軸流ターボ機械の羽根車入口逆流の発生機構に関する一考察*

(大きな半径方向流**¹や失速をともしないヘリカルインデューサの場合)

青木 正 則^{*1}, 山 本 和 義^{*1}

Inlet Reverse Flow Mechanism in Axial Flow Turbomachinery (Reverse Flow with No Stall and Significant Radial Flow Accompaniment)

Masanori AOKI and Kazuyoshi YAMAMOTO

The occurrence mechanism of an inlet reverse flow was studied in axial flow turbomachinery. A helical inducer, in which there is no accompaniment of stall or significant radial flow, was selected as the experimental piece. The flow between the blades was measured by a laser Doppler-type velocimeter and investigated using the end-wall boundary-layer theory. Results showed that the inlet reverse flow occurs adjacent to the pressure surface between the blades in the vicinity of the casing wall. Inlet reverse flow, caused by the momentum defect in the axial direction at the boundary layer on the casing wall and a significant pressure gradient in the axial direction adjacent to the inlet blade pressure surface in the partial discharge range, was found even though there was no presence of significant radial flow or stall.

Key Words: Axial Turbomachinery, Inlet Reverse Flow, Helical Inducer, Laser Doppler Velocimeter, End-wall Boundary-layer Theory, Three-dimensional Flow

1. ま え が き

軸流ターボ機械の部分流量域特性を明らかにすることは、実用上の大きな課題であり、古くから多くの研究がある⁽¹⁾⁽²⁾。特に羽根車の入口逆流は、軸動力を増大させ、キャビテーション発生時には脈動現象の原因になることがある⁽³⁾。そのため、入口逆流の発生機構は、多くのターボ機械技術者にとって重大関心事の一つである。

軸流ポンプまたは軸流送風機の流量を減少していくと、失速が生じたのちに入口逆流が生じることが多い。軸流ポンプでは、半径方向流が大きくなって出口逆流が生じたのちに入口逆流が生じる場合が多い。そのため従来の研究では、入口逆流は失速や大きな半径方向流⁽⁴⁾に起因して生じるとしている⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

しかし、大きな半径方向流や失速をともしなくても入口逆流が生じる場合もある。そこで筆者らは、大きな半径方向流や失速をともしなくても入口逆流が発生する軸流羽根車について、レーザドップラ流速計を用いて翼間流れを三次元的に計測した。羽根車入口

のケーシング壁面付近の軸方向の力のバランスを環状壁境界層理論を用いて考察し、大きな半径方向流や失速の影響を受けなくても生じる入口逆流について、発生機構を明らかにした。入口逆流が羽根車内部の流れに及ぼす影響についても言及した。

おもな記号

c : チップクリアランス
 C_r : 無次元半径方向速度成分
 C_u : 無次元周方向速度成分 $= u/u_i$
 C_z : 無次元軸方向速度成分 $= v/u_i$
 DF : 拡散係数
 D_t : 羽根車チップ径
 E : Entrainment 係数
 F : 翼力欠損厚さ
 H : 形状係数
 r : 半径位置
 R : 無次元半径 $= 2r/D_t$
 t : チップでの翼ピッチ
 u : 周方向速度

* 昭和63年11月24日 ターボ機械協会15周年記念講演会において講演、原稿受付 平成元年3月23日。

*¹ 正員、(株)荏原総合研究所 (〒251 藤沢市本藤沢4-2-1)。

***¹ 本報では、ケーシング壁面圧力分布に与えるせき止め圧の影響が無視できない程度の大きさの半径方向流をいう。

u_t : チップ周速度
 v : 軸方向速度
 x : 前縁から測った軸方向位置
 X : 無次元軸方向位置 $=2x/D_t$
 y : ケーシング壁面からの半径方向位置
 α : 縮流係数
 β_t : 翼チップの周方向に対する角度
 Δp : 翼面の周方向圧力差
 δ : 境界層の厚さ
 δ_1 : 境界層排除厚さ
 δ_2 : 境界層運動量厚さ
 μ : 無次元軸動力係数
 ν : 流体動粘度
 ρ : 流体密度
 τ_w : 壁面せん断応力
 ϕ : 無次元流量係数 $=4q/\pi(D_t^2 - D_h^2)$
 ψ : 無次元圧力係数 $=gh/U_t^2$

