風力発電システムで観察された強い空力離散周波数音*

二 井 義 則^{*1}, 五 反 田 哲 郎^{*2}Aerodynamically Generated Intense Discrete Tones
from Wind Turbine Rotor BladesYoshinori NII^{*3} and Tetsurou GOTANDA^{*3} Mechanical Engineering Laboratory, Namiki 1-2, Tsukuba, Ibaraki, 305-8564 Japan

An unexpected strong noise with high frequency components has been observed during a test operation of wind turbine rotor blades which were produced to have a sharp trailing edge and smooth surface for acoustic noise experiments. Acoustic measurements to investigate this noise have been carried out under various operating conditions, and the results were compared with those of the previous work. It was found that the noise was composed of intense discrete tones whose frequencies were distributed in the range approximately predicted by Fink's model based on the T-S instability wave over a flat plate. The level of the noise depended on the electricity output of the test machine: The level was high at high power output, while the noise was generated intermittently at low power output. It was also found that noise was suppressed by attaching tripping tape on the pressure side of the blades. It was believed that T-S instability wave developed in a laminar boundary layer was responsible for the generation of the observed tones.

Key Words: Wind Turbine, Aerodynamic Noise, Discrete Tone, Laminar Boundary Layer, T-S Instability Wave

1. ま え が き

風力発電システムの開発や普及が進むにつれ、ウェンドファームによる騒音の環境影響の問題が海外で顕在化しており、測定方法、予測手法および防止技術の開発等により騒音問題への対応が進められている。風力発電システム(以下、風車と略記)の主要な騒音源は、機械音を発生する増速歯車と空力音を発生するロータブレードであるが、新しい設計の風車は機械音が聞こえないレベルにまで抑制されており、空力音の対策が焦点となっている^{(1)~(3)}。

著者らは、今後の風車騒音の環境影響予測や低騒音化研究に必要な基礎データを得る目的で、種々の試験、計測を行ってきた^{(4)~(7)}。これら研究の一環として、広帯域音の発生に関する詳細なデータを得るとともに、低騒音化試験、研究を行う目的で、翼表面を滑らかに仕上げ、後縁部を鋭く整形した試験用ブレードを試作して運動を行ったところ、高周波数域に、極めて高いレベルの空力音が発生した。この音は、試験風車の同

型機では経験されなかった高いレベルをもつこと、ロータ速度にもよるが、数 m/s 程度以下の低風速では非発生、低出力時には翼通過周波数で衝撃的に発生するなどの特異な特徴を有することから、この音の調査、検討を行った。本報告では、初めに試験風車と試験方法の概要を述べる。次に、この音の周波数解析や実効値レベルの変動現象等の測定、解析結果を紹介する。さらに、既存の研究結果と比較、検討し、この音の発生上の特徴を考察する。

2. 試験風車と試験計測法

2・1 試験風車 試験機は、2枚ブレードのロータ(直径=15 m)をタワーの風上側に配置したアップウィンド型である。本機は、可変速/定速の切換え、ブレードのティータ運動およびナセルのヨー運動の固定/可動の切換え、等の機能を有している⁽⁸⁾。本機の可変速運転では、風速 8 m/s において定格となり、16.5 kW の電力が系統に供給される。定速運動モードでは、最大 86 rpm 程度までの任意のロータ速度で運転が可能であり、この場合、周波数変換器を介して系統に 50 Hz の電力が供給される。以下で、出力といっているはこの電力のことである。ロータ速度が 81.5 rpm の定速運転モードでは、ロータから系統までの、

* 原稿受付 1998 年 12 月 21 日。

^{*1} 正員, 工業技術院機械技術研究所(〒305-8564 つくば市並木 1-2)。^{*2} 工業技術院機械技術研究所。

E-mail: nii@mel.go.jp

動力伝達系、発電機および周波数変換器等による損失は2 kW程度である。例えば本機を、ロータ速度81.5 rpmで定速運転を行うと、出力が-2 kW程度以下の極低風速では、発電機を電動機としてロータを駆動するプロペラ状態となる。この状態から風速が大きくなればロータが風のエネルギーを吸収する風車状態になり、さらに風速が上昇してカットイン風速(出力が零となる風速)以上となると、発電機から系統に電力が供給される。

