多翼送風機の空力性能に関する研究*
(第3報, 送風機内部損失の予測計算に関する研究)山崎 進^{*1}, 佐藤 良次^{*2}, 大熊 洋一郎^{*3}An Experimental Study on the Aerodynamic Performance
of Multi-Blade Blowers
(3rd Report, Prediction of the Pressure Losses in Blowers)

Susumu YAMAZAKI, Ryohji SATOH, and Yooichiro OHKUMA

Experimental studies are conducted to develop a method of predicting the pressure losses in multi-blade blowers. A loss model is constructed for the losses in the impeller and the losses in the scroll separately. The losses in the impeller are supposed to consist of shock loss, separation loss, curvature loss, skin friction loss and mixing loss. On the other hand, the losses in the scroll are supposed to consist of shock loss of radial and peripheral directions, and skin friction loss. For the maximum efficiency flow, separation loss and shock loss are great at the impeller, and shock loss of radial direction and skin friction loss are great at the scroll. Those pressure losses in the scroll have tendency to increase remarkably with the increase of flow.

Key Words: Fluid Machine, Multi-Blade Blower, Aerodynamic Performance, Pressure Losses, Loss Distributions

1. 緒 言

近年, 多翼送風機のニーズが多様化しており, このため空力性能を汎用的で実用的な精度で計算できる設計法が必要になってきた。本研究はこのような見地から多翼送風機の空力性能の予測計算式を得ることを目的に研究を行った。

第1報⁽¹⁾では, まず送風機内部の流れ状態を実験的に検討した。この結果, 羽根車出口の流れ, 特に径方向流速成分は軸方向および円周方向に不均一であることを明らかにし, また羽根幅に関するブロックage・ファクタ B_F (側板付近の径方向流速成分の小さい羽根幅部と全体の羽根幅との比) について羽根幅や羽根内外径比を種々に変えて実験し, B_F に関する実験式を導出した。

第2報⁽²⁾では, 空力性能の基本である軸動力について検討し, 軸動力予測式に必要なすべり係数, 漏洩流量を実験的に究明し, 軸動力の予測計算式を得た。

本報では羽根車内およびスクロール内の圧力損失について検討する。羽根車については流れは複雑であるが, 翼間流路を曲り管路にモデル化し, 圧力損失として衝突損失, 翼間曲り損失, 大きな入射角に伴うはく離損失などに分離し, 解析的および実験的に検討する。またスクロール内の損失についても流れは複雑であるが, 圧力損失として半径方向および円周方向の衝突損失, 摩擦損失などに分離し, 実験的に検討する。

2. 記 号

B_F : ブロックage・ファクタ
 b : 羽根幅 mm, m
 c : 絶対流速 m/s
 D : 羽根径 mm, m
 i : 入射角 $=\beta_1-\beta'_1$ deg
 L : 軸動力 W
 l : 羽根弦長, 流路長さ mm
 p_t : 全圧 Pa
 p_b : 羽根ピッチ mm
 Δp : 圧力損失 Pa
 Q : 流量 m^3/s
 R_b : 羽根曲率半径 mm
 r : 半径 mm

* 昭和62年3月16日 東海支部第36期総会講演会において講演, 原稿受付 昭和61年6月26日。

*¹ 正員, (株)日立製作所機械研究所(〒300 土浦市神立町502)。

*² (株)日立製作所機械研究所。

*³ 正員, (株)日立製作所多賀工場(〒316 日立市東多賀町1-1)。

S : 翼間流路幅 mm
 S_e : 等価直径 mm
 t_B : 羽根厚 mm
 u : 羽根周速 m/s
 W : スクロール幅 mm
 w : 相対速度 m/s
 x : 羽根幅方向の座標
 Z : 羽根数
 α : 流出角 deg
 β : 羽根角度 deg
 β' : 流れ角 deg
 ζ : 損失係数
 η_t : 全圧効率 %
 θ : 円周方向角度 rad
 λ : 軸動力係数 $= L/(\rho/2)\pi D_2 b_2 u_2^3$
 λ_f : 摩擦係数
 ν : 動粘性係数 m^2/s
 ρ : 密度 kg/m^3
 φ : 流量係数 $= Q/\pi D_2 b_2 u_2$
 ψ_t : 圧力係数 $= p_t/(\rho/2)u_2^2$
 $\Delta\psi$: 全圧損失の係数 $= \Delta p/(\rho/2)u_2^2$