添 字

0: 主流部
 - : 周方向平均値
 w : 壁面

2. 実験の装置と方法

供試羽根車の形状と主要諸元を図1と表1に示す。なお、失速または大きな半径方向流の影響を受けて入口逆流が生じる例と比較検討するために、失速が生じるような軸流羽根車の実験結果⁽⁷⁾を参考に引用する。表1には、この参考羽根車の主要諸元も示してある。供試羽根車は、厚さ4mmの羽根を2枚持つ外径 $D_t=158$ mm、ハブ径 $D_h=50$ mmの平板形ヘリカルインデューサである。チップにおける羽根角度は $\beta_t=14^\circ$ であり、弦節比は $1/t=2.0$ である。ケーシングは内径159.5mmの亚克力樹脂製であり、レーザドップラ流速計（以下、LDVと略す）による内部流れの測定が可能となっている。ケーシング壁面には径2mmの圧力測定孔が設けてあり、ひずみゲージ式小型圧力変換器を取り付けることができる。羽根車の下流には、流れの旋回成分をとるためのディフューザが設けてある。インデューサの回転数は 2000 min^{-1} である。

LDVの計測システムは、五味ら⁽⁶⁾の開発したシステムと同種のものであり、図2のような構成となっている。①15mWのHe-Neレーザー光源 ②測定点に焦点を結び、微粒子からの散乱光を検知する光学装置（負の速度を測定するための周波数シフト装置、異方向の速度成分を測定するためのレーザ光線分光器回転機構と偏波面回転器、および測定点を移動するための

トラバース装置が取り付けられている。）③検知した散乱光の周波数を測るカウンタタイプ信号処理器 ④羽根車の回転位置を示すトリガ信号を基準にして、羽根車一回転に256個のアドレスを発生し、各アドレスにおける処理信号をバッファメモリに転送するゲートコントローラ ⑤大量の処理信号を高速で取り込み、パーソナルコンピュータへ転送するバッファメモリ（容量128kバイト）⑥処理信号から流速などを計算する16ビットパーソナルコンピュータ ⑦計測結果を作図処理するための大型計算機（IBM3083）

LDVによる流れの三次元測定は、図1の $X1\sim X10$ の10断面について、各半径方向位置 $R1\sim R7$ で行い、

表1 羽根車の主要諸元

		Present impeller	Reference impeller ⁽⁷⁾
Tip diameter	mm	158.0	228.0
Hub diameter	mm	50.0	113.0
Number of blades		2	3
Solidity		2.00	0.62
Tip inlet angle	deg	14.0	13.0
Tip outlet angle	deg	14.0	15.8
Hub inlet angle	deg	38.4	24.7
Hub outlet angle	deg	38.4	67.5
Tip clearance	mm	0.7	1.0
Speed of rotation	min^{-1}	2000.0	1000.0

図1 供試羽根車

図2 LDV計測システム

羽根車一回転につき周方向 256 箇所のデータを取り込んだ。1 アドレス当りのデータ数は約 140 個であり、その平均値を求めてデータ処理を行った。なお、1 アドレス当りのデータ数を 5 個から 10 000 個まで変化させて取り込み、それぞれの平均値を調べた。その結果、データ数が 80 個以上であれば、サンプル数不足による誤差は無視できるものと判断できた。レーザ光線は、曲率をもったアクリル樹脂製のケーシングを通過することにより、交叉角が変化する。そこで、屈折率とケーシングの曲率とから各速度成分補正係数を求め、流速を算出した。測定点の位置確認は、あらかじめ羽根車に付けた印にレーザ光線の焦点を合わせることにやって行った。散乱光を反射する微粒子には、界面活性剤とともに水に混入した酸化アルミの粉末を用いた。

