

# NACA0018 翼型に基づくブレードの翼型面方向が V 形ダリウス風車の出力・後流特性に与える影響

## Effects of airfoil surface orientation on the output and wake characteristics of V-type Darrieus wind turbine with NACA0018based blades

馬場先 貴紀<sup>\*1</sup>

Takanori Babasaki

<sup>\*1</sup> Graduate Student, Kanazawa University, Division of Mechanical Science and Engineering, Kakuma-machi Kanazawa-shi, 920-1192, Japan, E-mail: babasakitakanori@gmail.com

### Abstract

Vertical-axis wind turbines (VAWTs) are promising for floating offshore wind energy because heavy components can be installed near the base and aerodynamic loads are distributed along the shaft height, reducing overturning moments. This study examines the effects of coning angle and airfoil surface orientation on the power performance and wake characteristics of a V-typed Darrieus wind turbine with a fixed blade pitch. Wind tunnel experiments and CFD analyses were performed for a conventional blade and an inclined blade using NACA airfoils. The results show that both blade configurations achieve the maximum power coefficient at a coning angle of  $\beta = 50^\circ$ . The inclined blade exhibits a higher maximum power coefficient due to increased torque generation in the upper blade region near the upwind azimuth. Wake measurements at one rotor diameter downstream reveal that the inclined blade produces a larger velocity deficit near the lower blade height, while the velocity fluctuation energy on the advancing side is reduced.

キーワード : V 形垂直軸風車, コーニング角, 翼型面方向, 出力効率, 後流, 数値流体力学解析  
Key Words : V-VAWT, Coning angle, Airfoil surface orientation, Power coefficient, Wake, CFD

### 1. 緒言

垂直軸風車は、発電機などの重量物を下方に配置でき、ロータに作用する風荷重がシャフト高さ方向に分散するため、設計転倒モーメントを小さくでき、浮体式洋上風力発電における浮体構造物の低コスト化に有利である<sup>(1)</sup>。高効率な揚力型垂直軸風車であるダリウス風車では、代表的なトロポスキム形はピッチ角制御が困難であり、H 形はアームによるトルク損失が大きという課題がある。一方、V 形ダリウス風車はアームを必要とせず、ピッチ角制御による風荷重低減が可能であるため、低コスト化および高効率化の点で有望であるが、研究事例は極めて少ない。数少ない研究事例の一つである Rahman ら<sup>(2)</sup>の研究では、翼の各高さにおける翼弦線の前縁から 25%位置をつないだ直線と NACA 翼型面が直交しており、翼の水平断面が高い翼性能の翼型になっていない可能性がある。そこで本研究では、ロータ回転中に翼のピッチ角を一定とした V 形ダリウス風車を対象とし、NACA0018 翼型の面方向

が  $45^\circ$ 異なる 2 種類の翼について、コーニング角および翼型面方向の違いが風車出力・後流特性に及ぼす影響を明らかにすることを目的として、風洞実験および数値流体力学(CFD)解析を行った。

### 2. 供試風車

図 1 に本研究で対象とする V 形ダリウス風車の形状および寸法を示す。翼枚数は 2 枚で、翼スパン長さは 0.35 m、翼弦長は翼先端部で 0.07 m、翼下端部で 0.10 m である。各高さにおける翼弦線前縁から 25%位置を結んだ直線を 1/4 弦線とし、これと水平面のなす角をコーニング角  $\beta$  と定義する。設定角  $\alpha$ (図 2)は翼の全高さにおいて  $\alpha = 4^\circ$ とした。図 3 に翼形状を示す。通常翼では翼型面が 1/4 弦線に垂直であり、傾斜翼では  $\beta = 45^\circ$ のとき NACA 翼型面が水平面と平行となる。翼型は翼先端から中間部にかけて NACA0018、中間部から翼下端部にかけて強度向上のため NACA0050 へ滑らかに移行している。風車直径  $D$  は  $\beta = 45^\circ$ で 0.8 m、 $\beta = 40^\circ$ で 0.86 m、 $\beta = 50^\circ$ で 0.73 m である。風車の回転方向は上方から見て反時計回りであり、アジマス角  $\theta$  を図 4 のように定義する。

