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*
(第2報, 流入境界層の厚さによる変化)井上 雅弘**, 九郎丸 元雄**
福原 稔**, 江口 剛***Effect of Tip Clearance on Casing Boundary Layer
in an Isolated Axial Compressor Rotor
(2nd Report, Variation with Inlet Boundary Layer Thickness)Masahiro INOUE, Motoo KUROUMARU,
Minoru FUKUHARA, and Tsuyoshi EGUCHI

The detailed flow measurements were done in an isolated axial compressor rotor with various tip clearances, and the development of the casing boundary layer through the rotor was investigated for various inlet boundary layer thicknesses. The flow behavior for the thick inlet boundary layer was distinguished from the case of the thin inlet boundary layer at an off-design condition, in spite of almost the same incidence angle near the blade-tip. As the inlet boundary layer is thicker, a leakage vortex becomes slightly stronger but isn't so strong as that at the off-design condition. The input work changes little in comparison with that for the thin inlet boundary layer at the design condition, while the output work increases by the uniforming action of blades. Therefore, the thicker the inlet boundary layer is, the higher the blade-tip efficiency calculated from the integral parameters of the casing boundary layer.

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

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種々の実験的研究が行われつつある⁽¹⁾⁽²⁾。

著者らは前報⁽³⁾で五種の先端すきまを有する軸方向流入形の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を詳細に調べ、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た。本報では同じ装置により、人工的に流入境界層の厚さを変えて内部流動を計測し、回転翼列内でのケーシング境界層の発達の様子を調べた。すなわち、流入境界層が厚い場合も部分流量時の場合と同様に動翼先端において迎え角は大きくなるが、その際の先端すきま流れがケーシング境界層に及ぼす影響は部分流量時の場合とどのように異なるかを明らかにした。

2. 実験装置および方法

実験装置および方法の詳細は文献(4)に示しているので省略する。供試羽根車は、直径449 mm, ハブ比

0.6, 流量係数0.5, 圧力係数0.4, 回転数1800 rpm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117.5 mmである。動翼入口のケーシング境界層の排除厚さ比 δ_{ic}^*/h (=入口排除厚さ/流路高さ)は0.8%であるが、動翼の前方170 mmの位置にリングを取付けることにより、2.5%および3.5%に変化させた。なお δ_{ic}^* が変化しても主流部の流入角が $\delta_{ic}^*/h=0.8\%$ の場合と一致するように、 $\delta_{ic}^*/h=2.5\%$ および3.5%の場合の流量係数は、それぞれ $\phi=0.49$ および0.483として内部流動を計測した。翼先端すきま τ 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, 5 mmの五種類とした。

内部流動については、五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、圧力、流速および流れ方向を測定した。また、単一傾斜熱線動翼後縁から8 mmの下流でトラバースし、周期的多点抽出法⁽⁵⁾により動翼後方の相対流れ場($\delta_{ic}^*/h=2.5\%$)を測定した。

