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*

深野 徹^{*1}, 緒方 伸好^{*2}, 張 春 晩^{*1}Axial Flow Fan Noise Generated by the Interaction between
Tip Leakage Flow and an Adjacent Rotor BladeTohru FUKANO^{*3}, Nobuyoshi OGATA and Choon-Man JANG^{*3} Graduate School of Engineering, Kyushu University,
6-10-1 Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka-shi, Fukuoka, 812-8581 Japan

To clarify the mechanism of noise generation from a low pressure axial flow fan, time fluctuating velocity was measured around the rotor blades, especially near the rotor tip, by using a hot-wire sensor from a relative frame of reference fixed to the rotor blades. Two sensors were used to obtain the cross-correlation between velocity fluctuations at the reference point and other locations. The results are summarized as follows. If the flow rate was lower than the design condition and the tip leakage flow became to attach to the following blade, the sound pressure level was increased. From the cross-correlation of velocity fluctuations the leakage flow flew downstream spirally, in which a discrete frequency velocity component with low frequency was predominant. It is possibly considered to be the cause of the noise generation of low frequency band.

Key Words: Axial Flow Fan, Fan Noise, Turbulent Noise, Relative Flow Measurement, Tip Leakage Flow

1. 緒 言

現在社会的に諸機器の騒音低減化への要求が強まっており、軸流ファン等の流体機械も例外ではない。著者らは回転する軸流ファンの動翼周辺の速度分布やその変動特性を翼に固定した座標系から測定することのできる相対流れ自動計測装置を開発し、発生騒音との関係を調査してきた。その結果の一つとして、過大流量の場合には翼後縁からのカルマン渦の発生が乱流騒音増加の原因であることを明らかにした⁽¹⁾⁽²⁾。反対に低流量側でも騒音のレベルが増大するが、これは羽根への相対流れの迎え角の増大による後流の幅に起因すると解決されている。しかし、低周波数領域での音圧レベルが非常に高いことなどその原因の詳細についてはまだ明らかにされていない。

本報は低流量域において、特に翼先端近傍の相対流れを詳細に計測・検討し、発生騒音との関係を検討したものである。

2. おもな記号

R, L, Z : 回転翼に固定した半径, 円周,
回転軸の各方向座標 mm

η : 翼後縁から流出方向への距離が 2.7 mm で,
流出流れに垂直な断面の横軸

Φ : 流量係数

Ψ_s : 静圧上昇係数

U : 局所速度 m/s

U_t : 翼端周速度 m/s

s : 翼先端隙間 mm

N : 回転数 1/s

R_t, R_h : 動翼外径およびハブ外径 mm

SPL : 音圧レベル dB

f_c : 強い周期性を持つ速度変動の周波数 1/s

3. 実験装置および方法

供試送風機はJISに準拠したダクトに設置されており、入口ノズルにより入口流れは一様化されている。ダクト全長は約 9 mである。羽根車外径は 575 mm, ダクト内径は 579 mmであり、翼先端すき間は周方向に様に 2 mmとなるように、特に注意が払われている。

* 原稿受付 2002 年 10 月 25 日。

^{*1} 正員, 九州大学大学院工学研究院(〒812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1)。

^{*2} (株)安川電機(〒806-0004 北九州市八幡西区黒崎城石 2-1)。
E-mail: fukanot@mech.kyushu-u.ac.jp

Fig. 1 Schematic view of the test section.

Fig. 2 Example of cross-correlation (C-C).

翼先端近傍の流れの速度変動特性を調査するために、供試翼モデルと共に回転する直径 $5\mu\text{m}$ のタングステン線をセンサーとする I 形プローブと、定温度形熱線流速計を用いて、動翼に対する相対流れを測定した。その測定部および供試モデルを図1に示す。

図中プローブ(1)の先端に半径方向に張られた熱線は、ハブ内に組み込まれたトラバース装置とコンピュータからの外部信号により、半径方向(R方向)、周方向(L方向)および軸方向(Z方向)に羽根車の回転中にも移動できる自動計測装置に搭載されている。

図中プローブ(2)は2点間の速度変動の相互相関係数を測定するためのもので、必要に応じて脱着可能である。これらのセンサーの出力は測定用コンピュータにより自動的にサンプリングされ、諸統計量が算出される。この論文中的速度および速度変動の測定値は6000回のサンプリング値を平均した値であり、速度変動スペクトル分布はFFTアナライザを用いて64回平均した結果である。

