ダリウス形横流水車のランナ翼に発生する キャビテーションについて*

高松 康生^{*1}, 古川 明徳^{*1}, 大熊 九州男^{*1}
竹之内 和樹^{*2}, 佐々木 俊彦^{*3}, 趙 国華^{*4}

Studies on Cavitation Occurring on the Runner Blade of a Darrieus-Type Water Turbine

Yasuo TAKAMATSU, Akinori FURUKAWA, Kusuo ŌKUMA,
Kazuki TAKENOUCHI, Toshihiko SASAKI, and Guo-hua ZHAO

Cavitation tests were carried out on a Darrieus-type cross-flow water turbine, which would be in practical use for small water power. In the present paper, cavitation phenomena occurring on the Darrieus runner with various blade sections are explained and the characteristics of the incident cavitation coefficient for the attack angles in relative flow around the Darrieus blades are also evaluated with theoretical considerations of the difference between the circular motion of the Darrieus blades and the linear motion of those in a uniform steady flow. As the result, a useful method is proposed for estimating the required net positive suction head (NPSH) of a Darrieus-type water turbine.

Key Words: Hydraulic Machine, Water Turbine, Cross-Flow, Darrieus Runner, Blade Performance, Cavitation

1. ま え が き

エネルギーの有効利用が問題となつて以来、超低落差の自然水力エネルギーや産業廃棄水力エネルギーが見直され、これに適した水車として、構造が簡単であるという大きな特徴を生かした二次元ランナを持つダリウス形水車の開発と実用化試験が行われている⁽¹⁾。ダリウス形ランナは原理的には本来高速形であり流入流速に対して高い周速度での運転が望まれるが、周速度を高くした場合キャビテーションによる著しい性能低下を招くことになる⁽²⁾。しかしダリウス形ランナはまず風力発電用として開発されてきたため、流力性能に関する資料は数多くあるが、水車条件下で問題となるキャビテーションについてはほとんど調べられておらず、しかもダリウス翼の翼特性がその翼の一様定常流中でのものとは異なること⁽²⁾からすれば、両者のキャビテーション特性も当然異なってくるものと考えられる。

そこで、著者らはダリウス形水車のランナ翼に生じ

るキャビテーションの発生様相を実験調査し、翼への相対流入流れとの関係を考察してダリウス形水車のキャビテーション限界とそれに基づく設計指針を検討したので、ここに報告する。

2. 実験装置および実験方法

実験装置の概略と供試ランナの形状を図1に示す。水は上流開水路から試験部①(流路幅 $S=400$ mm)を経て下流水槽へ流れる。流量 Q は送水管路に設けたオリフィスにより求め、有効落差 H と上流開水路水面から翼スパン中央までの水位 h_s は吸出し管内の手動弁⑥により調節され、 H は上流開水路と手動弁上流断面との間での平均全ヘッドの差から翼がないときの両断面間での損失ヘッドを差引いて求めた。有効吸込ヘッド H_{sv} はランナ直前での平均全ヘッドとそのときの水の飽和水蒸気圧ヘッド h_v の差として次式より求めた。

$$H_{sv} = P_a / \gamma + h_s - h_t - h_v \cdots \cdots (1)$$

ここで P_a は大気圧、 γ は水の比重量、 h_t はランナ直前までの損失ヘッドである。本装置は大気開放形なので H_{sv} の値を広範囲に変えることができないので、実験では断面平均流入流速 $\bar{V}$ とランナのピッチ円周速 U を増すことにより、キャビテーション発生に対

* 原稿受付 平成元年10月2日。

^{*1} 正員、九州大学工学部(〒812 福岡市東区箱崎6-10-1)。

^{*2} 正員、九州芸術工科大学(〒815 福岡市南区塩原4-9-1)。

^{*3} 准員、日立製作所日立工場(〒317 日立市幸町3-1-1)。

^{*4} 大連鉄道学院、(中華人民共和国、大連沙河口区西山村)。

する余裕を相対的に変える方法を用いた。翼面上に発生するキャビテーションを翼の回転に同期させたストロボ照明を用いて試験部のアクリル樹脂製側壁から観察した。

なお供試水には常時下流側水槽にためた水を用い、キャビテーションの初生・消滅に影響する空気含有量などは調べていないが、同一条件下での実験を数度行うことによって観察結果の信頼性を確認した。

