

低流量時のウエルズタービンから発生する空力騒音に関する研究

濱川 洋充, 栗原 央流

Aerodynamic Noise radiated from Wells Turbine at Low Flow Rate Condition

Hiromitsu HAMAKAWA and Eru KURIHARA

Department of Mechanical Engineering, Oita University
700 Dannoharu, Oita, 870-1192, Japan

Abstract

In the present paper the attention is focused on the characteristics of tonal noise at a discrete frequency radiated from Wells turbine for wave power conversion. We measured the sound pressure level (SPL) of aerodynamic sound radiated from Wells turbine which operated at the low flow rate condition. The experimental investigations have been performed under steady flow condition. The effects of rotational speed, blade profile, blade number and attack angle on the tonal noise at discrete frequency were investigated experimentally. The overall level of SPL increased as the rotational speed of Wells turbine increased. The noise proportional to the rotational speed and its overtone components increased. The overall level of SPL increased also in the case of low attack angle and NACA0012 blade. The tonal noise at a discrete frequency was generated from Wells turbine in this condition.

Key words : Fluid machinery, Aerodynamic noise, Natural energy, Wells turbine, Wave power conversion

1. 緒 言

近年、波力発電用空気タービンとして往復気流中で作動できるウエルズタービンが広く使用されている(Inoue, et al., 1984, 1985)(Takao, et al., 2000, 2002). ウエルズタービンは在来のタービンに比べて効率が低く、原理上ロータの周速が大きいため、高出力の場合には、強度、保守および騒音に難点があると言われている。ウエルズタービンからの空力騒音に関しては、高尾らはその特性を明らかにしている(Takao, et al., 2002).

ところで、一様流中の二次元翼からは低迎角時において離散周波数音が発生することが知られている(Paterson, et al., 1973) (Longhouse, et al., 1977) (Takagi and Konishi, 2010). また、二次元翼を流れ方向に直列に並べると、上流側の後流が下流側の翼と干渉し空力音が増加するだけでなく、翼間の距離によっては、さらに大きな空力音が発生することが明らかにされている(Mori, et al., 2010). ウエルズタービンは、二次元翼を円周方向に配置したタービンロータ形状をしており、低流量時の軸流速度が小さい低迎角での運転時には、上述した騒音が発生しやすくなることが予想される。その他、往復気流の状況によっては運転中に翼の失速が生じる場合があること、高速型であることなどから、ウエルズタービンは騒音に関して非常に性能の悪い機械と考えられる。しかしながら、その詳細は明らかにされていない。

本研究では、低流量時のウエルズタービンから発生する空力音の特性を実験的に調査した。

2. おもな記号

BPF : 翼通過周波数 (Hz)
 D_t : 羽根車外径 (mm)
 D_h : ハブ径 (mm)

原稿受付 2015 年 8 月 31 日

*1 所属機関 (〒870-1192 大分県大分市旦野原 700 番地)

E-mail of corresponding author: hamakawa@oita-u.ac.jp

- f : 周波数 (Hz)
 ℓ : 翼弦長 (mm)
 ℓ_t : 翼先端における翼弦長 (mm)
 N : 回転数 (rpm)
 Re : レイノルズ数 ($=U_\infty \ell / \nu$ (二次元翼) , $=U_t \ell_t / \nu$ (ウエルズタービン))
 U_t : 翼先端周速度 (m/s)
 U_∞ : 主流速度 (m/s)
 Z : 翼枚数
 α : 二次元単独翼の迎角 (degree)
 α_t : 翼先端迎角 (degree)
 ν : 動粘性係数 (m^2/s)

3. 実験装置および方法

実験装置の概要を図1に示す. 供試タービンは全長 5.5m のダクトに設置されており, 羽根車外径 D_t は 577mm, ダクト内径は 579mm, ハブ比 0.7, 翼先端隙間は 1mm である. ダクトの吸込口にはベルマウスが設けてあり, この下流に供試タービンを設置した. 供試タービンはダクト内部に設置されたモータによって回転させた.

