

ブレードピッチ角が超大型風車性能に与える影響に関する CFD 解析 CFD analysis about the relation between rotor performance and blade pitch angle for ultra-large scale wind turbine

- 山田 遼, 東大院, 東京都文京区本郷 7-3-1, E-mail: r.yamada@gg.cfdl.t.u-tokyo.ac.jp
- 田辺 安忠, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: tan@chofu.jaxa.jp
- 青山 剛史, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: aoyama.takashi@jaxa.jp
- 飯田 誠, 東大先端研, 東京都目黒区駒場 4-6-1, E-mail: iida@ilab.eco.rcast.u-tokyo.ac.jp
- 松尾 裕一, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: matsuo@chofu.jaxa.jp
- 荒川 忠一, 東大院, 東京都文京区本郷 7-3-1, E-mail: arakawa@cfdl.t.u-tokyo.ac.jp

Ryo Yamada, The Univ. of Tokyo, 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo
Yasutada Tanabe, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji, Chofu-shi, Tokyo
Takashi Aoyama, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji, Chofu-shi, Tokyo
Makoto Iida, The Univ. of Tokyo, 4-6-1 Komaba, Meguro-ku, Tokyo
Yuichi Matsuo, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji Chofu Tokyo
Chuichi Arakawa, The Univ. of Tokyo, 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo

When upsizing wind turbine rotor diameters, the fluctuation of aerodynamic loads on the blade caused by the atmospheric boundary layer becomes more significant. For suppressing the fluctuation, applying individual pitch control (IPC) on ultra-large scale wind turbines is proposed. The periodic variation of angle of attack (AoA), which occurs by applying IPC, is intended to suppress the load fluctuation. Thus, investigations on the effect caused by the difference in AoA is important. As a first step of this investigation, we executed a CFD analysis of two- and three-bladed 10 MW-class wind turbines with changing the blade pitch angle. At the designed operational point, the normal force distribution acting on the blade changes when the blade pitch angle changes. In constant, the tangential force distribution thus the rotor torque is almost the same. These results suggest that we can reduce the variation of aerodynamic loads without noticeably decreasing the power.

1. 緒言

発電量の増加や、より上空の高風速域利用による発電効率の向上を目的として、風力発電用風車は大型化を続けており⁽¹⁾、現在では定格出力が 10 MW 級となる、超大型風車の実用化に向けた研究が進められている⁽²⁾⁽³⁾。これらの研究では、更なる建設コストの削減に向けた、風車翼やドライブトレインの軽量化を目的としている。国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) が提案しているモデル風車 (NEDO 10 MW RWT) では、翼厚比の増大や翼先端のスリム化といった風車翼のスレンダー化、および風車翼の 2 枚翼化による翼やドライブトレインの軽量化が提案されている。翼厚比の増大により、重量を増加させることなく曲げ剛性を大きくできる⁽⁴⁾。また翼先端のスリム化は、翼の曲げモーメント減少につながるため、構造の簡素化が可能となる⁽⁴⁾。また、翼のスレンダー化によりソリディティは低下するため、風車の回転速度は増大する。よって、ドライブトレインに加わる回転トルクは小さくなるため、ドライブトレインの軽量化につながる。更に、2 枚翼化は風車翼を大きく軽量化できるだけでなく、ソリディティ低下による回転速度の増大にも効果的である⁽⁵⁾。

しかし、翼のスレンダー化は空力特性の変化を伴うため、風車性能に与える影響の検証が必要となる。また、大型化により大気境界層 (ABL) の影響は従来風車よりも増すため、風車回転に伴う迎角の変化は大きくなる。このため、ABL による影響を緩和するために、ブレード毎に独立してブレードピッチ角 (以下ピッチ角) を変更する、独立ピッチ制御 (IPC) 導入が検討されている⁽⁶⁾。よって、超大型風車の設計改善や、IPC を用いた ABL による影響の効果的緩和には、迎角差が翼性能に与える影響に関する検討が重要であると考えられる。また、実用風車への 2 枚翼風車の導入

例は非常に少なく、また同様の規模をもつ 3 枚翼風車との空力特性の比較はほとんどなされていない。従って、翼枚数差が超大型風車の空力特性に与える影響の検討は有意義であるといえる。

このような空力特性の評価には、レイノルズ数と翼特性の関係や実現性を考慮すれば、実スケール風車を対象とした数値解析が有効であるといえる。なかでも、風車周りの流れを解析する数値流体力学 (CFD) は、失速や流れの剥離が風車性能に与える影響を考慮することができる。このような CFD の特性は、迎角差が翼性能に与える影響評価には、非常に有効であると考えられる。

このような CFD を用いた風車周りの流れの解析に関する先行研究として、模型風車を対象とした風車近傍後流を含む解析⁽⁶⁾⁽⁷⁾、および NEDO 10 MW RWT を対象とした解析⁽⁸⁾がなされてきた。模型風車を対象とした解析では、解析より得られた風車性能や後流特性は、実験値と良好一致を示している。また、NEDO 10 MW RWT を対象とした解析においても、得られた風車性能は妥当なものであり、かつ失速やそれに伴う 3 次元流の影響を捉えていることが、翼素運動量理論との比較から示されている。

本研究では、ABL や IPC による迎角差が翼性能に与える影響に関する評価の第一歩として、NEDO 10 MW RWT を対象に、ブレードピッチ角を設計角から変更した CFD 解析を実施した。そして得られた風車性能や翼性能について、ピッチ角差が風車性能や翼性能に与える影響、および翼枚数差がこれらに与える影響について考察を行った。

