

# インデューサ付き遠心ファンの 空力特性と騒音に関する研究

(出口角およびスキュー角の影響)

松下エコシステムズ(株)  
荻野 和郎・大森 和也

長崎大学  
児玉 好雄・林 秀千人

〔論文〕

## インデューサ付き遠心ファンの空力特性と騒音に関する研究 （出口角およびスキュー角の影響）

荻野和郎\*<sup>1</sup> 児玉好雄\*<sup>2</sup> 林秀千人\*<sup>3</sup> 大森和也\*<sup>1</sup>

### Characteristics of Aerodynamics and Noise in a Centrifugal Fan with Inducer (Effects of Outlet and Skew Angles of Blade)

Kazuo OGINO, Yoshio KODAMA, Hidechito HAYASHI and Kazuya OOMORI

Characteristics of aerodynamics and noise in the centrifugal fan with inducer was investigated with respect to the two parameters : outlet angle and skew angle of the impeller. It is shown that the outlet angle considerably effects on the turbulent noise but the skew angle of the blade effects barely on that. From the view points of aerodynamics and specific noise level, the optimum value of the outlet angle is about 48 degree and that of the skew angle is about 10 degree. Moreover, we proposed a new method to calculate the width of wake which is an important parameter to control the turbulent noise. We predicted the sound pressure level of the turbulent noise with the help of predicted width of wake and inlet relative velocity. The experimental values of the overall turbulent noise with L-weighting and A-weighting functions agreed well with predicted values.

**Keywords** : Fluid Machine, Centrifugal Fan with Inducer, Fan, Turbulent Noise, Specific Noise Level

#### 1. はじめに

遠心羽根車の入口にインデューサを設置したインデューサ付き遠心ファンは、インデューサ無しの従来の遠心ファンに比較して音圧レベルはほぼ同等であるが、高い静圧が得られること、主たる騒音は乱流騒音であること、などを著者<sup>(1)</sup>。この結果、インデューサ付き遠心ファンはインデューサ無し遠心ファンに比べて約7%のファン効率の上昇と、約5dBの比騒音レベルの低下を可能にした<sup>(1)</sup>。このことは、インデューサを設けることでファンの特性が大幅に改善できることを示すものである。

本研究で対象とするスクロールレス遠心ファ

ンではファンの出口側にフィルタが設置されているため規定流量を出すためには高い静圧を有するファンが要求される。このような状況下で羽根車の出口角やスキュー角が空力特性と騒音にどのようにかかわっているかは、今日までインデューサを有するファンについてあまり議論されていないように思われる。

また送風機から発生する騒音に関して、著者らはその予測法を提案してきた。その方法をインデューサを有するファンに適用する場合、流動状況の違いによるパラメータの評価の問題がある。

上述の背景に立脚して本研究では、後退翼を有するインデューサ付き遠心ファンを用いて、出口角およびスキュー角が空力特性と騒音特性に及ぼす影響について実験を行い、考察した。併せて、乱流騒音に関与するパラメータの一つ

\* 1 松下エコシステムズ(株)

\* 2 長崎大学 工学部

E-mail : ykodama@net.nagasaki-u.ac.jp

\* 3 長崎大学 工学部

原稿受付日 平成14年12月12日

である後流の幅の予測法を提案し、これを用いて全帯域乱流騒音のL特性とA特性の予測を行った。

### 2. 乱流騒音の基礎式

送風機から発生する騒音は、羽根車上流における主流の乱れがかなり小さい(障害物がない)場合は主として翼後縁から放出される渦に起因する。この騒音の音響出力  $E$  は式(1)で与えられる<sup>(2)~(4)</sup>。

$$E = \pi B \rho \int DW^6 dz / (2400 a_0^3) \quad \dots(1)$$

ここで  $B$  は動翼枚数、 $\rho$  は空気の密度、 $D$  は後流の幅、 $W$  は代表相対速度、 $z$  はスパン方向の距離、 $a_0$  は音速である。本研究の場合、代表相対速度は市販のソフト (TASC Flow) を用いて求めた翼周りの数値シミュレーション結果<sup>(1)</sup>を参照して主羽根入口における相対速度を採用した。Sharlandも同様に代表相対速度として入口相対速度を用いて乱流騒音を議論している<sup>(7)</sup>のは興味深い。