供試ウエルズタービンを図2に示す. タービンは, NACA0012, NACA0015, NACA0020 の翼型を用い, 翼先端ソリディティが 0.57, アスペクト比が 0.5, 翼枚数 Z が 6 枚である(Inoue, et al., 1984). 本研究では, 翼先端迎角 α_t が $0^\circ \sim 9^\circ$ のときのタービンの回転数 N を 400~1200rpm, 翼枚数 Z を 2, 4, 6 枚と変化させて, タービンから発生する空力音を測定した. 測定は, 供試タービンの回転面から 1m 上流の回転軸上に精密騒音計を設置し行った. 翼先端迎角 α_t は, タービンの回転数を一定に保ったまま, 下流に設置した補助ファンにより軸方向定常流れを発生させて設定した. 翼先端における弦長と周速度を用いたレイノルズ数は $1.4 \times 10^5 \sim 4.2 \times 10^5$ である.

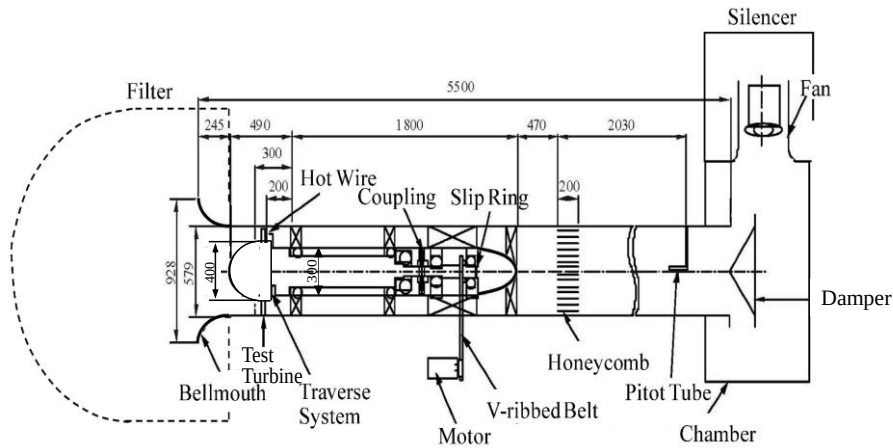


Fig. 1 Experimental Apparatus



Fig. 2 Schematic of test Wells Turbine

Table 1 Specifications of Wells Turbine

	Symbol	Conditions
Rotational speed	N	400, 600, 800, 1000, 1200 r/min
Flow rate	Q	0 ~ 0.27 m ³ /s
Blade number	Z	2, 4, 6
Blade profile		NACA0012, NACA0015, NACA0020
Rotor hub diameter	D_h	400 mm
Rotor tip diameter	D_t	577 mm
Tip clearance	s	1 mm
Solidity at tip radius	σ_t	0.57
Tip attack angle	α_t	0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9

4. 実験結果および考察

4・1 二次元翼から発生する離散周波数騒音の特性

低騒音風洞のテストセクションに供試二次元翼を設置し測定した迎角 α が 0° のときの空力音の音圧レベル (SPL) のスペクトルを図 3 に示す(Hamakawa, et al., 2013). 離散周波数騒音が発生し, スペクトルには多数のピークが形成される. このピーク周波数の主流速度 U_∞ に対する変化を図 4 に示す. ピーク周波数は流速 U_∞ の 0.8 乗に比例しながら大局的には流速の 1.5 乗に比例し増加する傾向があることがわかる. 離散周波数騒音の発生したレイノルズ数は代表寸法として翼弦長を用いたとき, 約 $3.1 \times 10^4 \sim 3.4 \times 10^5$ である.