2. 解析対象

本研究では、NEDO が 10 MW 級風車のモデル風車として提案した、NEDO 10 MW RWT を解析対象とした。Table 1 に、NEDO

10 MW RWT の基本仕様を示す。NEDO 10 MW RWT では2枚翼形状と3枚翼形状が提案されており、本研究では両形状を解析対象とした。風車直径は200 mであり、風車のタワー基部から風車翼回転中心までの高さであるハブ高さは130 mである。また、定格周速と、風車の設計運転点である設計周速比は、2枚翼形状ではそれぞれ110 m/sと12.2、3枚翼形状では90 m/sおよび10である。なお、周速比は λ で表され、式 (1) に示すように風車翼先端の回転速度と流入風速の比で定義される。

$$\lambda = \frac{R\Omega}{U_\infty} \quad (1)$$

ここで、 R は風車翼半径を、 Ω は風車翼回転の角速度を、 U_∞ は流入風速をそれぞれ表している。

Fig. 1 に、NEDO 10 MWRWT で提案されている2枚翼形状および3枚翼形状の風車翼を示す。2枚翼形状の翼は、3枚翼形状と比較するとよりスレンダーであることが分かる。また、本研究においてCFD解析に用いた3枚翼形状モデルをFig. 2に示す。本研究では、解析格子の生成を容易とするために、ナセルやスピナーを除外し、風車翼のみとしたモデルを解析格子生成に使用した。

Table 1 Specifications for NEDO 10 MW RWT⁽³⁾.

	Two-bladed	Three-bladed
Rotor position [-]	Upwind	
Rotor diameter [m]	200	
Hub height [m]	130	
Number of blades [-]	2	3
Rated tip speed [m/s]	110	90
Designed tip speed ratio [-]	12.2	10
Airfoil profiles [-]	FFA-W3	

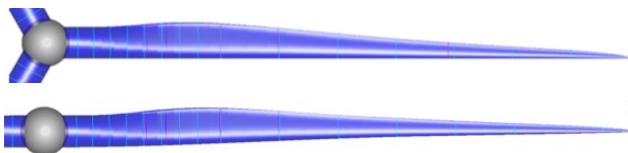


Fig. 1 Blade shapes for NEDO 10 MW RWT⁽³⁾
(Upper: three-bladed, Lower: two-bladed).

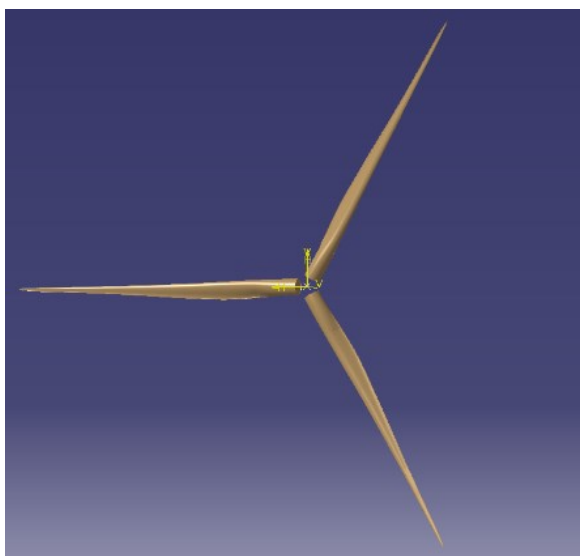


Fig. 2 Three-bladed rotor model used in CFD.

3. 数値解析条件

3. 1. 解析コード

本研究では、解析時間短縮を目的に国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で開発された高速 CFD ソルバである、FaST Aerodynamic Routines (FaSTAR)⁽⁸⁾⁽⁹⁾を使用した。解析時間の短縮は、ピッチ角や流入風速など、多数の条件を変更した解析が必要である本研究では、非常に重要である。支配方程式は圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり、セル中心有限体積法により離散化される。FaSTAR は非構造格子流体ソルバであるため、非構造格子の自動生成を目的に JAXA で開発された HexaGrid⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾と組み合わせることにより、短時間での CFD 解析を可能とする⁽⁹⁾。また解析にあたっては、JAXA 所有のスーパーコンピュータシステムである JAXA Supercomputer Systems (JSS)⁽¹²⁾、および JSS2 SORA (SORA: Supercomputer for earth Observation, Rockets and Aeronautics)⁽¹³⁾を使用した。各ケースでの解析時間は約 24 時間である。

3. 2. 解析格子条件

本研究における解析格子条件を Table 2 に示す。解析格子は HexaGrid を用いて作成し、風車翼周りは物体適合格子、それ以外の領域は直交格子とした。風車翼は解析領域中心に配置し、風車翼周りの格子解像度を十分小さくするため、格子解像度を全体の解像度よりも小さく設定する Refinement 領域を、風車翼面から1D 下流にかけて設定した。半径位置 $r/R = 0.8$ における翼周りの解析格子を Fig. 3 に、風車翼周りの解析格子を Fig. 4 にそれぞれ示す。

Table 2 Computational grid information.

