

〔論文〕

## 多翼ファンの全圧特性に及ぼす弦節比の影響

佐々木壮一\*<sup>1</sup> 児玉好雄\*<sup>2</sup> 林秀千人\*<sup>2</sup> 宇都太一\*<sup>3</sup>

## Influence of Solidity on Total Pressure Characteristic of a Multiblade Fan

Souichi SASAKI, Yoshio KODAMA, Hidechito HAYASHI and Taichi UTO

In the analytical theory, a fluid loss caused by biased flow around the impeller was proposed. The upper limit of the solidity on linear design was 2.5. The total pressure of the fan based on the analysis of the fluid loss was estimated with a reasonable validity. When the solidity of the impeller was designed large, the total pressure of the fan at the same operation point became low. The slip factor and the fluid loss of vortex flow changed corresponding with the solidity. It was experimentally proved the influence of the slip factor on the total pressure of the fan was greater than the total fluid loss.

Keywords : Fan, Design, Solidity, Performance, Fluid Loss

## 1. 序論

多翼ラジアルファンの設計条件の最適化に関する研究<sup>(1)</sup>では、外径100mm、内径58mm、羽根枚数120枚で設計された羽根車は、そのファンの空力特性と騒音特性を改善することが示されている。著者らは、この研究成果の羽根枚数に注目し、羽根枚数が100枚程度の多翼ファンの空力特性<sup>(2)</sup>と騒音特性<sup>(3)</sup>を研究してきた。この羽根枚数が100枚程度の多翼ファンは、一般の工業製品で利用される羽根枚数が40枚程度の多翼ファンと区別するために、超多翼ファンと呼ばれることもある<sup>(4)</sup>。

この超多翼ファンの空力特性に関する研究では<sup>(2)</sup>、内外径比の大きな羽根車ほど高圧の作動点を高流量側に設計できること、その流動損失の相似性を利用して全圧特性を定量的に予測することが可能であること、などが明らかにされ

ている。しかし、これまで多翼ファンと超多翼ファンの両者の全圧特性に及ぼす羽根車の設計条件の影響が包括的に議論されたことはなく、その空力特性と羽根車の設計条件の関係については依然として不明な点も多い。

多翼ファンの羽根車の設計条件には、羽根車の翼弦長とピッチの比によって定義される弦節比がある。羽根車の翼形状が一円弧法<sup>(5)</sup>によって設計されるときには、その翼形状は羽根車の内外径比と設計角によって決定される。弦節比はこれらの設計条件に羽根枚数を加味した、包括的な羽根車の設計条件として取り扱うことができる。

本研究は、多翼ファンの全圧特性に及ぼす羽根車の設計条件の影響を、その弦節比に基づいて解析したものである。その解析理論では、多翼ファンの羽根車の周方向の偏流によって生じる流動損失が提案されている。併せて、多翼ファンの空力特性が実測値の内部流動によって解析的に評価され、その全圧特性に及ぼす弦節比の影響が議論されている。

\* 1 長崎大学 工学部

E-mail : souichi@nagasaki-u.ac.jp

\* 2 長崎大学 工学部

\* 3 長崎大学 大学院生産科学研究科博士前期課程

原稿受付日 平成18年2月20日

2. おもな記号

- $B$  : 羽根枚数
  - $C$  : 翼弦長 (mm)
  - $D$  : せん断層の幅 (mm)
  - $K_z$  : 羽根幅に対する流路閉塞率
  - $K_w$  : 翼間に対する流路閉塞率
  - $K_\theta$  : 羽根車の外周に対する偏流の割合
  - $k$  : 滑り係数
  - $S$  : ピッチ ( $= \pi D_2 / B$ ) (mm)
  - $u$  : 周速度 (m/s)
  - $v$  : 絶対速度 (m/s)
  - $v_r$  : 絶対速度の半径方向成分 (m/s)
  - $v_\theta$  : 絶対速度の周方向成分 (m/s)
  - $w$  : 相対速度 (m/s)
  - $\alpha$  : 絶対流出角 (deg.)
  - $\beta$  : 相対流出角 (deg.)
  - $\beta_b$  : 羽根車の設計角 (deg.)
  - $\gamma$  : 出口偏差角 (deg.)
  - $\delta$  : 境界層厚さ
  - $\phi$  : 流量係数
  - $\psi_t$  : ファンの全圧係数
  - $\psi_{th\infty}$  : 羽根枚数無限大の理論全圧係数
  - $\psi_{th}$  : 理論全圧係数 ( $= \psi_{th\infty} - 2k_2$ )
  - $\sigma$  : 弦節比
  - $\Delta\psi_b$  : 偏流による流動損失係数
  - $\Delta\psi_w$  : 後流による流動損失係数
  - $\Delta\psi_{vf}$  : 渦流による流動損失係数
  - $\Delta\psi_{sc}$  : スクロールケーシングの流路拡大による流動損失係数
  - $\Sigma\Delta\psi$  : 総流動損失係数
- [添え字]
- 1 : 羽根車入口
  - 2 : 羽根車出口
  - m : 測定位置
  - PS : 圧力面側
  - SS : 負圧面側
  - : 主流部の平均値

