

回転翼空力弾性解析コードの風車への適用

田辺安忠、杉浦正彦

宇宙航空研究開発機構 航空本部 機体システム研究グループ

菅原瑛明

菱友システムズ

Application of a Rotorcraft Aeroelastic Analysis Code to Wind Turbines

by

Yasutada Tanabe, Masahiko Sugiura (JAXA)
and Hideaki Sugawara (Ryoyu Systems, Co., Ltd)

ABSTRACT

Application of the CFD/CSD coupling analysis code *rFlow3D* which was originally developed for rotorcraft to the wind turbines is described in this paper. NREL Phase VI wind turbine is selected as the test case to validate the accuracy of the analyses. It is found that even with a relative coarse resolution blade grid, the Euler solver can predict the performance of the wind turbine quite satisfactory when the wind turbine is operated in attached flow or deep stall conditions, but the discrepancies in the incipient stall flow region are remarkable where the highest power is generated. With a Navier-Stokes solver, the prediction accuracy is improved with the refinement of the blade grid and the highest power can be predicted satisfactorily.

1. はじめに

クリーンエネルギーの代表として、風力発電が注目されており、近年設置台数が急激に増加している。設置環境も陸上から洋上へと多様化が進んでいる。風力発電の効率化を目指して、風車の大型化に伴い、ブレードの弾性変形が無視できないレベルにある。日本のような風環境が急変しやすい中、風車の破損も目立っており、荷重の状況を正しく予測し、設計に反映することが求められている。

JAXA においては、ヘリコプタの空力弾性騒音を解析するために、CFD/CSD 連成解析技術に基づく統合解析ツール *rFlow3D* を開発してきた[1-3]。主にヘリコプタの騒音低減を目指して、種々のアクティブ・デバイスの作動によるロータ・ブレードの弾性変形、空力騒音変化の評価に用いられてきており、実験結果による検証でも良好な結果が得られている。この解析ツールの同じ回転翼でもある水平軸風車への適用は、自然な解析技術の応用と思われる。しかしながら、ヘリコプタは基本的に流れの剥離が起こらない範囲内で運航されることに対し、風車は自然の風の風速変化から完全に流れが剥離している範囲まで考える必要があり、流体力学的にはより複雑である。そのため、CFD 手法についても、ヘリコプタでは Euler 方程式に基づくソルバーでもほとんどの場合かなり精度の高い結果が得られるが、風車のケースでは、流れ場の剥離のシミュレーション精度がそのまま結果に大きく反映されるため、Navier-Stokes 方程式に基づくソルバーであることが前提であるように思われる。今回は *rFlow3D* の粘性計算を基本に、NREL の Phase VI の風車[4]を検証対象として、ソルバーの種類や境界条件、計算格子の影響などについて、検証を行ったので、その結果について報告する。

2. 計算手法

ヘリコプタや風車のロータ・ブレードは非常に細長い形状をしており、荷重に応じて弾性変形が生じやすい。近年海上での風力発電が増加傾向にあり、6 MW 級の風車では直径が 120m 以上にもなる。アスペクト比がヘリコプタよりも大きくなる場合が多く、弾性変形の影響が在来のロータ・ブレードよりも更に重要になっている。ブレードの弾性変形解析を含む回転翼の空力性能や騒音を予測するためには、図 1 に示す流れで計算を進める必要がある。

