ダリウス形横流水車のランナ翼の翼特性と 高効率翼形状に関する実験的研究*

高松 康生^{*1}, 古川 明徳^{*1}
大熊 九州男^{*1}, 竹之内 和樹^{*2}

Experimental Studies on a Preferable Blade Profile for High Efficiency and the Blade Characteristics of Darrieus-Type Cross-Flow Water Turbines

Yasuo TAKAMATSU, Akinori FURUKAWA,
Kusuo ŌKUMA and Kazuki TAKENOUCI

Fluid forces and moment acting on a blade of the Darrieus-type runner were measured in addition to the blade performance. The characteristics for various type of blades were evaluated from the measured data with theoretical considerations in an inviscid flow. Some features of those characteristics, including the dynamic effects caused by an unsteady relative flow around the Darrieus-blade, are shown in the present paper. For high efficiency, a noncambered thin blade with relatively long chord length is recommended. Its characteristics are high lift slope, high lift at zero angle of attack and relatively low drag in a wide no-stall region of attack angles. It should also be set tangent to the runner pitch-circle at the 50% chord point of the blade.

Key Words: Hydraulic Machine, Water Turbine, Cross-Flow, Darrieus Runner, Blade Performance, Blade Profile, Blade Setting Attitude

1. はじめに

これまで未開発のまま放置されている超低落差の自然水力エネルギーや産業設備における廃棄水力エネルギーの有効利用、回収を目的として、二次元翼を持つダリウス形ランナを水車に利用する試みが国の内外で散見され、その実用性も実証されつつある⁽¹⁾。しかし個々の実験では NACA 0012⁽²⁾, NACA 64₃-021⁽³⁾のそりなし翼やランナのピッチ円に沿うそりを持つ NACA 63₃-018 円弧そり翼⁽⁴⁾などのさまざまな翼形が試みられており、またランナへの翼の取付け姿勢に関する実験結果⁽²⁾⁽⁵⁾もあるものの、翼形や取付け姿勢の高性能設計に関する指針はまだ明確ではない。また、これらを理論的に検討した研究⁽⁶⁾も、解析には一様定常流中での静止翼の揚力、抗力特性をそのまま用いており、一様流中を回転するダリウス形ランナ翼の翼特性が静止翼のものとは異なること⁽⁷⁾⁽⁸⁾を考慮していない。

著者らは先に非粘性流れにおける一様流中で回転運動する翼と静止した翼の翼特性の基本的違いについて

報告した⁽⁹⁾。実際の翼周りの流れは粘性による非定常効果を受ける。そこで本報では、ダリウス形ランナ翼に加わる瞬時流体力の直接測定を行い、前報⁽⁹⁾の考え方に立って測定力よりダリウス翼の翼特性を算出して、ダリウス翼の性能評価に用いる代表相対速度ベクトルは圧力中心での値を採用するのがよいとする前報の考え方の妥当性を確認したうえで、翼特性と翼効率の両者から好適な翼形状と翼取付け姿勢の選定のための普遍的な指針を調査する。

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矩形断面(200×400)を持つ試験部①を経て下流開水路へ流れる。流量 Q は送水管路に設けたオリフィスにより求め、ランナに加わる有効落差 H は吸出し管内の手動弁⑥により調節され、上流開水路と手動弁上流断面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し引いて求めた。試験部には1枚翼(翼スパン B)の二次元ランナがあり、図に示すように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。供試翼には、図2に断面形状(翼弦長 l , ピッチ円半径 R)を示す5種類の NACA 四字番号翼(翼 A, B, C, D, E)、一様流中

* 平成2年3月13日 九州支部第43期総会講演会において講演、原稿受付 平成元年7月31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)。

で圧力中心位置がほぼ一定の性質を示す翼の翼弦をピッチ円に沿わせた 2R₂18C 翼(翼 F)および低抵抗特性を持つ NACA 64₃-018 翼(翼 G)を用いた。翼はアームの先端に取付けられ、翼のアームへの支持点は対称翼では 25%弦長点、そり翼ではこれに相当するそり線上の点である。

