

翼素理論による小型風車から発生する 空力騒音に関する研究

佐々木壮一*・坂田涼**・対馬健***

Study of Aerodynamic Noise Generated from a Small Wind Turbine by Blade Element Method

by

Soichi SASAKI*, Ryo SAKADA** and Ken TSUSHIMA***

The prediction of the aerodynamic noise generated from a small wind turbine is achieved based on the blade element method. The aerodynamic noise which is generated due to the wake vortex is recognized as a dominant factor of the noise. First of all, the accuracy of the prediction equation of the analytical model is validated in the wind tunnel experiment using the NACA00 series blades. The aerodynamic performance and noise of an actual wind turbine are measured in another suction type wind tunnel. Finally, the narrowband noise generated from the wind turbine was predicted by the wake characteristics deduced from the blade element method.

Key words: *Aerodynamic Noise, Wind Turbine, Renewable Energy*

1. はじめに

2011年3月、福島第一原発の事故が東日本大震災によって引き起こされ、日本のエネルギー政策はこの事故によって大きな転換期を迎えることになった。日本政府は平時および危機時の安定的なエネルギーの需給構造を実現させることを目的として、再生可能エネルギーの積極的な利用に取り組んでいる。風力発電は2012年7月から開始された再生可能エネルギー固定買い取り制度の対象となっており、小型風車にもその商業的な応用への期待がよせられている。2016年4月からは電力自由化も開始され、民間のエネルギー事業への参入に関する規制が緩和される。しかし、一般的な構成で運転される小型風車の空力騒音は80dB以上にものぼり、小型風車の利用拡大のためには騒音の課題を克服することが不可欠である。

大型の風車では数10Hzの低周波騒音が研究の課題として取り扱われるが、このような騒音は小型風車固有の問題とは異なる⁽¹⁾。小型風車の空力騒音は、広い周波数の帯域に分布する広帯域騒音と特定の周波数で発生する狭帯域騒音に分類される⁽²⁾。前者の広帯域騒音は1970年代にAmietやHoweによって提唱された後縁騒音の特徴を有す⁽³⁻⁴⁾。しかし、後者の狭帯域騒音については、依然として不明な点が多い。将来的に、小型風車が我々の生活環境で利用されることを想定するならば、1000Hz近傍の可聴域における狭帯域騒音の発生機構を解明することは一つの課題となる。近年、風車周りの流れ場全体を数値シミュレーションにより解析することが可能になってきたが、商業用コードによる研究開発では計算コストが増加するなどの課題もある。一方、風車の研究開発の初期段階では翼素理論が

平成27年12月25日受理

* システム科学部門 (System Science Division)

** 総合工学専攻 (Department of Advanced Engineering)

*** 長崎県産業振興財団 (Nagasaki Prefecture Industry Promotion Foundation)

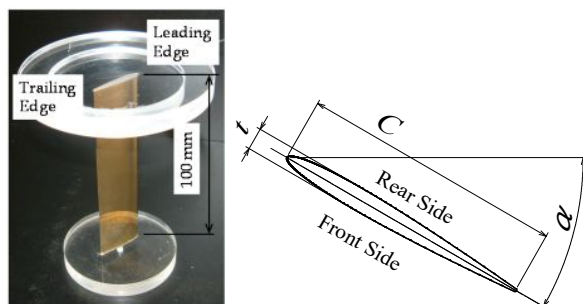
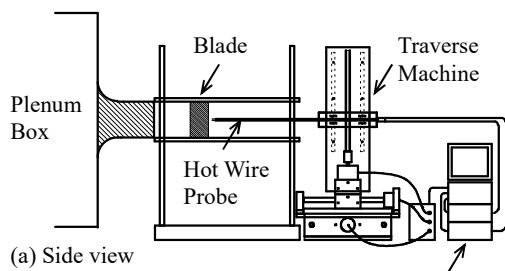


