

## 多翼ファンから発生する広帯域騒音に及ぼす後流渦の影響

佐々木 壮 一 \*・林 秀千人 \*  
児 玉 好 雄 \*・佐 藤 淳 貴 \*\*Influence of the Wake Vortices on the Broad Band Noise  
Generated from a Multi-Blade Fan

by

Souichi SASAKI\*, Hidechito HAYASHI\*, Yoshio KODAMA\*  
and Kiyotaka SATOH\*\*

In the prediction theory for the broad band noise generated from a multi-blade fan, the wake was divided into  $n$  vortices. Moreover, the characteristic of the sound pressure distributed over the wide frequency domain has been assumed as spatial distributions of the local lift and the frequency accompanying the diffusion of the vortices. As results of the measurement of the internal flow of the fan, it became clear that the noise was related to the wake characteristics of the specific location in the scroll casing where the relative velocity was high. The fan noise operating above the maximum efficiency point was distributed over the domain of 500Hz to 1200Hz. The sound pressure in the domain of the frequency was proportional to the sixth power of the flow rate coefficient, and it was in inverse proportion to the second power of the frequency. When the distribution of the predicted sound pressure level was agreed with the measured broad band noise, it was found that there was no longer influence of wake vortices on the noise in the domains of the high frequency and the low frequency.

## 1. 序論

多翼ファンから発生する騒音のスペクトル分布には、後流と舌部との干渉によって発生する離散周波数騒音だけでなく、広い周波数帯域に渡って分布する乱流騒音の両者が混在する<sup>(1)</sup>。多翼ファンの羽根車の設計や運転の条件次第では、この広帯域に分布する乱流騒音の音圧レベルが離散周波数騒音よりも高くなることもある。この場合、この広帯域騒音が多翼ファンから発生する騒音の支配的因子となる。

Sharland<sup>(2)</sup>は、広帯域騒音の発生には翼に流入する流れの乱れ、翼面上の境界層の乱れ、および翼後縁からの渦放出の少なくとも三つの要因が関係することを論述している。一方、Mugridge<sup>(3)</sup>は、軸流ファンの翼面上の乱流境界層から発生する広帯域騒音の予測理論を導出している。同研究で提案された予測理論は、羽根車の翼先端速度が91.4m/sを超える実機の軸流ファ

ンの騒音の予測に対して有効であるとされている。しかし、多翼ファンのように形式の異なる小型の遠心ファンでは、羽根まわりの流動様相が軸流ファンとは異なる。このような多翼ファンの通常の運転状態における流動特性に基づいて、広い周波数の帯域に分布する乱流騒音の予測理論が研究された例は少ない。

多翼ファンの羽根車の翼の後流にカルマン渦列が形成される場合には、後流中の複数の渦が隣接する翼の固体表面上の圧力と平衡状態を保つ。多翼ファンの後流の流動特性は羽根枚数の少ない軸流ファンと、この点で区別される。また、近距離場の後流が拡散する過程では、観測点での音圧は後流渦の個々の渦中心の圧力とその変動周波数に関係し、それらが広帯域の音圧の分布を形成すると考えられる。

本研究は、多翼ファンから発生する広帯域騒音の特性を後流渦の性質に基づいて考察したものである。実

平成16年10月21日受理

\* 機械システム工学科 (Department of Mechanical Systems Engineering)

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

機の実証実験に基づいて、設計点で運転される多翼ファンから発生する広帯域騒音が近距離場後流中の渦の性質と関係することや、本研究の予測理論に基づいた広帯域騒音の特性を以下に詳述する。

2. 主な記号

- B: 羽根枚数
  - b: 羽根幅 mm
  - $b_{1/2}$ : 後流の半値幅 mm
  - C: 翼弦長 mm
  - $D_1$ : 羽根車の内径 mm
  - $D_2$ : 羽根車の外径 mm
  - $D_w$ : 後流の幅 mm
  - $D_{SS}$ : せん断層の幅 mm
  - d: 後流渦の大きさ mm
  - F: 揚力 N
  - f: 周波数 Hz
  - L: はく離領域の大きさ mm
  - $L_s$ : 局所揚力のスパン方向長さ mm
  - N: ファンの回転数 rpm
  - P: 圧力 Pa
  - p: 音圧 Pa
  - $p_o$ : 最小可聴音圧 Pa
  - Q: 流量  $m^3/min$
  - r: 音源から観測点までの距離 m
  - SPL: 音圧レベル dB
  - $S_i$ : ストロハル数
  - t: 翼厚 mm
  - u: 周速度 m/s
  - v: 絶対速度 m/s
  - w: 相対速度 m/s
  - x: 相対流れ場の座標 mm
  - z: 羽根幅方向の座標 mm
  - $\Gamma$ : 循環  $m^2/s$
  - $\theta$ : スクロールケーシング周りの角度 deg.
  - $\phi$ : 流量係数 ( $= Q / (60\pi D_2 b_2 u_2)$ )
  - $\gamma$ : 出口偏差角 deg.
  - $\delta$ : 境界層排除厚さ mm
- 添え字
- 1: 羽根車入口
  - 2: 羽根車出口
- PS: 圧力面側  
SS: 負圧面側