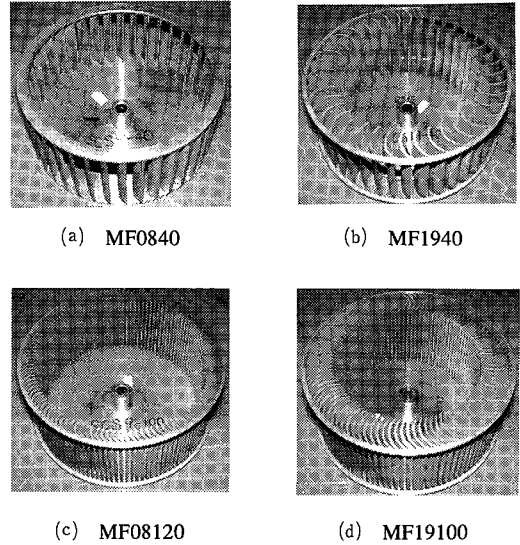


Fig. 1 Impeller of the multiblade fan

Table 1 Main dimensions of the impeller

Impeller	MF0840	MF1940	MF08120	MF19100
Inner diameter, $D_1$ (mm)	110	88	110	88
Outer diameter, $D_2$ (mm)	125	125	125	125
$D_1 / D_2$ ratio, $e$	0.880	0.704	0.880	0.704
Chord length, $C$ (mm)	8	19	8	19
Inlet angle, $\beta_{b1}$ (deg.)	64.7	57.9	64.7	57.9
Outlet angle, $\beta_{b2}$ (deg.)	152.6	144.5	152.6	144.5
Number of blade, $B$	40	40	120	100
Span length, $b_2$ (mm)	50	50	50	50
Thickness, $t$ (mm)	1	1	1	1
Solidity, $\sigma$	0.815	1.935	2.445	4.838

3. 実験装置および測定方法

3-1 羽根車とスクロールケーシング

Fig. 1 は供試羽根車の外観写真を示したものである。Table 1 にはその主要寸法がまとめられている。羽根車の弦節比  $\sigma$  は式(1)として定義される。

$$\sigma = \frac{C}{S} \quad \dots(1)$$

ここで、 $C$  は翼弦長、 $S$  は羽根車の翼のピッチである。以下の説明では、4種類の羽根車が MF0840、MF1940、MF08120 および MF19100 と

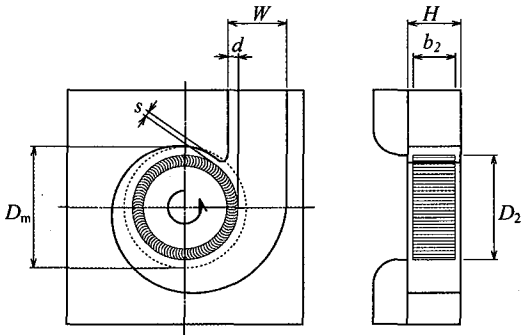


Fig. 2 Scroll casing of the fan

Table 2 Main Dimensions of the Scroll Casing

Volute angle, $\theta_s$ (deg.)	6.0
Projection ratio, $d/D_2$	0.09
Clearance, $s$ (mm)	6.0
Duct size, $W$ (mm) $\times$ $H$ (mm)	70 $\times$ 63

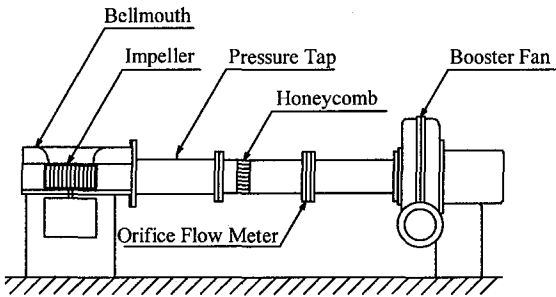


Fig. 3 Experimental apparatus for measuring the total pressure of the multiblade fan