翼の支持点に加わる流体力とモーメントは次の方法で求めた。上下 2 本のアームそれぞれに図 3 に示すように貼った 3 枚のひずみゲージの出力をスリップリング(図 1 の②)を介して A/D 変換後集録し、ランナ 1 回転ごとの周期的変動波形を 16 回転分重ねて平均する。その平均値から空転時の翼とアームの遠心力によるひずみ量と水中を翼なしで回転するアームに加わる流体力によるひずみ量を差引いて翼が受ける流体力による瞬時ひずみを求め、ひずみと応力の校正曲線をもとに支持点での半径力 F_r 、接線力 F_u 、モーメント M を算出した。

図 1 実験装置の概略と試験ランナ形状

l/R	Aerofoil Sections		
0.297	(A) NACA4518	(D) NACA4530	(F) 2R ₂ 18C
0.297	(B) NACA0018	(E) NACA0030	(G) NACA64 ₃ -018
0.200	(C) NACA0018		

図 2 供試翼の断面形状

図 3 試験部断面と翼に加わる流体力とモーメント

実験は試験部断面平均流速 $\bar{V}=1.0$ m/s のもとで、速度比 $U/\bar{V}$ とピッチ円に対する翼の取付け角 δ を変えて行った。ただし U はピッチ円上での周速、 δ は対称翼では翼弦が支持点でピッチ円に接する状態、そり翼ではそり線がピッチ円に重なる状態をそれぞれ零とし、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

3.1 翼形状による翼効率の比較 翼効率実測値 η_0 を翼の 1 回転中の発生動力の平均値と有効落差から求まる水動力の比として次式で定義する。

$$\eta_0 = [(\bar{F}_u \cdot R + \bar{M})\omega] / (\rho g Q H) \quad \cdots \cdots (1)$$

ここで $\bar{}$ は 1 回転平均、 ω は回転角速度、 ρ は水の密度、 g は重力加速度である。

図 4 は各供試翼で最高効率点での δ と $U/\bar{V}$ のいずれか一方を固定し他方を変えた場合の η_0 の変化を示す。各供試翼が最高効率を示す δ は、そり翼ではそり線がピッチ円に沿う $\delta=0^\circ$ 、そりなし翼では翼厚みと弦長によって異なるが $\delta=-2.5^\circ \sim -5.0^\circ$ の負値である。翼厚みが薄く翼弦長が長い翼ほど高効率を示し、その有無にはあまり関係しないようである。最高効率は翼 B で $\eta_0=0.62$ が得られ、翼弦長が長く厚みが薄いそりなし対称翼が効率的に良好であった。また低抵抗翼(G)の利点は認められず、2R₂18C 翼(F)は他より広範囲の $U/\bar{V}$ で高効率を示した。

3.2 ダリウス翼特性の算出方法 性能計算における翼効率の推算には、翼が発生する瞬時動力と翼の抗力に逆らって流れを維持するのに要する抗力損失動力の和を流体が翼に供給する水動力と考えて、

$$\eta_c = \frac{\int_0^{2\pi} (F_u \cdot R + M) \omega d\theta}{\int_0^{2\pi} [(F_u \cdot R + M) \omega + \frac{1}{2} \rho W^3 B l C_d] d\theta} \quad (2)$$

を用いている。したがって前節の結果をダリウス翼の

(a) $U/\bar{V}$ による変化

(b) δ による変化

図 4 実測翼効率

$$x_c/l = 0.25 + (M - \Delta M) / \{[(F_r - \Delta F_r) \cos(\delta - \delta_0) + (F_u - \Delta F_u) \sin(\delta - \delta_0)] l\} \dots\dots\dots (3)$$
$$F_r = -0.5\rho W^2 B l [C_l \cos(\delta_c - \delta + 2\Delta\delta) + C_d \sin(\delta_c - \delta + 2\Delta\delta)] + 4F_r \dots\dots\dots (4)$$

$$F_u = 0.5 \rho W^2 B l [C_l \sin(\delta_c - \delta + 2\Delta\delta) - C_d \cos(\delta_c - \delta + 2\Delta\delta)] + \Delta F_u \dots\dots\dots (5)$$