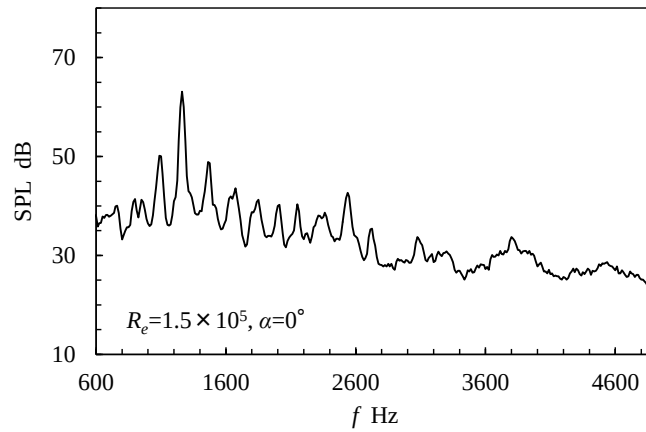


Fig. 3 Spectrum of SPL of two-dimensional airfoil (NACA0012)

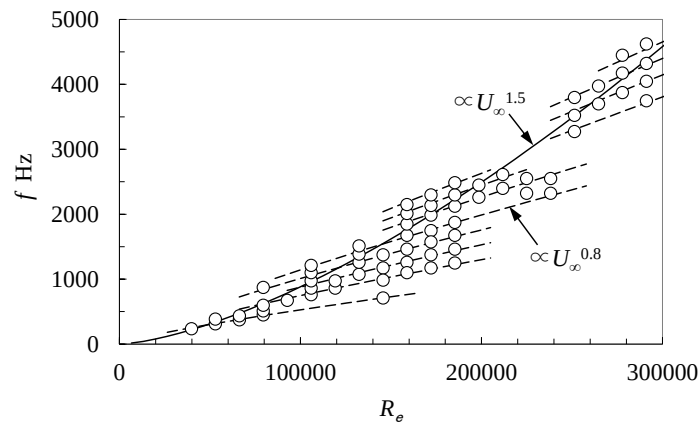


Fig. 4 Variation of peak frequencies against freestream velocity

4・2 ウェルズタービンから発生する空力音の特性

ウェルズタービンの動翼周りの速度線図を図5に示す。翼の周速度 u に対して軸流速度 v_a が小さい場合、迎角 α が小さくなる。このとき前述の騒音が発生して音圧レベルが増加する可能性があるため、同程度のレイノルズ数において低流量時のウェルズタービンから発生する空力騒音を実験的に調査した。実験は、ダクト下流に設置した補助ファンにより軸方向の定常流れを発生させて行った。

図6はNACA0012翼に対して迎角 α_t を変化させたときの音圧レベルのオーバーオール値の変化である。迎角が大きいくほどオーバーオール値が増加するが、低迎角時の2°と3°においても値が大きくなる。このときの音圧レベルのスペクトルを図7に示す。回転数400rpm時の翼通過周波数40.0Hzとその倍音で音圧レベルが増加するが、それ以外の95.7Hz, 390.6Hz, 479.5Hz, 668.9Hz, 1147.5Hz, 1365.2Hz, 1438.5Hz, 1912.1Hz, 2007.8Hzにおいても増加する。NACA0012翼の場合には、低迎角時において離散周波数騒音が発生していると考えられる。なお、スペクトルを平均化するとこれらのピークは現れな

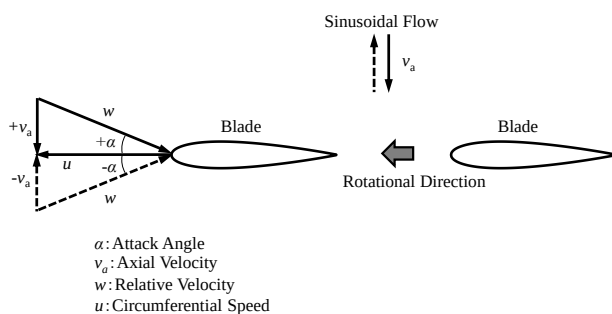


Fig. 5 Velocity triangle of Wells turbine

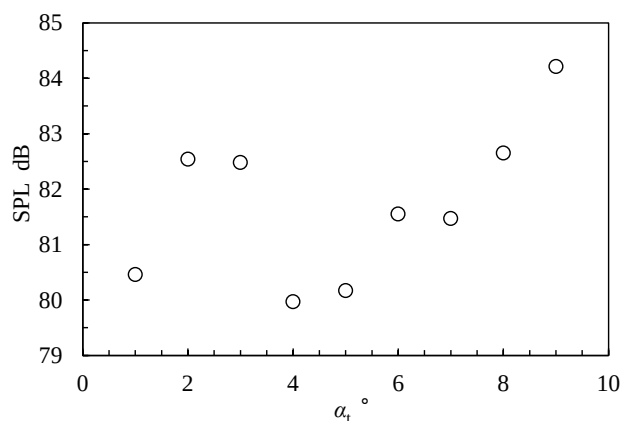


Fig. 6 Variation of spectra of SPL against attack angle (NACA0012, $Z=6$, $N=400$ rpm)

