

騒音直接計算を用いた風車翼の騒音低減について

FLEIG OLIVER, 飯田 誠, 荒川 忠一
東京大学

On Noise Reduction of a Wind Turbine Blade by Direct Noise Simulation

by
Oliver Fleig, Makoto Iida, Chuichi Arakawa

ABSTRACT

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 WINDMELIII 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 by 5 dB in the high frequency domain is observed for the ogee type tip shape, corresponding to field test measurements. No difference in aerodynamic performance between the actual and the ogee type tip shape is observed. The simulation results will contribute towards designing new wind turbine blades for reduced noise emission.

1. はじめに

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、流れ場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⁽²⁾は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、本論文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。本論文では同計算法を風車に適用する。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れ場の圧力振動から直接騒音の予測を試みている。

2. 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、翼端剥離渦によって起きる圧力変動、および翼端剥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 5 乗から 6 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 から 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 3 次元的现象であり、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言われている⁽³⁾。Brooks と Marcolini⁽⁴⁾は翼端渦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いため、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型風車の設計にあたっては、ローター直径を一層大きく、また低コスト化のために周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未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、翼端剥離渦の物理現象を明確にするのが重要である。

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関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。アップウィンド型 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。しかし、このような研究は主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。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。騒音予測に必要な複雑な渦構造は LES で解く必要がある。

本研究では、これらの従来の風車の研究を受けて、流体・騒音数値計算法⁽²⁾を回転する風車翼に適用し、風車翼全体の大規模 LES と組み合わせた騒音直接計算を実施する。流速が一番高い翼端付近で発生する翼端渦空力騒音に着目する。2 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型の設計と翼端の設計に貢献することが可能になり、風車の更なる普及に繋がる。

3. 数値解法

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る。遠距離場において

は、空力音を流れ場解析から音響学的類推のモデルを用いて予測する。3 億格子点数規模の計算を地球シミュレータで実施する。

3.1 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。基礎方程式には保存形圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いる。計算方法は Beam-Warming 法による近似因子化を用いている。数値解法は基礎方程式に対して、時間微分には陰解法を、空間微分には 3 次精度風上差分法を採用した。時間微分項に 3 点後退差分を適用して、時間精度を 2 次精度とした。Large-Eddy Simulation を行い、SGS 粘性はスマゴリンスキーモデルを用いた。SGS モデルでは壁面付近での大きな速度変化によって過大な渦粘性が生成されるため、Van Driest 型壁面減衰関数を乗じて渦粘性を補正する。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 Lighthill⁽⁸⁾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⁽⁹⁾を基に、Brentner ら⁽¹⁰⁾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、従来の手法では取り扱いの難しかった翼面近傍の 4 重音源も、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架空な表面において 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。

計算検証のために行った航空翼 NACA0012 の迎角 5.4° についての直接騒音計算の結果を図 1 に示す。直接計算を用いて翼端渦による騒音の発生プロセスと 3 次元的な音場を可視化したものである。音波の伝播は格子の特性に従って翼からおおよそ 2 翼弦長離れている位置まで計算されている。音波は翼端付近で発生し、翼端付近を中心に伝播している。音圧は翼端剥離渦に生じる圧力振動と同渦とブレードの後縁との干渉から起きる圧力振動を含んでいる。計算可能な周波数は実周波数では 10 kHz に相当し、工学的、応用問題において重要な意味を持つ。

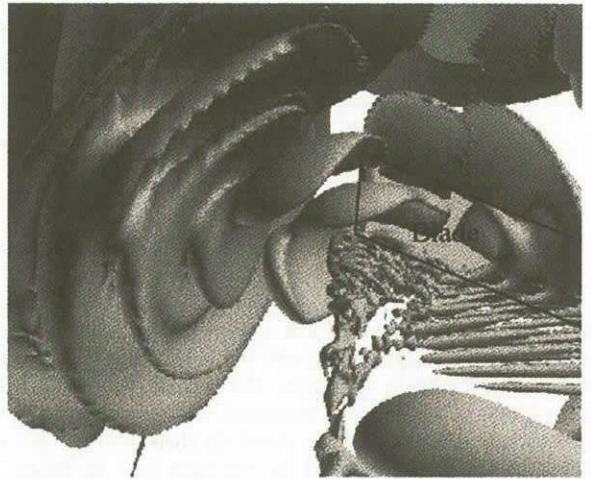


Fig. 1 Pressure perturbation field.