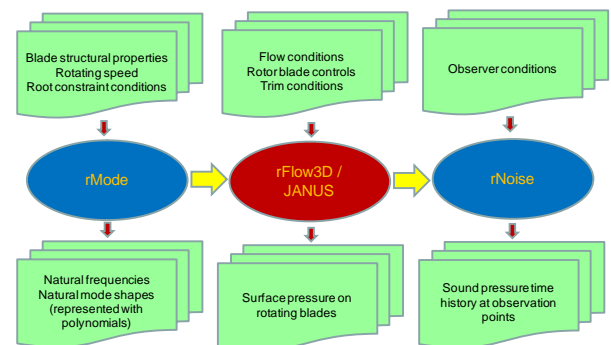


図 1 回転翼統合解析ツールチェーン

JAXA で開発されている回転翼向けの統合解析ツール[1-3]は、3 つのコードで構成されている：まずはロータ・ブレードの固有周波数と固有モードを計算する *rMode* というコードである。ブレードの弾性振動の支配方程式は Houbolt & Brooks の方程式 [5] に基づいており、非均一のねじれのあるビームを仮定している。ブレードの構造物性値とロータの回転数に基づいて、ブレードのフラップ、ラグ、ねじりの 3 方向の連成固有振動周波数と振動モードの形を Holzer-Myklestad 法[6]を用いて計算する。ここでの出力は次の段階の CFD/CSD 連成解析コードの入力となると同時に、ロータ回転数と固有周波数の関係を示す Fan-plot はロータブレードの回転時の安定解析にも使われる。

解析の中心である CFD/CSD/TRIM の連成解析コード *rFlow3D* の計算手法は移動重合格子法である[7]。ロータブレードの枚数分の内部格子をブレード周りに形成し、ブレードの回転や弾性変形に合わせて移動・変形をし続ける。また、ヘリコプタの胴体は複雑な形状をしている場合が多く、胴体周りの格子は非構造格子も採用できるように拡張されている。胴体周りが非構造格子の場合は TAS-Code をベースにしたソルバーを使用しており、JAXA と東北大学との共同開発で、*JANUS* というコード名で呼ばれる[8]。背景格子は直交格子を 2 層まで用いることができ、ブレードの回転領域や後流領域では密な格子を採用して、翼端渦を精度よく捉えられるようにしている。各格子間のデータの受け渡しは 2 次精度の Tri-Linear 補間法で行っている。内部格子では移動格子に対応した完全非定常 Euler/Navier-Stokes 方程式を 4 次精度の SLAU+FCMT スキーム[9,10]で離散化し、ヘリコプタのような低速から遷音速領域が共存

する流れ場に対応している。また、ブレードの弾性変形は CFD で求めた空気力に基づいて、構造解析との弱連成手法で計算される。さらに目標となるロータ推力やモーメントと一致するように、ブレードの制御入力を変更し、トリムを取りながら、現実の飛行条件を再現できるようにしている。

また、回転翼からの騒音計算は FW-H 方程式に基づく Farassat 定式 1 [11] に従い一周分のブレード表面圧力から積分で求めており、*rNoise* という後処理ツール[2]で行うようになっている。

以上の解析ツールチェーンはアクティブ制御によるヘリコプタの騒音低減の実験結果と比較検証[3]をしてきており、良好な一致を得ている。しかしながら、ヘリコプタの場合は、ブレード周りの流れ場は付着している場合がほとんどで、非粘性の Euler 解でも良好な結果が期待できるが、風車への適用に当たっては、ブレード周りの流れ場が非常に幅広い迎え角範囲を有する 경우가多く、粘性効果が無視できないレベルにある。そのため、CFD の支配方程式は以下のような Thin-Layer 形式[12]の粘性項を追加した。

$$\partial_\tau \hat{q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = \frac{1}{Re} \partial_\zeta \hat{S} \quad (1)$$

粘性項の離散化については、FVM 法で用いるメトリクスと差分法の Jacobian との対応関係を用いて、中心差分となるように定式化した。また、今回の解析対象の風車のレイノルズ数が低く、乱流モデルを採用しなかった。

