

回転翼機用 CFD 解析コードの風車への適用と検証

Validation of a CFD code developed for rotorcraft with application to Wind Turbines

- 大江 晴天, 東京理科大学, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, j4510012@ed.tus.ac.jp
田辺 安忠, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, tan@chofu.jaxa.jp
青山 剛史, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, aoyama.takashi@jaxa.jp
山本 誠, 東京理科大学, 東京都葛飾区新宿 6-3-1, yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp
松尾 裕一, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, matsuo@chofu.jaxa.jp

Harutaka Oe, Tokyo University of Science, 6-3-1 Ni-juku Katsushika Tokyo
Yasutada Tanabe, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji Chofu Tokyo
Takashi Aoyama, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji Chofu Tokyo
Makoto Yamamoto, Tokyo University of Science, 6-3-1 Ni-juku Katsushika Tokyo
Yuichi Matsuo, JAXA, 7-44-1 Higashimachi Shindai-ji Chofu Tokyo

Abstract

Validation of rFlow3D, an in-house CFD code in JAXA which was originally developed for rotorcraft were conducted for the application to HAWT (Horizontal-Axis Wind Turbine) in this paper. NREL Phase VI and MEXICO experiments were selected as test cases. The Euler and Navier-Stokes solvers were tested in these cases. The Navier-Stokes solver showed good agreement with experiment in wind speed sweep conditions, and predicted the maximum performance of the NREL phase VI wind turbine correctly. Meanwhile, the Euler solver predicted the wake structure such as velocity fluctuation and wake expansion accurately for the MEXICO wind turbine. This study verified that rFlow3D has an ability to satisfactorily predict not only the pressure on blade or power, but also the overall flowfield around wind turbine which is important for future studies of the interference between wind turbines.

1. はじめに

京都議定書や COP18 に代表される環境問題への関心の高まりとともに、再生可能エネルギーへの投資額は年々増え続けている⁽¹⁾。なかでも、比較的成本効率の高い風力発電は注目を集めており、ここ 10 年間、風車の発電設備容量は約 30% の年成長率を維持している^(2,3)。そのような成長背景もあり、現在、高効率を求めて風車単体の大型化と風車が数十、数百基単位で並べられたウィンドファームの大規模化が同時に進んでいる⁽⁴⁾。風車単体の大型化に伴って、破損を避け、発電効率を向上させるために、空力荷重の影響を正確に予測することが求められる。それと同時に後流の影響範囲も拡大するため、ウィンドファームのような風車が密集した状況では後流効果による下流風車への影響も考えられ、発電量の低下や破損を起し、発電コストの増大につながる。このような理由により、風車への空力荷重の影響を予測するとともに、風車後流の構造、速度変動、そして荷重変動を予測することが非常に大きな課題となっているのが現状である。JAXA においては、これまでヘリコプタ用の CFD ツールである rFlow3D^(5,6) が開発されてきた。主に弾性変形、空力騒音変化の評価に用いられており、実験結果との検証でも良好な結果を示している。ヘリコプタと風車の力学的挙動は比較的似通っていることから、本研究では rFlow3D を水平軸型風車の解析に適用し、代表的な 2 つの水平軸型風車の実験との検証を行った。ヘリコプタの場合には基本的に流れの剥離は起こらず、非粘性の Euler 方程式で十分な予測精度を有するが、風車の流れ場は運転や風の状況によっては、大きな剥離流になることが知られている⁽⁷⁾。そのため、本研究では剥離の影響をより正確に捉えるために Thin-Layer Navier-Stokes 方程式、Full Navier-Stokes 方程式を導入して解析を行うことで支配方程式による差を検証し、その結果を踏まえて Euler 方程式を用いて rFlow3D の後流構造の解析能力を検証したので、その結果を報告する。

2. 計算手法

今回の計算では、JAXA で開発されている回転翼機向け CFD コードである rFlow3D を用いて解析を行った。rFlow3D では移動重合格子法を用いている。ブレードの周りに生成された内部構造格子はブレードと共に移動し、その外側にはブレードの回転領域、後流領域を覆う密な構造格子を配置することにより、計算コストを減らしつつ、特に解像する必要のある翼端渦や後流の詳細構造を捉えることを可能にしている。なお、格子間のデータの受け渡しには Tri-Linear 補間法を採用している。各格子では非定常 Euler, Full Navier-Stokes 方程式を 4 次精度の離散化スキームである全速度型 FCMT+SLAU スキーム⁽⁸⁾を用いて離散化し、精度を確保するとともに、ブレードの各部において速度が大きく変化する回転翼機の計算に対応している。今回の解析にあたり、支配方程式として式(1)に示す積分形式の ALE 方式の Full Navier-Stokes 方程式を採用している。Euler 方程式は粘性項を省略したもので、Thin-Layer Navier-Stokes 方程式は壁面からの厚み方向の粘性項のみを残したものである。ただし、今回の計算では Re 数が比較的に低く、乱流モデルを用いていない。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \bar{U} dV + \oint_{S(t)} (\bar{F}^i(U) - \bar{U}_g^v \cdot \bar{n}) dS = \oint_{S(t)} \bar{F}^v(\bar{U}) dS \quad (1)$$