3. 実験装置および実験方法

図1は供試羽根車とその円弧翼の形状を示したもの

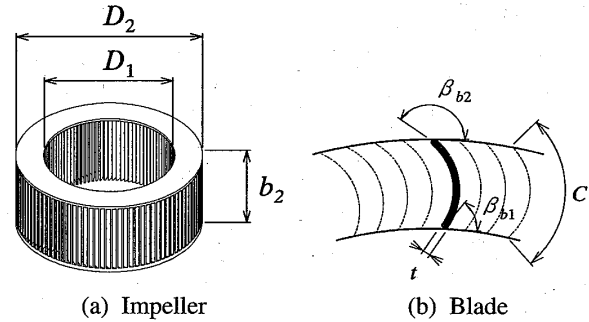


Fig.1 Impeller of the multi-blade fan

Table 1 Main dimensions of the impeller

Impeller	SC99
Inner diameter, $D_1$ mm	99
Outer diameter, $D_2$ mm	125
$D_1/D_2$ ratio, $e$	0.792
Chord length, $C$ mm	14.7
Inlet angle, $\beta_{b1}$ deg.	53.2
Outlet angle, $\beta_{b2}$ deg.	144.5
Number of blade, $B$	100
Span length, $b_2$ mm	50
Thickness, $t$ mm	1

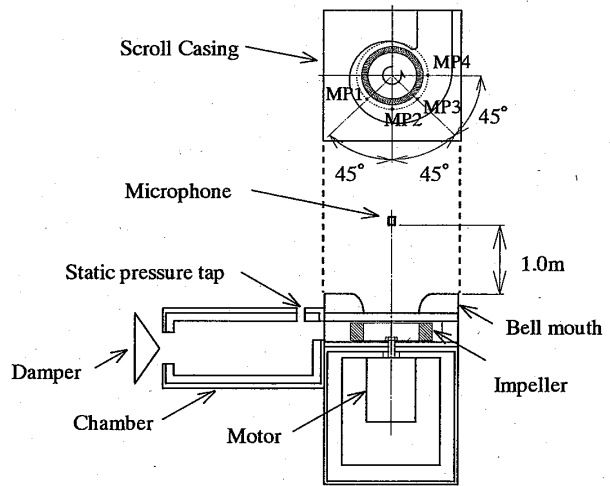


Fig.2 Experimental apparatus of SC99

である。表1にはそれらの主要寸法がまとめられている。以下の説明では、この羽根車による多翼ファンがSC99と表記されている。

図2には実験装置の構成が示されている。スクロールケーシングの形状は、文献(4)で用いられたものと同じである。ファンの騒音は無響室で測定され、この無響室での暗騒音の全帯域騒音レベルは25dB程度である。騒音の観測点は、送風機の回転軸上のベルマウス入口端から1.0上流側の点である。ファンの吐出し

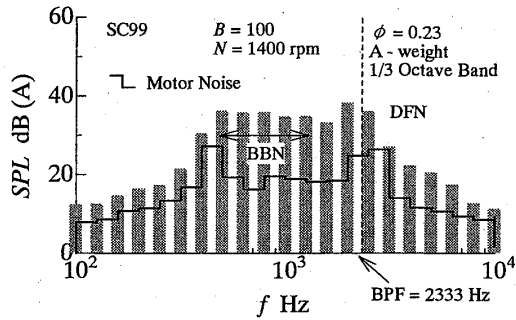


Fig.3 Spectral distribution of the sound pressure level generated from SC99

口には無響箱が取り付けられており、無響箱には静圧孔とダンパーが設けられている。電動機から発生する騒音を遮断するために、電動機にはフェルト製の吸音材が内張りされたアルミニウム製の箱に収められ、箱全体がゴム製の遮音材で被覆されている。実測値の騒音の流量特性や周波数特性については最小二乗法で解析された傾向が図中に合わせて表示されている。

ファン内部の流動様相の測定位置はMP1からMP4の4点である。実測値の流れは、羽根車の外径よりも10 mm外側の位置で、5孔球形ピトー管によって計測されたものである。ファンの試験回転数は1400rpmに設定され、このとき翼弦長を基準としたレイノルズ数は  $7.8 \times 10^3$  である。ファンの設計点の流量係数は0.23とした。

