

ヘリコプタの高速飛行時の空力性能予測

菅原瑛明 田辺安忠
(株)菱友システムズ, 宇宙航空研究開発機構

Prediction of the Aerodynamic Performance of the Helicopter Rotor at High Speed

by
Hideaki Sugawara and Yasutada Tanabe

ABSTRACT

The aerodynamic performance of a full-scaled helicopter rotor is predicted using a rotorcraft CFD solver, rFlow3D. The prediction accuracy is verified through comparison with the selected wind tunnel test data of a constant thrust while the advance ratio is increased up to 0.4. Trim adjustment is improved by implementing a look-up table for the sectional aerodynamics. The rotor control angles and rotor drag and power between prediction and experiment are found in acceptable agreement. Some differences in the collective and lateral pitch angles are observed due to not including the elastic deformations in the analysis. Detailed comparisons of the sectional airloads are also performed and good correlations are found. The aerodynamic loads in the reversed flow region are also obtained. The influence of the elastic deformation on the prediction accuracy of aerodynamic performance at high advance ratio conditions will be further studied.

1. はじめに

JAXA では、将来型回転翼航空機として図 1 のようなコンパウンド・ヘリコプタを提案し、研究が行なわれている [1]。この機体は、ヘリコプタのテール・ロータを無くし、アンチ・トルク装置として主翼両端にプロペラを装備し、高速飛行のために機体尾部に推進プロペラを加えたものである。目標としている最大速度は、在来のヘリコプタのおよそ 2 倍の 500km/h としている。このコンパウンド・ヘリコプタは多くの技術課題があり、文献 1 では、以下のように挙げている。

- 低抵抗胴体と低抵抗ハブの設計
- 新規技術として、アンチ・トルク用プロペラの電動化
- メインロータと主翼の空力干渉
- メインロータと主翼の最適な揚力の分担
- 高速飛行時のメインロータブレードの最適設計

これらの技術課題に取り組むにあたり、CFD は回転翼周りの複雑な流れ場のシミュレーションと空力性能の高精度な予測に有用なツールとして期待されている。JAXA では、回転翼用 CFD ツールとして rFlow3D [2, 3, 4] の開発を行っており、これまでいくつかの検証 [3, 4, 5] やホバリング条件におけるブレード空力最適設計に応用してきた [6]。高速飛行時のメインロータの空力予測については、これまで応用例がなく、ツールの精度はまだわかっていない。そのため、ツールの精度を検証する必要がある。

高速飛行時のメインロータの空力で複雑なのが、ロータの後退側で生じる逆流領域の存在である。この逆流領域の大きさは、ヘリコプタの前進率 μ に比例する。前進率 μ は、ロータ面に水平な機体速度 $V \cos \alpha_s$ と翼端速度 ΩR の比で、 $\mu = (V \cos \alpha_s) / \Omega R$ で表される。在来のヘリコプタの場合、この前進率が最大でおよそ 0.4 程度である。しかし、コンパウンド・ヘリコプタの場合、ロータ回転数と機体速度によっては前進率が 0.4 より大きくなる（高前進率条件）。従って、逆流領域が大きくなり、その影響を無視することはできない。

高前進率条件におけるロータの研究は、これまでいくつか行なわれている。Norman と Datta は、実機 UH-60A のブレードを用いて、実大スケールの風洞試験結果を報告している [7, 8]。この風洞試験データを用いた数値計算結果として、Yeo が統合解析ツール CAMRADII を用いて検証を行

っている [9]。また、Potsdam は、CFD ツール Helios を用いた結果を報告している [10, 11]。この他にも、前進飛行条件における CFD の検証がいくつか行なわれており、多くの情報が論文ベースで入手可能である [12-14]。