音響出力  $E$  と観測点の音圧レベル  $SPL$  とは次のように関係付けられる<sup>(2)~(6)</sup>。

$$SPL = 10 \log_{10} [(3 \rho a_0 E) / (4 \pi r^2 p_0^2)] \quad \dots(2)$$

ここで  $r$  は音源と観測点との距離で、実際はベルマウス端からマイクロホンまでの距離、 $p_0$  は最小可聴音圧で  $0.00002 \text{ Pa}$  である。

### 3. 後流の幅の予測

Fig. 1 は遠心ファン内の流動状況の概要を示したものである。流れは負圧面側では設計入口角  $\gamma_1$  でA点より流入し、通路を円弧状に流れ、翼後縁を通る円との交点Bを通過して後縁より流出角  $\beta_2$  で流出する。一方、圧力面側では、流れは翼面に沿って流れ、点Cから圧力面に沿った角度で羽根車の外側に流出すると仮定する。点Cにおける接線に立てた垂線と円弧ABとの交点をFとする。その長さCFを本研究では後流の

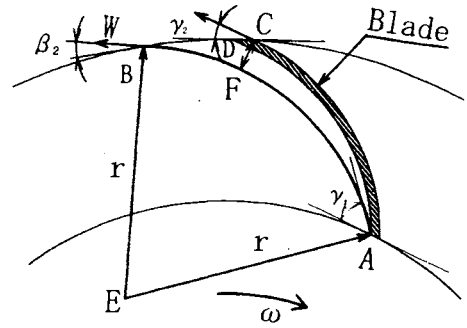


Fig. 1 Definition of the width of wake

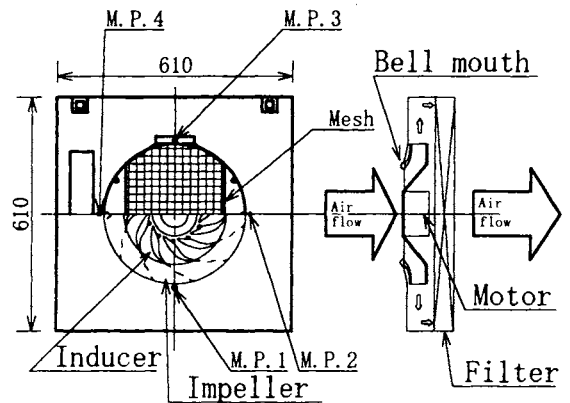


Fig. 2 Experimental apparatus

幅  $D$  と定義した。

### 4. 実験装置及び方法

Fig. 2 はクリーンモジュールユニット (CMU と略記) の概要を示したものである。吸込側にはベルマウスが取り付けられており、その上流側には危険防止用の金網が設けられている。ベルマウスに流入した流れはインデューサに入り、ここで仕事が与えられて主羽根に入る。この間に径向きに転向されて、加速しながら羽根車から流出する。羽根車を出た流れは壁面に衝突した後、転向して下流側に設けられたHEPAフィルタを通り、機外へ流出する。

