

# 低圧ファンから発生する後縁騒音の 予測に関する方法論的研究

佐々木壮一, 田中康大

## Study of Prediction Methodology of Trailing Edge Noise Generated from a Low-pressure Fan

by

Soichi SASAKI\*, Kodai TANAKA\*\*

We proposed prediction methodology of broadband noise generated from a low-pressure fan based on the pressure power spectrum density (PSD) of a flat plate determined experimentally. Although the predicted broadband noise by the pressure PSD was evaluated 12.5 dB larger than the measured value, it could represent the measured spectral distribution. In the tip side of the blade, even if the relative velocity of the wake decreased, the broadband noise of the blade element was larger than the mid span domain where the relative velocity was high. We indicated that the increase of the broadband noise at the blade tip was due to the normalized pressure PSD became larger than that one at the mid-span.

**Key words:** *Experimental Fluid Dynamics, Aerodynamic Noise, Wind Tunnel, Fan*

### 1. はじめに

低圧ファンはエアコン、換気システム、自動車のエンジン冷却システムなど、私たちの日常生活で広く使用されている。このためファンの空力性能の向上と騒音の低減は重要な技術課題に位置づけられている。例えば、エンジンの冷却に使用されるファンは、エンジン自身の抵抗のために低流量の条件で運転される<sup>(1)</sup>。また、エアコンの室外機で使用されているプロペラファンも熱交換器の抵抗によって低流量で運転される<sup>(2)</sup>。このため非設計点におけるファン騒音は、これまで多くの研究で議論されてきた。C.-M. Jangらは、レーザードップラー流速計を用いた実験的解析によりプロペラファン内部の渦流れの三次元構造を研究した<sup>(3)(4)</sup>。同研究では、負圧面の翼先端付近に形成される翼端渦は接線方向に対流し、隣接翼の圧力面に衝突すること

が示されている。深野らは、設計点および非設計点で作動する軸流ファンの翼先端隙間での騒音を実験的に研究した<sup>(5)</sup>。同研究グループは、低流量の運転条件におけるファン騒音が翼先端漏れ流れにより増加することを明らかにした。さらに、同研究では、ファン騒音が隣接翼の圧力面に干渉する翼先端漏れ流れによって発生することが示されている。一方、設計点における軸流ファンの流れは軸方向に流れるために、相対流れが隣接翼と干渉しにくくなる。この場合、翼列の機械的な取り付け誤差によって発生する離散周波数騒音を除けば<sup>(6)</sup>、広帯域騒音がファン騒音の主要因子となる。深野らは、回転する単独翼の実験に基づいて、後流渦の放出によって発生する広帯域騒音の予測理論を提案した<sup>(7)</sup>。この理論は後流渦の巨視的な特性に基づいてモデル化されているため、高周波の広帯域騒音を表す

令和3年12月20日受理

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

\*\* 総合工学専攻機械工学コース (Mechanical Engineering Program, Department of Advanced Engineering)

ことが困難である。R. K. Amiet は、平板の空力音源が乱流の後方散乱によって後縁の近傍に形成されることを示した<sup>(8-9)</sup>。Amiet の理論における主な予測パラメータは、放射積分と圧力パワースペクトル密度 (PSD) である。モデル解析における広帯域騒音に関する現在の多くの研究では、前者の放射積分には Schwarzschild の解が用いられている<sup>(10-11)</sup>。一方、後者の圧力 PSD を理論的に決定することは困難である。このパラメータはモデル解析や数値シミュレーションによって決定された研究事例もあるが、その解析精度と計算コストが現実的な課題となっている<sup>(12-13)</sup>。

本研究では、風洞実験に基づいて平板の圧力 PSD を実験的に決定する方法論を提案し、低圧ファンから発生する広帯域騒音を予測する。実際の低圧ファンの羽根車周りの流動様相は、X 型熱線プローブによって測定される。さらに、設計点近傍で運転される低圧ファンから発生する広帯域騒音の特性をこの圧力 PSD に基づいて議論する。