添字

B : 羽根
 i : 羽根車
 m : メリジアン方向成分
 s : スクロール
 u : 円周方向成分
 1: 羽根内径の位置
 2: 羽根外径の位置
 3~6: スクロール内の位置

図1 供試直線翼列の形状

3. 実験装置および実験方法

図1は羽根車内の流れを検討するための、静止直線翼列実験装置の説明図である。供試翼列は、羽根径 D_2 が 300 mm の多翼羽根車の羽根 (平滑アルミ平板) を 7 枚並べたもので、直線翼列の羽根出口角 β_2 は円周方向に配列した (羽根車) β_2 よりも $2^\circ \sim 3^\circ$ 大きい (羽根の曲率半径 R_B と入口角 β_1 が同じでも円周方向配列翼と直線翼列では翼列線間の間隔が異なるため) 翼列の羽根幅 b (紙面に垂直方向長さ) は 100 mm の場合と 65 mm の場合がある。供試翼列の上・下流に均圧直管 (高さ b , 流路幅 S_u, S_d のく形断面, 長さは各々 300 mm を付け、流速分布が均一な吹出風洞に取付けた。羽根出口角 β_2 や節弦比, 吹出空気への入射角 i を種々に変えたので、均圧直管の流路幅 S_u, S_d はその都度異なる。測定は均圧直管の u および d の断面 (高さは b の半分の位置) でキールプローブ (直径 6 mm) をトラバースし、各々の全圧を測定した。均圧直管内の流量 Q_u は、吹出風洞の吹込口に設けたノズルより測定した。

図2は多翼送風機内部の流れを調べるための測定面 (I~III) と流れの記号を示す。また供試多翼送風機の空力性能測定装置および測定方法は第2報⁽²⁾の場合と同じである。

4. 羽根車内の損失

多翼送風機においては羽根入口の入射角が大きく羽根車内の流れは複雑である。羽根車内の損失を考察するに際し、著者らはまず回転羽根車内の流れの可視化実験を行った。この結果、大きな入射角を伴うはく離は羽根背面側の前縁部のみで発生し、流路の後半ではまた主流が羽根背面に付着してはく離は見られなかつ

(a) Inspection points, surfaces

(b) Inlet velocity diagram

(c) Outlet velocity diagram

図2 内部流れの測定点と流速成分の記号

た。これは多翼羽根車では翼間流路面積が流れ方向に縮小し流れが増速するためと考えられた。

羽根車内の圧力損失を分析することは難しいが、数式化の第1ステップとして次のように損失を分離して考えた。(i)羽根入射時において大きな入射角に伴うはく離や乱れによる損失がある。(ii)翼列内は小さな曲率半径で縮小流路の曲管路と考え、はく離の大きさはわからないがはく離による影響は小さいとし、きれいに流入する曲り管路内の損失と同様とする。(iii)羽根出口では主流と後流の混合により損失が生ずる。(iv)多翼羽根車では羽根内外径比 D_1/D_2 が1に近いので遠心力の影響は考慮しない、とした。(i)については実験的に、(ii)、(iii)については解析的に検討した。

(1) 衝突損失 羽根車入口の衝突損失 Δp_{is} については Δw_{1u} [図2(b)]の羽根に直角な成分を動圧とする値に比例すると仮定すれば次式となる⁽³⁾。

$$\Delta p_{is} = \zeta_{is}(\rho/2)(\Delta w_{1u} \sin i)^2 \quad \dots\dots\dots (1)$$

衝突損失係数 ζ_{is} は羽根角度、羽根厚、羽根前縁形状、節弦比等により異なると考えられるが、ここでは平板翼列⁽³⁾⁽⁴⁾における実験結果を参照し、 $\zeta_{is}=1$ とした。

(2) 曲り損失および摩擦損失 ここにおける「曲り」とは検査点1~2間(図1)の流路の曲りであり、入射角 i に伴う流れの曲り(図1で $u \sim 1$ 間)は含まない。 $u \sim 1$ 間の曲り損失は本章の(4)で考察した。平滑面の曲管においては曲り損失と摩擦損失を加算した次の実験式⁽⁵⁾を使用した。

$$\Delta p_{ibf} = \zeta_{ibf} \frac{\rho}{2} \left(\frac{w_1 + w_2}{2} \right)^2 \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$\zeta_{ibf} = 0.000241 \alpha_B \theta_B R_{ei}^{-0.17} (2R_B/S_1)^{0.84} \quad \dots\dots\dots (2 \cdot a)$$