表記されている。羽根車名称の数字は、その羽根車の翼弦長と羽根枚数の組み合わせである。

Fig. 2 はスクロールケーシングの形状を示したものである。そのスクロールケーシングの主要寸法はTable 2 に示される通りである。

### 3-2 全圧特性の測定方法

Fig. 3 には多翼ファンの全圧特性を計測するための実験装置が示されている。ファンの吐出し口には全長1,248mmのダクトが取り付けられており、静圧はファンの吐出し口から80mm後方の静圧孔で測定される。全圧は実測値の静圧とファン吐出し管の断面積によって決定される

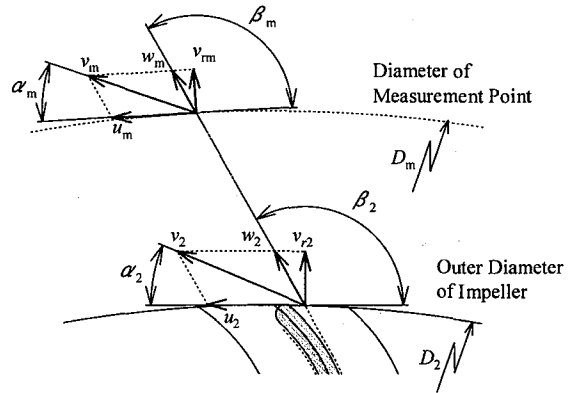


Fig. 4 Velocity triangle at outer diameter of the impeller and measurement point

平均速度による動圧との和として定義されている。流量はファンの吐出し口から873mm後方のオリフイスで計測され、その流量は補助ファンの出口側に取り付けられたダンパーによって調整される。流量係数 $\phi$ と全圧係数 $\psi_t$ は、式(2)によって整理されている。

$$\phi = \frac{Q}{60\pi D_2 b_2 u_2}, \psi_t = \frac{2P_t}{\rho u_2^2} \quad \dots(2)$$

ここで、 $Q$ は流量( $m^3/min$ )、 $P_t$ はファンの全圧(Pa)である。

### 3-3 内部流動の測定方法

多翼ファンの内部流動は、羽根車の外径 $D_2$ より10mm外側の直径 $D_m$ の位置で、5孔球形ピトー管を用いて計測されている(Fig. 2 参照)。羽根幅方向の測定位置として、前面シュラウドと後面シュラウドの間を5mm間隔に分割した9点が採用されている。内部流動と全圧特性を測定するときには、モーターの回転数は2,800rpmに保たれている。

## 4. 流動損失の解析理論

### 4-1 羽根車出口の速度三角形

Fig. 4 は内部流動の測定位置と羽根車出口での速度三角形を合わせて示したものである。5孔球形ピトー管による流動様相の計測では、そ

の測定位置の絶対速度  $v_m$ 、絶対流出角  $\alpha_m$ 、静圧および全圧を測定することができる。測定位置での速度成分を解析するためには、その周速度  $u_m$  を決定する必要がある。本研究では、この周速度  $u_m$  が羽根車を一つの剛体渦と仮定した場合の誘起速度として決定されている。このとき、その剛体渦の循環  $\Gamma$  によって誘起される周速度  $u_m$  は式(3)となる。

$$u_m = \frac{\Gamma}{2\pi r}, \Gamma = \pi D_2 u_2, r = D_m / 2 \quad \dots(3)$$

ここで、 $r$  は羽根車の回転軸中心から測定位置までの距離である。

内部流動の測定位置が羽根車出口よりも遠距離場に位置し、羽根車から流出した後流が十分に拡散しているときには、その後流は周方向にほぼ一様な分布となる。また、羽根車出口から測定位置に至る自由空間では、流体は流路を通過しない。従って、その流量が保存される場合には、羽根車出口での絶対速度の半径方向速度成分  $v_{r2}$  は測定位置での半径方向速度  $v_{rm}$  にほぼ等しいと考えられる。また、相対流れの流線方向が羽根車出口から測定位置まで変化しないときには ( $\beta_2 = \beta_m$ )、羽根車出口での相対速度  $w_2$  は式(4)となる。

$$w_2 = \frac{v_{rm}}{\cos(\beta_m - 90^\circ)} \quad \dots(4)$$

式(4)の相対速度  $w_2$ 、相対流出角  $\beta_2$  および周方向速度  $u_2$  の関係から、羽根車出口側での速度三角形が決定される。

#### 4-2 偏流による流動損失

Fig. 5 は羽根車周りの偏流のモデルを示したものである。文献(3)では、多翼ファンの羽根車の周方向の流動様相は、測定位置MP近傍に偏ることが示されている。多翼ファンのスクロールケーシングは対数らせん型で広がり、その円周方向の流れと排気ダクトへ向かう流れは舌部によって仕切られている。このため、その内部流