2・2 試験ブレード 試験ブレードの平面図を図1に示す。図1中の数字1~10は、ロータ中心から翼端間の距離7.5 mを10分割した位置(ステーション)の番号を示す。また、図1中にロータ速度が81.5 rpm(翼端速度=64.0 m/s)の場合の、ステーション5~10間の翼弦長に基づくレイノルズ数を記した。図1中に示すように、翼端から翼根側へのスパン方向の広い範囲で、レイノルズ数はほぼ一定である。

ブレード断面は、翼端、中間および翼根でおのおの、Wortmann FX 77-W-153, 同-270 および同-343の翼形を用い、他の部位ではこれらを混合して創成する設計となっている。翼端から1.0 mの断面の計測図を図2(a)に示す。以下、このブレードをAと呼ぶ。翼端から2 mの範囲の翼後縁部は、図示のように鋭く整形した。ただし、翼端から2~3 m間の後縁部は、翼根側に近いほど厚くなっており、3 mの位置(ステーション6)で4 mm程度である。この位置から翼根まで、圧力面側の後縁部は図2の右上に実線で示す形状となっている。なお、翼表面には流れの乱れを作る可

能性のあるものは付けず、滑らかに仕上げた。

図2(b)に、本機とほぼ同形の試験風車WINDMEL⁽⁸⁾の、翼端から1.0 mの位置のブレード(以下、Bと呼ぶ)の断面形状を示す。これらA, Bのブレードの断面形状を比較すると、Aの圧力面側の後縁近くが緩やかな凸形の形状に仕上がっていることが注目される。

2・3 騒音測定法および試験条件 騒音の測定には2台の騒音計を用い、1本は、国際規格(IEC 61400-11⁽⁹⁾)の規定する方法に従って設置した。すなわち、マイクロホンは直径1.5 mの円形の板上に取り付けて防風スクリーンで覆い、タワー中心から22.5 m(=ハブ高さ+ロータ直径/2)の風下位置に設置して風車のタワー方向に向けた。また、風横位置(ロータ回転面内)の地表面上の板にも同距離にマイクロホンを設置した。なお、試験サイトは、広い範囲でほぼ平坦なコンクリートもしくはアスファルト舗装構造であり、板はその表面上に設置した。

データレコーダに2台の騒音計出力のほかに、風速、発電出力、ロータ角度等の風車の運転データを同時記録し、後にデータの再生・処理を行った。騒音測定は、試験風車のロータ速度を主として81.5 rpmの一定回転として行ったが、適宜、67.9, 54.3 rpmおよび45.3 rpmでも測定を行っている。これらの各速度に対応する翼端部の周速はおのおの、64.0, 53.3, 42.7 m/sおよび35.6 m/sとなる。翼端部の翼弦長は211 mmであるから、上記の各速度に対応するレイノルズ数はおのおの、 9.3×10^5 , 7.8×10^5 , 6.2×10^5 および $5.2 \times$

Fig. 1 Plan view of the test blade and the Reynolds number at stations from 5 to 10 with the rotor speed of 81.5 rpm

Fig. 2 Blade section profiles at 1.0 m from tip of the blades of test machine and WINDMEL⁽⁴⁾⁽⁸⁾. Shown at upper right is trailing edge profile between station 2 and 6 of the blade A

10^5 となる。

3. 測定結果

3.1 1/3 オクターブバンド音圧レベル 図3に、ロータ速度が 81.5 rpm, 16 s の平均出力が 14.1 kW のときの 1/3 オクターブバンド音圧レベル (SPL) を示す。風下位置では、2~3.15 kHz の帯域に極めて高いレベルの成分が見られる。風横位置のスペクトルの最大レベルは風下のそれと比較して約 7 dB 小さく、音源はダイポールの特徴を有しているようである。風横位置のスペクトルの最大レベルとなる周波数が、2.5 kHz から 3.15 kHz にシフトしているのは、高速で移動する音源のドップラー効果によるものと思われる。なお、この音のレベルは後述のように発電出力に強く依存するが、風下位置測定結果は出力が変わっても、2.5 kHz に最大レベルのあるスペクトルパターンは変化しない。