3.2 WINDMELIII: 計算条件・計算格子

計算対象は産業技術総合研究所の WINDMELIII 風車とした。この風車は Nii ら⁽¹¹⁾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 WINDMELIII は図 2 に示すように、2 枚翼・アップウィンド型、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。翼先端の実際の形状を図 3 上に示し、本論文では以下 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 3 下に示す 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 型翼端形状を、シミュレーションとして WINDMELIII に適用することにより検証した。ogee 型翼端の詳細な形状データは Wagner ら⁽³⁾に掲載されている。

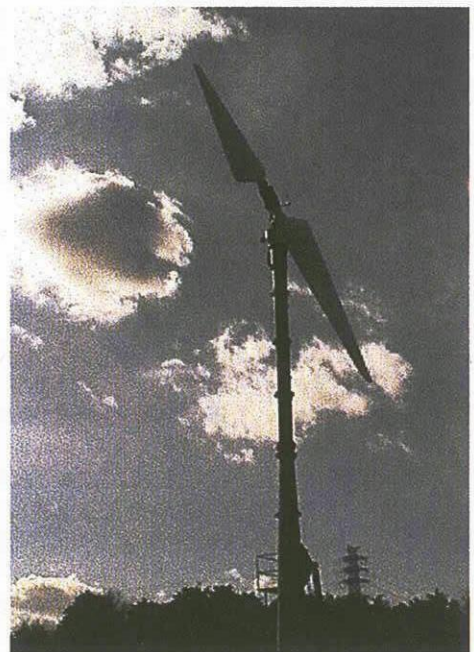


Fig. 2 WINDMELIII.

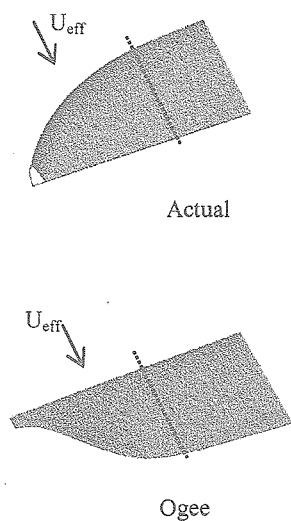


Fig. 3 Blade tip shape.

WINDMELIII の設計点におけるレイノルズ数は、図 3 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 $c = 0.23\text{m}$ 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。

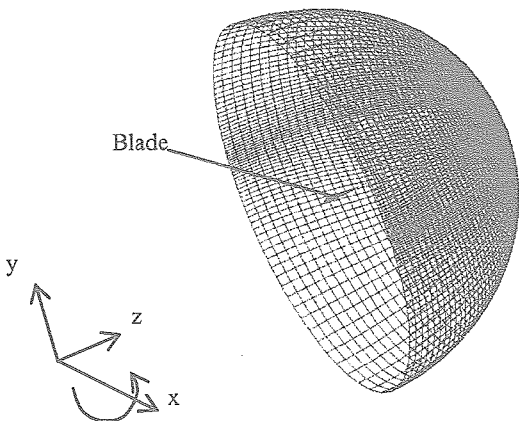


Fig. 4 Computational domain.

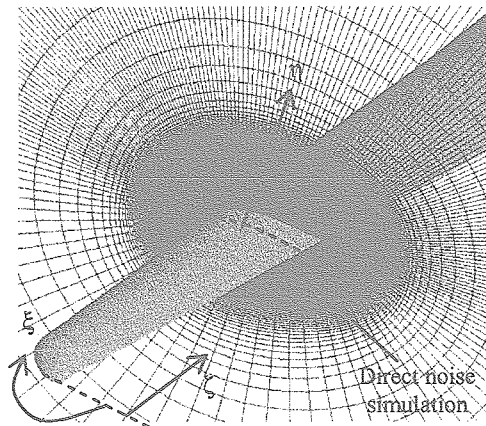


Fig. 5 Grid of Airfoil section.