本論文では、高速飛行時のメインロータブレードの最適設計に向けた rFlow3D の初期検証として、実機 UH-60A のブレードを用いた実大スケールの風洞試験に基づいた初期検証の結果を報告する。まず、一般的なヘリコプタの前進飛行条件での空力性能予測の検証を第一段階として行った。また、高前進率条件に向けた拡張として、トリム解析を従来の計算方法から拡張した点について説明する。

2. 数値計算手法

2. 1 回転翼 CFD コード rFlow3D

rFlow3D で用いている計算手法について説明する。支配方程式は 3 次元圧縮性 RANS 方程式で有限体積法により離散化し、移動重合格子法を適用している。非粘性流束の計算には、移動重合格子法に拡張した mSLAU (Modified SLAU) [15] を使用し、空間高次精度化には空間 4 次精度の FCMT (Fourth Order Compact MUSCL TVD) 法 [16] を使用している。粘性流束の計算は、2 次精度の中心差分で計算している。時間積分は、背景格子では 4 段階のルンゲクッタ法、ブレード及び胴体格子では Dual-time stepping 法で非定常陰解法を構築し、擬似時間の時間積分は LU-SGS 法 [17] を用いている。各格子間の補間には Tri-linear 補間で値を受け渡している。乱流モデルとして、1 方程式モデルの Spalart-Allmaras モデル [18] と 2 方程式モデルの Menter k- ω SST モデル [19]、Wilcox k- ω [20] モデルが実装されている。本論文では、ブレード格子で RANS 方程式を解き、背景格子では NS 方程式を解いている。乱流モデルは Spalart-Allmaras モデルを用いた。

2. 2 トリム解析

rFlow3D の機能として、トリム解析がある。現在は、ロータ推力 T とロータのピッチングモーメント M_p 、ローリングモーメント M_x についてのトリム解析が可能である。それぞれの目標の状態に対する制御は、ブレードのコレクティブ・ピッチ角 θ_0 とサイクリック・ピッチ角 (θ_{1c} , θ_{1s}) で行う。ブレードの各方位角 Ψ におけるピッチ角は周期関数で次のように表される。

$$\theta(\Psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\Psi) + \theta_{1s} \sin(\Psi) \quad (1)$$

$\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$ の変化量は、次のように求めている。

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial M_x}{\partial \theta_0} & \frac{\partial M_x}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial M_x}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial M_y}{\partial \theta_0} & \frac{\partial M_y}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial M_y}{\partial \theta_{1s}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \Delta T \\ \Delta M_x \\ \Delta M_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで、

$$\begin{aligned} \Delta T &= T_{\text{target}} - T_{\text{CFD}} \\ \Delta M_x &= M_{x\text{target}} - M_{x\text{CFD}} \\ \Delta M_y &= M_{y\text{target}} - M_{y\text{CFD}} \end{aligned} \quad (3)$$

式 2 右辺の各勾配は、Blade Element Theory によって求めている。Blade Element Theory の計算において、これまでは揚力勾配を用いた計算を採用していた。しかし、高前進率条件では逆流領域によって有効迎角が 90° 超えるところが広範囲に表れてくる。そのため、失速が考慮されていない揚力勾配を用いた計算手法では翼素の空力を正しく表現できずに計算が破たんしてしまう恐れがある。この問題を回避するため、空力係数テーブルを用いて計算を行うように拡張した。空力係数テーブルは、迎角とマッハ数で整理したテーブルを利用する。ヘリコプタの場合、方位角やスパン位置で対気速度と迎角が異なるためである。本論文では、UH-60A ブレードで使用されている SC1095 翼型の空力係数テーブルを用いた。空力係数データは、文献 21 で記載されているものを使用した。空力係数の分布を図 2 に示す。なお、マッハ数と迎角の間の値は、Bi-linear 補間を使用して求めている。

