10 波力発電用ウエルズタービンにおける動翼面上の流れ

東大工 鈴木正己[○], 荒川忠一, 田古里哲夫

Wells turbine flow on the rotating blade for Wave Power Generator

Masami SUZUKI^{*}, Chuichi ARAKAWA^{*}, Tetsuo TAGORI^{*}

The basic feature of the Wells turbine is that even though the cyclic airflow produces oscillating axial forces on the airfoil blades, the tangential force on the rotor is always in the same direction. This induces the rotation of the rotor and produces a power output without the need for sophisticated rectifying valves. The turbine rotor consists of several symmetric airfoil blades arranged around a central hub, and the stagger angle is 90 degree. These characteristics simplify construction of oscillating water column wave energy converters.

Although the Wells turbine is simple, the turbine produces the complicated flow field with the distinctive blades. In order to understand the flow, we visualized it by using the oil film method in the water tunnel. The flow visualization explained the influence of attack angle and solidity, the difference between fan-shaped and rectangular wings.

1. 緒言

ウエルズタービンを用いた波力発電装置は図1に示すように空気室とウエルズタービンから構成される。ウエルズタービンは図1のように食違い角90度の翼配置で対称翼となっているため、動翼前後は対称であり、往復空気流でも常に前縁方向に回転できる。

ウエルズタービンの研究の重点は2つの特性にあかれ、その1つは作動領域での効率、他は自己起動である。自己起動とは動翼を静止状態（迎角90度）から作動領域（迎角10度前後）の回転数まで自動的に加速する能力であるが、ウエルズタービンでは天速中のトルクが小さく、負の値にもなり得る。このため機械摩擦に十分打ち勝って回転できるトルクが要求される。

これらの性能を究明すべく、弦節比、翼形状についてシリーズ実験⁽¹⁾⁽²⁾が成されてきており、著者らは2つの特性を加味して弦節比が0.7の扇形翼を推奨している。しかし大きく性能を向上させ

Fig.1 Oscillating water column wave energy converter with Wells turbine

^{*} Faculty of Engineering, University of Tokyo, Hongo 7-3-1, Bunkyo-ku, Tokyo, 113 Japan

るには、流れ場を解明し翼形状の改良に役立てる必要がある。このため本研究では、油膜法により翼面上の流れを可視化した。ただし空気流中では油膜に働く壁面せん断応力に比し、遠心力の影響が極端に大きいので、水流中で実験を行なう。

2. 実験装置および方法

図2に実験装置の概略図を示す。

本実験装置は既存の空気流から水流用に新たに作成したものであり、①水槽、②観測水管、③ポンプ、④モータから成り、⑤羽根車は透明な観測水管内にある。またモータはタービンとして作用している時は発電機として働く。装置は吸込式で、水流は①水槽、②観測水管を通り③ポン

Fig.2 Experimental apparatus

プに入る。ポンプ出口側からは⑥流量調整弁を経て、水槽上部に設けられた整流タンクにより整流され、水槽にもどる。このように循環式となっているため、空気流用の装置に比べ乱れ度が大きくなり、空気流での結果に比して失速の遅れる傾向がみられた。使用した羽根車は扇形翼（弦節比0.4～0.8の5種類）と矩形翼（平均2乗半径の弦節比0.7）で、直径0.303m、ハブ比0.71であり、翼端すき間は0.5mmに抑えている。

実験は迎角11度以下では回転数200rpmで流量を変えて行ない、レイノルズ数はチップで 2.31×10^5 、ハブで 1.76×10^5 となり、空気流による性能試験とはほぼ同一である。15度以上では軸流速度0.8m/sで回転数を変化させた。可視化に使用した油膜は重量比で二酸化チタン：流動パラフィン：オレイン酸＝10：5：6とし、オレイン酸をあらかじめ翼面に薄く塗布し、パターンの出具合により量を加減した。そしてこの上に調合した油膜が塗布される。

3. 実験結果

3.1 前縁付近の流れ 図3-(a)、6-(a)は迎角0度を示している。前縁近くは境界層の発達過程にあり壁面せん断応力が大きく、層流境界層が生成されるにつれ、せん断応力は小さくなり、遷移域を経て乱流境界層が形成されると壁面せん断応力も増加するが、この様子が流線の傾きの変化として現われている。正圧面では迎え角が大きくなると、この遷移過程が顕著に現われなくなる。特に扇形翼にこの傾向があるが、翼厚比が小さいためと考えられる。負圧面では迎角11度の図6-(b)のように前縁で層流剥離し、すぐに再付着するため剥離バブルが生じている。この剥離バブルの部分は包絡線になって油膜が流れ去るため黒い線が生じ、この線以後は乱流に遷移する。

3.2 後縁付近の流れ 図3、6の迎角0度では後縁がよどみ点になるため、流線の急激な立ち上がりが見られる。迎角が増大すると顕著な包絡線が生じ、後縁剥離の領域が

(a) Attack angle = 0°

(suction side)

(b)-1 Attack angle = 11°

大きくなる。

3.3 翼端付近の流れ 翼端すき間からの漏れのため図3-(b)-1, 4, 6-(b)-1に示すように一對の渦が生じ、この渦が占める領域は1/5近くにも達し、全損失の中で大きな割合を占めると考えられる。

3.4 ハブ付近の流れ 図3, 5のハブ面の流れを見ると、よどみ点から流れが湧き出しているように見え、前縁回りに首飾り渦が生じている。前縁の回りにできる流れと主流との間には強い渦が生成され、図中で黒い線となって現われる。この翼の回りに生じた流れは正圧側、負圧側共に前

