軸流回転翼列のケーシング境界層に及ぼす
翼先端すきまの影響*井 上 雅 弘**, 九 郎 丸 元 雄**
福 原 稔***, 戸 次 俊 彦****Effect of Tip Clearance on Casing Boundary Layer
in an Isolated Axial Compressor RotorMasahiro INOUE, Motoo KUROUMARU,
Minoru FUKUHARA and Toshihiko BEKKI

The casing boundary layer flows behind an isolated axial compressor rotor with various tip clearances were measured under design and off-design conditions. The velocity distributions inside the boundary layer, measured by a slow-response 5-hole pressure probe, are closely related to the phase-locked flow pattern of a leakage vortex measured by a fast-response slanted hot-wire. As the vortex is stronger, the local efficiency of a blade element becomes higher near the casing wall, and becomes lower at the inner side of the vortex center. The integral parameters of the casing boundary layer were calculated to clarify the effect of the tip clearance on the boundary layer development. Blade-tip efficiency is introduced by use of these parameters. There is no significant difference in the variation of the blade-tip efficiency with tip clearance between the design and the off-design condition, except an incipient stall condition.

Key Words: Fluid Machine, Axial Compressor, Rotor, Casing Boundary Layer, Tip Clearance, Leakage Vortex, Experiment, Rotating Blades

1. ま え が き

軸流機械の性能推定において、翼先端すきまの影響を正確に評価することは重要な課題で、効率低下量に対する多くの推算式が提案されているが、個々の羽根車によって流れの様相が変わるので、あらゆる条件に信頼して使用できる推算式はない。ごく最近、翼先端漏れ流れを含む動翼内の三次元流れをN-S方程式の数値解析により解く試み⁽¹⁾も行われているが、数値シミュレーションが工業上実用の域に達するには、今後計算機および計算技術の相当のレベルアップが要求される。したがって、ケーシングおよびハブ付近の流れを動翼の周方向に平均化する、いわゆる環状境界層理論⁽²⁾に先端すきまの影響を取り入れる方式が当分の間実用的であろう。軸流機械の環状境界層の研究は1970年代になって盛んになり^{(3)~(5)}、最近では実際の流動現象に即した先端すきまの流動モデルを境界層の計算に取り入れるために、種々の実験的研究が行われつつある^{(6)~(8)}。

著者らは前報⁽⁹⁾において、5種の先端すきまを持つ軸方向流入形回転翼列の正規流量時における内部流動を詳細に調べ、先端漏れ渦の挙動を明らかにするとともに剛体渦モデルによる計算結果との比較を行った。本報では、同じ装置により部分流量における内部流動も計測して先端すきまがケーシング境界層の発達に及ぼす影響を調べ、ケーシング境界層の積分パラメータから翼先端における効率を求めるための新しい提案を行った。

2. 実験装置および方法

実験装置および方法の詳細は前報に示しているので省略する。供試羽根車は、直径449mm、ハブ比0.6、流量係数0.5、圧力係数0.4、回転数1800rpmで、自由渦形式で設計された軸方向流入形(後置静翼形)である。動翼はNACA65系統翼形で先端における翼厚比は6%、弦長 l は117.5mmである。翼先端すきま r の大きさはケーシング直径を変えることにより0.5, 1, 2, 3, 5mmの5種類とした。

内部流動については、正規流量のほかに正規の90%および80%の流量において5孔コブラプローブを動翼前後で半径方向にトラバースし、ケーシング境界層の積分パラメータを算出するため前報よりも多くの半