4. 理論解析

4.1 多翼ファンの騒音

図3はSC99から発生する騒音のスペクトル分布を示したものである。2333Hz近傍には、翼通過周波数(図中のBPF)に同期した離散周波数騒音(図中のDFN)が発生している。一方、500Hzから1200Hz近傍には、広い周波数帯域にわたって分布する広帯域騒音(図中のBBN)が発生している。低周波側の広帯域騒音の音圧レベルは離散周波数騒音の音圧レベルと同程度である。ファンの運転条件次第では、この広帯域騒音がファンの全帯域騒音レベル(ファン騒音と略称)に影響を及ぼす。

4.2 翼間の流動モデル

著者らは、多翼ファンの空力特性に関する研究において、ファンの全圧の上昇にはハブ側に偏流した外向きの流れ(主流部と略称)が貢献することを明らかにしている<sup>(4)</sup>。本章では、この主流部での後流渦の特性と騒音の関係について詳しく議論する。図4は羽根車の翼間の流動モデルを示したものである。翼間の流れは正圧面側(PS側)では層流境界層を形成しながら翼

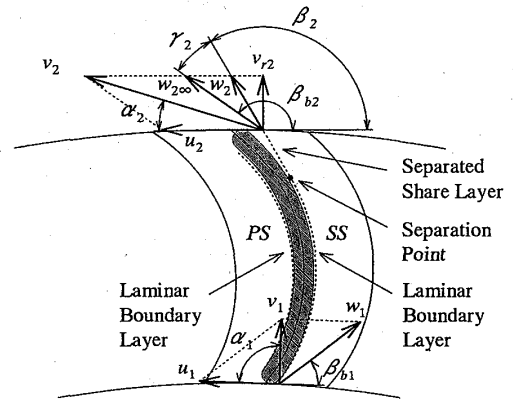


Fig.4 Schematic view of the flow between the blades

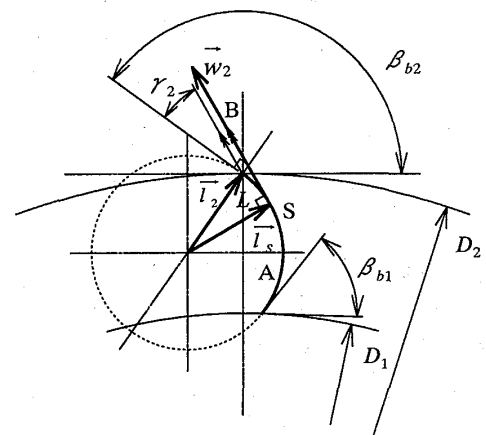


Fig.5 Configuration of the blade designed by arc

表面に沿って流れるとした。また、負圧面側(SS側)では、前縁側で再付着した流れが層流境界層を形成し、その流れが翼の後縁近傍で再びはく離するとした。

図5には一円弧法で設計された円弧翼の基本形状が示されている<sup>(5)</sup>。負圧面側のはく離点Sは、出口偏差角  $\gamma_2$  で流出する相対流れの流線Bが円弧Aに接する点であるとした。はく離領域Lの大きさは、円弧中心を原点とした翼後縁までのベクトル  $\vec{l}_2$  と、はく離点までのベクトル  $\vec{l}_s$  の関係から、式(1)のようにして求めた。

$$L = \left| \vec{l}_2 - \vec{l}_s \right| \tag{1}$$

4.3 後流の幅と後流渦の大きさ

図6は羽根車出口側での後流の流動モデルを示したものである。正圧面側と負圧面側に発達する層流境界層の排除厚さは、式(2)とした。

$$\delta_{PS} = \lambda_\delta \frac{5C}{\sqrt{Re}}, \quad \delta_{SS} = \lambda_\delta \frac{5(C-L)}{\sqrt{Re_x}} \tag{2}$$

ここで、 $\lambda_\delta$  は境界層の厚さに対する排除厚さの割合

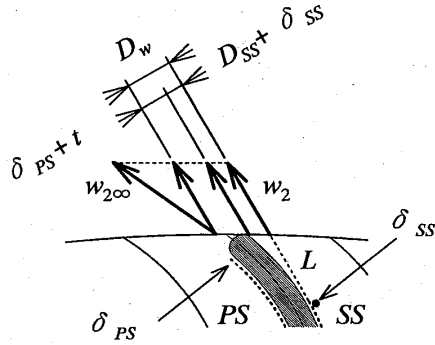


Fig.6 Schematic view of the wake at the impeller outlet

である。ポールハウゼンの形状係数 $\Lambda$ が $-12$ であるとした速度分布から<sup>(6)</sup>、 $\lambda_\delta$ は $0.4$ とした。