3. 計算条件と結果

3.1 計算モデルと計算条件

実大スケール UH-60A のブレード形状は、文献 22 と 23 に詳細に記載されている。この文献 22 と 23 を参考にブレード形状を作成した。作成したブレード形状を図 3 に示す。形状の特徴として、翼端側で 20° の後退角が付いている。また、トリムタブも付いており、その形状も作成している。トリムタブの角度は、今回の計算では 0° としている。ブレードの枚数は 4 枚で、ブレード代表コード長が 0.527 m、ロータ半径は約 8.18 m、ブレードの振り下げは非線形分布で -16° である。

図 4 に、計算に用いた格子を示す。計算格子は、ブレード格子と内側背景格子、外側背景格子を重合させている。内側背景格子は、等間隔の直交格子を用いており、格子幅はブレード翼端のコード長の 20% としている。外側背景格子も同様に直交格子を使用しており、内側背景格子と格子幅が連続的になるように格子点を配置し、空間外側に行くほど格子幅を増加させている。ブレード格子は、壁面最小格子幅が $y^+ \leq 1$ となるような最小格子幅にしている。レイノルズ数はブレードのコード長基準で、およそ $2.0 \times 10^6 \sim 1.2 \times 10^7$ である。

計算条件は、文献 12, 13, 14 を参考に設定した。計算条件を表 1 に示す。表中のシャフト角 α_c は、風洞壁補正がされた角度である。トリム計算については、目標の推力とモーメントになるように、ブレードの舵角を調整している。ブレードのフラッピング運動は、実験データを用いた。ブレードのフラッピング運動は、周期関数で以下のように表される。

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\Psi) + \beta_{1s} \sin(\Psi) \quad (4)$$

ここで、 β はフラッピング角、 β_0 はコーニング角、 β_{1c} は前後方向の傾き角、 β_{1s} は左右方向の傾き角である。フラッピング角は、文献 13 を参考にした。表 2 にフラッピング角を示す。表中の太字は、文献 13 にデータがなかったもので、既存のデータから線形補間により求めたものである。既存のデータをグラフにすると、線形に変化していたので、線形補間により求めた。

実際の試験では、ブレードは弾性変形しているが本論文では、ブレードの弾性変形は考慮していない。これは、ブレード空力形状最適設計で使用することを検討しているため、空力解析のみの予測精度を確認するためである。弾性変形を考慮した予測精度の検証については、今後行う予定である。

表 1 計算条件

前進率 μ	翼端マッハ数 M_{tip}	シャフト角 α_c
0.15	0.65	0.89
0.20	0.65	-0.31
0.30	0.65	-3.40
0.37	0.65	-6.74
0.39	0.65	-7.57
0.40	0.65	-7.60

表 2 フラッピング角

μ	β_0	β_{1c}	β_{1s}
0.15	3.9	1.8	-0.1
0.20	3.9	1.6	0.0
0.30	3.9	1.1	0.3
0.37	3.9	0.8	0.6
0.39	3.9	0.7	0.6
0.40	3.9	0.6	0.6

3.2 計算結果

トリム解析によって得られた推力係数とモーメント係数の結果を図 5 に示す。図中の σ はロータのソリディティで、円盤面積とブレード面積の比である。このソリディティで除すことで、無次元化の代表面積がブレード面積になる。図 5 から、トリム解析により、目標（実験値）の推力とモーメントが計算でも得られていることがわかる。図 6 にトリム解析によって得られたブレードの舵角と実験値の比較を示す。コレクティブ・ピッチ角は実験値より過小評価している。これは、ブレードの弾性変形を考慮していないためである。条件によるが、ブレードは弾性変形により振り下げが生じる。文献 24 によると、実験結果は、翼端付近 ($r/R=0.97$) で振り下げが平均で約 1° 程度生じている。振り下げが生じると、必要な揚力を得るためにコレクティブ・ピッチ角がさらに必要になる。従って、この過小評価の結果は弾性変形を考慮していない計算結果として妥当な結果である。また、サイクリック・ピッチ角も定量的に一致していない点は弾性変形が原因であると考えられる。しかし、どちらも定性的に良い一致を示している。