本研究で用いたクリーンモジュールユニットの寸法は縦が  $610 \text{ mm}$ 、横が  $610 \text{ mm}$ 、高さが

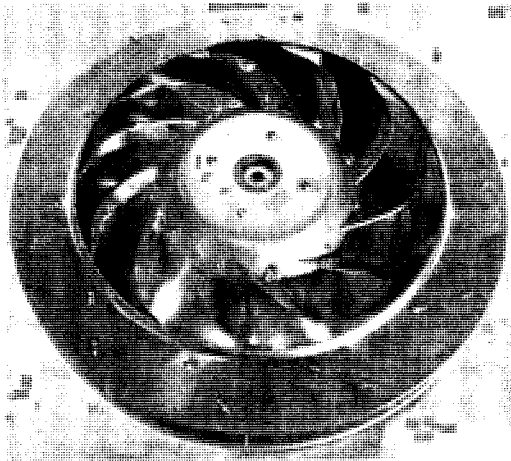


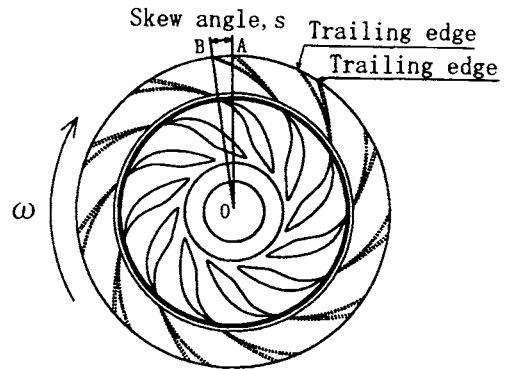
Fig. 3 Impeller with inducer

140mmである。流動様相の計測はピトー管と熱線流速計を用いて、羽根車の半径より10mm大きい半径位置の4断面（90°間隔、MP1～MP4の4断面）を、スパン方向には約5mm間隔に8点で行った。

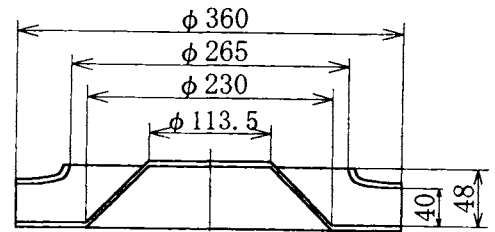
なお、騒音測定は吸込側正面で回転中心上のベルマウス端から1m上流の点にマイクロホンを設置して無響室で行った。騒音計からの出力信号はFFTアナライザを用いて30回の加算平均処理を行った後、周波数分析された。

Fig. 3 にインデューサ付き遠心羽根車の写真を、Fig. 4 にその概要を示す。供試羽根車は、いずれも外直径  $D_2$  が360mm、内直径  $D_1$  が265mm、羽根枚数  $B$  が11枚の後退翼を持つ遠心羽根車である。基準の羽根車は主羽根の入口角  $\gamma_1$  が29°、出口角  $\gamma_2$  が39°、取付け角  $\xi$  が49°である（この羽根車をBWI2939と呼ぶ）。また、これらの角度は周方向を基準として表している（詳細は文献(1)を参照）。

本実験には入口形状は一定のままで、出口角のみを23°（BWI2923）、48°（BWI2948）、65°（BWI2965）、90°（BWI2990）に変えた羽根車およびスキュー角  $s$  を5°（BWI2939s5）、10°（BWI2939s10）、15°（BWI2939s15）変えた羽根



(a) Impeller with skew angle



(b) Dimensions of the impeller

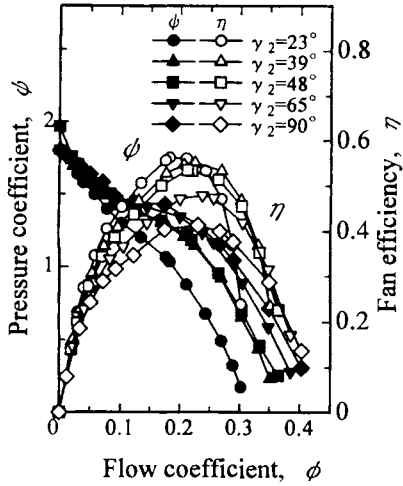
Fig. 4 Test impeller

車がある。なお、スキュー角は後面シュラウドと翼後縁との交点（A点）とファン中心を結ぶ線（AO）を基準として、前面シュラウドと翼後縁との交点から後面シュラウド側に垂直に下ろした点（B点）とファン中心を結ぶ線（BO）との角度として表し、反回転方向を正とし示している（Fig. 4 (a)参照）。本研究で用いた羽根車の回転数  $N$  は基準羽根車（BWI2939）では1055rpmであるが、羽根出口角を変えた羽根車の中にはこれよりも回転数が若干異なるものもある。

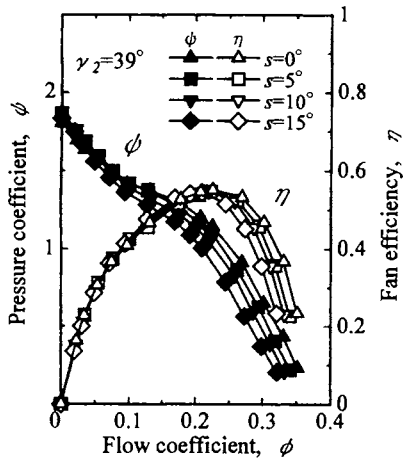
## 5. 実験結果及び考察

### 5-1 空力特性

Fig. 5(a), (b)はHEPAフィルタを外した場合の特性曲線の結果で、それぞれ出口角とスキュー角の影響を示したものである。図中の  $\phi$ 、 $\phi$ 、 $\lambda$



