LES 大規模計算による風車翼の流れと騒音予測*

(第2報, 翼端に着目した風車翼の空力騒音低減について)

Oliver FLEIG^{*1}, 飯田 誠^{*2}, 荒川 忠一^{*3}

Wind Turbine Blade Flow and Noise Prediction by Large-Scale LES (2nd Report, On Aerodynamic Noise Reduction of the Wind Turbine Blade Tip)

Oliver FLEIG^{*4}, Makoto IIDA and Chuichi ARAKAWA

^{*4} Department of Mechanical Engineering, The University of Tokyo,
7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo, 113-8656 Japan

The purpose of this research is to investigate the physical mechanisms associated with tip vortex noise caused by rotating wind turbines. The flow and acoustic field around the WINDMEL III wind turbine is simulated using compressible Large-Eddy simulation (LES), with emphasis on the blade tip region. The acoustic near field is simulated directly by LES whereas the far field is modeled using acoustic analogy. Due to the fine grid employed, smallest eddy scales near the blade surface are resolved. Aerodynamic performance and acoustic emissions are predicted for the actual tip shape and an ogee type tip shape. A decrease of the sound pressure level in the high frequency domain is observed for the ogee type tip shape, corresponding to field test measurements. The simulation results will contribute towards designing new wind turbine blades for reduced noise emission.

Key Words: Wind Turbine, CFD, LES, Tip Noise, Noise Reduction

1. 序 論

風車は、翼の回転に伴い風切り音やタワーとの干渉音といった空力騒音が発生する⁽¹⁾。風車の開発・普及のためにはこのような空力騒音の予測とその低減が不可欠となる。本研究は、LES (Large-Eddy Simulation) 乱流モデルを用いた圧縮性非定常大規模計算の環境を構築し、流体および騒音計算を同一コードで行う騒音直接計算によって、空力騒音を予測することを目的とする。流体音の発生は渦の非定常運動に起因し、その流体音圧スペクトルを定量的に予測するためには、LES 解析により流れの変動を高精度にとらえる必要がある。著者らは第1報⁽²⁾で実際の風車のレイノルズ数と迎角に対応する単独翼における翼端渦空力騒音を、本報と同様なアルゴリズムによってシミュレートした。そのなかで音源に着目し、翼端を含めた単独翼において翼面上と後流中における圧力変動スペクトルを計測結果と比較した。各方向に非常に小さい格

子幅をとることによって、翼端渦の構造と翼端渦による圧力振動のスペクトルが、翼端渦解析に重要な高周波数域において、実験データと定量的に一致することを確認した。本報では同計算法を風車に適用し、第1報と同様な細かい格子幅で計算を行う。本研究においては、大規模計算を可能にする地球シミュレータを用いて、風車の翼端付近の空力音発生メカニズムを明らかにし、圧縮性解法を用いることによって流体の圧力振動から直接騒音の予測を試みている。

2. おもな記号

Re : レイノルズ数 $= cU_{\infty}/\nu$

c : 標準翼弦長(翼端) m

U_{∞} : 主流速度(風速) m/s

U_{eff} : 相対速度 m/s

$\Delta x^+ = u_{\tau}x/\nu$

$\Delta y^+ = u_{\tau}y/\nu$

$\Delta z^+ = u_{\tau}z/\nu$

ν : 動粘度 m^2/s

u_{τ} : 壁面摩擦速度 $= \sqrt{\tau_w/\rho}$ m/s

3. 関連研究

風車の空力騒音は低周波と高周波が存在する。この

* 原稿受付 2004年3月22日。

^{*1} 正員, 東京大学大学院工学系研究科 (〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1)。

^{*2} 正員, 東京大学大学院工学系研究科。

^{*3} 正員, 東京大学大学院情報学環。

E-mail: fleig@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp

うち高周波空力騒音とは数 kHz 程度の騒音と定義され、その原因として翼と流入乱れとの干渉、乱流境界層と翼後縁との干渉、翼端はく離渦によって起きる圧力変動、および翼端はく離渦と風車翼との干渉などが挙げられる。高周波空力騒音は流速の五乗から六乗に比例する。大型風車において翼形状の影響による空力騒音は、大部分が翼の半径外側の 10~20% の領域に顕著に現れる⁽³⁾。