<sup>\*1</sup> 金沢大学大学院自然科学研究科機械科学専攻 (〒920-1192 金沢市角間町) E-mail: babasakitakanori@gmail.com  
(原稿受付: 2026 年 2 月 6 日)

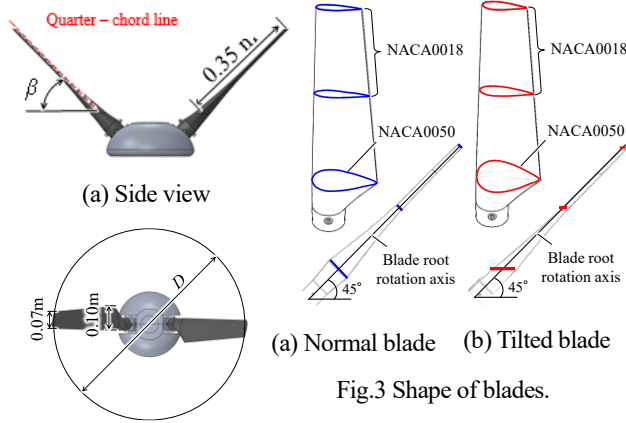


Fig.3 Shape of blades.

Fig.1 Designed model of V-VAWT.

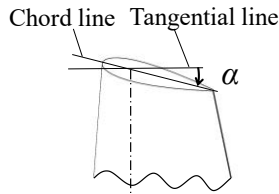


Fig.2 Definition of blade's setting angle alpha.

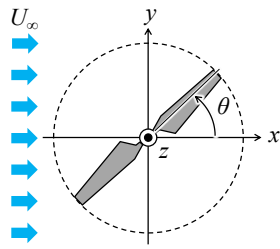


Fig.4 xyz coordinates and azimuth angle theta (Top view).

### 3. 実験手法

図5に実験装置の概略を示す。実験にはノズル断面寸法が1.25 m×1.25 mであり、開放型測定部を有する回流型風洞を用いる。測定部内には、風洞縮流部から  $x=5$  m の位置に供試風車を設置する。風洞では一様流を生成し、供試風車から  $x=-5$  m の位置にある超音波風速計での基準風速が  $U_\infty=6.0$  m/s となるように軸流ファンの回転数を制御する。風車の回転数  $n$  を DC モータにより制御し、各周速比  $\lambda(=D\omega/(2U_\infty))$  におけるトルク  $Q$  について  $\omega$  が増加中の場合と減少中の場合それぞれ計2回計測する。ここで、 $\omega(=2\pi n/60)$  はロータ角速度である。風車の出力係数  $C_p(=2Q\omega/(\rho AU_\infty^3))$  の算出の際に用いる代表面積  $A$  は、 $\beta=45^\circ$  における  $(D-0.35\cos\beta)(0.35\sin\beta)=0.137$  m<sup>2</sup> である。

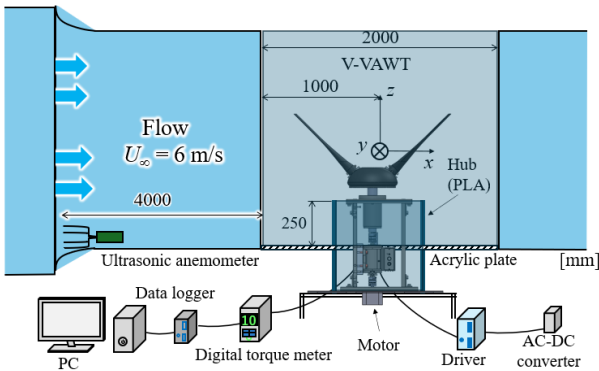


Fig.5 Experimental setup.