試験部にある二次元ランナ(1枚翼 $Z=1$, ピッチ円半径 $R=185\text{ mm}$)は、流れに垂直に貫通する車軸と翼⑦、アーム⑧、端板⑨から成る。ランナ1回転中の発生トルク T はトルク計による実測値に翼がないときの損失トルクを加えて求めた。また本装置ではアームにはった3枚のひずみゲージから翼に加わる瞬時流体力の測定も可能である⁽³⁾。供試翼には翼スパン $B=200\text{ mm}$, 翼弦長 $l=55\text{ mm}$ ($l/R=0.297$) の NACA 4518 反り翼(翼 A)と NACA 0018 反りなし対称翼(翼 B)を用い、ピッチ円に対する翼取付角 δ は翼の 25% 反り点で反り線がピッチ円に接するときを零、翼前縁がピッチ円の内側にあるときを正とする。

3. 実験結果

図2に、翼取付角を翼 A で 0° 、翼 B で -5° とそれぞれの翼で良好な効率を得た角度⁽³⁾にとり、 U と $\bar{V}$ を広範囲に変えたときの性能試験結果を示す。翼の1回転中にグリウス翼に対する相対流れは周期的に変わるため、翼面上の圧力分布も回転位置ごとに異なっている。 U または $\bar{V}$ が増加してある値になると翼面上の静圧が最も低下する回転位置においてキャビテーションが初生し、さらに高速になると回転位置のある範囲においてキャビテーションが起こり1回転ごとに発生・消滅を繰返すようになる。図2中の一点鎖線、二点鎖線は車軸の上流側、下流側にあるときにキャビテーションの初生が観察された点を連ねた線である。最高

効率点速度比 $U/\bar{V}=4$ 近傍での初生線を両翼について比較すれば、翼 B の初生は上流側、下流側ほぼ同時であり、翼 A においては上流側で先に生じ、その初生線は翼 B より低速側にある。初生線より高速側では効率がいずれの翼も低下することから、良好な翼効率を与える反りなし翼 B (翼 B の最高効率値 62%, 翼 A は 57%) はキャビテーション初生の点からも有利なことがわかる。

車軸の上流側で発生するキャビテーションの観察結果によれば、翼 A, B のいずれにおいても高速度比側では前縁直後の翼面上にキャビティが発生し、回転に伴う翼面圧力の変化により翼面に沿って成長、消滅する。これに対し、 $U/\bar{V} \leq 2.5$ の低速度比側では翼前縁はく離を起こしており、その翼面から離れたはく離渦中心の低圧部に渦状のキャビティが発生し、翼の回転とともに翼後縁方向に流下し、やがて消滅するという様相の違いが見られた。また車軸の下流側でのキャビテーションの発生様相は、流れが翼の上流側通過時に放出する流下渦および車軸の後流による影響を受けて大

(a) 翼 A (NACA 4518, $\delta=0^\circ$)

(b) 翼 B (NACA 0018, $\delta=-5^\circ$)

図1 実験装置の概略と二次元ランナ

図2 翼性能試験結果

きくひずむ⁽²⁾にもかかわらず、翼 A, B のいずれも上流側における高速度比側での様相と大差ないことが観察された。

図 2 においてキャビテーションを起こしていない状態での等効率線の形状が原点に向かう直線状をしていることから、翼性能は速度比 $U/\bar{V}$ に対して相似性を保つことが認められる。そこで速度比一定のもとで $\bar{V}$