Analysis domain	$10D \times 10D \times 10D$
Refinement region	$1.5D \times 1.5D \times 1.5D$
Resolution in the refinement region	$1.6c \times 1.6c \times 1.6c$
Resolution on the blade	$0.022c$
Height of the first cell on the blade	$y^+ \approx 1$
Total number of cells	50 M (Two-bladed) 82 M (Three-bladed)
Remarks	$D = 200$ m $c = 1.9$ m (at $r/R=0.8$)

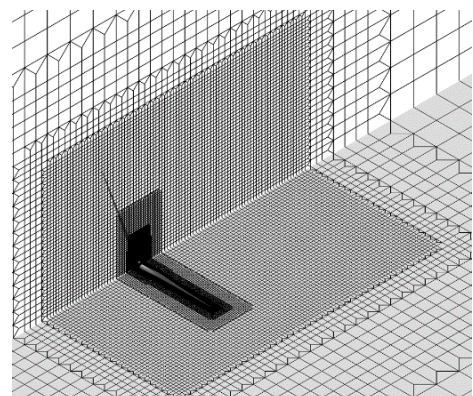


Fig. 3 Computational grid around the three-bladed rotor.

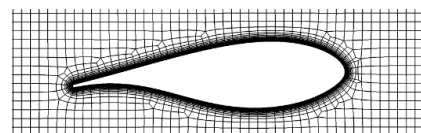


Fig. 4 Computational grid around the airfoil at $r/R = 0.8$.

3. 3. 数値解析条件

本研究で用いた数値解析条件を Table 3 に示す. 支配方程式にはアンサンブル平均された Navier-Stokes 方程式を用い, 定常解析を行った. 支配方程式はセル中心有限体積法により離散化し, また空間再構築法には u-MUSCL 法を用いることで, 一様格子幅となる箇所で空間 3 次精度とした. また乱流モデルには, 風車回転の影響を考慮した Spalart-Allmaras モデルを使用し, 風車回転は移動格子法⁽⁴⁾により表現した. 本研究における解析ケースを Table 4 に示す. 周速比 λ について, 周速を一定として流入風速を変化させることにより, 2 枚翼形状では 5 から 16, 3 枚翼形状では 4 から 15 まで, おおよそ 1 刻みで変更して解析を行った. よって, 周速比の低下に伴い風車翼は高迎角状態となる. なお, 設計周速比における流入風速は, 両形状ともに 9 m/s となる.

また本研究では, ピッチ角を Table 4 に示すように変更した. ピッチ角は, 設計周速比においてパワー係数がピークをとる, 風車設計点における取付角を原点とした. また Fig. 5 に示すように, フェザリングする方向を正の回転方向として定義した. ここで, Fig. 5 において, θ はピッチ角を, β は翼のねじり角をそれぞれ表している. なお, 以降で用いられる θ はピッチ角を表している.

Table 3 Numerical analysis conditions.

Governing equations	Reynolds-averaged Navier-Stokes equations
Space discretization	Cell-centered FVM
Inviscid flux	SLAU
Gradient	GLSQ
Limiter	Hishida's limiter
Reconstruction	u-MUSCL
Turbulence model	Spalart-Allmaras
Rotation of wind turbine	Moving grids
Time integration	LU-SGS
CFL number	1 (local time stepping)

Table 4 Analysis cases (designed λ is shown in red).

	Tip speed ratio λ [-]	Tip speed [m/s]	Blade pitch angle [deg.]
Two-bladed	5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 , 13, 14, 15, 16	110	-1, 0, 1
Three-bladed	4, 5, 6, 7, 8, 3, 9, 10 , 11, 12, 13, 14, 15	90	-1, 0, 1

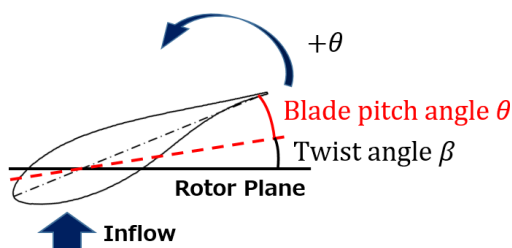


Fig. 5 Definition of blade pitch angle.

4. 解析結果

4. 1. パワー係数・スラスト係数への影響

はじめに, 本解析で得られた風車のパワー係数 C_p とスラスト係数 C_T を, Fig. 6 および Fig. 7 にそれぞれ示す. ここで図中の 2Bld, 3Bld は, 該当する結果がそれぞれ 2 枚翼形状および 3 枚翼形状のものであることを, Pitch-1, Pitch0, Pitch1 は, ピッチ角がそれぞれ $-1^\circ, 0^\circ, 1^\circ$ の場合における結果であることを示している. ここで, C_p および C_T はそれぞれ式 (2), (3) のように定義される.

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^3 \pi R^2} \quad (2)$$

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 \pi R^2} \quad (3)$$

ここで, P と T はそれぞれ風車のパワーおよびスラスト, ρ は流入風密度である.

Fig. 6 から, $\theta = -1^\circ$ の場合では C_p のピークは $\theta = 0^\circ$ の場合に比べ低周速比側に移動し, 周速比に対する性能変化はより急激になること, 反対に $\theta = 1^\circ$ の場合では, ピークが高周速比側に移動し, 周速比に対する性能変化はより平滑化することが読み取れる. 更に $\theta = 1^\circ$ の場合では, $\theta = 0^\circ$ に比べ低周速比側で C_p は増加し, 2 枚翼形状では $\lambda = 9$, 3 枚翼形状では $\lambda = 7$ 付近で, $\theta = 0^\circ$ の結果との逆転が見られる. これは, θ の増加により迎角が低下し, 失速に伴う性能低下は $\theta = 0^\circ$ の場合よりも小さくなったためであると考えられる. 反対に, $\theta = -1^\circ$ の場合は高迎角となるため, C_p は $\theta = 0^\circ$ の場合よりも低下している. また, 失速がほとんど発生しない高周速比側では, $\theta = 0^\circ$ の場合に比べ $\theta = 1^\circ$ では C_p は増加し, $\theta = -1^\circ$ の場合では低下している. ピッチ角の増加に伴い風車パワーに寄与する揚力の割合は増加することから, このような性能変化が生じたと考えられる.