推進力係数の計算結果と実験値の比較を図 7 に示す。計算結果は、実験値で見られる前進率 0.39 でピークとなり、前進率 0.40 で推進力係数が減少する傾向を捉えられている。

図 8 にパワー係数の比較を示す。パワー係数は、前進率が高いところでやや過小評価しているが、傾向は良く捉えられている。高前進率側でのパワー係数の過小評価の原因は、弾性変形の影響やブレードのフラッピング運動の影響が考えられる。

これらの結果から、在来ヘリコプタの飛行条件における rFlow3D のロータ性能予測精度は、弾性変形による誤差を除けば、非常に良い精度で予測できることが確認された。

ブレード形状の空力最適設計では、局所的に形状の変更を行うため[6]、局所的な空力予測精度もある程度求められる。ここでは、ブレード断面における断面垂直力係数と断面モーメント係数の実験値との比較を示す。断面垂直力係数 M^2C_n と断面モーメント係数 M^2C_m は以下のように表される。

$$M^2C_n = \frac{f_n}{\frac{1}{2}\rho a^2 c} \quad (5)$$

$$M^2C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho a^2 c^2} \quad (6)$$

ここで、 f_n はブレード断面における垂直力、 m はブレード断面における $1/4c$ まわりのピッチングモーメント、 a は音速、 c はブレード断面のコード長である。

図9と図10に $r/R=0.92$ 位置における断面垂直力係数と断面モーメント係数の計算結果と実験値の比較を示す。前進側の翼端付近で生じる断面垂直力係数の負の荷重が、前進率の増加に伴い、方位角 90° 側に移行している様子が計算でも得られている。また、後退側の $\Psi=270^\circ$ 以降で見られる、荷重が減少してから再び増加する傾向も捉えられている。断面モーメント係数も実験で見られる変動の特徴と良い一致を示している。

図11に $r/R=0.40$ 位置における断面垂直力係数の実験値との比較を示す。この断面は、前進率が 0.4 の時に後退側で逆流領域になる断面である。計算結果は、前進率 0.40 の方位角 $90^\circ \sim 180^\circ$ のところで過小評価しているが、全体的に実験の傾向を良く捉えられており、特に後退側における逆流領域の影響が計算でも予測できている。過小評価している原因については、フラッピングの影響や弾性変形の影響等が考えられる。

これらの評価から、局所的な空力もある程度捉えられていることがわかった。したがって、在来ヘリコプタのブレード空力形状最適設計において、rFlow3D は有用なツールであることがわかった。

4. まとめ

メインロータブレードの最適設計に向けた rFlow3D の初期検証として、実機 UH-60A のブレードを用いた実大スケールの風洞試験に基づいた検証を行った。第一段階として、一般的なヘリコプタの前進飛行条件で空力性能予測の検証を行い、以下のことがわかった。

- トリム解析の Blade Element Theory において、翼素の空力の計算を、揚力勾配を用いた計算から、空力テーブルを用いる計算方法に拡張を行い、目標の推力とモーメントにトリムが取れることを確認した。
- ロータの平均空力性能の予測結果は、実験値と傾向が良く一致すること確認した。
- ブレード断面における垂直力係数とモーメント係数を比較し、実験値と定性的に良い一致を示した。
- 高速飛行条件における逆流領域の影響を計算でも捉えられる事がわかった。