## 2. 実験装置および測定方法

Fig.1 は平板の騒音特性を計測するための吐き出し風洞を示したものである。ノズルは一边 100mm の正方形である。ノズルの一边を代表寸法としたレイノルズ数が  $2.0 \times 10^5$  のとき、ノズル中心での主流の乱れ度は 1.0% 未満であった。翼の前縁はノズル出口の 100mm 後方に取り付けられる。平板翼の翼弦長は 40mm、スパン長さは 100mm、翼厚は 2mm である。1/2

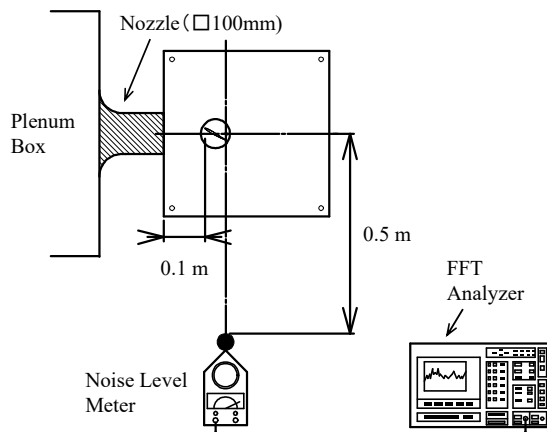
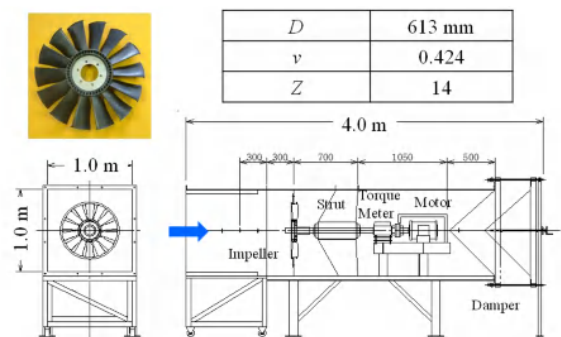


Fig. 1 Wind tunnel test

インチマイクロホン (小野測器, LA-4350) が翼の後縁から 0.5m 離れた位置に設置される。騒音計からの信号が FFT アナライザ (小野測器, CF5210) へ入力され、その空力騒音の周波数応答特性が解析される。

Fig. 2 には、ファン性能の試験装置の概略図が示されている。羽根車の直径は 613mm、ハブ比は 0.424 である。測定胴の断面は 1m×1m であり、その全長は約 4.0m 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) 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。主軸の回転数は 1200rpm となるようにインバータで制御されている。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 (小野測器, LA-4350) 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る。

Fig.3 は、羽根車の後流の測定方法を示したもので



(a) Aerodynamic characteristics

(b) Fan noise

Fig. 2 Experimental apparatus of the fan

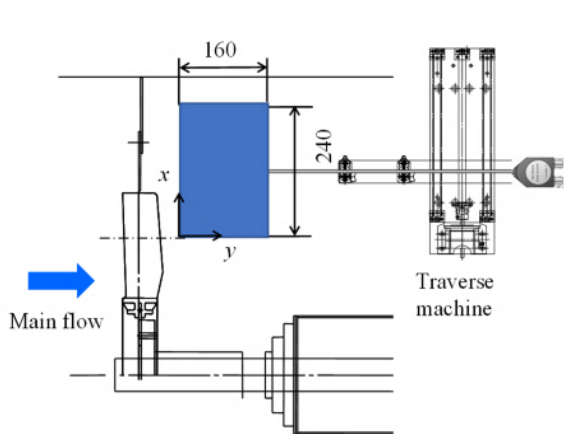
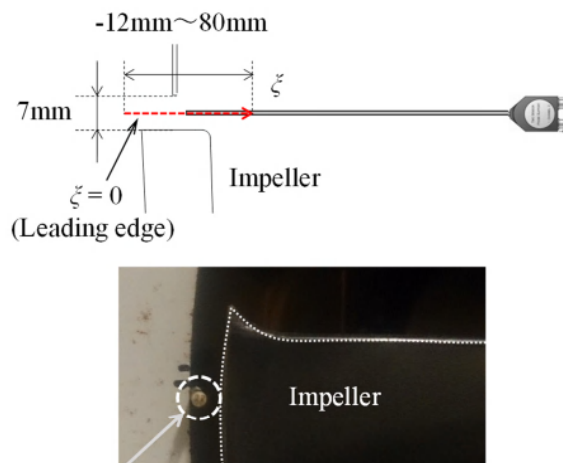