図6にはそり翼Aとそりなし翼Bの結果を比較例示している。翼Bの支持点には常に負のモーメントが作用し、翼がランナ軸より上流側にあるとき下流側にあるときに比べ大きな正の接線力と負の半径力が加わる。一方翼Aの支持点でのモーメントはほぼ零で、上流側と下流側の半径力と接線力の大きさにはランナ軸と翼の後流によると思われる違いがある程度でそりなし翼ほどの顕著な差は見られない。このようなそりの有無による実測値の違いが、両者の相対流入流れがほぼ同じ〔図6の(e)と(f)〕であっても、(g)、(h)に示すダリウス翼特性には差をもたらす。

The diagram shows a mechanical system with a rotating body. A curved line represents a spring with stiffness R . A point O is the center of rotation. A point C is on the spring. A point D is on the rotating body. A point F_u is on the rotating body. A point M is on the rotating body. A point L is on the rotating body. A point W is on the rotating body. A point α^* is the angle of rotation. A point ω is the angular velocity. A point x_c is the displacement of point C . A point δ_c is the displacement of point C . A point $2\delta_o$ is the displacement of point D . A point δ is the displacement of point L . A point $\delta_c + 2\Delta\delta$ is the displacement of point C . A point $-F_r$ is the reaction force. A point $-M$ is the moment. A point ℓ is the length of the spring. A point α^* is the angle of rotation. A point ω is the angular velocity.

図 5 ダリウス翼と相対流れ, 流体力の幾何学的関係
(O: 翼の支持点, C: 圧力中心)

図 6 実測流体力と計算結果の例

なるほど実測値との隔たりは大きく、効率 η_b を正しく予測できない。これに対して圧力中心位置での揚・抗力の方向を考慮して求めた翼特性を用いた場合の計算値 η_c は、図 7 (a) に示す翼 B における δ と $U/\bar{V}$ および (b) に示すその他の供試翼での最適 δ における $U/\bar{V}$ の広い範囲で η_b に近い値を示す。 η_b にはランナ下流での偏流の混合損失が含まれていることを考えると、 η_c が η_b より幾分高い効率を予測してもおかしくはなく、両者の比較的良好一致は、既報⁽⁹⁾で述べた相対流れと流体力の方向についての考え方の適切さ、ならびにその考え方に従って算出したダリウス翼特性の信頼性を裏付けている。

3.4 翼形状によるダリウス翼特性の比較 図 6 (g), (h) に示したダリウス翼特性を全供試翼について α^* を横軸にとって図 8 に示す。図中の○印を連ねた実線は各供試翼の最高効率点におけるランナ 1 回転での変化を示し、○印に付した a, b, c, d の記号は図 3 の翼の回転位置に対応する。+ と × 印はそれぞれ δ を一定にして $U/\bar{V}$ を、あるいは $U/\bar{V}$ を一定にして δ を変えたときの瞬時値を重ねたものである。翼が車軸下流から上流に向かう $d \rightarrow a \rightarrow b$ の回転位置での翼特性は運転状態によらずほぼ同一線上を移動する。図中の破線はこれを次式で近似し、式中の係数 k_i , C_{i0} , k_a , C_{a0} に表 1 の値を用いたときの線である。

$$C_l = k_l \sin \alpha^* + C_{l0} \quad \cdots \cdots \cdots (6)$$

$$C_a = k_a \alpha^{*2} + C_{a0} \quad \cdots \cdots \cdots (7)$$

翼特性が重なるこの領域について供試翼を比較すれば次のことがわかる。前報⁽⁹⁾で述べたように、そのの有無によって $\alpha^* = 0$ での揚力係数 C_{l0} と x_c/l の α^* による変化は大きく異なり、そり線がピッチ円に沿うそ

