

ダリウス形横流水車

Darrieus-type Crossflow Water Turbine

高 松 康 生*

Yasuo Takamatsu

1. はじめに

水力エネルギーの開発における最近の世界的動向の一つは、小水力向け水車に対する需要の増加である。この事情は、新エネルギー財団が行ったわが国の包蔵水力に対する第5次調査において、昭和60年以後の開発予想水力が2,500地点、1,600万kW、1ヶ所平均6,500kWとなっている¹⁾ことからもうかがわれ、石油代替エネルギーの開発促進のため、従来経済性の点からかえり見られなかった小規模地点あるいは低落差地点にも積極的に開発の手を伸ばして行こうという国策的な観点に基づいている。

すなわち小水力では、大規模水力に比べ土木費、機器費とも割高になり、従って経済性の改善が重要課題の一つであって、これは低落差の場合も同様である。水の動力が落差と流量の積で定まるので、たとえ落差が低くても水量が多ければダムで集水増速して供給することにより、水車出力は十分大きく選びうるように一見思われるが、過度の増速は水車出口から放水路に至る間での流動損失を著しく増加させ、水車に対する有効落差が低下してかえって出力の減少を招く結果となる。このため低落差水車は出力も小さく、その割に寸法が大きくなる。例えばソ連のKislogoubaskaia発電所の超低落差水車は有効落差1.28mでわずか400kWの出力にもかかわらず、3.3mという大きなランナ外径を持つ²⁾。

低落差水車としては現在、横軸円筒プロペラ水車が用いられているが、効率は比較的高いものの構造的に相当複雑で、経済性の点から適用落差範囲もおのずから限定され、その改善は低落差開発の課題の一つである。

ところで、風力発電用として開発が試みられている

ダリウス形羽根車は原理的に高速形で、水車ランナに用いるならば低落差での使用に適していると考えられる。加えて車軸が流路と直交する横流形の羽根車であるため、水車並びに付属流路の構造が簡単で、上記の経済性の面から目的にかなった水車形式で、自然水力だけでなく農業用水路、工業用水路などの既設の設備における廃棄エネルギーの回収利用といった省エネルギー対策を含めて考えるならば、十分実用の可能性を有すると思われる。

ダリウス形風車の性能に関してはこれまで多くの研究報告があるが、水車として使用する場合には、風車のように開放空間で流れの運動エネルギーだけを対象とするよりも、ランナを閉水路内に置いてその前後に圧力差を作り出力の増加を図るほうが有利と考えられ、そのためには風車に関する既往の資料だけでは不十分で、水車条件下での研究が必要となる。

このような考えに基づいて、著者らは文部省科学研究費エネルギー特別研究のテーマとして低落差水力発電が取り上げられたのを機会に、ダリウス形水車を実際に試作し、その性能を実験的に調べるとともに理論計算結果との比較を試みた。ダリウス形水車についてはこれまでに村田³⁾が性能の理論解析を試みているが、実験による資料はいままで見当らず、エネルギーに関心のある方々のご参考までに以下にその概略を述べることにする。従って本稿が研究報告的な内容となることをあらかじめご了解いただきたい。

2. 実験装置

ダリウス形風車では、大形のものになるとロータ直径が20mを越え、翼に加わる応力が重大な問題となるため、一般に翼を弓形に曲げた ϕ 字形のロータが用いられるが、水車の場合にははるかに小形であることから、構造の簡単化をねらって車軸に平行な直線翼を持つ2次元形のランナを採用し、これを長方形断面の流

*九州大学工学部教授

〒812 福岡市東区箱崎6-10-1

路内に置いた。図-1は試験水車の車軸に垂直な断面を示している。水は図の左側から右側へと流れ、翼は流れを1回転に2回横断しながら回転する。ランナはピッチ円直径 $D=200$ mm、紙面に垂直方向の翼スパン $B=300$ mm、翼弦長 $l=30$ mmで、図-2の拡大図に示すように、そののない対称翼形のNACA 0030翼を前縁から $1/4$ 弦長の点で翼弦がピッチ円に接するように取り付けられている。翼数 z は1~4枚の範囲で変更できる。風車の場合と比べて厚弦比の大きな翼形を用いているが、これは翼の曲げ強度の向上が主たる目的で、加えて失速迎え角を大きくする意図を含んでいる。