翼端渦騒音は特に重要な意味をもっている。翼端渦騒音は三次元的な現象であり、翼端渦による乱れと、その渦と翼後縁渦などの干渉からなるといわれている⁽³⁾。Brooks-Marcolini⁽⁴⁾は翼端渦の発生と翼端渦騒音を実験的に計測し、翼端付近での後縁騒音の重要性を説明している。回転翼において翼端付近での流速が大きいと、全体の空力騒音における翼端渦騒音の重要性を述べている。高精度の騒音予測には、翼端渦騒音を十分に考慮する必要があると述べている。

実際の風車の観測実験⁽⁵⁾によると、翼端の形状を変えることによって風車の空力騒音を 4 dB まで低減することができた。このような値はウィンドファームの設計などで重要な意味をもっている。今後のマルチメガワット風車と呼ばれる超大形風車の設計にあたっては、ロータ直径をいっそう大きく、また低コスト化のために風速比の増大を検討することが予測され、翼端付近で発生する空力騒音の研究は重要な意味をもつ。

しかし、翼端付近で発生する騒音の原因とその物理現象はいまだ十分に解明されていない。風洞実験やフィールドテストでの騒音計測は、暗騒音といった外部要因のため困難であり、翼端付近で発生する騒音の物理現象の詳細な情報は得られない。大規模数値計算を駆使して、翼端はく離渦の物理現象を明確にすることが重要である。

風車全体の数値解析は多数行われてきた。飯田ら⁽⁶⁾は擬似圧縮性解法でタワーを含めた風車全体の流れ場を予測しており、風車翼とタワーとの干渉にかかわる非定常現象を再現した。Sorensen ら⁽⁷⁾は非圧縮 RANS を用いて風車翼周りの流れを予測した。アップウィンド形 NREL PHASE-6 風車を数百万点規模で計算した。トルク、モーメントなどの空力性能の計算結果は風洞実験で得られたデータとよく一致している。また、渦法による風車の流れ場の解析も試みられるようになってきた⁽⁸⁾。しかし、このような研究はおもに空力性能に着目し、風車の空力騒音についての研究はほとんど行われていない。

Morris ら⁽⁹⁾はヘリコプタの衝撃音の予測に使用した計算法を風車の研究に応用し始めた。圧縮性法を用

いることによって近距離場での音波の伝播を直接計算し、後縁の騒音に着目する。

風車全体に関して LES を利用した騒音直接計算を行った過去の計算例はない。騒音予測に必要な流体場の複雑な渦構造は LES で解く必要がある。近距離場で騒音直接計算を行うことによってコンパクトボデー物体の制限が緩和され、高周波数の騒音をより精度よく計算することが可能になる。コンパクトボデー物体の制限とは、計算する周波数に対する波長が物体の標準長さより小さい場合、例えば翼後縁付近の流れを対象とすると、発生する音は Curle の式に物体表面の圧力変動を単に代入し遠距離場の騒音を予測できないことを指す。

本研究では、これらの従来の風車の研究を受けて、第1報で検証した流体・騒音数値計算法を回転する風車翼に適用し、風車翼全体の大規模 LES と組合せた騒音直接計算を実施する。流速が最も高い翼端付近で発生する翼端渦空力騒音に着目する。二つの翼端形状をシミュレートすることによって翼端形状の騒音への影響を調査する。これによって風車の空力騒音低減に向けた新翼形の設計と翼端の設計に貢献することが可能になり、風車のさらなる普及につながる。

4. 数 値 解 法

4・1 計算方法 本研究では、流れ場と音場を直接騒音計算によって解析する。

流れ場解析に用いる LES の計算法は、第1報⁽²⁾と同様に、渦粘性を SGS モデル、壁面近傍を Van Driest 形減衰関数、対流項を三次精度風上差分とした。回転している風車翼の流れを解析するために、回転座標系を用いる。

本研究によって構築される計算手法は、流れ場を圧縮性解法により解くことで、近距離場から遠距離場まで騒音・音波の伝播を直接計算可能とする。しかし、遠距離場まで騒音を直接解くことを理由に計算格子を細かくとすると、計算が膨大なものとなる。また遠距離場は音場のみで構成されているため、音響学的類推のモデル計算が適している。本研究では近距離場および遠距離場に区分する。近距離場では流れ場は圧縮性流れの解法に LES モデルを適用して解析され、音波の伝播は圧力の変動としてその流れ場の解析コードによって直接求められ、空力音も評価される。遠距離場においては、流れ場を圧縮性および LES、そして空力音を音響学的類推のモデルで予測する。従来 Light-hill⁽¹⁰⁾などいろいろな解析手法が提案されている。本研究では、流れ場解析から得られた圧力変動を用いる

Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)の方程式⁽¹¹⁾をもとに、Brentner ら⁽¹²⁾によって改良された計算方法を採用した。FW-H 方程式は、回転も考慮できる特徴があり、もともとの FW-H 方程式は、翼面上限定であるのに対して、改良版は音場情報を有する任意の空間において解析が可能である。本手法は連続の式と運動方程式に基づいているので、非線形的な現象も考慮できる。以上により、従来の手法では取扱いの難しかった翼面近傍の四重子音源も、実質的に直接計算可能とした。

音波の伝播の直接計算は、翼面上から1-2 翼弦長の領域で行われた。ここで、外側の境界は直接計算領域から200 翼弦長離れ、その位置における格子幅も大きいことから、低周波音伝播はなく、境界での反射もない。本計算では風車翼から1.5 標準翼弦長離れている仮想的な表面において LES で計算した物理量の変動成分を保存している。改良 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)を用いて面積積分し、音圧スペクトルはフーリエ変換で求めた。10 ms のサンプルは500 間隔に分割され、周波数の解像度は50 kHz、基準圧力は 2×10^{-5} Pa である。

従来はコンパクトボデー物体の制限があるため高周波域での計算において制限の影響が強く現れていたが、本研究では高周波騒音に対する解析には近距離場で音波の伝播を直接計算しているので、この影響が小さくなっていると考えられる。

4.2 WINDMEL III: 計算条件・計算格子 計算対象は産業技術総合研究所の WINDMEL III 風車とした。この風車は Nii ら⁽¹³⁾によって騒音観測実験が行われたものである。計算条件も Nii らの実験に沿った条件で行った。水平軸風車 WINDMEL III は図1に示すように、2枚翼・アップウィンド形、直径は15 m、回転数は67.9 rpm、周速比は7.5、周速は53.3 m/s、マッハ数は0.16、出力は16.5 kW、設計風速は8 m/s である。翼先端の形状を図2左に示し、本報では以下 actual とする。actual は後縁が直線で、前縁は曲線形状である。騒音低減効果に関しては、図2右に示す Wagner らによる風車の騒音観測実験⁽³⁾で騒音を抑えた実績をもつ ogee 形翼端形状を、シミュレーションとして WINDMEL III に適用することにより検証した。ogee 形翼端の詳細な形状データは Wagner ら⁽³⁾に掲載されている。

WINDMEL III の設計点におけるレイノルズ数は、図2の点線で示される翼端形状に影響のない翼端付近 ($r/R=0.95$ 付近)の翼弦長 $c=0.23$ m を代表長さ、代表速度を翼端での相対速度としたとき、 1.0×10^6 である。

Fig. 1 WINDMEL III

Fig. 2 Blade tip shape

ある。

図3は計算領域を示す。計算領域の外境界は回転中心から風車翼半径の5倍をとる。図4は翼断面の格子を示している。各半径位置断面はO形格子を用いる。翼面上に765点、壁面から垂直な方向には193点、スパン方向には2209格子点をとった。総格子点数は3億である。

第1報⁽²⁾の知見より、壁面上では Δy^+ は1.0前後の値をとるようにした。翼端渦騒音に着目していることより、翼端付近での格子幅は各方向に LES の Δx^+ 、 Δy^+ と Δz^+ の条件を満たすように設定した。翼端でのスパン方向の格子幅は $\Delta z^+=15.0$ である。翼周方向の格子幅は流れが遷移する領域で $\Delta x^+=50.0$ である。ハブ付近でのスパン方向の格子幅は粗いが、本研究の目的である翼端渦騒音と全体の空力性能の予測には、その影響が小さいと判断した。

無次元時間刻み幅は $4.0 \times 10^{-5} c/U_{\text{eff}}$ であり、実時間刻み 2.0×10^{-7} s、さらにサンプリング周波数は5 MHz に相当する。計算機は地球シミュレータを用い、その112プロセッサによる計算とした。計算時間は25万タイムステップに約300 hを必要とした。解析時間な実時間で50 ms であり、風車翼は20.4° 回転し、翼端は2.6 m 移動することになる。

