高比速度可動翼軸流水車における損失解析*

(第1報, ランナ衝突損失の翼取付角および運転条件による変化)

韓 鳳 琴^{*1}, 井 田 富 夫^{*2}, 久保田 喬^{*3}

Experimental Loss Analyses in High Specific-Speed Hydroturbines with Adjustable Blade Runner (1st Report, Variation of Runner Shock Losses with Blade Setting Angles and Operating Conditions)

Fengqin HAN, Tomio IDA and Takashi KUBOTA

A method to determine the shock loss of an adjustable blade runner with the incidence angle is presented by analyzing the on-cam hydraulic performances of a bulb turbine. The shock losses are investigated with two model bulb turbines having discharge specific speeds n_{sq} of 158 and 171. The results obtained are summarized as follows: The shock loss can be predicted by the shock loss coefficient and shock velocity head. The values of the shock loss coefficient are approximately 0.85 ($n_{sq}=158$) and 0.95 ($n_{sq}=171$) in the case of the positive incidence angle, and 1.6~1.9 ($n_{sq}=158$) and 1.9~2.1 ($n_{sq}=171$) for negative angle.

Key Words: Hydraulic Turbine, Adjustable Blade Runner, Blade Setting Angle, Runner Shock Loss, Experimental Loss Analysis

1. 系 言

比速度の高い軸流水車では, 広い負荷(流量)範囲にわたって高い効率を得るためランナ翼取付角がガイドベーン開度に対応して変えられる可動翼機構が採用されている。この場合翼取付角が大幅に変化しても性能低下の少ないランナの開発が必要で, このためランナ性能と翼取付角との関係を定量的に把握しておかねばならない。

また適用落差が低い高比速度水車では, 季節・天候等による落差変動がたとえ数mでも単位落差あたりの

変動率は極めて大きくなるので, 変落差特性の良好なランナが必要となる。このためには翼取付角が大幅に変化するランナ翼列における全圧損失の入射角による変化(以下これを衝突損失と呼ぶ)を知らねばならないが, これに関する報告はこれまでのところ全く見られない。

本研究は, 可動翼軸流水車ランナの翼取付角を広範囲に変化させた場合の水車性能の変化を1次元流れ解析に基づくランナ前後の速度三角形によって分析し, 模型性能曲線より衝突損失を抽出する方法を提示するとともに, これを超低落差水力発電に用いられるバルブ水車の模型性能に適用して, 衝突損失のランナ翼取付角および運転条件による変化を定量的に明らかにする。さらに衝突損失抽出法の理論的な根拠を与えるとともに, 得られた結果を翼列試験値と比較する。

* 原稿受付 平成3年10月4日

^{*1} 正員, 華中理工大学(中華人民共和国湖北省武漢市), (現: 神奈川大学工学部)。

^{*2} 正員, 神奈川大学工学部 (〒221 横浜市神奈川区六角橋3-27-1)。

^{*3} 正員, 富士電機(株)川崎工場 (〒210 川崎市川崎区田辺新田1-1)。

2. 供試水車の性能 と衝突損失の抽出

2.1 水車性能とオンカム特性

供試水車は、ランナ羽根数5枚で流量比速度 ($= n \times Q^{1/2} / H^{3/4}$, n : 回転速度1/min, Q : 流量 m^3/s , H : 有効落差 m) が158, および羽根数4枚で流量比速度171の2種の模型バルブ水車であり、以後前者をBT-158, 後者をBT-171と呼ぶ。両者は羽根数以外の幾何学的寸法は全く同一で、ランナ外径 340 mm, 試験落差は約 9 mである。なおランナ子午面形状については次章で述べる。

供試水車の性能曲線の一例として、ランナ翼取付角 $\beta_R = 31^\circ$ に固定し、ガイドベーン取付角 α_G をパラメータとした実測性能曲線を図1に示す。横軸の周速 K_u , 縦軸の流量 K_m , 効率 η はともにその最高効率点の値 (添字 opt) で基準化してある。その他の β_R の場合やランナの異なる場合もほぼ同様な傾向を示す。