(a) Effects of the outlet angle



(b) Effects of the skew angle

Fig. 5 Characteristic curves

および $\eta$ は圧力係数、流量係数、動力係数およびファンの全圧効率である。これらは、式(3)を用いて算出した。

$$\begin{aligned} \phi &= 2P_f / (\rho u_2^2), & \phi &= Q / (\pi D_2 h_2 u_2) \\ \lambda &= 2L / (\pi \rho D_2 h_2 u_2^3), & \eta &= \phi \phi / \lambda \end{aligned} \quad \dots(3)$$

ここで $\lambda$ は動力係数、 $P_f$ は全圧、 $\rho$ は空気の密度、 $u_2$ は羽根車外縁の周速度、 $Q$ は流量、 $D_2$ は羽根車外直径、 $h_2$ は羽根車出口における翼のスパン長さ、 $L$ は電動機の軸出力である。

Fig. 5(a)から $\phi=0.2$ 、すなわち設計点近傍に最高効率点が存在することが分かる。 $\phi=0.2$  ( $Q \doteq 11\text{m}^3/\text{min}$ )における効率と出口角との関係は以下のである。出口角 $23^\circ$ 、 $39^\circ$ 、 $48^\circ$ 、 $65^\circ$ 、 $90^\circ$ の効率はそれぞれ56.2、54.7、53.4、47.9、40.0%であり、出口角が増加するにしたがって効率は低下する。特に、出口角が大きい $65^\circ$ と $90^\circ$ での効率低下が著しい。

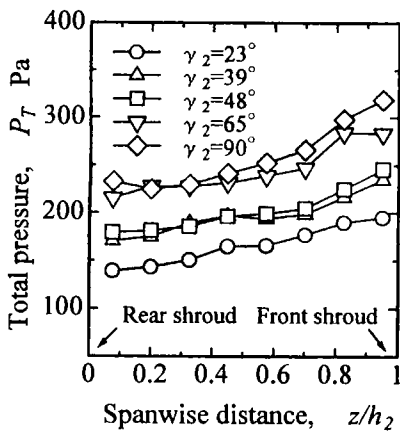
また、圧力係数は逆に出口角が大きいほど高い。実際にはファン出口にHEPAフィルタが設置されているから、そのフィルタの抵抗に打ち勝つ圧力が必要になる。この点で圧力の低い出口角 $23^\circ$ のファンが規定流量を出すためには、相似則に因ると出口角 $39^\circ$ のファンの約1.2倍の回転数が必要になる。

一方、Fig. 5(b)の $\phi=0.2$ におけるスキュー角とファン効率の関係は、スキュー角が $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$ に対して効率は54.7、53.8、54.4、54.2%となり、大差はない。また、圧力係数は基準ファン( $s=0^\circ$ )が最も高く、スキュー角が増加するにしたがって低下する。したがって規定流量を得るためには、フィルタ付きクリーンモジュールユニットはスキュー角が増加するにしたがって回転数を若干増加させる必要がある。

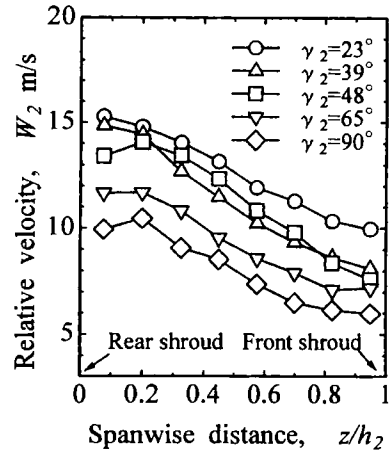
騒音は相対速度の6乗に比例することを考慮すれば、ファンの回転数が騒音に及ぼす影響はスキュー角より出口角の方が大きいと思われる。