図 4 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 5 は翼断面の格子を示している。各半径位置断面は O-型格子を用いる。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。

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。翼周り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} 秒、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 250,000 タイムステップに約 300 時間を必要とした。解析時間は実時間で 50 ms であり、風車翼は 20.4 度回転し、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、対流流出条件、回転方向に周期境界条件を適用した。

4. 計算結果と考察

4.1 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。WINDMELIII 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なわれている。本研究では、設計点周速比 $\lambda = 7.5$ における性能と比較を行った。設計点において、WINDMELIII 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 2 次元データから算出された計算で、実際には 3 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。この理由のひとつとして、実際の風車変動風況下で運転されていることもあげられる。一方、本数値解析における、actual の翼端と ogee 型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 型翼端は実験されていないため、数値計算との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。

Table 1. Power and Thrust coefficient.		
	actual	ogee
C_p (Power)	0.33 (BEM:0.45, EXP: 0.40)	0.34
C_t (Thrust)	0.51	0.51

図 6 に actual の翼端と ogee 型翼端に対して流跡線を示す。風車翼の半径内側で大規模な剥離が生じることがわかる。

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 7 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 8 は actual の翼端と ogee 型翼端における 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 の翼端では、多くの渦が翼端近傍に発生しており、ogee 型翼端では、少し離れた位置で渦構造が発達している。



Fig. 6 Limiting streamlines for WINDMELIII.

4.2 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前節で示したが、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 7 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 9 は実時間で 0.02~0.05 s 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 10 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、振幅、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 型翼端では、解消されていることがわかる。図 10 下から判別できるように、ogee 型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。

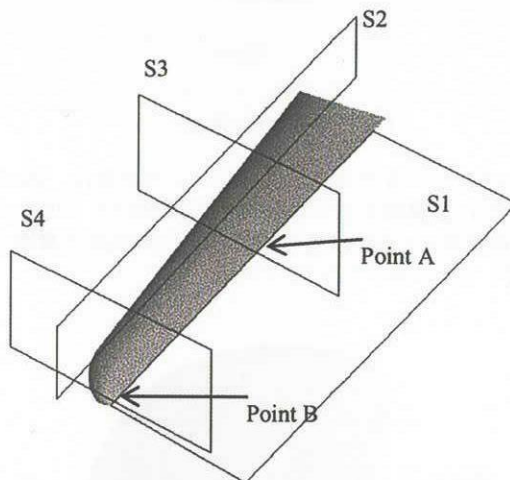


Fig. 7 Definition of cross sections.

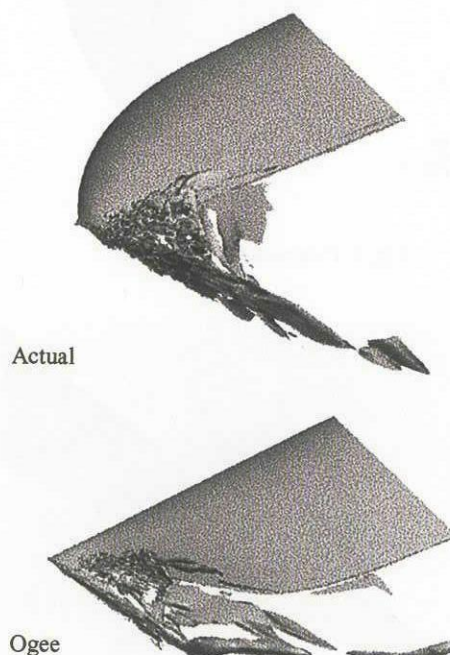


Fig. 8 Vorticity ω_x Isosurfaces.