図中に描かれたOCLは各 α_G 毎の効率曲線群に対する包絡線 (on cam line) であり、それと各 α_G 毎の効率曲線との接点に対応する $K_u - K_m$ 特性上の点を結んだ線を以後OCL流量特性と呼ぶ。また同様に $K_u - K_m$ 特性上に記載のCFL (core free line) はランナ出口流れに旋回成分のないときの運転点で、これは吸出し管内に旋回流による渦芯が観測されない運転領域の中央として決定された。OCL流量特性の勾配はほぼ一定であり、これらの傾向は β_R が大幅に異なっても同様である。なお図(a)中の $(1 - \theta_Q) / \eta_{opt}$ 曲線およびそのOCLとの接点Oについては後述する。

図(b)に示すようにOCLはCFLよりやや K_u の大きい領域にあり、ランナ出口流れは正 (回転と同一方向) の旋回成分を有している。OCL上の K_m / K_u

(a) 周速-効率特性

(b) 周速-流量特性

図1 供試水車の性能曲線 (BT-158, $\beta_R = 31^\circ$)

〔使用記号〕

CFL: 無旋回流出運転特性
OCL: オンカム運転特性
 A_0 : ステム中心流路面積
 A : 流路面積
 B : 水車各部の形状で決まる係数
 H : 有効落差
 i : 入射角 ($= \beta_{1s} - \beta_1$)
 K_m : 無次元流量 ($= (Q/A_0) / \sqrt{2gH}$)
 K_u : 無次元周速 ($= R_0 \omega / \sqrt{2gH}$)
 Q, ω : 流量, 角速度
 R : 半径
 R_0 : ステム中心自乗平均半径
 u, v : 周速, 絶対流速

w : ランナ相対流速
 Δw_u : ランナ入口衝突速度
 α_G : ガイドベーン取付角 (全閉基準)
 α_1 : ランナ入口絶対流入角 (周方向基準)
 β_R : ランナベーン取付角 (全閉基準)
 β_{10} : ランナ無衝突流入角 (周方向基準)
 r_2 : ランナ出口絶対流出角 (軸方向基準)
 ζ : 損失係数
 ζ_u : 衝突損失率 ($= \theta_{ks} / (w_1^2 / 2gH)$)
 ζ_s : 衝突損失係数 ($= \theta_{ks} / (\Delta w_u^2 / 2gH)$)
 η : 水車効率
 Θ : 単位落差当りの損失ヘッド
 Θ_Q : 流量の二乗に比例する損失ヘッド

ρ : 半径比 ($= R / R_0$)
[添字]
OPT: 最高効率点
O: OCL上の無衝突流入点
OC: OCL上の特性
CF: CFL上の特性
 R, D : ランナ, 吸出し管
 G : ガイドベーン
 $1, 2$: 入口, 出口
 B, T : ボス, チップ
 m, u : 軸方向成分, 旋回成分
 f, s : 摩擦損失, 衝突損失
 e, u : 拡大損失, 旋回損失

図2 OCL特性上の K_m/K_u

を図2に示す。 $(K_m/K_u)_{oc}$ は各翼取付角ごとに値は異なるが、BT-158, BT-171 両水車とも α_o の広い範囲にわたってほぼ一定値を示している。

次報に示すように、ランナ出口相対流出角 β_2 は運転条件によらず、ほぼ一定である。また後の図7に示すOCL上の速度三角形から、

$$\tan \gamma_{zoc} = (K_u/K_m)_{oc} - \cot \beta_2 \quad (1)$$

が得られるので、結局ランナ出口絶対流出角 γ_{zoc} はほぼ一定であり、したがって吸出し管入口流れの旋回度(軸方向運動量に対する旋回方向運動量の割合)も一定となる。この性質を利用してOCL特性より衝突損失を求める。

2.2 性能曲線からのランナ衝突損失抽出法

軸流水車では、円板摩擦損失、漏れ損失とも極めて小さいので、水力効率 η は全効率 η に等しいと仮定できる。したがって全水力損失ヘッドと有効落差との比 Θ は $1 - \eta$ に等しい。