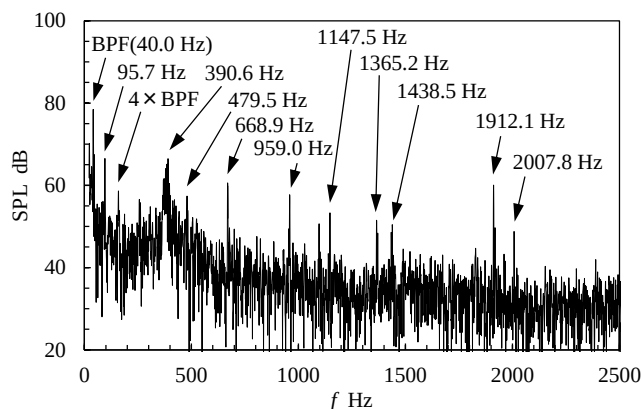


Fig. 7 Spectrum of SPL (NACA0012, $Z=6$, $N=400$ rpm, $\alpha_t=2^\circ$)

った。これは、一様流中の二次元翼とは異なり、離散周波数騒音の周波数が時間的に変化するためと考えられる。比較的効率が高い NACA0015 と NACA0020 翼ではこの騒音は発生しなかった。

流量無し時($\alpha_t=0^\circ$)の NACA0020 翼のウエルズタービンの回転数 N を変化させたときの音圧レベルのオーバーオール値の変化を図 8 に示す。翼枚数 Z は 6 枚である。回転数が増加するにつれてレベルが急激に増加することがわかる。

このときのウエルズタービンの空力騒音のスペクトルを図 9～11 に示す。図 9 は、迎角が $0\sim5^\circ$ のときの音圧レベルのスペクトルである。翼通過周波数音(BPF)を翼枚数 Z で除した周波数成分と BPF の 2 倍の成分のレベルが高くなる。翼通過周波数音(BPF)を翼枚数 Z で除した周波数成分は、ロータの重さにより軸が撓むことによるダクト壁面と翼との干渉が原因であると考えられる。また、これ以外の広帯域騒音は、迎角 α が 1° と 3° のときに音圧レベルが増加することがわかる。これは上流側からの動翼の後流が下流側の翼の負圧面側と干渉するためと考えられる。

図 10 は、翼枚数 Z が $2\sim6$ 枚のときの音圧レベルのスペクトルである。翼枚数が増加しても広帯域騒音のレベルはほとんど変化しない。なお、翼枚数が多い 6 枚のときには 40, 203, 221, 240Hz 付近で若干レベルが増加した。

図 11 は、回転数 N を変化させたときの音圧レベルのスペクトルの比較である。回転数が増加するにつれて広い周波数帯域で音圧レベルが増加することがわかる。なお、低回転数時には約 360Hz 付近で音圧レベルが増加した。

図 12 は、 $\alpha_t=4^\circ$, $N=1200\text{rpm}$ において、翼型を変化させたときの音圧レベルのスペクトルの比較である。翼型が変化しても音圧レベルはあまり変化しないが、翼厚が薄いほど高周波数側でレベルが増加することがわかる。

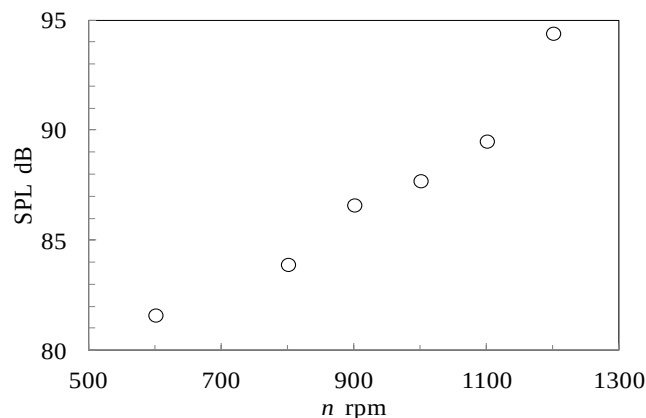


Fig. 8 Variation of overall level of SPL (NACA0020, $Z=6$, $\alpha=0^\circ$)

