



Title	リングファンの動翼回転騒音に及ぼす後流の影響
Author(s)	佐々木, 壮一; 徳重, 達也; 鳥瀬, 一貴; 林, 秀千人
Citation	長崎大学大学院工学研究科研究報告, 41(77), pp.1-5; 2011
Issue Date	2011-07
URL	http://hdl.handle.net/10069/25355
Right	

This document is downloaded at: 2020-10-28T05:39:07Z

リングファンの動翼回転騒音に及ぼす後流の影響

佐々木壮一*・徳重達也**・鳥瀬一貴***・林秀千人*

Influence of Wake on Blade Rotating Noise of a Ring Fan

by

Soichi SASAKI*, Tatsuya TOKUSHIGE**, Ikki TORISE** and Hidechito HAYASHI*

Ring fan is a propeller fan that applies an axial-flow impeller with a ring-shaped shroud on the blade tip side. The fan has been expected not only to improve the aerodynamic characteristics but also to reduce the aerodynamic noise. In this study, the influence of wake on aerodynamic noise of a ring fan has been discussed by comparison with the characteristics of a current propeller fan. The blade rotating noise was assumed for the mechanism of the discrete frequency noise in the ring fan. Moreover, the theory for the estimation of the blade rotating noise based on the wake characteristics has been proposed. The overall noise level of the ring fan was decreased 3 dB than that of the propeller fan due to the discrete frequency noise in the first harmonics. As a result of CFD analysis, it is considered that the discrete frequency noise was generated from the blade surface of the impeller by the periodic pressure fluctuation synchronizing with the blade passing frequency. According with measured flow patterns, the relative velocity of the ring fan became slightly high than the propeller fan whereas the velocity fluctuation of the ring fan decreased approximately 71% than that of the propeller fan in the near wake. From results of the estimation based on the proposed theory of the aerodynamic noise, it can be considered that the discrete frequency noise of the ring fan was decreased by the perturbation of the jet-wake flow in the wake.

Key words: Turbo machinery, Aerodynamic Noise, Computer Fluid Dynamics, Wake

1. 序論

リングファンは翼端側にリング状のシュラウドを有する軸流型の羽根車によるプロペラファンである⁽¹⁾。第一執筆者は二種類のプロペラファンの流れ場を数値シミュレーションによって解析し、リングファンの空力音はその相対速度と速度変動の増加によって大きくなることをその後流特性に基づいて明らかにした⁽²⁾。さらに、リングファンの最高効率、同じ作動点でプロペラファンよりも約11.5%向上すること、リングファンの騒音レベルは従来のプロペラファンよりも約

3dB 低くなることなどを実機試験で明らかにした⁽³⁾。同実験では、設計点近傍ではリングファンの離散周波数騒音が従来のプロペラファンよりも低減されることも実験的に明らかにされている。Lakshminarayanaら⁽⁴⁾は、ターボ機械の回転騒音のスペクトルが上流側支柱での二次流れとの相関を有すことを報告している。児玉ら⁽⁵⁻⁶⁾は、ジェットファンから発生するいくつかの離散周波数騒音の発生機構を示している。従来、この離散周波数騒音は動翼後流と支柱との干渉、あるいは入口側の乱れによる乱流騒音であるとして取り扱われて

平成23年 6月17日受理

* システム科学部門 (Department of System Science)

** 生産科学研究科博士前期課程 (Graduate School Student, Graduate School of Science and Technology)

*** 工学研究科博士前期課程 (Graduate School Student, Graduate School of Engineering)

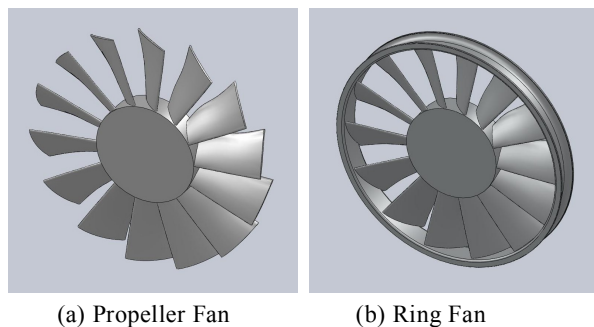


Fig. 1 Test impeller

Table 1 Main dimensios of impellers

	Propeller Fan	Ring Fan
D (mm)	613	
D_{hub} (mm)	260	
$v = D_{\text{hub}} / D_{\text{tip}}$	0.424	
t (mm)	3	
Shroud	without shroud	with shroud