Fig. 3 Measurement method of the absolute velocity in wake

ある。後流は X 型プローブ (KANOMAX, 0252R-T5) を用いた熱線流速計によって測定される。X 型プローブは二つの速度成分を同時に測定することができる。熱線はトラバース装置に取り付けられ、そのセンサはステッピングモータの制御によって任意の流れ場を測定することができる。後流の二次元の速度分布を測定するための近距離場後流の位置は翼の後縁から 5mm 後方である。羽根車後流の子午面の流れ場は、回転軸中心から 210mm の位置を基準として、主流方向に 160mm, 半径方向に 240mm の範囲で測定されている。

Fig. 4 には翼先端の相対流れ場を測定するための位相固定の方法が示されている。羽根車の翼先端と仕切板との間隔は 7mm である。翼先端近傍の流れ場は、翼の前縁を基準として -12mm から 80mm の範囲を 4mm の間隔で測定した。このとき、それぞれの速度成分は X 型プローブを 90°回転させることによって測定されている。主軸の回転に同期した信号が光電式回転検出器 (小野測器; MP-911) によって検出され、その信号を FFT アナライザへトリガー信号として入力する。翼先端の流れの測定信号の位相は回転数に同期した信号によって FFT アナライザで固定される。このとき、翼先端の周速度が時間波形に乗じられると、翼先端の空間的な相対流れ場を絶対座標系から測定することが可能になる。

Amiet は遠方音場音の音圧パワースペクトル密度



Hot wire probe

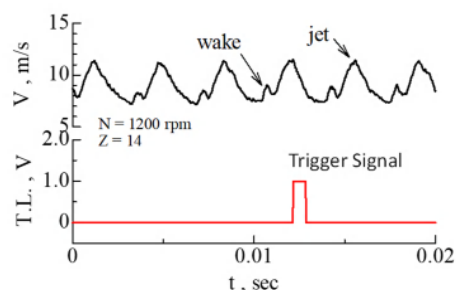


Fig. 4 Phase-lock method for the measurement of the relative flow

(以下、音圧 PSD) を式(1)として与えている<sup>(9)</sup>。

$$S_{pp}(x, 0, z, \omega) = \left( \frac{\omega b z}{2\pi c_0 \sigma^2} \right)^2 l_y(\omega) d |I|^2 S_{qq}(\omega, 0) \quad (1)$$

ここで、 $l_y$  はスパン方向相関長さ、 $d$  はスパン長さ、 $I$  は放射積分、 $S_{qq}(\omega, y)$  は翼面上の圧力 PSD である。Corcos<sup>(14)</sup> は乱流境界層のスパン方向相関長さを式(2)のように与えている。

$$l_y(\omega) \approx 2.1 U_c / \omega \quad (2)$$

ここで、 $U_c$  は後流の対流速度である。平板の風洞試験では、無次元の圧力パワースペクトル密度  $\varphi_{pp}$  が式(3)として定義されている。

$$\varphi_{pp}(x, 0, z, \omega) = \frac{4 S_{qq}(\omega, 0)}{\rho^2 U^3 \delta^*} \quad (3)$$

この研究では、音圧 PSD である式(1)の  $S_{pp}$  に風洞試験で計測された平板の実測値の騒音スペクトルを与え、

式(3)の無次元圧力 PSD を解析的に決定した。低压ファンの一枚の羽根は6つの翼素に分割され、これらの翼素の圧力 PSD が平板の無次元圧力 PSD と相対速度によって物理量に変換される。低压ファンの広帯域騒音は、スパン方向に重畳された翼素の広帯域騒音に羽根枚数を乗じて予測される。

