁において、物体近傍の境界層内で生成される渦度は、図1および2に示すように反り線に沿って流れ場に放出される。翼後縁近傍の2点A、Bにおいて生成される渦の強さは、それぞれ $Da_A = n_A \times u_A$ 、 $Da_B = n_B \times u_B$ で表される。ただし、 n および u は、単位法線ベクトルおよび境界面における速度ベクトルとする。また、2点A、Bで生成した渦度は、それぞれ $u_A/2$ 、 $u_B/2$ の速度で移流される。つまり、微小時間 Dt に翼後縁から流出する渦の強さは、それぞれ $a_A = Da_A \cdot DS_A \cdot Dl_A$ 、 $a_B = Da_B \cdot DS_B \cdot Dl_B$ となる。ここに Dl は、翼後縁パネルの翼幅方向長さであり、 DS は微小時間 Dt に渦要素が翼後縁を横切って流出する長さであり、 $DS = u/2 \cdot e_x \cdot Dt$ で定義される。ただし e_x は、反り線に平行かつ翼後縁に垂直な単位ベクトルである。流れ場には、渦強さ a_A および a_B を有し流れ方向に DS 、翼幅方向に Dl および厚さ $Dh = 1.136(n \cdot Dt)^{1/2}$ の長さを持つ渦要素として導入する。同様に翼端においては、図3に示すように翼面に対してなす角 f ($\tan f = u_B \cdot e_x / u_A \cdot e_x$ の関係を満たす)に平行な渦要素を導入する。図1に示したように、本解析において流れ場に導入された渦要素は、境界面から翼弦長の5%離れた位置で円筒状のStick要素に置き換え、またStick要素の断面直径 $2e$ および渦管長さ l_{stick} が、 $l_{stick} < 2e$ となるとき球状のBlob要素に置き換えることとする。

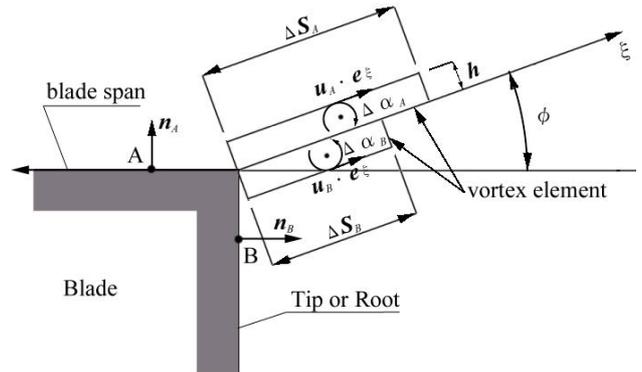


Fig.3 Introduction of nascent vortex elements from blade tip and root

(Model-2) 壁面渦度要素導入法

流れの中に物体があるとき、物体表面では粘着条件により物体との相対速度は零になる。このとき物体近傍に発達する境界層内は、速度勾配が大きく、渦度の変化も大きい領域である。これら渦度の分布を全て離散渦要素で置き換え、それらの挙動をラグランジュ的に追従することにより境界層剥離などの流れ現象を自然に表現することができる。このとき物体壁面から生成される渦度の分布は、物体壁面上で粘着条件を満足しなければならない。そこで本報では、物体表面近傍の速度分布を近似することにより渦度の層を仮定し、その渦層内の渦度の移流・拡散といった挙動をより直接的に取り扱う手法を適用する。速度を参照する高さ h を設定することにより、物体から高さ h の渦層を仮定する。図4において渦層内の速度分布を渦層外端の速度および物体面上での粘着条件($v=w=0$)に基づき直線で近似すると、渦層内の渦度が移流によって速度参照点を含む渦層外面を通過する速度 V_c は、連続の条件より次式により得ることができる。

$$V_c = \frac{1}{DS_p} \sum_{i=1}^4 \int_{DS_i} u_{si} ds \quad (5)$$

$$u_{si} = \mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n}_{si}$$

$$DS_i = h \cdot Dl_i$$

このとき、 DS_p 、 u_i および n_{si} は、それぞれ速度参照点を含む面の面積、壁面渦度要素側面に対する法線方向速度および法線ベクトルを表わす。壁面近傍の渦層内の渦度は、式(5)から得られる速度により高さ h の面を通過して流れ場へ流出する。また、壁面近傍の渦層内に分布する渦度は、自身の粘性拡散作用によっても流れ場へと広がり出す。粘性拡散によって流れ場へ広がり出す速度 V_d は、Vorticity Layer Spreading法⁽⁹⁾を用いて考慮することとし次式で与える。

$$V_d = \frac{c^2 \mathbf{n}}{2h} \quad (c=1.136) \quad (6)$$

ここに、 \mathbf{n} は動粘性係数である。したがって、壁面近傍の渦層から流れ場への渦度の流出は、 $V_c + V_d > 0$ となるときに流れ場へ渦要素を導入することにより表現する。導入される渦要素の代表する渦度 w_{out} は、渦層内の渦強さが保存されるとして次式により決定される。

$$w_{out} = \frac{\int_{V_{in}} w dv}{V_{in} + V_{out}} \quad (7)$$

$$h_{out} = (V_c + V_d) \cdot dt$$

$$V_{out} = DS_p \cdot h_{out}$$

ただし V_{in} は、渦層内の要素体積とする。導入される渦要素

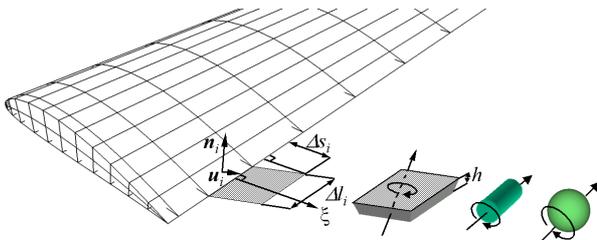


Fig.1 Nascent vortex elements

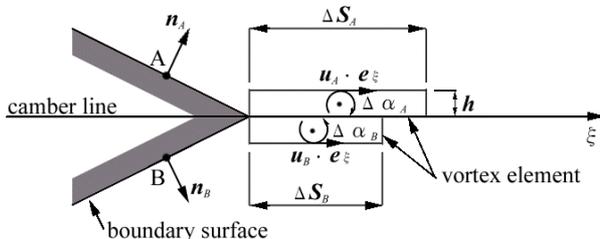


Fig.2 Introduction of nascent vortex elements from trailing edge

は、面積 ΔS_p および厚さ h_{out} を有し、要素内に渦度 w_{out} が一様に分布する平板状の渦要素として導入する。また本手法では、壁面近傍の速度勾配を近似していることにより、壁面せん断応力 t_w は次式により容易に求めることができる。