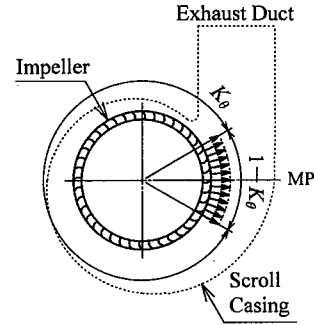


Fig. 5 Biased flow around the impeller

動を羽根車全周にわたって測定することはできない。本研究では、その偏流の規模が設計上の翼間流量と実測値の翼間流量の比較によって定量的に解析されている。羽根車の外周に対する偏流の割合  $K_\theta$  は式(5)のように評価されている。

$$K_\theta = 1 - \frac{dQ}{dq}$$

$$dq = \frac{\pi D_2}{B} \int_z v_{r2}(z) dz$$

$$dQ = \frac{60\pi D_2 b_2 u_2 \phi}{B} \quad \dots(5)$$

ここで、 $dq$  は実測値の翼間流量、 $dQ$  は設計上の翼間流量である。実測値の翼間流量は、局所的な流動解析からその偏流に及ぼす最大の影響を見積もるために、図中の測定位置MPを基準として  $\pm 45\text{deg}$ . の範囲で最大となる位置で計測されている。

この羽根車の周方向に偏流した流れが一様化されるときには、流動損失がその局所的な偏流の混合拡散によって生じる(以下、偏流損失)。本研究では、この偏流損失ヘッドが式(6)として提案されている。

$$\Delta h_b = \left( \frac{K_\theta}{1 - K_\theta} \right)^2 \frac{v_{r2}^{*2}}{2g}$$

$$v_{r2}^* = (1 - K_\theta) v_{r2} \quad \dots(6)$$

ここで、 $v_{r2}^*$  は周方向に一様化された半径方向

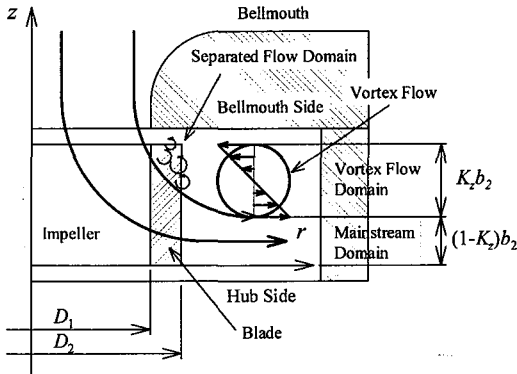


Fig. 6 Schematic view of the flow in the meridional section

速度である。以下の説明では、右肩に\*が付加された変数は、 $K_\theta$ によって一様化されていることを意味する。

4-3 渦流れによる流動損失

Fig. 6はスクロールケーシング内部の子午面( $r-z$ 断面)の流動モデルを示したものである。この子午面の流動モデルは、スクロールケーシングのベルマウス側で渦流れを伴う領域(以下、渦流部)とハブ側で外向きに流出する領域(以下、主流部)の二つに分割して表したものである<sup>(2)</sup>。渦流部が羽根幅 $b_2$ に占める割合、即ち、羽根幅に対する流路閉塞率 $K_z$ は、式(7)のように評価されている。

$$K_z = \frac{1}{b_2} \int_0^{b_2} \left( 1 - \frac{v_{r2}^*(z)}{v_{r2}^*} \right) dz \quad \dots(7)$$