本実験の目的の一つは水車性能に対する流路壁の影響を調査することで、そのため図-1の2点鎖線のように流路の上下に板を取り付けることにより、流路高さ S を $S/D=1.33, 1.05, 0.95$ の3通りに変えて試験した。最後の0.95においては上下壁面を一部円筒面状に削りてある。またランナの前後での流れの様子を知るために、図-1に示す断面①と②の翼スパン中央の点で、5孔球形ヨーメータにより流れの全圧と流速の流路高さ方向の分布を測定した。

水車を通る流量 Q は送水管に設けたオリフィスで測定した。ランナに加わる有効落差 H は、上流水路とランナ下流の流れが十分に一様化した点との間の全ヘッド差から、ランナが無い状態であらかじめ測定した两点間の全ヘッド差を差し引いて求めた。またランナの発生トルクは1回転ごとに周期的に変動するから、トルクメータの変動出力を10回転にわたって平均し、これに空転時の平均抵抗トルクを加えて平均トルク \bar{T} を得た。

3. 計算による性能予測

ダリウス形ランナの作動原理を図-2に示している。絶対速度 V で流れる密度 ρ の流体中を周速度 U で回転している翼を考える。翼は回転位置 θ において流れに

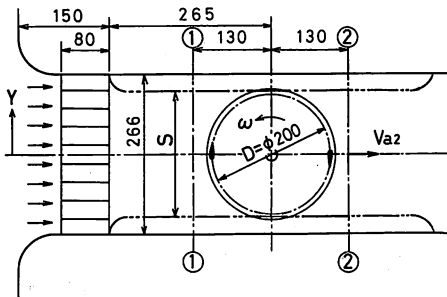


図-1 水車断面図

対し迎え角 α 、相対速度 W の状態にあり、流体から紙面に垂直方向の単位長さ当りに揚力 F_l 及び抗力 F_d を受け、それらの周方向分力の差によって回転方向に推進力 F_u を受ける。そこでいま定義に従い揚力係数 C_l と抗力係数 C_d を

$$C_l = F_l / (\rho l W^2 / 2), \quad C_d = F_d / (\rho l W^2 / 2)$$

と表わせば、スパン B の翼が発生する理論トルク T_{th} と理論翼効率 η_{th} の瞬時値は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} T_{th} &= F_u B D / 2 = C_{lth} \rho V^2 B D^2 / 2 \\ \eta_{th} &= F_u U / (F_u U + F_d W) \\ &= \frac{C_l \sin \theta - C_d (\cos \theta + U/V)}{C_l \sin \theta + C_d (\cos \theta + V/U)} \end{aligned}$$

ただし理論トルク係数 C_{lth} は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} C_{lth} &= (l/2D) \sqrt{1 + 2(U/V) \cos \theta + (U/V)^2} \\ &\quad \times \{C_l \sin \theta - C_d (\cos \theta + U/V)\} \end{aligned}$$

翼数 z のランナの1回転間の平均トルク \bar{T}_{th} 並びに平均トルク係数 \bar{C}_{lth} は

$$\bar{T}_{th} = \frac{z}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_{th} d\theta = \bar{C}_{lth} \rho \bar{V}^2 B D^2 / 2$$