ここで、 $\rho$  は空気密度である。また、 $C_p$  の算出においては、翼のみを取り外した状態で計測したベアリング等の機械損失を考慮する。

### 4. CFD 解析手法

翼枚数2枚、 $\beta=45^\circ$  のV形ダリウス風車の3次元形状を解析対象とする。図6に解析に用いる解析格子とその境界条件を示す。解析格子は風車を含む円筒形の回転領域とその周りの静止領域から構成され、総セル数は通常翼、傾斜翼ともに約1,200万である。流れ場は3次元・非定常・非圧縮・粘性流れとし、作動流体は15°Cの空気である。支配方程式には連続の式およびNavier-Stokes方程式を用い、乱流モデルとしてURANSの  $k-\omega$  SSTモデルを適用する。圧力-速度連成にはPIMPLE法を用いる。解析ソフトウェアにはOpenFOAM v2206を用いる。境界条件として、流入境界に一樣流速6.0 m/s、流出境界にゲージ圧0 Pa、側面境界に対称条件、風車表面にNo-slip条件を設定する。周速比は通常翼と傾斜翼の最適周速比に近い  $\lambda=3.3$  及び  $\lambda=3.9$ 、時間刻み幅は風車が0.1°回転する時間である。

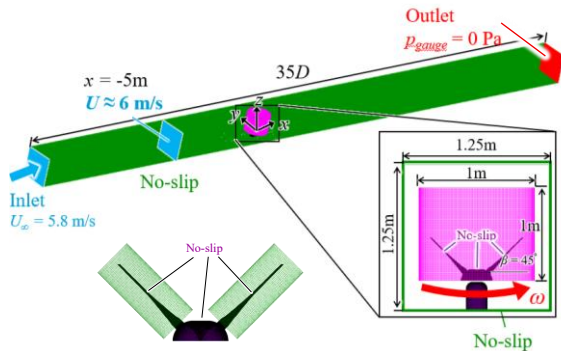


Fig.6 Computational domain and boundary conditions.

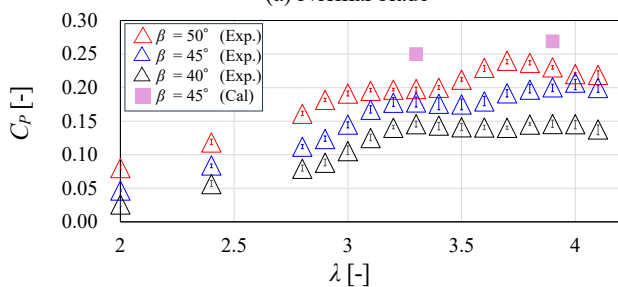
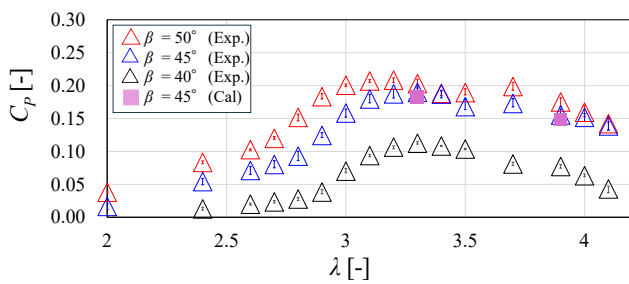
### 5. 風車出力特性

図7に各翼形状において、 $\beta$  を変化させた場合の  $C_p-\lambda$  曲線を示す。エラーバーは4回計測した中での最大値と最小値の範囲を示す。どちらの翼形状においても  $\beta=50^\circ$  で出力係数が最大となっており、通常翼は  $\lambda=3.2$  のとき  $C_{p,max}=0.21$ 、傾斜翼は  $\lambda=3.7$  のとき  $C_{p,max}=0.24$  である。 $\beta=50^\circ$  で出力係数が最大となった要因として、ロータの回転に伴う遠心力により、翼がロータ半径外側方向へしなり、受風面積が最大値に近づいているとともに、傾斜翼においては翼の水平断面が高い揚力を発生するNACA0018翼型に近づいていることが考えられる。最適周速比付近で  $\beta=50^\circ$  の翼がしなり、 $\lambda=0$  における  $\beta=45^\circ$  の形状に近づいていることを、高速度カメラで撮影した画像を重ね合わせて確認している。CFD結果においては、傾斜翼の場合に実験