り翼は一樣流中で静止したそりなし翼、そりなしのダリウス翼は一樣流中で静止したそり翼とほぼ同様の特性となる。またダリウス翼においても、翼厚みが増すと揚力こう配 $dC_l/d\alpha^*$ は減って $\alpha^* = 0$ での抗力係数 C_{a0} が増えるという一樣流中での静止翼と定性的に同じ傾向を示す。低抗力特性を期待した供試翼 G は比較的高い抗力こう配 $dC_a/d\alpha^*$ を与える。翼が上流から下流に向かう回転位置 $b \rightarrow c \rightarrow d$ では非定常効果によるヒステリシスが生じる。その主たる特徴は翼が上流にあるときに見られる。失速を起こす場合、失速の開始はまず x_c の翼後縁方向への移動と C_a の増加として現れ、 C_l はその後しばらく直線的に増加したのち急減する。また非失速の場合、 C_l には顕著なヒステリシスが見られないが、 C_a は最大迎え角ののち急減し局所的に負となる特異な動的挙動を示す。

次に失速領域について見れば、いずれの翼も失速開始後 $|\alpha^*|$ の増加とともに C_a は急増し、最大 $|\alpha^*|$ の近傍で最大値 C_{am} をとる。この最大 $|\alpha^*|$ の増加とともに C_{am} も増えるが、翼の 1 回転中に抗力が C_{am} に至る変化経路はそのときの最大 $|\alpha^*|$ の値（上流側で α_a^* 、下流側で α_s^* ）により異なる。そこで運転条件ごとの α_a^* , α_s^* と C_{am} の関係を調べ、これを抗力の失速特性として図 9 に示す。非失速時の抗力近似式 (7) である図中の破線から外れた C_{am} を失速に伴う最大抗力値とし、これを連ねた一点鎖線と破線との交点での迎え角を失速開始迎え角 α_{su}^* （上流側）、 α_{sd}^* （下流側）とすれば表 1 に示す値を得る。それらにはそりなし翼では $|\alpha_{su}^*| < |\alpha_{sd}^*|$ 、そり翼では $|\alpha_{su}^*| \cong |\alpha_{sd}^*|$ となり、また弦長が長く厚みが厚い翼ほど非失速の α^* 領域が広いという翼形状による定性的特徴が認められる。

(a) 計算代表点の違いによる比較

(b) 各供試翼での比較

図 7 実測翼効率 η_b と式 (2) による計算値 η_c との比較

4. 好適翼形状に関する考察

供試翼によって最高効率およびその点での $U/\bar{V}$, δ が図4のように異なる原因が各供試翼の翼特性の違いにあることは言うまでもない。翼の高性能設計への指針を得るためには、効率と翼特性の定量的関係を考察し、翼効率に差異を示した要因を明示しておく必要がある。そこで、いずれの翼においても最高効率点での翼特性は、図8に示したように α^* の非失速範囲にありヒステリシスも小さいことから、ダリウス翼特性に式(6), (7)を用いた性能計算⁽⁹⁾を行い、式中の各パ

表 1 供試翼の翼特性の基本パラメータ

Tested Section	A	B	C	D	E	F	G
k_g	5.40	5.40	5.40	3.41	3.87	5.40	5.40
C_{l0}	-0.07	0.30	0.21	-0.06	0.27	-0.04	0.30
k_d	1.27	1.27	1.27	0.78	1.02	1.27	1.50
C_{d0}	0.018	0.018	0.018	0.038	0.030	0.018	0.021
α_{su}^*	17°	20°	15°	21°	23°	20°	18°
α_{sd}^*	-18°	-16°	-13°	-13°	-19°	-18°	-15°