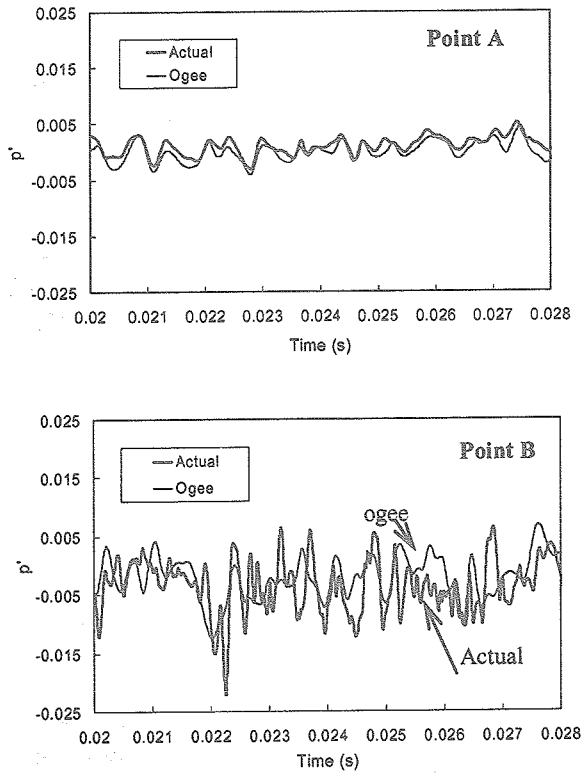
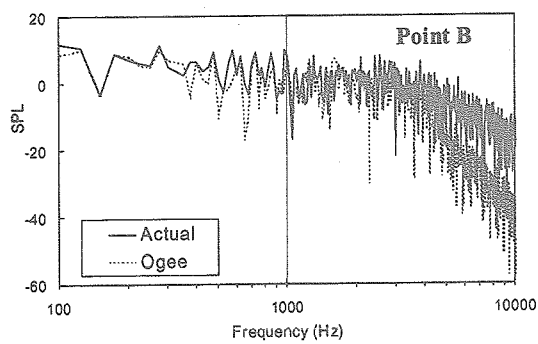
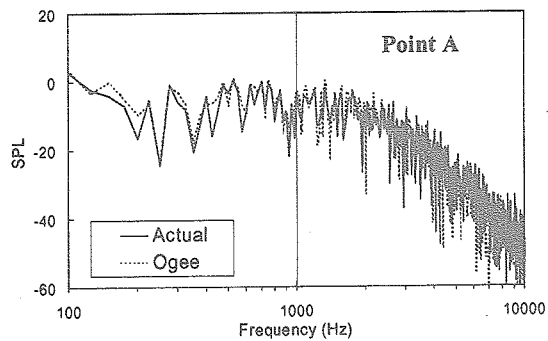
Fig. 9 Pressure fluctuations p' at points A, B.

Fig. 10 Sound pressure level at points A, B.

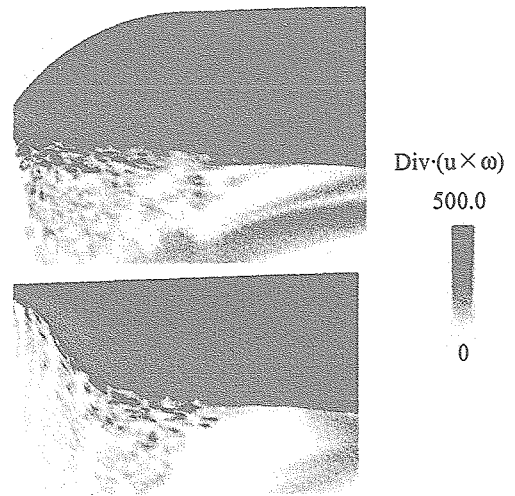
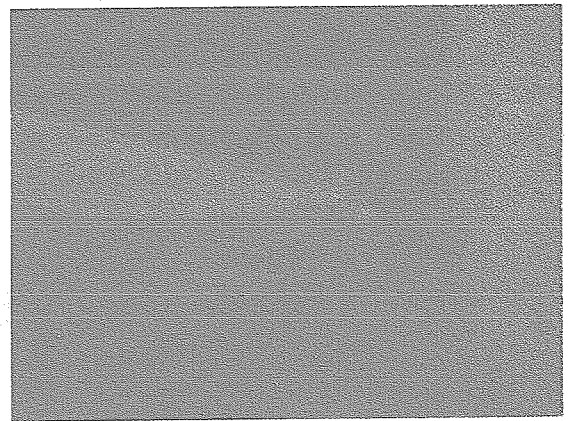
Fig. 11 $\text{Div}(\mathbf{u} \times \boldsymbol{\omega})$ on S1.

Fig. 12 Instantaneous acoustic field on S2.

