

多翼ファンの渦流動損失に及ぼす弦節比の影響

佐々木 壮一*・児玉 好雄*・林 秀千人*
大山 真吾**・宇都 太一**

Influence of the Solidity on the Vortex Flow Losses of a Multiblade Fan

by

Souichi SASAKI*, Yoshio KODAMA*, Hidechito HAYASHI*
Shingo OHYAMA** and Taichi UTO

The inclusive influence on the flow losses of the design parameter of a multiblade fan was analyzed by the solidity of the impeller. In an analytical theory of the flow losses, a flow loss caused by the biased flow around the impeller was proposed. The upper limit on the design of the solidity was 2.5, and the solidity made to linear design the flow losses of the fan until the upper limit. When the solidity of the impeller was designed small, the total pressure of the fan at the same design flow rate quantity became high. In the design condition that the solidity was smaller than 2.5, it was considered that the total pressure of the fan was influenced by the slip factor rather than the sum flow loss. On the other hand, when the solidity was greater than 2.5, it was considered that the wake loss and the vortex flow loss influenced the total pressure of the fan.

1 序論

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⁽¹⁾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。この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。

多翼ラジアルファンの設計条件の最適化に関する研究⁽²⁾では、外径 100mm、内径 58mm、羽根枚数が 120 枚で設計された羽根車は、その流体力学的特性と騒音特性のいずれも改善され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の注目し、羽根枚数が 100 枚程度の多翼ファンの空力特性⁽³⁾と騒音特性⁽⁴⁾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⁽⁵⁾。

この超多翼ファンの空力特性に関する研究では⁽³⁾、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、超多翼ファンの流動損失の相似性を利用してその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流動損失に及ぼす羽根車設計条件の影響が包括的に議論されたことはなく、その流動損失に及ぼす羽根車の設計条件の影響については不明な点も多い。

そこで本研究では、多翼ファンの流動損失に及ぼす羽根車の設計条件の包括的な影響がその弦節比によって解析されている。この流動損失の解析理論では、多翼ファン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。これらの流動損失の解析に基づいて、その弦節比によって線形設計された多翼ファンの全圧に及ぼす流動損失の影響が考察されている。

平成 17 年 12 月 14 日受理

<http://www.lb.nagasaki-u.ac.jp/reports/kougaku/default.html>

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

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

2 主な記号

- AR : 有効流路面積比 mm^2
 B : 羽根枚数
 b : 羽根幅 mm
 C : 翼弦長 mm
 c_{sl} : 滑り速度 m/s
 D : 羽根車と測定位置の直径 mm
 H : スクロールケーシングの高さ mm
 K_g : 羽根幅に対する渦流の流路閉塞率
 K_w : 翼間に対する後流の流路閉塞率
 K_θ : 羽根車外径に対する偏流の流路閉塞率
 k : 滑り係数
 L : はく離せん断層の長さ mm
 l : 方向ベクトル
 N : 羽根車の回転数 rpm
 Q : 流量 m^3/min
 W : スクロールケーシングの幅 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_θ : 絶対速度の周方向成分 m/s
 w : 相対速度 m/s
 α : 絶対流出角 deg.
 β : 相対流出角 deg.
 β_b : 羽根車の設計角 deg.
 θ : スクロールケーシング周りの角度 deg.
 ϕ : 流量係数
 ϕ_t : ファンの全圧係数
 $\phi_{th\infty}$: 羽根枚数無限大の理論全圧係数
 ϕ_{th} : 理論全圧係数(= $\phi_{th\infty} - 2k_2$)
 σ : 弦節比
 $\Delta\phi_i$: 翼間の流動損失係数
 $\Delta\phi_b$: 偏流損失係数
 $\Delta\phi_w$: 後流の流動損失係数
 $\Delta\phi_v$: 渦流の流動損失係数
 $\Delta\phi_{sc}$: スクロールケーシングの拡大損失係数
 $\Sigma\Delta\phi$: 総流動損失係数
 Γ : 循環 m^2/s
 γ : 出口偏差角 deg.
 δ : 境界層厚さ
 λ : 動力係数
 η : 効率
 添え字
 1 : 羽根車入口
 2 : 羽根車出口