値を過大評価する傾向が確認できる。これは実験では  $\beta=50^\circ$  の翼がしなることで  $\beta=45^\circ$  に近づくものの、翼長中央部から下端部にかけてはしなり量が小さく、その範囲の水平断面形状が NACA0018 翼型と大きく異なることが一因と考えられる。一方 CFD 解析では翼を剛体として扱っているため、全翼長にわたり水平断面形状が NACA0018 翼型となり、実験よりも高い揚力およびトルクが発生する。その結果、CFD 解析では出力係数を過大評価したと考えられる。

図 8 に、翼一枚のトルク係数  $C_{Qb1}(=4Q_{b1}/(\rho AU_\infty^2 D))$  とアジマス角  $\theta$  の関係を示す。ここで  $C_{Qb1}$  は翼一枚に作用するトルク係数である。いずれの翼形状においても  $C_{Qb1}$  は  $\theta=180^\circ$  付近で最大となり、 $\theta=100^\circ$  および  $280^\circ$  付近で大きく低下している。傾斜翼は全体として通常翼より高い  $C_{Qb1}$  を示している。 $\lambda=3.3$  と  $\lambda=3.9$  による差は、どちらの翼形状においても小さいが、最適周速比に近い  $\lambda$  (通常翼では 3.3, 傾斜翼では 3.9) における  $C_{Qb1}$  の方が広い  $\theta$  範囲で若干高い。 $\lambda=3.9$  の傾斜翼は、 $\lambda=3.3$  の通常翼に比べてほとんどの  $\theta$  範囲でより高い  $C_{Qb1}$  を示している。

図 9 に、 $\lambda=3.3$  の通常翼および  $\lambda=3.9$  の傾斜翼について、翼下端からの各翼長方向位置における翼長方向 1 セル分の区間にかかるトルク係数  $C_{Qb1\_sec}(=4Q_{b1\_sec}/(\rho AU_\infty^2 D))$  の風車一回転分の平均値  $\overline{C_{Qb1\_sec}}$  を示す。ここで  $Q_{b1\_sec}$  は翼一枚の各翼長位置の微小区間(セル 1 列分)で得られるトルクである。いずれの翼形状においても翼長 0%位置から翼長 70%位置までは先端側ほど  $\overline{C_{Qb1\_sec}}$  が増加し、70%以降では先端側に近づくにつれて低下する。翼長 0%~20%位置、



(a) Normal blade  
(b) Tilted blade  
Fig.7  $C_p$ - $\lambda$  curves.

70%位置、および 90%位置では、傾斜翼の  $\overline{C_{Qb1\_sec}}$  が通常翼よりも高い。

図 10 に、各翼長位置における  $C_{Qb1\_sec}$  と  $\theta$  の関係を示す。翼長 0~90%では、いずれの翼形状でも  $\theta=180^\circ$  付近で最大となり、特に翼長 70%位置で最大値が最も大きい。一方、翼長 100%位置では  $\theta=180^\circ$  付近で  $C_{Qb1\_sec}$  が大きく低下し、 $\theta=0^\circ$  付近では通常翼の値が傾斜翼より大きくなる。

図 11 に  $\theta=180^\circ$  における翼長 90%位置の 1/4 弦線に直交する面での圧力係数  $C_{pres}(=2(p-p_{ref})/(\rho U_\infty^2))$  分布を示す。ここで、 $p$  は圧力、 $p_{ref}$  は入口境界の基準点における圧力である。傾斜翼は翼前縁付近の負圧の絶対値が通常翼と比較して大きくなっているのが確認できる。このため圧力による接線方向力がより大きくなり、翼長 90%位置における  $\theta=180^\circ$  で傾斜翼の  $C_{Qb1\_sec}$  が通常翼より大きくなったと考えられる。