異なる2点における速度変動の相互相関係数および遅れ時間は、プローブ(1)およびプローブ(2)を用いて同時に時系列データを測定し、その後バンドパスフィルタで着目する周波数の変動成分のみを取り出して算出した。相互相関係数の計算例を図2に示す。横軸は遅

Fig. 3 Sound pressure level and static pressure rise.
($s = 2\text{ mm}$, $N = 1000\text{ rpm}$)

れ時間である。相互相関係数の分布には一般に正の最大値が見られる。この値をとるまでの時間シフト量で遅れ時間を定義する。つまり上流側のプローブを通過した速度変動のパターンが、下流側のプローブでどれだけ遅れて生じるかを表す。

供試羽根車は吸込流量 $133\text{ m}^3/\text{min}$ 、静圧上昇 14.5 mmAq 、翼型 NACA65、翼枚数8枚の翼列として設計されたものである。本報で示す翼先端隙間 s は、前述したように全て 2.0 mm である。流量の調節は下流に設置している補助ファンとダンパーにより行った。なお通常の実験はインバータにより回転数を 1000 rpm 一定として行った。設計点は $\phi = 0.39$ である。

騒音測定用マイクロホンは供試翼モデルの翼基部の後縁の回転面から 1 m 上流の回転軸上に設置された。

4. 実験結果と考察

4.1 流量係数と静圧上昇係数および音圧レベルの関係

図3に流量係数 ϕ と静圧上昇係数 ψ_s および音圧レベルの関係を示す。流量係数 ϕ および静圧上昇係数 ψ_s は次式で定義した。

$$\phi = \frac{Q}{\pi(R_t^2 - R_h^2)U_t} \quad (1)$$

$$\psi_s = \frac{2\Delta P_s}{\rho U_t^2} \quad (2)$$

ΔP_s : 静圧上昇量, ρ : 空気密度, U_t : 翼端周速度, Q : 流量. ここで静圧上昇量 ΔP_s は、ベルマウスの入口部と動翼から 200 mm 下流の壁面静圧の差である。

図3から $N = 1000\text{ rpm}$ では $\phi = 0.33$ より流量が減少すると音圧レベルが急上昇していくが、 $\phi = 0.29$ では圧力係数の性能上で右上がり特性が認められないことからまだ失速していない。

図4に音圧レベルが設計点のレベルとほぼ等しい $\phi = 0.33$ と、流量の低下とともに音圧レベルが上昇する $\phi = 0.31$ および $\phi = 0.29$ での騒音のスペクトル分布を示す。

Fig. 4 Spectrum of noise.

Fig. 5 Spectrum of noise at different flow rate.

いずれの条件でも840 Hz近傍で離散周波数音(以下DFN, Discrete Frequency Noise)が発生しているが, これは動翼をはずしてロータのみを回転させても発生し, モータからの発生騒音と考えられるので以下では無視した。

図4から, $\Phi = 0.33$ より低流量では $\Phi = 0.33$ の場合と比較して特に1200 Hz以下の周波数帯域で大きな差が生じ2000 Hz以上の周波数帯域では差がほとんどないことがわかる。そこで図5に横軸のレンジを1200 Hz以下として示した。図中の縦の点線は翼通過周波数(133 Hz)とその整数倍の周波数を表す。動翼と後置静翼の枚数を互いに素(動翼8枚, 静翼11枚)にとっており, 距離を270 mmと十分離しているため図に見られるように動静翼干渉の影響はほとんどない⁽³⁾。図5より $\Phi = 0.31$ および $\Phi = 0.29$ では, 翼通過周波数(以下BPF)以外の170Hz, 330Hz近傍で大きなDFNが発生していることが確認できる。以上から $\Phi = 0.33$ より低流量域で音圧レベルが上昇する原因は1200 Hz以下の変動成分にあり, 特に170 Hzおよび330 Hz近傍に周期的な変動を生じさせる現象と深く関わっていると考えられる。妹尾らも設計点より低流量で, BPFとは関係ないDFNが発生することを報告している⁽⁴⁾。そこで主として $\Phi = 0.33$ および $\Phi = 0.29$ の条件で流れ場を詳細に測定し, 検討した。