ラメータ k_l , C_{l0} , k_d , C_{d0} が効率に及ぼす影響を調べた。図10は表1の翼Bでのパラメータの値を基本とし、各パラメータを変化させて算出した効率式(8)中の発生動力係数 $C_{po} = C_{pol} + C_{pod}$ と抗力損失動力係数 C_{pdl} を示す。ここで各係数は1回転平均動力を $(\rho \bar{V}^3 BR)$ で割った値で、 C_{pol} と C_{pod} は発生動力の揚力と抗力による成分である。

$$\eta_c = (C_{pol} + C_{pod}) / (C_{po} + C_{pdl}) \dots\dots\dots (8)$$

図中の破線はパラメータに基本値を用いたときの結果で、他はこれに対してそれぞれ一つのパラメータのみを図中の表の値に変えた場合の結果を示す。

図10から次のことがわかる。まず $U/\bar{V}$ について見れば、速度比とともに C_{pol} は増すものの C_{pod} と C_{pdl} も増え、その結果として低い C_{pol} の値を与える低速度比側ほど高効率となる。しかし実際には速度比が低くなれば、1回転中の α^* 範囲も広がり翼は失速を起こすため図8のように C_d が急増し、効率も低下する。図9において α^* の非失速領域が広い翼特性を

(a) 供試翼 A (b) 供試翼 B (c) 供試翼 C (d) 供試翼 D (e) 供試翼 E (f) 供試翼 F (g) 供試翼 G

図 8 ダリウス翼特性の供試翼による比較 (○: 最高効率点, +: $U/\bar{V}$ による変化, ×: δ による変化)

(a) 供試翼 A (b) 供試翼 B (c) 供試翼 C (d) 供試翼 D (e) 供試翼 E (f) 供試翼 F (g) 供試翼 G

図 9 異なる運転状態における抗力係数の最大値 C_{dm} [○: C_d の最大値, — —: 式(7)]

図 10 翼特性の基本パラメータと翼効率の関係

示した翼 D, E の最高効率点速度比が図 4 のように他の翼より低いのはこのためである。次に δ について見れば, δ を増やすと図 6 (f) からわかるように偏流の影響を受けない上流側で α^* が大きくなるので C_{pol} はわずかに増加する。しかし $-C_{pod}$ と C_{pd} は $\delta = -5^\circ$ 近傍で最小となり, その結果として効率もこの δ のとき最高値を与える。これは図 4 に示した実測結果の傾向と一致しており, このことから最適 δ は C_d が最小となる α^* を中心にして翼の 1 回転にわたって α^* が非失速範囲を幅広く変化するように選ばよいことがわかる。したがって図 8 のいずれの供試翼においても C_d の最小値は $\alpha^* = 0$ の近傍にあり, さらに α^* が物理的には 50% 弦長点での相対流れと翼弦とのなす角である⁽⁹⁾ ことから, 翼の最適取り付け姿勢は翼弦が 50% 弦長点でピッチ円に接する状態であると判断される。

最高効率点での速度比 $U/\bar{V}$ と翼取り付け角 δ には各パラメータの値の変化は影響しないが, 効率の値自身には大きく影響する。図 10 によれば, k_t と C_{l0} が大きく k_d と C_{d0} が小さい翼特性を持つ翼ほど高効率となる。また前述のように α^* の非失速領域が広い翼ほど最高効率は高くなる。図 8 と 9 の特性を見れば翼 D と

E は k_t が小さく C_{d0} が大きいこと, 翼 C は α^* の非失速領域が狭いこと, 翼 G は α^* の非失速領域が狭く k_d が大きいことが低効率をもたらしたと言える。また翼 A, B, F のうち翼 B で最高効率が得られたことには他の二つの翼より C_{l0} が大きく正であること, すなわち動力発生により多くを偏流の影響を受けない上流側で行っていることが寄与していることが考えられる。

5. ま と め

系統的に翼形状を変えた二次元 1 枚翼ランナの翼性能の調査と翼に加わる流体力の直接測定を行い, 次の諸点を明らかにした。

(1) 既報の考えに基づき従来不明であった実際の流れにおけるダリウス翼特性 (一樣流中を円運動している翼の特性) を示した。特性の主たる特徴にはそりなしダリウス翼が一樣流中に静止したそり翼に, ピッチ円に沿うそりを持つダリウス翼が一樣流中でのそりなし静止翼に対応すること, 翼 1 回転中の翼特性にはヒステリシスが現れ, 非失速のとき抗力係数が急減して負となる特異な挙動を示すことが挙げられる。