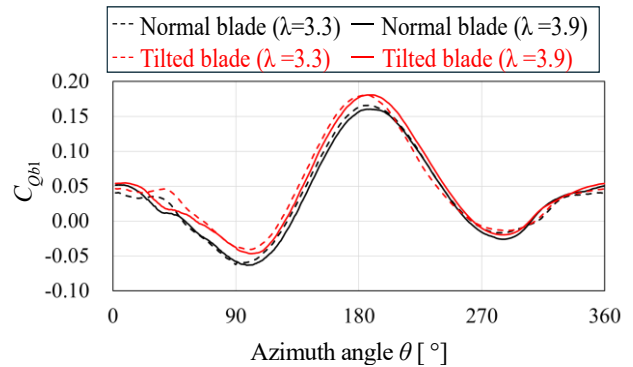
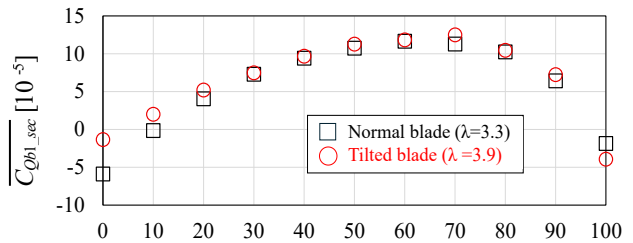


Fig. 8 Torque coefficient of a single blades as a function of azimuth angle.



Ratio of distance between section and blade bottom against blade length [%]

Fig. 9 Mean sectional torque coefficient along a blade.

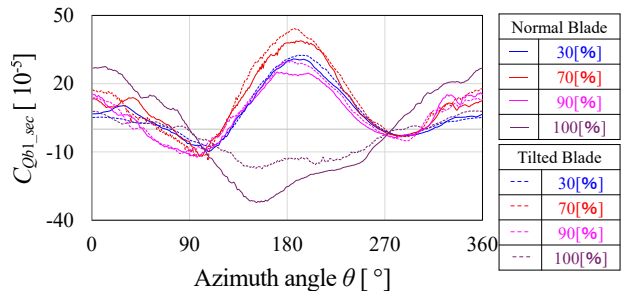


Fig. 10 Sectional torque coefficient of a blade vs. azimuth angle.

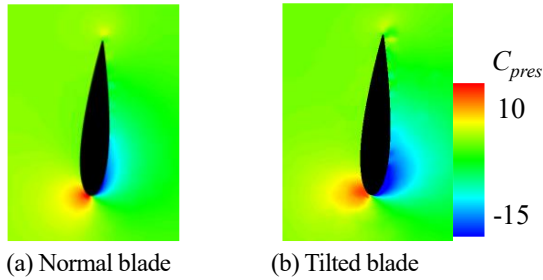


Fig. 11 Pressure coefficient on the plane perpendicular to the quarter – chord line of the blade at  $\theta = 180^\circ$  (90% Blade height).

## 6. 風車後流特性

図 12 に、風車中心から  $1D$  下流位置における時間平均主流方向風速比 ( $U_x/U_\infty$ ) と速度変動エネルギー ( $k_{exp}$ ,  $k_{res}$ ) の  $y$  方向分布を示す。ここで、 $k_{exp}$  は、実験において位相平均を行わずに得られた全速度変動に基づく全速度変動エネルギーであり、 $k_{res}$  は URANS で解像されたコヒーレント変動エネルギーである。なお、コーニング角は実験で  $\beta = 50^\circ$ 、CFD で  $\beta = 45^\circ$  とし、周速比は通常翼で  $\lambda = 3.3$ 、傾斜翼で  $\lambda = 3.9$  である。

実験における  $U_x/U_\infty$  の分布は、翼下端高さでは傾斜翼の方が通常翼よりも減衰量が大きい一方で、翼長 75% 高さでは通常翼の方がわずかに大きな減衰を示している。CFD においても翼下端高さでは実験結果と同様に傾斜翼の方が減衰量が大きい、翼長 75% 高さでは両翼形状間の差は小さい。また、実験結果と CFD 結果の差異は翼下端高さでは小さいのに対し、翼長 75% 高さでは大きく、特に傾斜翼でその差が顕著である。図 7 に示した  $C_p$  において、傾斜翼の CFD 結果が実験結果を過大評価したことを踏まえると、図 12 の翼長 75% 高さにおける  $U_x/U_\infty$  の実験結果と CFD 結果の差異が傾斜翼でより大きくなっている要因の一つとして、実験における  $\beta = 50^\circ$  の弾性翼では、 $\beta = 45^\circ$  の剛体翼モデルに比べて流れの運動量が回転方向の力に十分に交換されなかった可能性が挙げられる。