時間積分については、ブレード格子には Dual-Time-Stepping 法と LU-SGS 法を組み合わせ用いており、背景格子には 4 階のレンゲ・クッタ法を採用している。圧力の境界条件については、全てのケースにおいて式(2)に示す 2 次外挿を採用している。

$$p_{i,j,w} = (7p_{i,j,2} - p_{i,j,1})/6 \quad (2)$$

3. NREL Phase VI の検証計算

NREL (National Renewable Energy Laboratory) Phase VI 実験は 2001 年, NASA の Ames 研究所にある 80ft × 120ft の大きさを持つ超大型風洞で行われた, 代表的な水平軸型風車の実験のうちの 1 つである. 広範囲にわたる風速変化時におけるピッチ角変化時の翼面圧力分布, スラスト, トルク等といった高精度のデータが取得された. この実験で用いられた風車は直径約 10m, 2 枚のブレードを持つ 20kW 級の水平軸型風車である. 回転数は 72rpm であり, この時の翼端マッハ数は約 0.1, レイノルス数は実験条件やブレード各部により異なるが, $10^5 \sim 10^6$ の範囲にある. この実験データは多くの研究機関によってそれぞれの持つ CFD コードの検証対象として採用されている. 例えば, W. Johnson らによる研究⁹⁾では, NASA の圧縮性 RANS コードである OVERFLOW-D2 を用いて速度変化時の詳細な計算が行われたが, 他の論文と比較して高い精度で実験値と一致した. また, 最近発表されたアイオワ大学の Y. Li らによる研究⁹⁾では, 圧縮性 RANS SST/DES コードをソルバーとし, タワーやナセル形状も含めたモデルを用いて広範囲にわたる計算が行われたが, それぞれを高い精度で予測している.

これまでの JAXA における研究成果⁹⁾において, rFlow3D が風車へ応用できることが確認されたが, 本研究では速度変化時の検証において新たに支配方程式として Full Navier-Stokes 方程式を採用して計算を行い, 加えてピッチ角変化時の検証計算を行うことで解析範囲の拡張を図った.

Table. 1, Fig. 1, Fig. 2 に今回の計算で用いた計算格子条件とブレード計算格子, 重合計算格子をそれぞれ示す. Euler 方程式を用いた計算では表中の EU 格子を用いており, 一方で Full Navier-Stokes 方程式, Thin-Layer Navier-Stokes 方程式を用いた計算では NS 格子を用いている. NS 格子では粘性の影響を捉えるためにブレード格子間隔を密に設定している. 内側背景格子は後流構造を解像するために比較的密に配置している. Euler 方程式, Full Navier-Stokes 方程式, Thin-Layer Navier-Stokes 方程式共に各辺 14m の立方体を 151 点で分割しており, 格子間隔を約 9.27cm と設定している.

Table. 1. Grid details of blades for NREL Phase VI computation

Grid	Points (I x J x K)	Dh _{min} [m]
EU	81×81×21	5.0×10^{-3}
NS	161×161×61	5.0×10^{-5}

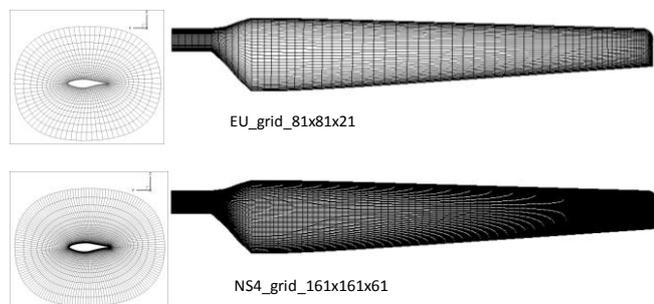


Fig. 1. Grid design on blades for NREL Phase VI computation

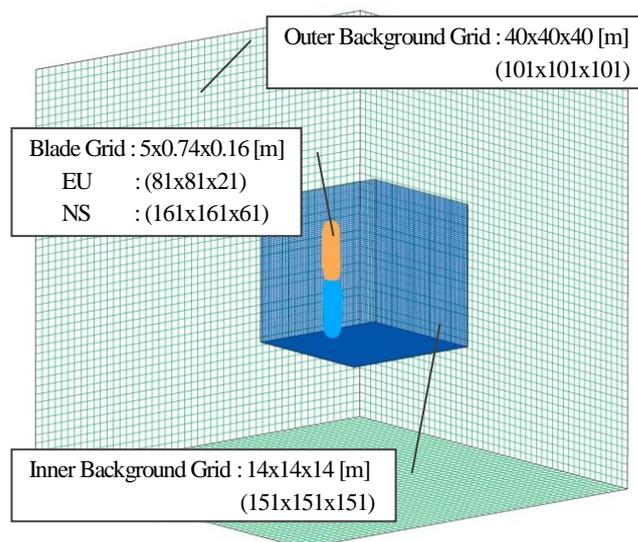


Fig. 2. Over-set grid design for NREL Phase VI computation

Table. 2 に今回の NREL Phase VI の検証計算で用いた計算条件を示す. これまでの研究成果⁹⁾を踏まえ, 全ての計算ケースにおいて境界条件として 2 次外挿を採用している. また, 今回の NREL 検証計算では全ての解析においてコーニング角, ヨー角ともに 0° で固定している.

Table. 2. Calculation condition for NREL Phase VI

Case	Governing equation	Boundary condition
EU01	Euler	2 nd Extrapolation
NS04TL01	Thin Layer N-S	2 nd Extrapolation
NS04FV01	Full N-S	2 nd Extrapolation

3.1. ピッチ角変化時

本章では, Table. 2 に示した EU01, NS04TL01 を用いて計算を行った結果を実験値と比較していく. Fig. 3 に風速を 15m/s に固定し, ピッチ角を -15° から 40° まで 5° 刻みに変化させた 12 ケースのうち, 例としてピッチ角 -5° から 30° までの NS04TL01 によって計算された流れ場を示す. ピッチ角 -5° から 5° の間では翼端渦は形を保持しておらず, 大剥離を起こし, 完全に乱れた流れとなっている様子が分かる. ピッチ角 10° では, 翼端渦は後流の途中まで形を保っている様子が分かるが, 一方でピッチ角 15° では, 翼端渦は後流域まで螺旋形を保ったまま内側背景格子の後端まで続いており, ブレード中腹からの剥離も比較的小さい様子が分かる. ピッチ角 20° の時には翼端渦はよく解像されており, ブレード中腹からの剥離は先と比べさらに小さくなっている. 25° , 30° では翼端渦はかなり弱くなっている様子が確認できる.