負圧面側のせん断層の大きさ $D_{SS}$ は、式(3)によって算出されたものである。

$$D_{SS} = \lambda_{SS} L \sin \delta_2 \quad (3)$$

ここで、 $\lambda_{SS}$ は負圧面側のせん断層の幅に対する排除厚さの割合である。形状係数 $\Lambda$ がはく離流れの近似に対して $-30$ として与えられると、 $\lambda_{SS}$ はおよそ $0.6$ になる。以上の見積もりから、後縁での後流の幅 $D_w$ は、式(4)として与えられる。

$$D_w = \delta_{PS} + t + D_{SS} + \delta_{SS} \quad (4)$$

ここで、 $t$ は翼厚である。また、翼を通過した流れは、この後流の幅とは異なる領域で渦なし流れを形成する(噴流部と略称)。後流の幅 $D_w$ は、後縁での正圧面側と負圧面側の速度せん断層の幅に相当する。著者らは、平板翼の風洞実験で後流渦の大きさが後流の半値幅のおよそ2倍であるとしたとき、ストロハル数が $0.2$ の関係を満足することを示している<sup>(7)</sup>。この実験結果を参考にして、後流渦の大きさと後流の幅には、式(5)の関係があるとして整理した。

$$d_2 = 2b_{1/2} = D_w / 2 \quad (5)$$

ここで、 $d_2$ は翼後縁での後流渦の大きさ、 $b_{1/2}$ は後流の半値幅である。

#### 4.4 後流渦の発達と変動周波数

図7は後流渦の流動モデルを示したものである。近距離場の後流の半値幅は、Schlichting<sup>(8)</sup>の実験で確認されている遠距離場での半値幅の性質( $b_{1/2} \propto \sqrt{x}$ )よりも短い距離で広がる<sup>(9)</sup>。本研究では、近距離場の後流渦の大きさは、式(6)に示される性質で拡散すると

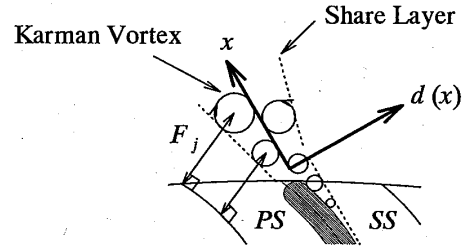


Fig.7 Schematic view of the wake vortices

した。

$$d(x) \propto x^m \quad (6)$$

ここで、 $x$ は相対速度の方向に沿った座標、 $m$ は後流の拡散に関係した実験定数である。近距離場後流で、噴流部の相対速度が大幅に減速することなく、後流渦がストロハル数を一定に保つように流れ方向へ発達するときには、 $x$ 方向の後流渦の変動周波数は式(7)の関係になる。

$$f(x) = \frac{S_t w_2}{d(x)} \propto x^{-m} \quad (7)$$

#### 4.5 後流渦によって生じる音圧

Curle<sup>(10)</sup>は、Lighthill<sup>(11)</sup>の音響波動方程式に対して固体表面の影響を考慮し、固体表面から放射される音響波動方程式の解を式(8)として与えている。

$$p(t) = \frac{1}{4\pi a_0} \frac{r_i}{r^2} \frac{\partial}{\partial t} \int_s P_i(t) dS \quad (8)$$

ここで、 $p(t)$ は音圧、 $r$ は音源から観測点までの距離、 $P_i(t)$ は固体表面上の微小面積 $dS$ に作用する圧力である。このとき、式(8)の右辺が翼の投影面積などで一つの揚力係数に置き換えられると、後流中に分布する複数の渦による局所的な音源の性質を捉えることは出来ない。そこで、本研究では後流中に存在する複数の渦を $n$ 個に離散化し、ある一つの渦によって生じる音圧 $p_j$ が式(9)になるとした。

$$p_j = \frac{1}{4\pi a_0} \frac{\cos \theta}{r} \frac{\partial F_j}{\partial t} \quad (\because j = 1 \sim n) \quad (9)$$

ここで、 $\theta$ は音源と観測点の指向性を表す角度、 $F_j$ は局所揚力である。後流中の一つの渦の循環 $\Gamma_j$ は、式(10)として見積もった。

$$\Gamma_j = \pi d_j w_2 \quad (10)$$

翼の後縁側での正圧面側と負圧面側からは、符号の異なる式(10)の循環をもつ渦が交互に放出される。この後流渦によって生じる後縁側での局所揚力の微分は式(11)となる。

$$\frac{\partial F_j}{\partial t} = \rho \pi w_2^2 d_j L_{Sj} \omega_j \quad (11)$$

$$\therefore F_j = \rho w_2 \Gamma_j L_{Sj}$$

ここで、 $L_{Sj}$ は局所揚力のスパン方向相関長さ、 $\omega_j$ は角周波数である。これらの後流渦に等方性の性質が仮定されると、スパン方向相関長さ $L_{Sj}$ の大きさは後流渦の大きさ $d_j$ と同程度になる<sup>9)</sup>。