図 3 キャビテーションの成長と翼性能の変化

を高速側に変えたときのキャビテーションの発達と翼性能の変化を調べた。図 3 はその結果の一例で、翼 B を $\delta = -5^\circ$ で $U/\bar{V} = 3.9$ の一定に保ったときの、1 回転中のキャビテーションの発生回転位置とトルク変動 (係数 C_t) の変化を、理論計算⁽³⁾から求まる翼に対する相対流速 W と迎え角 α^* の変化とともに示す。図中の運転点 a~d は図 2 に示す同記号の点に対応する。無次元有効吸込みヘッド ($2gH_{sv}/\bar{V}^2$) が下り約 60 になると、車軸より上流側の回転位置 $\theta = 90^\circ$ と下流側 300° 付近でキャビテーションが初生し、さらに無次元 H_{sv} が低下するとキャビテーションの発生回転範囲が広がり、そこでの発生トルクが減少してくる。この発生トルクの減少が効率の低下をもたらす。無次元 H_{sv} が低下しても無次元有効落差 ($2gH/\bar{V}^2$) はほとんどキャビテーション発生前と変わらない。図 4 に、翼に加わる瞬時流体力実測値から算出⁽³⁾したキャビテーション発生時の翼特性 (揚力係数 C_l , 抗力係数 C_d , 圧力中心 x_c/l) を無キャビテーション時のものと比較して示す。

図 4 中に付した a~d の記号は図 3 の翼の回転位置に対応する。キャビテーションが生じている回転位置での特性 (図 4 中の●印) は無キャビテーション時の特性から外れ、 C_l の低下、 C_d の増加ならびに x_c/l の翼後縁への移動が認められる。図 3 には翼特性計算値から推算式 [文献 (3) の式 (2)] を用いて求めた翼効率 η_c を実測翼効率 η_b と比較して示す。両者がよい一致を示すことから効率推算式を用いて考察すれば、キャビテーションが発生しても有効落差が変化しない原因が、キャビテーションに伴う発生動力の減少分を抗力による損失動力の増加分が補ったことにあることが知られる。

4. ダリウス翼の限界キャビテーション係数

ダリウス翼の回転位置による相対流れの変化のため、翼面上のキャビテーションも翼面静圧分布に応じて図3に示したように1回転中で発生、消滅を繰返す。そこでキャビテーションがダリウス翼の翼面上局所静圧が流体の蒸気圧より下がったときに発生することを考慮して、翼のキャビテーション係数 σ を次式で定義し、ダリウス翼のキャビテーション特性を整理することを試みた。

$$\sigma = \{H_{sv} - \bar{V}^2/(2g)\} / \{W^2/(2g)\} \dots\dots\dots (2)$$

良効率を与える運転点では、翼が車軸より上流側にあるときの上流側キャビテーションが下流側とほぼ同時かまたは下流側より早く初生するので、ここでは上流側におけるキャビテーションの発生、消滅時の σ をその回転位置 θ_i, θ_d での相対流れ計算値を使って求めた。その際の W と α^* には、絶対流入流速を $V = \bar{V}$ として単純計算⁽²⁾より求めた値と渦糸理論を用いた反復計算⁽³⁾より求めた値とが、上流側にあるとき図3に示すように大差ない結果を与えることから、前者を用いた。図5に翼B($\delta = -5^\circ$)について求めた発生時と消滅時のキャビテーション係数 σ_i, σ_d の迎え角特性を示す。一つの運転点で得られる σ_i, σ_d はそれぞれ1点であり、図示した σ_i, σ_d では H_{sv} および $U/\bar{V}$ の運転条件が異なるにもかかわらず、それぞれほぼ同一線上にあり α^* の増加とともに増加する傾向を示す。 σ_i と σ_d に違いが見られる原因には、算出時の相対流れに単純計算値を用いたことに加えて、翼周りの流れの非定常性のため同じ α^* でも翼面静圧分布が両者で異なることが、図4のダリウス翼特性において現れたヒステリシスから容易に考えられる。

図5 限界キャビテーション係数の迎え角特性

ランナ翼にキャビテーションが上流側で初生するときの H_{sv} は、ダリウス翼の発生時キャビテーション係数 σ_i の α^* 特性から決まる。そこで翼A, Bおよび前報⁽²⁾において実験結果を示したNACA 0030翼($l/R = 0.300$)の σ_i の迎え角特性を図6に示す。図6中の●印は翼Bで $\delta = 0^\circ$ のときの値で、これが $\delta = -5^\circ$ のときの σ_i とほぼ同一線上にあることは、ダリウス翼の σ_i の α^* 特性は翼取付角によらず、ダリウス翼の形状に固有のものとして整理されることを示している。図6から、まずNACA 0018翼とNACA 0030翼を比較すると、一様定常流中の定性的傾向と同様に翼厚みが薄い翼のほうが同じ迎え角の値に対して、 σ が大きくキャビテーションを起こしやすく、キャビテーションの面からは厚みが厚い翼が望まれること、ついでNACA 0030翼の結果から翼枚数についてみると、ランナ上流の流れは翼枚数によってほとんど変わらないため上流側キャビテーションの初生は翼枚数の影響をほとんど受けないこと、さらにダリウス翼のピッチ円に沿う反りの有無について翼Aと翼Bを比較すると、反り翼のほうが σ は大きく早くキャビテーションを起こし、反りなし翼のほうがよいことがわかる。