以上の結果から、在来ヘリコプタの飛行条件におけるブレード空力形状最適設計に rFlow3D は有用な空力評価ツールであることがわかった。

今後は、弾性変形を考慮した定量的な予測精度の検証や、将来型回転翼航空機であるコンパウンド・ヘリコプタの飛

行条件である、高前進率条件での検証を進めていき、実際に空力形状最適設計を行う予定である。

参考文献

- [1] Tanabe Y., Aoyama T., Kobiki N., Sugiura M., Miyasita R., Sunada S., Kawachi K., and Nagao M., "A Conceptual Study of High Speed Rotorcraft", 40th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherlands, 2014.
- [2] Tanabe Y. and Saito S., "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations", 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October 14-16, 2009.
- [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, Netherlands, 2012.
- [4] 菅原瑛明, 田辺安忠, "rFlow3D のロータ性能予測精度の検証", 第47回流体力学講演会/第32回 ANSS, 2014.
- [5] 菅原瑛明, 田辺安忠, "回転翼の数値計算における乱流モデルの評価", 第52回飛行機シンポジウム, 2014.
- [6] Sugiura M., Tanabe Y., Sugawara H. and Takeda S., "Computationally Efficient and High Fidelity Optimization of Rotor Blade Geometry", 40th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherlands, 2014.
- [7] Norman T. R., Shinoda P., Peterson R. L. and Datta A., "Full-Scale Wind Tunnel Test of the UH-60A Airloads Rotor", the American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, U.S., May 3-5, 2011.
- [8] Datta A., Yeo H., Norman T. R., "Experimental Investigation and Fundamental Understanding of a Slowed UH-60A Rotor at High Advance Ratios", the American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, U.S., Virginia Beach, VA, U.S., May 3-5, 2011.
- [9] Yeo H., "Investigation of UH-60A Rotor Performance and Loads at High Advance Ratios", the American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, Texas, May 1-3, 2012.
- [10] Potsdam M., Datta A. and Jayaraman B., "Computational Investigation and Fundamental Understanding of a Slowed UH-60A Rotor at High Advance Ratios", the American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, Texas, May 1-3, 2012.
- [11] Potsdam M., Yeo H. and Ormiston R., "Performance and Loads Predictions of a Slowed UH-60A Rotor at High Advance Ratios", 39th European Rotorcraft Forum, Moscow, Russia, 2013.
- [12] Romander E., Norman T. R. and Chang I-Chung, "Correlating CFD Simulation with Wind Tunnel Test for the Full-Scale UH-60A Airloads Rotor", the American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 3-5, 2011.
- [13] Yeo H. and Romander E. A., "Loads Correlation of a Full-Scale UH-60A Airloads Rotor in Wind Tunnel", the American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, Texas, May 1-3, 2012.
- [14] Lee-Rausch E. M. and Biedron R. T., "FUN3D Airload Prediction for the Full-Scale UH-60A Airloads Rotor in a Wind Tunnel", the American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 21-23, 2013.
- [15] 田辺安忠, 齊藤茂, 菅原瑛明, "rFlow2D コードの低 Re 数流れ場における検証", JAXA-RM-10-005, 2010.
- [16] 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.
- [17] Zhang, L.P. & Wang, Z.J., "A Block LU-SGS Implicit Dual Time-Stepping Algorithm for Hybrid Dynamic Meshes," Computers & Fluids, Vol.33, pp.891-916, 2004.

- [18] Spalart P. R. and Allmaras S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-92-0439, 1992.
- [19] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, August 1994, pp. 1598-1605.
- [20] Wilcox D. C., "Formulation of the k-! Turbulence Model Revisited", AIAA Journal, Vol. 46, No. 11, November 2008.
- [21] Jepson D., Moffitt R. and Hilzinger K., "Analysis and Correlation of Test Data form an Advanced Technology Rotor System", NASA Contractor Report 3714, August, 1983.
- [22] Bousman W. G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils", NASA/T2003-212265, AFDD/TR-04-003, December 2003.
- [23] Davis S. J., "Predesign Study for a Modern 4-Blade Rotor for the RSRA", NASA Contractor Report 166155, March, 1981.
- [24] Biedron R. T. and Lee-Rausch E. M., "Blade Displacement Predictions for the Full-Scale UH-60A Airloads Rotor", the American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montreal, Quebec, May 20-22, 2014.