きたが、その騒音発生機構については不明な点も多い。本研究はプロペラファンの離散周波数騒音が動翼回転騒音によって発生することを提案するものである。羽根車の後流に基づく動翼回転騒音の評価方法が提案され、実機試験と CFD 解析によって羽根車の後流と離散周波数騒音の関係が議論されている。

2. 実験装置および測定方法

図 1 は供試羽根車の外観図を示したものである。表 1 にその主要寸法が示されている。図 1(a)がプロペラファンの羽根車であり、図 1(b)がリングファンの羽根車である。両者の羽根車は翼端側のシュラウドに相違があるだけで、その他の翼の設計寸法は同じである。羽根車の大きさを代表する外径には、プロペラファンの直径が採用されている。ハブ比 ($v = D_{\text{hub}} / D$) は、いずれも 0.424 となる。

図 2 はファン性能の試験装置の概略図を示したものである。測定胴の断面は $1\text{m} \times 1\text{m}$ の正方形であり、装置の全長は約 4m である。羽根車の取り付け基準位置から 600mm 上流側の動圧がピトー管によって測定され、送風機の流量はその動圧によって決定されている。流量は測定胴の出口側に設けられたダンパーによって調整される。送風機の静圧は測定胴の出口側から 400mm 上流側に設けられた静圧管によって測定される。電動機の軸動力がトルク計（小野測器；SS-500）

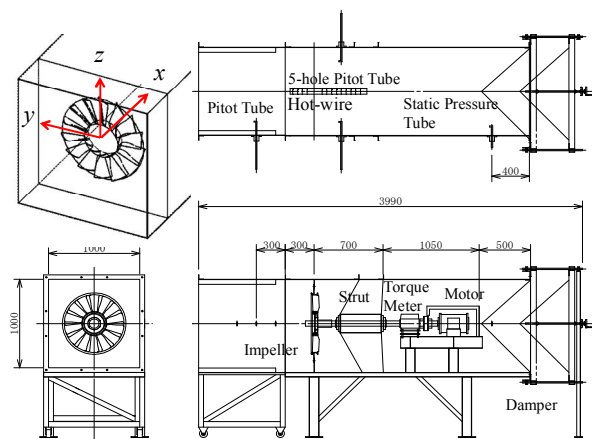


Fig. 2 Experimental apparatus

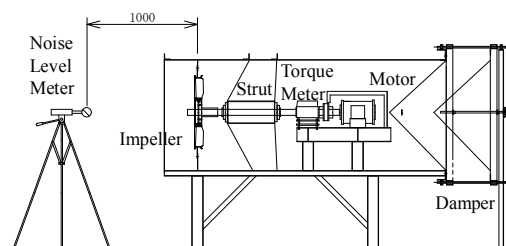


Fig. 3 Measurement method of fan noise

によって計測され、送風機の効率を算出することができる。送風機の流量係数 ϕ 、静圧係数 ψ_s 、動力係数 λ および効率 η は式(1)によって整理されている。

$$\psi_s = \frac{2P_s}{\rho U^2}, \phi = \frac{Q}{60\pi D b U} \quad (1)$$

$$\lambda = \frac{2L}{\rho\pi D b U^3}, \eta = \frac{\phi\psi}{\lambda}$$

羽根車の後流は主軸に対して水平な子午面において熱線流速計によって測定されている。主軸方向の測定点の間隔は 50mm である。図 3 には、ファン騒音の測定方法が示されている。ファン騒音は羽根車の回転軸上 1.0m 上流側の点で、精密騒音計に取り付けられた $1/2$ インチマイクロホンによって測定されている。精密騒音計からの出力信号は FFT アナライザへ入力され、周波数分析された騒音スペクトルが得られる。