$$\alpha_B = 0.95 + 17.2(2R_B/S_1)^{-1.96} \quad \dots\dots\dots (2 \cdot b)$$

$$R_{ei} = w_1 S_1 / \nu \quad \dots\dots\dots (2 \cdot c)$$

(3) 混合損失 羽根出口直後で主流と後流が混合するときの損失である。羽根出口に生ずる後流は羽根面上での流れのはく離と羽根後縁厚さによると考えるが、入射角に伴い流れにはく離が生ずるものの後縁部分では再び付着するとし、また境界層の厚さは羽根弦長が短いので小さいとし、ここでは羽根後縁厚さの影響のみを考える。羽根板厚 t_B による後流が周方向流路に占める割合 ε_i は次式となる。

$$\varepsilon_i = Z t_B / \pi D_2 \cos(180^\circ - \beta_2) \quad \dots\dots\dots (3)$$

混合による圧力損失を次式とした⁽⁶⁾。

$$\Delta p_{im} = \frac{\varepsilon_i}{1 - \varepsilon_i} \frac{\rho}{2} (w_2)^2 \quad \dots\dots\dots (4)$$

(4) はく離および乱れ損失 多翼送風機では入射角が大きいため羽根前縁部では流速が w_1 から w_1

に減速するが[図2(b)], 羽根車内では逆に流路面積が S_1 から S_2 に減少するため相対速度が増速する。このため入射角 i が大きくても羽根背面側に生ずるはく離や乱れが前縁部分のみに生じ、流路後半側に生じない原因と考えられる。はく離や乱れによる損失を次式のように一つの損失にまとめた。

$$\Delta p_{ii} = \zeta_{ii}(\rho/2)(\bar{w}_i)^2 \quad \dots\dots\dots (5)$$

ζ_{ii} ははく離および乱れの発生に伴う損失係数で、その値は下記のように実験的に究明した。

図1の静止翼列における損失 $(\bar{p}_{tu} - \bar{p}_{td})$ には翼列前後の均圧直管の摩擦損失を含むので、均圧直管部の摩擦損失を差し引いて翼列部のみの全損失 Δp_{ia} を求めた。 ζ_{ii} は次式のように Δp_{ia} と Δp_{is} , Δp_{ibf} , Δp_{im} より計算した。

$$\begin{aligned} \Delta p_{ia} &= (\bar{p}_{tu} - \bar{p}_{td}) - \lambda_f \left\{ \frac{l_u}{S_{eu}} \frac{\rho}{2} (\bar{w}_1)^2 + \frac{l_d}{S_{ed}} \frac{\rho}{2} (\bar{w}_2)^2 \right\} \\ &= \Delta p_{is} + \Delta p_{ibf} + \Delta p_{im} + \Delta p_{ii} \quad \dots\dots\dots (6) \end{aligned}$$

$$\Delta p_{ii} = \Delta p_{ia} - (\Delta p_{is} + \Delta p_{ibf} + \Delta p_{im}) \quad \dots\dots\dots (6 \cdot a)$$

図3 入射角と羽根出口角を変えた場合の損失係数

図4 入射角と節弦比を変えた場合の損失係数

$$\zeta_{ii} = \Delta p_{ii} / (\rho/2)(\bar{w}_1)^2 \quad \dots\dots\dots (5 \cdot a)$$

ここに

$\bar{p}_{tu}, \bar{p}_{td}$ = 均圧直管の u, d 断面の平均の全圧

S_{eu}, S_{ed} = 均圧直管の等価直径

λ_f = 均圧直管の摩擦係数

$\bar{w}_1$ = 翼列上流の均圧直管内の平均流速

Δp_{im} の計算の場合の $\bar{w}_2$ は翼列が静止しており、すべり係数⁽²⁾が回転時と異なるので次式によった。

$$\bar{w}_2 = Q_u / 6S_2b_2 \quad \dots\dots\dots (7)$$

図3は入射角 i と羽根出口角 β_2 を変えた場合の損失係数 ζ_{ii} を示す。また図4は入射角と節弦比 p_B/l を変えた場合の ζ_{ii} を示す。両図とも ζ_{ii} は i の影響が大きく、また羽根角度 β_2 、節弦比 p_B/l によっても ζ_{ii} が変化した。これは同じ入射角でも β_2 や p_B/l によって羽根前縁のはく離や乱れが異なり上述の ζ_{ibf} の計算でははく離の影響を考慮していなかったが、両図よりはく離の影響が ζ_{ibf} にも及んでいることが考察された。