### 3. 結果および考察

Fig. 5 には、絶対座標系における設計点流量での子午面における絶対速度の軸方向成分が示されている。低压ファンの設計点については、文献(15)を参考にされたい。設計点では、羽根車の背圧が非設計点よりも低くなるため、主流はより軸方向に流れる。その結果、主流は羽根車の下流側に集中し、この軸方向の速度成分が非設計点よりも大きくなる。Fig.6 は翼先端での相対座標系における絶対速度の速度成分の分布を示したものである。(a)の軸方向成分では、非設計点よりも相対流れが翼表面に付着するため、翼間での軸方向速度成分が増加する。(b)の周方向成分は、非設計点に比べて流れが軸方向に流れる。このため、その速度成分が後縁近傍で小さくなる。

Fig. 7 は熱線流速計によって計測された低压ファン後流の出口偏差角のスパン方向の分布を示したもので

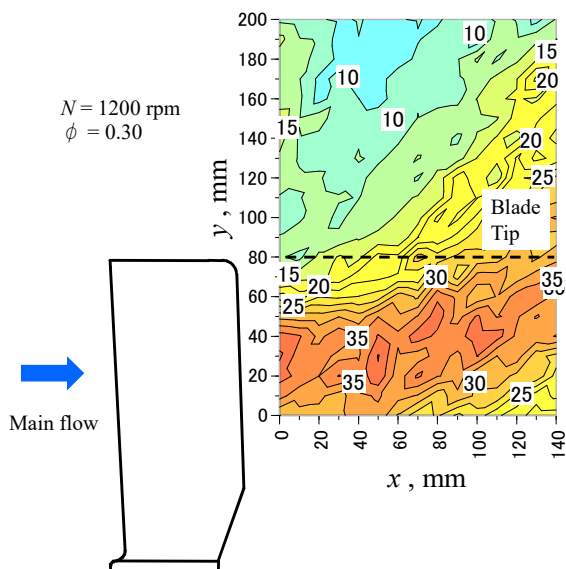
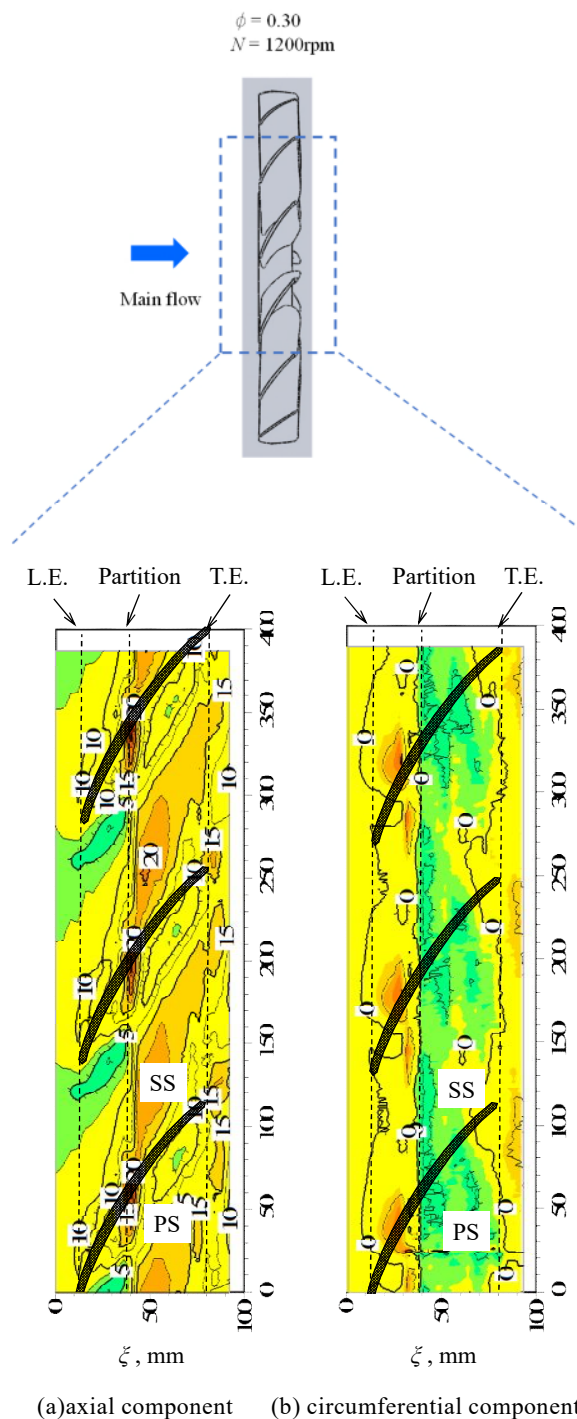