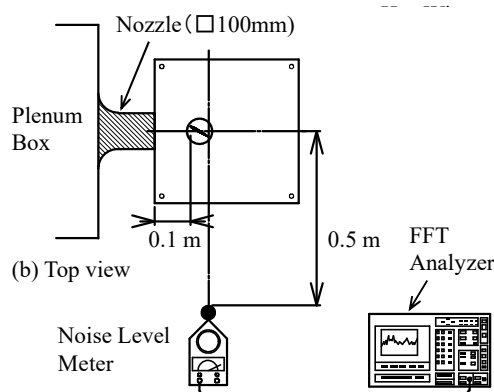
Fig. 1 Test blades (NACA00 series)

Table 1 Main dimension of the blades

	NACA0008	NACA0018
Chord length, C (mm)	30	
Thickness, t (mm)	2.4	5.4
t/C	0.08	0.18
Span Length, L (mm)	100	



(a) Measurement method of the flow



(b) Measurement method of the noise

Fig. 2 Measurement method in the wind tunnel experiment

利用されており、現在でも羽根形状を設計するための一つの有効な手段である。しかし、この翼素理論が風車の空力騒音の予測に応用された研究は少ない。

そこで本研究では、小型風車から発生する空力騒音の予測がこの翼素理論によって試みられている。まず、

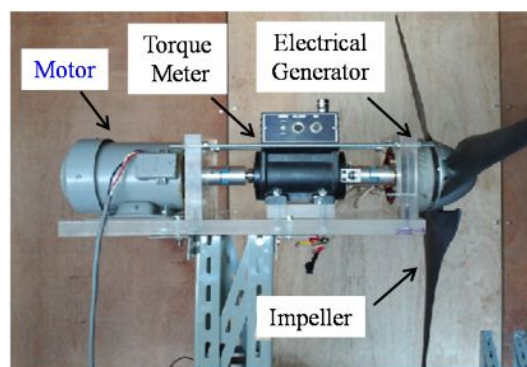


Fig. 3 Wind turbine

Table 2 Specifications of the wind turbine

Diameter of Impeller	1170 mm
Number of Blades	3
Specific Power	400 W
Initial Velocity	1.51 m/s (for rotation)
Initial Velocity	3.58 m/s (for power generation)
Torque Meter	Ono-Sokki SS-020 (2.0 Nm)

翼素理論による空力騒音の予測精度を NACA00 系列の風洞試験によって検証する。さらに、実際の小型風車の空力特性と騒音が風洞試験により計測される。最後に、小型風車から発生する実測値の空力騒音と翼素理論による予測値の騒音を比較しながら、特定の周波数で発生する狭帯域騒音の発生機構について考察する。

2. 実験装置および測定方法

図1は風洞試験で用いられる二次元翼の形状を示したものである。その主要諸元が表1にまとめられている。NACA0008とNACA0018の二つの対称翼が、この風洞試験に採用される。図2は単独翼の風洞試験の方法を示したものである。一樣な流れが1辺100mmのノズルから吐き出される。翼の前縁がノズル出口から100mm後方へ位置するように設置される。ノズルの一辺を代表寸法としたレイノルズ数が約 2.0×10^5 のとき、測定部での主流の乱れ度は0.5%未満である。精密騒音計は、主流と垂直方向に翼の後縁から1.0m離れた位置に設置される。精密騒音計で計測された騒音信号はFFTアナライザへ入力され、1/3オクターブバンドのスペクトル分布とその全帯域騒音レベルが測定される。

図3は小型風車の外観を示したものである。その装置の仕様が表2にまとめられている。羽根車の直径は1170mm、羽根枚数は3枚、発電機の定格出力は400Wである。性能試験装置には反動トルクを与えるための

翼素理論による小型風車から発生する空力騒音に関する研究

三相誘導電動機（三菱電機，SF-JR，400W）とトルク計（小野測器，SS-020）が取り付けられており，実機の出力係数を計測することができる．羽根車の回転数は光電式回転計によって計測される．この風車の空力特性，騒音および流れ場の測定方法については，文献(2)を参照されたい．