著者らはさらに羽根前縁の形状の影響を調べるため羽根厚 t_B を 0.8 mm に変えたり、羽根前縁に丸味を

付けたが、例えば i が 60° の場合の ζ_{ii} の変化率は 3~4% で小さかった。さらに翼列の高さ b (紙面に垂直方向の長さ) を 65 mm にしたが、 ζ_{ii} の変化率は約 6% で比較的にながかった。 $i, \beta_2, p_B/l$ の変化による ζ_{ibf} への影響を ζ_{ii} に含めるとして、図3, 4をもとに ζ_{ii} に関して次のような実験式を導いた。

$$\zeta_{ii} = -0.02 + \{4.8 \cdot 10^{-6} - 6.5 \cdot 10^{-7}(180^\circ - \beta_2) + 9.125 \cdot 10^{-5}(p_B/l)\} i^2 \quad \dots\dots\dots (8)$$

式(8)の計算値を図3, 4に示した。

5. スクロール内の損失

5.1 スクロール内の流れの実験結果 図5は供試多翼送風機の空力性能である。内部流れを測定した作動点として、最高効率点に近く工業上の設計点として採用されている、流量係数 ϕ が 0.3 の流量を選んだ。

図6はスクロール内の流速分布を示す。羽根出口より背板に近づくにつれ流速 c_{u2} が減速すること、また c_m は羽根出口では羽根幅方向に不均一であるが、背板 (Scroll sheet, 図2) に近づくにつれ減速し羽根幅方向に均一化している。

図7は羽根出口の流速 c_{m2} の円周方向の分布を示す。 k_{cm2} は各円周方向位置 θ の c_{m2} と流量 Q より算出した c_{m2} の平均値との比で、次式で定義した。

$$k_{cm2} = \frac{\int_0^{b_2} c_{m2} dx}{Q/\pi D_2} \quad \dots\dots\dots (9)$$

図7より c_{m2} の θ 方向の分布は、ノーズ部 ($\theta = 0.93$) で最小値となり、その後はほぼ直線的に増加している。

5.2 スクロール内の損失計算式の考察 羽根車より流出した流体が、スクロール内を流れる流体と衝突、混合し、また摩擦により損失が生ずるとした。計算においては次のように仮定した。(i) 羽根出口の有効流路幅は $(1 - B_F)b_2$ で、この間の流速は一定である。(ii) r_2 の流れは角運動量一定のまま r_3 (羽根出口とス

図5 供試多翼送風機の空力性能

図6 スクロール内の流速分布

図7 k_{cm2} の円周方向分布

クロール背板との中間)に達する。 r_3 における流れ幅は $(1-B_F)b_2$ とスクロール幅との中間とする。(iii)背板付近(半径 r_4)では W と同じ流れ幅に拡大する。(iv) $r_2 \rightarrow r_3$, および $r_3 \rightarrow r_4$ の流路幅拡大に伴う損失の見積もりは難しいが後述の損失に比べ小さいとし, ここでは損失を考えない。またスクロール内の損失を羽根出口の c_{m2} の円周方向分布に反映させて計算を行うこととし, 図7より, (v) c_{m2} を代表とする角度 θ として $k_{c_{m2}}$ が1に近い $(3/2)\pi$ とする。(vi) c_3 を代表とする θ として $(7/4)\pi$ とする。(vii)スクロール流路長さの円周方向角度は θ が $(5/4)\pi$ から検査点⑤($\theta=2.25\pi$)の間とした。

(1) 半径方向衝突損失

$$\Delta p_{sr} = \zeta_{sr}(\rho/2)\bar{c}_{m3}^2 \quad \dots\dots\dots(10)$$

ζ_{sr} は半径方向衝突損失係数である。流速成分 $\bar{c}_{m3}$ の流れを代表する位置として, θ が $(7/4)\pi$ で羽根出口と背板との中間とした。

$$\bar{c}_{m3} = \bar{c}_{u3} \tan \alpha_s [2(1-B_F)b_2 / \{(1-B_F)b_2 + W\}] \quad \dots\dots\dots(11)$$

$$\bar{c}_{u3} = c_{u2}r_2/r_3 \quad \dots\dots\dots(11\cdot a)$$

$$r_3 = \frac{1}{2}r_2(1 + e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s}) \quad \dots\dots\dots(11\cdot b)$$