図6には一様定常流中に静止した翼の翼面最小圧力係数の迎え角による変化⁽⁴⁾⁽⁵⁾も載せている。これとダリウス翼の結果を比較すれば、NACA 0018反りなし対称翼をダリウス翼に用いたときはNACA 4418静止翼に、逆にNACA 4518ダリウス翼はNACA 0018静止翼に近い結果を与える。このことは、前報⁽⁶⁾に示したダリウス翼が流れに相対的に反り効果を示し、ダリウス翼の初生キャビテーション係数はそれに等価な一様流中の静止翼⁽⁶⁾のキャビテーション特性資料から予測され得ることを裏付けている。

図6 初生キャビテーション係数の翼形状による違い

5. 限界有効吸込ヘッドの予測

設計において流入流速 $\bar{V}$ と運転速度比 $U/\bar{V}$ が与えられたとき、ランナ 1 回転中のダリウス翼への相対流れ W と α^* の変化は予測され得る⁽³⁾。したがってダリウス翼固有のものとして、図 6 に示した上流側での限界キャビテーション係数、すなわち翼面での最小圧力係数 $-\sigma_i$ の迎え角特性があらかじめ既知であれば、各回転位置 θ における α^* からダリウス翼翼面上での最小圧力係数がわかり、さらにランナ上流での静圧に対する翼面での最大圧力降下量 $(\sigma_i W^2/2)$ の θ による変化が計算される。一例として図 7 に、 σ_i の α^* 特性に図 6 の実測値から求まる近似曲線を用い、図 3 と同じ翼および運転条件に対する結果を示す。ここで k は回転位置 θ での最大圧力降下係数で、

$$k \equiv \sigma_i W^2 / U^2 \dots\dots\dots (3)$$

である。ランナ 1 回転中に W と α^* は位相差をもって変化するため、 α^* と k が最大となる位置は一致しない。ランナ上流の静圧を下げたときのキャビテーションの初生は当然後者において起こり、図 7 を見ればこの位置が $\theta = \pi/2$ 近傍にあり、図 3 の観察結果とよく一致している。したがってランナ翼と運転条件が決まるとランナ 1 回転中の最大圧力降下量(係数 $[k]$)が得られ、さらに限界有効吸込ヘッド $[H_{sv}]$ が次式から求まる。

図 7 キャビテーションが初生する回転位置の計算例

図 8 限界圧力降下係数の速度比による変化

$$[H_{sv}] = \{ \bar{V}^2 / (2g) \} \{ 1 + [k] (U/\bar{V})^2 \} \dots\dots\dots (4)$$

またこのとき、ランナ翼が車軸の上流側にあるときにキャビテーションを生じさせないために必要な上流側水位 h_s は、式(1)から次のようになる。

$$h_s > [h_s] = [H_{sv}] - (P_a/\gamma - h_t - h_v) \dots\dots\dots (5)$$

図 6 の限界キャビテーション特性を用いて求めた供試翼の限界圧力降下係数 $[k]$ の速度比による変化を、図 8 に示す。図 8 には翼 B をピッチ円に対して $\delta = -5^\circ, 0^\circ$ と翼取付角を変えた場合の値も示しているが、 δ が変わると迎え角のランナ 1 回転中における変化が異なるため、同じダリウス翼の限界キャビテーション特性を用いても、両者は図 8 のように違ってくる。図 8 から、最適 δ に設置した NACA 0018 翼(翼 B)は最高効率点速度比 $U/\bar{V} = 4.0$ において $[k]$ の小さな値を示し、キャビテーションの面からも好適であることがわかる。