さらに、固定壁面上の圧力の与え方について、内側のセルの値からの外挿の精度について、ゼロ次外挿は壁面に隣接するセルの圧力をそのまま使い、

$$p_{i,j,w} = p_{i,j,l} \quad (2)$$

で、2次外挿はさらに一個上のセルの値も入れて、

$$p_{i,j,w} = (7p_{i,j,l} - p_{i,j,2})/6 \quad (3)$$

である。壁面上の運動量を満足する圧力解[12]は差分法的に書くと、以下ようになる：

$$\begin{aligned} & (\xi_x \zeta_x + \xi_y \zeta_y + \xi_z \zeta_z) p_\xi + (\eta_x \zeta_x + \eta_y \zeta_y + \eta_z \zeta_z) p_\eta \\ & = -(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2) p_\zeta \\ & + \rho [\partial_\tau \zeta_\tau + u \partial_\tau \zeta_x + v \partial_\tau \zeta_y + w \partial_\tau \zeta_z] \\ & - \rho U (\zeta_x u_\xi + \zeta_y v_\xi + \zeta_z w_\xi) \\ & - \rho V (\zeta_x u_\eta + \zeta_y v_\eta + \zeta_z w_\eta) \end{aligned} \quad (4)$$

式 (4) はブレードの周方向については循環型 3 列対角マトリクス、スパン方向については通常の 3 列対角マトリクスを解くことで、壁面上の圧力を得ることができる。

3. 水平軸風車検証計算例

NREL が NASA-Ames の 40ftx80ft の大型風洞を使って Phase VI という水平軸風車の風洞試験を実施しており、風洞試験と同時に、各種解析手法の予測結果の比較が行われた[13]。この実験データはその後も広く解析コードの検証例として利用されてきた[14-17]。風車の半径は 5.029m で、試験回転数は 72RPM である。このとき、ブレード先端の回転速度マッハ数は 0.11 である。ヘリコプタの場合は通常 0.6 ぐらいで、圧縮性の解析コードをこのような低いマッハ数の流れ場に適用できるか、SLAU 全速度スキームを採用しているとは言え、十分な確認が必要である。

図 2 に rFlow3D で使用される重合格子系を示す。今回の解析では、外部背景格子は 3 方向に 101 点の等間隔直交格子で、風車の回転中心から、3 方向 ±20m の範囲をカバー

した。前方上流境界面が一樣流条件に固定し、その他の境界面はゼロ次外挿の流出境界とした。

内部背景格子はブレードの後流を捉えるために細かく分割しており、各辺 14m の立方体を 151 点で分割している。

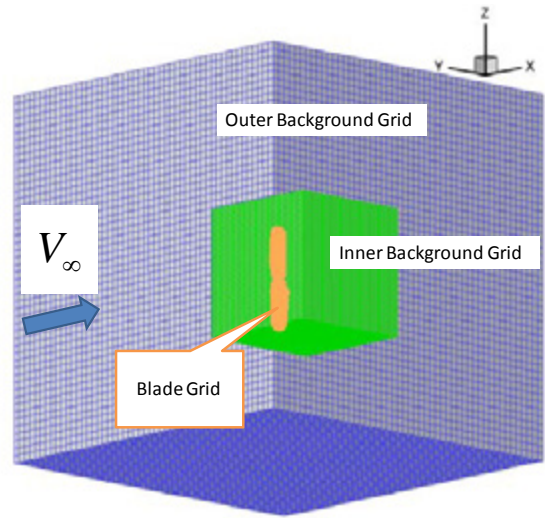


図 2 風車の重合計算格子

図 3 に NREL Phase VI のブレードのモデル形状を示す。回転中心からのブレードの半径は 5.029m で、翼型は s809、ルート部から 25%R の位置から翼型となっており、そこで翼弦は 0.737m で、先端での翼弦長は 0.356m で、線形的なテーパ形状となっている。また、この部分から先端に向けて、振り上げ角が約 20 度である。ブレードの形状と風洞試験の詳細は文献[12]を参照されたい。