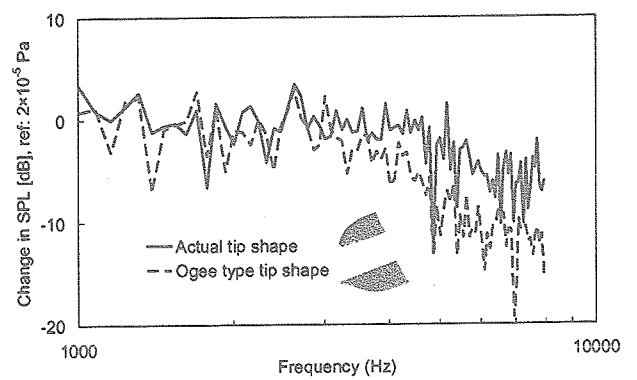


Fig. 13 Sound Pressure Level (Simulation).

4.3 翼端近傍における音場構造

図 11 は、断面 S1 において、Powell⁽¹²⁾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主な音源を表すといわれている。図 11 および図 8 を総合的に観察すると、翼面上から離れている位置での音源と渦の非定常な運動を把握することができ、その音源が遠距離場の騒音に強く影響することを確認した。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繋がる。ogee 型翼端の場合、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。図 12 は ogee 型翼端において 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。

4.4 遠距離音場

遠距離場騒音解析の結果を示す。図 13 は、actual の翼端と ogee 型翼端に対して 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 型翼端では 4kHz 以上の周波数で音圧レベルが 5dB 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 型翼端において、翼端剥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。また全ての周波数において積分すると、actual の翼端に比べて 2dB の騒音低減が得られることが判明した。この結果は ogee 型翼端と類似な曲線を後縁にもつ Klug⁽⁹⁾の観測実験と同様な傾向を見せている。

5. 結論

研究用水平軸発電風車 WINDMELIII 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。本研究では、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 を用いて予測した。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。翼端形状の違いによる空力性能の差は無かった。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。actual の風車の騒音解析において、遠距離場(20m)では高周波域において ogee 型翼端を用いることにより、騒音が 2dB 低減されることを示した。本研究で構築された数値手法により、引き続きウイ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、将来の超大型風車に適切な回転翼形状の提案に結び付けたい。

謝辞

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 WINDMELIII に関する協力を頂いた。

参考文献

- 1) Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N., Bossanyi, E., "Wind Energy Handbook", John Wiley & Sons Ltd (2001).
- 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 (第一報: 単独翼実験データとの検証)", 機械学会論文集中に投稿中.
- 3) Wagner, S., Bareis, R. and Guidati, G., "Wind turbine noise", Springer-Verlag, Berlin (1996).
- 4) Brooks, T.F., Marcolini, M.A., "Airfoil Tip Vortex Formation Noise", AIAA Journal, Vol.24, No.2, (1986), pp. 246-252.
- 5) Klug, H., Osten, T., et al., "Aerodynamic Noise from Wind Turbines and Rotor Blade Modification", Joule 2 - Project JOU2-CT92-0233 (1995), Final Report DEWI-V-950006.
- 6) Iida, M., Arakawa, C., Matsumiya, H., "Three Dimensional flow Analysis of Horizontal Axis Wind Turbine Blade Using Overset Grid Method", Proceedings of EWEC 21th, Kassel, Germany, Sep. 25-27, (2000).
- 7) Sorensen, N.N., Michelsen, J.A., Schreck, S., "Detailed aerodynamic prediction NREL/NASA AMES Wind tunnel tests using CFD", Proceedings of the European Wind Energy Conference, Copenhagen, (2001), pp.48-53.
- 8) Lighthill, M.J., "On Sound Generated Aerodynamically. I: General Theory", Proceedings of the Royal Society, Vol. A221, (1952), pp. 564-587.
- 9) Ffowcs Williams, J.E., Hawkings, D.L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion", Phil. Trans. of the Royal Soc. Of London, A: Mathematical and Physical Sciences, Vol. 264, No. 1151 (1969), pp. 321-342.
- 10) Brentner, K.S., Farassat F., "Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces", AIAA Journal, Vol. 36, No. 8 (1998), pp. 1379-1386.
- 11) Nii, Y., Takahashi, N., Matsumiya, H., "Broadband noise source localization by line microphone array positioned near a wind turbine rotor blade", The 2001 International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering, The Hague (2001).
- 12) Powell, A., "The Theory of Vortex Sound", Journal of the Acoustical Society of America, Vol.33, (1964), pp. 177-195.