以上のようにして測定した流速の測定誤差を知るために、各測定断面で求めた軸方向速度成分の積分値とベンチュリ管流量計から求めた流量とを比較したところ、両者の違いは 5 % 以下であった。

ポンプの揚程は図 2 の X1 と X10 の位置にアロー形 3 孔ピトー管を挿入して測定した。

3. 入口逆流の初生状態

供試羽根車のポンプ性能を図 3 に実線で示す。破線は、失速をともなう参考羽根車（表 1）の性能⁽⁷⁾を示す。供試羽根車の揚程曲線は直線的であり、失速による揚程低下は生じていない。図中の黒矢印と白矢印は、それぞれ入口逆流と出口逆流の初生点を表す。供試羽根車では、流量係数 $\phi=0.156$ (最高効率点流量の 87 % 流量) で入口逆流が初生している。そこで以下では、おもに $\phi=0.156$ のキャビテーションが生じていない状

態での内部流れについて検討を行う。

図 4 にケーシング壁面における翼間圧力分布を示す。図中の実線は圧力変換器を用いて実測した値であり、破線は有限要素法を用いた三次元ポテンシャル理論⁽⁸⁾による計算値である。実測値と計算値とは比較的良く一致している。流れが翼に対して迎え角をもつため、羽根車入口の翼圧力面付近では圧力上昇が大きく、軸方向に大きな圧力こう配が生じている。負圧面付近では圧力こう配が小さくなっている。圧力上昇は羽根車の前半ではほぼ完了しており、後半では翼負荷が非常に小さいことがわかる。

羽根車のほぼ自乗平均半径位置である $R=0.759$ で

図 3 ポンプ性能

図 4 ケーシング壁面における翼間圧力分布（入口逆流初生時）

図 5 平均半径位置における絶対速度（入口逆流初生時）

実測した翼間の絶対速度ベクトルを図5に示す。入口 ($x=0.0$) における軸方向速度成分 C_z は、軸方向の圧力こう配(図4)に対応して、翼負圧面側で大きく圧力面側で小さい。翼間に流入した流れが、翼圧力面側から次第に角運動量を与えられながら出口に向かう様子が良くわかる。羽根車入口付近では、流れはほとんど周方向速度成分をもたない。翼圧力面の前縁のごく近傍では、流れが圧力面側から負圧面側にまわり込むために、絶対速度ベクトルが上流側を向いている ($C_z \leq 0$) ことがわかる。

翼前縁 ($X=0.0$) における翼間の C_z 分布を図6に示す。図に斜線で示した $C_z \leq 0$ の領域は、翼圧力面に沿う領域と、ケーシング壁面に沿う領域とに大別できる。翼前縁の圧力面に沿った $C_z \leq 0$ の領域は、前述の前縁をまわり込む流れ(図5)によって生じるものであり、いわゆる入口逆流とは異なる。ケーシング壁面に沿う $C_z \leq 0$ の領域は、周方向に広く生じており、周方向平均流としても逆流として認め得るものである。本報では、 C_z を周方向に積分した値が負になる流れを逆流とみなすことにする。

羽根車チップ付近の $R=0.981$ における翼間の相対速度ベクトルを図7に示す。翼前縁 ($X=0.0$) における半径方向速度成分 C_r の翼間分布を図8に示す。同図の翼圧力面ハブ付近の点線で囲んだ領域では、翼がレーザ光線をさえぎり、計測が不能であった。

図7の羽根車入口の翼負圧面付近では、流れは翼面にほぼ沿って流入しており、大きなはく離を生じていない。翼面後半においても、流れは翼面に沿っており、失速は生じていない。図8からわかるように、羽根車入口の流れは半径方向速度成分をほとんどもたないが、翼間外周の負圧面付近の C_r の値は若干大きい。