$$t_w = m \frac{\partial u}{\partial y} = -mw \quad (8)$$

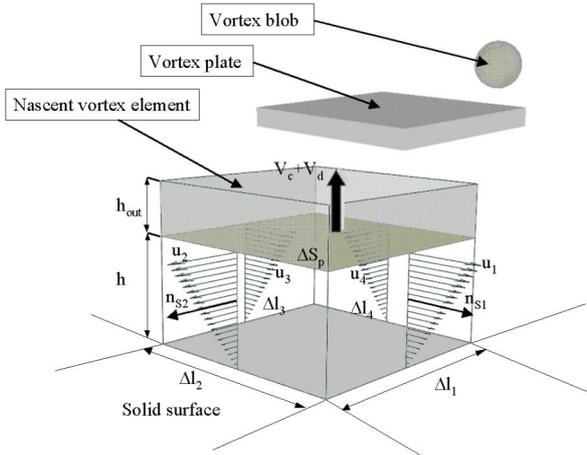


Fig.4 Introduction of a nascent vortex element from solid surface

2-3 離散渦要素

本解析では、離散渦要素として Blob 要素および Stick 要素を用いる。Blob 要素および Stick 要素は、それぞれ点対称な渦度の分布を持つ球型要素および円筒型要素である。Blob 要素は、渦度 $w_i=(w_x, w_y, w_z)$ 、位置 $r_i=(r_x, r_y, r_z)$ および粘性核半径 e_i により定義され、渦要素まわりの渦度分布は、 $w_i(r)=w_i q(|r-r_i|/e_i) \cdot e_i^{-3} dv_i$ で表わされる。ただし $x=|r-r_i|/e_i$ とすると $q(x)$ は、球対称な分布関数であり、本解析では Winckelmanns & Leonard⁽¹⁰⁾により提案された分布関数 $q(x)=15/8 p(x^2+1)^{-7/2}$ を用いる。同様に Stick 要素は、渦度 $w_i=(w_x, w_y, w_z)$ 、位置 $r_i=(r_x, r_y, r_z)$ 、粘性核半径 e_i および渦度に平行な長さ l_i により定義される。ただし、Stick 要素内の渦度は一様に分布するとした。

任意の位置 r における離散渦要素の移流は、 $dr/dt=u$ により表わせる。本解析では微小時間 dt に流体粒子が移動する軌跡は、近似的に2次精度の Adams-Bashforce 法により計算する。一方、移流及び粘性拡散による渦度の変化は、中西と亀本により改良された3次元 Core-Spreading 法^{(11), (12)}を用いる。

3. 結果および考察

3-1 解析条件

本報では、図5に示すように一様流 U_∞ 中で y 軸周りに角速度 Ω で回転している水平軸風車翼周りの非定常流れ解析を行う。解析対象とする風車翼は、工業技術院機械技術研究所で低レイノルズ数領域かつ広い仰角範囲で高揚抗比を実現する翼型として開発された MEL012 型翼⁽¹³⁾を断面形状とする風車翼および Vermeer⁽¹⁴⁾により行われた実験において使用された NACA0012 翼型を断面形状とする風車翼とする。図6に各翼断面形状を示すとともに、表1には風車翼の仕様、表2には解析条件の詳細をそれぞれ示す。風車翼表面は、572枚の吹出しおよび渦分布パネル[22(翼幅方向)×26(翼周)]で構成される。ただし渦パネルの強さは、その時刻までに流れ

場に導入された渦要素の持つ渦強さの総和と釣り合うように翼周りに一様な強さで分布するものとした。

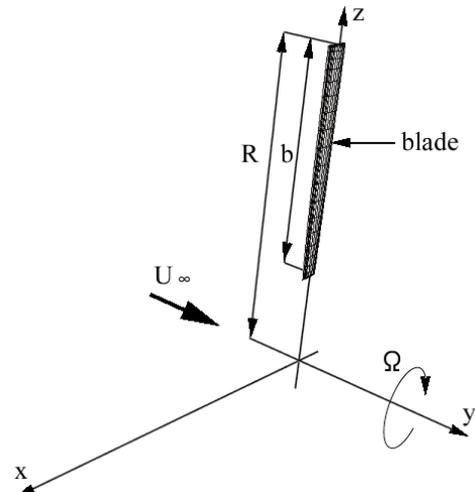


Fig.5 Coordinate system for wind turbine rotor

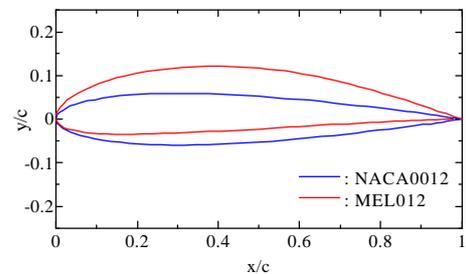


Fig.6 Shape of blade section

Profile	MEL012 (no-taper)
Blade number	N=1
Span length	B/R=0.7
Cut-off radius	Rcut/R=0.3
Aspect ratio	Ar=b/c=8.0
Twist angle	$\theta=4.8 \sim 15.2$ [deg]

(a) MEL012

Profile	NACA0012 (no-taper)
Blade number	N=1 or 2
Span length	B/R=0.7
Cut-off radius	Rcut/R=0.3
Aspect ratio	Ar=b/c=5.25
Twist angle	$q=(q_{tip}+6.0)-6.67 \times (r/R)$ [deg] (0.3<r/R<0.9) $q_{tip}=0.0$ [deg] (0.9<r/R<1.0)

(b) NACA0012

Table.1 Specification for wind turbine blade

Rotational radius of the blade tip	R
Chord length of the blade section	c
Angular velocity	Ω
Tip velocity	$V=RW$
Tip speed ratio	$\lambda=R\Omega/U_\infty$
Period of one rotor revolution	$T_0=2\pi R/(RW)$
Time interval	$dtV/R=T_0/200$
Reynolds number	$Re=VR/\nu=1.0 \times 10^6$