Fig. 5 Distribution of the axial component of the absolute velocity in the wake

ある。出口偏差角は、スパン中央付近で正圧面はく離し、翼先端近傍で再び翼に沿った流れとなる (Fig. 8 参照)。ファン騒音の予測では、実測値の出口偏差角と等しい迎え角の平板の圧力 PSD とその相対速度に基づいて、各スパン位置での翼素の広帯域騒音が予測され



(a) axial component (b) circumferential component

Fig. 6 Flow regime at the blade tip in the relative flow field

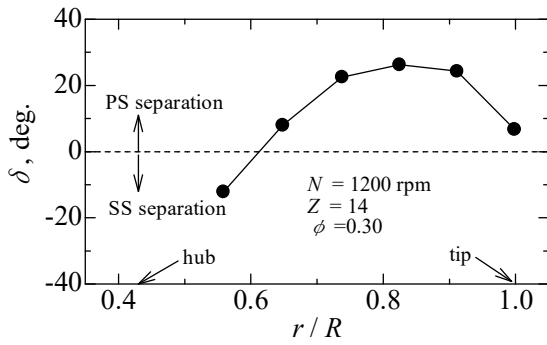


Fig. 7 Deviation angle to the span direction in the near wake field

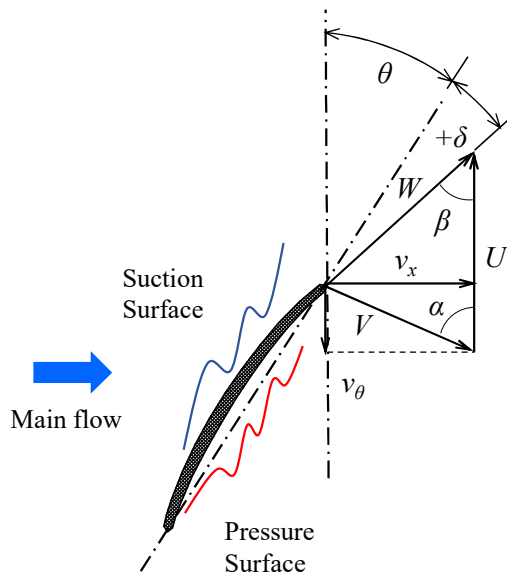


Fig. 8 Velocity triangle

ている。

Fig. 9 は実測値と予測値のファン騒音のスペクトル分布を比較したものである。Willmarth と Roos<sup>(16)</sup>の圧力 PSD モデルに基づくファン騒音は実測値よりも 9.0dB 小さくなり、Mugridge<sup>(17)</sup>のモデルに基づくファン騒音は実測値よりも 21.9dB 大きく見積もられる。実験的な圧力 PSD に基づく予測値の広帯域騒音は実測値よりの 12.5dB 大きく見積もられるものの、実測値のスペクトル分布の形状を最も良く表すことができた。両者の誤差は実機から発生する空力騒音の指向性、反射、回折、吸収などの影響により生じるものと考えられる。