4.2 流量係数と流れ場の関係

図6に $\Phi = 0.33$, 0.31および0.29の半径285 mm(99%翼高さ)の円筒面で測定した速度分布を示す。また図7に $\Phi = 0.33$ と0.29の, 翼後縁から主流流出方向への距離が2.7 mmで, 流出流れに垂直な断面(図8の格子で示す断面)で測定した速度変動係数分布を示す。図7では $\eta = 0$ に翼の後縁があり, $\eta < 0$ が負圧面側(SS), $\eta > 0$ が圧力面側(PS)である。速度分布では平均速度 U を, 速度変動係数分布では速度変動成分 u' の実効値(RMS値)を, それぞれ翼端周速度 U_t (= 30.0 m/s)で無次元化した値で示している。

図6の速度の遅い黒い部分は翼端漏れ流れにより形成された低速度領域である⁽⁵⁾⁽⁶⁾。流量が小さくなると翼に対する迎え角が大きくなるため, 翼端漏れ流れの最多発生位置が前縁に近づき, 同時に $\Phi = 0.31$ および0.29では翼端漏れ流れが隣接翼の圧力面と干渉している。このことは図7からも明白であり, $\Phi = 0.29$ は $\Phi = 0.33$ と比較して翼端部圧力(PS)面上の広い範囲(○で表示)で速度変動のレベルが高くなっている。

図9に図6と同じ円筒面で測定した速度変動係数分布を示す。図9で乱れ成分が大である色調の明るい部分が, 図6の速度の遅い黒い部分に対応していることがわかる。また図10および図11に, 図6と図9に示したそれぞれA-A', B-B', D-D', F-F'と回転軸を含む断面内の速度分布と速度変動係数分布を示す。なお図10と11の色調の意味はそれぞれ図6と図9のそれと同じである。二つの流量で図10の速度分布を比較すると, $\Phi = 0.29$ の方が低速度領域が大きく, その中心部の速度が遅い。また図11から $\Phi = 0.29$ の方が広い範囲で速度変動が非常に大きいことがわかる。さらに同図(b)中のF-F'断面内の(*)で翼端漏れ流れが隣接翼と干渉し, その近傍

Fig. 6 Distribution of velocity at 99% blade height.

Fig. 7 Distribution of velocity fluctuation.

Fig. 8 Velocity measuring plane.

で大きな速度変動が見られる。

$\Phi < 0.33$ の領域で音圧レベルが高くなる原因として、流れのはく離が大規模となることも一因である。そのほか翼端漏れ流れの乱れは四極子型の騒音源であり、本実験のように主流速度が遅い場合には、それによる騒音発生は低い、この流れが隣接翼と干渉すると双極子音源となり、流れが低マッハ数であっても、高いレベルの騒音が発生したと考えられる。

図6および図10に示される低速度領域の構造から、この低速度領域は翼端漏れ渦と考えられる⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

4.3 速度変動の周波数特性

図10および11の黒線で囲んだ領域での速度変動スペクトル分布には200-300 Hz程度の低周波数帯にピークが形成される。その例を図12に示す。すなわち、黒枠内ではいずれの点でも(a)の $\Phi = 0.33$ では300 Hz近傍に、(b)の $\Phi = 0.29$ では200 Hz近傍に強い周期性成分を持つ。

Fig. 9 Distribution of velocity fluctuation at 99% blade height.

Fig. 10 Distribution of velocity.

Fig. 11 Distribution of velocity fluctuation.

このような速度変動中の周期成分の周波数を以下では f_c と表す。この黒枠の領域は、速度分布では U/U_t が0.4から0.6である領域に対応する。この $\Phi = 0.29$ の f_c が図5の

Fig. 12 Spectrum of velocity fluctuation.

Fig. 13 Spectrum of noise in the case of a white noise source.

$\Phi = 0.29$ の場合のDFNの170 Hzと近いことから、音圧レベルの上昇が翼先端近傍で生じる速度変動に起因していると思われる。ただし、 f_c とDFNの周波数に若干のずれがみられるので、これについて次節で検討する。

4.4 ダクト系の共鳴周波数

ダクト系の音響特性を調べるために、動翼から9 m下流のダクト内でスピーカと周波数発信器を用いてホワイトノイズを発生させ、ダクト上流の騒音測定位置で騒音のスペクトル分布を測定した。ホワイトノイズは、1 Hz当たりの音の強さが等しい連続スペクトルを持つ雑音であるので、上流側の測定結果に離散的なピークが現われれば、その周波数で共鳴していることになる。図13に示すホワイトノイズを音源とした場合のスペクトル分布の測定結果からDFNは180 Hzを基本周波数としてその倍音の360 Hz および 970 Hzの近傍で発生していて、これらがダクト内で共鳴する周波数である。