後流中にカルマン渦が存在する場合には、これらの渦が隣接する翼の固体表面上の圧力と平衡状態を保つ(図7参照)。従って、 $n$ 個の後流渦から発生する音圧は、これら複数の渦の重ねあわせから、式(12)のように整理される。

$$p = \frac{\cos\theta \rho \pi w_2^3 D S_t}{2a_0 r} \quad (12)$$

$$\therefore D = \sum_{j=1}^n d_j$$

#### 4.6 多翼ファンの広帯域騒音

式(12)は一枚の翼から放射される単位スパン長さ当たりの音圧である。多翼ファンの羽根枚数が $B$ 枚、主流部の領域がブロック係数 $K_b$ で表されると<sup>4)</sup>、多翼ファンから発生する音圧の二乗は式(13)となる。

$$p^2 = \left\{ \frac{\cos\theta \rho \pi w_2^3 D S_t K_\theta B (1 - K_b) b_2}{2a_0 r} \right\}^2 \quad (13)$$

$$\therefore K_b = \frac{1}{b_2} \int_0^{b_2} \left( 1 - \frac{v_{r2}(z)}{v_{r2 \max}} \right) dz$$

ここで、 $K_\theta$ はスクロールケーシングの周方向の偏流に関する実験定数、 $v_{r2 \max}$ は半径方向速度の主流部の最大値である。このとき、広帯域騒音の音圧レベルは式(14)となる。

$$SPL = 10 \log \left[ \frac{p^2}{p_o^2} \right] \quad (14)$$

ここで、 $\overline{\quad}$ は二乗平均値を意味する記号、 $p_o$ は最小可聴音圧 ( $2.0 \times 10^{-5}$  Pa)である。式(7)と式(13)の関係から後流渦によって生じる音圧のスペクトル密度の分布を予測することができる。

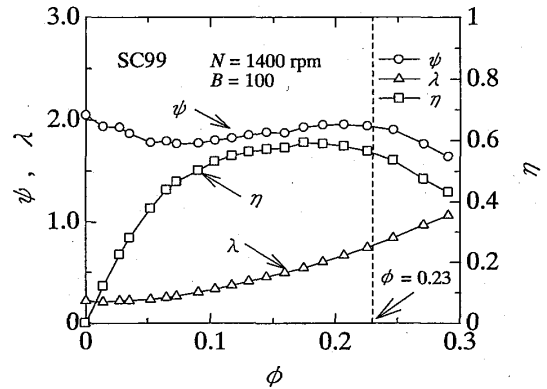


Fig.8 Aerodynamic characteristics of SC99

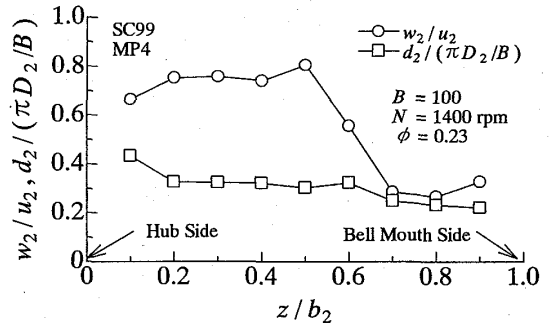


Fig.9 Distributions of the span direction of the relative velocity and the scale of the wake vortex

Table 2 Summary of the wake characteristics

	Main Flow Domain ( $z/b_2 < 0.6$ )	Vortex Flow Domain ( $z/b_2 < 0.6$ )
$w_2$ m/s	6.821	2.693
$d_2$ mm	1.368	1.717

## 5. 実験結果および考察

### 5.1 ファンの空力特性

図8はSC99の空力特性を示したものである。空力特性の測定方法と無次元化の方法は、文献(4)と同じである。SC99の効率 $\eta$ の最大値は流量係数 $\phi$ が0.2近傍で、およそ60%程度であった。設計点( $\phi=0.23$ )近傍でのファンの圧力係数 $\psi$ と効率 $\eta$ には、まだ大幅なファン性能の劣化が生じていないことがわかる。

### 5.2 ファンの内部流動と渦放出周波数

図9には測定点MP4での相対速度と後流渦の大きさのスパン方向の分布が示されている。ハブ側に偏流した相対速度の速い領域が主流部であり、他方が渦流部である。表2は、これらの流動特性の主流部と渦流部