Fig. 10 には、予測値のファン騒音のスパン方向の分

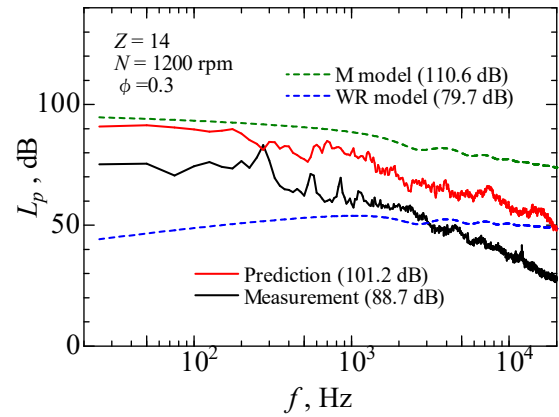


Fig. 9 Broadband noise of the fan

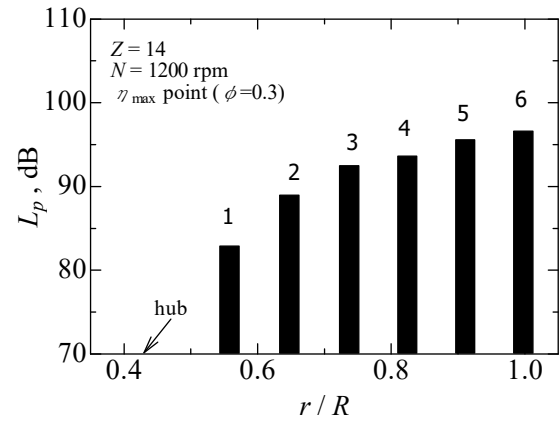


Fig. 10 Predicted overall noise level in each span position

布が示されている。ファン騒音はハブ側から翼先端に向けて大きくなる。これは、相対速度が速くなると、無次元圧力 PSD が自己相似則に従って大きくなるためである。一方、Fig.11 に示されるように、相対速度が翼先端近傍で低下したとしても、その翼素の空力騒音は大きくなる。以下の解析では、便宜上、ハブ側から翼先端までのスパン位置を 1 から 6 と呼ぶことにする。

Fig. 12 には、羽根車のスパン位置における翼素の無次元圧力 PSD が比較されている。(a)は羽根中腹の 3 から 5 の圧力 PSD を比較したものである。いずれも 1000Hz 近傍の圧力 PSD の分布は同程度になった。(b)は翼先端の圧力 PSD を比較したものである。翼先端の 6 の圧力 PSD は 5 よりも広い帯域で大きくなる。迎え角の小さな翼の場合、渦スケールの小さな不規則な乱

流渦が後流に放出される。低圧ファンの広帯域騒音は翼先端近傍において、後縁近傍に集中した圧力変動がこれらの不規則な渦放出に伴う後方散乱によって生じたと考えられる

#### 4. おわりに

平板の圧力 PSD を風洞試験で実験的に決定し、低圧ファンから発生する広帯域騒音を予測する方法を提案した。この圧力 PSD に基づく予測値の広帯域騒音は実測値より 12.5dB 大きく見積もられるものの、実測値のスペクトル分布の形状を表すことができた。翼先端近傍では、羽根後流の相対速度が低下したとしても、その翼素の広帯域騒音は大きくなった。この広帯域騒音が上昇する原因について、翼先端での無次元圧力 PSD が大きくなるためであることを示した。

謝辞：本研究は JSPS 科研費 21K12294 の助成を受けたものです。

#### 参考文献

- (1) M. Sortor, On-System Engine Cooling Fan Measurement as a Tool for Optimizing Cooling System Airflow Performance and Noise, SAE International Journal of Materials and Manufacturing 4(1), 1221–1230, 2011.
- (2) C.-l. Jiang, J.-p. Chen, Z.-j. Chen, J. Tian, H. OuYang, Z.-h. Du, “Experimental and numerical study on aeroacoustic sound of axial flow fan in room air conditioner”, Applied Acoustics, 68(4), 458–472, 2007.
- (3) C.-M. Jang, M. Furukawa, M. Inoue, Analysis of vortical flow field in a propeller fan by LDV measurements and LES – Part I: Three-dimensional vortical flow structures, Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME, 123(4), 748–754, 2001.
- (4) C.-M. Jang, M. Furukawa, M. Inoue, Analysis of vortical flow field in a propeller fan by LDV measurements and LES – Part II: Unsteady nature of vortical flow structures due to tip vortex breakdown, Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME, 123(4), 755–761, 2001.
- (5) T. Fukano, C.-M. Jang, Tip clearance noise of axial flow fans operating at design and off-design condition, Journal of Sound and Vibration, 275(3–5), 1027–1050,