Table.2 Calculation conditions

3-2 流体力係数

水平軸風車の性能を考察するために出力係数(Power Coefficient)および軸抗力係数(Axial Drag Coefficient)を次のように定義する。

$$C_{power} = \frac{T \cdot W}{1/2 \cdot r U_{\infty}^3 p R^2} \quad (9)$$

$$C_{Daxis} = \frac{D_{axis}}{1/2 \cdot r U_{\infty}^2 p R^2} \quad (10)$$

ここに T 及び D_{axis} は、翼に作用する回転トルクおよび軸抗力である。翼表面に作用する圧力は式(4)より得られ、その非定常圧力およびモーメントを翼表面に沿って積分することにより T および D_{axis} を算出する。また、翼幅方向の各断面翼素に作用する流体力を見積もることは、翼の性能を調べる上で非常に有効である。図7に示すように任意断面の翼素には、流体力 dF が作用し、流れ方向に抗力 dD および流れと垂直方向に揚力 dL が作用する。ここに a および b は、それぞれ軸方向および回転方向の誘導係数であり、 α_{eff} は誘導仰角である。任意断面の翼素に作用する流体力 dF の回転方向成分 dL_T および軸方向成分 dD_T をそれぞれ次式のように無次元化して定義する。

$$C_{LT} = \frac{dL_T}{1/2 \cdot r V^2 c} \quad (11)$$

$$C_{DT} = \frac{dD_T}{1/2 \cdot r V^2 c} \quad (12)$$

ただし回転方向力 dL_T および軸方向力 dD_T は、翼表面の圧力を翼断面内で周積分する事により算出する。

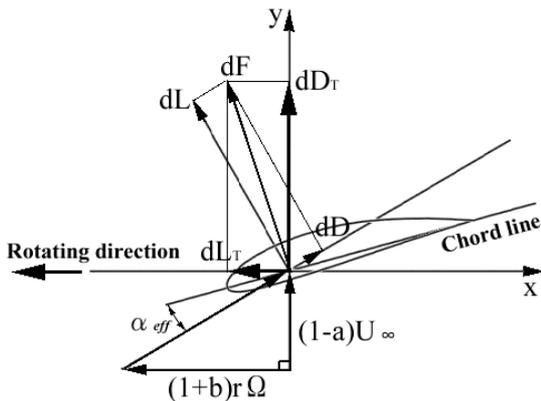
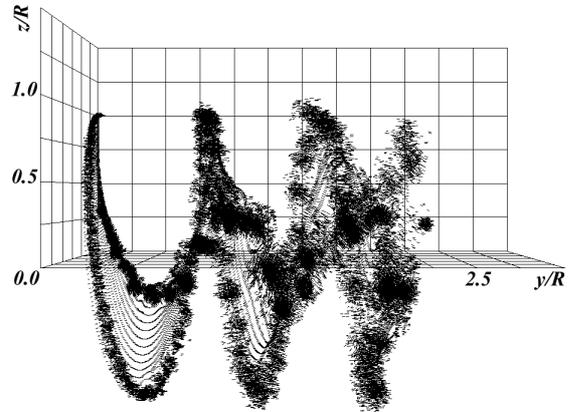


Fig.7 Aerodynamic force acting on the element of rotor blade

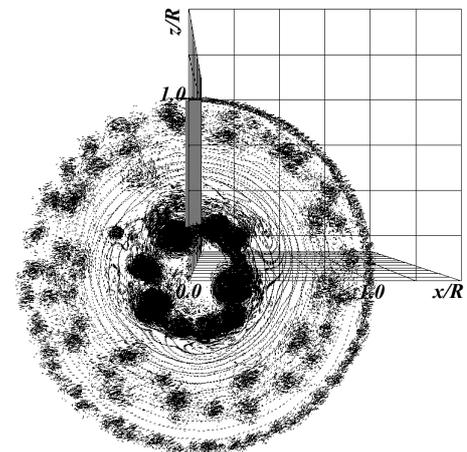
3-3 MEL012 風車翼周りの非定常流れ特性

一様流中で回転する風車翼後方の渦構造を離散渦要素分布より説明する。図8には、周速比 $I=8$ で回転する風車翼周りのフローパターンを示す。回転初期の流れでは、翼後縁から流出する出発渦と翼端から流出する強い縦渦が干渉し合い複雑な渦構造を形成する。時間の経過に伴い出発渦は下流へと流れ去り、翼端渦が支配的な流れ場となる。また図8(b)より、翼端から流れ出す翼端渦が、後流に向かうにつれて徐々に渦塊を形成している様子が伺える。特にハブ側から流出する渦が、翼端側から流出する渦に比べ大規模な渦塊を形成している様子が伺える。これらの渦塊は、周速比が増大した場合や、流体がローター回転面に対して角度をもって流入する際、翼表面近傍を通過することが予想され、渦塊の挙動が騒音や翼の振動などに大きな影響を及ぼすと考えられる。したがって渦塊の発生、挙動を事前に予測することができ

ば、騒音対策、構造強度設計に対して有効であると考えられる。なお、図8(b)において翼端側から流出する渦が流下するにつれて見かけ上、半径が小さくなるように感じられるが、これは図8(b)がローター回転面前方より見た鳥瞰図であるためであり、図8(a)に示されるように実際には、次第に半径が大きくなる傾向にある。



(a) y-z plane



(b) x-z plane

Fig.8 Flow patterns represented by discrete vortex elements ($I=8, T/T_0=3.0$)

図9に式(9)、(10)で定義される出力係数 C_{power} および軸抗力係数 C_{Daxis} の時間履歴をそれぞれ示す。出力係数及び軸抗力係数が、周期的に変動している様子が伺える。これは、出発渦が翼の後方を通過する際の影響が現われていると考えられる。時間の経過に伴い出発渦が後流へ流れ去ることにより、出力係数および軸抗力係数の変動幅も減少している様子が伺える。

図10~12に周速比 $I=4, 8, 14$ における3回転後の翼表面圧力分布を示す。図10に示す周速比 $I=4$ のとき高い圧力を有する淀み線は、圧力面側に見て取ることができ、低圧領域が負圧面側の翼前縁付近に形成されている様子が伺える。周速比 $I=8$ および 14 のとき、 $I=4$ の場合に比べて負圧面側の低圧領域が広がっている様子が伺える。また周速比 $I=14$ のとき、圧力面側前縁の翼端付近にも低圧領域が形成されている様子が伺える。ただし本解析では、翼面からの剥離は考慮されていない。実際の流れにおいては、周速比 $I=4, 14$ のとき翼面からの剥離により翼面上には複雑な圧力係数分布が形成されると考えられる。