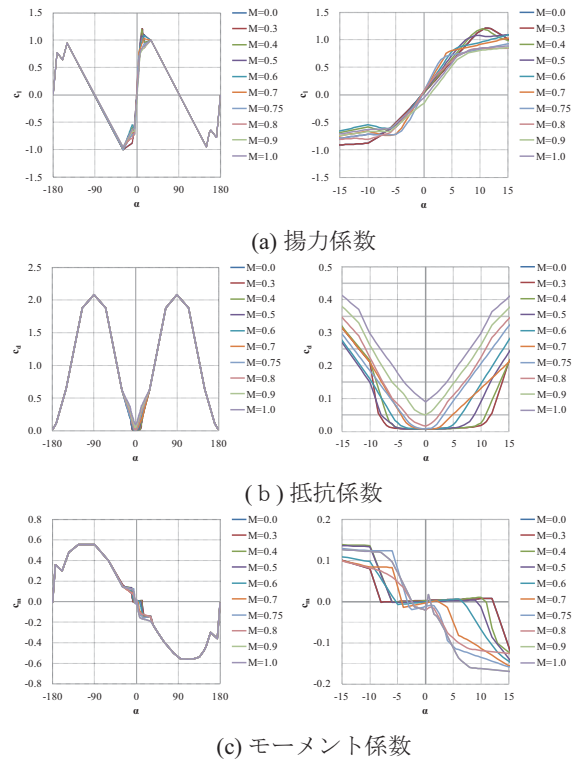


図2 SC1095翼型の空力係数
(左図：迎角全体図、右図：迎角±15° 拡大図)



図1 将来型回転翼航空機概念図



図3 UH-60A ブレード形状

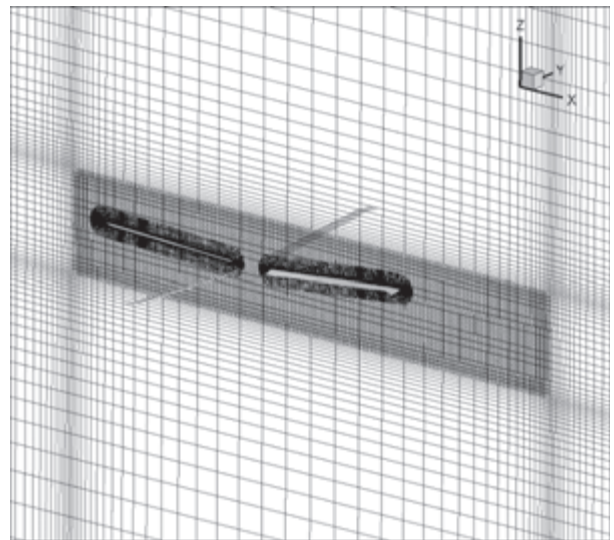
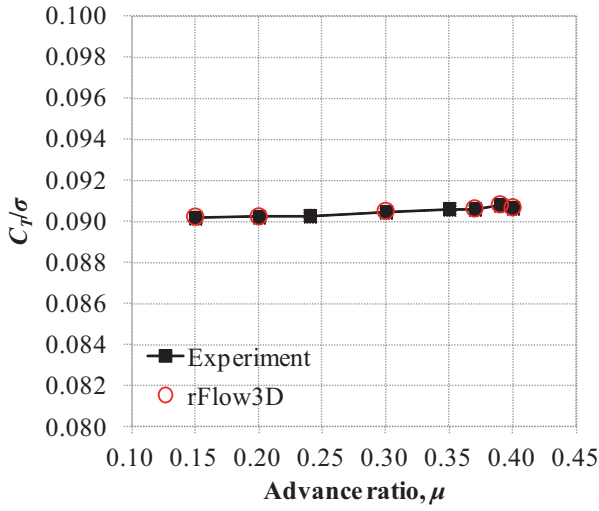
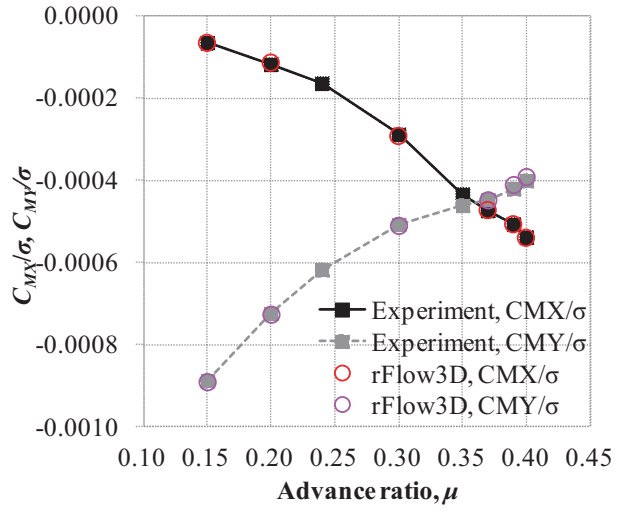