図 6 前縁の断面における C_z 分布（入口逆流初生時）

そのために、部分流量域であるにもかかわらず、図7に示す翼前縁の負圧面側では、二次元翼のようなはく離流れとはなっていない⁽⁹⁾。翼負圧面に沿う流れは、より小さな半径位置から翼間に流入している。チップ付近の羽根車入口の圧力面寄りでは、流れは翼間に流入しておらず、図7の点線より上流側(図の下側)の領域で $C_z \leq 0$ となっている。 $C_z \leq 0$ の領域は、翼間の圧力面寄りでは比較的奥にまで及んでおり、この付近から入口逆流が初生していることがわかる。翼圧力面上のよどみ点はかなり前縁の近くにあるようであり、圧力面に沿った $C_z < 0$ の流れは計測できなかった。

初生した入口逆流が、さらに発達した状態のチップ付近の流れ ($\phi=0.104, R=0.981$) を、参考のために図9に示す。翼負圧面側の前縁直後において、流れは翼面からはがれているようだが、すぐに再附着しており、失速には至っていない。翼負圧面側の順流 ($C_z > 0$) の領域は、入口逆流初生状態(図7)よりもむしろ広がっており、半径方向流が強くなっていることがわかる。翼圧力面側の逆流も著しくなっており、流れは前縁を

図7 チップ付近の相対速度ベクトル (入口逆流初生時)

まわったあと、隣の翼間に流入しきれずに、羽根車の上流側へ逆流している。入口逆流が発達した状態では、羽根車入口付近でも半径速度成分が大きいので、図9の半径位置($R=0.981$)における上流域($X=-0.127$)の逆流には、より小さな半径位置で前縁をまわりきれずに逆流してきた流れもかなり含んでいると考える。以上のような逆流状態は、従来の観察結果⁽⁹⁾とも定性的に一致している。

4. 入口逆流の発生機構

揚程曲線(図3)からもわかるように、供試羽根車では入口逆流の発生に先んじて大きな失速を生じてはいないようである。したがって、従来の送風機に関する説⁽⁴⁾のように、翼チップの失速のために出口側ケーシング付近の圧力が上昇して入口逆流が生じたとは考えにくい。また、供試羽根車の入口逆流発生時に出口逆流は生じておらず(図3)、羽根車内の半径方向速度成分は $C_r \approx 0.03$ (図11)と小さい。この C_r によってケーシング壁面に生じるせき止め圧は、圧力係数にして0.001以下である。したがって、供試羽根車の場合、出口逆流が先に生じるポンプに関する説⁽⁵⁾のように、大きな半径方向流による壁面の圧力上昇のため入口逆流が生じたとも考えにくい。

供試羽根車の入口逆流の発生機構を検討するために、環状壁境界層理論を羽根車入口のケーシング壁面近くに限定的に用いて、軸方向の力のバランスを考察する。入口逆流が生じていない状態で、流れの半径方向および周方向の速度成分の影響が小さいと考え得る羽根車入口付近(図1における $X_1 < X < X_3$)において、流れを周方向に平均化して考える。

G. L. Mellor ら⁽¹⁰⁾によれば、壁面における環状壁境

図8 前縁の断面における C_r 分布 (入口逆流初生時)

界層の軸方向運動方程式は、

$$\frac{d}{dx}(\bar{v}_0^2 \delta_2) + H \delta_2 \bar{v}_0 \frac{d\bar{v}_0}{dx} = \frac{\tau_w}{\rho} + \frac{d}{dx} \left(\frac{\bar{v}_0^2 + \bar{u}_0^2}{2} F \right) \quad \dots\dots\dots (1)$$

で表すことができる。流れが翼間に流入した直後では、翼から与えられる角運動量は翼圧力面のごく近傍の流れ体にしか及んでおらず、他の周方向位置では周方向速度成分をほとんどもたない(図5)。そこで簡単化のために、式(1)の右辺第2項において、 $\bar{v}_0^2 + \bar{u}_0^2 = \bar{v}_0^2$ と置く。主流部と境界層とで翼面におけるせん断応力などの差が小さいとすれば、翼力欠損厚さ F は、翼面の周方向圧力差 Δp で表すことができる⁽¹⁰⁾。