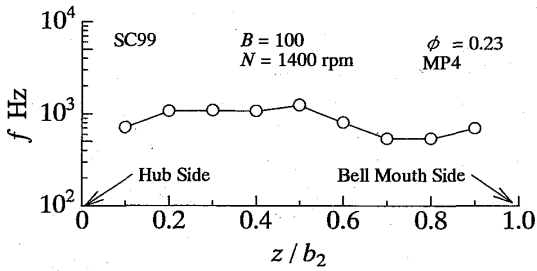


Fig.10 Distribution of the span direction of the frequency of the wake vortices

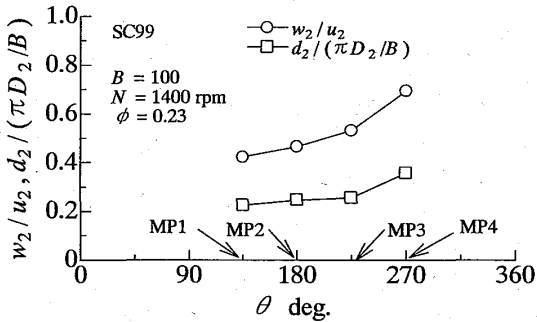


Fig.11 Distributions of the wake characteristics around scroll casing

の平均値を整理したものである。この平均値の流動特性による音圧レベルが式(12)によって評価されると、両者には約27dBの差が生じる。このことから、渦流部の流動特性がファンから発生する騒音に及ぼす影響は小さいことがわかる。

図10にはスパン方向の後流渦の変動周波数の分布が示されている。この周波数は、図9のMP4の流動特性からストロハル数の関係によって見積もられたものである。主流部の周波数は渦流部の周波数よりも高く、周波数の勾配が $z/b_2=0.6$ 近傍に形成されている。しかし、SC99の広帯域騒音は、低周波側ほど音圧レベルが高い。表2の音圧レベルの傾向を考慮すれば、広帯域騒音の周波数特性はこの速度せん断層によって形成される周波数の分布とは異なることがわかる。

図11には、測定点MP1からMP4までの相対速度と後流渦の大きさの分布が示されている。これらは主流部の平均値を整理したものである。主流部での流れはスクロールケーシングの周方向に一樣ではなく、MP4の位置で最大となった。表3はスクロールケーシングの周方向の流動特性を測定位置毎に整理したものである。各測定点での渦放出周波数の差は最大で100Hz程度であった。しかし、MP4とMP3との音圧レベルの差が式(12)によって見積もられると、両者には約10dBの差が生じる。以上の結果から、SC99から発生する広帯域騒音はMP4近傍の主流部の流動特性に関係すると考え

Table 3 Summary of the wake characteristics around the scroll-casing

MP $\theta$	$w_2$ m/s	$d_2$ mm	$f_2$ Hz
MP4	6.373	1.404	908
MP3	4.880	1.004	972
MP2	4.271	0.971	880
MP1	3.877	0.885	876

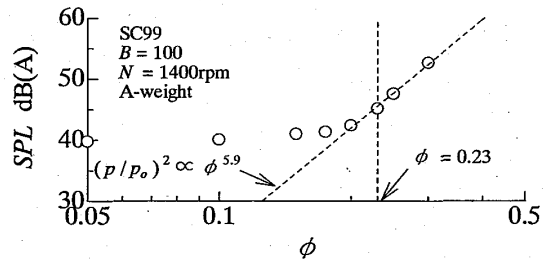


Fig.12 Relationship between flow rate coefficient and the sound pressure level with A-weight of SC99

られる。

### 5.3 多翼ファンの広帯域騒音

図12はSC99から発生するファン騒音の流量特性を示したものである。流量係数が0.2よりも低い流量の範囲では、流量が増加しても、ファン騒音はほとんど上昇しなかった。低流量側では翼を通過する流れの相対速度も低速である。このことから、流量係数が0.2よりも低流量側でのファン騒音は、本研究で提案した流動モデルによって発生する空力騒音とは異なるものであると考えられる。流量係数が0.2よりも高流量側のファン騒音は、流量係数のおよそ6乗に比例して増加する特性になった。

図13はSC99から発生する音圧レベルのスペクトル分布を流量係数毎に示したものである。図(a)の $\phi=0.20$ の場合については、500Hzから1200Hz近傍に広帯域騒音が発生しているが、翼通過周波数近傍では離散周波数騒音が発生していない。同図の2000Hz近傍の騒音は機械振動によるものである。図(b)の $\phi=0.23$ と図(c)の $\phi=0.25$ の場合については、広帯域騒音と離散周波数騒音の両者が発生していることがわかる。500Hzから1200Hzに分布する広帯域騒音の音圧は、三者とも周波数のおよそ2乗に反比例した分布となった。表4は、500Hzから1200Hzに分布する広帯域騒音の全帯域騒音レベルとSC99のファン騒音を流量係数毎に整理したものである。設計点( $\phi=0.23$ )で運転されるSC99の広帯域騒音の音圧がファン騒音の音圧に占める割合は53.7%であり、その割合は低流量側ほど高かった。