ここで、 $\bar{\phantom{x}}$ は主流部の平均値を意味する記号である。羽根幅方向の実質的な流路はこの渦流れによって狭められる。

渦流れによる流動損失ヘッドは、文献(2)を参考にして、式(8)のように与えられている。

$$\Delta h_{vf} = K_z^2 \frac{v_{\theta 2}^{*2}}{2g} \quad \dots(8)$$

ここで、 $v_{\theta 2}^*$ は周方向に一様化された絶対速度の周方向成分である。

4-4 後流による流動損失

Fig. 7には一円弧法で設計された円弧翼の形

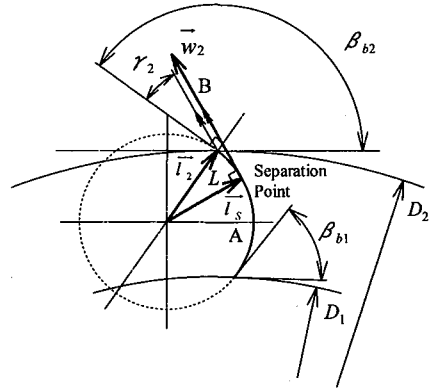


Fig. 7 Designed shape of an arc blade

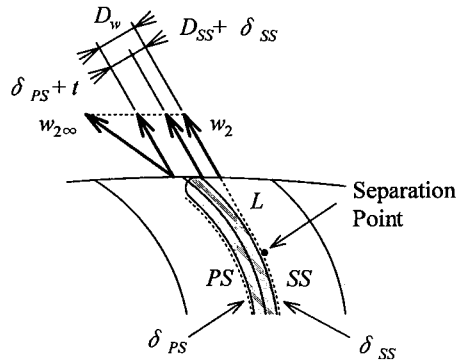


Fig. 8 Schematic view of the relative velocity vector at the impeller outlet

状が示されている<sup>(5)</sup>。負圧面側のはく離点は、実測値の出口偏差角 $\gamma_2$ 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。はく離領域の長さ $L$ は、円弧中心を原点とした翼後縁までのベクトル $l_2$ とはく離点までのベクトル $l_s$ の関係から、式(9)によって算出される。

$$L = \left| \vec{l}_2 - \vec{l}_s \right| \quad \dots(9)$$

Fig. 8には羽根車出口側での相対速度の速度ベクトルが図示されている。正圧面側と負圧面側に発達する乱流境界層の排除厚さは式(10)とした<sup>(6)</sup>。

$$\begin{aligned} \delta_{PS} &= 0.0477C Re^{-1/5}, \quad Re = w_2 C / \nu \\ \delta_{SS} &= 0.0477C Re_\xi^{-1/5}, \quad Re_\xi = w_2 \xi / \nu \\ \xi &= C - L, \end{aligned} \quad \dots(10)$$

ここで、 $\delta_{PS}$  と  $\delta_{SS}$  は1/7乗則に従う境界層排除厚さ、 $Re_{\xi}$  は境界層が発達する領域の長さ  $\xi$  と相対速度  $w_2$  を基準としたレイノルズ数である。負圧面側のせん断層の排除厚さ  $D_{SS}$  は式(11)のように見積もられている。

$$D_{SS} = 0.7L \tan \gamma_2 \quad \dots(11)$$

以上の解析から、翼間に対する流路閉塞率  $K_w$  は式(12)として与えられる。

$$K_w = \frac{\delta_{PS} + t + D_{SS} + \delta_{SS}}{S} \quad \dots(12)$$

ここで、 $t$  は翼厚である。このとき、後流による流動損失ヘッドは式(13)となる<sup>(7)</sup>。

$$\Delta h_w = \left( \frac{K_w}{1 - K_w} \right)^2 \frac{v_{r2}^{*2}}{2g} \quad \dots(13)$$

#### 4-5 流路拡大による流動損失

スクロールケーシングの流路拡大による流動損失ヘッドは式(14)によって評価されている。

$$\Delta h_{sc} = \left( 1 - \frac{W_m}{W} \right)^2 \frac{v_{\theta 2}^{*2}}{2g} \quad \dots(14)$$

ここで、 $W_m$  は測定位置でのスクロールケーシングの流路幅、 $W$  はファンの出口幅である。

#### 4-6 多翼ファンの全圧特性

これら4つの損失ヘッドが羽根車の周方向速度  $u_2$  を基準とした動圧によって無次元化されると、多翼ファンの全圧係数は式(15)となる。

$$\begin{aligned} \psi_t &= \psi_{th\infty} - 2k_2 - \Sigma \Delta \psi \\ &= \psi_{th} - \Delta \psi_b - \Delta \psi_{vf} - \Delta \psi_w - \Delta \psi_{sc} \\ k_2 &= \frac{c_{sl2}}{u_2} \end{aligned} \quad \dots(15)$$

ここで、 $\psi_{th\infty}$  は羽根枚数無限大の羽根車の理論全圧係数、 $k_2$  はすべり係数、 $\Sigma \Delta \psi$  は総流動損失係数、 $\Delta \psi$  は流動損失係数、 $c_{sl2}$  はすべり速度である。このすべり係数が小さいほど、流れが翼に沿うことを意味する。すべり係数に関する実験式は多数報告されているが、その多くは後ろ向き羽根によるターボファンの特性に基づくものである。このことから、本研究では、実