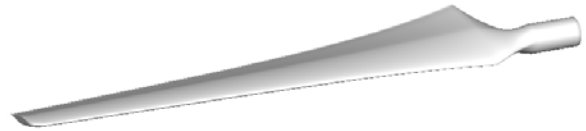


図 3 NREL Phase VI のブレード形状

表 1 ブレード計算格子

Blade Grid	Points (IxJxK)	Δh_{\min} [m]
EU	81x81x21	5e-3
NS2	81x81x61	5e-5
NS3I	161x81x61	5e-5
NS3J	81x161x61	5e-5
NS4	161x161x61	5e-5

表 1 に解像度による依存性を調べるために使用した 5 種類ブレード格子の格子点やブレード表面に接する層の代表高さを示す。EU というオイラーソルバー用の格子は図 4 に示すように、比較的粗くブレード周りを覆うようにしており、効率的な CFD 解析が可能である。一方、粘性計算では、特に表面に隣接するセルの高さが粘性境界層を捉えるのに重要なため、今回は代表高さが 0.05mm とし、これは代表レイノルズ数において、 $y^+ \approx 5$ に相当し、層流境界層を捉えるには十分である。半径方向と周方向の分解能の影響をみるため、NS2 から NS4 まで 4 段階の格子を用いた。NS4 の格子の様子も図 4 に示す。

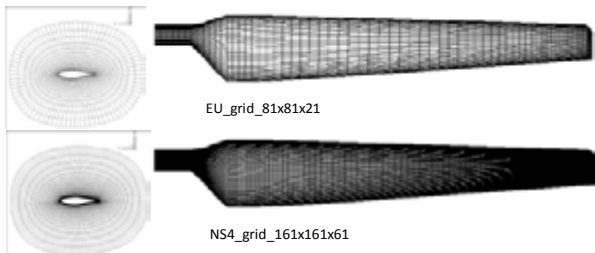


図 4 ブレード計算格子の様子

オイラー計算においては、壁面境界条件の影響を調べるため、表 2 に示す 3 種類を行った。粘性計算については、境界条件を 2 次外挿による壁面圧力のみにし、格子の影響について調べた。

風車の運転条件については、実験ではブレードにコーニング角を付れたり、ヨー角のある場合の計測も含まれているが、今回の検証計算では、コーニング角無し、ヨー角も無い、ピッチ角を 3 度に固定した、風速のみ変化させたケースと、風速を 15m/s に固定し、ピッチ角を変化させたケースの 2 ケースを選んだ。この 2 ケースはこれまでに多くの解析結果との比較に使われてきた[13-17]。

表 2 計算条件

Abbr.	Solver	Blade Grid	Boundary Condition
EU00	Euler	EU	Zeroth Interpolation
EU01	Euler	EU	2nd Interpolation
EU10	Euler	EU	Wall momentum eqn
NS2TL01	TL NS	NS2	2nd Interpolation
NS3ITL01	TLNS	NS3I	2nd Interpolation
NS3JTL01	TLNS	NS3J	2nd Interpolation
NS4TL01	TLNS	NS4	2nd Interpolation

風車のピッチを 3 度に固定し、風速を 5, 7, 10, 15, 20, 25m/s の 6 つに変化させたときの流れ場の様子を図 5 に示す。5m/s と 7m/s の流れ場は非常に滑らかで、後流渦も若干広がりながら、はっきりとしたらせん状渦を形成している。10m/s 以上の風速ではブレードまわりの流れが剥離して、後流がかなり乱れているのが分かる。計算条件によって、特に 10m/s 以降では若干の違いが見られるが、定性的には同じである。