図 4 は CFD に用いられたプロペラファンのモデルを示したものである。数値シミュレーションに用いられた羽根車と矩形ダクトの形状は、実機と同じ寸法に設定されている。ダクトの出口側に流れを一様化させるために、一辺が 4.0m の矩形空間が取り付けられている。計算格子は約 400 万要素で形成されている。翼表

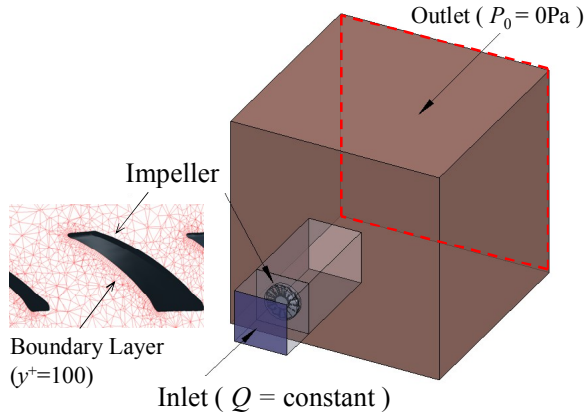


Fig. 4 Model of propeller fan for numerical simulation

面近傍の最小格子幅は $y^+=100$ 程度に設定されている。非定常流れが LES によって計算されている。入り口側には流量一定の条件が与えられ、出口境界には大気圧の境界条件が与えられている。

3. 離散周波数騒音の評価方法

Curle⁽⁷⁾は固体平面から発生する空力騒音の音圧を式(2)として与えている。

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

ここで、左辺の p は音圧、右辺の $P_s(t)$ は静圧である。羽根車の後流に jet-wake 流れが形成されるときには、羽根車の固体表面上にも翼通過周波数に同期した圧力変動が形成されることを仮定する。この研究では、翼表面上に形成される周期的な圧力変動が式(3)の理論静圧の変動によって評価されている。

$$P_{s, th} = \frac{\rho}{2} \{ u^2 - w(t)^2 \} \quad (3)$$

ここで、 u は羽根車の周速度、 w は相対速度である。式(3)の相対速度の非定常変動が正弦波で与えられると、翼面上の圧力変動に関する時間的な変化率は式(4)になる。

$$\frac{\partial}{\partial t} P(t) \cong -\rho \overline{w} \overline{w'} \omega \cos(\omega t + \phi) \quad (4)$$

ただし

$$2\overline{w} \overline{w'} \omega \cos(\omega t + \phi) \gg \overline{w'}^2 \omega \sin(2\omega t + 2\phi)$$