図4 計算格子

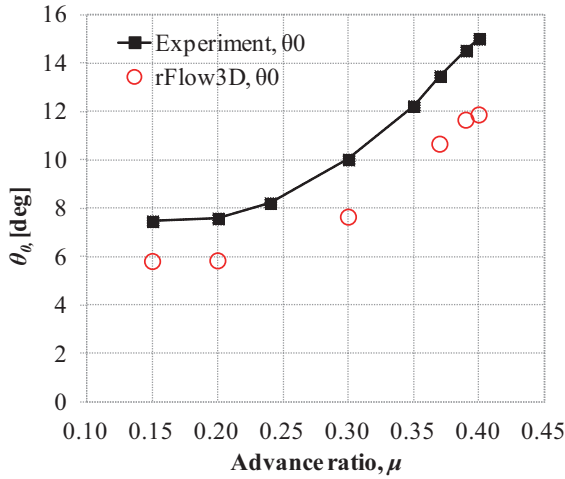


(a) 推力係数

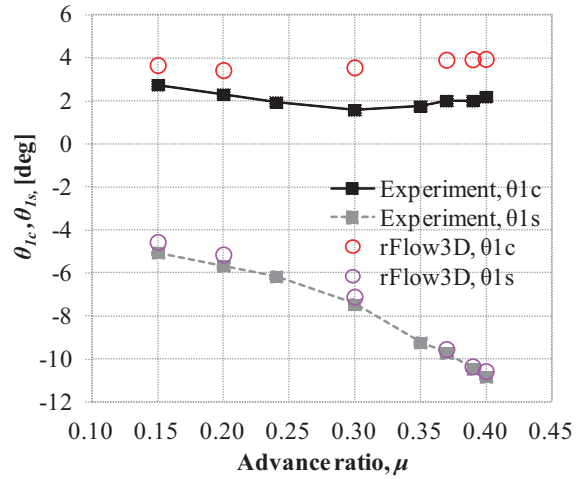


(b) モーメント係数

図5 推力係数とモーメント係数の計算結果と実験値の比較



(a) コレクティブ・ピッチ角



(b) サイクリック・ピッチ角

図6 ブレードの舵角の計算結果と実験値の比較