* 昭和61年8月18日 第937講演会において講演、原稿受付
昭和61年2月18日。

** 正員、九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎)。

*** 正員、九州大学大学院。

**** 学生員、九州大学大学院。

径位置で、圧力、流速および流れ方向を測定した。また、単一傾斜熱線を動翼後縁から8mmの下流でトラバースし、周期的多点抽出法⁽¹⁰⁾により動翼後方の相対

流れ場を測定した。

3. 実験結果の考察

3.1 段落性能 送風機性能試験規格 AMCA 210 に従って求めた送風機性能より、動・静翼列以外の構成要素の諸損失を差し引いて得られた段落性能を図1に示す。図中の流量係数 ϕ 、全圧上昇係数 ψ 、軸動力係数 λ 、効率 η_{st} の定義式は前報の式(1)～(4)による。なお、後述の議論の参考とするため、内部流動を計測した部分流量時の特性上の点を矢印で示している。

本実験において、先端スキマ τ が増加するにつれて ϕ 、 η_{st} のみでなく λ も減少する。効率は設計点近傍で最大になり、流量が減少するほど低い。

3.2 動翼後方の内部流動 図2は、5孔ピット管で測定した動翼後方の絶対速度の軸方向成分 c_{z2} 〔図

図1 段落性能

(a) 軸流速度

(c) 相対流出角

(b) 巡回速度

(d) 全圧

図2 動翼後方の内部流動

(a)], 周方向成分 $c_{\theta 2}$ [図(b)], 相対流出角 β_2 [図(c)], 全圧 P_2 [図(d)] の半径方向分布で, 図の上下にそれぞれ部分流量 ($\phi=0.4$) および正規流量時の結果を示している。横軸の半径位置は流路高さ ($=r_c - r_h$, 添字 c, h はそれぞれケーシング, ハブにおける値を表す) で, 縦軸の速度および圧力はそれぞれ翼先端の周速 u_t およびそれに対応する動圧 $\rho u_t^2/2$ で無次元化している。図中の破線は, 正規流量の場合は設計値, 部分流量の場合は流線曲率法と二次元翼列資料を組合せた準三次元計算⁽¹¹⁾の結果で, 部分流量時についても設計におけるブロッケージファクタ0.96を用いて計算した。

流路中央の主流部において, 相対流出角は正規流量時にはほぼ設計値と一致するが, 部分流量時には計算値より若干小さくなる。この理由は, 二次元翼列資料においては $\phi=0.4$ に対応する点がすでに失速点に近く, 転向角-迎え角曲線のこう配が設計点よりも緩やかになっているのに対し, 回転翼列では失速が二次元翼列に比べて遅れることによる。したがって主流部において $c_{\theta 2}$ 分布が計算値とほぼ等しい $\tau=0.5\text{mm}$ の場合, $c_{\theta 2}$ 分布は $\phi=0.4$ の時の計算値より大きくなる。

上記の点を除けば, 先端スキマの差異によって主流が変化する様子は, 正規流量と部分流量時でほとんど同様の傾向を示す。すなわち先端スキマによるケーシング境界層排除効果の増大により, 主流部で $c_{\theta 2}$ が増加し, このため $c_{\theta 2}$ が減少して全圧上昇も低くなる。したがって, 性能予測問題では先端スキマが主流部に

及ぼす影響を正確に評価するため, 環状境界層理論によりケーシング境界層の排除厚さを精度よく見積もる必要がある。

一方, 翼先端付近においても, 失速点に近い $\phi=0.4$, $\tau=5\text{mm}$ の場合を除いて, 部分流量時の流れの様相は定性的には正規流量の場合と同じであるが, $c_{\theta 2}$ の極大値が大きくなり, 極大点が半径の小さい位置に移動する。また動翼先端よりも半径の大きい位置において部分流量時の $c_{\theta 2}$ の減少量が正規流量時より少なく, 圧力低下の割合も小さい。この現象は翼先端の漏れ渦の挙動と密接な関係がある。