ここで \bar{V} は断面平均流速である。平均翼効率 $\bar{\eta}_{th}$ を同様に定義し、さらに理論平均出力係数を

$$\bar{C}_{pth} = 2 (U/\bar{V}) \bar{C}_{lth}$$

と定義する。またランナの回転角速度を ω 、重力の加速度を g とすれば、ランナに加わる理論落差は次式のように定義できる。

$$\bar{H}_{th} = \bar{T}_{th} \omega / (\rho g B S \bar{V} \bar{\eta}_{th})$$

これらの翼効率、トルク係数および出力係数は、それぞれの θ における C_l と C_d が与えられれば、上の各式

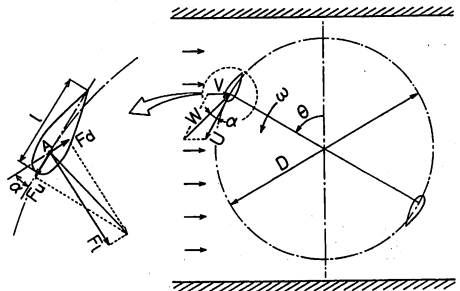


図-2 ダリウス形水車における翼の作用

より U/\bar{V} の関数として計算することができる。ところが翼のまわりの流れが θ によって変化する非定常流れであるのに対し、利用しうる翼特性としては風洞試験による一様定常流中での資料しかなく、これから各瞬間の C_l, C_d を評価するには何らかの仮定を用いるをえない。ここではつぎの二通りの方法を用いる。

(a) 流体の絶対速度はすべての点で \bar{V} であるとする。翼はピッチ円と翼弦の接点 A にあると考え、この点の相対速度が周速度となす角 α を迎え角として風洞試験による定常翼特性から C_l, C_d を求め、それから得られる流体力が点 A に働くとする。この計算によって得られた値を添字 ih に替えて i を付して表わす。

(b) 翼に加わる揚力の変化に伴い翼のまわりの循環が時間的に変化し、変化分は渦層となって翼から連続的に放出され、流れに乗って下流へ運ばれて行くから、この渦による誘起速度が点 A での流れを変える。さらに翼が複数であれば、自分以外の翼とその放出渦層からも同様の影響を受ける。また、流路の上下壁の存在も当然点 A の流れに影響を及ぼす。そこでこれらの影響を考慮して α と W を修正し、これを用いてあとは(a)と同じ手順で点 A に働く流体力を計算する。計算には

村田ら³⁾の方法を用いた。この方法による計算値を添字 ih に替えて v を付して表わす。

翼特性としては、縦横比 6 の NACA 0030 翼に対する風洞試験値⁴⁾を、他の厚弦比の翼についての資料⁵⁾⁶⁾を参照して縦横比無限大の場合に換算した値を用いた。

図-3に供試 2 枚翼ランナの水車性能の計算結果を示す。図から、流路高さの増加は水車出力を著しく低下させ、放出渦層を含めて翼がもたらす誘起流れが水車出力を低下させる方向に働くことが知られる。一方、最高効率とその点での速度 U/\bar{V} に対しては、これらはあまり大きな影響を与えないという結果を得た。図-4は後章における実測結果との比較のため、(a)の計算方法で得られた 2 枚翼ランナの理論水車特性を等高線図で示したものである。図中の $\eta_{th} = 0.646$ はこのランナの最高効率状態を示し、この等高率線のこう配が与える速度比は $U/\bar{V} = 3.77$ である。

4. ランナ下流の流れ

図-5はランナ下流の断面②における流路方向分速度 V_{a2} と、ランナを通過したことによる全ヘッド降下量 ΔH の $S/D = 1.33$ のときの実測分布で、翼によって流路内に作り出される偏流の様子をよく示している。 $z = 0$ すなわち翼を外した状態では車軸の後流を除いて流速、ヘッドともほぼ一様であるが、翼数が増すに従い流れは次第に上下壁近くに片寄り、翼が描く回転面と壁との間のすきまを多量の流体が仕事をすることなく通過する結果となる。図中の点線は前章(b)の計算によって得られた断面②での速度分布で、実測値に近い結果を与える。

図-6は流路高さを変えた場合の流れの比較で、上下壁でのすきまを狭めることによりヘッド降下量零のままで通過する流れが消滅し、偏流も緩和されることを示す。以上に見られる偏流の発生は翼が下流側で流路を横切るときの発生トルクを減少させ、前章の計算結