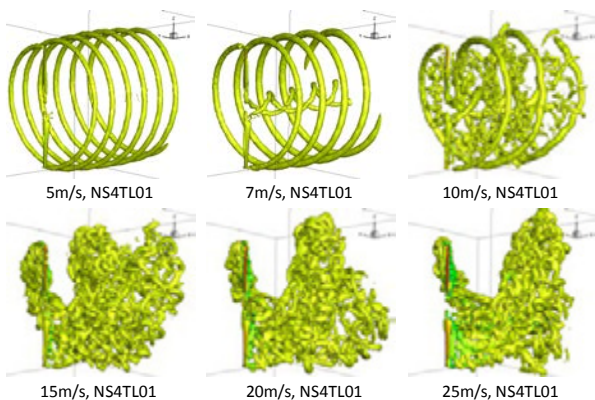


図 5 風速変化による風車の後流の変化

オイラーソルバーの解析能力をみるため、敢えて流れが大きく剥離している条件でもそのまま計算した。図 6 の推力変化を見ると、若干計算値が大きくなっているが、風速

による推力のほぼ直線的な変化を正しく捉えており、また、境界条件による差がほとんど見られない。しかしながら、図 7 に示す回転軸周りの空力トルクから計算した発電量は、壁面圧力を 0 次または 2 次外挿で決める境界条件の EU00 と EU01 は 7m/s までは実験値とも一致しているが、7~15m/s の間は発電量を顕著に低く予測していた。偶然かもしれないが、15m/s 以降の流れが大きく剥離する条件では、また実験値とよく一致した。普段オイラー計算の非粘性解は流れ場の剥離をかなり遅く予測する傾向にあることが知られており、壁面圧力を単純外挿で決める境界条件では、却って早期剥離が起こったものと考えられる。一方、壁面上の運動量方程式を満足する EU10 の境界条件では、風速 15m/s までは非常に実験値と一致する結果が得られ、理想的なオイラー解であると思われる。それ以降は実験値よりも大きく発電量を見積もった。

流れ場が付着している状態から大きく剥離する条件まで全領域にわたって風車の性能を正確に予測できるか、粘性計算を実施した。5m/s における計算格子を変更した場合の発電量の予測値を図 8 に示す。総じて実験値より若干大きくなっているが、計算値同士の差がほとんどない。なお、粘性計算においても、トルクの計算は表面圧力の積分のみを考慮し、摩擦成分による寄与を無視している。これは実験値自体がブレード表面の圧力分布から計算されたものであるからである。なお、参考文献 [17] にあるように、この場合、摩擦成分の寄与が圧力成分と比較すると無視できるレベルである。