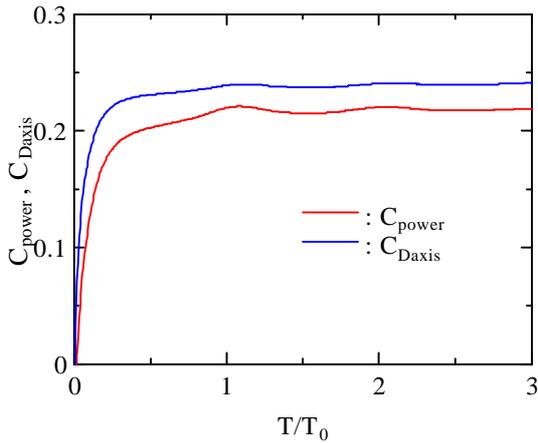


Fig.9 Time histories of power and axial drag coefficients ($I=8$)

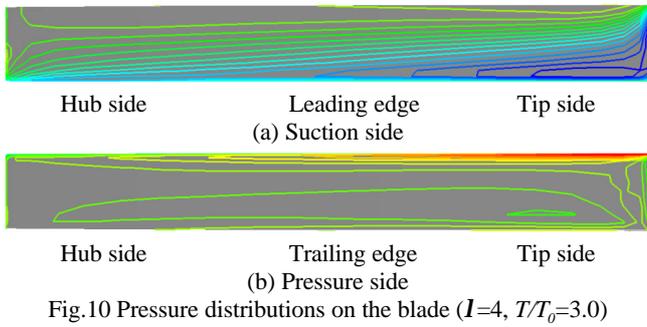


Fig.10 Pressure distributions on the blade ($I=4, T/T_0=3.0$)

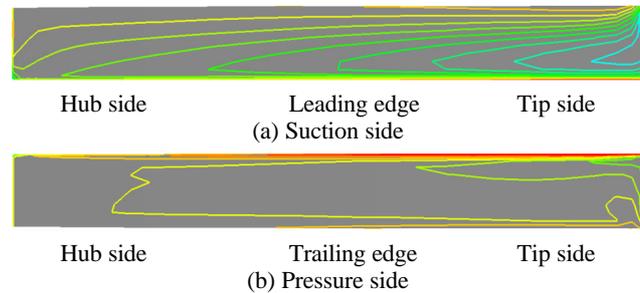


Fig.11 Pressure distributions on the blade ($I=8, T/T_0=3.0$)

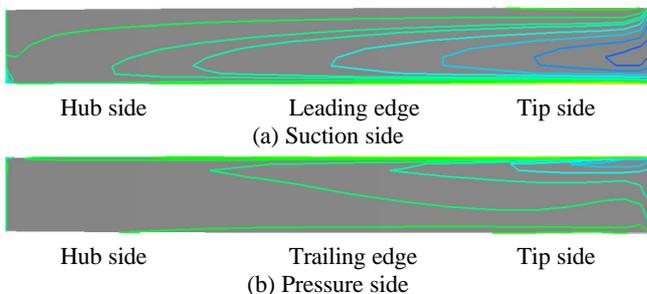


Fig.12 Pressure distributions on the blade ($I=14, T/T_0=3.0$)

図 13 および 14 には、それぞれ回転方向力係数 C_{LT} および軸方向力係数 C_{DT} の翼幅方向分布を示す。ただし C_{LT} 、 C_{DT} は、回転 2~3 周期の平均値とした。回転方向力係数 C_{LT} は、トルクを生成する力成分であり翼の性能を調査する上で重要な要素である。図 13 に周速比 $I=4, 8, 14$ における C_{LT} の翼幅方向分布を示す。 $I=14$ のとき、翼端付近 ($0.7 < r/R < 1.0$) で C_{LT} の値が減少し、プロペラとして作用している様子が伺える。これにより翼の出力は、著しく低下することになる。また、回転軸方向へのローターの曲げモーメントは、翼に作用する軸方向力により引き起こされるため、翼に働く軸方向力分布は、翼の構造的強度を決定する上で重要な要素となる。図 14 には式(12)により定義される軸方向力係数 C_{DT} の翼幅方向分布を示す。周速比が小さくなるに従い、軸方向力係数 C_{DT} は増加する傾向にある。また、翼端に近づくに従い C_{DT} は増加するが、翼端付近で急激に減少する。本解析で用いた翼型は、翼端が直角に切れている矩形翼を用いているため、角部付近で急激な圧力変化が生じこのような結果を生じたと考えられる。

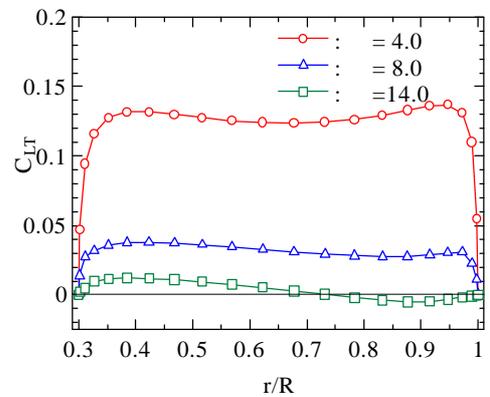


Fig.13 Spanwise distribution of circumferential force coefficient

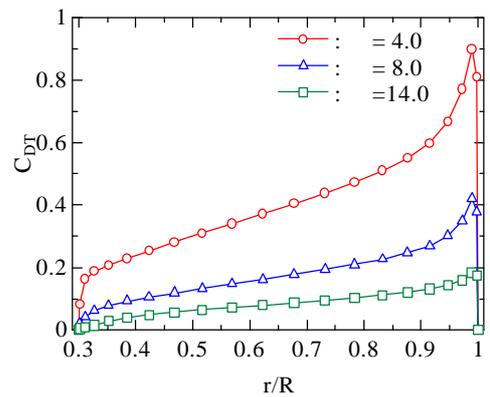


Fig.14 Spanwise distribution of axial drag coefficient

3-4 NACA0012 翼型との比較

試供翼型として Vermeer⁽¹⁴⁾ が実験に使用した NACA0012 翼型を断面形状とする風車翼を用い、前述の MEL012 翼型を断面形状にもつ 1 枚羽根風車翼と同様の条件で解析した結果を比較する。解析は、周速比 $I=8$ で回転する翼周りの流れについて行った。図 15 には、回転 3 周期目におけるそれぞれの翼負圧面側の圧力分布を示す。NACA0012 翼においては、