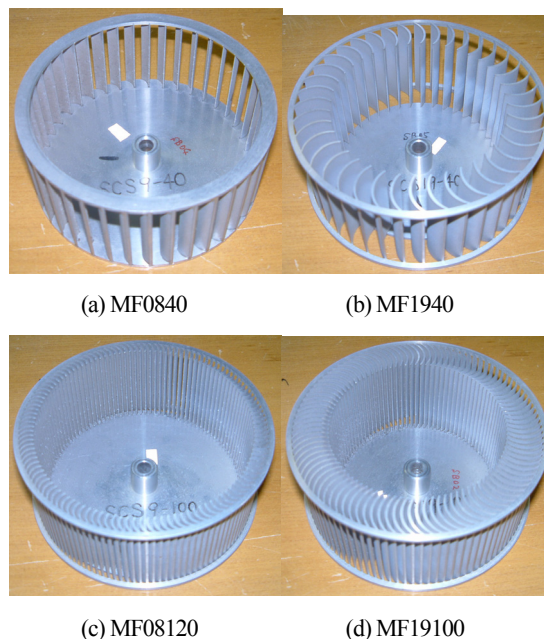


Fig.1 Impeller of the multiblade fan

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, β_{b1} (deg.)	64.7	57.9	64.7	57.9
Outlet angle, β_{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, σ	0.815	1.935	2.445	4.838

- m : 測定位置
 PS : 圧力面側
 SS : 負圧面側
 $\bar{\quad}$: 主流部の平均値

3 実験装置および実験方法

3.1 羽根車とスクロールケーシング

図1は供試羽根車の外観写真を示したものである。表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 σ は式(1)として定義される。

$$\sigma = \frac{C}{S}, S = \frac{\pi D_2}{B} \quad (1)$$

ここで、 S は羽根車の翼のピッチである。以下の説明では、4種類の羽根車による多翼ファンがM0840, MF1940, MF08120およびMF19100と表記されている。尚、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。

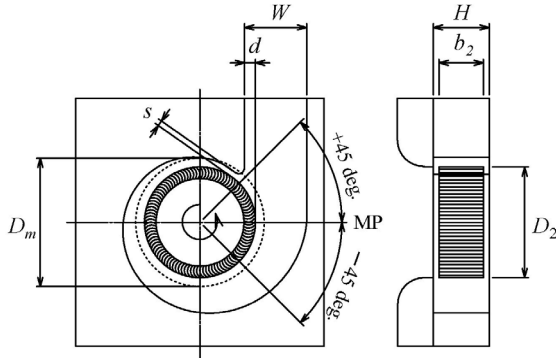


Fig.2 Scroll Casing of the fan

Table 2 Main Dimensions of the Scroll Casing

Volute angle, θ_v (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

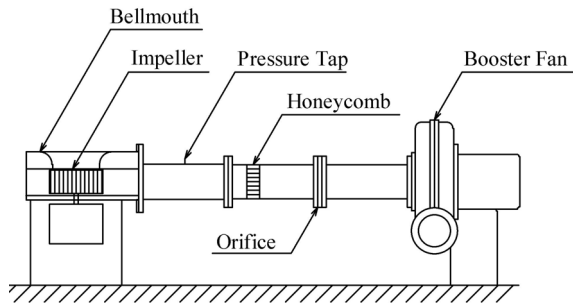


Fig.3 Experimental apparatus for measuring the total pressure of the multiblade fan

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

3.2 全圧特性の測定方法

図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1248mm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後方の静圧孔から測定される。全圧は実測値の静圧とファン吐出し口の断面積によって決定される平均速度による動圧との和である。流量はファンの吐出し口から873mm後方のオリフィスで計測され、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 ϕ と全圧係数 ϕ_t は式(2)によって整理されている。