3. 実験結果の考察

3・1 動翼前方および後方の内部流動 図1(a)～(g)は、五孔ピトー管で測定した動翼前方および後

* 昭和61年10月6日 第64期全国大会講演会において講演、原稿受付 昭和61年3月27日。

** 正員、九州大学工学部(〒812 福岡市東区箱崎6-10-1)。

*** 准員、三菱重工業(株)(〒676 高砂市荒井町)。

方の絶対速度の軸方向成分 c_z , 周方向成分 c_θ , 相対流れ角 β , 全圧 P (添字 1, 2 はそれぞれ動翼前方, 後方における値を表す) の半径方向分布で, $\tau=3\text{ mm}$ の場合について $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ および 3.5% における結果を比較している。横軸の半径位置は流路高さで, 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で無次元化している。図中の破線はブロック係数を 0.96 として求めた設計値で, 一点鎖線は, 翼先端付近の流入角が $\delta_{z1c}^*/h=3.5\%$ の場合とほぼ同じになる部分流量時 ($\phi=0.4$) の測定値⁽³⁾ である。 $\delta_{z1c}^*/h=3.5\%$ の場合, 動翼前方のケーシング付近における c_{z1} および β_1 分布は, $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ かつ $\phi=0.4$ の場合の分布とほぼ同じであるが, 出口において c_{z2} は $\phi=0.4$ の分布よりも, $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ かつ $\phi=0.5$ の分布(実験値, $\triangle$ 印)に近い。 β_2 分布も, 壁面のごく近くで $\phi=0.4$ の場合より小さく壁面から少し離れた所で大きくなり, $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ の分布とほぼ同じになる。したがって流入境界層が厚いと翼先端部で転向角が大きくなり, 翼先端付近の P_1 が小さいにもかかわらず, P_2 は境界層が薄い場合よりも大きくなる。旋回速度分布については δ_{z1c}^* が増加すると, 部分流量時の場合と同様に $c_{\theta 2}$ の極大点が半径の小さい位置に移動するが, 極大値は部分流量時の場合ほど増加しない。また壁面のごく近くでは $c_{\theta 2}$ の減少量が境界層が薄い場合よりも小さくなる。これらの現象は漏れ渦の挙動と密接な関係がある。

図 2 は $\tau=3\text{ mm}$ の場合について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⁽⁵⁾ 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(4), (5)と同じ]の等高線図を示し, 図の(a), (b)において $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ と 2.5% における流れ場を比較している。 δ_{z1c}^* が増加しても $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ と同様に漏れ渦の巻き上

がりを明瞭に観察でき, 巻き上がり位置は δ_{z1c}^* が増加すると隣接翼に近づくとともに, 壁面からやや遠ざかる。このため渦中心より半径の大きい位置で回転方向

図 1 動翼前方および後方の内部流動 ($\tau=3\text{ mm}$)

図 2 動翼先端の後方における流動現象 ($\tau=3\text{ mm}$, $z/l_t=0.068$)

(注: 図上の数字は一周を 600 等分して示した周方向の測定位置の番号を表す。)

と逆向きの二次流れ成分が若干小さくなる。この傾向は $\phi=0.4$ の場合⁽³⁾と同様であるが、翼先端付近の P_1 が小さい場合には流入角がほぼ同じでも漏れ渦はそれほど強くなり、したがって渦中心より半径の小さい位置における回転方向の二次流れ成分はあまり増加しない。

3・2 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、前報⁽³⁾と同様に五孔プローブの測定結果を用いて局所的な翼素の入力係数 $\lambda_{in} [= u_2 c_{\theta 2} r_2 c_{z2} / (r_1 u_1^2 / 2)]$ 、出力係数 $\lambda_{out} [= (P_2 - P_1) r_2 c_{z2} / (\rho r_1 u_1^2 / 2)]$ 、エネルギー損失係数 $\zeta_E [= \{\rho u_2 c_{\theta 2} - (P_2 - P_1)\} r_2 c_{z2} / (\rho r_1 u_1^2 / 2)]$ および効率 $\eta_l (= \lambda_{out} / \lambda_{in})$ の分布を調べた。図3は $\tau=3\text{ mm}$ の場合の $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ および 3.5% における分布である。図中の一点鎖線および破線は前報で求めた $\phi=0.4$ の場合の値である。無次元半径位置(横軸) 0.8 付近にある λ_{in} の局所的な増大は、漏れ渦による $c_{\theta 2}$ 成分の増加によるが、これは λ_{out} の増加に寄与しない。流入境界層が厚い場合、漏れ渦は $\phi=0.4$ の場合に比して弱いので、 λ_{in} の局所的増加は少なく、境界層が薄い場合とあまり変わらない。また無次元半径位置 $0.75 \sim 0.85$ において損失係数 ζ_E も小さく、局所効率 η_l は $\phi=0.4$ の場合より高い。一方、流入境界層が薄い場合よりも壁面近くで全圧が上昇し、無次元半径位置 $0.85 \sim 0.95$ において ζ_E が小さくなり η_l は高くなる。