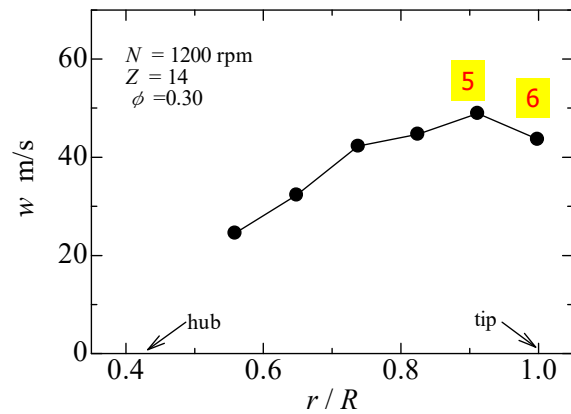
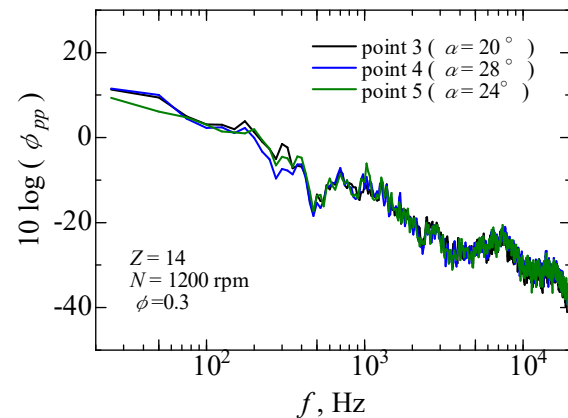
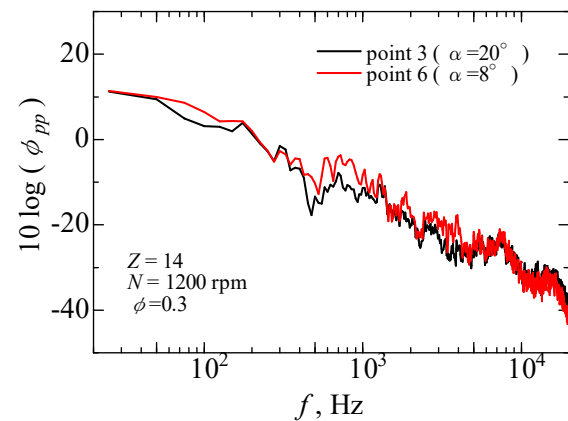


Fig.11 Relative velocity in the wake of the fan



(a) mid span (point 3-5)



(b) blade tip (point 5-6)

Fig. 12 Spectral distributions of the pressure PSD in each blade element

- 2004.
- (6) T. Fukano, Y. Takamatsu, Y. Kodama, The effects of tip clearance on the noise of low pressure axial and mixed flow fans. *Journal of Sound and Vibration*, 105(2), 291–308, 1986.
- (7) T. Fukano, H. Saruwatari, H. Hayashi, H. Isobe, M. Fukuhara, Periodic velocity fluctuations in the near wake of a rotating flat-plate blade and their role in the generation of broadband noise, *Journal of Sound and Vibration*, 181(1), 53–70, 1995.
- (8) R. K. Amiet, Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream, *Journal of Sound and Vibration*, 41(4), 407–420, 1975.
- (9) R. K. Amiet, Noise due to turbulent flow past a trailing edge. *Journal of Sound and Vibration*, 47(3), 387–393, 1976.
- (10) M. Roger, S. Moreau, Back-scattering correction and further extensions of Amiet’s trailing-edge noise model. Part 1: Theory, *Journal of Sound and Vibration*, 286(3), 477–506, 2005.
- (11) S. Moreau, M. Roger, Back-scattering correction and further extensions of Amiet’s trailing-edge noise model. Part II: Application, *Journal of Sound and Vibration*, 323(1–2), 397–425, 2009.
- (12) Y. Rozenberg, G. Robert, S. Moreau, Wall-pressure spectral model including the adverse pressure gradient effects, *AIAA Journal*, 50(10), 2168–2179, 2012.
- (13) G. Grasso, J. Christophe, C. Schram, Broadband trailing-edge noise prediction of a four-bladed axial fan using a semi-analytical method, *FAN 2015 – International Conference on Fan Noise*, 8 pages, 2015.
- (14) G. M. Corcos, The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows, *Journal of Fluid Mechanics*, 18(3), 353–378, 1964.
- (15) 佐々木壮一, 田中康大, 低圧ファンから発生する後縁騒音に及ぼす圧力パワースペクトル密度の影響, 長崎大学大学院工学研究科研究報告, 51(97), 8-13, 2021.
- (16) W. W. Willmarth, F. W. Roos, “Resolution and structure of the wall pressure field beneath a turbulent boundary layer”, *Journal of Fluid Mechanics*, 22(1), 81–94, 1965.
- (17) B. D. Mugridge, “Acoustic radiation from aerofoils with turbulent boundary layers.”, *Journal of Sound and Vibration*, 16(4), 593–614, 1971.