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\rho \bar{v}_0^2}{2} F \right) = \frac{1}{\rho t \cdot \tan \beta_t} \int_0^\theta (\Delta p_0 - \Delta p) dy \quad \dots\dots\dots (2)$$

妹尾・石田⁽¹¹⁾によれば、縮流係数を α とすると、翼端すきま c に加えて翼端から $(2\alpha-1)c$ の区間には翼負荷がないとみなせる。そこで、

図9 チップ付近の相対速度ベクトル (入口逆流が発達した状態)

$$\int_0^{\delta} (\Delta p_0 - \Delta p) dy = 2ac\Delta p_0 \quad \dots\dots\dots (3)$$

とおく、主流部の圧力こう配 dp_0/dx が壁面圧力こう配 dp_w/dx に等しいとすると、主流部の軸方向の運動量方程式から、

$$\Delta p_0 = \left(\frac{dp_w}{dx} + \rho \bar{v}_0 \frac{d\bar{v}_0}{dx} \right) t \cdot \tan \beta_t \quad \dots\dots\dots (4)$$

であるから、式(1)は次式のように変形することができる。

$$\begin{aligned} \frac{d\delta_2}{dx} &= \frac{\tau_w}{\rho \bar{v}_0^2} - (2+H) \frac{\delta_2}{\bar{v}_0^2} \frac{d\bar{v}_0}{dx} \\ &+ \frac{2ac}{\rho \bar{v}_0^2} \left(\frac{dp_w}{dx} + \rho \bar{v}_0 \frac{d\bar{v}_0}{dx} \right) \quad \dots\dots\dots (5) \end{aligned}$$

Head⁽¹²⁾の Entrainment 方程式を用いると、

$$\begin{aligned} \frac{dH^*}{dx} &= \frac{E}{\delta_2} - \frac{\tau_w}{\rho \bar{v}_0^2} \frac{H^*}{\delta_2} + (H+1) \frac{H^*}{\bar{v}_0} \frac{d\bar{v}_0}{dx} \\ &- \frac{2acH^*}{\rho \bar{v}_0^2 \delta_2} \left(\frac{dp_w}{dx} + \rho \bar{v}_0 \frac{d\bar{v}_0}{dx} \right) \quad \dots\dots\dots (6) \end{aligned}$$

ただし、 $H^* = (\delta - \delta_1)/\delta_2$

を得る。はく離に向かう流れに対する Nicall-Ramaprian⁽¹³⁾の式

$$E = 0.035(H-1.25)^{0.5} \quad \dots\dots\dots (7)$$

および Ludwig-Tillman⁽¹⁴⁾の壁面摩擦則

$$\frac{\tau_w}{\rho \bar{v}_0^2} = 0.123 \times 10^{-0.678H} \left(\frac{\bar{v}_0 \delta_2}{\nu} \right)^{-0.268} \quad \dots\dots\dots (8)$$

を用いて、式(5)と(6)を解き、形状係数 H をもとめる。境界層の運動量厚さ δ_2 と H の初期値および dp_w/dx には実測値を代入する。 α は 0.8 とした⁽¹¹⁾。

ここでは一応の相対的な比較の目安として、羽根車入口端から 10 mm 下流の位置 (図1の $X=X_3$) のケーシング壁面上の境界層の形状係数 H が過大になったときに、周方向に平均化した流れの軸方向の力のバ

図10 形状係数と拡散係数

ランスが入口でくずれ、逆流が初生するとみなすことにする。

入口付近における軸方向力のバランスの目安としての H のほかに、翼失速の可能性を検討するために、実測した速度三角形から拡散係数 DF を求めた。ただし供試羽根車の場合、羽根車出口付近では翼負荷がほとんどないので、周方向平均の壁面圧力が羽根車出口における値 (最大値) の 90 % になったところまでの弦長を用いて、翼チップの DF を求めた。