3. 翼素理論による空力騒音の予測

図4には，羽根車周りの流れと半径 r の翼素を通過する流れの速度成分が示されている．羽根車周りの流れは互いに独立していて干渉しない流管中にあると仮定する．ここで， Ω は羽根車の角速度， α は迎え角， θ はピッチ角， ϕ はアプローチ角， dL は翼素に作用する揚力， dD は翼要素に作用する抗力， a は軸干渉係数， a' は回転干渉係数， aV_∞ と $a'r\Omega$ は羽根車によって誘起された速度の成分， W は相対速度である．流れの角度に関する幾何学的関係は式(1)となる．

$$\alpha = \phi - \theta \quad (1)$$

このとき，

$$\phi = a \tan\left(\frac{1-a}{\lambda(1-a')}\right), \lambda = r\Omega/V$$

x および y 方向の流体力 C_x および C_y は式(2)となる．

$$\begin{aligned} C_x &= C_L \sin \phi - C_D \cos \phi \\ C_y &= C_L \cos \phi + C_D \sin \phi \end{aligned} \quad (2)$$

ベッツ理論の仮定がこの関係に対して与えられると，軸干渉係数 a と回転干渉係数 a' は式(3)となる．

$$a = \frac{\sigma C_y}{4 \sin^2 \phi + \sigma C_y} \quad (3)$$

$$a' = \frac{\sigma C_x}{4 \sin \phi \cos \phi - \sigma C_x}$$

このとき

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r}$$

ここで， σ は局所弦節比である．式(3)の二つの干渉係数を逐次近似法などにより解析的に求めることができると，半径位置 r における翼素の出力係数は式(4)として与えられる．

$$dC_p = 4a'(1-a)\lambda^2 \quad (4)$$

従って，風車の出力係数は式(5)のようになる．

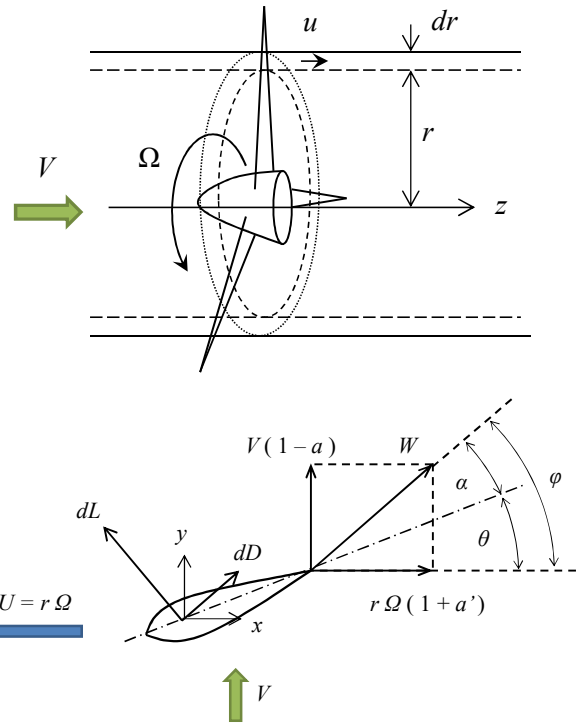


Fig. 4 Flow model around the impeller of the wind turbine

$$C_p = \frac{1}{\pi R^2} \int_{R_H}^R dC_p \cdot 2\pi r dr \quad (5)$$

CurleはLighthillの音響波動方程式に対して固体表面の影響を考慮し，固体表面から放射される音響波動方程式の解を与えている⁽⁵⁻⁶⁾．物体の代表寸法が音の波長に比べて十分小さいならば，観測点での音圧 p は式(6)となる．

$$p = \frac{1}{4\pi a_0} \frac{r_i}{r^2} \frac{\partial F_i}{\partial t} \quad (6)$$

ここで， a_0 は音速， r は音源から観測点までの距離， F は固体表面に作用する揚力である．

図5には，羽根車の翼素の後流の流動モデルが示されている．流れは翼の最大翼厚の位置からはく離すると仮定されている．そのとき，後流の幅は式(7)として与えられる．

$$D = D_1 + \chi_1 L \tan \alpha \quad (7)$$

ここで， D は後流の幅， D_1 は最大翼厚， χ_1 は実験定数， L ははく離点から後縁までの距離である．実験定数 χ_1 は風洞試験により決定される．後流渦の循環変動は式(8)として仮定される．