β_R 一定運転のもとでは、OCL上で効率が最高、したがって水力損失が最小であり、かつ前述のように吸出し管入口旋回度が同一である。吸出し管損失は適度の旋回流速成分がある場合に最小になることが既に明らかにされている⁽¹⁾⁻⁽³⁾。超高比速度機では、ランナ出口の速度ヘッドは有効落差の7~9割にも達するので、水車効率は吸出し管の損失に大きく左右される。以上によりOCL上では、吸出し管入口流れは最適旋回度を有し、吸出し管損失は流量の自乗に比例すると仮定できる。

このように考えると、後の章5に示すようにOCL上ではランナ衝突損失 $\Theta_{R,oc}$ の他は、流量の二乗に比例する損失のみとなる。そこで流量の二乗に比例する損失の総和を $\Theta_{Q,oc}$ と書くと、

図3 衝突損失の抽出法

$$1 - \eta_{oc} = \Theta_{oc} = \Theta_{R,oc} + \Theta_{Q,oc} \quad (2)$$

である。この関係を利用して、OCL上の性能より $\Theta_{R,oc}$ を求めることができる。

Θ_{oc} と K_{moc}^2 との関係の一例(BT-158, $\beta_R = 31^\circ$)を図3に示す。 $\Theta_{R,oc} = 0$ がランナ無衝突流入点であるから、この点は原点を通り Θ_{oc} 曲線に接する直線の接点0として与えられる。また Θ_{oc} 曲線とこの直線との縦座標差が $\Theta_{R,oc}$ である。図1中の点0および $(1 - \Theta_{Q,oc})/\eta_{opt}$ 曲線はこのようにして決定された。

3. ランナ入口速度三角形

性能曲線を用いて1次的に損失解析を行うためには、ランナ前後の速度三角形を合理的に定義しておかねばならない。このためにはまずランナ入口/出口半径および流路面積の合理的な決定が必要であり、次いでランナ入口の絶対流速の方向を知らねばならない。

3.1 ランナ入口および出口半径

可動翼ランナは、翼取付角を可変構造とするためにボス外面およびディスチャージリング内面を球面になっている。このため図4に示すように、ステム中心においてはボス半径 R_B 、チップ半径 R_T はそれぞれの球面半径に等しいが、翼の入口や出口はステム中心より離れた位置にあり、 β_R が大きい程離れるので、翼のボス側半径 R_{1B} , R_{2B} やチップ側半径 R_{1T} , R_{2T} は R_B や R_T より小さくなり、これらは β_R と共に変化する。

ボス外面を球面に製作しうる範囲は構造的に限られるが、翼は球面範囲を越えて開く必要があるため、翼の入口/出口ボス部は図4に示すように最大取付角におけるボス外面に沿うように切り落として製作されている。その結果 R_{1B} , R_{2B} は最大取付角の場合のみ、

図4 ランナ断面形状

ボス外径にはほぼ等しく、これより β_R が小さくなる程各位置のボス径よりも大きくなる。

このような可動翼ランナの幾何形状の特徴を考慮にいて、ランナの入口代表半径 R_1 、出口代表半径 R_2 を、各 β_R 毎に R_{1B} 、 R_{2B} 、 R_{1T} 、 R_{2T} を用いて次式のように与える。これは代表半径がほぼ翼の自乗平均半径に等しいという従来の結果^{(4)~(6)}にならったものである。

$$R_1 = \{(R_{1B}^2 + R_{1T}^2)/2\}^{1/2} \quad (3)$$

$$R_2 = \{(R_{2B}^2 + R_{2T}^2)/2\}^{1/2} \quad (3)'$$

このようにして得られた供試ランナの R_1 、 R_2 の β_R による変化を図5に示す(図中 ρ_1 、 ρ_2 はステム中心におけるランナ自乗平均半径 R_0 で無次元化した半径)

