B216 ウェルズタービン翼の失速角 に及ぼす境界層制御の影響

佐賀大理工 瀬戸口 俊明
佐賀大院 前田 英昭○
九州松下 松木 悦夫
佐賀大理工 金子 賢二

Effects of Boundary Layer Controls on Stall Angle of Wells Turbine Blade

Toshiaki SETOBUCHI*, Hideaki MAEDA*, Etsuo MATSUKI** and Kenji KANEKO*

Experimental investigations directed towards delaying stall onset of the Wells self-rectifying air turbine are reported. Three boundary-layer controls have been tested in the two-dimensional cascade tunnel. These include (1) leading edge rotating cylinder, (2) leading edge slot and (3) breather slot. The flow visualization of wake behavior by paraffin mist method has suggested that the stall angle of Wells turbine may be increased by installing leading edge slots for the blades.

1. まえがき

往復流れに対して風向切替弁が不要な波力発電用タービンとしてウェルズタービンが注目されており、現在その諸特性を改善する試みが行われ⁽¹⁾、例えば複葉式ウェルズタービン⁽²⁾や自己可変ピッチ翼を有する波力タービン⁽³⁾などが提案されている。しかし、工学的見地からさらに高効率を実現できるタービンを追及する必要がある。

ところで、タービンの翼性能を向上させるには、その翼面境界層の制御を行うことで失速を遅らせる方法がある。境界層の制御法⁽⁴⁾⁽⁵⁾としては、(1) 固体壁の運動^{(6)~(8)}、(2) 吹出し、(3) 吸込み、(4) 乱れ発生装置、(5) 境界層偏流防止板、(6) 壁の冷却などに分類できるが、これらの手法がウェルズタービン翼列性能に及ぼす効果は、現在全く不明である。

本研究は、ウェルズタービンの二次元翼列の可視化実験より、3種類の境界層制御法がウェルズタービン翼の失速角に及ぼす影響を明らかにし、ウェルズタービン性能に対する境界層制御の有用性を考察する。

* Faculty of Science and Engng., Saga Univ., 1 Honjo, Saga-city 840.

** Kyushu Matsushita Electric Co. Ltd., 4 Minoshima, Fukuoka-city 812.

2. 実験装置と方法

流動パラフィンを用いたミスト法による流れの可視化実験は、Fig.1 に示す食違い角 90° の二次元翼列（翼弦長 $l = 120\text{mm}$ の対称翼を翼弦長に沿って一列に3枚設置）を一樣流れの中に設置し、中央の翼中心の周りに迎え角が正弦波状に変化するように角振動させる場合のウエークの観察を行った。

Fig.2 は、本実験で試みた境界層制御法の詳細を示す。いずれの翼型も基本翼（主翼）NACA0015であり、Fig. 2(a)～(c)はそれぞれ前縁近傍を直径10mmの円柱（DCモータ（RS-540SH, マフネタ）で回転）、前縁上流に翼型がNACA0020のストラット（ストラット角 β が零の場合に主翼の前縁とストラットの後縁が接する構造）、前縁部にスロットを設置した場合である。Table1 は、可視化の実験条件を示す。表の σ 、 $\bar{f}$ 、 Re 、 α_m 、 v は、それぞれ主翼の弦節比、無次元周波数（ $= f l / U_\infty$ 、 f ：振動の周波数、 U_∞ ：主流の流速）、レイノルズ数（ $= U_\infty l / \nu$ 、 ν ：動粘性係数）、迎え角の最大値および回転円柱表面周速度である。

3. 実験結果と考察

3.1 回転円柱の効果 Fig. 3は回転円柱の周速度の大きさがタービン翼ウエークの挙動に及ぼす影響を示す。図の α は迎え角で、最初の $8^\circ \rightarrow 20^\circ$ の写真は α の増加過程、 $20^\circ \rightarrow 8^\circ$ は減少過程の値を示す。図より α が増加するとウエークは翼面より離れ失速が起こり、その後の α の減少過程におけるウエーク付着角は失速角より小さいことがわかる。この失速角と付着角の差異の現象は、通常のウェルズタービン特性（ここでは $v/U_\infty = 0$ の場合に相当）に関しても観察されている⁽⁸⁾⁽¹⁰⁾。また、図より v/U_∞ が大きくなると失速角も付着角も大きくなる事がわかる。

Table 2 は、3種類の弦節比 σ に対して、失速と付着が開始する角度を示す。表より、 v/U_∞ の増加とともに失速角が大きくなり、例えば $\sigma = 0.56$ 、 $v/U_\infty = 1.5$ の場合には $18.5 - 16 = 2.5^\circ$ の失速開始角の延長が得られる。また本制御は一般的に σ が大きいほど失速角の延長に有効であることもわかる。