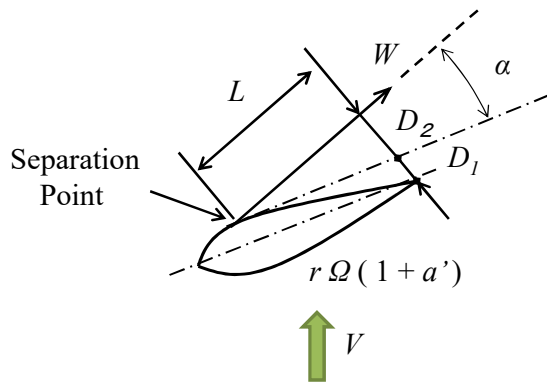


Fig. 5 Schematic view of the wake width

$$\bar{\Gamma} = \pi D w' \sin(\omega t + \phi) = \pi D \frac{\chi_2 W}{\sqrt{2}} \quad (8)$$

ここで、 W は相対速度、 w' はその速度変動である。その速度変動は速度の10%から20%として与えた。式(8)の循環が正弦波のように変動するとき、その時間微分は式(9)のようになる。

$$\frac{\partial \bar{C}_L}{\partial t} = \omega \bar{C}_L \quad (9)$$

翼素の後流渦が放出されるとき、翼素には渦放出周波数に同期した等価な強さの循環変動が誘起される。このとき、音圧の実効値は式(10)となる。

$$\overline{p^2} = \frac{\rho^2 W^6 S_t^2 L^2 \overline{C_L^2}}{16 a_0^2 r^2} \quad (10)$$

実際、その後流渦によって誘起される翼スパン方向の変動力は同位相ではなく、その位相はスパン方向相関長さ L_c の範囲で同じになる。ここでは、互いに無相関なスパン方向相関長さ L_c の空力音源が壁面に形成されると仮定する。このスパン方向相関長さ L_c が $L_c = \alpha D$ と仮定されると、その音圧は式(11)として与えられる。

$$\overline{p^2} = \frac{\rho^2 W^6 S_t^2 L \alpha D \overline{C_L^2}}{16 a_0^2 r^2} \quad (11)$$