$$R_0 = \{(R_B^2 + R_T^2)/2\}^{1/2} \quad (4)$$

$$\rho_1 = R_1/R_0 \quad (5)$$

$$\rho_2 = R_2/R_0 \quad (6)$$

図5より β_R が大きくなると、 ρ_1 、 ρ_2 とも低下することが分る。

3.2 ランナ入口出口の流路面積

流路面積 A_1 、 A_2 はランナ形状に無関係に流路形状のみによって決まるものとし、図4に示すように翼前縁、後縁と前節で決めた R_1 、 R_2 との交点を通り、流路面積等分線に垂直な断面積として与える。図5に A_1 、 A_2 をステム中心位置の流路面積 A_0 で無次元化した値を示す。流路が2重球面間にある領域では、 β_R が大きくなるにつれて A_1 、 A_2 は減少する。2重球面流路とガイドベーン出口流路とのつなぎ部および下流の吸出し管とのつなぎ部はスロートを構成するので、これらの位置で流路面積が最小となり、それ以上に β_R が増すと断面積は再び増大する。

図5 ランナ出入口の代表半径と流路面積

図6 C F L上のランナ入口絶対流入角

3.3 ランナ入口絶対流れ角

ランナ入口絶対流入角 α_1 はガイドベーン取付角 α_g によって異なり、さらに流路幅方向にも変化するが、これを代表半径上の値として合理的に決定するため、以下のようにC F Lを利用して実験的に求める。

C F L上ではランナ出口流れに旋回成分がないので出口のオイラーヘッドは0であり、これより入口オイラーヘッドはランナ理論ヘッド(= $\eta_{cf} H$)に等しくなる。この関係を利用すると入口代表半径上の流れの周速成分が与えられるので、次式によって α_{1cf} を決定できる(以下CFを付した量はC F L上の値)。

$$\tan \alpha_{1cf} = 2 \rho_1 (A_0/A_1) (K_{ucf} K_{mcf} / \eta_{cf}) \quad (7)$$

C F L上の性能から上式を用いて得られた α_{1cf} を図6に示す。 α_{1cf} の値はBT-158、BT-171の両者ではほぼ同一であり、また翼取付角による差も小さい。すなわち α_{1cf} は実用上 α_g のみの関数として取扱えることが分かる。この結果は、任意の運転条件の下で α_1 は

α_g のみの関数であり、上記の α_{icr} に等しいとして与えることを示している。 α_1 が分かれば、任意の運転点で入口速度三角形が決まり、これよりランナ入口相対流入角 β_1 を決定できる。

図7にOCL特性上の点0およびこれより小 K_m 側の運転点(α_g 小, K_m 小)の速度三角形を掲げた。前述のように β_2 はほぼ同一で、絶対流出角 γ_2 は等しくなり、OCL上の出口速度三角形は相似である。またOCL上では周速の小さい程 α_g も小さく、流量も小さいので、 β_1 は無衝突流入角 β_{10} より大きくなり、逆に周速の大きい領域で $\beta_1 < \beta_{10}$ となる。

3.4 ランナ無衝突流入角

前述のように点0は無衝突流入点であるから、 β_{10} を点0における相対流入角から決定できる。このようにして求めた β_{10} を図8に示す。図中 $\Delta\beta_0$ は次式で与えるように β_{10} とランナペーン取付角 β_R との差である。

$$\Delta\beta_0 = \beta_{10} - \beta_R \quad (8)$$

図7 OCL特性上の速度三角形

図8 ランナ無衝突流入角

図8より、BT-158とBT-171とで β_{10} の差は小さく、かつ $\Delta\beta_0$ は翼取付角が異なってもあまり変化しないことが分かる。以上の結果を利用して、次式で定義するランナペーン入射角 i を任意の運転条件下で決定できる(図7参照)。

$$i = \beta_1 - \beta_{10} \quad (9)$$

通常は入射角の定義に翼弦の角度や翼入口角が用いられるが、3次元翼の角度を一次元的に定義するのは難しいので、ここでは翼角度を代表するものとして無衝突流入角 β_{10} を採用することとした。