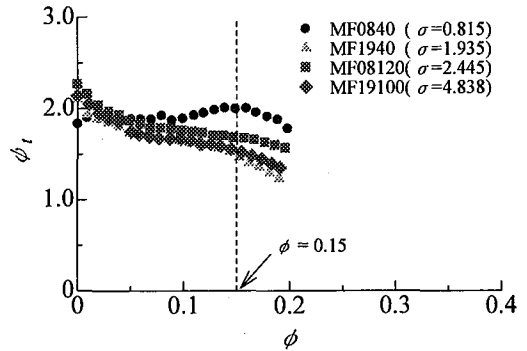


Fig 9 Characteristics of the total pressure coefficient of the multiblade fan

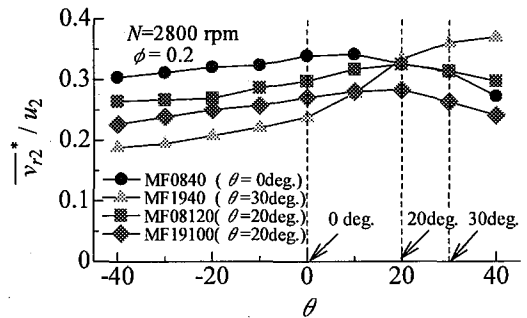


Fig.10 Distribution of the radial flow velocity around the outer diameter of the impeller

験値のすべり係数がそのまま用いられている。

## 5. 結果および考察

### 5-1 内部流動の解析

Fig. 9 は多翼ファンの全圧特性を示したものである。流量係数が0.15よりも高流量側では、MF1940を除いて、羽根車の弦節比が小さいほど、その全圧係数は高くなった。

Fig.10には半径方向速度の周方向分布が示されている。横軸の  $\theta$  はFig. 5 の測定位置MPを基準とした反時計回りの回転角度である。この速度分布を参考にして、各ファンの内部流動の測定位置が図中の破線の角度に決定されている。Table 3 には羽根車の外周に対する偏流の割合  $K_{\theta}$  が弦節比毎に整理されている。これは式(5)を用いて実測値の分布から算出した値であ

Table 3 Summary of the effective flow channel area ratio

	$\sigma$	$K_\theta$
MF0840	0.815	0.359
MF1940	1.935	0.587
MF08120	2.445	0.449
MF19100	4.838	0.569

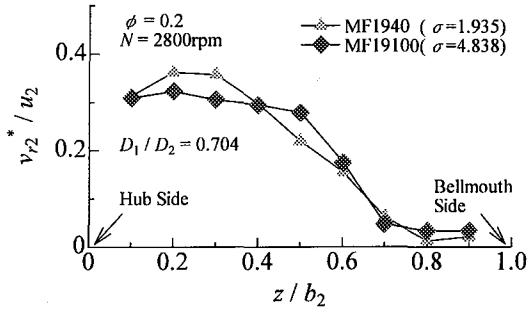


Fig. 11 Distribution of the radial flow velocity along the blade width

Table 4 Summary of the blockage factor

	$\sigma$	$D_1/D_2$	$K_z$
MF0840	0.815	0.880	0.316
MF1940	1.935	0.704	0.353
MF08120	2.445	0.880	0.286
MF19100	4.838	0.704	0.388

る。この $K_\theta$ の値が大きいほど、多翼ファンの流動様相は羽根車の周方向に偏った流れであることを意味する。4種類之多翼ファンを比較した範囲では、MF1940の流動様相が最も周方向に偏っていることがわかった。

Fig.11は半径方向速度の羽根幅方向の分布を、MF1940とMF19100の場合について比較したものである。MF1940の半径方向速度はMF19100よりもハブ側に偏った流れになった。Table 4は羽根幅に対する流路閉塞率 $K_z$ をその弦節比毎に整理したものである。これは式(7)を用いて実測値の分布から算出した値である。この $K_z$ はファンの入口側に形成される渦流れの規模に関係する無次元量である。全体的な傾向として、内外径比の大きな羽根車の $K_z$ が小さ