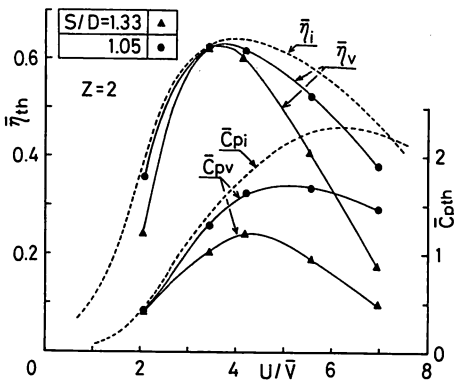


図-3 計算による翼効率と出力係数

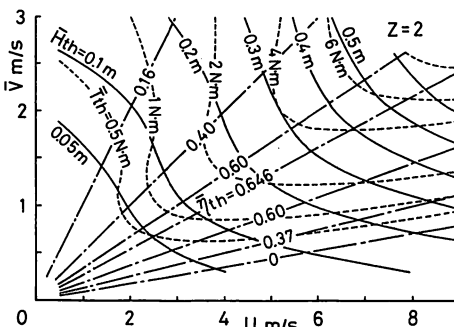


図-4 計算による水車特性

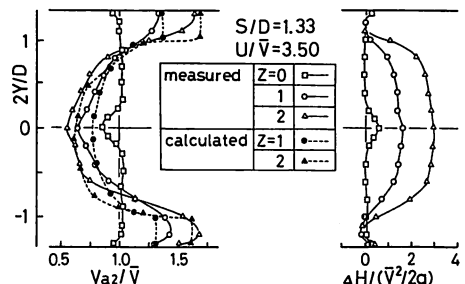


図-5 翼数によるランナ下流の流れの変化

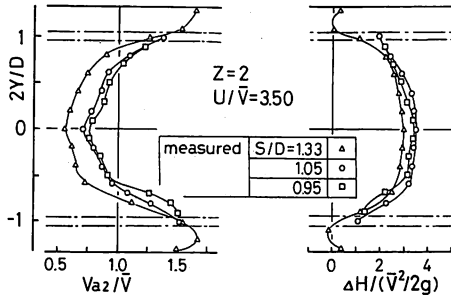


図-6 流路高さによるランナ下流の流れの変化

果が示す流路高さの増加に伴う出力の低下の一因をなす。

5. 水車特性試験結果

図-7に示す4枚の図は供試ランナの効率試験結果の一部で、上から3枚は流路高さを変えた場合の比較例、下から2枚は翼数を変えた場合の比較例である。図中に示したランナ効率 $\bar{\eta}$ は

$$\bar{\eta} = \bar{T} \omega / (\rho g Q H)$$

から得られる値である。また図-8の2枚の図は落差、トルク特性の代表例で、翼数による違いを示している。各図中の2点鎖線はキャビテーションの初生が認められた点を連ねた線で、これより高速側ではキャビテーションによる出力、効率の急速な低下が認められる。図中に実測で最高効率を得た点を*印で示しているが、いずれもキャビテーション初生線より十分低速側にあり、最高効率点はキャビテーションの影響を受けていない。

これらの実測結果を図-4に示した計算結果と比較すると、キャビテーションの影響を除けば全体的な傾向は一致している。まず等落差線と等トルク線については、両者とも実験値は計算値とほぼ類似の形状を示す。つぎに等効率線については、各図中に1点鎖線で示した最高効率点での速度比が、2枚翼の場合前述した図-4での値3.77にきわめて近く、かつ等効率線の尾根がこの1点鎖線に沿っており、その上側と下側では等効率線が原点に向かう直線に近い形状を示すことから、実測値と計算値は定性的に良く一致しているといえる。

得られた最高効率値は図-7で上から順に0.53, 0.67, 0.69, 0.57で、これから流路上下壁における壁とランナの間のすきまの低減が効率向上に有効であることが知られるが、その原因についてはのちほど議論する。ただS/Dが1.05と0.95の場合の効率差はわずかで、

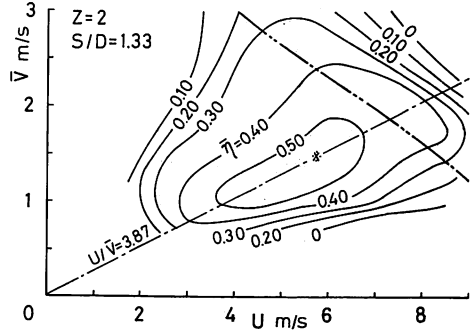


図-7(1)