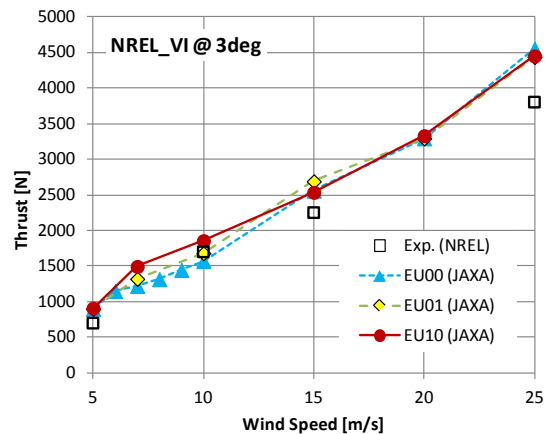


図 6 境界条件による推力の変化

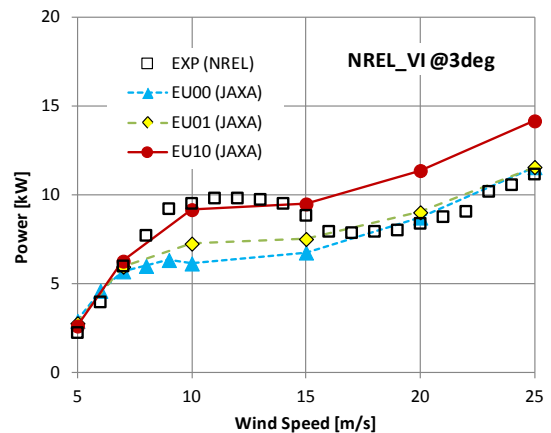


図 7 境界条件による発電量の変化

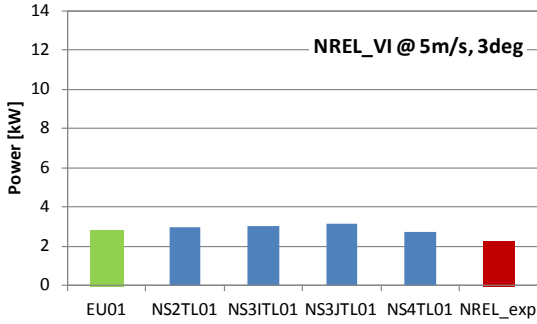


図8 風速 5m/s における各種計算手法の予測結果

流れ場が初期剥離状態にある 10m/s における発電量の予測値を図 9 に示す。このときの流れ場は計算格子の分解能に非常に敏感であり、格子が密になるとともに、計算値が実験値に近づいた。なお、格子点数では NS3I と NS3J は同じであるが、周方向を細分した NS3J のほうが実験値に近かった。

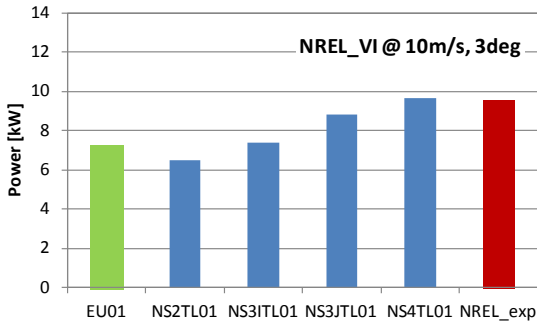


図9 風速 10m/s における各種計算手法の予測結果

大剥離状態にある 25m/s における発電量の計算手法による変化を図 10 に示すが、粘性計算値が総じて実験とオイラー計算値より低かった。さらに格子が密になる改善効果が見られなかった。おそらくこの速度では、もはや流れが層流である仮定が成り立っておらず、何らかの乱流モデルの採用が必要だったかもしれない。乱流モデルの採用による予測については今後の課題としたい。

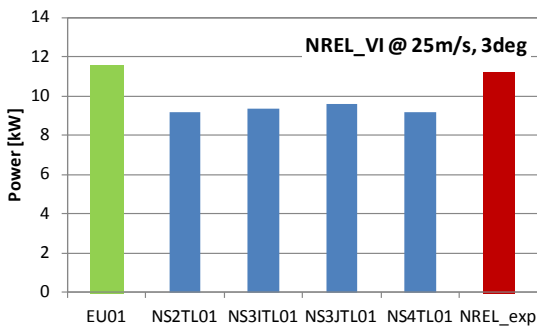


図10 風速 25m/s における各種計算手法の予測結果

推力について、NS4 の粘性解と同じ境界条件のオイラー解と計測値との比較を図 11 に示す。ほとんどの場合、粘性解のほうが若干推力を大きく予測する傾向にあった。

風車の発電量については、図 12 に実験値との比較を示すが、剥離が顕著な領域では若干低く予測しているが、性能に重要なピーク発電の予測値が計測値とよく一致しており、実用上、十分な精度の性能予測ができると考えている。

風速 15m/s において、ピッチ角を -15 度から 40 度まで大きく変化させたときの推力の変化を図 13 に示す。EU00 条件の計算結果が実験値とよく一致していた。

図 14 に発電量の変化を示す。全体的な傾向が概ね一致しているが、ピッチ角 15 度時にピーク発電量があり、EU00 の予測値が 25% も低く見積もっていた。今後は粘性解による解析も進めていく予定である。