(b)-2 Attack angle = 11°

(suction side)

(c)-1 Attack angle = 15°

(c)-2 Attack angle = 15°

Fig.3 Flow pattern on the fan-shaped blade at solidity=0.7

縁を大きく回り込み、翼弦長の50%付近では翼面に近く沿って流れる。

3.5 迎角の影響 図3, 6で正圧面の流れは回転円板に近い角度で対数線状に半径方向へ流れている。境界層内では遠心力の影響を強く受けるためであり、迎角、弦節比によりこの傾きが変化する。負圧面は半径方向への傾きが小さく、円周にほぼ沿った流れとなっている。これは正圧面に比して相対流速が速く壁面せん断応力が大きいだけでなく、主流がハブ寄りに傾いて流れているためと考えられる。

迎角の増加は正圧面、負圧面共に半径方向への傾きを減少させ、後縁剥離の領域を増大させる。図3-(C)-1, 6-(C)-1のように扇形翼では15度、矩形翼では19度付近で前縁剥離し失速が起る。ただし二次元的剥離とは全く異っている。

3.6 弦節比の影響 図5から弦節比が増加すると迎角同様、半径方向への傾きが減少する。扇形翼については後縁剥離渦の巻く向きが弦節比0.7以下と0.8では反時計回りが時計回りと逆向きになり、剥離域付近の流れに違いが生じる。

3.7 扇形翼と矩形翼との違い 図3, 6を見ると、この違いは負圧面に現われている。扇形翼ではハブ側の剥離域が広く、三角形の形状をしている。これに対し矩形翼ではハブからチップにかけてほぼ同じ幅の剥離域となっている。扇形翼ではハブからチップまで軸流速度が等しく迎角はハブ

Fig. 4 Imaginary picture of tip clearance vortex from Fig. 3

(a) Solidity = 0.4

(b) Solidity = 0.6

(c) Solidity = 0.8

Fig. 5 Flow pattern on the hub and suction side of fan-shaped blades at attack angle=9°

 (a) Attack angle = 0°

 (b) Attack angle = 11°

 (c)-1 Attack angle = 19°

の方が大きくなるのに対し、矩形翼の弦節比はチップの方が小さいため軸流速度が速くなり、比較的迎角が均一化されるためと考えられる。

図3-(b)-1, 6-(b)-1でハブ面から負圧面への流れ込みを見ると扇形翼に比して矩形翼は非常に大きい領域を占めている。これは損失の一要素と考えられ、ハブの弦節比が0.88と非常に大きい点と合わせて効率の低い一因と考えられる。

矩形翼は図6-(b)-1の迎角15度でチップ後縁より延びる逆流が発達し、図6-(c)-1の迎角19度では前縁まで達する時計回りの渦が生成され失速する。図3-(c)-1の扇形翼も時計回りの渦ができていますが前縁付近に中心があり、後縁チップから延びる包絡線が現われている。

3.8 静止場のケーシングとハブ面上の流れ

図7に示すようにタービンとして働いている時は運動量の法則からケーシング、ハブ共に後縁側への流れが生じる。しかしハブ面では動翼下流約50mmのところに包絡線が生じており、図7-(b)のようにハブ面付近に渦が存在すると予想

 (c)-2 Attack angle = 19°

Fig.6 Flow pattern on the rectangular blade at solidity=0.7

(a) Flow pattern on the hub and casing

(b) Imaginary picture of flow pattern

Fig. 7 Flow pattern on the hub and casing in absolute flow field at unstalled operations

Fig. 8 Flow pattern on the hub and casing in absolute flow field at stalled operations

される。次に失速後は仕事を加えられるため、図8のように前縁側への流れができる。この状態もハブは非常に複雑な流れであり、一旦前縁側へ旋回した後ほぼ軸に平行な流れとなる。

4. 結 言

ウエルズタービンは非常に簡単な翼形状をしているが、予想以上に流れは複雑であり、以下に示す種々の特徴的な流れが明らかになった。

- (1) 正圧面では対数螺旋状に半径方向へ流れるのに対し、負圧面は円周に沿って流れる。
- (2) 弦径比0.8は0.7以下と逆巻きの後縁剥離渦が生じる。
- (3) 翼端すき間渦は翼端すき間を0.5mmに抑えても翼面積の1/5近くを占める。このため効率改善には翼端すき間を極力小さくする必要がある。
- (4) 扇形翼では三角形、矩形翼では長方形の後縁剥離域ができる。
- (5) ハブから翼面上へ流れ込む領域が広く主流の占める割合が少ないことは、扇形翼に比し矩形翼の効率が低い理由の一因と考えられる。
- (6) 失速前の静止ハブ面は動翼下流に剥離線が包絡線となつて生じ、逆流域が存在する。

また失速中は一端前縁側へ旋回し、軸にほぼ平行に流れる。

終りに、この可視化が修論生湯浅哲二、卒論生奇藤輝弘、藤田伸二三君の多大なる協力により成し遂げられたことを記し感謝の意を表す。なお本研究は文部省科学研究補助金（58年度一般研究C）の援助を受けたことを付記する。

文 献

- (1) 鈴木，荒川，田古里，機論，50-449，B（昭59），241。
- (2) 鈴木，荒川，田古里，第13回ターボ機械講演会論文集，（昭58），62。