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、前報⁽³⁾と同じ定義式による排除厚さ δ_{z1c}^* 、軸方向運動量厚さ θ_{z1c}^* 、周方向運動量厚さ $\theta_{\theta 1c}^*$ 、形状係数 H_c 、接線力欠損厚さ ν_{oc} を調べた。図4(a)~(c)は δ_{z1c}^* 、 θ_{z1c}^* および H_c の結果であり、横軸は弦長 l_t に対するスキマ比をとり、(a)、(b)の縦軸も l_t で

無次元化している。

動翼後方の排除厚さ δ_{z1c}^* および軸方向運動量厚さ θ_{z1c}^* はスキマ比 τ/l_t が増加するにつれて増加するが、流入境界層が厚くなるに従って翼列前後の増加量は小さくなり、 $\delta_{z1c}^*/h=3.5\%$ で $\tau=0.5\text{ mm}$ の場合には、逆に前方より後方の方が小さい。この現象は、流入速度分布の歪みが大きい場合には翼力が流れを一様化する作用を有するためである。図5は $\delta_{z1c}^*/h=3.5\%$ の場合と同じ流入速度分布を与え、流れの粘性を無視して準三次元流れ解析⁽⁶⁾により出口の速度分布を求めたもので、翼力による一様化の様相を示している。そこで試みとして、非粘性準三次元流れ解析による c_{z2} 分布より排除厚さ δ_{z1c}^* および軸方向運動量厚さ θ_{z1c}^* を求め、それぞれの実験値より差引くことにより、線形的に翼力の一様化作用を消去してみた。その結果は図4(a)および(b)の上部に示すように流入境界層には依存せ

図3 動翼の局所的な翼素の入力, 出力, エネルギー損失, 効率 ($\tau=3\text{ mm}$)

図4 ケーシング境界層の積分パラメータ

図5 準三次元流れ解析結果 ($\delta_{z1c}^*/h=0.035$)

ず、すきま比のみの関係で表せた。

形状係数 H_{2c} については図4(c)に示すように δ_{z1c}^* による変化はほとんどない。また、図は省略しているが、 θ_{z2c} はいずれの実験において先端付近の $c_{\theta 2}$ の凸部の存在により負値になり、先端すきまが大きいほど減少する傾向にあり、 $\nu_{\theta 2c}$ は先端すきまとともに増加し、前報⁽³⁾と同様に $(\nu_{\theta 2c}/l_t) \approx (\tau/l_t)$ なる関係が成立した。

4・2 翼先端効率 前報⁽³⁾では流入条件の変化およびケーシング壁面摩擦の影響は考慮に入れず、環状境界層の積分パラメータから翼先端効率 η_c を算出する式を導出して翼先端すきまがケーシング境界層に及ぼす影響を調べたが、本報ではより一般化した式⁽⁷⁾によりこの影響を調べる。ただし、本実験の場合には軸方向流入形で、流入条件の変化の影響はなく、壁面摩擦の影響を除けば前報の式は適用できる。壁面摩擦の影響は壁面摩擦係数に Ludwig-Tillmann の経験則を適用し、壁面せん断応力 τ_w の方向を実験的に求めた $\bar{c}_\tau - \bar{c}_\tau$ 曲線より推定して計算した。