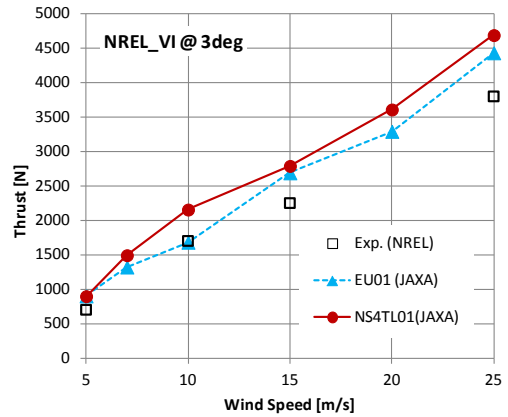


図11 風車推力の粘性解

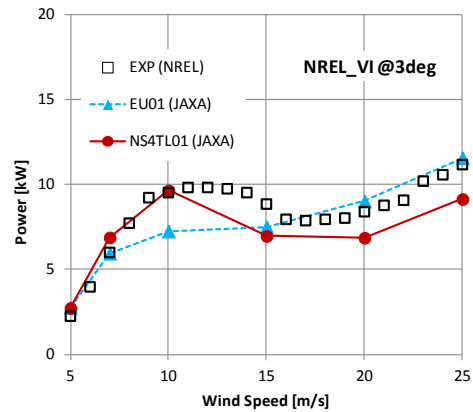


図12 風車発電量の粘性解

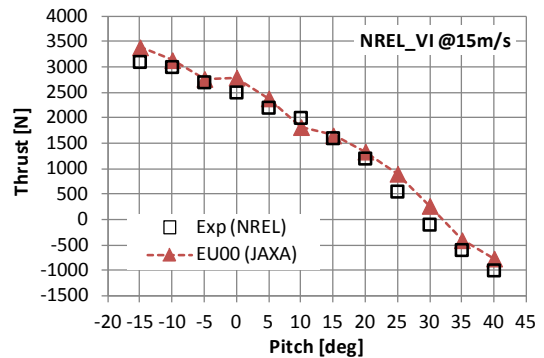


図13 風車のピッチ角による推力変化

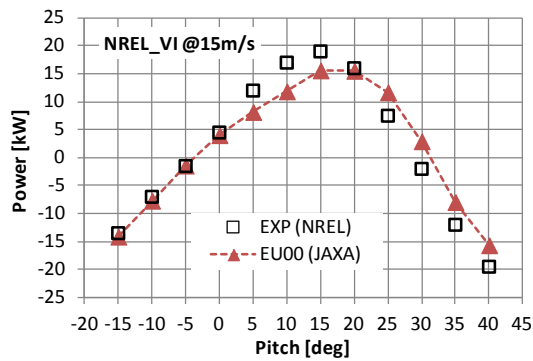


図 14 風車のピッチ角による発電量変化

なお、以上の試験計算は風車のブレードを完全に剛として、弾性変形しないと仮定している。今後は弾性変形も含めて解析を進め、風車性能への影響を把握していきたい。

4. まとめ

回転翼航空機用に開発した統合解析ツール *rFlow3D* を水平軸風車に適用し、幅広い試験条件下での空力荷重と発電量のテスト計算を行った。

NREL の Phase VI の風洞試験データに基づいて、特にピッチ角 3 度固定で、風速を変化させた試験例に対して、境界条件の影響や、格子の解像度の影響について詳細に調べた。

風車の受ける空力荷重となる推力は、格子の解像度の影響をあまり受けず、どのケースも概ね実験値と良い一致を示した。

初期剥離状態（風速 10m/s）においては、壁面上の圧力を単純外挿した Euler 解には、流れ場の早期剥離現象が見られ、最大発電量を低く予測する傾向があった。壁面上の圧力を運動量保存方程式を満足するように与えた場合は、Deep Stall となる風速 15m/s までは Euler 法でもかなり精度よく性能を予測でき、それ以降の速度領域では発電量をかなり大きく予測した。