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

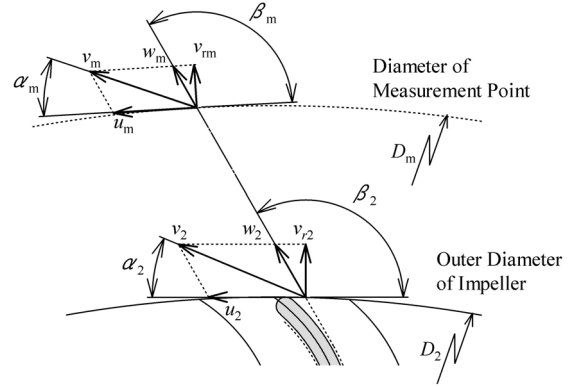


Fig.4 Velocity triangle at outer diameter of the impeller measurement and measurement point

全圧特性の計測では、モーターの回転数が2800rpmに保たれている。

3.3 内部流動の測定方法

実測値の流動様相は羽根車の外径 D_2 よりも10mm外側の直径 D_m 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(図2参照)。羽根車のスパン方向の流動様相は、測定位置MPを基準として $\pm 45\text{deg.}$ の範囲で、その半径方向速度が最大となる位置で測定されている。その測定位置でのスパン方向の分布には5mm間隔の9点が採用されている。

内部流動を測定するときには、そのモーターの回転数が、MF19100の内部流動の測定を除いて、2800rpmに保たれている。MF19100の内部流動は、モーターの回転数が1400rpmであるときの結果である。なお、回転数が1400rpmと2800rpmのいずれも、無次元化された4種類の多翼ファンの全圧特性は同じであることを確認している。

4 流動損失の解析方法

4.1 羽根車出口の速度三角形

図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 α_m 、静圧および全圧を計測することができる。その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、その循環によって誘起される周速度 u_m は式(3)となる。

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

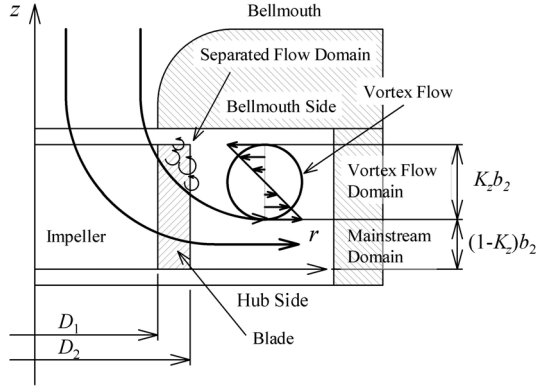


Fig.5 Schematic view of the flow in the meridional section

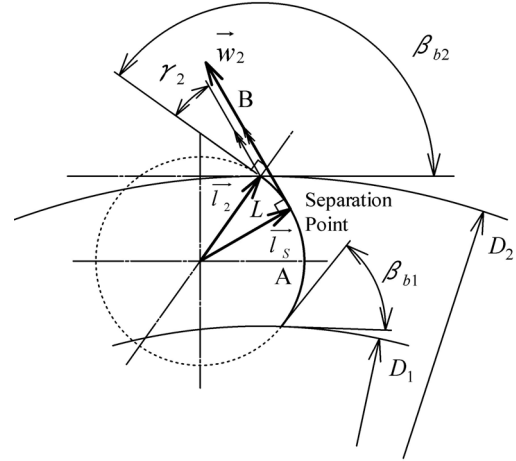


Fig.6 Designed shape of an arc blade

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、後流はその周方向にほぼ一様な分布となる。羽根車出口と測定位置の翼間の流量が保存されるときには、羽根車出口での一様な半径方向速度 v_{r2} は測定値での半径方向速度 v_{rm} に等しい。また、相対流れの流線の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。

$$w_2 = \frac{v_{rm}}{\cos(\beta_2 - 90)} \quad (4)$$

式(4)の相対速度 w_2 、相対流出角 β_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 子午面の流動モデル