### 5-2 羽根車出口の流動様相

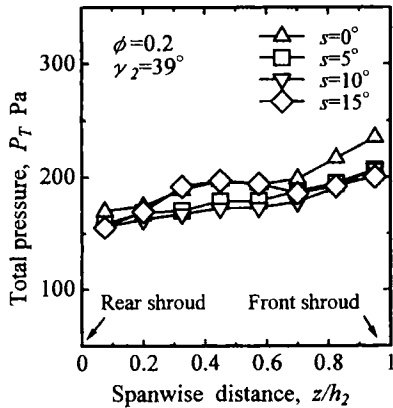
Fig. 6は $\phi=0.2$ における全圧のスパン方向分布を示したものである。全圧は出口角が増加するに従って高くなる傾向を示す。これは出口角が増加するに伴って、羽根車出口での絶対速度が大きくなり、動圧が増加するためである。また、いずれの出口角においても前面シュラウドへ向けて全圧が上昇している。これはFig. 7(a)



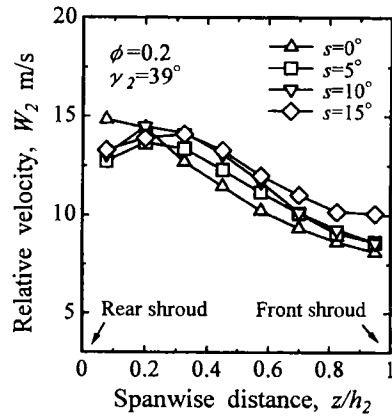
(a) Effects of the outlet angle



(a) Effects of the outlet angle



(b) Effects of the skew angle



(b) Effects of the skew angle

Fig. 6 Spanwise distributions of the total pressure

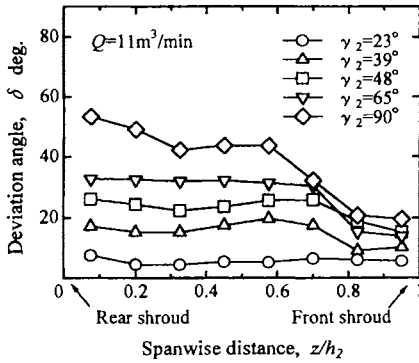
Fig. 7 Spanwise distributions of the relative velocity

に示すように前面シュラウドで流れが多少減少するためである。

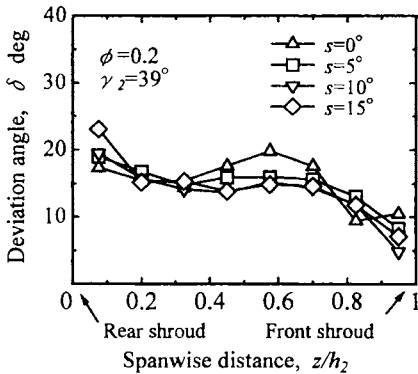
一方、スキュー角が全圧のスパン方向分布に及ぼす影響は出口角に比べればかなり小さい。ただ、スキュー角  $s$  が  $15^\circ$  になるとスパン中央近傍が若干増加する傾向が見られる (Fig. 6 (b) 参照)。

羽根車出口における相対速度のスパン方向分布を示したものが Fig. 7 (a) である。いずれの出口角においても、相対速度は後面シュラウド側で大きく、前面シュラウド側で小さくなって

る。このことは羽根車内の流れが後面シュラウド側に偏っていることを示している。また、出口角が大きくなるにつれて、相対速度が低下している。インデューサ入口相対速度は出口角にほとんど影響されないと考えられるので、このことは理論静圧が出口角の増加に伴って増加することを示唆している。ただ、角度が増加するとともに損失の増加も著しくなることには注意しなければならない。また、出口角が  $48^\circ$  や  $65^\circ$  ではスパン全体にわたって相対速度の低下が大きく、騒音の面からこの近傍の出口角が有



(a) Effects of the outlet angle



(b) Effects of the skew angle

Fig. 8 Spanwise distributions of the deviation angle

利であることを示している。

一方、Fig. 7(b)のスキュー角による影響は出口角に比べるとかなり小さい。

ファンの空力特性の良否を判断するのに出口偏差角が用いられる。これは流出角と設計出口角の差として表されるもので、これが小さいほど流れは翼面に沿って流れているといえる。

Fig. 8(a)は設計出口角が出口偏差角に及ぼす影響を示したものである。この図から設計出口角が大きくなるにつれて出口偏差角も増加することが分かる。またスパン方向の距離が0.8以上で偏差角が小さいのは速度の変動が激しく、精度良く流れを計測できなかったためである。