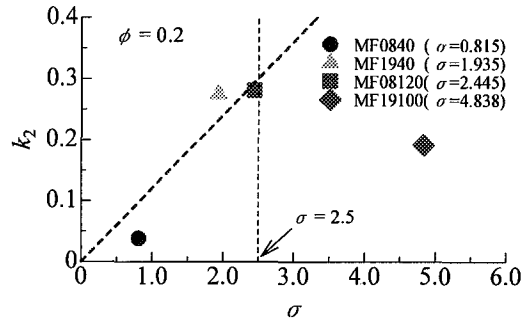


Fig.12 Relation between the solidity and the slip factor

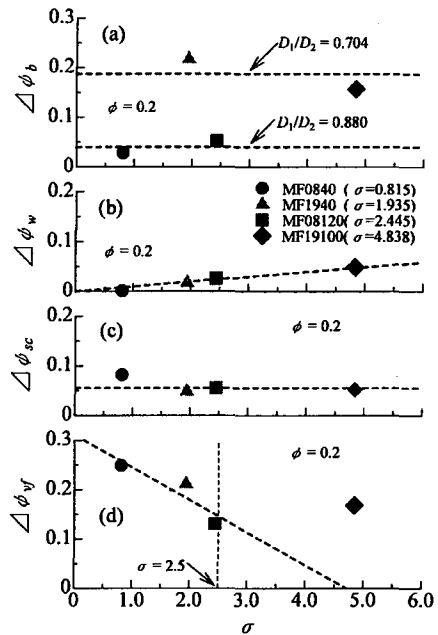


Fig.13 Relation between the solidity and the fluid losses

くなった。

Fig.12は弦節比 $\sigma$ とすべり係数 $k_2$ の関係を示したものである。これは式(15)を用いて主流部の平均値により算出した値である。弦節比が2.5よりも小さい範囲では、滑り係数は弦節比に概ね比例して増加した。しかし、弦節比が2.5よりも大きくなると、滑り係数は増加しなかった。

### 5-2 流動損失の解析

Fig.13は多翼ファンの弦節比と流動損失係数の関係を整理したものである。このとき、流量

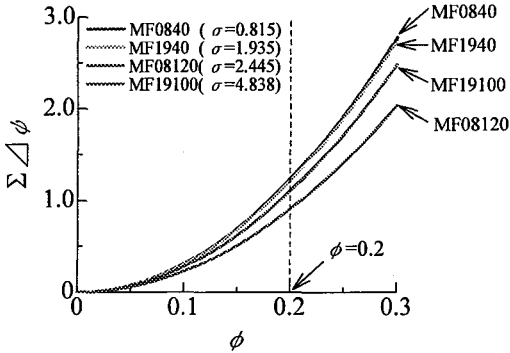


Fig. 14 Relation between the solidity and the sum fluid losses

係数は0.2に統一されている。図(a)は偏流による流動損失係数  $\Delta\psi_b$  の傾向である。内外径比の大きな羽根車の  $\Delta\psi_b$  は小さくなるが、その損失は弦節比によって変化するものではないと考えられる。図(b)と図(c)は、それぞれ後流による流動損失係数  $\Delta\psi_w$  とスクロールケーシングの流路拡大による流動損失係数  $\Delta\psi_{sc}$  の傾向である。これらの損失は弦節比によってわずかに変化するが、各損失がファンの全圧特性に及ぼす影響は小さい。図(d)の渦流れによる流動損失係数  $\Delta\psi_v$  では、弦節比が2.5まではその損失が減少した。この設計条件の範囲 ( $\sigma < 2.5$ ) では、弦節比は渦流れによる流動損失係数に影響を及ぼすことがわかった。

Fig. 14は流量係数  $\phi$  と総流動損失係数  $\Sigma\Delta\psi$  の関係を示したものである。Fig. 13で解析された各流動損失係数は、いずれも絶対速度の周方向成分と半径方向成分の動圧に関係する。また、これらはファンの流量と関係する速度成分である。このことから、この図は  $\phi=0.2$  の総流動損失係数が流量係数の二次関数となるように描画されている。MF08120の総流動損失係数が最も小さく、MF0840とMF1940の総流動損失係数にはほとんど差が生じなかった。

### 5-3 全圧特性と弦節比の関係

Fig. 15は4種類の実測値の全圧

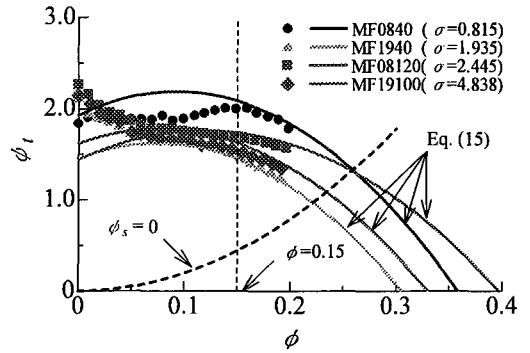


Fig. 15 Relation between the flow rate coefficient and the total pressure coefficient