図5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を伴う流れの領域 (以下、渦流部) とハブ側に偏流した外向きに流出する領域 (以下、主流部) の二つの領域に分割して表したものである。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_2 は式(5)のように評価した。

$$K_2 = 1 - AR(z), \quad AR(z) = \frac{1}{b_2} \int_0^{b_2} \left(\frac{v_{rm}(z)}{v_{rm}} \right) dz \quad (5)$$

ここで、 $AR(z)$ は羽根幅に対する主流部の有効流路面積比、 v_{rm} は測定位置での半径方向速度、 $\bar{\quad}$ 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によって狭められる。

4.3 偏流の流動損失

文献(4)では、羽根車の周方向にわたる主流部の流動様相は、スクロールケーシングのある特定の位置に偏流した流れとなることが示されている。本研究では、設計上の翼間流量と実測値の翼間流量との比較によって、羽根車の周方向の偏流の規模を定量化した。羽根車から外向きに流出する流れの周方向に対する流路閉塞率 K_θ は、式(6)のように評価されている。

$$K_\theta = 1 - AR(\theta), \quad AR(\theta) = \frac{dQ}{dq} \quad (6)$$

$$dq = v_{r2}(z) S b_2, \quad dQ = \frac{60 \pi D_2 b_2 u_2 \phi}{B}$$

ここで、 $AR(\theta)$ は羽根車から外向きに流出する流れの周方向の有効流路面積比、 dq は実測値の翼間流量、 dQ は設計上の翼間流量である。

この羽根車の周り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(7)として提案されている。

$$\Delta h_b = \left(\frac{K_\theta}{1 - K_\theta} \right)^2 \frac{v_{r2}^{*2}}{2g}, \quad v_{r2}^{*2} = AR(\theta) v_{r2} \quad (7)$$

ここで、 v_{r2}^* は周方向に一様化された半径方向速度である。以下の説明では、右肩に*が付加された速度成分の変数は、全て $AR(\theta)$ によって一様化されている。

4.4 渦流の流動損失

渦流による流動損失ヘッドは、文献(3)を参考にして、式(8)のように与えられている。

$$\Delta h_v = K_2^2 \frac{v_{\theta 2}^{*2}}{2g} \quad (8)$$

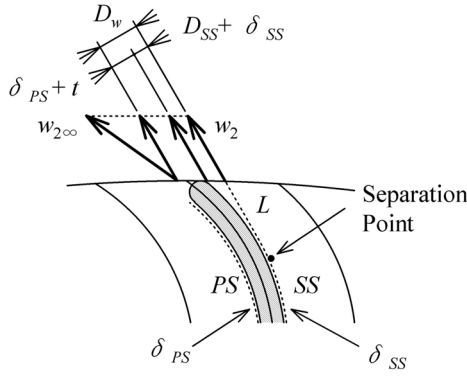


Fig.7 Schematic view of the relative velocity vector at the impeller outlet

ここで、 $v_{\theta 2}$ は一様化された絶対速度の周方向速度成分である。

4.5 後流の流動損失

図6には一円弧法で設計された円弧翼の形状が示されている⁽¹⁾。負圧面側のはく離点、実測値の出口偏差角 γ_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)のようにして算出した。

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

図7は羽根車出口側での相対速度の速度ベクトルを図示したものである。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⁽⁶⁾。

$$\delta_{PS} = 0.0477 C Re^{-1/5}, \delta_{SS} = 0.0477 C Re_{\xi}^{-1/5} \quad (10)$$

$$\xi = C - L$$

ここで、 δ_{PS} と δ_{SS} は1/7乗則に従う境界層排除厚さ、 Re_{ξ} は境界層が発達する領域の長さ ξ 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。