図3の風下位置のデータにおいて、大きなレベルを有する 2~3.15 kHz の三つの成分におおの A 特性補正を行い、それらのパワー和から音圧レベル L_{PA} を算出し、ロータ中心に無指向性の点音源があるとして、下式によって音響パワーレベル L_{WA} を求めると、

$$L_{WA} = L_{PA} - 6 + 10 \log(4\pi r^2)$$

の関係から、 $L_{WA} = 114$ dBA となる。ただしここでは、 r は風車ロータ中心とマイクロホン間の距離である。

なお以下では、風下位置の測定点の騒音のデータのみを扱う。

3.2 実効値音圧成分 図4は、SPL の大きい 2~3.15 kHz の帯域を通過するバンドパスフィルタを通した信号の実効値(時定数 30 ms)の時間変化を、出力および風車ナセル上に設置した風速計の信号とともに記録した例である(ロータ速度 81.5 rpm)。図4

からこの音は、(1)音圧レベルが発電出力に強く依存する、(2)低出力時には翼通過周波数で間欠的に、高出力時には高いレベルで連続的に発生し、音圧は振幅変調されたように変動する、(3)発電出力が零程度以下では発生しない、などがわかる。

次に、16 s 平均の発電出力と 2~3.15 kHz の帯域の

Fig. 4 Example of time history traces of root-mean-squared acoustic signal passed a bandpass filter with 2 kHz to 3.15 kHz 1/3 octave passband together with power output and wind speed observed above nacelle

Fig. 5 16 s averaged SPL of 2 kHz to 3.15 kHz components vs. power output

Fig. 3 1/3 octave band sound pressure level (SPL) at power output of 14.1 kW (16 s average)

Fig. 6 Time history traces of rotor angle, rms SPL and power output whose time origin coincided at around 30 s of the figure 4

SPL との関係プロットすると図5が得られる。明らかに、出力5 kW を境としてこの音の出力への依存性が大きく違っている。

図4の時刻30 s付近からの15 sを、ロータの位置(角度)とともに図示すると図6が得られる。ただしこの場合、実効値回路の時定数を10 ms程度とした。また、図6で、ロータ角度の 0° および 180° は、ブレードが鉛直となった状態である。図6から、実効値SPLのレベルが極大となるロータの位置が変動している様子を見ることができる。図6において時刻がおおよそ9~12 sの実効値SPLのすべてのピークは、ロータ角度が大略 0° および 180° 付近で発生しており、ロータが鉛直となった周辺でこの音が大きくなっていることがわかる。時刻2 sから7 sの間はこれとは違って、ロータが 90° および 270° 付近でレベルが最大になっている。一般に風は、観測点の上流や周辺地形等の影響によって乱されるため、ロータ回転面内の風速分布が一様であるとは極めて考え難いので、この音は、低風速時には相対的な高風速域にブレードが入って発生条件が整ったときに発生し、そこを通過すると消えるように思われる。すなわち、翼の局所的な迎え角の変化がこの音の発生、非発生にかかわっていることを示唆している。

3.3 狭帯域スペクトル解析 図7(a), (b)および(c)は、(d)に示す発電出力時の狭帯域スペクトルの時間変化を示したもので、スペクトルの縦軸はリニアスケールで表示している。このときのロータ速度は81.5 rpm(回転周期=0.736 s)である。これらのスペクトルは、時間長が125 ms($\Delta f=8$ Hz)の時刻歴データにハニングウィンドウ処理をして得た。また、各スペクトルはロータがあらかじめ指定した角度になったときにFFT解析器にトリガをかけて得ている。図7(a), (b)および(c)の各スペクトルを与える時刻歴波形の時間窓の中央に対応するロータ角度 θ は、音波の伝搬時間を考慮すると、おおよそ、 122° , 172° および 197° となる。図7(a), (b)および(c)のスペクトルのいずれにも、出力が10 kW程度を超えたところで、いくつかの離散周波数音(以下単にトーンと呼ぶ)が明確に認められる。また、 θ によってスペクトルパターンやレベルが違っている様子を見ることができる。1回転ごとに見たこれらのトーンの周波数は、若干の変動はあるが、10 kW程度以上の高出力時にはほぼ同じ周波数が維持されているように見える。図7(c)の卓越成分の周波数は、2.784~2.848 kHz間で変動し、その変動幅は約2.3%である。