境界条件として一様流入条件、放射流出条件、回転方向に周期境界条件を適用した。

Fig. 3 Computational domain

Fig. 4 Grid of airfoil section

5. 結果と考察

5・1 流れ場 はじめに風車翼周りの流れについて、実験との検証および翼端形状の違いによる比較を行う。WINDMEL IIIは現在三重県野登山で産業技術総合研究所風力グループ松宮らによりフィールド試験が行われている。野登山は日本独自の風が吹くことが小垣らによって風況解析が行われている⁽¹⁴⁾ サイトである。

本報では、設計点周速比 $\lambda=7.5$ における性能と比較を行った。野登山の風況は変動が激しいものの、設計点において、WINDMEL IIIの実験によるパワー係数は $C_p=0.40$ であり、翼素・運動量理論で予測された性能よりも0.05ほど小さい。これは、翼素・運動量理論が二次元データから算出された計算で、実際には三次元的な流れが存在していることに起因する。また、実験において発電機出力からパワー係数を算出しているため、実験値に誤差が含まれているとも推察さ

Table 1 Power and thrust coefficient

	actual	ogee
C_p	0.33 (BEM:045, EXP:0.40)	0.34
C_t	0.51	0.51

れる。

表1に、本研究における実際の翼端形状(actual)におけるパワー係数の計算結果と、実験結果、および翼素・運動量理論(BEM)の結果を示す。今回行った計算においては、実験値よりも0.07ほど過小評価している。空力性能の実験との誤差はおもに風車翼半径内側の影響によるものと思われる。計算資源の制限により、風車翼半径内側における計算格子はLESに堪え得るほど細かくない。風車翼出径外側と特に翼端に関しては、計算格子がLESに堪え得ることから、その領域の翼面上の圧力分布は定量的な予測が可能である。また、実際の風車の変動風況下で運転されていることも実験との誤差としてあげられる。野登山の風は乱れ度がIEC基準⁽¹⁵⁾をはるかに超えていることもあり、その性能解析には今後の詳細な検討を要する。

一方、本数値解析における、actualの翼端とogee形翼端との翼端形状の違いによるパワー係数の差は0.01と非常に小さく、スラスト係数の差はない。翼端形状の違いは翼端付近($r/R=0.95$ 以降)のみであるため、全体の空力性能への影響は弱いことが予想されたが、計算結果からも翼端形状の違いによる性能変化はないことを確認した。なお、ogee形翼端は実験されていないため、数値計算とほ直接的な比較は行えない。以上のことから、本計算において流れ場に関しては、定性的に適切な空力性能を予測し、かつ翼端形状の違いによるマクロな諸量に差がないことがわかった。

次に、翼端近傍の流れ場の違いについて検討する。説明のため図5のように、断面を定義する。S1は $r/R=0.99$ の翼弦を基準とした断面で切断し、後縁から下流方向に伸ばした面とする。S2は各半径位置において前縁での翼弦垂直方向の断面、そしてS3・S4は、 $r/R=0.88$, $r/R=0.98$ の翼の断面とした。なおS4は翼端形状が異なる位置に相当する。

図6はactualの翼端とogee形翼端における ω_x 渦度等値面を示す。翼端付近において複雑な渦構造が存在する。いずれの翼端においても後縁近傍で翼端渦により発生する非常に複雑な渦構造が見られ、翼端渦と翼後縁で干渉帯が存在する。空力騒音に大きく関係があることを示唆する。渦の構造としては、actualの翼

Fig. 5 Definition of cross sections

Fig. 6 Vorticity ω_x isosurfaces

端では、多くの渦が翼端近傍に発生しており、ogee 形では、少し離れた位置で渦構造が発達している。

5・2 翼端における圧力変動 翼端形状の違いによる翼端近傍での渦構造が異なることを5・1節で示したが、この渦構造の差異が音場へ与える影響を調べるために、翼端における圧力変動を本節で評価する。

図5に示されているように、流れが安定的である断面S3と翼端近傍S4面上の後縁付近の位置A、Bで圧力の変動を調べる。図7は実時間で0.02~0.05sにおける点Aおよび点Bの圧力変動を取得した結果の一部を示している。図8は取得データをFFT解析したものである。点Aつまり同じ形状である位置では、振動、周波数においてほぼ同じ結果が得られた。一方点Bつまり翼端の形状が異なる点では、変動振幅が減り、actualの翼端では見られた細かな変動がogee形翼端では、解消されていることがわかる。図8下から判別できるように、ogee形翼端に関して高周波成分の圧力変動が低減されていることがわかる。

