

プロペラファンの後流解析に基づく広帯域騒音の一考察

佐々木壮一*・日高央也**

A Consideration on Broadband Noise by Wake Analysis of a Propeller Fan

by

Soichi SASAKI* and Hisanari HIDAKA**

We predicted the broadband noise operating at the maximum efficiency point, that is, the design point of a propeller fan by the wake analysis. The relative flow in the design point separated at the pressure surface. In this case, it was deduced that the flow around the impeller may not interact with the neighbor blade. The blade load was distributed on the blade span widely under the condition of the design point; the velocity fluctuations of the same operation point became large than that of the off-design point. The results of the predicted noise indicated that the influence of the relative velocity on the broadband noise was larger than that of its velocity fluctuation.

Key words: Velocity Distribution, Turbo machinery, Aerodynamic Noise, Swirl Flow

1. はじめに

プロペラファンはエンジン冷却, 空調機器の熱交換, パソコンの放熱など, 産業機械から家電まで幅広く利用されている. 例えば, エンジン冷却の場合, これらのファンは被冷却装置そのものが流動抵抗となるために非設計点で運転されることが多い. この運転状態における翼先端近傍の流れ場は, 正圧面から負圧面への流れ流れによって三次元的な流動様相になる. 深野ら⁽¹⁾は, 非設計点で運転される軸流ファンの翼先端の漏れ渦が隣接翼と干渉が生じることによって周期的な空力騒音が発生することを指摘している. Jang C.-M.ら⁽²⁾は, LES によって計算されたプロペラファンの動翼上の変動圧力を wavelet 変換によって解析し, ファン騒音の実験結果と比較した. これらの研究の貢献によって, 軸流ファンの翼端渦によって発生する空力騒音は隣接翼干渉によるものであるとの見解が定着した.

一方, 最高効率点近傍の軸流ファンは軸方向の流れとなるために, その流れは隣接翼と干渉しにくくなる.

この場合, 羽根車の取り付け誤差などによって発生する離散周波数騒音を除けば⁽³⁾, 広帯域騒音がプロペラファンから発生する空力騒音の重要な因子となる. この広帯域騒音に対して, Michel Roger と Stephane Moreau^(4,5)は Amiet⁽⁶⁾の後縁騒音モデルを拡張した広帯域騒音の予測理論を提案している. この予測理論では, 翼表面上の統計圧力のスペクトル ϕ_{pp} と圧力変動の放射積分 I を数学的アナロジー, CFD または直接計測などによって与える必要がある. この後縁騒音理論は広帯域騒音を解析するための有用な理論であるが, その予測精度は数学的な近似の方法や数値シミュレーションのコストに大きく依存する. この広帯域騒音を実測値の流れによって簡便に解析することができれば, 実用的なファン騒音の予測へ展開することができる.

本研究では, 最高効率点近傍で運転されるプロペラファンの広帯域騒音を実測値の後流によって予測することを試みる. 広帯域騒音の予測には M. S. Howe⁽⁷⁾によって提案された後縁騒音理論が用いられる. これ

平成 28 年 1 月 22 日受理

* システム科学部門 (System Science Division)

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

らの解析に基づいて、特に、設計点近傍のプロペラファンの広帯域騒音と後流の関係について議論する。

おもな記号

- L ; 乱れ領域の長さ (m)
 M_w ; 相対速度のマッハ数
 N ; 回転数 (rpm)
 p ; 音圧 (Pa)
 R ; 音源から観測点までの距離 (m)
 Re ; レイノルズ数
 u ; 周速度 (m/s)
 v ; 絶対速度 (m/s)
 w ; 相対速度 (m/s)
 w_c ; 相対流れの対流速度 (m/s)
 Z ; 羽根枚数
 α, β, θ ; 音源と観測点のなす角 ($^\circ$)
 Γ ; 乱流渦のポテンシャル (m^2/s)
 ϕ ; 流量係数
 δ ; 乱流の相関長さ
 ρ ; 密度 (kg/m^3)
 $\bar{\quad}$; 時間平均
 \prime ; 速度変動量