図8(a)および図8(b)はおおよそ、図7(b)および

(a) $\theta=122^\circ$

(b) $\theta=172^\circ$

(c) $\theta=197^\circ$

(d) Power output

Fig. 7 Examples of time change of narrow band spectra obtained when rotor angles are being (a) to (c) and power output is as shown in (d)

(c)の時刻が11.8 sのときのスペクトルである。図8中の1 kHz以上の帯域に、数多くの、空力的に発生するトーンを見ることができる。1 kHz以下に見られる成分は増速歯車等の機械音と考えてよい。さらに、1 kHz以上の帯域中にも機械的に発生したトーンが含まれるが、これらのレベルは空力的なトーンに比較してかなり低く、図8中では見分け難い。図8で最大レベルを与えるトーンの周波数は、同図(b)中に*1印を付けた2.80 kHzであり、その2倍の周波数成分が5.60 kHz(図8(b)中の*2印)に見られる。また、#1印で示す2.53 kHzの2倍の周波数成分が、#2に示す位置に認めることができる。さらに図8(a)にも、同様に二次と見られる成分が見られる。これら二次と見られる大きな成分を除けば、トーンの基本周波数は、1 kHz付近から3 kHz強程度の帯域内にあるものと

(a) $\theta=172^\circ$ (b) $\theta=197^\circ$

Fig. 8 Narrow band spectra at the time of 11.8 s as given in the figure 9

Fig. 9 Example of narrow band spectrum obtained at the time when a high level noise is generated around 10 s in the figure 6

考えられる。

図9は、図6の時刻10 s付近でSPLの実効値レベルが大きくなったときのスペクトルを示す。低出力時に短時間発生する音も、高出力時に連続的に発生するものと同じ帯域内にある、数多くのトーンの組合せであることがわかる。

図10は、図3に示すデータの時間帯内の、ロータがほぼ2回転分のスペクトログラムの解析例で、時間窓幅が51.2 msのハニング窓関数を6.3 msずつ移動させて得た。表示範囲は図10の場合、最大レベルか

Fig. 10 Spectrogram analyzed based on the same time data which had been used to obtain the figure 3

Fig. 11 1/3 octave band SPL of the test machine with blades tripped on 40% chord from the leading edge at average power output of 12.1 kW

ら-24 dBとした。断続的に発生している部分もあるが、いくつかのトーンが安定して発生し、ドップラー効果の影響で見掛け上の周波数が変動していることがわかる。また、トーンの周波数やレベルが、2枚のブレードで違っている様子も見ることができる。

なお、ロータ速度が小さいほどトーンの周波数は低くなる傾向があり、67.9, 54.3 rpm および 45.3 rpm の場合に観察された最大レベルを与える 1/3 オクターブバンド中心周波数はおおよそ、2, 1.6 kHz および 1.25 kHz であった。これらのロータ速度でも、図7と同様の結果が得られている。

3・4 ブレードのトリッピング ブレード前縁から40%の位置で、ステーション7から10間(=2.25 m)の圧力面側に、厚さ0.7 mmのテープを張り付けて、騒音測定を行った。図11は、ロータを81.5 rpmで定速運転したときの、16 s平均の1/3 オクターブバンドSPL(発電出力=12.1 kW)である。トーンのあった帯域レベルが小さくなり、実際に聞いても、トーン特有の音は聞こえなかった。ロータ速度を、38~86 rpmの範囲で変え、また、このロータ速度域の出力の広い範囲で調べたところ、トーンは非発生であった。なお、強いトーンの音源位置は、翼端から2.25 mの

範囲内にあったこともわかる。

4. 考 察

4.1 トーンの周波数 流れの中の翼から発生する強い離散周波数音に関しては、これまでに多くの研究が行われてきている^{(10)~(14)}。また、Lowson⁽¹⁵⁾は小型風車ではいくつものこの音の事例があるとしている。具体的には、Kramkowski らの報告⁽¹⁶⁾にその例を見ることができるが、周波数に関しては1/3オクターブバンド音圧レベル以外の音の詳細なデータは示されていない。