4. 衝突損失

4.1 衝突損失のランナ入射角による変化

章2の方法で実験的に得られた衝突損失の入射角による変化を調べる。BT-158のOCL上の性能から求めた Θ_{K+OC} の入射角 i による変化を図9に示す。 i の正値の増加に基づく Θ_{K+OC} の増大に比して、 i の負側の増加による Θ_{K+OC} の変化ははるかに大きい。また β_R が小さい程この傾向が著しい。しかしながら前述のように i が正の領域はOCL上で点0より K_u 、 K_m が小さい(α_g も小さい)運転点に対応しており(図7参照)、したがってここでのランナ相対流速は、 K_u 、 K_m の大きい運転条件下にある i の負の領域の値に比して小さいから、この図で入射角の正負による Θ_{K+OC} の変化を直接比較できない。

そこで各運転点における衝突損失を、次式のように入口相対流速 w_1 のヘッドで基準化し、翼列風洞試験におけると同様に同一流入流速の下での衝突損失 Θ_{K+} を調べる。

$$\Theta_{K+} = \Theta_{K+OC} / (w_1^2 / 2gH) \quad (10)$$

$$= \Theta_{K+OC} / [K_m (A_0/A_1) / \sin\beta_1]^2 \quad (11)$$

図9 ランナ衝突損失 (BT-158)

図10はBT-158のOCL流量特性から得られた $\bar{\theta}_{ks}$ の入射角 i による変化を示す。 β_R が小さい程 $\bar{\theta}_{ks}$ は大きい、同一の β_R のもとでは i が正の場合に比して負の場合のほうがやや大きいことが分かる。

図11に示すBT-171に対する結果も前図と全く同一傾向を示している。このように $\bar{\theta}_{ks}$ は i が同一でも β_R によって異なり、 i のみによって一義的に決定できないので、可動翼水車性能の算出には不便である。

4.2 衝突損失係数

翼列の衝突損失係数を直接実験的に調べた研究に、薄い平板翼列に対する石川らの報告⁽⁷⁾がある。そこでは、 θ_{ks} は衝突速度 Δw_u のヘッドに比例する、または、 Δw_u の翼に直交な成分のヘッドに比例するとした2通りの取扱いについて調べている。

$$\theta_{ks} = \zeta_s \Delta w_u^2 / 2gH \quad (12)$$

$$\theta_{ks} = \zeta_N \Delta w_u^2 \sin^2 \beta_{10} / 2gH \quad (12)'$$

ここに、 ζ_s 、 ζ_N ：衝突損失係数。

そこでは、ソリディティが2.5より小さいときは、 ζ_s を一定と見なすことができないが、 ζ_N はほぼ一定となることが示されている。なおこの研究では食違い

図10 衝突損失の入射角による変化 (BT-158)

図11 衝突損失の入射角による変化 (BT-171)

角の実験範囲は周方向から測って 50~90°であって、可動翼水車のように食違い角が極めて小さい範囲 (5~45°) については実験されていない。

式(12)、(12)'の取扱いは、従来各種の流体機械の損失算出に利用されている⁽⁶⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾が、これが妥当であるかどうかを直接明らかにした報告はなく、まして可動翼羽根車のように取付角が大幅に変化する場合にも適用できるかどうかは全く分かっていない。衝突損失という考え方にも問題があると指摘されている⁽¹⁰⁾。

多くの翼列試験資料には、翼列の全圧損失の i に対する変化が報告されているが、それらは i の変化を翼の取付角 (翼列食違い角) の増減で与えて実験しているので、取付角一定のもとでの i による全圧損失を直接知ることができず、またそれを与える関係式も示されていない。

以上により、ここでは式(12)を参考に、衝突速度と衝突損失を次のように定義する。

$$\theta_{ksoc} = \zeta_s \Delta w_{uoc}^2 / 2gH \quad (13)$$

$$= \zeta_s [K_m (A_0/A_1) (\cot \beta_{10} - \cot \beta_1)]^2 \quad (13)'$$

図12はBT-158のOCL流量特性上の性能を対象に、横軸に式(13)'の右辺「」より求めた $\Delta w_u^2/2gH$ を採り、縦軸に性能曲線から求めた θ_{ksoc} をプロットした図である。原点を通る直線の傾斜の正切が ζ_s を与える。 θ_{ksoc} は β_R によらずほぼ同一直線上にあり、 i が正の領域では $\zeta_s \approx 0.85$ であるが、 i が負の領域ではかなり大きく、 $\zeta_s = 1.6 \sim 1.9$ である。