MEL012翼に比べ翼端付近の低圧領域が前縁側に形成されていることが分かる。このときの翼幅方向の流体力係数分布を比較する。図16および17には、それぞれ回転方向力係数 C_{LT} および軸方向力係数 C_{DT} の翼幅方向分布を示す。図16において回転方向力係数 C_{LT} は、翼幅方向全域においてMEL012翼の方が大きな値を示しており、NACA0012翼に比べ大きな出力を発生することが分かる。また、軸方向力 C_{DT} について比較した図17においては、NACA0012翼の方が大きな値を示している。これらの結果を比較すると、得られる出力が大きく、軸抗力が小さいMEL012翼を断面形状とする翼の方が風車翼として優れていることが確認できる。

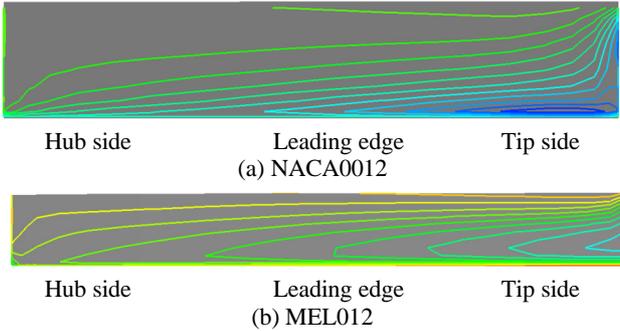


Fig.15 Pressure contours on the suction side of the blade ($I=8.0, T/T_0=3.0$)

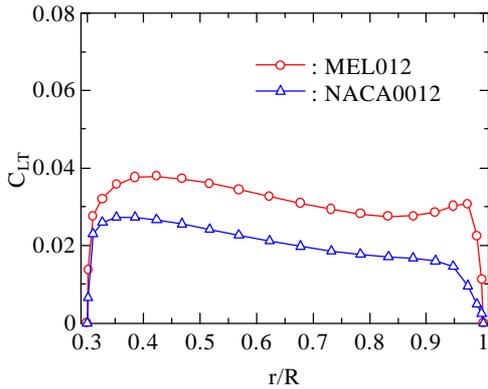


Fig.16 Spanwise distributions of circumferential force coefficient

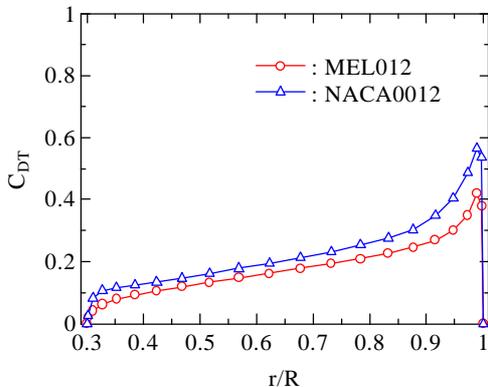


Fig.17 Spanwise distributions of axial force coefficient

3-5 実験結果との比較

Vermeer⁽¹⁴⁾が行った実験に合わせ NACA0012 翼型を断面形状とする2枚羽根風車翼に対して解析を行い実験結果と比較した。解析は、設計点付近の周速比 $\lambda=6.0$ および7.5について行った。図18には、1枚羽根および2枚羽根で解析したときの回転3周期目における翼負圧面側の圧力分布を比較したものである。1枚翼の場合に比べて2枚翼のとき翼端付近の低圧部が、若干翼面上に広がっている様子がうかがえる。これは、翼が2枚になることにより主として翼端渦が支配的な後流渦によって誘起される軸方向の誘導速度が1枚翼の場合に比べ大きくなり、流入する流れの翼に対する相対仰角が減少することによると考えられる。また、図19には、本解析より得られた出力係数および軸抗力係数を実験値と比較した結果を示す。本解析より得られた結果は、実験結果と同様の傾向を示しており、最高出力点においては出力および軸抗力係数ともに概ね一致した。

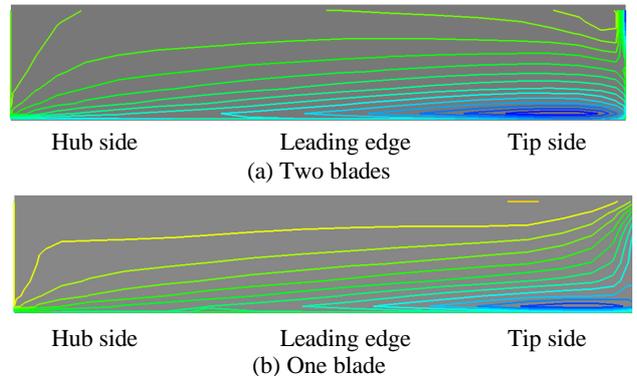


Fig.18 Pressure contours on suction side of the blade ($I=7.5, T/T_0=3.0$)

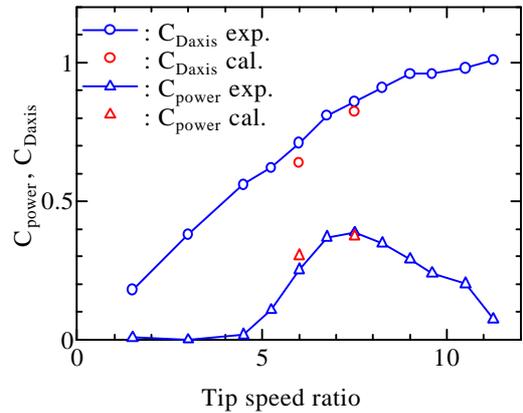


Fig.19 Relationships among tip speed ratio, power coefficient and axial drag coefficient (NACA0012)

3-6 境界層剥離を伴う流れ

前節までの解析においては翼面からの境界層剥離は考慮しないものとして解析を行ってきた。これらの解析は、設計点付近の流れに対しては有効であると考えられるが、非設計点における流れを正確に予測するためには、翼面からの境界層剥離などが表現されなければならない。実際の流れでは、翼面からの境界層剥離により生成した渦と翼端から流出する翼端渦とが干渉し合い、より複雑な渦構造を呈することは容易に想像できる。回転翼周りの流れ場における非定常な渦構造の詳細については未知な部分も残されている。そこで、2-2 節で提案した壁面近傍の渦層をモデル化し、渦層内の渦度の挙動を直接考慮することにより流れ場に導入される離散渦要素の諸量を決定する手法(Model-2)を回転翼周りの流れに適用することにより翼面からの境界層剥離をも含めた解析を行う。