図3は動翼先端の後方における相対流れ場を単一傾斜熱線の周期的多点抽出法⁽¹⁰⁾により調べた結果で, 二次流れベクトル線図と運動エネルギー欠損率 ζ_0 [定義式は文献(9), (10)と同じ]の等高線図を示している。なお二次流れおよび運動エネルギー欠損の基準値として $\phi=0.5$ においては設計値, $\phi=0.4$ では準三次元計算の結果を用いた。図の(a), (b)において $\tau=3\text{mm}$ の場合について正規流量と部分流量における流れ場を比較している。部分流量時には伴流域の幅が広く, ζ_0 が大きく遠心作用による上向き流れが増加する。また, 正規流量時に比べ漏れ渦の巻き上がり位置は隣接翼へ近づいて伴流と干渉し, 二次流れベクトルの巻き上がり中心と ζ_0 の極大点が一致しなくなる。さらに部分流量では漏れ渦中心は壁面から離れ, 中心付近の ζ_0 も大きく低エネルギー流体の存在する領域は広がる。 $\phi=0.5$ では漏れ渦が壁面に近いので, ケーシング面の相対運動との干渉により壁面のごく近傍で回転方向と逆向き

図3 動翼先端の後方における流動現象 ($z/l_t=0.068$)

の二次流れ成分が大きくなり、 $c_{\theta 2}$ 成分の減少量が著しい。一方、 $\phi=0.4$ では漏れ渦が壁面から離れるため、渦中心より半径の大きい位置での二次流れ成分は $\phi=0.5$ に比べて小さく、半径の小さい位置で回転方向の成分が大きくなり、この結果、図2(b)で示すような $c_{\theta 2}$ 分布が得られる。

失速点に近い $r=5\text{ mm}$ 、 $\phi=0.4$ の場合の動翼直後の相対流れ場[図3(c)]においては、漏れ渦と隣接翼との干渉はさらに強く、漏れ渦中心は壁面から大きく離れて正圧面側に低エネルギー流体の蓄積する領域が拡がり、逆に負圧面側では渦による高エネルギー流体の供給がある。図2(a)に示すケーシング境界層の急激な発達および図2(d)に示す全圧の著しい低下の要因は正圧面側に蓄積する低エネルギー流体であり、その閉塞効果により翼先端付近で流れにくくなり旋回失速を誘発するものと思われる。なお周期的多点抽出法では旋回失速は捉えられないので、今後条件付きサンプリングにより先端スキマが大きい場合の失速開始のメカニズムを調べる必要がある。

3.3 局所翼素性能 次に先端スキマの漏れ流れが翼素性能に及ぼす影響を明らかにするため、5孔プローブの測定結果を用いて次式で定義する局所的な翼素の入力係数 λ_{in} 、出力係数 λ_{out} 、エネルギー損失係数 ζ_E および効率 η_l の分布を調べた。

$$\lambda_{in} = u_2 c_{\theta 2} r_2 C_{z2} / (r_1 u_1^3 / 2) \quad (1)$$

$$\lambda_{out} = (P_2 - P_1) r_2 C_{z2} / (\rho r_1 u_1^3 / 2) \quad (2)$$

$$\zeta_E = \{\rho u_2 c_{\theta 2} - (P_2 - P_1)\} r_2 C_{z2} / (\rho r_1 u_1^3 / 2) \quad (3)$$

$$\eta_l = \lambda_{out} / \lambda_{in} \quad (4)$$

上式において出口全圧 P_2 に対応する入口全圧 P_1 は、出口と同一の子午面流線の半径（入口および出口の軸流速度分布より定める）の値をとる。図4は $r=3\text{ mm}$ の場合の $\phi=0.4$ および 0.5 における分布で、図中の破線および一点鎖線は図2(a)の実験結果より得られたブロック係数を用いて準三次元計算を行った結果（記号に*を付して示す）である。

無次元半径位置が $0.8 \sim 0.9$ の付近に存在する λ_{in} の局所的な増加（ λ_{in}^* と比較）は漏れ渦による回転方向の二次流れ成分に起因するが、この λ_{in} の増加は λ_{out} の増加に寄与しない。したがって、漏れ渦が強い部分流量時のほうがこの領域における ζ_E が大きく、 η_l が正規流量時に比べて低くなる。一方、漏れ渦の強いほうが主流部の高エネルギー流体をケーシング側へ運ぶ作用が強くなり、壁面近くでは λ_{out} が大きくなって部分流量時のほうが η_l が高い。したがって、図の斜線で示す領域の相殺効果により、後述の翼先端効率 η_c は流量