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

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

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

ここで、 t は翼厚である。このとき、後流の流動損失ヘッドは式(13)となる⁽⁷⁾。

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

4.6 多翼ファンの全圧特性と流動損失の関係

翼間の流動損失ヘッド Δh_i は、羽根車出口での理論全圧 H_{h2} と実測値の全圧ヘッド H_m との差から式(15)のように見積もられている。

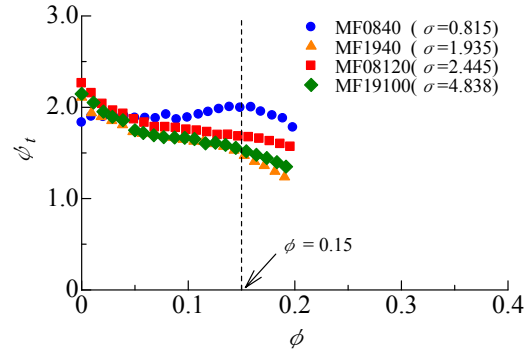


Fig.8 Relation between the flow rate coefficient and the total pressure coefficient

$$\Delta h_i = H_{h2} - H_m \quad (15)$$

$$H_{h2} = H_{h2} - \frac{u_2 c_{s/2}}{g} = \frac{\sqrt{v_2^{*2} + u_2^{*2} - w_2^{*2}}}{2g}$$

また、スクロールケーシングの拡大に伴う流動損失は式(16)によって評価した。

$$\Delta h_{sc} = \left(1 - \frac{W_m}{W} \right)^2 \frac{v_{\theta 2}^{*2}}{2g} \quad (16)$$

ここで、 W_m は測定位置でのスクロールケーシング流路幅、 W はファンの出口幅である (図2 参照)。

以上の損失ヘッドが羽根車の周方向速度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と流動損失係数は式(17)となる。

$$\begin{aligned} \phi_t &= \phi_{th\infty} - 2k_2 - \sum \Delta \phi \\ &= \phi_{th} - \Delta \phi_i - \Delta \phi_b - \Delta \phi_w - \Delta \phi_{sc} - \Delta \phi_{vf} \end{aligned} \quad (17)$$

ここで、 $\phi_{th\infty}$ 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、 $\sum \Delta h$ は総流動損失係数、 $\Delta \phi$ は流動損失係数である。

5 結果および考察

5.1 多翼ファンの全圧特性

図8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、その弦節比が4種類の羽根車の中では最大となるMF19100を除き、弦節比が小さいほどその全圧係数は高くなった。しかし、MF0840の高い全圧の作動範囲は弦節比がそれよりも大きな場合の特性と比較して狭くなった。

5.2 内部流動の解析

図9には主流部の半径方向速度の周方向分布が示されている。横軸の θ は図2の測定位置MPを基準とした回転角度である。MF1940の半径方向速度の最大値は、その他のファンの半径方向速度の最大値よりも大きく、 $\theta=30\text{deg}$ 近傍に偏った流れになった。この速度

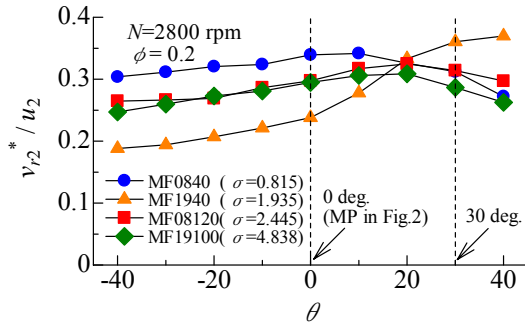


Fig.9 Distribution of the radial flow velocity around the outer diameter of the impeller