2. 実験装置および解析方法

図1は実験装置を示したものである。本研究で用いられる供試羽根車の羽根枚数は14枚、直径は613mm、ハブ比は0.419である。実験装置の全長は約4.0mで、ダクト断面の幅と高さはともに1.0mである。流量は入口側に取り付けられた吸い込みダクトの動圧から求めた。流量は出口側にあるダンパによって調節される。ファンの静圧は吐き出し口から400mm前方に取り付けられた静圧管によって測定される。主軸の回転数はインバータによってその回転数が制御される。軸動力は主軸に取り付けられたトルク計によって測定される。ファンの空力騒音はJIS規格に基づいて羽根車の回転軸上から1.0m前方の点で、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る。精密騒音計から出力された信号はFFTアナライザ(小野測器 CF5210)へ入力され、フーリエ変換された信号が32回加算平均処理される。

図2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。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。この翼先端の流れの測定信号は回転

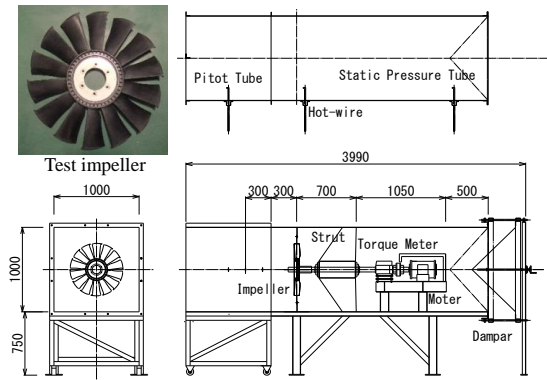


Fig. 1 Experimental apparatus of the propeller fan

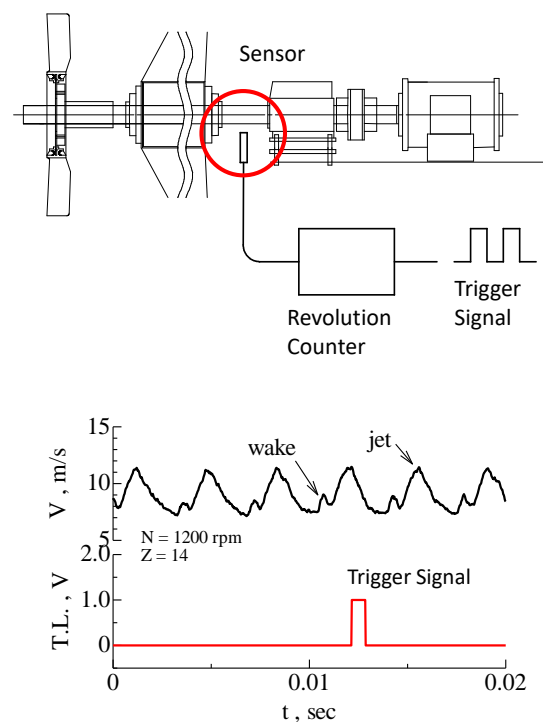


Fig. 2 Phase-lock method for the relative flow field

数に同期した信号によってFFTアナライザで位相が固定される。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。

図3には、X型熱線プローブによる羽根車の後流の測定方法が示されている。熱線プローブはトラバース装置によって任意の位置に移動させることができる。スパン方向の測定位置はハブ側から翼先端側までほぼ等間隔に分割された6点である。後流の測定位置は翼の後縁から5mm後方である。後流の絶対速度と相対速度の平均流れは式(1)となる。

$$\mathbf{v} = \bar{\mathbf{v}} + \mathbf{v}', \quad \mathbf{w} = \bar{\mathbf{w}} + \mathbf{w}' \quad (1)$$