一方、Fig. 8(b)に示すようにスキュー角を付

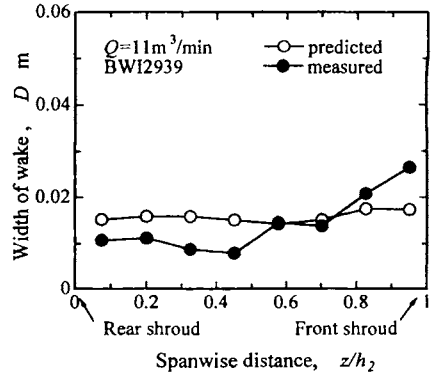
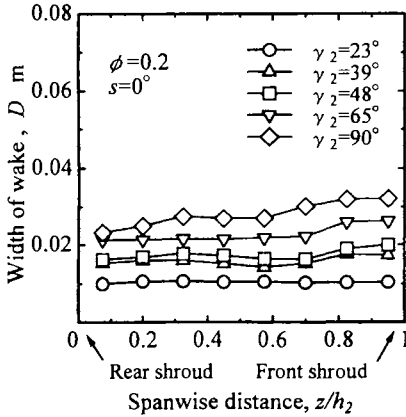


Fig. 9 Comparison of the predicted and measured width of wake

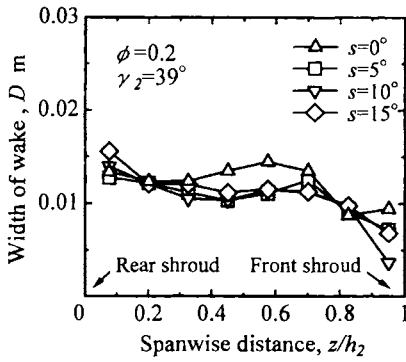
けるとスパン中央近傍すなわち、スパン方向の距離が0.3~0.7の領域で出口偏差角が小さくなり、流れが羽根に沿うようになる傾向が見られる。

著者らは文献(3)の方法に基づいて後流の幅の実測を試みた。Fig. 9は上述した後流の幅の実測値とFig. 1で示した予測値の比較を示したものである。予測値と実測値とは分布に多少の差があるもののスパン全体の平均値はほぼ一致している。Fig.10は後流の幅のスパン方向分布に及ぼす出口角とスキュー角の影響を示したものである。ここでは後流の幅として予測値を用いた。出口角が増加するにつれて後流の幅も増加する。出口角が23°と90°の場合を比較すれば、後流の幅は後者が前者の2.8倍である。このことは後流の幅が音圧レベルに及ぼす影響として後者が前者よりも約4dB高くなることを意味している。

スキュー角の影響に関しては、後流の幅はスパン方向の距離  $z/h_2$  が0.3~0.4で極小値を取り、0.7に向かうにつれて増加し、0.95近傍で最小となる傾向を示す。スキュー角を付けたファンの後流の幅とスキュー角を付けないファン ( $s=0^\circ$ ) の後流の幅 ( $\Delta$ ) を比較すれば、前者が後者に比べてスパン方向の距離が0.3~0.7の



(a) Effects of the outlet angle



(b) Effects of the skew angle

Fig. 10 Spanwise distributions of the width of wake

領域で後流の幅が狭くなっている。このことは前述したようにスキュー角を付けることで、スパン中央近傍の流動状態が改善されるため乱流騒音の低減につながることを示唆している。

### 5-3 騒音特性

#### (1) 騒音のスペクトル分布

Fig.11は騒音のスペクトル分布を例示したもので、実線はスキュー角が $0^\circ$ のファン (BWI 2939) の、一点鎖線は $10^\circ$ のスキュー角を付けたファン (BWI2939s10) の結果である。図に示すように、いずれの羽根車においても羽根通過周波数 ( $f=197\text{Hz}$ ,  $n=1$ ) に、前者の場合には $423\text{Hz}$ にも騒音のピークが見られる。