Paterson ら⁽¹⁰⁾は、翼弦長が23 cmのNACA 0012等の対象翼を用いた風洞試験を行っている。この翼は、本試験ブレードの翼形とは違っているが、翼端近くの翼弦長は本ブレードのそれとほぼ等しく、試験風速域も本試験におけるブレードの周速域をカバーしていることから、以下では、Paterson らの結果を本試験結果と比較、検討してみる。

Paterson らは、測定されたトーンの周波数を次の半経験式で近似できることを示した。

$$f = 0.011(V/c)Re^{0.5} \dots \dots \dots (1)$$

ここで、 V =周速、 c =翼弦長、 Re =翼弦長に基づくレイノルズ数である。図1に示すステーション9の、81.5 rpmにおける Re 、 V 、 c を用いて f を計算すると、 $f=2.6$ kHzとなる。一方Fink⁽¹⁷⁾は、Paterson らの与えたトーンの周波数は、層流境層中のT-S不安定波が後縁を通過する周波数で予測可能とするモデルを提案している。この式によれば、上記の条件での周波数は、 $f=2.5$ kHzとなる。これらの周波数は、図3に示す1/3オクターブバンドSPLで最大レベルを与える2.5 kHzバンド内に含まれることから、大まかには、ステーション9を含む、もしくはその近傍のスパン方向の領域が、図3に示す2.5 kHzの成分に寄与しているものと考えられる。ロータ速度が81.5 rpmの場合のレイノルズ数は、図1に示すようにブレードスパン方向の広い範囲で、ほぼ一定である。したがって、スパン方向に沿うトーンの周波数は V/c で変化するので、翼端に近いほど周波数は高く、翼根側に近いほど低周波数となると見込まれ、結果的に図3に示すような、スペクトルパターンとなるものと考えられる。ちなみに、翼端における条件で、Finkの式⁽¹⁵⁾を計算すると、 $f=3.1$ kHzとなり、図8で見たトーンの基本周波数の概略の上限に一致している。なお、周速(風速)変化に対するトーン周波数の変動傾向は、Paterson ら⁽¹⁰⁾やArbey⁽¹²⁾らの研究に示されているように、より複雑である可能性がある。また、

上記の検討では、図10に示したような、高速で移動する音源の観測点に対するドップラー効果により、トーンの周波数も見掛け上変動することや、ブレードによって発生するトーンの周波数が違っている、などを無視して。トーン周波数を正確に決定するには、これらを考慮した。より詳細な検討が必要とされる。

4.2 トーンの発生・非発生について 次に、流速と発生するトーンの発生・非発生に関するPatersonの実験結果に、今回の実験条件であるロータ速度のレイノルズ数を加えたものを図12に示す。図12中の○印の位置はトーンの測定されたレイノルズ数と迎え角の関係を与え、その上に示す数値は、トーンの音圧レベルの計測値(dB単位)である。図12を用いれば、図4または図6に示すこの音の変調現象や、図5に示す出力依存性が、以下のように説明される。すなわち、風車の出力が零に近い、あるいはマイナスでは、全体的に翼迎え角が小さく、この音は発生しない。次に、風速が若干上昇して出力が数kW程度となると、ウィンドシア等によってロータ回転面内にできる展所的に風速の強い領域にブレードが入って局所的な迎え角が大きくなり、この音の発生条件が整い、トーンが発生する。次のブレードが同じ位置に来たとき、同じ風速分布が維持されていれば、同じ音が発生する。回転面内の風速分布は、時間的、空間的に絶えず変動するので、図6に示すように、この音の発生するロータ位置(角度)が移動する、と考えられる。さらに風速が大きく(出力が大に)なれば、ブレードはどの位置にあっても発生の条件内にあるようになり、迎え角も大きくなって、図4に示されているように音のレベルがもっとも大きくなるとともに、変調の度合いが小さくなる、と考えられる。ちなみに、定格時(出力16.5 kW)の設