特性と式(15)の全圧特性を合わせて示したものである。図中の記号が実測値の全圧係数であり、実線が式(15)による全圧係数である。また、図中の太い破線は、多翼ファンの出口側の静圧が大気圧であることを示す特性曲線である。実際のファンの使用状況下では、この破線よりも高流量側でこれらの多翼ファンが運転されることはない。流量係数が0.15よりも高い流量の範囲では、式(15)によって見積もられた全圧特性は実測値の傾向を表すことができた。しかし、式(15)で見積もられた全圧係数は低流量域で実測値と一致しなかった。これは、低流量域でのファンの内部流動は、必ずしも本研究で提案した流動モデルに準じた流れではないためであると考えられる。

Fig. 16には、弦節比と全圧特性の関係が示されている。作動点の流量係数は  $\phi=0.2$  である。実線が出口角  $\beta_{b2}=152.6\text{deg.}$  (MF0840およびMF08120)の羽根車の全圧係数であり、破線が  $\beta_{b2}=144.5\text{deg.}$  (MF1940)の全圧係数である。また、図中の記号は実測値の全圧係数である。多翼ファンの全圧係数  $\psi_{th\infty}$  は  $\beta_{b2}=152.5\text{deg.}$  の羽根車が  $\beta_{b2}=144.5\text{deg.}$  の羽根車よりも理論的に大きくなる。弦節比が大きくなると、式(15)の全圧係数  $\psi_t$  は低くなった。この全圧係数の低下は、Fig. 12のすべり係数とFig. 13の渦流れによ



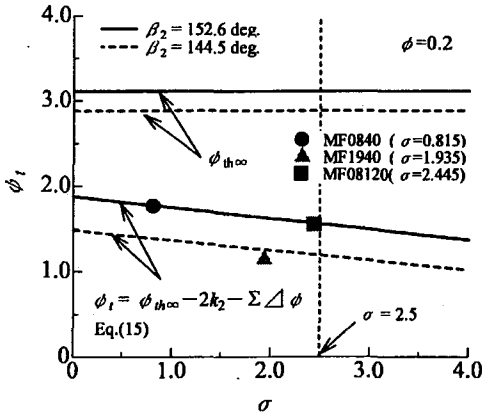


Fig. 16 Total pressure coefficient designed by the solidity

る流動損失係数の傾向を勘案すると、主として滑り係数の影響であることがわかる。また、Fig. 14の比較では、MF0840とMF1940の総流動損失にはほとんど差がなかった。このことから、MF0840とMF1940の全圧係数には、出口設計角によって決定される理論全圧係数  $\psi_{th\infty}$  とすべり係数  $2k_2$  の影響が現れていると考えられる。

### 6. 結論

多翼ファンの全圧特性に及ぼす弦節比の影響を解析した結果、以下の結論を得た。

- ① 本研究で提案された流動損失に基づいて解析された多翼ファンの空力特性は、流量係数が0.15よりも高流量側の実測値の全圧

特性の傾向を表すことができた。

- ② 弦節比が2.5よりも小さな設計条件では、羽根車の弦節比が大きく設計されると、渦流れによる流動損失は小さくなった。4つの流動損失を調査した範囲では、渦流れの流動損失がその弦節比に応じて変化した。
- ③ 弦節比が大きく設計された多翼ファンの全圧が低くなることは、そのすべり係数が増加するためであることがわかった。

### <参考文献>

- (1) 新原・児玉・林・畠山, 多翼ラジアルファンの流体力学的特性と騒音特性に関する実験的研究 (流体力学的特性および騒音特性に及ぼす羽根車内径, 羽根枚数の影響), 機論B, 62-602, (1996), 3642-3648
- (2) 佐々木・児玉・畠山, 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, 機論B, 71-701, (2005), 72-79
- (3) 佐々木・児玉・畠山, 多翼ファンから発生する広帯域騒音に及ぼすカルマン渦列の影響, 機論B, 71-711 (2005), 2686-2693
- (4) 例えば, 機器冷却用高性能ブロー (超多翼遠心ファン), ターボ機械, 31-9, (2003), 540
- (5) 生井・井上, ターボ送風機と圧縮機, (1988), 233, コロナ社
- (6) 生井・井上, 粘性流体の力学, (1978), 152, 理工学社
- (7) Johnston, J. P., Dean, Jr. R. C., Losses in Vaneless Diffusers of Centrifugal Compressors and Pumps, Trans. ASME, Ser. A, 88-1 (1966), 49-6