## 付録

数学モデルとして式(A1)の二次元スカラー場の波動問題の解を  $\Phi$  とする.

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} + \mu^2 \Phi = 0$$

$$\Phi(x, 0) = f(x) \quad (x \geq 0) \quad (\text{A1})$$

$$\frac{\partial \Phi}{\partial z}(x, 0) = 0 \quad (x < 0)$$

このとき, あらゆる  $x < 0$  に対して  $\Phi$  は

$$\Phi(x, 0) = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty G(x, \xi, 0) f(\xi) d\xi \quad (\text{A2})$$

ここで

$$G(x, \xi, 0) = \frac{\sqrt{-x} e^{-i\mu(\xi-x)}}{\xi \sqrt{\xi-x}}$$

式(A2)が Schwarzschild の解である. R. K. Amiet は, この結果を後縁近傍の圧力場を決定することに応用した<sup>9)</sup>. 式(A2)から, 圧力の擾乱は等価的な空力音源の役割を果たし, 遠距離場音はその放射積分として計算できることがわかる. 翼面上の二次元の圧力は式(A3)の運動方程式として取り扱うことができる.

$$\frac{\partial^2 P}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 P}{\partial Z^2} + \mu^2 P = 0$$

$$P(X, 0) = -e^{-i\bar{K}X} \left[ \alpha + \left( \frac{M^2}{\beta^2} \right) \right] \quad (X \geq 0), \quad (\text{A3})$$

$$\frac{\partial P}{\partial Z}(X, 0) = 0 \quad (X < 0)$$

ここで

$$\mu = \frac{\bar{K}M}{\beta^2}, \quad \bar{K} = \frac{\omega}{U}$$

$$\beta^2 = 1 - M^2, \quad \alpha = U/U_c$$

低圧ファンの場合, マッハ数は  $M \ll 1$  である. このとき,  $X < 0$  かつ  $Z = 0$  に対する圧力  $P$  は Schwarzschild の解より式(A4)となる.

$$P(X, 0) = -\frac{e^{i\mu X}}{\pi} \int_0^\infty \sqrt{\frac{-X}{\xi}} \frac{e^{-i[\alpha \bar{K} + (1+M)\mu]\xi}}{\xi - X} d\xi \quad (\text{A4})$$

右辺の積分は数学的な手続きによって式(A5)のように

計算される.

$$\int_0^\infty \sqrt{\frac{-X e^{-iA\xi}}{\xi}} \frac{d\xi}{\xi - X} \quad (\text{A5})$$

$$= \pi e^{-iAX} \left[ 1 - \frac{e^{i\pi/4}}{\sqrt{\pi}} \int_0^{-Ax} \frac{e^{-it}}{\sqrt{t}} dt \right]$$

このとき, 式(A6)の複素関数を導入する.

$$E^*(x) = \int_0^x \frac{e^{-it}}{\sqrt{2\pi t}} dt = C_2(x) - i S_2(x) \quad (\text{A6})$$

ここで,  $C_2$  と  $S_2$  はフレネル積分である. 従って,  $X < 0$  のとき, 翼面上の圧力変動の放射積分を意味する伝達関数は式(A7)となる.

$$|I| = \frac{1}{\theta} \left| (1+i) \left\{ \sqrt{\frac{(1+M+\bar{K}/\mu)}{(1+x/\sigma)}} \right. \right.$$

$$\left. \times E^* [2\mu(1+x/\sigma)] e^{-i2\theta} \right.$$

$$\left. - E^* [2((1+M)\mu + \bar{K})] \right\}$$

$$\left. + 1 - e^{-i2\theta} \right| \quad (\text{A7})$$

式(A7)が Amiet によって導出された半無限平板の後縁における後方散乱による圧力変動の放射積分モデルである<sup>(9)</sup>.