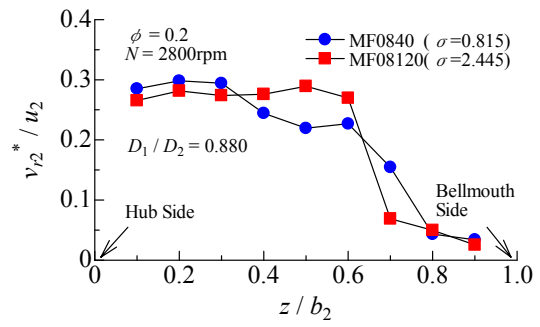


Fig.10 Distribution of the radial flow velocity along the blade width

Table 3 Summary of the effective flow channel area ratio

	σ	D_1/D_2	$AR(\theta)$
MF0840	0.815	0.880	0.641
MF1940	1.935	0.704	0.413
MF08120	2.445	0.880	0.551
MF19100	4.838	0.704	0.470

Table 4 Summary of the Blockage factor

	σ	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

分布を参考にして、各ファンの内部流動の周方向の測定位置が図中の破線の角度として決定されている。表3は有効流路面積比 $AR(\theta)$ を弦節比毎に整理したものである。この $AR(\theta)$ の値が小さいほど、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の周方向の流動様相が最も周方向に偏っていることがわかる。

図10は半径方向速度のスパン方向の分布を、MF0840とMF08120の場合について比較したものである。MF0840の半径方向速度はMF08120よりもハブ側に偏った流れとなった。表4は羽根幅に対する流路閉塞率 K_z を弦節比毎に整理したものである。この K_z はファンの入口側に形成される渦流の大きさに関する無次元量である。 K_z はMF08120が最も小さく、内外径比の大きな羽根車の K_z が全体的な傾向として大きくなった。しかし、MF0840とMF08120のように、例えば内外径比が等しく設計された羽根車でも、弦節比の異なる羽根車の K_z は異なる大きさになった。

図11はすべり係数 k_s と弦節比 σ の関係を示したものである。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大きくなった。しかし、弦節比が2.5よりも大きくなると、滑り係数は変化しなかった。

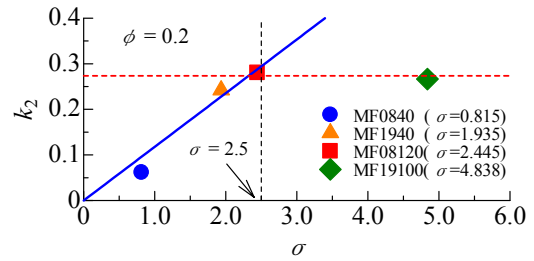


Fig.11 Relation between the solidity and the slip factor

5.3 流動損失の解析

図12は多翼ファンの主流部の流動損失係数と弦節比の関係を整理したものである。このとき、流量係数は0.2に統一されている。(a)は翼間の流動損失係数 $\Delta\phi_i$ 、(b)は偏流損失係数 $\Delta\phi_b$ である。 $\Delta\phi_i$ と $\Delta\phi_b$ の両者の流動損失は弦節比によって変化しなかった。(c)は後流の流動損失係数 $\Delta\phi_w$ である。弦節比が2.5よりも小さい範囲では、 $\Delta\phi_w$ は無視できるほど小さい。しかし、弦節比が2.5よりも大きくなると、 $\Delta\phi_w$ は増加した。(d)のスクロールケーシングの拡大による流動損失係数 $\Delta\phi_{sc}$ の平均値はその他の流動損失より小さく、この流動損失にも弦節比によって大きな変化が現れなかった。(e)の渦流の流動損失係数 $\Delta\phi_v$ は、弦節比が2.5までは一様に減少したが、MF19100はこの傾向とは異なる結果になった。これは、弦節比が2.5よりも大きくなると、弦節比が羽根幅に対するその流路