供試羽根車および失速を生じる参考羽根車 (表1) について、過大流量域から入口逆流初生点までの各流量の H と DF の関係を、実線と破線で図10に示す。図中の黒矢印と白矢印は、それぞれ入口逆流と出口逆流の初生点を示す。流量 ϕ が減少すると、揚程 ϕ が増

大するため羽根車内の軸方向圧力こう配が大きくなり、軸方向速度は逆に小さくなる。そのため、 H は次第に増大する。流量 ϕ の減少にともなって DF も同様に増大する。破線の参考羽根車の場合、弦節比が小さく単位面積当たりの翼負荷が大きいので、 H が過大な値になる前に DF が限界値の0.6を超えている。参考羽根車では、 $DF > 0.6$ となって失速を生じたと考えられる $\phi = 0.153$ 付近から揚程曲線のこう配は緩やかになり(図3の破線)、 $\phi = 0.126$ 付近で出口逆流が生じている。出口逆流の発生にともなって、羽根車内部の半径方向流も強くなる⁽¹⁰⁾。参考羽根車では、半径方向流によるせき止め圧のために軸方向の圧力こう配はさらに大きくなり⁽⁷⁾、 $\phi = 0.113$ で H の限界値2.0を超えて、入口逆流が開始している。

供試羽根車の場合は、翼弦が長く単位面積当たりの翼負荷が小さいので、 DF が失速限界値の0.6になるまえに H が限界値(2.0)を超えている。そのために供試羽根車は、失速を発生する前に羽根車入口で周方向平均流が軸方向のバランスをくずし、入口逆流を生じている。供試羽根車の H の計算に用いた dp_w/dx の値には、前述のように半径方向流によるせき止め圧の影響をほとんど含んでいない。以上のことから、大きな半径方向流によるせき止め圧や失速が生じなくて

も、羽根車入口のケーシング壁面付近で周方向平均流の軸方向の力のバランスがくずれ、入口逆流を生じ得ることがわかる。

以上を要約して、入口逆流の発生機構について説明すると、以下ようになる。一般に、流量が小さくなって揚程が増大すると、羽根車へ流入する流れの軸方向運動量は減少し、軸方向の圧力こう配は大きくなるから、羽根車内で逆流が生じやすくなる。特にケーシング壁面近傍では、境界層のために軸方向運動量が欠損し、翼力による軸方向圧力こう配も大きいので、軸方向の力のバランスがくずれやすい。部分流量域では、迎え角の影響で羽根車入口の圧力面付近の軸方向圧力こう配が特に大きい(図4)ので、力のバランスは翼圧力面寄りからくずれ始め、流れは上流側へ流出する。以上のようにして初生した逆流は、次第に周方向に広がり、周方向に平均化した流れとして観察しても、逆流状態としてみなし得るようになる。失速やケーシング壁面にせき止め圧を生じるような大きな半径方向流は、入口逆流発生のための必要条件ではないが、羽根車内の軸方向の圧力こう配に変化を与えるので、入口逆流の発生に大きな影響を与える(図10)。

図 11 翼間平均流れ(入口逆流初生時)

5. 入口逆流の影響

前述のような入口逆流が、羽根車の内部流れに及ぼす影響について検討する。

流量係数 $\phi=0.156$ において、各軸方向位置で実測した周方向平均の各速度成分の分布を図 11(a)～(e)に示す。図中の実線、鎖線および破線は三次元流れ解析⁽⁹⁾による C_z , C_u および C_r の計算値である。なお () 内の数字は羽根車全長に対する各測定断面の前縁からの距離の割合を示す。