が減じて漏れ渦が強くなってもそれほど著しく低下しない。

4. ケーシング境界層の検討

4.1 ケーシング境界層の積分パラメータ 動翼内でのケーシング境界層の発達に及ぼす先端スキマの影響を調べるため、次式で定義⁽³⁾する排除厚さ δ_{zc}^* 、軸方向運動量厚さ θ_{zc}^* 、周方向運動量厚さ $\theta_{\theta c}^*$ 、形状係数 H_c 、接線力欠損厚さ $\nu_{\theta c}$ を調べた。

$$\delta_{zc}^* = \frac{1}{r_c} \int_{r_c - \delta_z}^{r_c} \left(1 - \frac{C_z}{C_{ze}}\right) r dr \quad (5)$$

$$\theta_{zc}^* = \frac{1}{r_c} \int_{r_c - \delta_z}^{r_c} \frac{C_z}{C_{ze}} \left(1 - \frac{C_z}{C_{ze}}\right) r dr \quad (6)$$

$$\theta_{\theta c}^* = \frac{1}{r_c} \int_{r_c - \delta_{\theta}}^{r_c} \frac{C_{\theta}}{C_{\theta e}} \left(1 - \frac{C_{\theta}}{C_{\theta e}}\right) r dr \quad (7)$$

$$H_c = \delta_{zc}^* / \theta_{zc}^* \quad (8)$$

$$\nu_{\theta c} = \frac{1}{r_c} \int_{r_c - \delta_{\theta}}^{r_c} \left(1 - \frac{C_{\theta}}{C_{\theta e}}\right) r dr \quad (9)$$

ここで、 δ_z および δ_{θ} はそれぞれ c_z および c_{θ} の分布に基づく境界層厚さで δ は δ_z 、 δ_{θ} の大きいほうをとる。添字 e は境界層による欠損がない場合の値で、準三次元計算結果の速度こう配を参考に主流の速度分布を延長して求めた[図5(a)参照]。図5(b)～(f)はその計算結果であり、横軸は弦長 l_c に対するスキマ比をとり、縦軸も l_c で無次元化している。なお失速点に近い $r=5\text{ mm}$ 、 $\phi=0.4$ の場合は図2に示すように速度分布の形状が著しく異なるので( )を付して示した。

動翼前方の排除厚さ δ_{zc}^* および軸方向運動量厚さ

図4 動翼の局所的な翼素の入力、出力、エネルギー損失、効率の半径方向分布($r=3\text{ mm}$)

θ_{sk}^* は流量に無関係であり、先端スキマ比 τ/l_t によってもほとんど変化しない。動翼後方では δ_{sk}^* は τ/l_t とともに直線的に増加するが、 θ_{sk}^* は失速点に近い場合を除き、 τ/l_t が大きくなるほど増加の割合が小さくなる。したがって形状係数 H_c は τ/l_t の増加につれて著しく増大する。また δ_{sk}^* および θ_{sk}^* は ϕ の減少とともに増加する傾向にあり、特に性能曲線上の圧力極大点に近い $\phi=0.4$ の場合、増加の割合が大きい。 $\phi=0.4$ では H_c も $\phi=0.45$ および 0.5 の場合に比べて大きい。このことは多段圧縮機に対する文献(3)の議論と一致する。動翼後方における周方向運動量厚さ θ_{sk}^* は、先端付近の $c_{\theta 2}$ の凸部の存在により正規流量の場合でも負で、先端スキマが大きいほど減少する傾向があり、流量係数が小さくなるほど減少の割合が大きい。接線力欠損厚さ $\nu_{\theta c}/l_t$ は、 τ/l_t とともに直線的に増加し、 $(\nu_{\theta c}/l_t) \approx (\tau/l_t)$ なる関係が成立するが、 $\phi=0.4$ の場合には $\phi=0.45$ および 0.5 の場合に比べて若干大きくなる。今後、これらの実験結果をもとに既存の環状境界層計算法⁽⁴⁾⁽⁵⁾の検討を行うとともに、さらに多くの条件に対する実験結果をも付加してより精度の高い計算法の確立を試みる予定である。