BT-171の場合を図13に掲げた。前図と全く同様に θ_{ksoc} は β_R にはよらずほぼ衝突速度ヘッドとともに直線的に増加しているが、BT-158の場合に比して ζ_s はやや大きく、 i が正の範囲で $\zeta_s \approx 0.95$ 、負の範囲では $\zeta_s = 1.9 \sim 2.1$ である。 ζ_s がBT-158とBT-171とでやや異なる理由は、ランナ羽根数が前者は5枚、

図12 衝突損失係数 (BT-158)

図13 衝突損失係数 (BT-171)

後者は4枚であり、したがって翼列のソリディティの相違による。これは後述のように翼列試験結果と定性的に一致している。

以上の結果は、半径方向に翼形も食違い角もソリディティも大幅に異なる可動翼ランナにおける衝突損失を、代表半径上の衝突速度を用いて式(13)、(13')により算出できることを見出したものであり、実用的にもその意義は大きい。これは、 β_k が変化する場合の代表半径や流路面積を合理的に決定し、かつ無衝突流入角や衝突速度などを β_k に対して一貫性のあるように取扱った結果である。

5. 考 察

5.1 衝突損失の図式決定法の理論的考察

章2に示した性能曲線より図式的に衝突損失 Θ_{ks} を決定する方法を理論的に考察する。任意の運転点における全水力損失 Θ は水車内の各流路の水力損失の和として下記のように与えられる。

$$\Theta = 1 - \eta = \Theta_{Gf} + \Theta_{Gs} + \Theta_{kf} + \Theta_{ks} + \Theta_{vu} + \Theta_{ve} \quad (14)$$

ここに、第1添字のG,R,Dはそれぞれガイドベーン、ランナ、吸出し管を表し、第2添字のf,s,u,eはそれぞれ摩擦損失、衝突損失、旋回損失、拡大損失分を意味する(以下同様)。なおステーパーンおよびその他の損失は極めて小さいので無視する。

上記の各損失は、それぞれの流路形状によって決まる量Bとその流路の摩擦係数 C_f または損失係数 ζ を用いて、次式のように表すことができる⁽⁹⁾。

$$\Theta_{Gf} = C_{fG} B_{Gf} K_m^2 \quad (15)$$

$$\Theta_{Gs} = \zeta_{Gs} B_{Gs} K_m^2 \quad (16)$$

$$\Theta_{kf} = C_{fk} B_{kf} K_m^2 \quad (17)$$

$$\Theta_{ks} = \zeta_{ks} \{ B_{ks} - (K_u/K_m) \}^2 K_m^2 \quad (18)$$

$$\Theta_{vu} = \zeta_{vu} \{ B_{vu} - \rho_z (K_u/K_m) \}^2 K_m^2 \quad (19)$$

$$\Theta_{ve} = \zeta_{ve} B_{ve} K_m^2 \quad (20)$$

以上の諸式を用いると、図1に示したOCL効率特性上の無衝突流入点0および同OCL上の任意の運転点における水力損失は次のように書ける。この場合式中の形状係数Bはガイドベーンを除いて運転点によらず同一であり、また摩擦係数を含めて各損失係数も運転条件によらず等しいとする。点0の値に添字0を付して表し、点0における $\Theta_{ks} = 0$ を考慮すると、

$$1 - \eta_0 = (C_{fG} B_{Gf0} + \zeta_{Gs} B_{Gs0}) K_{m0}^2 + C_{fk} B_{kf} K_{m0}^2 + \zeta_{vu0} \{ B_{vu} - \rho_z (K_{u0}/K_{m0}) \}^2 K_{m0}^2 \quad (21)$$

$$1 - \eta = (C_{fG} B_{Gf} + \zeta_{Gs} B_{Gs}) K_m^2 + C_{fk} B_{kf} K_m^2 + \zeta_{ks} \{ B_{ks} - (K_u/K_m) \}^2 K_m^2 + \zeta_{ve} B_{ve} K_m^2 + \zeta_{vu} \{ B_{vu} - \rho_z (K_u/K_m) \}^2 K_m^2 \quad (22)$$