羽根車入口[図 11(a), (b)]のチップ付近の流れは、入口逆流のために羽根車から大きな角運動量を得ている。 $x=0.39$ [図 11(c)] には逆流は及んでないが、チップ付近の C_z はまだ計算値よりもかなり小さい。そのため主流部では、 C_z が計算値よりも大きくなるので、周方向速度成分 C_u は計算値よりも小さくなっている。羽根車全体において半径方向速度成分 C_r の値はあまり大きくはない。しかし、この半径方向流のために、下流側になるにしたがって、 C_z は次第にチップ付近で増大するとともにハブ付近で減少し、実測値は計算値に近づいてくる。計算値の C_z 分布は軸方向にあまり大きく変化せず、計算値の C_r も小さい。 C_u の計算値は、下流側になるにしたがい自由渦の速度分布に近づく。しかし、実測したチップ付近の C_u は、入口付近で与えられた角運動量のために、計算値よりもまだかなり大きい[図 11(c), (d)]。そのため羽根車出口直後[図 11(e)]において、実測した C_z 分布は計算値とかなり良く一致しているが、 C_u 分布は計算値と一致していない。

図 11(f)に、羽根車出口直後 ($X=1.70$) における全圧 $\overline{\psi}_{to}$ 、静圧 $\overline{\psi}_{st}$ および流れの流出角度 $\bar{\beta}$ の半径方向分布を示す。 $\bar{\beta}$ はハブ付近とチップ付近で羽根角度 β_0 よりも大きくなっている。ハブ付近の $\bar{\beta}$ が大きいのは、翼間の二次流れに起因していると考え、羽根車のチップ付近で実測した $\bar{\beta}$ が β_0 より大きく偏差角が負になる現象は、入口逆流のために流れに大きな角運動量が与えられ、大きな $\bar{C}_u$ が出口にまで及んだ結果と言える。ケーシング壁面に沿って入口逆流が発生すると、主流部の $\bar{C}_z$ は増大し $\bar{C}_u$ も増大するので、流入流れの迎え角は小さくなる。そのため、流量がさらに小さ

くなくても失速は生じにくく、図 3 に示すように、流量の減少にともなって揚程は直線的に増大する。

6. ま と め

軸流ターボ機械の入口逆流の発生機構を検討するために、レーザドップラ流速計を用いて平板形ヘリカルインデューサの翼間流れを三次元的に計測し、考察を加えた。

一般に軸流ターボ機械の入口逆流は、大きな半径方向流によるせき止め圧や失速といった部分流量域に特有な他の現象の影響を受けて生じることが多い。しかし、ケーシング壁面にせき止め圧を生じるような大きな半径方向流や失速の影響を受けなくても、羽根車入口のケーシング壁面近傍の境界層による軸方向運動量欠損と部分流量域における翼間入口圧力面付近の大きな軸方向圧力こう配のために、ケーシング壁面近傍の翼間圧力面寄りから入口逆流が発生し得ることを明らかにした。入口逆流の影響が羽根車の入口から出口に向かってどのように伝播するかを、翼間流れの実測値と三次元流れ解析の結果とを用いて明らかにした。

なお、本研究を行うに当たり、横浜国立大学 豊倉富太郎教授、黒川淳一教授ならびに九州大学 井上雅弘教授からご教示をいただいた。謝意を表する。

文 献

- (1) ターボ機械の低流量域特性に関する調査分科会、機誌、69-568 (1966), 556.
- (2) ターボ機械の低流量域特性の改善法調査研究分科会、機誌、72-604 (1969), 631.
- (3) Massey, I. C., *Proc. Int. Conf. on Pump and Turbine Design and Development, Glasgow*, (1976), Paper 4-1.
- (4) 生井・ほか 5 名、機械の研究、25-10 (1973), 45.
- (5) 豊倉、機論、26-168 (1960), 1076.
- (6) 五味・ほか 2 名、航空宇宙技術研究所報告、TR-521 (1978).
- (7) 豊倉、機論、26-168 (1960), 1069.
- (8) 大宮司、機論、48-433 (1981), 1667.
- (9) 豊倉・窪田、機論、33-249 (1967), 770.
- (10) Mellor, G. L., Wood, G. M., *Trans. ASME, Ser. D*, 93-2 (1971), 300.
- (11) 妹尾・石田、機論、52-473 (1986).
- (12) Head, M. R., *ARC, R. & M.* 3152 (1958).
- (13) Nicoll, W. B., Ramaprian, B. R., *Trans. ASME, Ser. D*, 91-4 (1969), 649.
- (14) Ludwig, H., Tillmann, W., *Ing. Arch.* 17 (1949).