4.2 翼先端効率の導出 環状境界層の積分パラ

メータから効率を算出する式を導出する。いま物理量 f の流路断面にわたる積分を

$$\langle f \rangle = 2\pi \int_{r_h}^{r_o} f r dr$$

で定義すれば流量 Q 、全圧 P 、軸トルク T は

$$Q = \langle c_z \rangle, P = \langle p_t c_z \rangle / Q, T = \langle c_z c_{\theta} r \rangle \quad \dots\dots (10)$$

と表せる。主流部の状態がハブからケーシングまで続くとし、その状態に添字 e を付せば環状境界層による全圧損失は

$$\bar{p}_t = \langle (p_{te} - p_t) c_z \rangle / Q$$

したがって回転翼列の効率は

$$\eta_r = PQ / Tw = \frac{\eta_{re} \{1 - \langle p_{te} (c_{ze} - c_z) \rangle / P_e Q_e - \bar{p}_t Q / P_e Q_e\}}{T / T_e}$$

ここに、 $\eta_{re} = P_e Q_e / T_e w$

いま境界層の領域で $p_{te} = \text{一定} (= P_e)$ とし、 $\Delta Q = Q_e - Q$ 、 $\Delta T = T_e - T$ と置けば

$$\eta_r = \eta_{re} \left(1 - \frac{\Delta Q}{Q_e}\right) \left(1 - \frac{\bar{p}_t}{P_e}\right) / \left(1 - \frac{\Delta T}{T_e}\right) \quad \dots (11)$$

上式において境界層における全圧損失 $\bar{p}_t$ を無視すれば Smith, Jr.⁽³⁾ の提案式と一致する。

ところで、 ΔQ 、 $\bar{p}_t$ および ΔT をケーシング境界層によるものとハブ境界層によるものに分離して、それ

図 5 ケーシング境界層の積分パラメータ

図6 翼先端効率

それに添字 c と h を付し、式(5)および式(9)の定義式を用いれば、 $\Delta Q \ll Q_e$, $\bar{p}_i \ll P_e$, $\Delta T \ll T_e$ として次の近似式が得られる。

$$\eta_r = \eta_{re} \eta_c \eta_h \quad \dots\dots\dots (12)$$

$$\eta_c = \frac{(1 - 2\pi r_c C_{zc} \delta_{zc}^* / Q_e)(1 - \bar{p}_{ic} / P_e)}{1 - 2\pi r_c^2 C_{\theta c} C_{zc} V_{\theta c} / T_e} \quad \dots\dots\dots (13)$$

なお、 C_{zc} , $C_{\theta c}$ は主流の値をケーシング面まで外挿した値を示す。 η_h についても式(13)と同様の表示が成立する。したがって、ケーシング境界層による翼先端効率 η_c を翼素効率 η_{re} およびハブ境界層による根元の効率 η_h と分離して考えることができる。また効率を算出するためには排除厚さおよび接線力欠損厚さのみでなく全圧損失（エネルギー消散厚さ）も必要であることがわかる。

図6は η_c の計算結果であり、式(13)において全圧損失の影響を無視する場合および考慮する場合をそれぞれ(a)および(b)に示す。また(c)は内部流動の測定結果より直接に翼先端付近の内部効率を求めたものである。(a), (b)は定性的に異なり、全圧損失による影響が大きいことがわかり、(c)の結果と比較すれば全圧損失を考慮すべきことは明らかである。