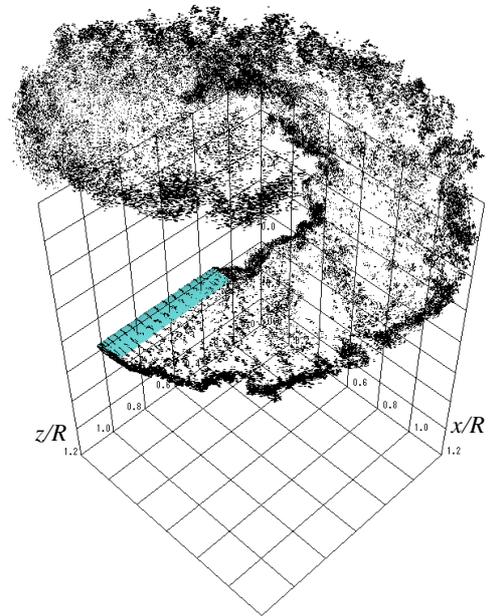
図 20 には、NACA0012 翼を断面形状にもつ風車翼が一樣流中で周速比($I=V/U_0$)=6.0 で回転する際の離散渦分布によるフローパターンを示す。図 20(a) ~ (e)は、翼面から生成する剥離渦の発生、成長および離脱といった一連の過程に対応するフローパターンである。ただし、翼面上の剥離の様子を見易くするために翼は固定した状態で描いた。図 20(a)において剥離に伴い翼面上に離散渦要素が発生し始めている様子が見える。図 20(b)および(c)では、翼面上に生成した剥離渦が時間の経過に伴い発達する様子が見て取れる。剥離渦は翼端からハブ側に向い翼幅中央部付近まで、徐々に大規模な渦を形成し、翼幅中央付近よりハブ側に向けて徐々に渦が細くなっている。また、図 20(d)においては翼面上に発達した剥離渦が、翼面上を翼後縁に向かって流下していく様子が見える。剥離渦が翼後縁より流れ場に流出した後、翼面上には瞬間的に剥離のない翼に沿った流れが生成される様子が図 20(e)から見て取れる。本解析では、回転翼周りで上述したような翼面からの一連の剥離過程が繰り返し発生している様子が捉えられた。この様に翼面上で発生する剥離渦の形状および挙動は、翼の形状や流入する流れの特性より様々であり、事前に予測することは翼の設計ならびに風車の最適運転予測などに対して非常に有効である。

これら一連の翼面上からの境界層剥離に伴い形成される流れ場の渦構造について述べる。図 21 には、回転翼近傍の流れ場における渦度の半径方向成分 w_r の等数値面図を示す。図 21(a)および(b)は、図 20 に示したフローパターンにおいて翼面から発達した剥離渦が流れ場に流出する瞬間(図 20(d)および(e))に対応する。それぞれの図において、翼面上で発達し流れ場に流出した剥離渦により形成される大規模な柱状の渦構造が形成されている様子が見える。また、図 21(a)から(b)にかけて翼後縁付近から新たな渦が流れ場に流出する様子が確認できる。

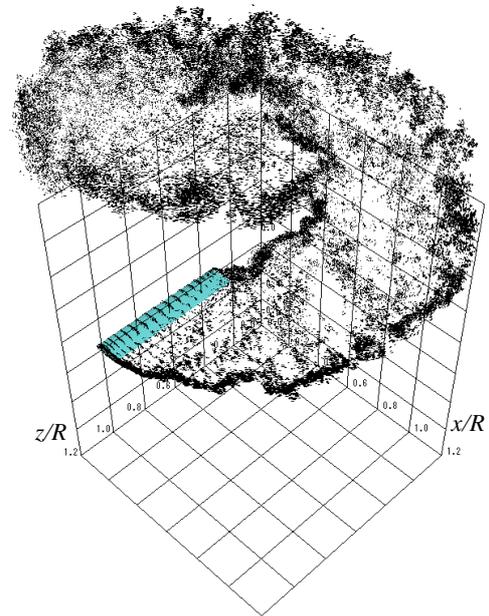
図 22 に回転翼に作用する出力係数 C_{power} 及び軸抗力係数 C_{Daxis} の時間履歴を示す。出力係数および軸抗力係数は、翼面上からの剥離に対応して変動していることが分かる。図 23 に図 22 に示す出力および軸抗力係数の時間履歴において図 20 に示す離散渦要素分布によるフローパターンに対応する位置を示す。翼面上において剥離渦が発達するのに伴い、出力係数および軸抗力係数はともに増加し、剥離渦が翼面より離脱し流れ場に放出されるのに対応してそれらの値は、急激に減少する。これらの変動は、回転周期の約 1/20 の周期で発生していることが図 22 および 23 より分かる。

3-3 節において簡易渦要素導入法を用いて解析した結果得られた MEL012 翼の各周速比 I に対する出力係数 C_{power} 及び軸抗力係数 C_{Daxis} を示すとともに 3-4 節において簡易渦要素導入法を用いて解析した NACA0012 翼の性能および剥離を

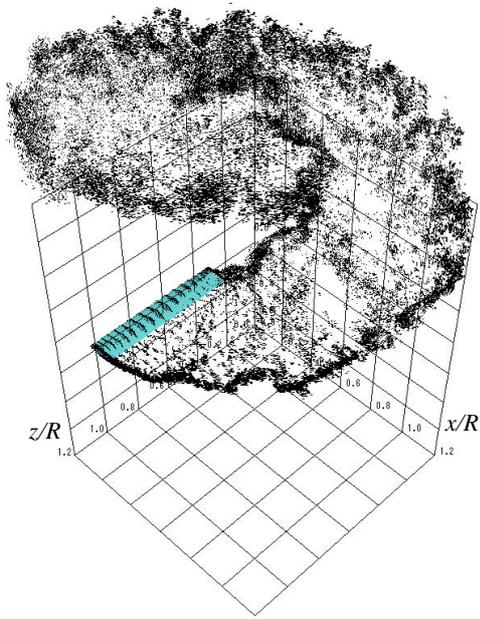
考慮し解析して得られた出力および軸抗力係数を比較したものを図 24 に示す。本解析結果から MEL012 翼を断面形状とする風車翼が最高出力を得るのは、周速比 $I=10$ のときであることが分かる。また、NACA0012 翼を断面形状とする風車翼と比較すると MEL012 翼の方が高出力、低軸抗力となり風車翼に適していることが確認できる。