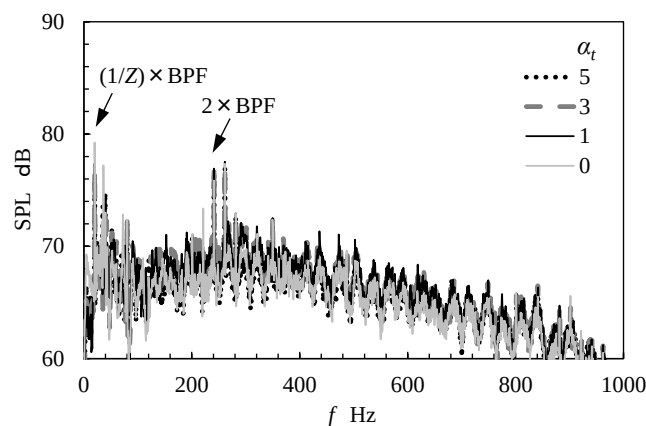


Fig. 9 Variation of spectra of SPL against attack angle (NACA0020, $Z=6$, $N=1200\text{rpm}$)

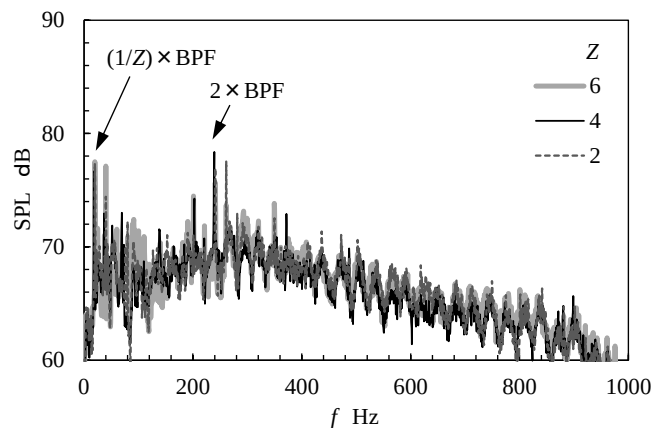


Fig. 10 Variation of spectra of SPL against blade number (NACA0020, $N=1200\text{rpm}$, $\alpha_t=1^\circ$)

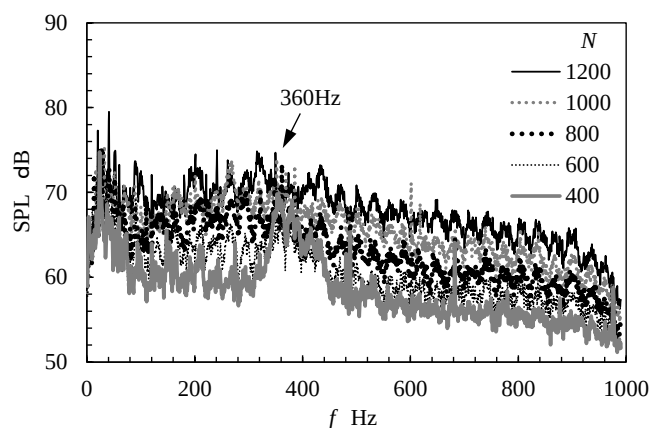


Fig. 11 Variation of spectra of SPL against rotational speed (NACA0020, $Z=6$, $\alpha_t=3^\circ$)