(2) 従来性能予測計算に用いられてきた翼効率推算式に実測ダリウス翼特性を用いて求めた計算値は実測効率とよい一致を示し, 効率推算式の妥当性と翼に作用する流体力についての著者らの考え方の適切さおよびダリウス翼特性実測結果の信頼性を確認した。

(3) 効率と特性を用いた考察から, 高効率となる最適翼形状と翼取り付け姿勢に関する設計指針を明確にした。すなわち形状は翼厚みが薄く翼弦長が比較的長いそりなし対称翼が好適で, 取り付け姿勢は翼の 50% 弦長点で翼弦がランナピッチ円に接するように決めるのがよい。

終わりに本研究が昭和 59, 60 年度科学研究費エネルギー特別研究補助金によることを明記して謝意を表する。

文 献

- (1) 高松・ほか 2 名, ターボ機械, 13-5(1985), 21.
- (2) 三宅・ほか 3 名, 機論, 49-447, B(1983), 2575.
- (3) Faure, T. D., NRC Canada, Div. of Mech. Eng., TR-HY-005(1984).
- (4) 樟・ほか 4 名, 電気学会全国大会講演論文集, (1984-4), 1382.
- (5) 高松・ほか 3 名, 機論, 50-458, B(1984), 2631.
- (6) 村田・ほか 2 名, 機論, 48-429, B(1982), 861.
- (7) 文献(5)の 2368 ページ.
- (8) Wilson, R. E., ほか 3 名, Trans. ASME, Ser. I, 105-1(1983), 53.
- (9) 古川・ほか 2 名, 機論, 53-492, B(1987), 2507.

討 論

〔質問〕 久保田 喬〔富士電機(株)〕

実際の偏流の存在する流れ場におけるダリウス翼の特性を詳細に解析されたことに敬意を表す。水車は落差は流量の変化にかかわらず回転数一定で運転する必要がある。出力の需要変化に応じて、また落差が変化すると $\bar{V}$ が大幅に変化するので、図 4 (a) の効率カーブがなるべく平らであることが望ましい。

(1) $U/\bar{V} < 3$ および $U/\bar{V} > 5$ における翼 D~F の特性がどうなるのか、データがあれば教えてください。

(2) 広い $U/\bar{V}$ の範囲で良好な性能を示すためには、どのような翼形を選定すべきか、ご意見があれば伺いたい。

(3) 2 章の説明によると、 H は「水車の有効落差」ではなく、「ランナヘッド」のように思われる。翼特性を求めるためにランナヘッドを使用するのはよいが、混乱を避けるためには「有効落差」の用語は避けたほうがよいのではないか。

〔回答〕 (1) 図 4 には $U/\bar{V} = 3.0 \sim 5.0$ の実験結果を示したが、実験は $U/\bar{V} = 2.5, 5.5$ においても行った。そこで $U/\bar{V} = 2.5 \sim 5.5$ における翼 D, E, F で最高効率を与えた翼取付状態での翼効率変化を翼 B の結果と併せて付図 1 に示す。

(2) 本文中に述べたように、広範囲の速度比で高効率を与える翼形を選択するには、揚抗比が高く、非失速迎え角範囲が広いことが望まれる。ただし揚抗比が高ければ失速が早く起こるというように、この二つの条件は互いに相反するので、両者の妥協点として翼形を選ばざるを得ないと思われる。本論文に示した実験結果からすれば、最高効率値ならびに高速度比域で

付図 1 速度比による翼効率の変化

の特性の平坦さにおいて、厚み 18 % 程度の反りなし翼が適当と考えられる。

なお、小水力利用における運転制御方式については、ダリウス形水車の特性を考慮した新たな方式を今後検討する必要があると考える。

(3) ご質問は、本論文における有効落差に手動弁(本文図 1 の⑥)の損失が含まれていないことを指摘してのことと解釈する。本装置の手動弁は実験における流量調節のための単なる抵抗体であり、実機における出力調整方式を想定したものではない。したがって本論文では、ランナヘッドが有効落差を表すものと考え、2 章で定義した方法により求めた。(2)でも述べたように、出力調整などは今後の課題である。