討 論

〔質問〕 峯 村 吉 泰 (名古屋大学教養部)

入口逆流の発生機構について興味深く拝読させてい

ただいた。以下の点についてご教示いただきたい。

- (1) 図 4 は、図の下側が羽根車入口、上側が羽根

車出口であり、図中の矢印は羽根の回転方向を示すものと思う。羽根車内の圧力上昇がおもに羽根車の前半部で生ずることを述べているが、これはインデューサに共通した特性であると考えてよい。

(2) 図8では、翼圧力面ハブ近傍で測定できなかったとしているが、図5～7における同一箇所の測定はできたのか。

(3) 羽根チップを圧力側から負圧側へ流れ込む流れ量の、入口逆流の発生に及ぼす影響はほとんどないと考えてよい。

(4) 羽根車出口直後の測定断面における $\bar{C}_x$ の分布〔図11(e)〕を外挿すると、ハブ近傍で逆流が生じているようにも思える。入口逆流と出口逆流の初生点を、測定値の軸方向成分の周方向平均値だけで判断してよいものか。

〔回答〕 (1) 平板ヘリカルインデューサでは、翼角度が前縁から後縁まで一定であるから、羽根車内の圧力上昇はおもに羽根車の前半で生じると考える。このこと自体は、インデューサのすべてに共通した特性とは限らない。

(2) 翼形状とレーザ光線位置との関係で、翼圧力面ハブ付近が測定できなかったのは半径方向速度成分だけで、他の速度成分は測定できた。

(3) 本実験では、ケーシング壁面から約1.5 mm離れた位置の翼間流れを測定しているが、漏れ流れによると思われる顕著なフローパタンは認めなかった。したがって、入口逆流に対する漏れ流への影響はあまり大きくないと考える。

(4) 図11からハブ面 ($R=0.32$) で逆流が生じていると判断するのは困難と考える。軸方向速度成分の周方向平均値が負になったときに逆流が発生したと判断することは、従来の研究でも一般的に行っている方法だと思う。本研究では、入口逆流の初生点を判断するのに、羽根車上流のケーシング壁面付近の周方向速

度成分(周方向平均値)が大きくなったか否かも判断材料にした。

〔質問〕 赤池 志郎〔神奈川工科大学〕

逆流の発生機構に関する詳細な考察に敬意を表す。下記についてご教示いただきたい。

(1) 逆流の発生機構をケーシング壁面の境界層で検討している。貴論文の結果から羽根車入口のケーシング壁面の境界層に影響を与える吸込流路の形状そのものが逆流に大きな影響を与えると考えてよいのか。

(2) 質問(1)に関連して、境界層の検討に用いた入口 (X_1) における δ_2 と H の初期値の値とその計測方法を示していただきたい。

(3) 図7, 9中の点線は図8に対応して測定 R 上のものか。

〔回答〕 (1) 吸込流路の形状が、入口逆流の発生に影響を与える場合(付1)もある。入口逆流の発生を支配する軸方向の力のバランスに、ケーシング壁面付近の流れの軸方向運動量が与える影響は小さくない。ケーシング壁面付近の軸方向運動量は境界層の状態の影響を受けるので、境界層(入口速度分布)が吸込流路によって大きく異なれば、逆流発生にも影響を与えると考える。

(2) 入口の速度分布はピトー管とレーザ流速計で測定し、初期値として $\delta_2=3.8$ mm, $H=1.6$ を用いた。

(3) 本文の表現が多少不明確であったことをお詫びする。47ページ(め)の左段下から9行めから始まる「同図の翼圧力面ハブ付近の点線……」の「同図」は、図8を意味する。したがって、図7と9の点線は、 $C_x \leq 0$ となる領域の境界を示し、図8の点線とは関係がない。

(付1) 豊倉・ほか2名, 機誌, 67-544 (1964), 682.