また Fig. 7 より, θ の増加に伴い C_T は線形的に減少する傾向にあり, これは特に高周速比側で顕著なことが分かる. 高周速比では低迎角状態であり, 風車翼では広範囲に渡る失速は生じないため, 迎角の変化により揚力は線形的に変化していると考えられる. 更に, スラストは揚力が支配的であるため, 揚力の変化が直接反映されやすい. これらの点が, θ の変化に伴う C_T の線形的変化につながったと考えられる. 一方, 2 枚翼形状では $\lambda = 7$, 3 枚翼形状では $\lambda = 6$ 以下の場合で, θ の変化により C_T はほぼ変化しない. 低周速比側では翼は広範囲で失速しており, 迎角差が翼性能に与える影響が小さいため, このような傾向を示していると考えられる.

よって以上のことは, 風車翼での広範囲に渡る失速の有無により, ピッチ角差が風車パワーやスラストに与える影響のメカニズムが異なることを示唆しているといえる.

また, ピッチ角差と風車性能の関係に対して翼枚数差が及ぼす影響について着目すると, 2 枚翼形状では 3 枚翼形状に比べ, 特に高周速比において, θ が変化した際の C_p の変化は小さいことが分かる. この点についてさらに検討するため, それぞれの形状での設計周速比における, θ が変化した際の C_p および C_T の変化の割合を Table 5, Table 6 にそれぞれ示す. Table 5 より, 設計周速比においては, θ が C_p に与える影響は 2 枚翼形状の方が小さいことが分かる. また $\theta = 1^\circ$ の場合では, 2 枚翼形状の方が C_T はより減少していることが Table 6 より分かる. これらの結果は, 一様風速条件下の場合, 2 枚翼形状の方がピッチ角を変更した際の出力低下は小さく, 更に θ を正とした場合, 3 枚翼形状に比べ出力低下を抑制しつつ, 効率的にスラストを抑制可能であることを示唆している.

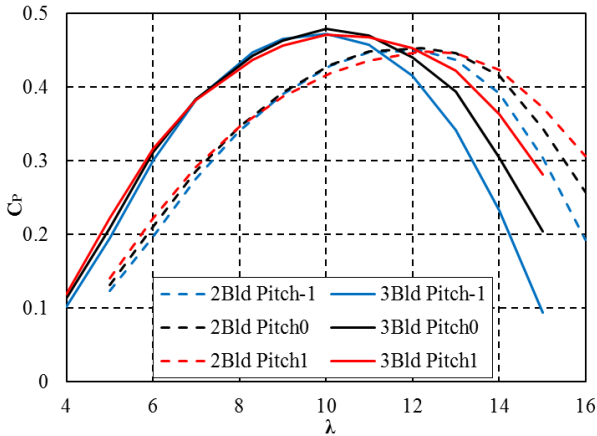


Fig. 6 Power coefficient C_p .

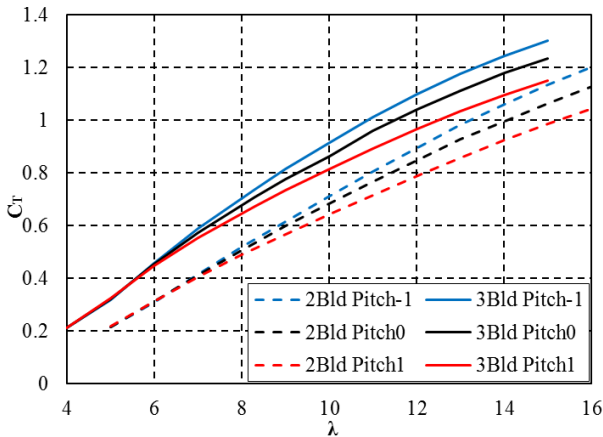


Fig. 7 Thrust coefficient C_T .

Table 5 Percentage differences between C_p in $\theta = 0^\circ$ and that in $\theta = -1^\circ$ or 1° at the designed tip speed ratio.

	ΔC_p [%] ($\theta = -1^\circ$)	ΔC_p [%] ($\theta = 1^\circ$)
2 Bld	-0.72	-1.12
3 Bld	-1.35	-1.65

Table 6 Percentage differences between C_T in $\theta = 0^\circ$ and that in $\theta = -1^\circ$ or 1° at the designed tip speed ratio.