図5のDFNの周波数は170 Hzと330 Hzの近傍であり、共鳴の周波数より若干低い近い値である。図12に示したように乱れの成分は200 Hzの周波数近傍で振幅の大きな変動をしているため、これが管路と共鳴する周波数成分の170 Hz, 330 Hzを励起して、図5では高いレベルのDFNが発生したと考えられる。このことについては今後さらに検討の予定である。

4.5 周期性の強い速度変動成分の発生機構

4.5.1 相互相関解析の領域と条件

翼先端近傍の低速度領域で生じる強い周期性を持つ速度変動が、高い音圧レベルのDFNを誘起している可能性が高いことをこれまでに示した。騒音低減のためには、この速度変動成分の発生原因を明らかにする必要がある。以下で速度変動の相互相関の遅れ時間からこのことを検討する。

$\Phi = 0.29$ での相互相関係数と遅れ時間の測定法は以下のとおりである。まず基準プローブ(2)を対象としている 200 Hzの周波数成分のレベルが高い図14(a)の×の位置に設置し、C-C'断面、D-D'断面、E-E'断面、F-F'断面の任意の位置にトラバース用プローブ(1)を設置し、

Fig. 14 Cross-correlation of velocity fluctuation. ($\Phi = 0.29$)

表1に示したサンプリング条件で同時に時系列データを測定する。そのデータを通過帯域190～220 Hzのバンドパスフィルタにより処理したのち、相互相関係数と遅れ時間を算出した。

表1中のサンプリング周波数は、200 Hzの約25倍であり時間解像度としては十分である。またサンプリング時間0.6 sec内には、速度変動の120周期分のデータが含まれており、十分な長さといえる。

Table 1 Sampling condition and time.
($s = 2.0$ mm, $N = 1000$ rpm, $\Phi = 0.29$)

サンプリング周波数	5120 Hz
サンプリング時間	0.6 sec
通過帯域	190～220 Hz

4.5.2 相互相関解析の結果

相互相関係数(C-C)は図14(b)から判るように広い領域で0.7以上の値をとり、翼端部の広範囲で高い相関を示す。隣接翼近傍の速度変動が強い領域(図11(b)のF-F'断面参照)でも、相関係数が0.8以上であることから、この速度変動は上流で生じる速度変動と強く関連していることがわかる。すなわち、4.2節で述べたようにこの領域が大規模構造を有する翼端流れ渦に因っていることからこの結果の妥当性が理解される。

相関が小さい領域での速度変動には周期性が衰退し、その領域を境界として、遅れ時間が不連続になる。このことはこれらの位置が流れのある構造の境界となっていることを表す。

4.5.3 遅れ時間の解析結果

相関を測定する二つのセンサ間の距離が0であると相関係数は遅れ時間0で最大のピークを形成する。二つのセンサの距離の増大に従ってこのピークの遅れ時間は大きくなり、ピーク値も若干低下する。図14(c)はその遅れ時間の解析結果を示したものである。この図から基準プローブから遠い断面程時間遅れが大きいこと、一つの断面に限定すれば反時計回りに遅れ時間が增大することがわかる。これらのことは、200 Hz近傍の速度変動成分が反時計回りに回転しつついわば螺旋状に回転しながら下流へ流動しており、その1回転の周期が0.005 secであることを示している。

同様の測定を他の4つの異なる流量 Φ の条件でも行い、上述の螺旋構造の流れが存在することを確かめた。

Fig. 15 Spiral pattern of velocity fluctuation.

Fig. 16 Unsteady nature of velocity fluctuation.