Fig. 7 Pressure fluctuations p' at points A, B

5・3 翼端近傍における音場構造 図9はogee形翼端においてLES直接計算から得られた断面S2での瞬間の音場を示す。音源が翼端にあることがわかる。伝播される音波は翼端渦と翼端渦と後縁との干渉からなる圧力変動成分から成り立つと考えられる。

図10は、5・1節で記述された断面S1において、Powell⁽¹⁶⁾によって定義された空力音源 $\text{Div} \cdot (u \times \omega)$ の分布を示す。この値は、瞬時の値で、マッハ数が小さい場合には渦による騒音のおもな音源を表すといわれている。図10から、actualの翼端において後縁直後で集中的に高い値が観察され、翼面近傍でこのような強い空力音源が存在することは大きな騒音につながる。この音源は遠距離場の騒音に強く影響すると思われる。一方、ogee形翼端の場合、翼端付近での空力音源の値が減少していることを確認した。

5・4 音波の伝播の検証 5・3節までは、翼周り近傍に関する流れ場の分析を行ってきた。本節以降では、実際の風車騒音予測のため、遠距離場における騒音評価を行う。著者らは、第1報⁽²⁾で音源の音圧を実験データと比較した。しかし、風車の騒音を解析する場合、音源から離れた位置での音圧を解析する必要がある。そこでまず本節では遠距離場騒音評価のため、音波の伝播を検証した。

対象はBrooksら⁽¹⁷⁾の騒音計測とする。レイノル

Fig. 8 SPL at points A, B

Fig. 9 Instantaneous acoustic pressure perturbation field on S2 (values are given in % of hydrodynamic average)

ズ数 2.87×10^6 、迎角 0° の実験対象翼形 NACA0012 において、後縁から2翼弦長離れた位置で音圧スペクトルを計測している。図11に計算と実験の結果を示す。計算結果のスペクトルのピーク周波数は実験値に比べやや小さく評価されている。音圧レベルは、低周波と高周波領域ともに実験値と定量的に一致し、本報で着目する翼端を発生源とした高周波騒音の伝播について、正しい結果を得ることができることを示した。

なお、風車騒音における低周波域は、おもに風車翼とタワーの干渉など翼端の形状と直接的に関係しないため、今回の研究対象からはずした。

5・5 遠距離音場 遠距離場騒音解析の結果を示す。図12は、actualの翼端とogee形翼端に対して

Fig. 10 Powell sound source-Div($u \times \omega$) on S1

Fig. 11 Comparison between direct LES noise simulation and experimental spectra-NACA0012 blade section

Fig. 12 Sound pressure level-simulation results

LESと改良FW-Hを用いた本計算手法を適用し、風車から上流方向に20mを観測点とする音圧レベルの計算結果を表示したものである。20mの観測点において、高周波域での翼端形状の違いによる高周波騒音の傾向が異なることを示した。計算により、ogee形

翼端では4 kHz以上の周波数で音圧レベルが減少し、騒音低減の効果があることを確認できた。これはogee形翼端において、翼端はく離渦と翼の後縁との干渉が減少したことによると考えられる。またすべての周波数において積分すると、actualの翼端に比べて2 dBの騒音低減が得られることが判明した。この結果はogee形翼端と類似な曲線を後縁にもつKlugら⁽⁵⁾の観測実験と同様な傾向を見せている。さらにNiiら⁽¹³⁾のactualの翼端の観測実験によると、翼端付近で3.1 kHzから6.3 kHzの音源が観測されており、非常に強い小さな渦の放出によると考察されている。本計算結果においてもこの周波数帯でピークが観察され、Niiらの結果に沿った傾向を得た。

6. 結 論

研究用水平軸発電風車 WINDMEL IIIの翼全体を対象とした数値流体力学による流体騒音解析を行った。本報では、特に翼端付近に着目した。計算方法として、流れ場を圧縮性 LES 解法によって解析し、場の圧力変動を取得した。騒音予測に関しては翼から距離に応じて近距離場と遠距離場の二つに区分して解析した。近距離場では音波の伝播を音場の方程式から直接計算し、遠距離場の騒音は改良 FW-H を用いて予測し、以下の結論を得た。