ここで、 D は後流の幅である。音圧レベルは式(12)として定義される。

$$L_p = 10 \log \left(\frac{\overline{p^2}}{p_0^2} \right) \quad (12)$$

ここで、 p_0 は最小可聴音圧 (20 μ Pa)である。

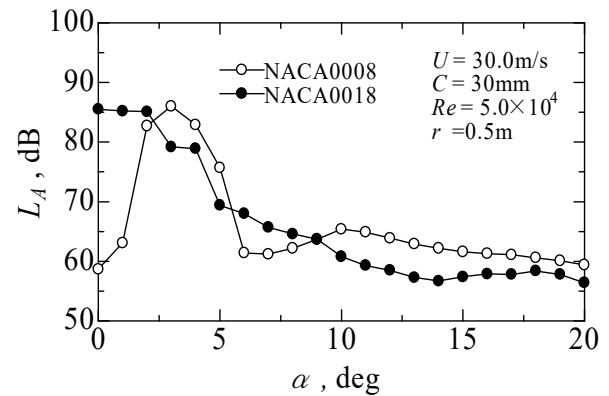


Fig. 6 Relation between the angle of attack and the overall noise level

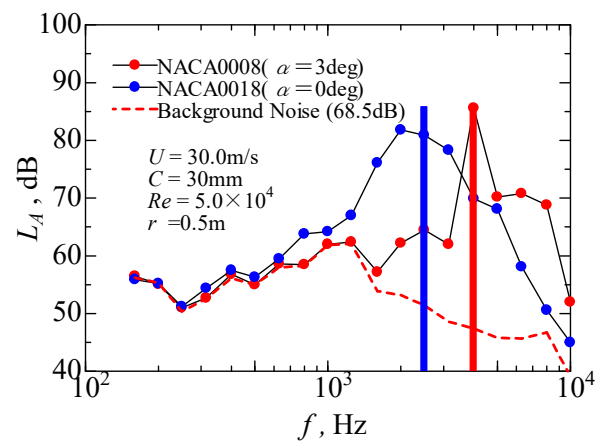


Fig. 7 Spectral distributions of aerodynamic noise generated from the blades

4. 結果および考察

図6は迎え角と騒音レベルの関係を示したものである。騒音レベルは0°から3°で最大となる。最大騒音レベルの迎え角よりも大きくなると、その騒音レベルは少なくとも10dB以上減衰する。図7には、二つの翼から発生する空力騒音のスペクトル分布が示されている。このスペクトル分布は、最大の騒音レベルとなる迎え角のものである。二種類の翼からは離散周波数騒音が発生している。ここで、予測式のいくつかの経験的な実験定数が実測値に基づいて与えられる。図中の棒線は予測値の騒音レベルである。予測値の騒音レベルは実測値の値を ± 1.0 dBの範囲で予測することができた。

図8は実測値の風車の空力特性を示したものである。中塗りの凡例は翼素理論による予測値である。予測値の出力係数は実測値の傾向を示すことができた。図9

翼素理論による小型風車から発生する空力騒音に関する研究

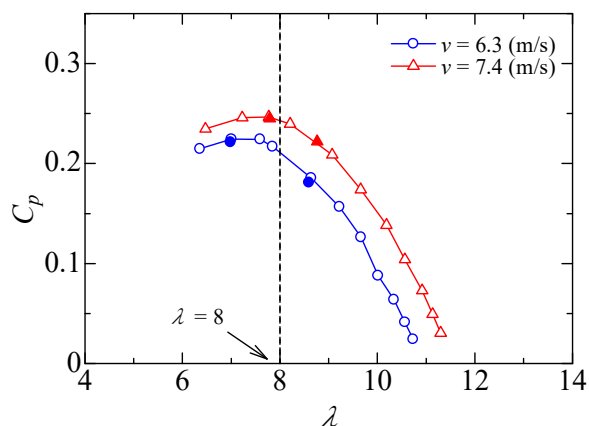
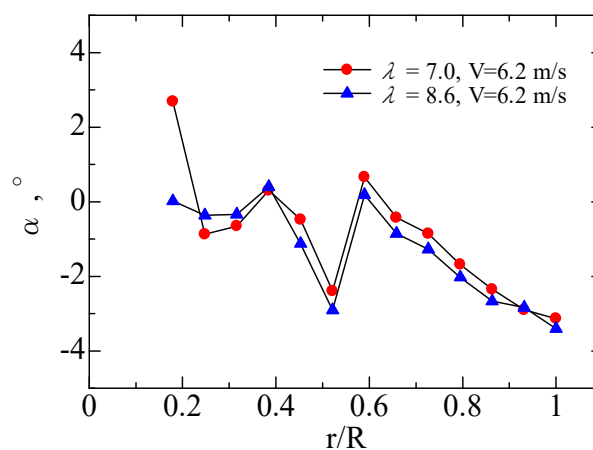


Fig. 8 Aerodynamic performance (measurement)



(a) Angle of attack

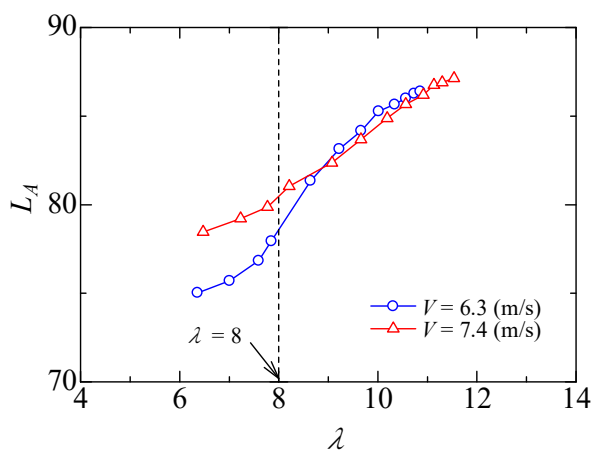
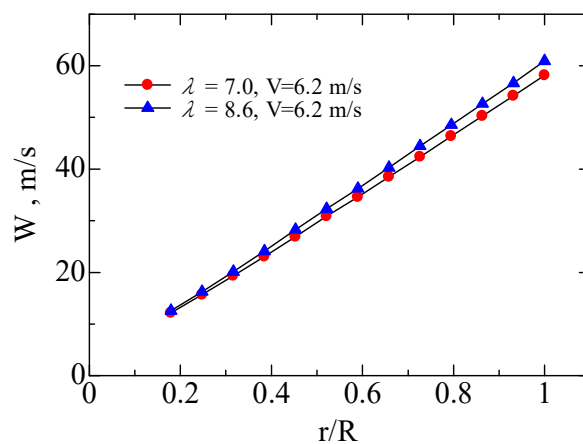