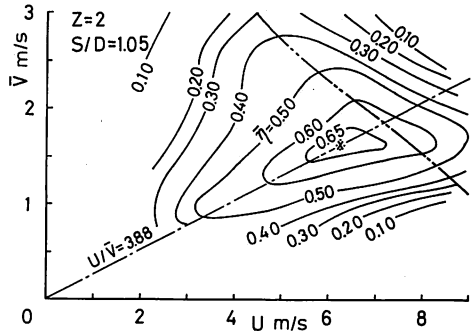


図-7(2)

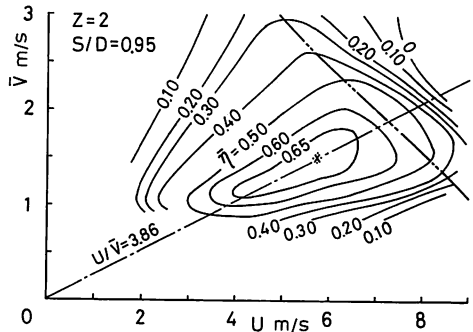


図-7(3)

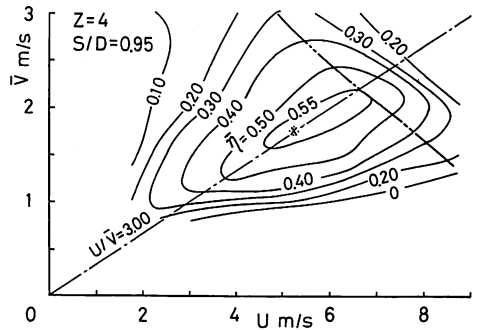


図-7(4)

図-7 供試ランナの効率特性

4枚翼の場合は両者の優劣関係が逆転することから、流路高さを0.95から更に減じた場合の効果については、

現在の資料だけでは断じ難い。

翼数の影響については、4枚翼ランナは2枚翼ランナに比べ効率的に劣るという結果がすべての流路高さにおいて得られた。この傾向は3章(b)の方法による計算でも認められ高速形ランナの性質を示すものと言えるが、後述の偏流によるランナ下流での損失の増加もその一因と思われる。

また最高効率点における2枚翼ランナの比速度は、 S/D の大きいほうから順に $N_s = 1317, 1071, 1017$ (rpm, kW, m) で、この差異は閉水路でランナを囲むことから来る高落差化の傾向を表わしている。

図-8に1点鎖線で示した最大トルク点と原点を結ぶ線、すなわち同一落差の下で最大のトルクを示す点を連ねた線が、翼数の増加により低速度比側に移動しているが、これは翼数の増加によって流路内で偏流が強まり、トルク発生への実質的寄与が大きい流路中央部での流速が低下して、見掛け上 \bar{V} が大きな所で最大トルクを与えた結果であろう。

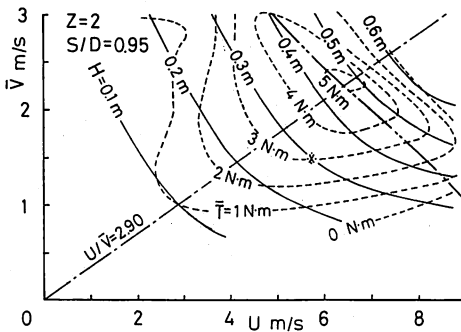


図-8(1)

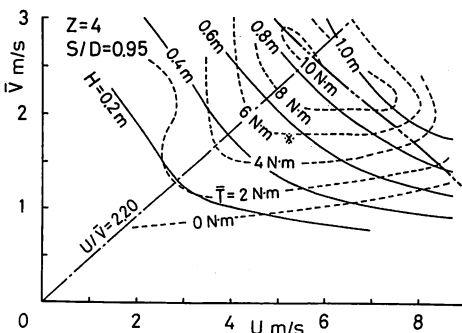


図-8(2)

図-8 供試ランナの落差，トルク特性

実測値と計算値の直接比較のため、2枚翼ランナの最高効率流量での効率と出力係数の実測値を、図-3の計算値と重ねて図-9に示している。

	S/D		
	1.33	1.05	0.95
measured	$\bar{C}_p, \bar{\eta}$	\triangle, \circ	\square
calculated	$\bar{C}_{pv}, \bar{\eta}_v$	\blacktriangle, \bullet	\blacksquare
	$\bar{C}_{pi}, \bar{\eta}_i$	-----	