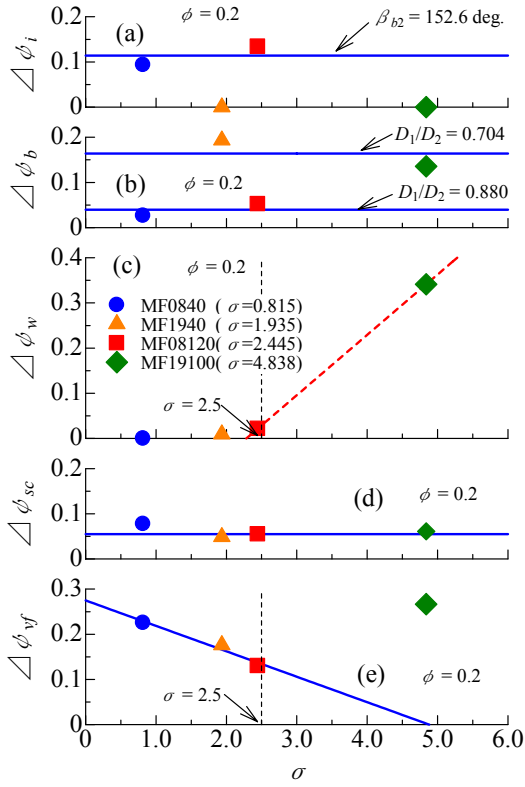


Fig. 12 Relation between the solidity and the flow losses

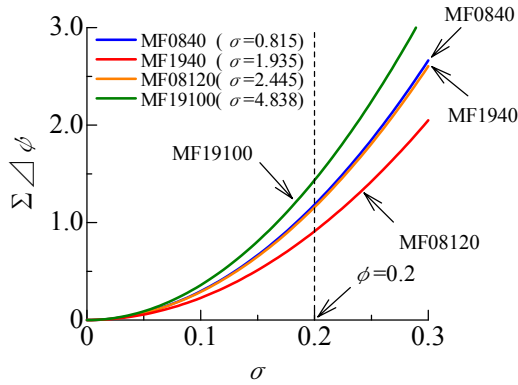


Fig. 13 Relation between the solidity and the sum losses

閉塞率を決定する支配的因子ではなくなるためであると考えられる. 5つの流動損失を解析した結果, 弦節比が2.5までの範囲では, その弦節比は渦流の流動損失に影響を及ぼすことがわかった.

図13は多翼ファンの総流動損失 $\Sigma \Delta \phi$ と流量係数の関係を示したものである. MF19100の総流動損失が最も大きく, MF08120が最も小さくなった. また, MF0840とMF1940の総流動損失にはほとんど差が生じなかった.

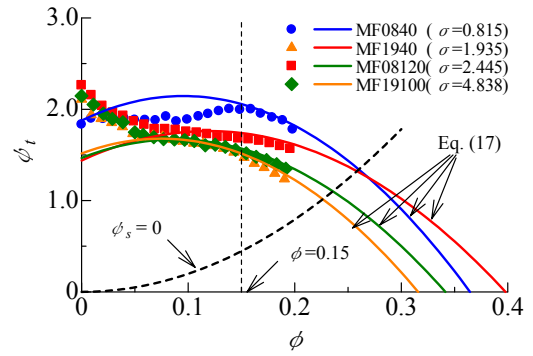


Fig. 14 Relation between the flow rate coefficient and the total pressure coefficient

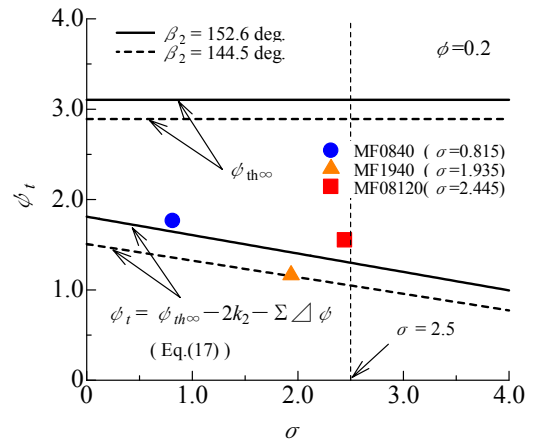


Fig. 15 Total pressure designed by the solidity

5.4 全圧特性と弦節比の関係

図14は4種類の多翼ファンの実測値の全圧特性と式(17)の全圧特性を合わせて示したものである. 図中の凡例が実測値の全圧係数であり, 実線が式(17)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(17)によって見積もられた全圧特性は実測値の全圧特性の傾向を表すことができた.