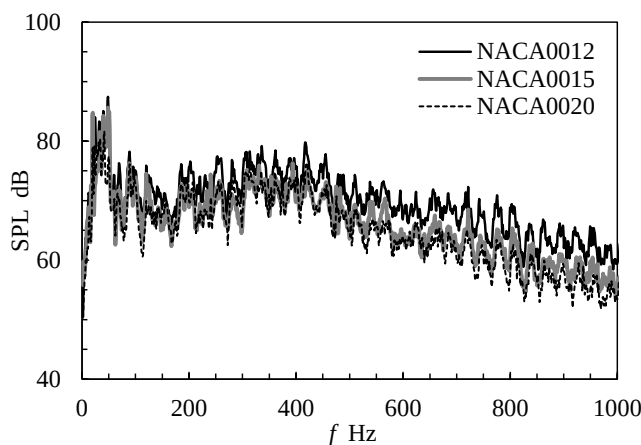


Fig. 12 Variation of spectra of SPL against blade profile ($Z=6$, $\alpha_t=4^\circ$, $N=1200\text{rpm}$)

5. 結 言

低流量時の低迎角での運転時においてウエルズタービンの回転数、翼枚数、翼型、迎角を変化させ、空力音に及ぼす影響を実験的に調査したところ、以下の結論を得た。

- (1) 回転数が増加するにつれて音圧レベルのオーバーオール値が急激に増加する。このとき、音圧レベルのスペクトルでは広い周波数帯域でレベルが増加する。
- (2) NACA0012 翼の場合には、低迎角時において離散周波数騒音が発生する。迎角を $0 \sim 9^\circ$ まで変化させたときの音圧レベルは翼通過周波数音とその倍音成分のレベルが高くなるが、低迎角時にはスペクトルにはそれ以外

の複数のピークが形成される。迎角が大きいほどオーバーオール値は増加するが、離散周波数の発生により低迎角時の2°と3°においてもレベルが大きくなる。NACA0015とNACA0020翼では離散周波数騒音は発生しない。

(3) 翼型が変化しても音圧レベルはあまり変化しないが、翼厚が薄いほど高周波数側でレベルが増加する。

文 献

- Inoue, M., Kaneko, K., Setoguchi, T., Studies on Wells turbine for wave power generator, Part 2: Selection of rotor geometry by performance test in the steady flow condition, Bull. Jap. Soc. Mech. Engrs, Vol.50B, No.459, (1984), pp.2599-2605.
- Inoue, M., Kaneko, K., Setoguchi, T., Studies on Wells turbine for wave power generator, Part 3: Effect of guide vanes, Bull. Jap. Soc. Mech. Engrs, Vol.51B, No.461, (1985), pp.338-343.
- Takao, M., Setoguchi, T., Kaneko, K., Kim, T. H. and Inoue, M., Improvement of Wells turbine performance by means of 3D guide vanes, Bull. Jap. Soc. Mech. Engrs, Vol.66B, No.642, (2000), pp.475-481.
- Takao, M., Setoguchi, T., Kaneko, K., Raghunathan, S., Inoue, M., Noise Characteristics of Turbines for Wave Power Conversion, Proc. Instn. Mech. Engrs., Vol.216, Part A: J. Power and Energy, (2002), pp.223-228.
- Paterson, R. W., Vogt, P., Fink, M., Munch, C., Vortex Noise of Isolated Airfoils, Journal of Aircraft, Vol.10, No.5, (1973), pp.296-302.
- Longhouse, R. E., Vortex Shedding Noise of Low Tip Speed, Axial Flow Fans, Journal of Sound and Vibration, Vol.53, (1977), pp.25-46.
- Takagi, S., Konishi, Y., Frequency Selection Mechanism of Airfoil Trailing-Edge Noise, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 4, (2010), pp.1111-1116.
- Mori, S., Munekata, M., Yoshikawa, H., Baba, T., Miyata, T., Hirao, M., A Study on Aerodynamic Sound of Wake Interference Generated from Two 2D Airofoils in Tandem, The 63 meeting of the Japan Society of Mechanical Engineers, Kyushu Branch, (2010), pp.255-256.
- Hamakawa, H., Hosokai, K., Adachi, T., Kurihara, E., Aerodynamic Sound radiated from Two-Dimensional Airfoil with Local Porous Material, Open Journal of Fluid Dynamics, Vol.3, No.2A, (2013), 6p.