	ΔC_T [%] ($\theta = -1^\circ$)	ΔC_T [%] ($\theta = 1^\circ$)
2 Bld	5.56	-7.22
3 Bld	5.97	-5.59

4. 2. 設計運転状態における荷重係数への影響

次に、ピッチ角が風車翼面上の荷重分布に与える影響について検討する。風車翼面に対し法線方向に作用する荷重の無次元値を $C_n(r)$ 、接線方向に作用する荷重の無次元値を $C_t(r)$ とし、それぞれ式 (4) と (5) のように定義する。

$$C_n(r) = \frac{F_n(r)}{\frac{1}{2}\rho U_{rel}^2(r)c(r)} \quad (4)$$

$$C_t(r) = \frac{F_t(r)}{\frac{1}{2}\rho U_{rel}^2(r)c(r)} \quad (5)$$

ここで、 $U_{rel}(r)$ は半径 r における相対風速、 $c(r)$ は半径 r における翼弦長である。また、 $F_n(r)$ および $F_t(r)$ は風車翼面に働く線分力であり、それぞれの方向は Fig. 8 のように定義される。なお、2 枚翼形状と 3 枚翼形状では周速が異なるため、相対風速はそれぞれの形状で異なる。しかし、翼弦長と相対風速で定義されるレイノルズ数は共に 10^7 程度であるため、両形状の翼特性はほぼ同一であると考えられる。ここでは、翼特性差を明らかにするために相対風速に基づく翼面荷重の無次元化を行った。

はじめに、風車の設計運転点である設計周速比における荷重係数分布について、 $\lambda = 12.2$ で得られた 2 枚翼形状における法線方向荷重係数 $C_n(r)$ と接線方向荷重係数 $C_t(r)$ を、Fig. 9 および Fig. 10 にそれぞれ示す。また、 $\lambda = 10$ における 3 枚翼形状での $C_n(r)$ および $C_t(r)$ を、それぞれ Fig. 11 と Fig. 12 に示す。

Fig. 9 および Fig. 11 に示すように、2 枚翼形状と 3 枚翼形状の双方で、 θ の増加に伴い法線方向荷重は低下し、特に $r/R = 0.2$ から $r/R = 0.9$ にかけては、荷重分布は線形的に変化する傾向が見られた。設計周速比では 1° 程度の迎角変化では失速は生じないため、迎角変化に伴い揚力は線形的に変化していることがこのことから推測される。

一方で Fig. 10 および Fig. 12 より、翼根部付近を除いて、 θ の変化により接線方向荷重はほとんど変化しないことが分かる。揚力の大部分は風車のスラスト方向荷重に寄与すること、また設計周速比において大規模な失速は生じないため、ピッチ角変化に伴う抗力の急変が発生しないことが、この結果につながったと考えられる。

以上のことから、風車翼の広範囲で失速が生じない運転領域では、 θ の変化に伴い法線方向荷重は線形的に変化するため、ABL や IPC が原因で生じる迎角差は、特にスラスト荷重により生じるフラップ方向曲げモーメントに大きな影響を及ぼすことが考えられる。また、 θ により接線方向荷重はほとんど変化しないため、迎角差は風車パワーにはほとんど影響を及ぼさないといえる。

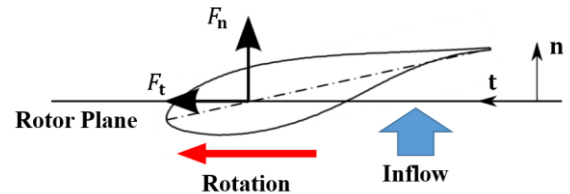


Fig. 8 Definition of local forces and $F_n(r)$ and $F_t(r)$ along the blade.

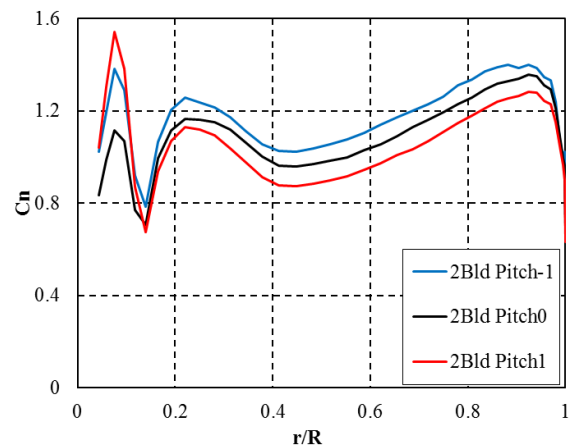


Fig. 9 Normal force coefficient C_n distributions along the blade in two-bladed rotor case at $\lambda = 12.2$.

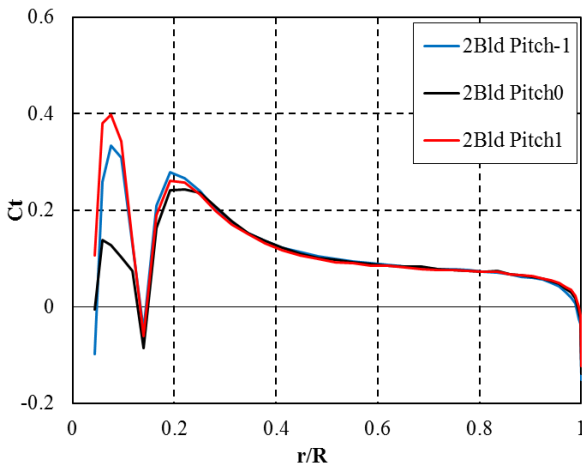


Fig. 10 Tangential force coefficient C_t distributions along the blade in two-bladed rotor case at $\lambda = 12.2$.

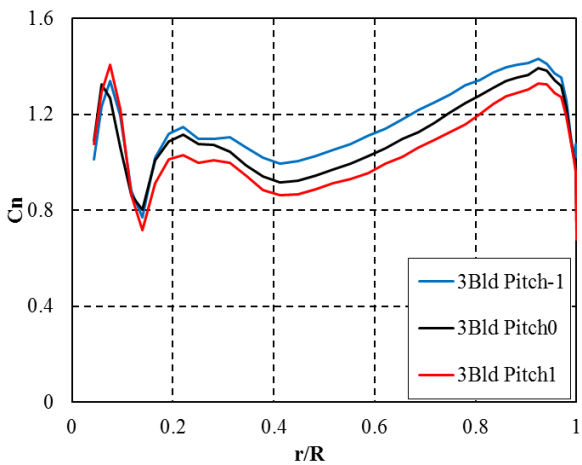


Fig. 11 Normal force coefficient C_n distributions along the blade in three-bladed rotor case at $\lambda = 10$.