(1) 実験データと比較し、本計算手法による流れ場解析の妥当性を示した。

(2) 翼端形状の違いによる空力性能の差は非常に小さいことを示した。

(3) 近距離場の圧力変動解析から、翼端形状の違いによる高周波成分での変動レベルに差があることを示した。

(4) actualの風車の騒音解析において、遠距離場で高周波域においてogee形翼端を用いることにより、騒音が2 dB低減されることを示した。

(5) 遠距離場への音波の伝播を求めることで従来解析が不十分であった風車近傍の騒音について解析ができることを示した。

本研究で構築された数値手法により、引き続きウィングレットなどのさまざまな翼端形状をシミュレートし、翼端形状による騒音や空力性能への影響を明らかにするとともに、将来の超大形風車に適切な回転翼形状の提案に結び付けたい。

本研究は海洋科学技術センターの地球シミュレータを利用した。また産業技術総合研究所風力グループより WINDMEL III に関する協力をいただいた。さら

に、貴重なご意見をいただいた鈴木正己助手に謝意を表する。研究にあたり COE 援助を得たことを記し、謝意を表する。

文 献

- (1) Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N. and Bossanyi, E., *Wind Energy Handbook*, (2001), 531-533, John Wiley & Sons Ltd.
- (2) Fleig, O.・飯田誠・鈴木正己・荒川忠一, LES 大規模計算による風車翼の流れと騒音予測 (第1報, 単独翼実験データとの検証), 機論 **71**-701, B (2005), 177-183.
- (3) Wagner, S., Bareis, R. and Guidati, G., *Wind turbine noise*, (1996), 172-177, Springer-Verlag, Berlin.
- (4) Brooks, T. F. and Marcolini, M. A., Airfoil Tip Vortex Formation Noise, *AIAA J.* **24**-2 (1986), 246-252.
- (5) Klug, H. and Osten, T., ほか9名, Aerodynamic Noise from Wind Turbines and Rotor Blade Modification, Joule 2—Project JOU 2-CT 92-0233 (1995), Final Report DEWI-V-950006.
- (6) Iida, M., Arakawa, C. and Matsumiya, H., Three Dimensional Flow Analysis of Horizontal Axis Wind Turbine Blade Using Overset Grid Method, *Proc. EWEC21th*, Kassel, Germany, (2000-9).
- (7) Sorensen, N. N., Michelsen, J. A. and Schreck, S., Detailed Aerodynamic prediction NREL/NASA AMES Wind Tunnel Tests Using CFD, *Proc. Euro. Wind Energy Conf.* Copenhagen, (2001), 48-53.
- (8) 小島成・亀本喬司, 渦法による水平軸風車翼周りの非定常流れ解析, 第14回数値流体力学シンポジウム講演集, E 10-2 (2000).
- (9) Morris, P. J., Long, L. N. and Brentner, K. S., An aeroacoustic Analysis of Wind Turbines, *AIAA 2004-1184*, 2004 ASME Wind Energy Symposium, *Proc. 42nd AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhibit.*, (2004).
- (10) Lighthill, M. J., On Sound Generated Aerodynamically. I: General Theory, *Proc. R. Soc. Ser. A*, **221** (1952), 564-587.
- (11) Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L., Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, *Philos. Trans. R. Soc. London, A: Math. Phys. Sci.* **264**-1151 (1969), 321-342.
- (12) Brentner, K. S. and Farassat, F., Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces, *AIAA J.*, **36**-8 (1998), 1379-1386.
- (13) Nii, Y., Takahashi, N. and Matsumiya, H., Broadband Noise Source Localization by Line Microphone Array Positioned Near a Wind Turbine Rotor Blade, *Proc. 2001 Int. Cong. Exhibit. Noise Control Eng.* The Hague, (2001).
- (14) Matsumiya, H., Kogaki, T., Kawamura, S., Takahashi, N., Kato, Y. and Nagao, T., Wind Turbine Testing at a Hilly and Gustly Site, *Proc. Global Windpower Conf. 2002*, (2002), 10-12.
- (15) IEC 61400-11/Ed. 2, "Wind turbine generator systems — Part 11—Acoustic noise measurement techniques, CDV (2002).
- (16) Powell, A., The Theory of Vortex Sound, *J. Acoust. Soc. Am.*, **33** (1964), 177-195.
- (17) Brooks, T. F. and Hodgson, T. H., Prediction and Comparison of Trailing Edge Noise Using Measured Surface Pressure, *J. Sound Vib.*, **78**-1 (1981), 69-117.