(2) 円周方向衝突損失

$$\Delta p_{st} = \zeta_{st}(\rho/2)(\bar{c}_{u3} - \bar{c}'_{u3})^2 \quad \dots\dots\dots(12)$$

ζ_{st} は円周方向衝突損失係数である。また $\bar{c}'_{u3}$ は r_3 点においてスクロールの後方(θ の小さい部分)からの流れである。

$$\bar{c}'_{u3} = \int_{\theta_n}^{(7/4)\pi} \int_0^{(1-B_F)b_2} c_{m2} dx d\theta / \{r_2 \times (e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1)W\} \quad \dots\dots\dots(12\cdot a)$$

(3) 摩擦損失

$$\Delta p_{sf} = \lambda_{sf} \frac{\rho}{2} \frac{l_s}{S_{es}} \bar{c}_3^2 \quad \dots\dots\dots(13)$$

λ_{sf} は摩擦係数である。

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda_{sf}}} = 0.041 2 Re_s^{-0.1925} \quad (\text{平滑面}) \quad \dots\dots\dots(13\cdot a)$$

$$Re_s = 2S_{es}\bar{c}_3/\nu \quad \dots\dots\dots(13\cdot b)$$

スクロールの等価直径として l_s 部分の中間($\theta = 1.75\pi$)の直径を採った。

$$l_s = \int_{(5/4)\pi}^{(9/4)\pi} r_2 e^{\theta \tan \alpha_s} d\theta \quad \dots\dots\dots(13\cdot c)$$

$$S_{es} = 4r_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1)W / \{r_2 \times (e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1) + W\} \quad \dots\dots\dots(13\cdot d)$$

(4) スクロール出口拡大部の損失 図2において検査点⑤と⑥との間の拡大に伴う全圧損失である。

$$\Delta p_{sa} = \zeta_{sa}(\rho/2)(\bar{c}_5 - \bar{c}_6)^2 \quad \dots\dots\dots(14)$$

ζ_{sa} は拡大部損失係数であり, 出口拡大角の大きさにより異なる。

$$\bar{c}_5 = Q/(S_5) \cdot W \quad \dots\dots\dots(14\cdot a)$$

$$\bar{c}_6 = Q/(S_6) \cdot W \quad \dots\dots\dots(14\cdot b)$$

5.3 損失係数の検討

r_3 は円周方向により変わり, また c_{m2} も非軸対称なので, 本紙では r_3 の代表的大きさとして θ が $(7/4)\pi$ とした。各損失を現状では分離することが難しいので, 本研究ではスクロール出口の全圧 p_{t6} について計算値と実験値が比較よく一致するような各損失係数の値を, 種々のスクロール形状および流量係数 φ を変えて実験的に見出すこととした。実験に使用した多翼送風機として羽根径 D_2 が300 mmにおいて β_2 が $140^\circ, 155^\circ, 170^\circ, 175^\circ$ の羽根車を使用し, また D_2 が200 mmにおいて α_3 を $4.0^\circ, 5.5^\circ, 7.0^\circ$ に変えたり W/b_2 を1.23, 1.44, 1.54 ($b_2=96$ mm 一定)に変えたスクロールを各々使用した。

図8は種々の供試送風機において計算値の p_{t6} と実験値の p_{t6} が一致するときの ζ_{sr} , ζ_{st} , ζ_{sa} を示す。各損失とも上下に幅があるが, φ に関してはほぼ一定になる傾向を示した。図8より ζ_{sr} , ζ_{st} , ζ_{sa} の大きさとして, 多翼送風機の設計点として採用される $\varphi=0.3$ のところを選び, $\zeta_{sr}=0.70$, $\zeta_{st}=1.0$, $\zeta_{sa}=1.15$ を採用することにした。

上述よりスクロール内の全圧損失 Δp_{sa} は各損失を合計して次式となる。

$$\Delta p_{sa} = \Delta p_{sr} + \Delta p_{st} + \Delta p_{sf} + \Delta p_{sa} \quad \dots\dots\dots(15)$$