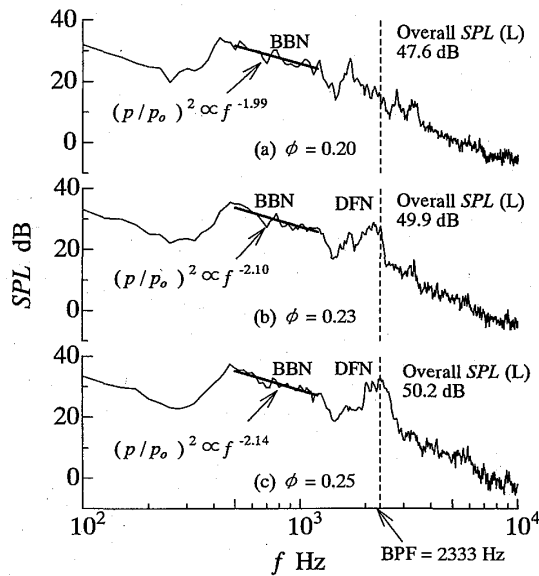


Fig.13 Relationship between flow rate coefficient and the sound pressure level of SC99

Table 4 Summary of the overall sound pressure level of the broad band noise and the fan noise (BBN : 500Hz < f < 1200Hz )

$\phi$	Broad Band Noise SPL (BBN) dB	Fan Noise SPL (A) dB	Ratio $p^2(\text{BBN}) / p^2(\text{Fan Noise})$
0.20	40.7	42.3	0.692
0.23	42.5	45.2	0.537
0.25	43.6	47.6	0.398

図14はSC99から発生する騒音の等高線図を示したものである。この等高線図の横軸は周波数、縦軸は流量係数である。設計点よりも高流量側でのファン騒音には、2333Hz近傍の干渉騒音だけでなく、1000Hz近傍にも高い音圧レベルが存在することがわかる。

図15はSC99の音圧の流量係数に対する指数特性を周波数毎に示したものである。横軸は周波数であり、縦軸は式(15)のSである。

$$10 \log(p^2/p_0^2) = s_0 + s_1 \log(\phi)$$

$$p^2/p_0^2 \propto \phi^S \tag{15}$$

$$\therefore S = s_1/10$$

式(15)は、ある周波数での音圧の増加量を流量係数の指数Sとして整理したものである。図中の破線にはS=6の関係が示されている。この解析には、図14の最高効率点よりも高流量側 ( $\phi \geq 0.20$ ) のデータが用いられている。図13のスペクトル分布では、機械振動による騒音が2000Hz近傍に発生しており、また離散周波数騒音は流量係数が0.23以上で発生していた。このため、翼通過周波数近傍での音圧の指数特性は、その他

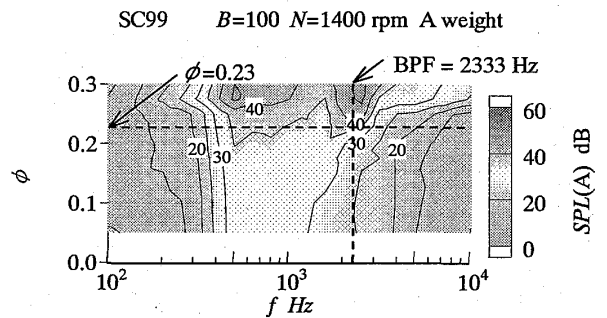


Fig.14 Contour map of the sound pressure level of SC99

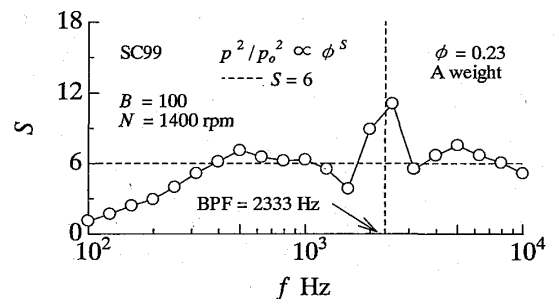


Fig.15 Relation between the index number for the flow rate coefficient in equation (15) and the frequency

の周波数での特性とは大きく異なる値になった。SC99の音圧は500Hzから1200Hzまでの各周波数で、流量係数のおよそ6乗に比例する関係になった。これは、この周波数帯域での音圧の音源は双極子型の性質であることを示すものであり、式(13)の予測理論の音圧の性質と一致する。

前節の内部流動の解析では、設計点近傍で運転されるファンから発生する空力騒音の音圧は、MP4近傍での主流部の流れと関係することが明らかになった。そこで、MP4の実測値の流動特性に対してスクロールケーシングの周方向に30deg.程度の集中した流れを仮定して ( $K_\theta = 1/12$ ) 広帯域騒音の予測を試みた。また、後流の広がりに関する実験定数には、図13のスペクトル分布を参考にして  $m = 1$  が与えられている。