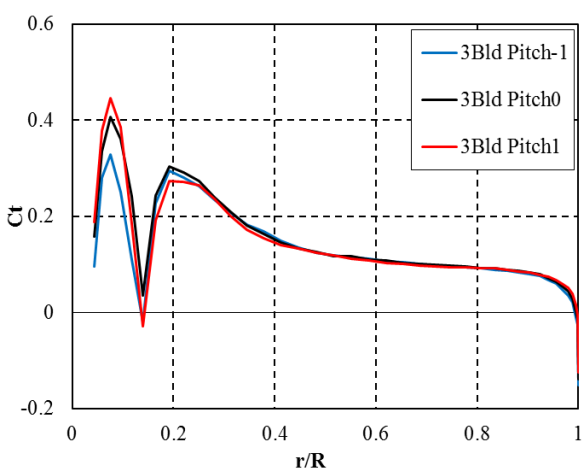


Fig. 12 Tangential force coefficient C_t distributions along the blade in three-bladed rotor case at $\lambda = 10$.

4. 3. 失速条件下における荷重係数への影響

次に、低周速比における風車翼面上の荷重係数分布に着目する。低周速比の領域では高迎角状態となるため、風車翼の広範囲で失速や流れの剥離が生じ、それに伴い複雑な荷重分布を示すことが

考えられる。またこれらにより、ピッチ角差が荷重分布に与える影響は、設計運転状態とは異なることが予想される。失速状態における荷重係数分布の一例として、 $\lambda = 5$ で得られた2枚翼形状での $C_n(r)$ および $C_t(r)$ をFig. 13とFig. 14に、また、 $\lambda = 4$ で得られた3枚翼形状での $C_n(r)$ および $C_t(r)$ を、Fig. 15とFig. 16にそれぞれ示す。なおこのときの流入風速は、2枚翼形状では $U_\infty = 22$ m/s、3枚翼形状では $U_\infty = 22.5$ m/sであり、両形状ではほぼ同じ流入風速条件であるといえる。

Fig. 13およびFig. 15より、特に揚力が支配的な C_n について、翼中腹部から翼端にかけての広範囲に渡り、複雑な荷重変動が生じていることが確認できる。このような状態での風車翼面上における圧力分布の一例として、3枚翼形状の $\theta = 0^\circ$ の場合における翼面負圧面上の圧力係数 C_p の分布をFig. 17に示す。ここで、翼面上の C_p は式(6)のように定義される。

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_{rel}^2(r)} \quad (6)$$

なお、 p は風車翼面上の圧力を、 p_∞ はよどみ点での圧力をそれぞれ表している。

Fig. 17より、特に $r/R = 0.6$ 以降にかけて、スパン方向に渡り圧力分布が変動していることが確認できる。このような変動は、失速やそれに伴う剥離によるものであり、これらがFig. 13やFig. 15に示した荷重変動を発生させていると考えられる。また、 θ の変化が C_n に与える影響に着目すると、 θ により C_n はほとんど変化しないことが分かる。ここで取り上げた周速比では、 $\theta = 1^\circ$ としても迎角は臨界角を下回らず、翼は失速状態のままであったため、荷重分布はほぼ変化しなかったと考えられる。

一方でFig. 14およびFig. 16より、2枚翼形状では $r/R = 0.3$ 以降、3枚翼形状では $r/R = 0.5$ 以降において、 θ の増加に伴い C_t は増加する傾向にあることが確認でき、これはパワー係数 C_p で見られた傾向と一致する。 C_n や C_p から読み取れるように、ここで取り上げた周速比においては、風車翼の広範囲で失速が発生しているため、 θ により揚力は大きく変化しない。よって、ここで確認された C_t に関する変化は、 θ の増加に伴う接線方向荷重に寄与する揚力の割合の増加が原因であると考えられる。

このように、翼の広範囲で失速が生じる運転領域では、 θ の変化に伴う法線方向荷重および接線方向荷重の変化は、設計周速比での傾向とは異なることが分かる。よってIPCの導入にあたっては、風車翼での失速の有無を把握し、それらを踏まえた上でピッチ角制御を行うことが、効果的な制御には重要であるといえる。

更に、翼枚数差が θ と C_n の関係に与える影響について注目する。3枚翼形状では、失速が原因と考えられる荷重変動は、 θ の変化にかかわらずスパン方向のほぼ同じ範囲で確認できる。一方で2枚翼形状では、 $\theta = -1^\circ$ の場合で見られる $r/R = 0.5$ から $r/R = 0.7$ 付近にかけての荷重変動は、 $\theta = 0^\circ$ および $\theta = 1^\circ$ の場合では見られない。この点について更に検討するため、2枚翼形状の各ピッチ角の場合における、翼面負圧上の圧力係数分布をFig. 18に示す。Fig. 18より、 $\theta = 0^\circ$ や $\theta = 1^\circ$ の場合では、複雑な圧力分布の領域とその強度は、 $\theta = -1^\circ$ の場合よりも小さいことが分かる。従って、翼の失速領域は $\theta = -1^\circ$ の場合よりも縮小していると考えられる。これは、特に低周速比領域では、3枚翼形状と比較して2枚翼形状の場合、翼の迎角と臨界角の差が小さいため、 θ の増加により翼中腹部にかけての迎角が臨界角を下回ったためであると考えられる。このことは、2枚翼形状の方がわずかなピッチ角変化で失速状態から回復を図れることを示唆しており、風車のピッチ角制御を考える上で有利な点であるといえる。