また羽根車の理論全圧上昇 p_{th} と送風機出口の全圧 p_{t6} との関係は次式となる。

$$p_{t6} = p_{th} - (\Delta p_{ia} + \Delta p_{sa}) \quad \dots\dots\dots(16)$$

6. 計算値と実験値の比較

図9は, 羽根径300 mmの供試送風機において第2報⁽²⁾による理論全圧上昇と本紙による各種圧力損失の計算値, および ψ_{t2} , ψ_{t6} の実験値を示す。 ψ_{t2} の実験値は, 検査面I, II, III(図2)における羽根出口の p_{t2} の実験値を用い, 次式により整理した。

図8 スクロール内損失の計算値

図9 理論全圧上昇および各種圧力損失の予測値

$$\psi_{t2} = \bar{p}_{t2}/(\rho/2)u_2^2 \dots\dots\dots (17)$$

$$\bar{p}_{t2} = \frac{1}{3}\{(\bar{p}_{t2})_I + (\bar{p}_{t2})_{II} + (\bar{p}_{t2})_{III}\} \dots\dots\dots (17 \cdot a)$$

例えば I 面では

$$(\bar{p}_{t2})_I = \int_0^{b_2} c_{m2} \bar{p}_{t2} dx / \int_0^{b_2} c_{m2} dx \dots\dots\dots (17 \cdot b)$$

図9より、 ψ_{t2} 、 ψ_{t6} の計算値は実験値とよく一致する。羽根車内の全圧損失($\psi_{th} - \psi_{t2}$)は ϕ の増加とともに若干増す傾向を示す。羽根車の空力効率($=\psi_{t2}/\psi_{th}$)は $\phi=0.3$ において0.83である。またスクロールの全圧損失($=\psi_{t2} - \psi_{t6}$)は ϕ の増加とともに急激に増加し、スクロールの全圧損失率($=1 - \psi_{t6}/\psi_{t2}$)は $\phi=0.3$ で0.17、 $\phi=0.5$ で0.42である。

一方、各種圧力損失を見ると、羽根車では ϕ が0.3以下では $\Delta\psi_{ii}$ 、 $\Delta\psi_{is}$ が大きく ϕ が0.4以上では $\Delta\psi_{ibf}$ も大きくなる。スクロール内の圧力損失は全般にいずれの圧力損失も ϕ の増加とともに大きくなる傾向を示し、また図9の場合いずれの風量域でも $\Delta\psi_{st} > \Delta\psi_{sf} > \Delta\psi_{sd}$ である。

図10は D_2 が240 mmでスクロール拡大角 α_s を2種に変えた場合の、空力性能に関する計算値と実験値を示す。 α_s が小さくなると ψ_t が急激に低下するが、これはスクロール内の流路面積が小さいため $\Delta\psi_{st}$ 、 $\Delta\psi_{sf}$ が急激に大きくなるためである。 ψ_t の計算値と実験値を比べると、 α_s が7.5°の場合 ψ_t の誤差は3%

図10 送風機性能の予測値と実験値の比較

(最高効率点) ~5% ($\phi=0.45$) で比較的良好に一致した。

7. 結 言

多翼送風機内部の圧力損失に関する予測計算式を得るため実験的に検討を行い、次のことを明らかにした。

(1) 羽根車の圧力損失は β_2 が170°、 p_b/l が0.65の場合(図9)で ϕ が小さいときは、はく離損失、衝突損失が大きく、 ϕ が大きくなると曲り損失、混合損失も増加する。

(2) スクロール内の全圧損失は、例えば α_s が6.8°の場合(図9)で ϕ が小さいときは円周方向衝突損失、摩擦損失が半径方向衝突損失や出口拡大損失より大きい。 ϕ の増加とともにこれらの損失はいずれも急激に増加する。

(3) 本研究の圧力損失の計算式を D_2 が240 mmの多翼送風機に適用し、送風機圧力 ψ_{t6} を計算した結果、最高効率点($\phi=0.27$)では3%、 $\phi=0.45$ では5%の誤差であった。

終わりに、本研究の遂行にあたり有益なご指導をいただいた九州大学工学部 高松康生教授に深く感謝の意を表す。

文 献

- (1) 山崎・佐藤, 機論, 52-484, B (昭61), 3987.
- (2) 山崎・佐藤, 機論, 53-485, B (昭62), 108.
- (3) 石川・平山・ほか1名, 機論, 22-121 (昭31), 637.
- (4) 井田, 機誌, 67-541 (昭39), 181.
- (5) Itoh, H., Trans. ASME, Ser. D, 82-1 (1960), 131.
- (6) 三階・西田, 機論, 44-384 (昭51), 3169.