また、図(b), (c)より失速点に近くない限り翼先端効率のすきま比による低下の割合は正規流量時とあまり変わらないことがわかる。したがって、5孔ピトー管計測により求めた動翼の内部効率は流量が減少してもあまり低下せず(図省略)、段落効率が部分流量において低下する(図1)のは主として後置静翼とのミス・

マッチングによる損失増大に起因する。

5. 結 論

5種の先端すきまを有する軸方向流入・自由渦形式の軸流回転翼列の正規流量および部分流量時における内部流動の詳細な計測を行い、次の結論を得た。

(1) 正規流量においても部分流量においても先端すきまの増加によりケーシング境界層の排除効果が強くなり、動翼出口の主流部で軸流速度が増加し、旋回速度および全圧は減少する。

(2) 部分流量になると漏れ渦は強くなり、ケーシング面から離れる。この渦の挙動は、動翼出口のケーシング境界層における旋回速度および全圧分布と密接な関係がある。

(3) 流量が減少するほど漏れ渦の巻き上がり位置は隣接翼側へ近づき、伴流との干渉が強くなる。

(4) 流量が減少すると漏れ渦が強くなり、周方向に平均化したみかけ上の局所翼素効率は壁面から離れた所では旋回速度成分の増加により正規流量時より低下するが、壁面近くでは渦の混合作用で逆に増加する。

(5) ケーシング境界層の積分パラメータを算出し、これらのパラメータに及ぼすすきま比の影響を明らかにした。

(6) 境界層積分パラメータに基づき、回転翼列の効率を算出する式を導出し、翼先端の効率を分離して定義した。

(7) 部分流量において、すきま比により翼先端効率が低下する割合は正規流量時とあまり変わらない。

文 献

- (1) Hah, C., *Trans. ASME, J. Eng. GT & Power*, 108-1 (1986), 15.
- (2) Mager, A., *NACA TN*, 2310 (1951).
- (3) Smith, Jr. L. H. (Dzung, L. S. 編), *Flow Research on Blading*, (1970), 275, Elsevier Pub.
- (4) Mellor, G. L. and Wood, G. M., *Trans. ASME, J. Basic Eng.*, 93-2 (1971), 300.
- (5) Hirsch, Ch., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 96-4 (1974), 413.
- (6) Hunter, I. H. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 104-4 (1982), 805.
- (7) Lakshminarayana, B., *Trans. ASME, J. Eng. GT & Power*, 106-3 (1984), 570.
- (8) Cumpsty, N. A., *Trans. ASME J. Eng. GT & Power*, 108-1 (1986), 2.
- (9) 井上・ほか4名, 機論, 51-468, B (昭60), 2545.
- (10) 九郎丸・ほか4名, 機論, 48-427, B (昭57), 408.
- (11) Ikui, T., ほか2名, *Proc. Tokyo Joint Gas Turbine Congress*, (1977), 311.

討 論

〔質問〕 村 上 芳 則〔大阪大学基礎工学部〕

図 6 に示された翼端すきま τ/l_t による翼先端効率 η_t の変化において、(b)と(c)を比較すると、両者の値は $\tau/l_t < 0.01$ では良い一致を示しているが、 τ/l_t が大きい場合では、約 0.02 の差が生じている。この差は、式(13)における $\Delta Q \ll Q_e$, ...などの近似によるものか。

〔回答〕 本実験条件の場合には、ハブ境界層の

ΔQ , $\bar{p}_t$, ΔT がケーシング境界層の値に比べて小さいので式(13)の近似による差異は小さい。図 6 (b)では準三次元計算結果を基準にして Q_e , P_e , T_e を求めているが、図 6 (c)では実験値をそのまま積分しているので主流部で差異があることによるものと考えられる。 τ/l_t が大きいほど ΔQ , $\bar{p}_t$, ΔT が大きいので、図 6 (b)と(c)との差は τ/l_t が大きいほど影響が大きくなる。