Fig. 12 Test rotor speed mapped on Paterson's wind tunnel test result⁽¹⁰⁾

計の迎え角は、翼端損失を考慮しなければ、翼端からスパン方向の広い範囲で約 6° である。

なお図 5 において、出力 5 kW 付近を境にしてこの音の出力依存性が顕著に変化していることを示した。上記の検討結果からこの傾向は、5 kW 以下の低出力時には、トーンの発生する領域がロータ回転面内の一部に限られるが、風速の上昇によって発生領域が広がり、出力増に対し平均の音圧レベルが急増するものと考えられる。さらに出力 5 kW 以上では、回転面内の広い範囲、あるいは全域でトーンが発生する迎え角の条件となり、平均の音圧レベルは、迎え角変化に依存した緩やかな増加傾向に変わる、と思われる。

4.3 音源について これまでの検討で、この音の周波数や発生、非発生の特徴が、Paterson らの風洞試験結果とよく対応していることがわかった。また、Paterson らは、トーンは圧力面側のトリッピングによって消えることから、この音の発生には圧力面側の層流境界層がかかわっているとしている。本試験においても前述のように、ブレードの圧力面側のトリッピングによってこの音が消えることが確認されている。また、観察されたトーンの周波数は、層流境界中の T-S 不安定波に基づく Fink の予測式と概略一致していた。これらの点から、ここで観察されたトーンには、圧力面側の層流境界層中の T-S 不安定波がかかわっている、と考えてよいであろう。

ところで、本機と同型の 2 機(ただし、いずれもダウンウィンド型)の騒音測定結果でも、図 3 と同じく 2.5 kHz に最大レベルをもつ、よく似たスペクトルパターンをもつ、トーンで構成された空力音が観察されている。図 13 はその例で、図 13 中の B は文献(4)の WINDMEL 機 [ブレード断面形状を図 2(b)に示す]の、C は東北電力(株)の実証試験機⁽¹⁸⁾の 1/3 オクタ

Fig. 13 1/3 octave band SPL of the WINDMEL and the Tohoku Electric Power Co.'s demonstration machine with same design operating variable speed mode near rated output

ーブバンド SPL である。後者のブレード断面形状は B のそれと同じと考えてよいであろう。ただしこれらの騒音測定では、マイクロホンの設置法や位置が図 3 の場合と異なっているため、本試験との整合を図るための補正を行っている。B, C いずれにも、図 3 と同じく数 kHz の帯域に、2.5 kHz に 58 dB 程度の最大レベルをもつスペクトルパターンを見ることができる。これらの成分は、空力的に発生する多くのトーンで構成されていることがわかっている⁽¹⁸⁾。

図 13 の 2.5 kHz の成分と、図 3 のその成分との差は概略 19 dB である。これらの成分はいずれも、ほぼ同じ周波数帯域のトーンで構成されていること、また、スペクトルパターンが似ていること、などから、これらの音は共通して、層流境界中の T-S 不安定波に起因するのではないかと、と思われる。ブレード A および B(または C)の 2.5 kHz 成分のレベル差が 19 dB 程度、と極めて大きくなった現象には、図 2 に示すブレード A, B の後縁近くの圧力面側の形状の違いがかかわっているように思われる。

Kramkowski ら⁽¹⁶⁾は、定格出力 30 kW の風車で、図 3 とよく似たスペクトルパターンをもつ、強い空力音が発生した際にブレード断面形状を調べ、本試験ブレードと同様に、圧力面側を削って後縁部が鋭く整形されていたことを指摘している。さらに、ハブから漏れた油と、大気汚染による汚れの付着が作った圧力面側の後縁部近くの流れのパターンから、強い音の発生原因を、圧力面側の後縁部近くの層流境界層はく離によるもの、としている。一方、Lowson⁽¹³⁾らや Nash ら⁽¹⁴⁾は、翼面上の流れの解析や、NACA 0012 翼を用いた風洞試験等による検討から、強いトーンの発生には、圧力面側で発達する T-S 不安定波と、圧力面側の後縁部近くの流れのはく離がかかわっていることを指摘している。本試験ブレードの場合にも、これらの試験、検討で指摘されたのと同様な現象が起こったものと思われる。

5. ま と め

ロータ直径 15 m の小型風力発電システムの運転時に観察された、強い空力音の測定、検討を行い、以下の結果を得た。

(1) この音は、ロータ速度が 81.5 rpm の場合、1/3 オクターブバンド中心周波数の 1.25~5 kHz の帯域に分布し、特に 2~3.15 kHz の帯域で大きなレベルを有する、数多くの離散周波数成分で構成されている。