プロペラファンの後流解析に基づく広帯域騒音の一考察

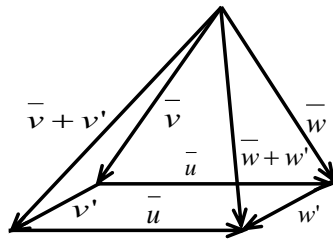
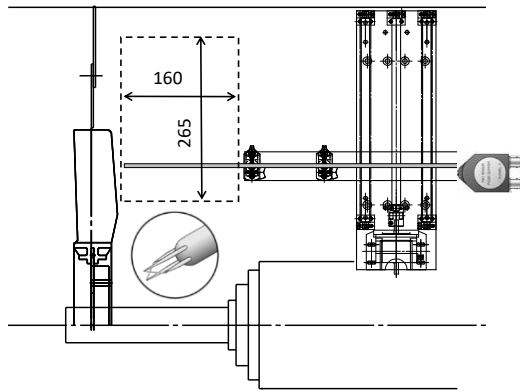


Fig. 3 Measurement method of the wake

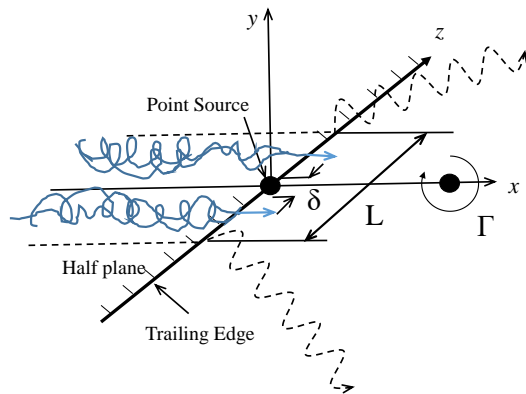


Fig. 4 Schematic view of the trailing edge noise

ここで、 v は絶対速度、 w は相対速度、 $\bar{}$ は時間平均、 \prime は速度変動量である。図中の速度三角形に示されるように、羽根車が一定の周方向速度で回転するときには、絶対速度と相対速度の変動量は等しくなる。

図4には平板に発達する流れのモデルが示されている。空力音源には後縁に集中した点音源が仮定されている。Howeによって提案された後縁騒音理論⁽⁷⁾を参照すれば、相対流れ場の翼素から発生する音圧の大きさは式(2)となる。

$$\langle p^2 \rangle \approx \rho w'^2 \bar{w}^2 M_w \left(\frac{L\delta}{R^2} \right) \sin \alpha \cdot \sin^2 \left(\frac{\bar{\theta}}{2} \right) \cos^3 \beta$$

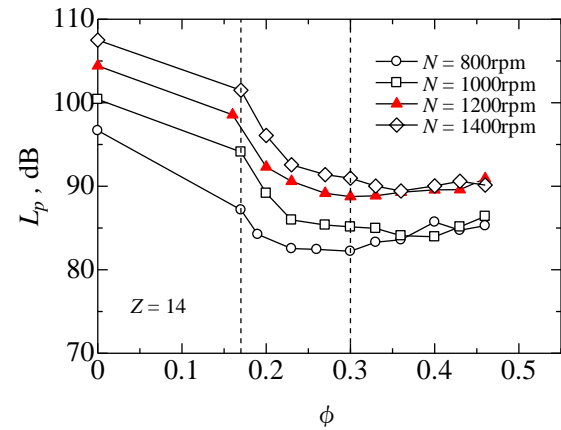


Fig. 5 Noise characteristics of the fan

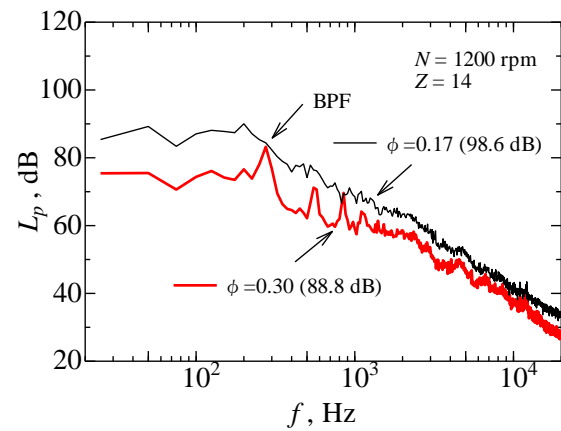


Fig. 6 Spectrum distribution of the fan noise

(2)