4.5.4 ピーク周波数 f_c の速度変動成分の発生機構

前節で述べたように翼端隙間から始まる螺旋状流れの領域は4.3節で述べたように U/U_i が0.4から0.6までの低流速領域に対応している。例えば $\Phi = 0.33$ でも、 U/U_i が0.6以下の領域が現われるD-D'断面より下流では周波数 f_c の速度変動が生じた。これらのことは200 Hz成分の速度変動の発生には低速度の流体の挙動が関係することを示している。

一方この螺旋状流れが相対流れ場で円錐体状に一樣にかつ定常に形成されていれば、本実験のように相対計測した速度は一定であり、本実験結果のような200 Hzにピークを有する変動現象とはならない。そこで著者らは得られた実験結果を矛盾なく説明するために、螺旋状に連なったより低速度の流体塊が旋回しながら下流へ移動するという流動様相を提案する。つまり図15に示すように螺旋状の低速度の流体塊が1周0.005 secで回転しながら流下するため、相対座標系の固定点での測定では200 Hzの変動として測定される。なおこの螺旋状流れが低速であるとした理由は、200 Hzの変動成分が顕著であるのは前述のように流れで形成される低速度領域であるからである。

図16は、プローブ[2]で測定した時系列データを通過帯域190～220 Hzのバンドパスフィルタを通した後の波形の時間的变化を示したものである。この結果から(1) 200 Hzの変動成分の振幅は、増幅・減衰を繰返し、非定常であること、(2) 枠で囲んだ数回巻いている程度の流体塊が一つの螺旋を構成していることがわかる。

Fig. 17 Spectrum distribution of velocity fluctuation.

Fig. 18 Peak frequency of velocity fluctuation and revolutions per minute.

4.6 ピーク周波数 f_c と動翼回転数 N との関係

f_c と N の関係を調べるために、 $\phi = 0.31$, 0.29 および 0.27 の三つの流量条件下で、それぞれ異なる30点で速度変動スペクトル分布を測定した。測定点は速度変動が大きい、 f_c が明確に形成される点である。

図17は例として $\phi = 0.31$ の場合の結果を示したものである。回転数が100 rpm上昇するごとに f_c が約25 Hz上昇している。図18はこのようにして求めた f_c を流量係数 ϕ をパラメータとして、回転数 N に対して示したものである。この結果から次の2点がいえる。

- (1) 流量係数が等しい場合、周波数 f_c と回転数 N はほぼ比例関係にある。
- (2) 回転数が等しい場合、流量が増加すると周波数 f_c が高くなる。

この結果によれば回転数 N が1000 rpm以下では、 f_c が250 Hz以下と低周波数であるので、この速度変動が

騒音レベル(A特性)に及ぼす影響は小さい。しかし図18の結果に相似性があると仮定すれば、(1)より f_c は回転数に比例して増加し、人間の聴感の鋭い周波数帯域に近づく。したがって回転数の大きなファンでは、この変動が大きな騒音源となっている可能性が高い。

5. 結論

軸流ファンの翼先端近傍の流れ場を翼に固定した相対座標系から測定した。その速度の変動特性と発生騒音との関係を調査し、次の結論を得た。

- (1) 設計点より低流量域で翼端漏れ渦と隣接翼の干渉が生じると、隣接翼圧力面近傍で大きな速度変動が生じ、音圧レベルを上昇させる原因となる。
- (2) スペクトル分布で離散的にピークを形成する速度変動が生じる周波数の近傍で音圧レベルが上昇することが確認された。
- (3) 離散的速度変動成分の周波数は、回転数に比例して上昇する。そのため回転数の大きなファンでは、この速度変動が大きな音源となる可能性がある。
- (4) 離散的速度変動が生じる機構を実験結果に基づいて構築し、提案した。

文 献

- (1) 深野徹・濱川洋充・木元徹・猿渡博孝・林秀千人、回転する単独翼の近傍後流中の周期速度変動成分による広帯域騒音の発生、機論, **60**-576, B(1994), 2750-2756.
- (2) 深野徹・猿渡博孝・北村知生・濱川洋充、回転する単独 NACA65 翼から発生する騒音のスペクトル分布の予測、機論, **63**-610, B(1997), 2047-2056.
- (3) Tyler, J. M., and Sofrin, T. G., Axial Flow Compressor Noise Studies, Trans. Soc. Automotive Engineers, Vol. **70**, (1962), 309-332.
- (4) 妹尾泰利・児玉好雄、低圧軸流送風機の騒音に関する研究、機論, **39**-320, B(1973), 1246-1254.
- (5) 古川雅人・才木一寿・山田和豊・井上雅弘、軸流圧縮機動翼の失速点近傍における翼端漏れ渦の崩壊に伴う異常流動現象、機論, **66**-644, B(2000), 1029-1037.
- (6) 張春晩・緒方伸好・古川雅人・深野徹、軸流ファンにおける翼端近傍の三次元流れ場と速度変動特性(騒音発生に関連して)、機論, **68**-673, B(2002), 2460-2466.