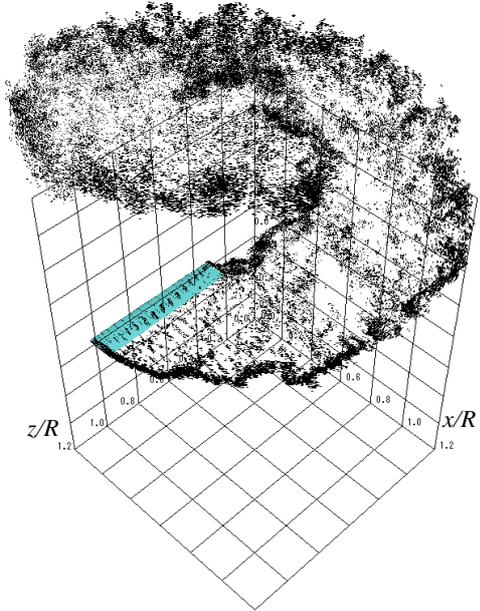
(a) $T/T_0=1.1375$



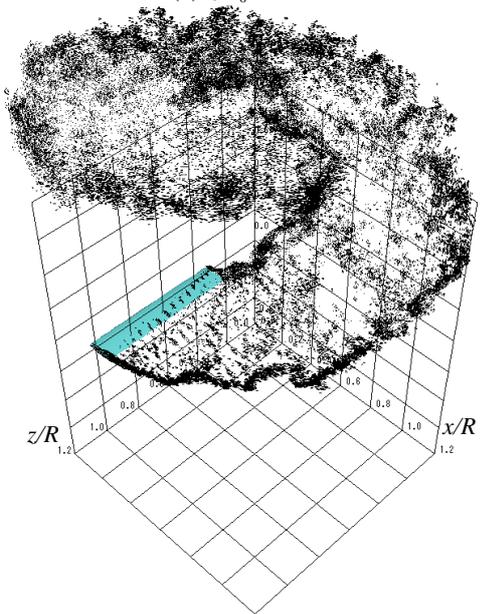
(b) $T/T_0=1.1500$



(c) $T/T_0=1.1625$

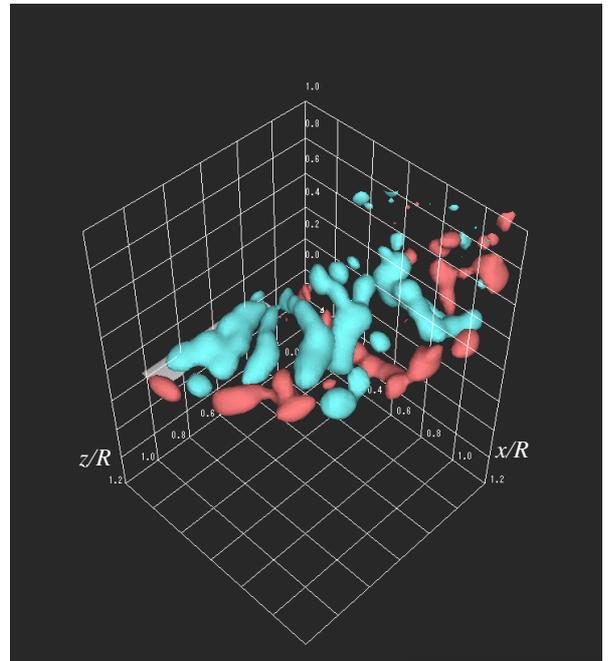


(d) $T/T_0=1.16875$

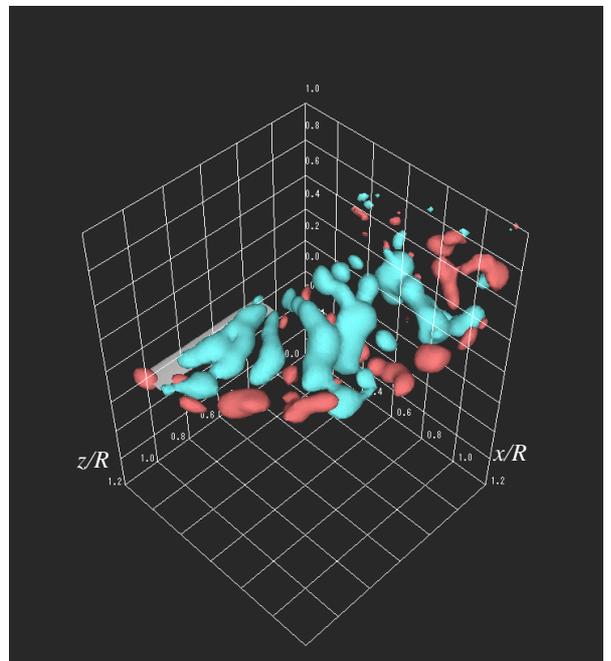


(e) $T/T_0=1.1750$

Fig.20 Flow patterns represented by discrete vortex elements (NACA0012, $I=6$)



(a) $T/T_0=1.16875$



(b) $T/T_0=1.1750$

Fig.21 Isosurface of magnitude of vorticity $|w_r|=3.0$ (Blue: $w_r < 0$, Red: $w_r > 0$, NACA0012, $I=6$)

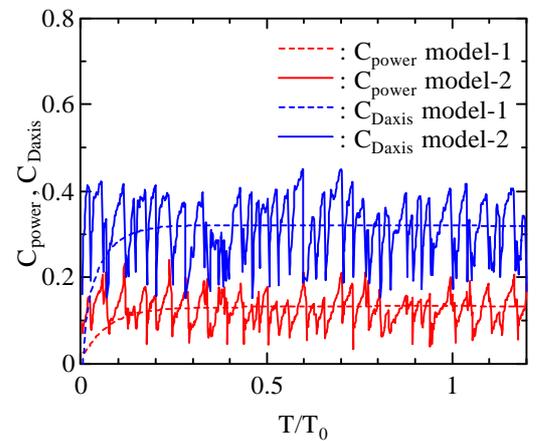


Fig.22 Time histories of power and axial drag coefficients (NACA0012, $I=6$)