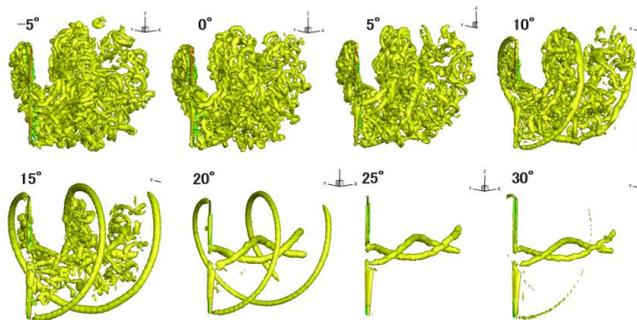


Fig. 3. Vortical structures for different pitch angles predicted by NS04TL01

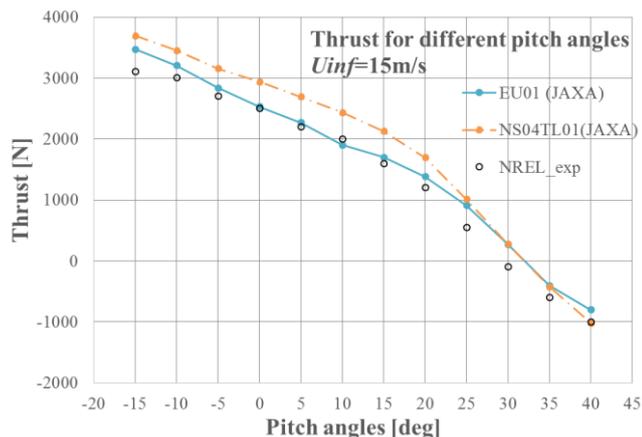


Fig. 4. Thrust for different pitch angles

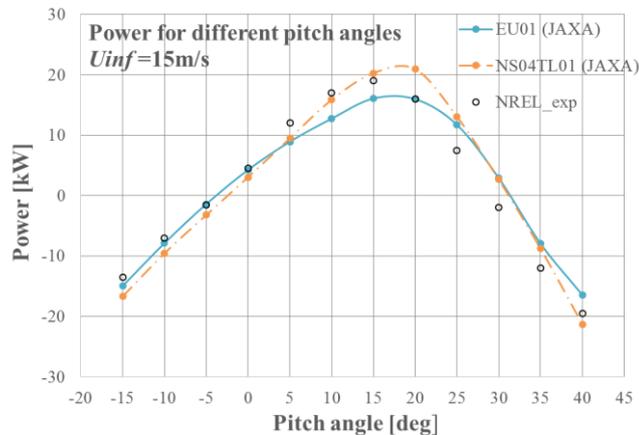


Fig. 5. Power for different pitch angles

Fig. 4 にピッチ角変化時の推力の変化について、Euler 解、粘性解、そして実験値との比較をした結果を示す。それぞれのソルバーは実験値と比べて傾向がとても良く一致している様子が分かるが、粘性解は実験値と比べ全てのケースにおいて推力を過大評価傾向にあることが分かる。一方で Euler 解は全体的に実験値とよく一致しているが、特にピッチ角 10° から 15° にかけて、非常に高い精度で実験値と一致している様子が分かる。

Fig. 5 にピッチ角変化時の発電量の変化について、各ソルバーによる解と実験値を比較した結果を示す。Euler 解、粘性解ともに傾向はよく一致している様子が分かる。実験ではピッチ角 15° で発電量のピークをとるが、Euler 解はその結果と一致している一方で、粘性解ではピッチ角 20° の時にピークを予測している。発電量のピークを比較すると、Euler 解は実験値に比べて過小評価する傾向にあり、一方で粘性解は実験値と比べて過大評価する傾向にある。また、Euler 解、粘性解ともにピッチ角 25° 以降で過大評

価傾向があるが、これは乱流モデルが入っていないために剥離を正しく予測できていないことが理由であると考えられる。

3.2. 風速変化時

本章では EU01, NS04TL01 に加え、NS04FV01 を用いて計算を行った結果を実験値と比較する。Fig. 6 に風車のピッチ角を 3° に固定し、風速を 5, 7, 10, 15, 20, 25m/s の 6 つのケースで変化させた時の NS04FV01 による流れの様子を示す。風速 5, 7m/s の時の流れ場は乱れが小さくなめらかで、翼端渦は内側背景格子の後端まで形を保ったまま風に乗って進んでいく様子を解像している。しかし 10m/s では翼端渦はニアウエイクにおいて崩れ始めており、ブレードからの剥離が大きくなっている様子が分かる。 15m/s 以降では翼端渦がもはや形を保持することができず、大剥離を起して完全に乱れた流れとなっている様子が見て取れる。