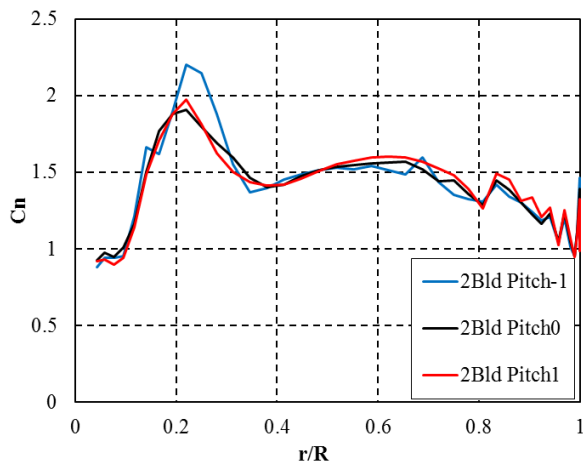


Fig. 13 Normal force coefficient C_n distributions along the blade in two-bladed rotor case at $\lambda = 5$.

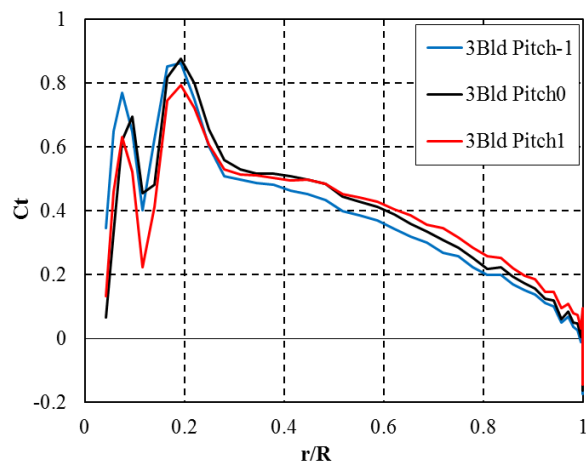


Fig. 16 Tangential force coefficient C_t distributions along the blade in three-bladed rotor case at $\lambda = 4$.

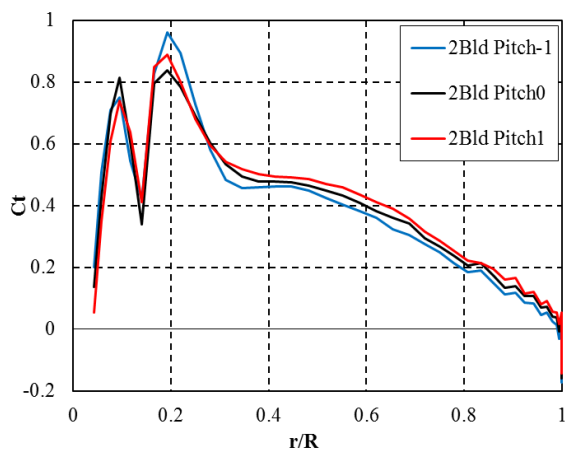


Fig. 14 Tangential force coefficient C_t distributions along the blade in two-bladed rotor case at $\lambda = 5$.

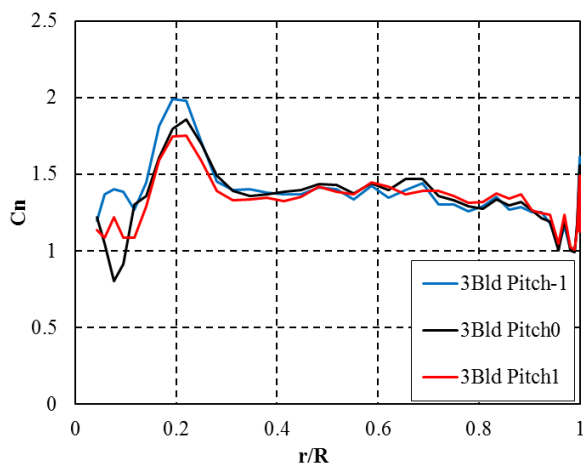


Fig. 15 Normal force coefficient C_n distributions along the blade in three-bladed rotor case at $\lambda = 4$.

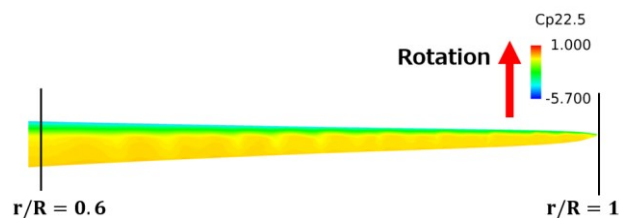


Fig. 17 Pressure coefficient contour on the suction side of the blade in three-bladed rotor case at $\lambda = 4$.