図6は境界層積分パラメータの実験値より計算した η_c の結果であり、 $\delta_{z1c}^*/h=0.8\%$ については壁面摩擦の影響を含む場合も示す。すきま比が増加するにつれて η_c は低下する。 δ_{z1c}^* が厚くなると一様化の作用により δ_{z1c}^* が薄い場合よりも翼先端効率は大きい。 η_c を壁面摩擦を含めて定義すると $\tau/l_t=0.43\%$ の場合、 η_c は 0.8% 程度低下し、 τ/l_t が大きくなるにつれて低下量が小さくなる。これは先端すきまが大きくなるとケーシング壁面の摩擦係数が小さくなることおよび境界層内の速度分布のねじれが小さくなることによる。なお、壁面摩擦を考慮した効率の定義式を使用しても、前報および本報における定性的結論は変わらない。

5. 結 論

五種の先端すきまを有する軸方向流入・自由渦形式

図6 翼先端効率

の軸流回転翼列のケーシング境界層に及ぼす流入境界層の影響を実験的に調べ、次の結論を得た。

(1) 流入境界層が厚くなると、翼先端付近の流入角がほぼ同一になる部分流量時の場合と同様に、漏れ渦は翼背面および壁面から離れるが、渦の強さはそれほど増加しない。壁面近くでは流入境界層が薄い場合よりも轉向角が増加し、動翼前後の全圧上昇も増加する。

(2) 流入境界層が厚くても動翼先端付近の入力係数はあまり変化しないが、翼力の一様化作用によって出力係数は増加し、周方向に平均化したみかけ上の局所翼素効率は流入境界層が薄い場合よりも高くなる。

(3) 準三次元流れ解析に基づく翼力の一様化作用を線形的に消去することにより、動翼後方の排除厚さおよび軸方向運動量厚さはすきま比のみの関係で表せた。

(4) 流入境界層が厚くなると、境界層積分パラメータに基づき算出した翼先端効率は増加する。

文 献

- (1) Hunter, I. H. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 104-4(1982), 805.
- (2) Wagner, J. H. ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. GT&Power*, 107-2(1985), 374.
- (3) 井上・ほか3名, 機論, 53-484, B(昭61), 3980.
- (4) 井上・ほか4名, 機論, 51-468, B(昭60), 2545.
- (5) 九郎丸・ほか4名, 機論, 48-427, B(昭57), 408.
- (6) Ikui, T. ほか2名, *Proc. Tokyo Joint Gas Turbine Congress*, (1977), 311.
- (7) 井上・ほか2名, 第18回ターボ機械講演会前刷集, (昭61), 31.

討 論

〔質問〕 黒川 淳一〔横浜国立大学工学部〕

入口境界層厚さを厚くすると、翼端の負圧側に生ずる漏れ渦と圧力側に生ずる「かき上げ渦」とともに強くなるものと推察されるが、図2によると「かき上げ渦」は明りょうに観察されていない。これは、かき上げ渦は漏れ渦に比べて無視しうる程度のものであるということか。

〔回答〕 文献(4)で述べた $\delta_{z1c}/h=0.8\%$ の場合、かき上げ渦は $r=0.5\text{ mm}$ において翼先端付近の正圧面側に存在することがわかるが、すきまが増加すると漏れ渦が強くなり、たとえば $r=3\text{ mm}$ の場合については図2(a)に示したとおりかき上げ渦は観察されない。本実験の範囲では、流入境界層が厚くなっても図2(b)よりわかるようにかき上げ渦は無視しうる。

〔質問〕 中瀬 敬之〔徳島大学工学部〕

羽根車後方の周方向速度成分 $v_{\theta 2}$ は羽根車前方の境界層および翼先端すきまにどの程度の影響を受けるのか。特に先端すきまの何倍程度その影響がでるか。

付図 1

〔回答〕 動翼後方の絶対速度の周方向成分 $c_{\theta 2}$ に対する影響は文献(3)〔図5(a)参照〕で定義した周方向境界層厚さ $\delta_{\theta 2}$ によって求められる。 $\delta_{\theta 2}$ はすきまが大きいくほど増加するが、すきまとの比 $\delta_{\theta 2}/\tau$ をとると付図1に示すようにすきまが大きいくほど減少する。