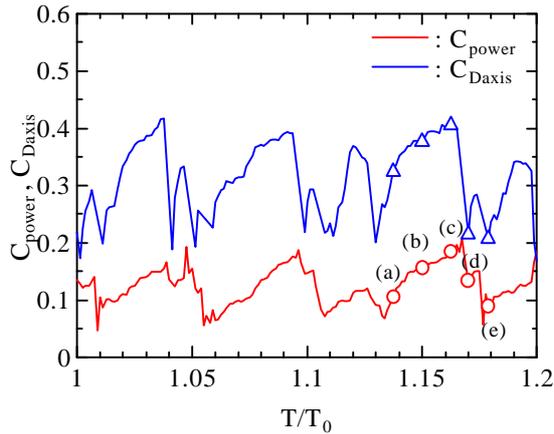


Fig.23 Time histories of power and axial drag coefficients ($I=6$)

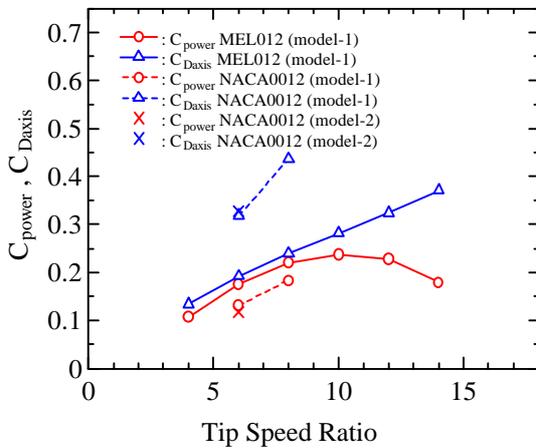


Fig.24 Relationships among tip speed ratio, power coefficient and axial drag coefficient

4. 結論

水平軸風車翼周りの流れ解析を行うにあたり工学的応用を考慮し、2種類の渦要素導入法による3次元渦法を用いて解析した結果以下の知見を得た。

- (1) 翼面からの剥離を考慮せず翼端および翼後縁からのみ渦要素を導入する簡易渦要素導入法を用いた結果、翼端より流出する翼端渦が後流中で渦塊を形成する様子を捉えることができた。
- (2) 風車専用翼型として開発された MEL012 翼を断面形状とする風車翼と Vermeer が実験で使用した NACA0012 翼を断面形状とする風車翼について解析を行い比較した結果、MEL012 翼の方が高出力かつ低軸抗力となることから MEL012 翼を断面形状とする風車翼の方が風車翼として優れていることが確認できた。
- (3) 簡易渦要素導入法を用い NACA0012 翼を断面形状にもつ2枚羽根風車翼周りの流れ解析を行った結果、設計点付近の流れに対して、本解析より得られた出力係数および軸抗力係数が、実験値と概ね一致した。
- (4) 壁面近傍の渦層をモデル化し、渦層内の渦度の移流および拡散を直接的に扱った渦要素導入法を用い、比設計点における風車翼周りの流れ解析を行った結果、回転翼からの剥離の様子を捉えることができた。

以上の結果から三次元渦法において、簡易渦要素導入法は設計点付近の流れの予測および最高出力点の予測などに有効であることが確認された。また、本報で適用した壁面近傍の渦層をモデル化し、渦層内の渦度の挙動により導入する渦要素を決定する手法を用いることにより、非設計点における回転翼周りの非定常流れ現象を渦法によりの確に再現できる可能性を示唆した。

参考文献

- (1) Azuma, A. and Kawachi, K., Local Momentum Theory and its Application to the Rotary Wing, Journal of Aircraft, Vol.16, No.1, (1979), 6-14
- (2) 長谷川豊, 菊山功嗣, 今村博, 渦格子法による水平軸風車後流速度場の解析, 機論, 61-588, B(1995), 3005-3011.
- (3) 長谷川豊, 菊山功嗣, 谷本正信, Gerard J.W. van Bussel, 加速ポテンシャル法による水平軸風車の特性解析, 機論, 63-608, B(1997), 1297-1304.
- (4) 飯田誠, 荒木健吾, 荒川忠一, 松宮ひかる, 水平軸風車における重合格子法を用いた数値シミュレーション, 第13回数値流体力学シンポジウム, (1999), C09-3.
- (5) Duque, E.P.N, Dam, C.P., Brodeur, R.R. and Chao, D.D., Navier-Stokes Analysis of Time-Dependent Flows about Wind Turbines. Proc. 1999 ASME FEDSM, FEDSM99-7814.
- (6) Wu, J.C. and Thompson, J.F., Numerical Solutions of Time-Dependent Incompressible Navier-Stokes Equations using an Integro-Differential Formulation. Computers & Fluids, (1973), 1, 197-215.
- (7) 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).
- (8) 亀本喬司, 乱流モデルとしての渦法の発展性, 数値流体力学, 2-2, (1994), 28-39.
- (9) Kamemoto, K., Development of the vortex methods for grid-free Lagrangian direct numerical Simulation; Proc. 3rd JSME/KSME Fluids Engineering Conference, Sendai, (1994), 542-547.
- (10) Winckelmans, G. and Leonard, A., Improved Vortex Methods for Three-Dimensional Flows. Proc. Workshop on Mathematical Aspects of Vortex Dynamics, (1988), 25-35, Leeburg, Virginia.
- (11) Nakanishi, Y. and Kamemoto, K., Numerical Simulation of Flow around a Sphere with Vortex Blobs. J. Wind Eng. and Ind. Aero, 46 & 47, (1992), 363-369.
- (12) Ojima, A. and Kamemoto, K., Numerical Simulation of Unsteady Flows around Three Dimensional Bluff Bodies by an Advanced Vortex Method, Proc. 1999 ASME FEDSM, FEDSM99-6822.
- (13) 松宮輝, 機械技術研究所における風力研究 (風車用新翼型 MEL シリーズの性能), 第14回風力エネルギー利用シンポジウム, (1992), 7-19.
- (14) N-J Vermeer, Performance measurements on a rotor model with Mie-vanes in the Delft open jet tunnel, IW-91048R, Delft University of Technology Faculty of Civil Engineering Institute for Wind Energy, 1991.