(2) この音のレベルは発電出力に強く依存し、低

出力時には翼通過周波数で間欠的に、高出力時には高いレベルで連続的に発生し、発電出力が零に近い、あるいはマイナスの場合には発生しない。この音の発生、非発生や顕著な変調現象は、Paterson らの試験結果との類似性から、局所的な風速分布の違いにより発生する翼迎え角の局所的变化に依存する、と考えられた。

(3) この音の周波数は、層流境界層中の T-S 不安定波に基づく Fink の予測式と概略一致する。また、ブレード圧力面側にトリッピングを行ったところ、この音が消えることがわかった。したがってこの音は、ブレード圧力面側の層流境界層中の T-S 不安定波に起因すると考えられた。

(4) 観察された離散周波数音のレベルは、同型の他機に比較して極めて大きい。これには、ブレード圧力面側の後縁近くの緩やかな凸形の形状がかかわっているように思われる。

文 献

- (1) Jakobsen, J. and Andersen, B., Aerodynamic Noise from Wind Turbines, *EFP j.nr.* 1364/93-006 (1996).
- (2) Braun, K. A., ほか 5 名, Some Blade Tip Modifications and Their Influence on Aeroacoustics, *Proc. EWEC'96*, (1996), 792-795.
- (3) Dassen, T., ほか 3 名, Results of a Wind Tunnel Study on the Reduction of Airfoil Self-Noise by the Application of Serrated Blade Trailing Edge, *Proc. EWEC'96*, (1996), 800-803.
- (4) Nii, Y., ほか 5 名, Acoustic Noise Emission from 15 m Diameter Horizontal Axis Wind Turbine Generator with Downwind Configuration, *J. Acoust. Soc. Jpn.*, **11** (1990), 291-298.
- (5) 二井義則・ほか 8 名, 28 m 径一定回転型風車の騒音, *日本音響学会誌*, **49**(1993), 169-175.
- (6) 二井義則・ほか 7 名, アップウィンド型風車の低周波音, *日本音響学会誌*, **52**(1996), 341-347.
- (7) Nii, Y. and Gotanda, T., Aerodynamic Noise Source Localization System for Wind Turbine Rotor Blade, *機械技術研究所報*, **50**(1996), 88-97.
- (8) Matsumiya, H., ほか 7 名, Variable-Speed WTGSs WIND-MEL-I and WINDMEL-II, *Proc. EWEC '94*, **1**(1994), 999-1002.
- (9) IEC 61400-11: Wind Turbine Generator Systems - Part 11: Acoust. Noise Meas. Tech., (1998).
- (10) Paterson, R. W., ほか 3 名, Vortex Noise of Isolated Airfoils, *J. Aircraft*, **10**(1973), 296-302.
- (11) Tam, C. K. W., Discrete Tones of Isolated Airfoils, *J. Acoust. Soc. Am.*, **55**(1974), 1173-1177.
- (12) Arbey, H. and Bataile, J., Noise Generated by Airfoil Profiles Placed in a Uniform Laminar Flow, *J. Fluid Mech.*, **134**(1983), 33-47.
- (13) Lowson, M. V., ほか 2 名, Laminar Boundary Layer Aeroacoustic Instability, *AIAA Paper*, 94-0358 (1994).
- (14) Nash, E. C. and Lowson, M. V., Noise Due to Boundary Layer Instability, *Proc. 1st Joint CEAS/AIAA Aeroacoust. Conf.*, (1995), 857-884.
- (15) Lowson, M. V., Assessment and Prediction of Wind Turbine Noise, *ETSU W/13/00284/REP*(1993).
- (16) Kramkowski, T., ほか 2 名, Rotorblattlarm: Reine Formsache!, *DEWI Mag.*, Nr. 9(1996), 49-55.
- (17) Fink, M. R., Prediction of Airfoil Tone Frequency, *J. Aircraft*, (1975), 118-120.
- (18) 二井義則・五反田哲郎, 小型風力タービンの空力離散周波数音成分について, 第 7 回環境工学総合シンポジウム講演論文集, (1997), 109-112.