計算格子を密にした粘性計算の結果は全体的に実験値と一致したが、Deep Stall 域では若干発電量を低く見積もる傾向にあった。

これまでの試験計算の結果、回転翼用の統合解析ツールの CFD ソルバーは風車の荷重や性能予測に十分使えることが分かった。今後はさらに弾性変形や騒音の予測などの計算機能についても、検証を進めていきたい。また、これまでは全領域を CFD で解いたが、計算の効率化と精度の両立を図るため、風車の後流を渦モデルで表現し、ブレードの周りのみを CFD で解く Hybrid Method の開発を進めており、風車の計算例での検証を進めていく予定である。

参考文献

- 1) 田辺：回転翼の空力弾性計算手法の考察、第 50 回飛行機シンポジウム、新潟市、2012 年 11 月 5~7 日。
- 2) 田辺：回転翼機の空力騒音予測ツールの構築について、第 44 回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012、富山市、2012 年 7 月 5~6 日。
- 3) Tanabe, Y., Saito, S. and Sugawara, H., "Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction," 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, NL, September 4-6, 2012.
- 4) Hand, M., Simms, D., Fingersh, L. J., Jager, D., Larwood, S., Cotrell, J., and Schreck, S., "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns," NREL/TP-500-29955, 2001.

- 5) Houbolt, J.C. and Brooks, G.W., "Differential Equations of Motion for Combined Flapwise Bending, Chordwise Bending, and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades," NASA TN-3905, 1957.
- 6) Isakson, G. and Eisley, G.J., "Natural Frequencies in coupled bending and torsion of twisted rotating and non-rotating blades," NASA CR-65, 1964.
- 7) Tanabe, Y. and Saito, S., "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations," The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China. October, 2009.
- 8) Tanabe, Y., Saito, S., Takayama, O., Sasaki, D. and Nakahashi, K., A New Hybrid Method of Overlapping Structured Grids Combined with Unstructured Fuselage Grids for Rotorcraft Analysis, 36th European Rotorcraft Forum, Paris, France, September 9-11, 2010.
- 9) Shima, E., and Kitamura, K., "On New Simple Low-Dissipation Scheme of AUSM-Family for All Speeds," 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FA, January 5-8 2009, AIAA Paper 2009-136.
- 10) Yamamoto, S. & Daiguji, H., "Higher- Order- Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations," Computers & Fluids, Vol.22, No.2/3, pp.259-270, 1993.
- 11) Farassat, F., "Derivation of Formulation 1 and 1A of Farassat," NASA TM-2007-214853, 2007.
- 12) Pulliam, T. H. and Steger, J. L., "Implicit Finite-Difference Simulations of Three-Dimensional Compressible Flow", AIAA J., Vol. 18, No. 2, Feb. 1980, pp. 159-167.
- 13) Simms, D., Schreck, S., Hand, M., Fingersh, L. J., "NREL Unsteady Aerodynamics Experiment in the NASA-Ames Wind Tunnel: A Comparison of Prediction to Measurements," NREL/TP-500-29494, 2001.
- 14) Duque, E. P. N., Burklund, M. D., and Johnson, W., "Navier-Stokes and Comprehensive Analysis Performance Predictions of the NREL Phase VI Experiment," AIAA-2003-355, January 6-9, 2003.
- 15) Schmitz, S., and Chattot, J. J., "Application of a 'Parallelized Coupled Navier-Stokes/Vortex-Panel Solver' to the NREL Phase VI Rotor," AIAA-2005-593, January 10-13, 2005.
- 16) Yu, D. O., Kwon, H. I., and Kwon, O. J., "Performance Enhancement of HAWT Rotor Blades by Aerodynamic Shape Optimization," AIAA-2012-1292, January 9-12, 2012.
- 17) Li, Y., Paik, K. J., Xing, T., and Carrica, P. M., "Dynamic Overset CFD Simulations of Wind Turbine Aerodynamics," Renewable Energy 37 (2012), pp.285-298.