6. 吸込高さと有効落差の限界

ダリウス形水車の特徴は、従来よりも建設費をさらに低廉にして、より低落差の水力エネルギーへの利用を可能にすることである。したがって図 9 に示すような既存水路などへの簡便な設置を考え、キャビテーションの点から水車設計の指針を探る。ランナにキャビテーションを起こさないためには h_s を高くすることが式(5)から一見される。しかし h_s と有効落差 H との間には式(6)の関係があり、しかも図 10 に示すように H は運転速度比 $U/\bar{V}$ に対して、キャビテーションの有無にかかわらず式(7)の関係を近似的に持つので、 h_s を高くすることは H 、さらに $(\bar{V}^2/2g)$ の増加をもたらすことになる。

$$h_s = H + C_1 \dots\dots\dots (6)$$

$$H \cong (\bar{V}^2/2g) f(U/\bar{V}) \dots\dots\dots (7)$$

ここで C_1 はランナの上流、下流での流れの損失や廃棄損失などであり、 $f(U/\bar{V})$ は図 10 のような設計資料から求まる関数である。したがって式(5)に式(4)、(6)、(7)を代入して整理すれば、 $(\bar{V}^2/2g)$ についてキャビテーションを起こさないための条件式(8)を得

図 9 ダリウス形水車の設置例

図 10 速度比による無次元有効落差の変化

図 11 キャビテーションによる限界有効落差の計算例

る。

$$(\bar{V}^2/2g) < C_2 / \{1 + [k](U/\bar{V})^2 - f(U/\bar{V})\} \quad \dots\dots\dots (8)$$

ただし $C_2 = P_a/\gamma - h_i - h_v + C_1$ である。さらに式(7)と式(8)から、有効落差 H の上限が次式で与えられる。

$$H < [H] = \frac{C_2 f(U/\bar{V})}{1 + [k](U/\bar{V})^2 - f(U/\bar{V})} \quad \dots\dots\dots (9)$$

本計算の一例として図 11 に、式(9)を用いて予測されるキャビテーションの初生限界有効落差 $[H]$ の速度比による変化を実線で示し、キャビテーションの発生が観察により確認された実験点を●印、無キャビテーション実験点を○印で図示して比較する。実験でのキャビテーションの有無の境界と限界落差予測線とのよい一致は式(9)の有用性を与える。また図 11 は、 H がキャビテーションにより極めて低い値に制限されることを示し、グリウス形水車が本質的に超低落差においてしか有効に運転し得ないことを示唆している。

7. ま と め

グリウス形横流水車のキャビテーション試験を行い、一様流中を回転しているグリウス翼に生じるキャビテーションの発生様相を調べるとともに、キャビテーションの初生と翼に対する相対流れとの関係を考察

し、つぎの諸点を明らかにした。

(1) ランナ 1 回転での翼面上の圧力降下量が最も大きい回転位置でキャビテーションが初生し、有効吸込ヘッドの低下とともにキャビテーションが生じる回転位置の範囲は広がり、ランナ 1 回転中で発生、消滅を繰返すようになる。

(2) キャビテーションの発生時の有効落差は発生前と変わらないものの、発生トルクには著しい低下を生じ、効率の低下を招く。

(3) グリウス翼の限界キャビテーション係数の迎え角特性資料を得、翼厚みや反りの有無による違いを明らかにした。

(4) グリウス翼のキャビテーションに関する吸込限界と運転条件に関する予測法を示し、設計指針を明らかにした。

終わりに、本研究が昭和 61 年度文部省科学研究費補助金によることを明記し深謝を表する。

文 献

- (1) 高松・ほか 2 名, ターボ機械, 13-5(1985), 2145.
- (2) 高松・ほか 3 名, 機論, 50-458, B(1984), 2368.
- (3) 高松・ほか 3 名, 機論, 56-528, B (1990), 掲載予定.
- (4) Riegel, F. W., *Aerofoil Sections*, (1961), Butterworths.
- (5) Jacobs, E. N., *MACA Rep.*, No. 460(1933).
- (6) 古川・ほか 2 名, 機論, 53-492, B(1987), 2507.