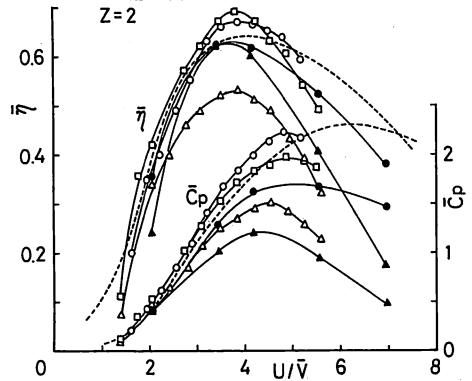


図-9 実測性能と計算結果の比較

一方、ランナ上流と下流でのヨーメータによる流れの測定値からそれぞれの断面を通過する流体の動力を求め、両者の差をランナへの供給動力としてランナ効率を計算したところ、2枚翼ランナの場合 S/D が大きいほうから順に 0.83, 0.75, 0.73 なる値が得られた。これらの値は非定常流れを通常のヨーメータで測定した結果で精度的に必ずしも十分とは言いがたいが、下流の一様化した状態を基準として算出した効率 $\bar{\eta}$ よりもそれぞれ 30%, 8%, 4% 高い値を示している。これらの値はランナ直後の不均一流れが平均化する過程での損失と、偏流により壁面近くで流れが加速されたことによる壁面摩擦の増加とに起因するものと考えられる。すなわち図-9に見られる $S/D = 1.33$ の場合の実測効率の低下が翼効率の低下によるものではなく、偏流の発生によるランナ下流での損失の増加に起因していることを上の事実は示しており、このことはダリウス形水車の性能を考える上での要点の一つである。

6. おわりに

ダリウス形横流水車に関する筆者らのこれまでの研究結果に基づき、水車の性能とそれに対する翼数と流路高さの影響について、流れの測定結果を参照しながら考察を行って来たが、これによって本形式の水車の基本的性質をある程度明らかにし得たと同時に、性能的にも十分実用の可能性がある結果を得ることができたと考える。もっとも、翼形を選択とその取付け方法、ケーシング形状の選定、あるいは流量制御装置並びに起動方法など今後の検討に待つ多くの事項がなお残されている。

また計算による性能予測法に関しては、図-9の平均性能の比較で見ると限りはここで用いた計算は実測値に比較的近い予測値を与えるが、このことから計算において翼性能の評価に用いた仮定が実際に近い妥当なものであったとは即断できない。なぜなら、本稿では割愛したが翼が発生するトルクの1回転間の変化を実測したところ、その様子は計算とかなり異なることが明らかとなっており、これは円周上を回転する有限寸法のそりなし翼に対する回転効果と、非定常流れにおける翼性能に対する動的効果に基づくものと判断される。従って計算によるさらに的確な性能評価法の確立のためには、ダリウス翼まわりの非定常流れに関する詳細な調査研究が必要である。

参 考 文 献

- 1) 山田 始；小水力活用の現状と開発の動向，ターボ機械，9巻，11号（1981），59～65.
- 2) 角田佐智雄，青木宏之；世界の水車トピック，ターボ機械，10巻，3号（1982），43～50.
- 3) 村田 暹，三宅 裕，津川卓司；高速形横流タービンの解析，日本機械学会論文集（B編），48巻，429号（1982），861～869.
- 4) Jacobs, E. N., Abott, I. E.; Airfoil Section Data Obtained in the NACA Variable-Density Tunnel as Affected by Support Interference and Other Corrections, NACA Report No 669 (1939).
- 5) Jacobs, E. N., Shermann, A.; Airfoil Section Characteristics as Affected by Variation of the Reynolds Number, NACA Report No 586 (1937).
- 6) Sheldahl, R. E., Blackwell, B. F., Aerodynamic Characteristics of Four Symmetrical Airfoil Sections through 180 Degrees Angle of Attack at Low Reynolds Numbers, Proceedings of Vertical-Axis Wind Turbine Technology Workshop (1976), Sandia Laboratories.

1) 山田 始；小水力活用の現状と開発の動向，ターボ機械，