ここで、 p は音圧、 ρ は密度、 M_w は相対速度のマッハ数、 R は音源から観測点までの距離、 L は後縁における乱れ領域の長さ、 δ は乱流の相関長さ、 α 、 β 、 θ は音源と観測点とのなす角である。測定位置での乱流渦のポテンシャルが翼後縁の乱流境界層によって形成されると仮定する。このとき、測定位置の乱流渦のポテンシャル Γ によって誘起される後縁の速度変動は式(3)として与えられる。

$$w'(0,t) = \frac{\Gamma(z,t)}{2\pi|z|} \quad (3)$$

このとき

$$\Gamma(z,t) = 0.0954 C Re^{-0.2} \pi w'(z,t)$$

ここで、 z は後縁から乱流渦の距離、 C は翼弦長、 Re はレイノルズ数である。乱流の相関長さには式(4)の Corcos のモデルを適用する⁽⁸⁾。

$$\delta(\omega) = \frac{b_c w_c}{\omega} \quad (4)$$

ここで、 b_c は文献(8)で与えられる定数、 w_c は相対流れの対流速度である。

3. 結果および考察

図5はファンの騒音の流量特性を示したものである。最高効率点($\phi=0.30$)の流量を設計点、静圧が急峻に上昇する流量($\phi=0.17$)を非設計点とした。設計点近傍では、羽根車の回転数が高いほど、音圧レベルが大きくなる。また、いずれの回転数においても非設計点近傍では、その音圧レベルが設計点よりも大きくなる。以下の解析では、実験装置の機械振動の影響が小さかった1200rpmにおけるファン騒音を解析する。

図6には、設計点と非設計点のファン騒音のスペクトル分布が比較されている。非設計点のファンの広帯域騒音が設計点の騒音よりも大きくなる。設計点近傍のファンからは翼通過周波数(BPF)に同期した離散

周波数騒音が発生しているが、これは羽根車の取り付け誤差などによるものと考えられる⁽³⁾。この離散周波数騒音を除けば、設計点のファンからは広帯域騒音が発生していることがわかる。

図7には、翼先端における絶対速度の周方向速度成分の分布が示されている。主流が紙面に向かって上から下に流れ、羽根車は右から左に回転する。上が設計点の相対流れ場であり、下が非設計点のものである。非設計点の後縁近傍の速度成分が設計点のものよりも増加している。これは非設計点の翼先端側の流れが旋回流になることを示すものである。非設計点のファンからは翼先端の漏れ流れの旋回によって広帯域騒音が発生すると考えられる。一方、設計点の翼後縁近傍での速度成分は非設計点のものよりも小さい。

図8は出口偏差角のスパン方向の分布を示したものである。出口偏差角 θ はピッチ角 γ と相対流出角 β のなす角である。この角度が正の場合、流れは負圧面側からはく離する。非設計点の相対流れは負圧面側からはく離しており、その流れは隣接翼と干渉する可能性

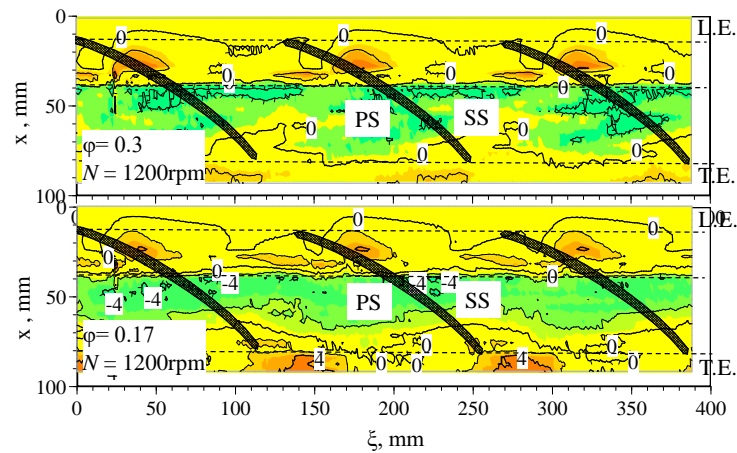


Fig. 7 Distribution of the circumferential component of the absolute velocity in the blade tip domain