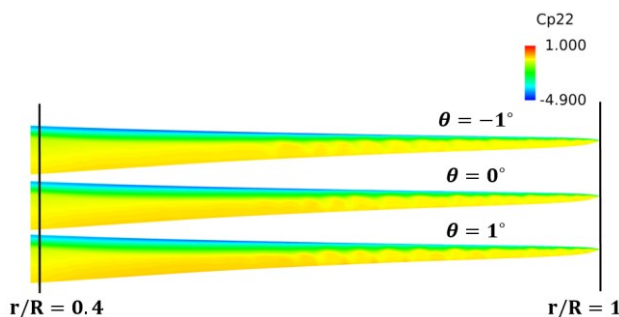


Fig. 18 Pressure coefficient contour on the suction side of the blade in two-bladed rotor case at $\lambda = 5$
(Upper: $\theta = -1^\circ$, Middle: $\theta = 0^\circ$, Lower: $\theta = 1^\circ$).

5. まとめ

本研究では、ABL や IPC による迎角差が翼性能に与える影響に関する評価の第一歩として、NEDO 10 MW RWT を対象に、ブレードピッチ角を設計角から変更した CFD 解析を実施した。そして得られた風車性能や翼性能について、ピッチ角差が風車性能や翼性能に与える影響、および翼枚数差がそれらに与える影響について考察を行った。特に翼性能について、風車設計点におけるピッチ角差の影響、翼の広範囲で失速が発生する低周速比における、ピッチ角差や翼枚数差が与える影響について着目した。得られた結論は次の通りである。

- ・ ピッチ角を減少させた場合、パワー係数のピークは低周速比側に移動し、周速比に対する性能変化はより急激となる。一方でピッチ角を増加させた場合、ピークは高周速比側に移動し、周速比に対する性能変化はよりなだらかになる。

- ・ ピッチ角を増加させることにより、設計ピッチ角の場合よりも低周速比や高周速比におけるパワー係数は増加した。
- ・ ピッチ角の増加に伴い、スラスト係数は全体的に増加する。特にこの傾向は高周速比で顕著である一方、低周速比ではほとんど差は生じない。
- ・ 風車翼での広範囲の失速の有無により、ピッチ角差が風車パワーやスラストに与える影響のメカニズムは異なる。
- ・ 2 枚翼形状の方が、ピッチ角の付加によりパワー係数の損失を抑制しつつスラスト係数を効果的に抑制できる可能性がある。
- ・ 設計周速比においては、接線方向荷重分布はピッチ角によりほとんど変化しない一方で、法線方向荷重分布はピッチ角変化に対してほぼ線形的に変化する。よって、ABL や IPC により生じる迎角差により、特にスラストにより生じるフラップ方向曲げモーメントは大きく変化する可能性がある。
- ・ 翼の広範囲で失速が生じる低周速比において、ピッチ角は法線方向荷重分布にほとんど影響を与えない。よって、効果的な IPC の導入には、失速により生じる影響を考慮することが重要であるといえる。
- ・ 2 枚翼形状では、ピッチ角の付加により、失速が原因で生じる荷重変動を示す領域は減少した。このことは、2 枚翼形状の方がわずかなピッチ角変化で失速状態から回復を図れる可能性を示唆している。

今後は、ピッチ角の付加に伴い、設計ピッチ角で得られる風車性能との性能の逆転が生じる周速比前後において、翼性能に基づく考察を行い、風車性能の反転が生じる原因について詳細な検討を行う。また、ブレードピッチ角の変更範囲をより拡大して解析を行い、風車設計点近傍での最適運転点探索を含め、ブレードピッチ角が風車性能に与える影響、および翼枚数差がこれらに与える影響について、引き続き検討を実施する予定である。

謝辞

本研究は、NEDO「風力発電高度実用化研究開発—10MW 超級風車の調査研究」事業の支援を受けて実施した。ここに関係者の皆様に感謝の意を表する。

参考文献

- (1) Technology Roadmap: Wind Energy-2013 edition, IEA.
- (2) Frederik Zahle, *et al.* "The DTU 10-MW reference wind turbine." Danish wind power research (2013).
- (3) NEDO, “平成 26 年度 NEDO 新エネルギー成果報告会 10 MW 超級風車の調査研究 (要素技術)”, <http://www.nedo.go.jp/content/100575922.pdf> (2015/10/28 アクセス)
- (4) 上田悦紀, 他. "次世代 2MW 級大型風車の開発 (未来を拓く発電技術特集)." 三菱重工技報 41.5 (2004): 294-297.
- (5) 小幡鷹政, “高速流体ソルバーによる風車後流特性に関する研究”, 2012 年度東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻修士論文.
- (6) 池田大夢, “大規模 CFD 解析による風車後流影響および構造の研究”, 2014 年度東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻修士論文.

- (7) Ryo Yamada, *et al.* “Aerodynamic analysis of 10 MW-class wind turbine using CFD”, Proceedings of EWEA annual event 2015 (2015).
- (8) Atsushi Hashimoto, *et al.* "Toward the fastest unstructured CFD code 'FaSTAR'." AIAA paper 1075 (2012).
- (9) Atsushi Hashimoto, *et al.* "JAXA Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel: Development of Digital Wind Tunnel." Proceedings of the 2nd Workshop on Integration of EFD and CFD. 2010.
- (10) Atsushi Hashimoto, *et al.* "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method." AIAA paper 1365 (2009): 2009.
- (11) Atsushi Hashimoto, *et al.* "Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method." AIAA paper 1417 (2010): 2010.
- (12) Inari, *Vet al.* "JAXA Supercomputer Systems with Fujitsu FX1 as Core Computer." Fujitsu Sci. Tech. J 44.4 (2008): 426-434.
- (13) 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構, “SORA/JSS2”, <https://www.jss.jaxa.jp/>, (2015/10/28 アクセス)
- (14) J.Blazek, “Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications, Second Edition,” Elsevier, 2005.