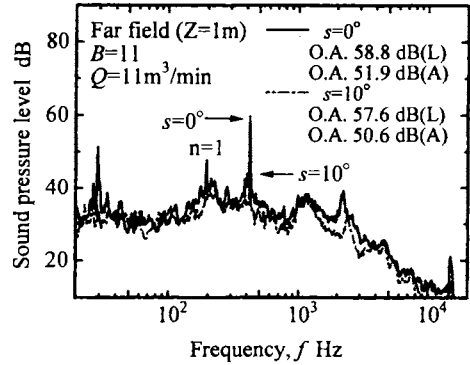


Fig. 11 Spectral distributions of the fan noise

基本周波数騒音のピークが見られるのは、ベルマウス直管部がかなり短いために管内で回転騒音の減衰が得られなかったためと、吸込口上流が非対称なために流れが羽根車に流入する際に偏流が生じ、これと羽根車とが干渉して管軸方向に減衰しない干渉騒音が生じたための二つの理由が考えられる。

$423\text{Hz}$ の騒音は金属製の羽根車と装置との共振に因るものである (文献1参照)。なお、ファンの乱流騒音の実験値を求める場合には、全帯域騒音からこれらの離散周波数騒音の音響エネルギーを差し引いた。広い周波数帯にわたる乱流騒音は $s=10^\circ$ が若干レベルが低くなっている。

#### (2) 全帯域騒音と比騒音レベル

Fig.12は設計出口角 $\gamma_2$ が全帯域乱流騒音と比騒音レベルに及ぼす影響を5種類の出口角について示したものである。比騒音レベルは音圧レベルに圧力と流量を加味したもので、式(4)で定義される。この値が低いファンほど良好なファン、あるいは静音のファンといわれている。

$$K_s = SPL - 10 \log_{10}(QP_T^2) + 2 \quad \dots(4)$$

ここで $K_s$ は比騒音レベル (dB)、 $SPL$ は音圧レベル (dB)、 $Q$ は流量 ( $\text{m}^3/\text{s}$ )、 $P_T$ は全圧 (Pa) である。L、A両特性の音圧レベル (○、●印) に関しては $\gamma_2$ が $23^\circ$ から増加するにした



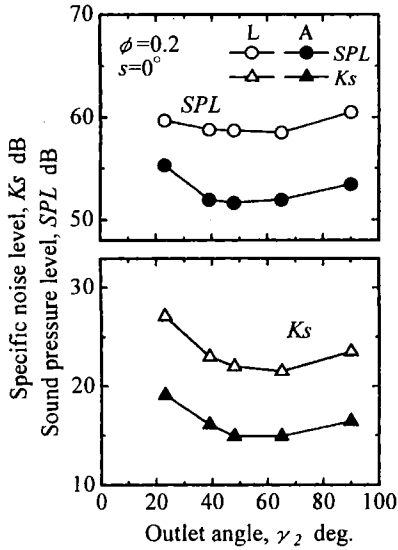


Fig.12 Effects of the outlet angle on SPL and  $K_s$

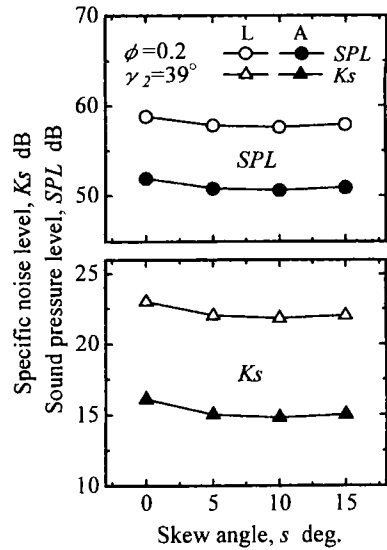


Fig.13 Effects of the skew angle on SPL and  $K_s$

がって低下して行き、 $48^\circ \sim 65^\circ$  近傍で極小値をとり $90^\circ$ へ向かって増加する傾向を示す。

一方、比騒音レベルは音圧レベルとほぼ同様の傾向を示し、設計出口角が $48^\circ \sim 65^\circ$  近傍に極小値を持つ。以上のことを考慮すれば騒音の面からはファンの最適設計角は $48^\circ \sim 65^\circ$  近傍であるが、Fig. 5 のファン効率を参照すれば、 $48^\circ$  近傍に最適値が存在するといえる。