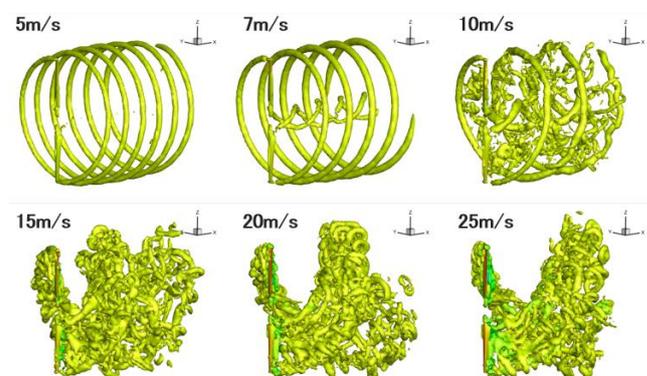


Fig. 6. Vortical structures for different wind speeds

Fig. 7 に、風速変化時の推力の変化について、Euler 解、そして粘性解である NS04TL01, NS04FV01 を実験値と比較した結果を示す。Euler 解、粘性解はどれも実験値と同様に直線的に増加する傾向を示している。粘性解は実験値と比べ全体的に過大評価傾向であり、NS04TL01 と NS04FV01 との比較より、Full Navier-Stokes 方程式、Thin-Layer 形式の Navier-Stokes 方程式を支配方程式として計算した結果の差は小さいことが分かる。

次に、Fig. 8 に風速変化時の発電量の変化について、同様に実験値と比較した結果を示す。Euler 解については、風速 7m/s まで実験値との良い一致を示すが、 10m/s で大きく過小評価をしている様子が分かる。風速が大きくなるにつれレイノルズ数は大きくなり、粘性の影響が比較的小さくなるため、風速 $20, 25\text{m/s}$ では良い一致を示す。粘性解については、先の推力比較では TL01, FV01 間の差は小さいことが示されたが、発電量についても同様の傾向である。2 つの粘性解はともに 10m/s まで実験値との非常に良い一致を示す一方で、 15m/s 以降は発電量を過小評価している様子が分かる。 10m/s 付近以降では流れは大きく剥離し、強い乱流状態となるため、層流仮定の今回の計算での予測発電量は風速 10m/s から 15m/s にかけて急激に低下したものと考えられる。部分的には異なるものの、風車の設計等、実用上では 10m/s 付近でのピーク発電量を予測できれば十分であると言われているため、今回の粘性計算の結果は、rFlow3D は非常に高い精度で風車の性能を予測できることを示している。

で長く解像する必要があるという理由による。

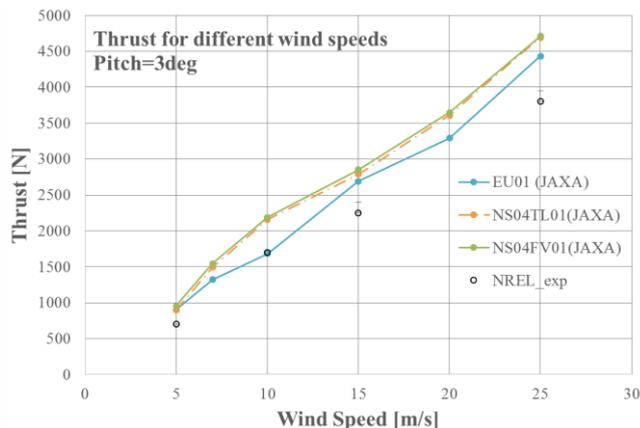


Fig. 7. Thrust for different wind speeds

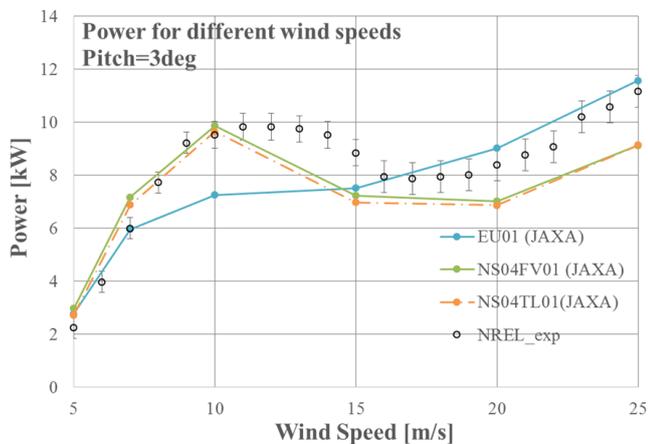


Fig. 8. Power for different wind speeds

4. MEXICO の検証計算

MEXICO (Model Experiment in Controlled Conditions) 実験は 2006 年に ECN (Energy research Centre of the Netherlands) によって行われた実験であり, NREL 実験と同様に代表的な水平軸型風車の実験のうちの 1 つである。この実験はオランダにある DNW の 9.5m × 9.5m のオープン型風洞で行われ, 実験で用いられた風車は直径 4.5m, 3 枚のブレードを持つ水平軸型風車である^(10, 11)。風速変化時の翼面圧力分布等に加え, 特に後流構造に関する詳細なデータが取得されたことがこの実験の特徴であり, このような理由により NREL Phase VI 実験と共に多くの研究機関が CFD コードを用いた検証計算を行っている。しかし, 実験値と良好に一致した結果を報告している論文はいまだ出ていない。Riso DTU の Rethore らによる研究⁽¹²⁾では, 実験で風洞効果により翼面荷重が過大評価された可能性を考え, 開放型風洞を含めた大規模計算を行ったが, 結果は風洞を含めない場合と大きく変わらず, 風洞による影響は小さいとされた。3 章の NREL Phase VI 実験との検証においては JAXA の rFlow3D が風車の性能予測に十分応用できることが示されたが, ここでは rFlow3D がどの程度風車の後流構造を捉える性能を持っているかという点に着目して検証を進めた。