式(4)の静圧変動量に基づけば、離散周波数騒音は、相対速度とその変動量に関係することがわかる。

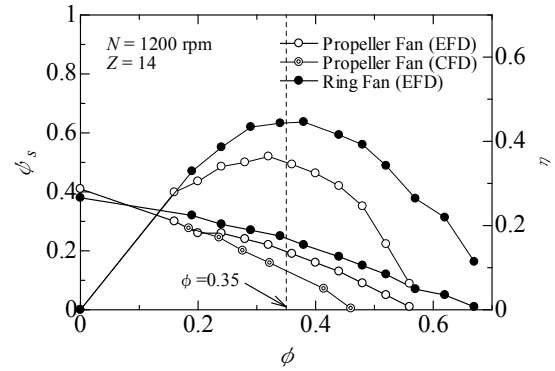


Fig. 5 Aerodynamic Characteristics

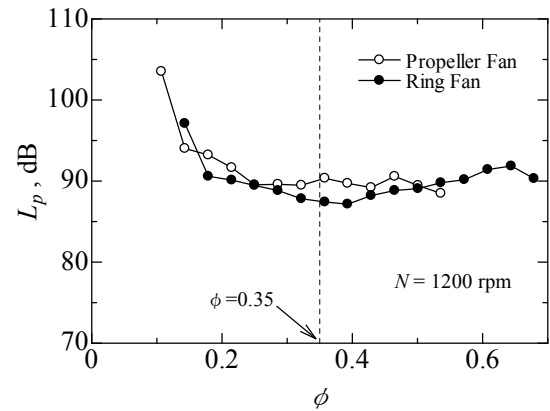


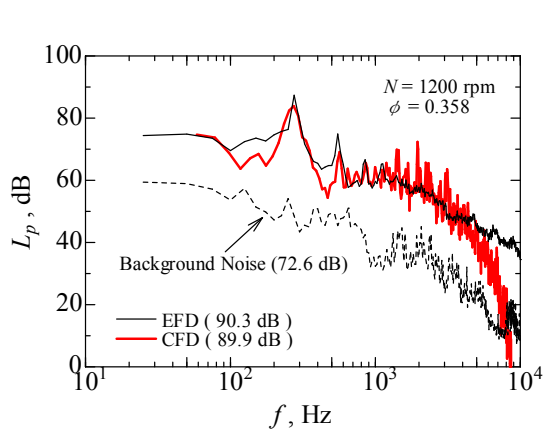
Fig. 6 Noise Characteristics

4. 結果および考察

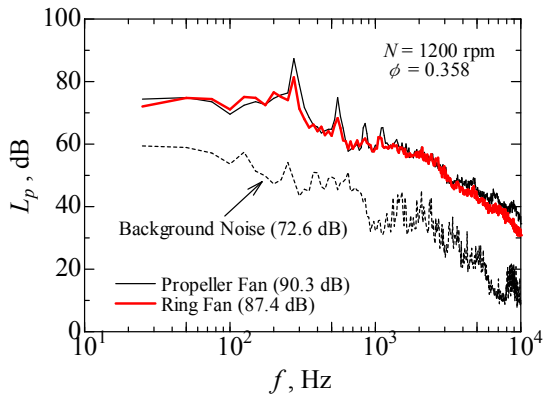
図5は実機試験(EFD)と数値シミュレーション(CFD)によって解析されたファンの空力特性を比較したものである。EFDのリングファンの静圧係数は、広い流領域に渡ってプロペラファンよりも高くなった。これに応じて、実測値の最高効率点近傍($\phi = 0.35$)でのリングファンの最高効率は、プロペラファンよりも約11.5%高くなった。CFDによるプロペラファンの空力特性は実測値の傾向を再現することができているが、CFDによるプロペラファンの最大流量は実測値の流量よりも17.9%低く見積もられた。

図6はファン騒音の音圧レベルの特性を比較した図である。図中の破線はリングファンの最高効率点($\phi = 0.35$)である。最高効率点近傍では、リングファンの騒音レベルはプロペラファンよりも約3dB低くなった。図7には、最高効率点流量($\phi = 0.35$)でのプロペラファンの音圧レベルのスペクトル分布が示されている。(a)は実測値の騒音スペクトル(EFD)と数値シミュレーション

リングファンの動翼回転騒音に及ぼす後流の影響



(a) Comparison of EFD and CFD (propeller fan)



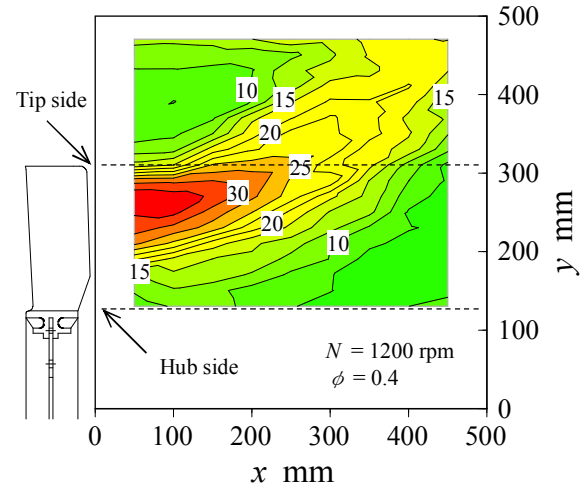
(b) Comparison of propeller fan and ring fan (EFD)