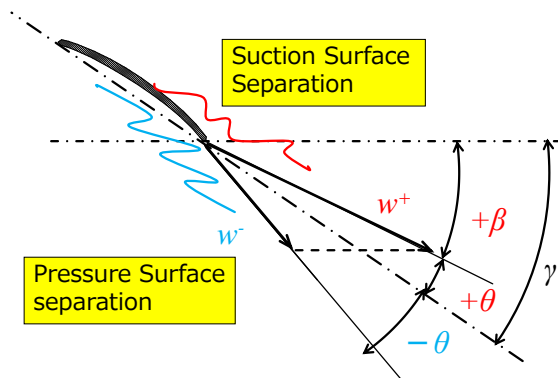
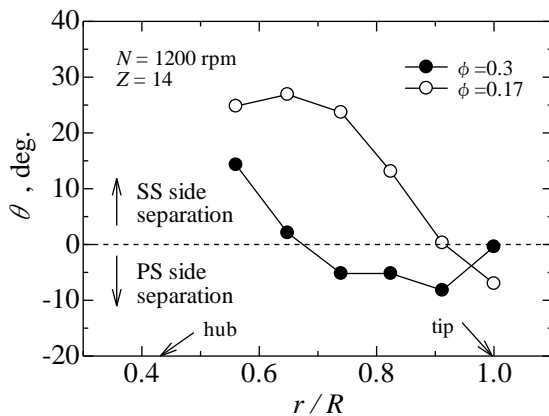
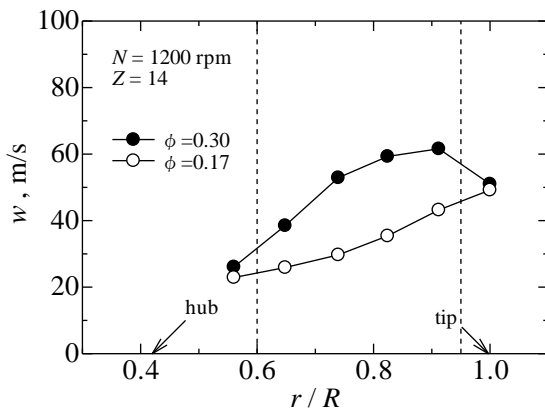
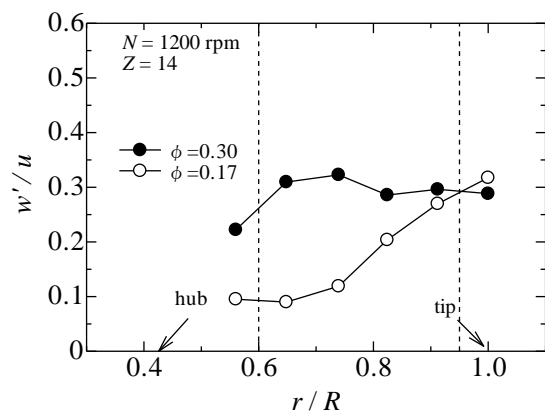


Fig. 8 Comparison of the deviation angle

プロペラファンの後流解析に基づく広帯域騒音の一考察



(a) Relative velocity



(b) Velocity fluctuation of relative velocity

Fig. 9 Flow regime in the wake of the fan

が高い。一方、設計点の流れは正圧面側からはく離しており、この作動点における相対流れは翼に沿った流れになることがわかる。

図9は羽根後流のスパン方向の分布を示したものである。(a)が相対速度の分布であり、(b)が速度変動量の分布である。設計点のスパン中央近傍に分布する相対速度は非設計点よりも大きく、その速度変動量も大きいことがわかる。Howeの後縁騒音理論に基づけば、設計点近傍では図に示されるスパンの範囲で非設計点よりも大きな後縁騒音を発生すると考えられる。

図10は翼負荷のスパン方向の分布を示したものである。非設計点の翼負荷は翼先端側に集中しており、この作動点での空力音源は翼先端近傍に形成され则认为られる。一方、設計点の翼負荷は相対的に翼スパン上に分布しており、その速度変動量は非設計点よりも大きくなる。