Fig. 9 に MEXICO 実験で使われたブレードの形状を示し, Table. 3 には今回の計算で用いた計算格子を示す。表中の R は MEXICO 実験で使われたブレード半径を意味しており, $R=2.25\text{m}$ である。ブレード格子については NREL Phase VI 検証実験時の EU と同様の格子点数としている。内側背景格子に関しては, NREL Phase VI 検証時の格子と比べてより密に, 風車の回転軸方向に延長して配置している。これは渦の構造をより詳細に, 回転軸方向にわたつ

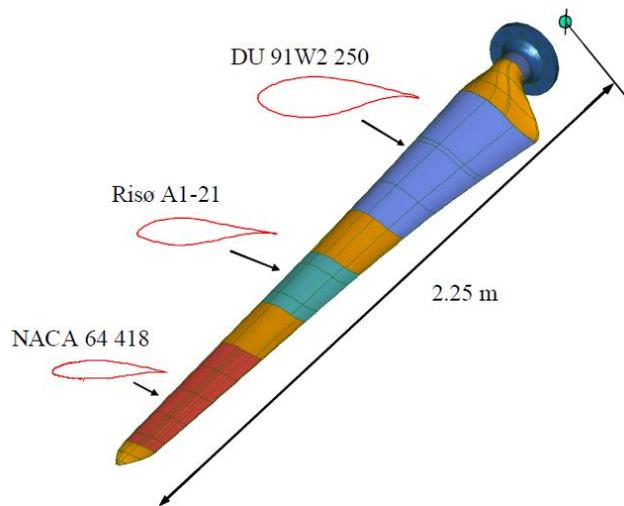


Fig. 9 MEXICO blade profile⁽¹¹⁾

Table. 3. Grid details for MEXICO

Domain	Points (I×J×K)	Size (R=2.25[m])	Dh _{min} [m]
Blade	81×81×21	-	2.0×10^{-2}
Inner Back	401×201×201	5.8R (front:2.2R Back:3.6R) ×2.9R×2.9R	3.3×10^{-2}
Outer Back	127×101×101	13R (front:4R Back:9R) ×8R×8R	2.3×10^{-1}

計算条件については, Table. 2 に示した EU01 を採用している。流入風速は 15m/s, 回転数は 424.5rpm であり, この時のレイノルズ数は $10^5 \sim 10^6$ の範囲にある。今回の計算では翼端ピッチ角を -2.3° , ヨー角を 0° と固定し計算を行った^(10, 11)。

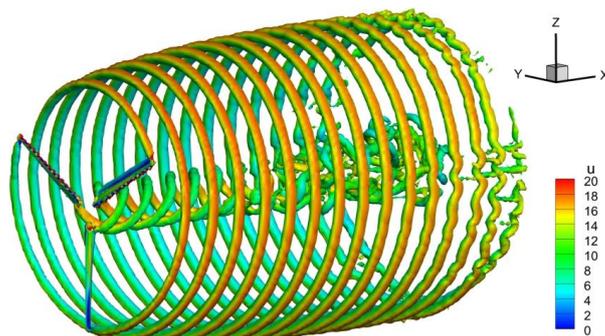


Fig. 10. Vortical structure in wake (unit of the contour is [m/s])

Fig. 10 にロータが 15 回転した時の流れ場の様子を示す。ここで, コンター図は渦度の等地面に速度で色を着けたものであり, 併せて表示しているレジェンドの単位は [m/s] である。翼端渦は綺麗な螺旋を描いて後流へと進んでいるが, 内側背景格子の後端手前から擾乱が起き, 平均流と混合し始めている様子が見られる。ブレード付け根の軸から発生している渦については, 翼端渦と比べるとよりロータに近い, 手前側で乱れが大きくなっており, 内側の混合は外側の混合よりも先に起きている様子が分かる。流れ

場は乱れが少ないため、この条件ではオイラー解でも現象を十分に予測可能であると考えて検証を進めた。

Fig. 11 に風速 15m/s 時の翼面圧力分布について、Euler 解と実験値^(10,11)を比較した結果を示す。ここで rFlow3D のデータは、計算が十分に収束した最後の 1 周について、20° ごとに 18 個の圧力係数分布を取得し、それらを平均した結果である。ブレードの根本側である 25%位置、35%位置においては、翼上面の圧力係数を過大評価している傾向にある。その一方で、60%から 92%位置にかけては、ブレードの端に近づくにつれて実験値と非常に良く一致する。この傾向は他の論文でも見られ、多くの研究者によって風速 15m/s 時の CFD による解析結果の過大評価が指摘されている^(12,13)。理由としては、MEXICO 実験で用いられた風車のナセルが比較的大きいことに加え、ブレードの各断面形状がなめらかに結ばれていないことがブレード根本側の流れに影響を与えていると考えられる。