図15には, 流動損失の解析に基づいて線形設計された多翼ファンの全圧特性が示されている. この線形設計の適用範囲は $\sigma < 2.5$ である. また, 設計点の流量係数は0.2に設定されている. 実線が出口角 $\beta_{b2} = 152.6 \text{ deg}$ の羽根車の全圧係数であり, 破線が $\beta_{b2} = 144.5 \text{ deg}$ の全圧係数である. 図中の凡例は実測値のファンの全圧係

数である。多翼ファンの理論全圧係数 $\phi_{th\infty}$ 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(17)の全圧係数 ϕ_t は低くなった。この全圧係数の低下は、図 11 のすべり係数 k_2 と図 12 の渦流の流動損失 $\Delta\phi_v$ 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。一方、 $\sigma>2.5$ の設計条件では、多翼ファンの全圧特性には後流の流動損失 $\Delta\phi_w$ と渦流の流動損失 $\Delta\phi_v$ の影響が及ぶことが類推できる。また、図 13 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、弦節比の影響だけでなく、出口角 β_{b2} の影響も現れていると考えられる。

6 結言

多翼ファンの流動損失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) ファンの流動損失を線形設計することが可能な弦節比の設計値の上限は 2.5 であった。
- (2) 羽根車の弦節比が小さく設計されると、同じ設計流量での多翼ファンの全圧は高圧になった。
- (3) 羽根車の弦節比が小さく設計されると、すべり係数は小さくなった。
- (4) 羽根車の弦節比が大きく設計されると、渦流の流動損失は小さくなった。5 つの流動損失と弦節比の関係を調査した範囲では、渦流の流動損失だけがその弦節比とともに変化した。
- (5) 本研究で提案された偏流損失を含む 5 つの流動損失は、流量係数が 0.15 よりも高流量側で、実測値の多翼ファンの全圧特性の傾向を表すことができた。

(6) 羽根車の弦節比が 2.5 よりも小さな設計条件では、多翼ファンの全圧には流動損失よりも滑り係数の影響が及ぶと考えられる。

(7) 羽根車の弦節比が 2.5 よりも大きな設計条件では、多翼ファンの全圧特性には後流と渦流の流動損失の影響が及ぶと考えられる。

参考文献

- (1) 生井武文, 井上雅弘, ターボ送風機と圧縮機, (1988), p.233, コロナ社
- (2) 新原登, 児玉好雄, 林秀千人, 畠山真, 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), 日本機械学会論文集 B 編, 第 62 巻, 第 602 号(1996), pp.3642-3648
- (3) 佐々木壮一, 児玉好雄, 畠山真, 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, 日本機械学会論文集 B 編, 第 71 巻, 第 701 号(2005), pp.72-79
- (4) Souichi SASAKI, Yoshio KODAMA, Hidechito HAYASHI and Makoto HATAKEYAMA, Influence of the Karman Vortex Street on the Broad Band Noise Generated from a Multiblade Fan, Journal of Thermal Science, Vol. 14, No.3 (2005), pp.198-205
- (5) 例えば, 機器冷却用高性能ブロワー (超多翼遠心ファン), ターボ機械, 第 31 巻, 第 9 号(2003), p. 540
- (6) 生井武文, 井上雅弘, 粘性流体の力学, (1978), p.152, 理工学社
- (7) J. P. Johnston, R. C. Dean, Jr., Losses in Vaneless Diffusers of Centrifugal Compressors and Pumps, Transactions of the ASME, Ser. A, Vol.88, No.1(1966), pp.49-62