ここで次式で定義される Δ_s を考える。

$$\begin{aligned} \Delta_s &= (1 - \eta) - (1 - \eta_0) (K_m/K_{m0})^2 \\ &= \{ C_{fG} (B_{Gf} - B_{Gf0}) + \zeta_{Gs} (B_{Gs} - B_{Gs0}) \} \\ &\quad + \zeta_{ks} \{ B_{ks} - (K_u/K_m) \}^2 + \zeta_{vu} \{ B_{vu} - \rho_z \times \\ &\quad (K_u/K_m) \}^2 - \zeta_{vu0} \{ B_{vu} - \rho_z (K_{u0}/K_{m0}) \}^2 \\ &\quad + B_{ve} (\zeta_{ve} - \zeta_{ve0}) \} K_m^2 \end{aligned} \quad (23)$$

既に章2で示したように、OCL上では K_m/K_u は運転条件によらずほぼ一定であり、またランナ出口流れの旋回度は等しく、したがって $\zeta_{vu0} = \zeta_{vu}$ 、 $\zeta_{vu0} = \zeta_{vu}$ となる。以上の条件から式(23)の右辺は下記のようになる。

$$\Delta_s = \{ C_{fG} (B_{Gf} - B_{Gf0}) + \zeta_{Gs} (B_{Gs} - B_{Gs0}) \} K_m^2 + \zeta_{ks} \{ B_{ks} - (K_u/K_m) \}^2 K_m^2 \quad (24)$$

上式の右辺の最後の項は Θ_{ks} で、次式が得られる。

$$\Theta_{ks} = \Delta_s - \{ C_{fG} (B_{Gf} - B_{Gf0}) + \zeta_{Gs} (B_{Gs} - B_{Gs0}) \} K_m^2 \quad (25)$$

上式で、 B_{Gf0} と B_{Gf} 、 B_{Gs0} と B_{Gs} とはガイドベーン開度が違えば異なる値であるが、それらの差は開度が著しく小さな場合を除けば小さいと仮定できるので、右辺の K_m^2 の項は Δ に比して無視できる。これより、

$$\Theta_{ks} = \Delta_s = (1 - \eta) - (1 - \eta_0) (K_m/K_{m0})^2 \quad (26)$$

で、OCL上の性能から Θ_{ks} を算出できることが判る。

5.2 既存翼列資料との比較

節4.1で得られた $\bar{\Theta}_{ks}$ の入射角による変化を既存の翼列資料と比較してみる。BT-171の代表半径上のランナ翼列にはほぼ等しいソリディティを有し、かつ食違い角も近い値の実験値のある安陪⁽¹¹⁾の増速翼列試験資料(8%厚のクラークYおよび適列翼形、周方向から測った食違い角約26~37°、流入角30°)を選び、これより得られた $\bar{\Theta}_{ks}$ を $\bar{\Theta}_{ks} = 0$ となる入射角を基準として表した i に対してプロットした結果が、図14中の○印

図14 既存翼列試験結果との比較 (BT-171)

(クラーク Y) および ●印 (適利翼形) である (その近傍の数値は流入角)。図中に BT-171 に対する図11の結果を実線で示してある。また参考のために、平板翼列に対する報告から得た $\bar{\theta}_{R_s}$ をも記入してある (△印: 生井ら⁽¹²⁾, 4.5%厚, 食違い角約26~35°, 流入角30°, ▲印: 石川ら⁽⁷⁾, 1%厚, 食違い角40°)。