図11は予測値の音圧レベルのスペクトル分布を異なるスパン位置で比較したものである。作動点は設計

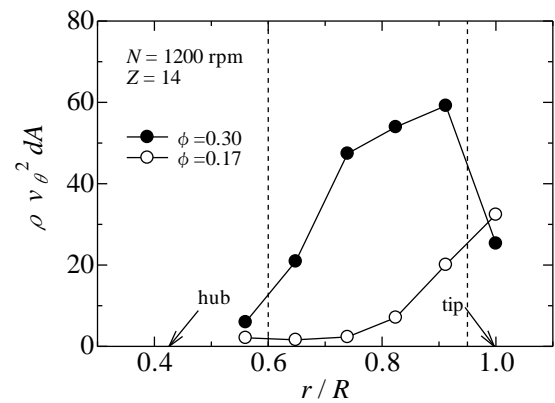


Fig. 10 Distribution of the blade load in the span

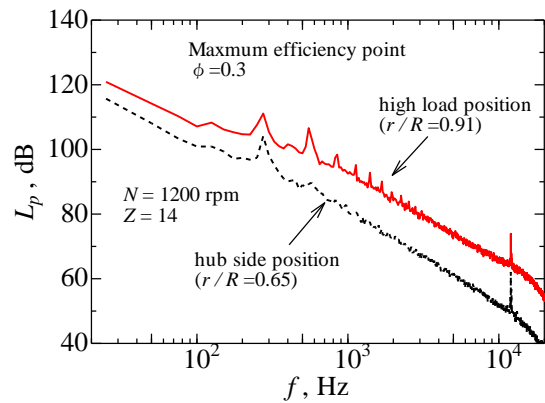


Fig. 11 Prediction of the broadband noise

点である。スパン方向の測定位置は最大負荷 ($r/R = 0.91$) およびハブ側 ($r/R = 0.65$) である。予測値の広帯域騒音は最大負荷の位置で最大となった。以上の結果から、設計点から発生する広帯域騒音は最大負荷のスパン位置に強い音源が形成され则认为られる。

4. おわりに

- (1) 非設計点における翼負荷の分布は翼先端側に集中しており、翼先端側の流れは隣接翼と干渉する可能性が高い。この作動点の翼先端位置の流れは後縁騒音の流動モデルとは異なる。
- (2) 設計点の流れは正圧面からはく離しており、羽根周りの流れが隣接翼と干渉する可能性は低い。設計点の翼負荷は翼スパン上に分布しており、その速度変動量は非設計点のものよりも大きくなる。
- (3) 設計点のプロペラファンにおける後縁騒音の予測値は、最大負荷のスパン位置近傍で最大となった。この後縁騒音の大きさには、相対速度がその変動

量よりも影響を及ぼす。

参考文献

- (1) 深野徹, 緒方伸好, 張春晚, 軸流ファンの翼端漏れ流れと隣接翼の干渉により発生する騒音, 日本機械学会論文集(B), 69-685 (2003), pp. 2010-2016.
- (2) Jang C.-M., et al., JSME Int. J. Ser. B, Frequency Characteristics of Fluctuating Pressure on Rotor Blade in a Propeller Fan, 46-1 (2003), pp. 163-172.
- (3) 深野 徹, 児玉好雄, 高松康生, 羽根車の製作誤差によって生じる軸流送風機の離散周波数騒音, 日本機械学会論文集 (B 編), 45-400 (1979) pp. 1806-1815.
- (4) Michel Roger, Stephane Moreau, Back-scattering correction and further extensions of Amiet's trailing-edge noise model. Part I: theory, J. of Sound and Vib., 286 (2005), pp. 477-506.
- (5) Stephane Moreau, Michel Roger, Back-scattering correction and further extensions of Amiet's trailing-edge noise model. Part II: Application, J. of Sound and Vib., 323(2009), pp. 397-425.
- (6) R. K. Amiet, Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent flow, J. of Sound and Vib., 41-4 (1975), pp. 407-420.
- (7) M. S. Howe, A Review of the Theory of Trailing Edge Noise, NASA Contractor Report 3021 (1978), 62 pages.
- (8) G. M. Corcos, The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows, Journal of Fluid Mechanics, 18 (1964), pp. 353-378.