Fig.13はスキュー角が全帯域乱流騒音と比騒音レベルに与える影響を示したものである。この図から、音圧レベルに関しては、L特性、A特性ともにスキュー角が $10^\circ$ の場合がレベルが最も低い。比騒音レベルに関しても音圧レベルの場合と同様に $10^\circ$  近傍に最小値が見られる。したがって送風機特性の面からは $10^\circ$  近傍にスキュー角の最適値が存在すると考える。ただ、スキュー角の影響は出口角に比べるとかなり小さい。

Fig.14は乱流騒音の全帯域音圧レベルの実験値と予測値の比較を行ったものである。 $45^\circ$ の太い実線は実験値と予測値とが一致した点を結んだ線である。細かい実線は $\pm 3\text{dB}$ の誤差を示す

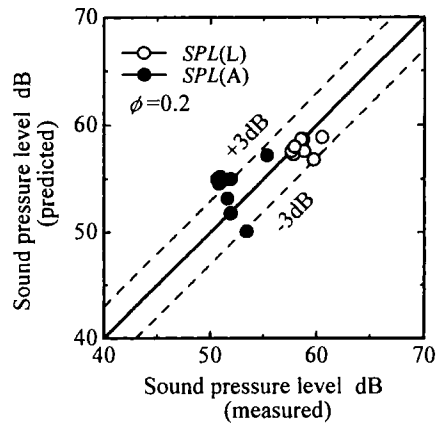


Fig.14 Comparison of the predicted and measured sound pressure level of the turbulent noise

線である。全帯域音圧レベルの実験値と予測値とはL特性 (○印)、A特性 (●印) ともにほぼ $\pm 3\text{dB}$ 以内の精度で一致することが分かる。

## 6. 結言

本研究では、インデューサ付き遠心ファンの空力特性と騒音特性に及ぼす羽根出口角およびスキュー角の影響を実験的に調べた。併せて乱流騒音に及ぼす因子の一つである後流の幅の予

測法について議論した。得られた結論は以下の通りである。

- ① ファン効率は設計出口角が小さいほど高いが、圧力は逆に低下する。スキュー角がファン効率に及ぼす影響は小さい。一方、圧力はスキュー角が増加するに従って若干低下する程度である。
- ② 後流の幅は設計出口角が大きいほど広い。スキュー角に関しては、スキュー角を付けるとスパン中央近傍の後流の幅が狭くなり、若干流れが翼に沿うようになる。
- ③ 設計出口角に関しては、 $48^\circ$  近傍に空力特性や騒音特性の最適値が存在する。また、羽根にスキュー角を付けると両特性は若干改善される。スキュー角の最適値は $10^\circ$  近傍である。
- ④ 比騒音レベルに関しては、音圧レベルと同様に設計出口角が $48^\circ$  近傍に、スキュー角に関しては $10^\circ$  近傍に最適値が存在する。
- ⑤ 本研究で提案した後流の幅の予測法を用いれば、ほぼ $\pm 3\text{dB}$ 以内の精度で乱流騒音のA特性とL特性の値を予測することが可能である。

おわりに、本研究の実験に協力された長崎大学大学院の北條智君に謝意を表す。

#### 〈参考文献〉

- (1) 児玉・他4名, インデューサ付き遠心ファンの空力特性と騒音に関する研究, 長崎大学工学部研究報告, 32-58 (2002), 47-55.
- (2) 深野・他2名, 低圧軸流送風機の乱流騒音について, 機論, 41-345 (1975), 1479-1487.
- (3) 深野・児玉, 低圧の軸流および斜流送風機の音圧レベル予測, 機論(B), 53-492 (1987), 2514-2521.
- (4) 児玉・他3名, 多翼ラジアルファンの乱流騒音の予測, ターボ機械, 28-4 (1996), 477-484.
- (5) 児玉・他3名, スクロールレス遠心送風機の乱流騒音について, 機論(B), 66-650 (2000), 2577-2584.
- (6) 児玉・他3名, 二重翼列遠心ファンの空力特性と騒音に関する研究 (スクロール角及び隔壁の影響), ターボ機械, 29-8 (2001), 456-463.
- (7) Sharland, I.J., Sources of Noise in Axial Flow Fans, J. Sound Vib., 1-3 (1964), 302-322.
- (8) 生井, 遠心・軸流送風機と圧縮機, (1968) 192, 朝倉書店.