Fig. 7 Spectra of sound pressure level generated from the fans

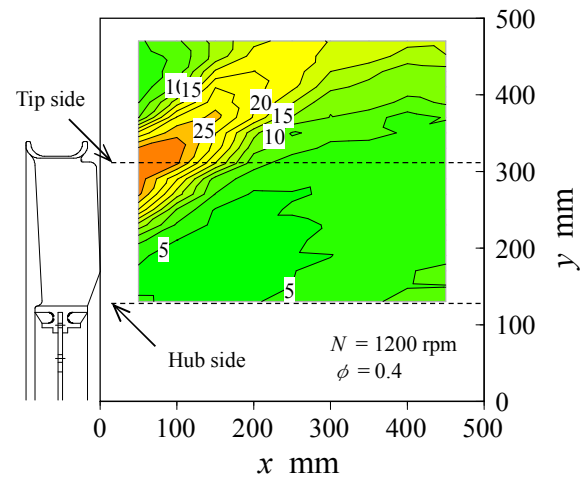
ン(CFD)のスペクトルを比較したものである。CFDのファン騒音の音源には、羽根車だけが指定されている。CFD解析の音圧レベルは式(5)の周波数の関数で補正されている。

$$L_p(EFD) \cong L_p(CFD) - 12.7 \log_{10}(f) + 61.2 \quad (5)$$

ファン騒音の支配的因子は、翼通過周波数に同期した離散周波数騒音であることがわかる。CFD解析の結果に基づけば、羽根車の表面上には翼通過周波数に同期した周期的な圧力変動が生じていると考えられる。(b)は実測値のファン騒音を二種類のファンで比較したものである。リングファンの第一高調波の離散周波数騒音はプロペラファンよりも約6dB小さくなった。一方、リングファンの200Hzよりも低周波側の広帯域騒音はプロペラファンよりも大きくなる。図6の結果を参考



(a) Propeller fan



(b) Ring fan

Fig. 8 Distribution of measured absolute velocity on the meridional plane in the wake

にすれば、リングファンの騒音は離散周波数騒音によって低減されると考えられる。

図8は羽根車の後流における子午面の絶対速度の分布を示したものである。(a)のプロペラファンでは、後流の速度は $200 \text{ mm} < y < 300 \text{ mm}$ で高速になっている。この速度の速い領域を主流部と呼ぶことにする。(b)のリングファンの主流部は羽根の先端近傍に形成される。リングファンの主流部の流速は、プロペラファンの主流部の流速と比較して低くなっている。これらの図から、プロペラファンとリングファンの主流部の中心位置が決定されている(プロペラファン; $y = 270 \text{ mm}$, リングファン; $y = 310 \text{ mm}$)。