入射角が正の領域 (OCL上で低流量域) の $\bar{\theta}_{R_s}$ の値は、負の入射角の領域の $\bar{\theta}_{R_s}$ よりやや小さい。このような傾向は他の翼列資料⁽¹³⁾ にも見られる。入射角が正負両領域において、○印および●印で示した増速翼列に対する結果は、これと β_R が近い BT-171 の結果と傾向がよく一致している。供試ランナの翼前縁は凸状の負圧面に滑らかにつながり、負圧面入口部が次翼の正圧面とて内部流れを構成するために (図7), 正の入射角に対して入口部が増速流れとなる上に前縁を回り込んだ流れが負圧面に沿い易く、剥離を起こし難いので衝突損失の増加は少ない。これに対し負の入射角が増大した場合は、入口部が減速流れ場となる上に前縁から凹状の正圧面に沿い難く、外部流れのために剥離し易く、衝突損失が大きくなる。平板翼列の試験結果 (△, ▲印) は増速翼列に比して $\bar{\theta}_{R_s}$ はやや小さい。

供試ランナペーンは流路幅にわたって形状の大きく異なる3次元翼列をなしており、ボスからチップにわたる全ての翼断面が点0において無衝突流入になるとは限らない。またボス側では翼取付角が大きく、ソリディティ、翼厚とも大きいので、入射角が変化しても翼前縁からの剥離は起き難い。一方チップ側では翼取付角、ソリディティ、翼厚とも小さいので、入射角に敏感である。したがって図10, 11の入射角による $\bar{\theta}_{R_s}$ の変化は、中央よりチップ側の翼列特性の影響が大きいものと考えられる。これが図14に見られるように、実線の傾向が○印および●印に比してやや大きい主な理由であろう。

6. 結 言

軸流水車ランナの全圧損失の入射角による変化、いわゆる衝突損失をその性能曲線より求める方法を見出し、これを可動翼バルブ水車の模型試験結果に適用して、その衝突損失の翼取付角や運転条件による変化を明らかにした。得られた主な内容は下記の通りである。

- (1) 性能曲線上のオンカム特性を利用して流量の二乗に比例する損失を分離することにより、ランナ衝突損失を求める手法を提示した。
- (2) これを羽根数の異なる2種のバルブ水車 (流量比速度158 および 171) の模型試験結果に適用し、それらの衝突損失の入射角による変化を示した。衝突損失は入射角の増加と共に増大するが、その割合は正の入射角より負の入射角の場合のほうが著しい。また翼取付角が小さい程衝突損失が大きい。
- (3) 衝突損失を衝突速度ヘッドに比例するとする取扱いが、翼取付角が大幅に異なる場合にも適用できることを見出した。この場合の衝突損失係数 ζ_s は入射角の正負によって異なり、正の場合 $\zeta_s \approx 0.85$ (比速度158) および $\zeta_s \approx 0.95$ (比速度171)、負の場合は $\zeta_s = 1.6 \sim 1.9$ (比速度158) および $\zeta_s = 1.9 \sim 2.1$ (比速度171) であった。
- (4) 得られた結果は、類似の増速翼列試験における全圧損失の入射角による変化とほぼ同じ傾向にある。

本研究には、当時神奈川大学大学院生西永晋君の助力を受けた。また研究のまとめに際し、九州工業大学金元敏明助教授、ならびに関東学院大学横溝利男教授にご検討頂いた。併せて深く謝意を表する。

[文 献]

- (1) 妹尾, 他2名, 機論, 43-369 (S52-5), 1803.
- (2) M. Acrivlellis, Forsch. Ingenieur Wesen, 43, (1977), 126.
- (3) 金元, 他5名, 第26回ターボ機械講演会, (H3-5).
- (4) 兼重, 東大工学部紀要, 21-5 (S13).
- (5) 生井, 機論, 19-81 (S28), 61.
- (6) 井田, 機誌, 67-541 (S39-2), 181.
- (7) 石川, 他2名, 機論, 22-121 (S31), 637.
- (8) 石原, 機論, 21-101 (S30), 61.
- (9) T. Ida, J. Hyd. Research, 27-6 (1989), 809.
- (10) 妹尾, ターボ機械, 12-4 (S59-4), 214.
- (11) 安陪, 機論, 18-77 (S27), 16.
- (12) 生井, 他2名, 機論, 40-330 (S49), 417.
- (13) L. Speidel & N. Scholz, VDI-Forsch. 464, (1957).