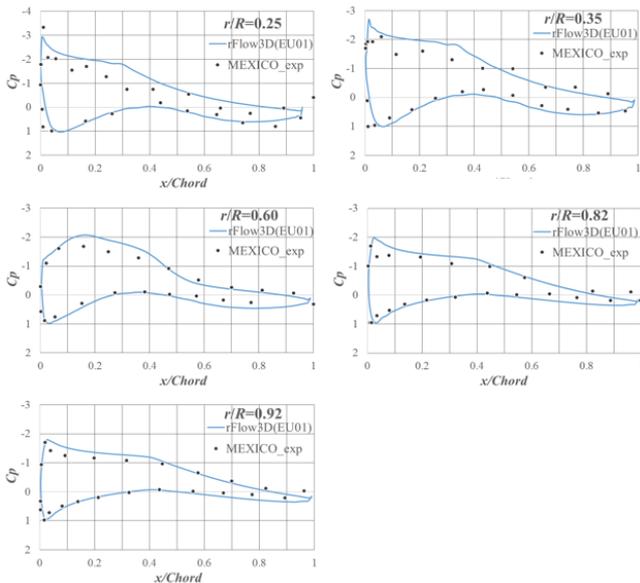


Fig. 11. Comparison of C_p distribution on blade for 15m/s wind speed

流れ方向の各方向速度成分の分布のデータ取得位置を Fig. 14 に示す。図中のブレード位置の時、緑色で示した水平線上の 2 点、 $R=1.4m$ 、 $1.8m$ を通る x 軸線上の各点についてデータを取得した。次に、Fig. 15-17 に流れ方向の各方向速度成分の分布について、EU01 による結果と実験値^(10, 11)を比較したものを示す。図中の横軸は、軸方向位置をロータ直径 $D (=4.5 [m])$ を用いて、無次元化して表示している。図中の縦軸については、各方向成分に対する流入速度との比として表示している。

$R=1.4m$ 、 $R=1.8m$ における軸方向速度成分 u の分布 (Fig. 15 参照) を見ると、Euler 解の結果は実験値と非常に良く一致していることが分かる。 $R=1.4m$ での速度変動は捉えられていないものの、特に $x/D=0$ 、すなわちロータ位置付近での速度の落ち込みについては両方の場合で非常に良く捉えている。

各スパン位置におけるスパン方向速度成分 v の分布 (Fig. 16 参照) を見ると、ここでも Euler 解は実験値の平均値と比較すると非常に良く一致していることが分かる。 $-0.3 \leq x/D \leq 0.3$ のロータ面前後では、Euler 解と実験値の平均値との誤差は他所に比べ比較的大きくなるが、しかし主流に対して 3%程度である。また、後流域では速度変動の振幅を低く見積もっているが、これは非粘性の影響が考えられる。今後、粘性計算を進めて確認を行う予定である。

各スパン位置における垂直方向速度成分 w の分布 (Fig. 17 参照)

について Euler 解と実験値の平均値を比較すると、 $R=1.4m$ 、 $1.8m$ の両位置において Euler 解は主流に対して 3%程度の過小評価の傾向である。翼面圧力分布、軸方向速度 u 分布、そしてスパン方向速度 v 分布のオイラー解の傾向と値は実験値と良い一致を示しているものの、一方で垂直方向速度 w 分布のオイラー解の平均値は実験値の平均値と異なっている。PIV シートの測定誤差は一般的に主流に対して 2.6%⁽¹⁰⁾と言われているが、Fig. 17 を見ると EU01 と実験値の主流に対する誤差は 3~4%程度である。これより、測定誤差は実験値の精度に十分影響を与えていると考えられる。また、非粘性の影響により渦を小さく予測したことも考えられる。

$R=1.4m$ において Euler 解は速度変動の振幅を小さく見積もっているものの、 $R=1.8m$ においては、振幅は実験値とよく近づいている。ただし、両位置において Euler 解では振幅はすぐに減衰している一方で、実験値の振幅の減衰はおだやかである。この理由としては、格子解像度や、非粘性等の計算上の問題による影響が考えられる。

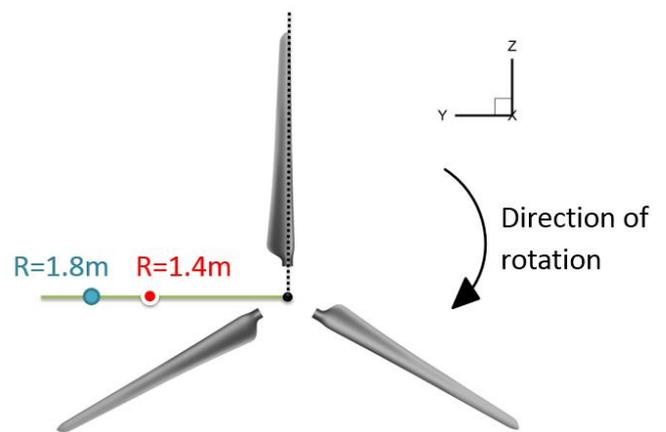


Fig. 14. Position where the axial traverse data were taken

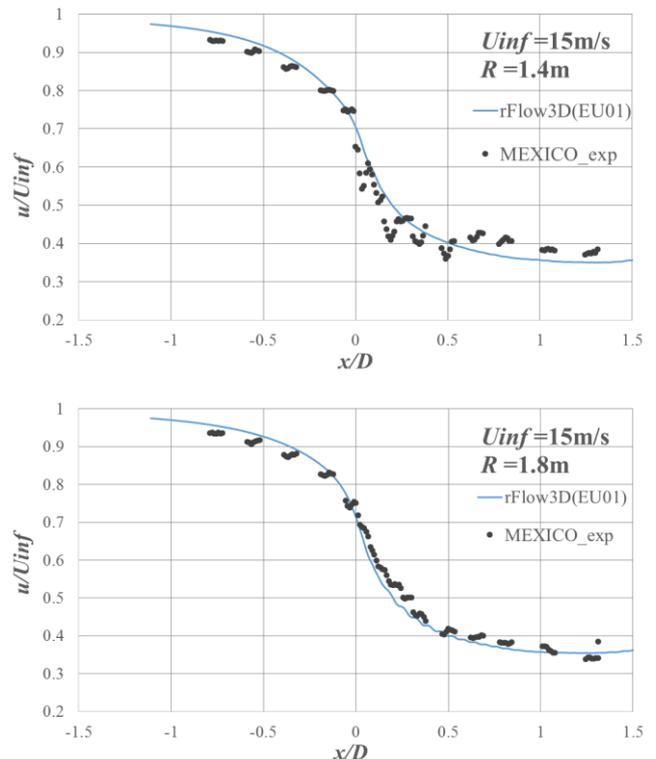


Fig. 15. Comparison of the axial velocity profile at 62.2% R ($R=1.4m$) and 80% R ($R=1.8m$)