図16はSC99の実測値の音圧レベルのスペクトル分布と予測値を合わせて示したものである。このスペクトル分布は、設計点で運転されているSC99の騒音を1/3オクターブバンド毎に分析したA特性の音圧レベルである。予測値の音圧レベルは500Hzから1200Hz近傍で実測値の音圧レベルと同程度になった。低周波側の実測値の音圧レベルは予測値よりも小さい。これは、低周波の発達したカルマン渦は翼との距離が離れるために、渦中心の圧力が観測点の音圧に影響しないためと考えられる。また、高周波側の実測値の音圧レベル

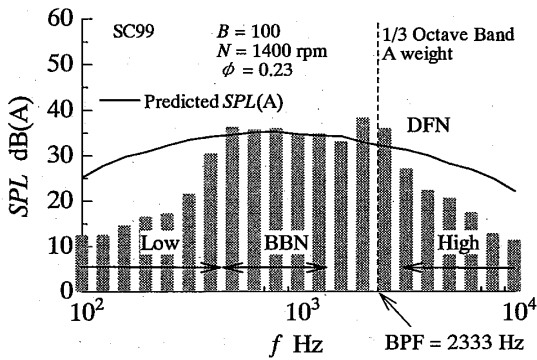


Fig.16 Comparison with the measured broad band noise of SC99 and the predicted spectrum

も予測値より小さい。これは、高周波側の音圧レベルは境界層の乱れや負圧面側のせん断層内部の規模の小さな渦の変動と関係するためであると考えられる。一方、翼通過周波数近傍での実測値の音圧レベルは予測値を超えている。この離散周波数騒音については、広帯域騒音とは異なる流動モデルで空力騒音との関係を検討する必要がある。

## 6. 結論

多翼ファンから発生する広帯域騒音の特性について調査した結果、以下の結論を得た。

- (1) 渦流部の流動特性が多翼ファンから発生する広帯域騒音に及ぼす影響は小さいことがわかった。
- (2) 多翼ファンの広帯域騒音の周波数特性は、羽根車のスパン方向に形成されるカルマン渦の渦放出周波数の勾配とは異なる特性であった。
- (3) 設計点近傍で運転される多翼ファンから発生する広帯域騒音は、測定位置MP4近傍のカルマン渦列の影響を受けることがわかった。
- (4) 多翼ファンから発生する実測値の広帯域騒音の音圧は500Hzから1200Hzまでの全ての周波数帯域で流量係数の約6乗に比例し、その周波数の約2乗に反比例する特性になった。
- (5) 本研究で提案した予測値の音圧レベルが実測値の広帯域騒音と一致する場合には、高周波側と低周波側の音圧レベルにカルマン渦列の影響は及ばないことがわかった。

## 参考文献

- (1) Sasaki, S., Hayashi, H., and Kodama, Y., Broad Band Noise Radiation from a Multi-Blade Sirocco Fan by the Wake Vortices in the Separated Share Layer, *Proc. of the 7th. Asian International Conference on Fluid Machinery*, Paper No. 40010 (2003), CD-ROM

- (2) I. J. Sharland, Sources of Noise in Axial Flow Fans, *J. Sound Vib.*, 1(3) (1964), 302-322
- (3) B. D. Mugridge, Acoustic radiation from Aerofoils with Turbulent Boundary Layer, *J. Sound Vib.*, 16(4) (1971), 593-614
- (4) 佐々木壮一, 児玉好雄, 林秀千人, 大山真吾, 多翼シロッコファンの空力特性に及ぼす混合損失の影響, 長崎大学工学部研究報告, 34-63 (2004), 1-8
- (5) 生井武文, 井上雅弘, ターボ送風機と圧縮機, (1988), 233, コロナ社
- (6) 生井武文, 井上雅弘, 粘性流体の力学, (1978), 125, 理工学社
- (7) 佐々木壮一, 林秀千人, 児玉好雄, 深野徹, 一樣流中の単独平板翼の後流渦に基づく空力音源の研究, 機論B, 67-663, (2001), 2655-2661
- (8) Hermann Schlichting, *Boundary-Layer Theory Sixth Edition*, (1968), 693, McGRAW-HILL BOOK COMPANY
- (9) 佐々木壮一, 児玉好雄, 平板翼の後流に形成される定在波とコヒーレント構造, ながれ, 22-4 (2003), 325-335
- (10) N. Curle, The Influence of the Solid Boundary Upon Aerodynamic Sound, *Proc. Roy. Soc. London*, A231 (1955), 505-514
- (11) M. J. Lighthill, On sound generation aerodynamically (I. General theory), *Proc. Royal Soc. London*, A211 (1951), 564-587