Fig. 9 Noise characteristics (measurement)



(b) Relative velocity

は風車の騒音特性を示したものである。周速比 8.6 での騒音レベルは、羽根車の回転数が上昇するために 7.0 の騒音レベルよりも大きくなる。

図 10 は翼素理論によって計算された流動様相を示したものである。図(a)が迎え角であり、図(b)が相対速度である。低周速比の迎え角は高周速比のものよりもハブ側で大きくなる。その他のスパン位置における迎え角には大きな差がない。相対速度についても、二つの運転状態における差は小さかった。図 11 は風車から発生する実測値の空力騒音を予測値と比較したものである。特定の周波数の領域で騒音が大きくなる狭帯域騒音が二つの運転状態において発生している。図中の棒線は翼素理論によって予測された騒音レベルである。この予測では、ハブ側の後流特性が利用されている。予測値の空力騒音は実測値の傾向を表すことができた。低周速比における後流の幅が高周速比のものより広がっているため、渦放出周波数は低くなることわかる。

Fig.10 Flow regime calculated by the blade element method

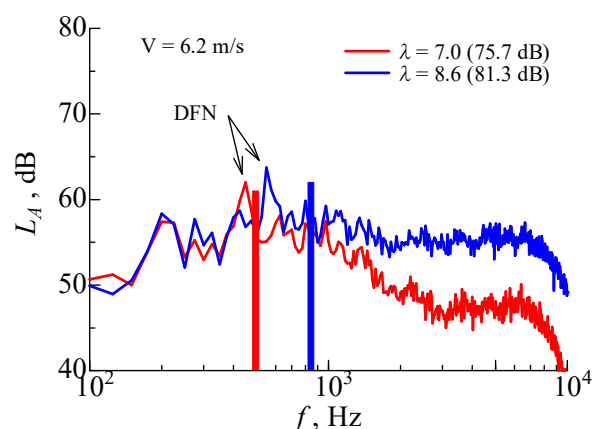


Fig. 11 Comparison on the measured discrete frequency noise level and the prediction

5. おわりに

この研究では、小型風車から発生する空力騒音を翼素理論によって予測する方法が提案されている。軸流型羽根車のハブ側の周速度が低速になるために、上流側の流れは後流へ通過した。ハブ側の後流特性によって予測された空力騒音は実測値の空力騒音の特徴を表すことができた。これらの結果は、狭帯域騒音の空力音源がハブ側に存在することを示すものである。

参考文献

- (1) Nii, Yoshinori, et al., Low frequency noise generation by an upwind wind turbine, *The Journal of the Acoustical Society of Japan*, Vol. 52, No. 5, (1996), pp. 341-347.
- (2) Soichi Sasaki, et al., Determination of Aerodynamic Sound Sources on Periodicity Noise Generated from a Micro Wind Turbine, *Open Journal of Fluid Dynamics*, Vol.04, No.05, (2014), 6 pages
- (3) Amiet, R.K., 1976, Noise Due to Turbulent Flow past a Trailing Edge, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 47, pp. 387-393. R. E. Longhouse, Control of tip-vortex of axial flow fans by rotating shrouds, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 58, No. 2, (1978), pp. 201-214.
- (4) Howe, M.S., A Review of the Theory of Trailing-Edge Noise, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 61, (1978), pp. 437-465.
- (5) M. J. Lighthill, On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory *Proceedings of the Royal Society A*, Vol. 211, Issue 1107, (1952), pp. 564-587.
- (6) N. Curle, The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound, *Proceedings of the Royal Society A*, Vol. 231, Issue 1187, (1955), pp. 505-514.