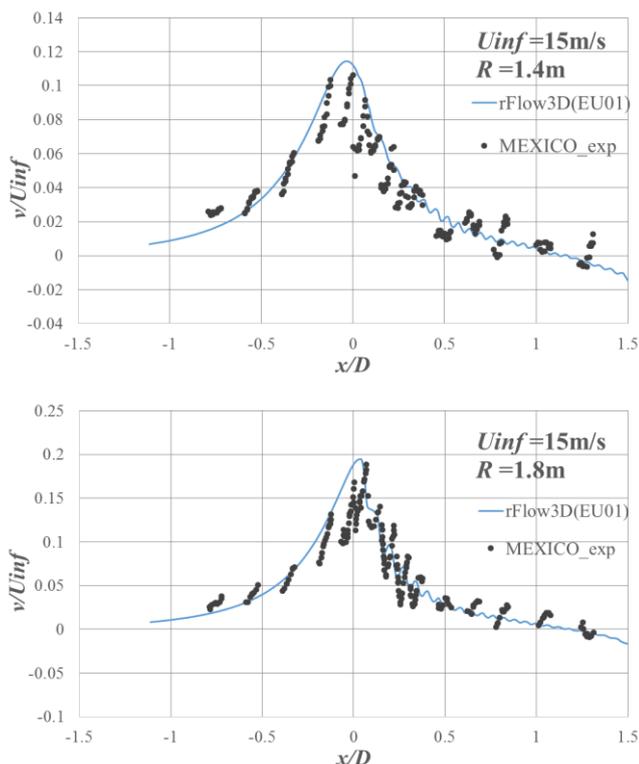


Fig. 16. Comparison of the radial velocity profile at 62.2% R (R=1.4m) and 80% R (R=1.8m)

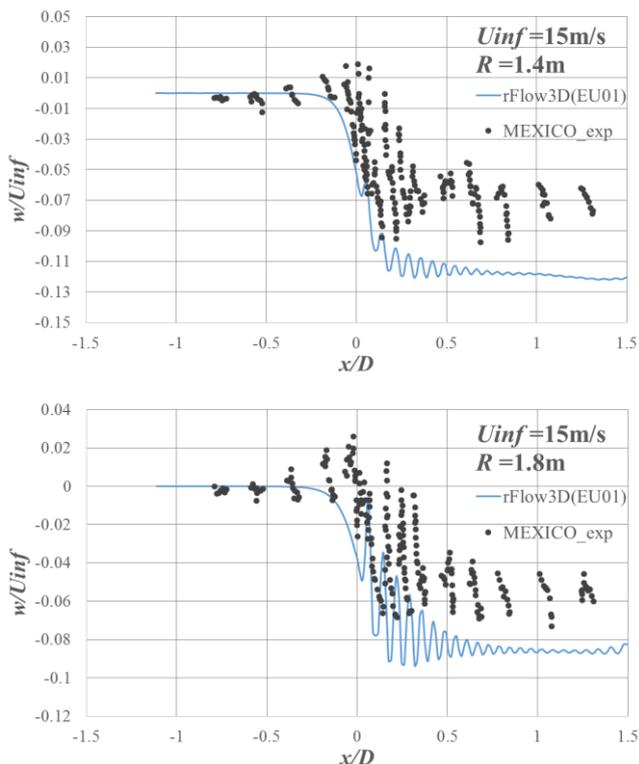


Fig. 17. Comparison of the tangential velocity profile at 62.2% R (R=1.4m) and 80% R (R=1.8m)

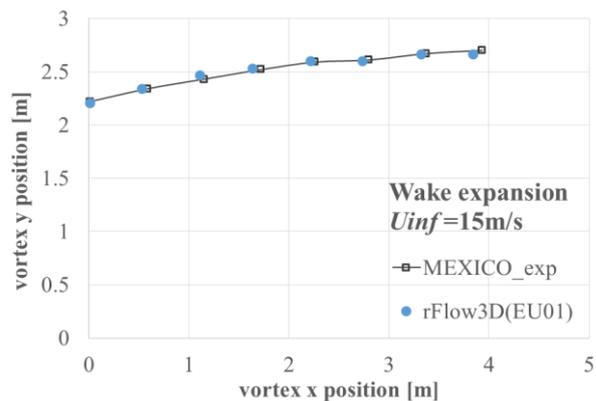


Fig. 18 Comparison of position of tip vortex

次に, Fig. 18 に翼端渦の位置について Euler 解と実験値⁽¹³⁾の比較を行った結果を示す. データの取得は, 12 時位置を基準にアジマス角 270° の水平位置にブレードの 1 枚が重なった時に行われた. Fig. 18 を見ると, Euler 解と実験値は非常によく一致していることが分かる. ただし, $x=1.7\text{m}$ 付近で Euler 解と実験値は横軸方向で大きく異なっているが, ここでの横軸方向の誤差は約 10cm である. 翼端渦位置の実験値は PIV 測定によって得られた軸方向速度分布を利用して算出されているが, 例えば軸方向速度の測定誤差が主流 15m/s に対して 2% である 0.3m/s あったと仮定すれば, 翼端渦位置は回転数 424.5rpm を勘案すると約 1.4cm ずれることになる. これより, Euler 解と実験値の約 10cm の誤差については, 格子解像度 3.3cm による影響が支配的と考えられる. 一方で, $x=2\text{[m]}$ から $x=3\text{[m]}$ において後流の拡大は一時的に止まるが, その特徴についてはよく捉えていることが分かる. 軸方向速度 u の比較では Euler 解と実験値が良好に一致していたことから, 流量保存則により, 風車周りの流れの面積拡大についても Euler 解と実験値はよく一致すると考えられたが, 結果はその通りであった.