実験における  $k_{exp}$  の分布は、URANS により解像された  $k_{res}$  に比べて全体的に値が大きく、その差異は、翼長方向高さが高いほど顕著である。この特徴は、翼回転に伴って形成された周期的なコヒーレント渦が下流において崩壊し、ランダムな乱流変動へと遷移する過程が高い翼長方向位置でより顕著であることに起因すると考えられる。さらに、 $k_{exp}$  と  $k_{res}$  のいずれにおいても、傾斜翼では通常翼に比べて翼の進み側 ( $y < 0$ ) で値が小さくなる傾向が確認できる。図 10 に示したアジマス角  $\theta = 180^\circ \sim 270^\circ$  において、傾斜翼の  $C_{Q_{bl\_sec}}$  が通常翼より高いことを踏まえると、傾斜翼ではダイナミックス

トルクが抑制され、翼の進み側における大規模なコヒーレント渦の生成が低減した結果、 $1D$  後流位置に  $k_{exp}$  および  $k_{res}$  が低減した可能性が考えられる。

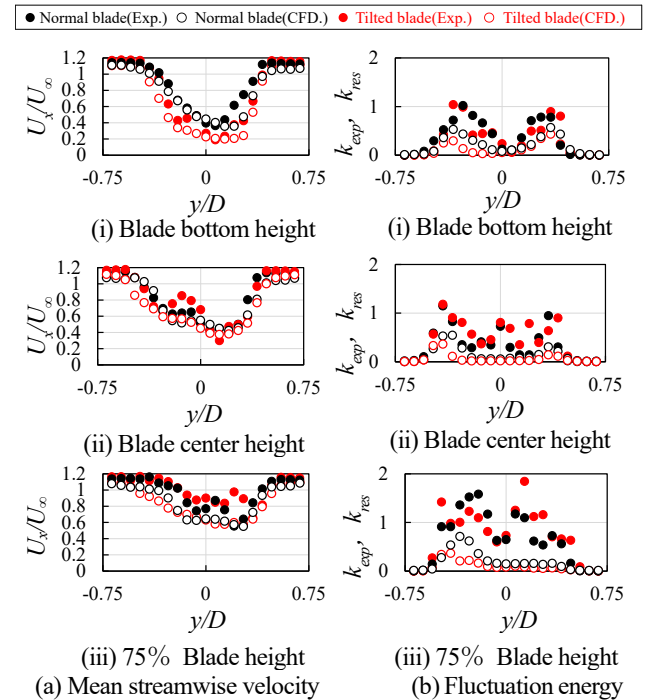


Fig.12 Spanwise distributions of the mean streamwise velocity ( $U_x/U_\infty$ ) and the fluctuation energies ( $k_{exp}$ ,  $k_{res}$ ) at  $x = 1D$  downstream of the rotor center.

## 7. 結言

- (1) コーニング角  $\beta = 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ$  では、どちらの翼も  $\beta = 50^\circ$  で出力係数が最大となった。  $\beta = 45^\circ$  および  $50^\circ$  において、傾斜翼は、通常翼に比べて最大出力係数が高く、最適周速比も高かった。
- (2) 傾斜翼の最大出力係数が通常翼に比べて高くなる一因として、最風上付近のアジマス角において、翼一枚のトルクが翼長方向  $70 \sim 90^\circ$  位置付近でより高くなることが挙げられる。
- (3) 最適周速比付近における風車後流  $1D$  位置では、主流方向風速比は翼下端高さで傾斜翼の方が大きな減衰を示し、翼長 75% 高さでは通常翼の方がわずかに大きな減衰を示した。また、全速度変動エネルギーは傾斜翼の方が通常翼に比べて翼の進み側で低減する傾向が確認された。

## 参考文献

- (1) D. Todd Griffith et al., Journal of Physics: Conference Series 753 (2016) 102003
- (2) M. Rahman et al., international journal of green energy 2022, vol.19, No.3, 279-299