図9は熱線流速計で測定された後流の速度変動を示したものである。プロペラファンの後流には、jet-wake

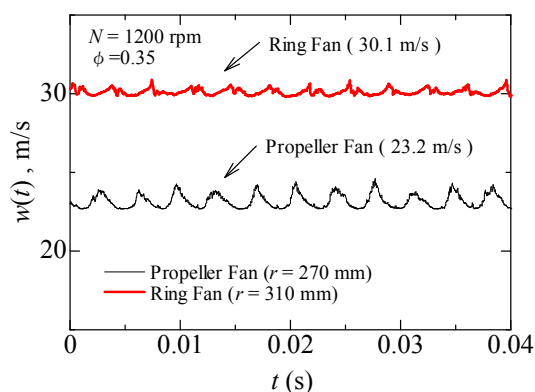


Fig. 9 Velocity fluctuation in the wake

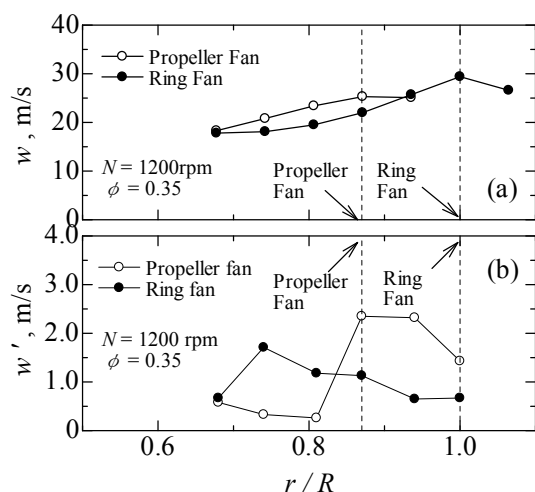


Fig. 10 Distribution of the relative flow in the wake

流れによる周期的な変動が形成されている。一方、リングファン後流の相対速度はプロペラファンよりも高速であるが、その周期的変動現象は小さくなる。図 10 には、羽根車後流の実測値の相対流れのスパン方向分布が示されている。(a)が相対速度の分布であり、(b)がその速度変動の分布である。リングファンの主流部の相対速度は、プロペラファンよりも約 7m/s 高くなる。一方、リングファンの主流部の速度変動は、プロペラファンよりも約 71%低減される。リングシュラウドが翼先端側に付加されると、翼端漏れ流れが形成されにくくなるために、リングファンの速度変動は低減されると考えられる。

5. 結論

リングファンの全帯域騒音レベルは、第一高調波の離散周波数騒音によってプロペラファンよりも約 3dB

低減された。この離散周波数騒音は羽根車の表面上の周期的な圧力変動によって発生すると考えられる。プロペラファンの主流部の流れは近距離場の後流で主流の方向へ流れるのに対して、リングファンの主流部の流れは半径方向外向きへ広がる特徴がある。この流動様相に応じて、リングファンの後流の相対速度は上昇するが、リングファンの後流の速度変動はシュラウドによってプロペラファンよりも約 71%低減された。本研究で提案された離散周波数騒音の評価に基づけば、リングファンの離散周波数騒音はその後流に形成される jet-wake 流れの変動現象によって低減されることを明らかにした。

参考文献

- 1) Haruhiro Tsubota : Research and Development of Ring Fan, *Komatsu Technical Report* (in Japanese), 53(159), pp. 2-9, 2007.
- 2) S. Sasaki, M. Fukuda, M. Tsujino, H. Tsubota : Prediction of Aerodynamic Noise in a Ring Fan Based on Wake Characteristics, *Journal of Thermal Science*, 20(2), pp. 144-149, 2011.
- 3) S. Sasaki, M. Fukuda, H. Tsubota, M. Tsujino : Influence of Internal Flow on Aerodynamic Characteristics of a Ring Fan, *Turbomachinery* (in Japanese), 38(12), pp. 729-736, 2010.
- 4) Lakshminarayana, B., Thompson, D.E., and Trunzo, R. , Strut or guide vane secondary flows and their effect on turbomachinery noise, *Journal of Aircraft*, 20(2), pp. 178-186, 1983.
- 5) Kodama. Y., Hayashi H., Murayama M., Kondo S., and Yamaguchi H., Study on Discrete Frequency Noise of a Jet Fan, *Turbomachinery* (in Japanese), 29(10), pp. 611-618, 2001.
- 6) Kodama. Y., Hayashi H., Murayama M., Kondo S., and Yamaguchi H., "Reduction of Jet Fan Noise", *Turbomachinery* (in Japanese), 33(2), pp. 100-108, 2005.
- 7) N. Curle : The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound, *Proceedings of the Royal Society, Series A*, 231(1187), pp. 505-514, 1955.