5. まとめ

JAXA において開発された回転翼機用 CFD ツール rFlow3D を水平軸型風車の解析に適用し, NREL Phase VI 検証計算では Euler 方程式, Navier-Stokes 方程式を用いたソルバーの比較を行い, MEXICO 検証計算では計算コストと精度のバランスを考え, Euler 方程式を用いて後流構造の解析を行った.

NREL Phase VI 検証計算では, ピッチ角変化時, 風速変化時の実験データに基づいて解析を進めたが, Euler 解, 粘性解で明確な違いが見られた. 特に風速変化時には, Euler 解は初期剥離状態 (10m/s) において流れの早期剥離現象が見られ, 最大発電量を予測できなかった. その一方で, 粘性解は大剥離を起こし, 完全に乱れる 15m/s 付近までよく一致し, 最大発電量を予測することが可能であると示され, 実用上, 十分な精度で現象を予測できることが示された. Navier-Stokes 方程式を用いた粘性解のうち, Thin-Layer N-S 形式か Full N-S かは結果にさほど大きな影響を及ぼさなかったと言える. 大剥離状態である 15m/s 以降について予測精度を上げるためには, 先行研究の結果^(7, 8, 14, 15)を考慮しても, 乱流モデルの導入が課題となると思われる.

MEXICO 検証計算では, 風速 15m/s 時の翼面圧力分布や流れ方向速度分布, そして翼端渦位置について Euler 解を用いて検証を行い, rFlow3D の後流構造の解析能力を調査したが, 結果は非常に良好であった. 特に, 軸方向速度分布, 翼端渦位置といった後流構造については, 実験値との非常に良い一致が見られた.

これまでの計算結果を踏まえて, rFlow3D が翼面荷重や発電量

だけでなく、後流構造の予測にも適応可能であることが示された。今後は MEXICO 実験について粘性解による計算を行うことで、この実験における支配方程式による影響を調べる。また、それと並行して NREL のブレードを用いてヨー変化時の計算を行い、後流構造や荷重変動、速度変動を予測することを課題としたい。将来的には乱流モデルを導入し 2 基の風車を並べた計算を行うことや、弾性変形も考慮した実際のブレードモデルの流体構造連成問題も視野に入れていく予定である。

参考文献

- (1) Bloomberg new energy finance, "Global Trends in Renewable Energy Investment 2011."
- (2) IEA, "Medium-Term Renewable Energy Market Report 2013."
- (3) 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構, "NEDO 再生可能エネルギー技術白書"
- (4) EWEA, "The European offshore wind industry : key trends and statistics 2012."
- (5) 田辺 安忠, 杉浦正彦, 菅原瑛明, "回転翼空力弾性解析コードの風車への適用" ANSS2013.
- (6) Yasutada Tanabe, and Shigeru Saito, "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations," The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October 14-16, 2009.
- (7) "Design of a Tapered and Twisted Blade for the NREL Combined Experiment Rotor," NREL/SR-500-26173.
- (8) Wayne Johnson, Earl P.N. Duque, and Michael D. Burkland, "Navier-Stokes and Comprehensive Analysis Performance Predictions of the NREL Phase VI Experiment," AIAA-2003-0355, 6-9 January, 2003.
- (9) Yuwei Li, Kwang-Jun Paik, Tao Xing, and Pablo M. Carrica, "Dynamic overset CFD simulations of wind turbine aerodynamics," Renewable Energy 37 (2012) 285e298.
- (10) J.G. Schepers, H. Snel, "Model Experiments in Controlled Conditions Final Report" ECN-E-07-042.
- (11) H. Snel, J.G. Schepers, and N.B. Siccama, "Mexico Project: The Database and Results of Data Processing and Interpretation," AIAA 2009-1217, 5-8 January 2009.
- (12) Pierre-Elouan Rethore, Niels N. Sorensen, Frederik Zahle, Andreas Bechmann, and Helge A. Madsen, "MEXICO Wind Tunnel and Wind Turbine modelled in CFD," AIAA 2011-3373.
- (13) J.G. Schepers, K. Boorsma, T. Cho, S. Gomez-Irati, P. Schaffarczyk, A. Jeromin, W.Z. Shen, T. Lutz, K. Mesiter, B. Stoevesandt, S. Schreck, D. Micallef, R. Pereira, T. Sant, H.A. Madsen, and N. Sorensen, "Final report of IEA Task 29, Mexnext (Phase 1): Analysis of Mexico wind tunnel measurements," ECN.
- (14) Frederik Zahle, Jeppe Johansen, Niels N. Sorensen, and J. Michael R. Graham, "Wind Turbine Rotor-Tower Interaction Using an Incompressible Overset Grid Method," AIAA 2007-425, 8 - 11 January 2007.
- (15) Nilay Sezer-Uzol, and Lyle N. Long, "3-D Time-Accurate CFD Simulations of Wind Turbine Rotor Flow Fields," AIAA 2006-0394.