Fig.1 Schematic view of test apparatus

(a) Leading edge rotating cylinder

(b) Leading edge slat

(c) Breather slot

Fig.2 Methods of boundary layer control

Table 1 Test conditions

Blade	σ	$\bar{f} \times 10^3$	$Re \times 10^{-5}$	α_m°	Remarks
Leading edge rotating cylinder	0.56	1.2	0.6	20	$v/U_\infty = 0$
	0.67				1.0
	0.79				1.25 1.5
Leading edge slat	0.56	0.8	0.8	25	$\beta = 0^\circ$
	0.67				10°
					20° 30°
Breather slot	0.56	0.8	0.8	25	
	0.67				
	0.79				

3.2 前縁スラットの効果

Fig. 4は前縁スラットによる境界層制御がタービン翼ウェークの挙動に及ぼす影響を示す。図中の α の $12^\circ \rightarrow 20^\circ$ はその増加過程、 $20^\circ \rightarrow 12^\circ$ は減少過程である。図より、前縁スラットは β の適切な範囲で回転円柱と同様に失速角延長に有効であることがわかる。

Table 3は、2種類の σ に対して失速と付着が開始する角度を示す。表より、スラット角 β が 20° の場合に失速開始角が最大となる。これは、 β が大きすぎるとすきま翼⁽⁴⁾からの流れによりはく離が誘起されることや低迎え角時に前縁スラットが主翼に対して障害となるためであろう。

3.3 スロットの効果

スロットは、翼の圧力面と負圧面の差圧を利用して吹出しを行う

ことで境界層を制御しようとするものであるが、本実験では失速角の延長に対して良好な結果が得られなかった。例えば、3種類の σ に対してスロットを設けた場合には失速開始角が 2° 程度減少した。これはスロットから吹出される流れの方向が適切でないことや翼形自体が吹出しの設置により変形したことによるものと思われる。

3.4 実機への適用

以上の実験結果より、ウェルズタービンの性能改善に有望であろう境界層制御法としては、回転円柱と前縁スラットが考えられる。しかし、回転円柱では波による往復流に対し円柱の回転方向が絶えず変化するような機構が必要となり装置が複雑化する。また、回転円柱を有する単独翼の実験⁽⁸⁾によれば、その効果が顕著に表れるには v/U_∞ を2程度と本実験よりさらに大きく設定しなければならず、実際には装置の製作が困難と思われる。一方、前縁スラットについては、スラットを空気流だけで回転させる、すなわち自己可変ピッチ翼⁽⁹⁾とするこ

(a) $v/U_\infty=0$ (b) $v/U_\infty=1.0$ (c) $v/U_\infty=1.5$

Fig.3 Photographs showing effect of moving surface control on wake behavior ($\sigma=0.79$, $\alpha_m=20^\circ$)

Table 2 Effect of moving surface control on stall angle

$\frac{v}{U_\infty}$ σ	0	1.0	1.25	1.5
0.56	16°	17°	17.5°	18.5°
	11°	13°	15°	16°
0.67	15°	17°	18°	20°
	12.5°	14°	15°	18°
0.79	12°	15°	16°	17°
	8°	11°	12°	14°

Upper value : Stall onset
Under value : Attachment onset

とで、実機に適用できる可能性があろう。なお、タービンの起動特性は本スラットにより改善されるであろうが、平均効率については、失速角が増大することでその上昇の可能性はあるものの、スラット設置により抵抗も増加するため両者のバランスで決定されることに注意を要する。

4. まとめ

ウェルズービン二次元翼列のウェークの可視化実験により、
(1)回転円柱、(2)前縁スラット、(3)スロットを用いた境界層制御がタービン翼の失速角延長に及ぼす影響を明らかにした。本実験範囲では、前縁スラットによる境界層制御法がウェルズービンの性能向上に有効であろう。

最後に本研究を行うに当たり種々有益なご助言を頂いた九州大学井上雅弘教授に感謝致します。

参考文献

(1)井上・ほか3名、機械の研究、39-2(1987)、275。
(2)金子・ほか3名、機論、53-487、B(1987)、950。
(3)井上・ほか3名、機論、54-498、B(1988)、419。
(4)平山・前田、機誌、76-660(1973)、1393。
(5)Gad-el-Hak, M., et al., J. Fluid Engng., 113-1(1991), 5。
(6)Mokutarian, F., et al., J. Aircraft, 25-2(1988), 163。
(7)Ericsson, L. E., J. Aircraft, 25-11(1988), 977。
(8)Modi, V. J., et al., Fluid Dynamics Research, 3(1988), 225。
(9)井上・ほか3名、機論、53-496、B(1987)、3699。
(10)瀬戸口・ほか3名、機論、55-512、B(1989)、1153。

Fig.4 Photographs showing effect of leading edge slat control on wake behavior ($\sigma=0.67$, $\alpha_m=25^\circ$)

Table 3 Effect of leading edge control on stall angle

β	0°	10°	20°	30°
σ				
0.56	14°	15°	18°	15°
	12°	12°	16°	12°
0.67	18°	18°	20°	17°
	15.5°	14°	18°	15°