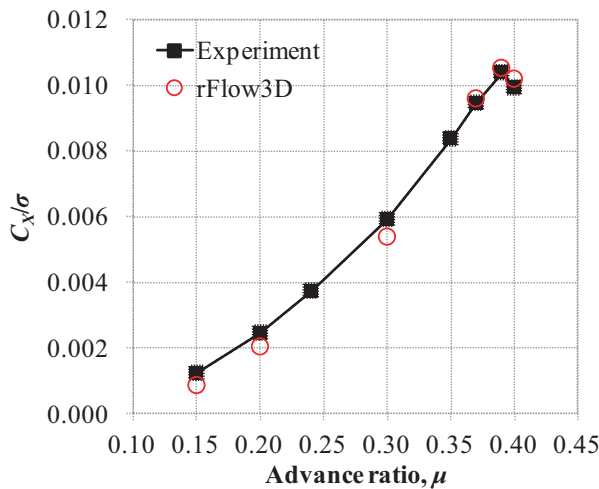


図7 推進力係数の計算結果と実験値の比較

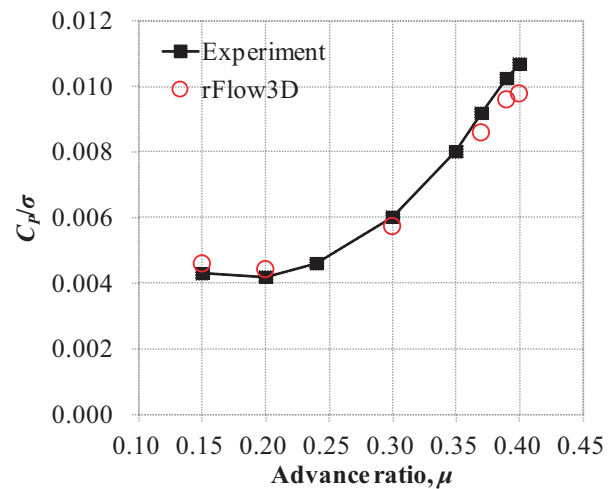


図8 パワー係数の計算結果と実験値の比較

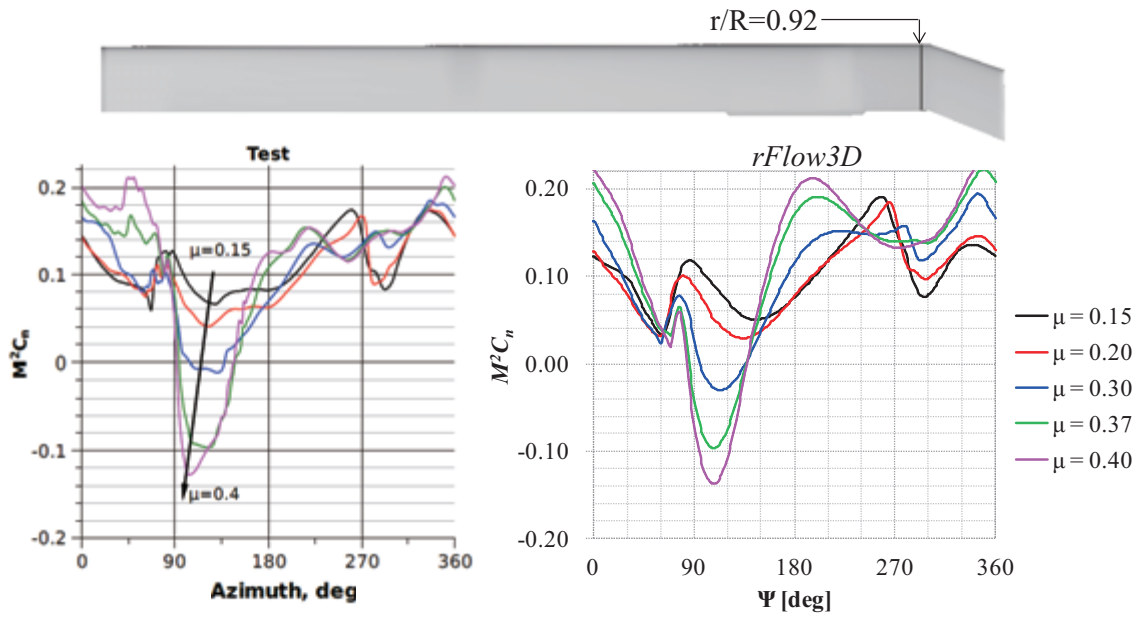


図9 r/R=0.92における断面垂直力係数の計算結果と実験値の比較 (左: 実験[12]、右: 計算結果)

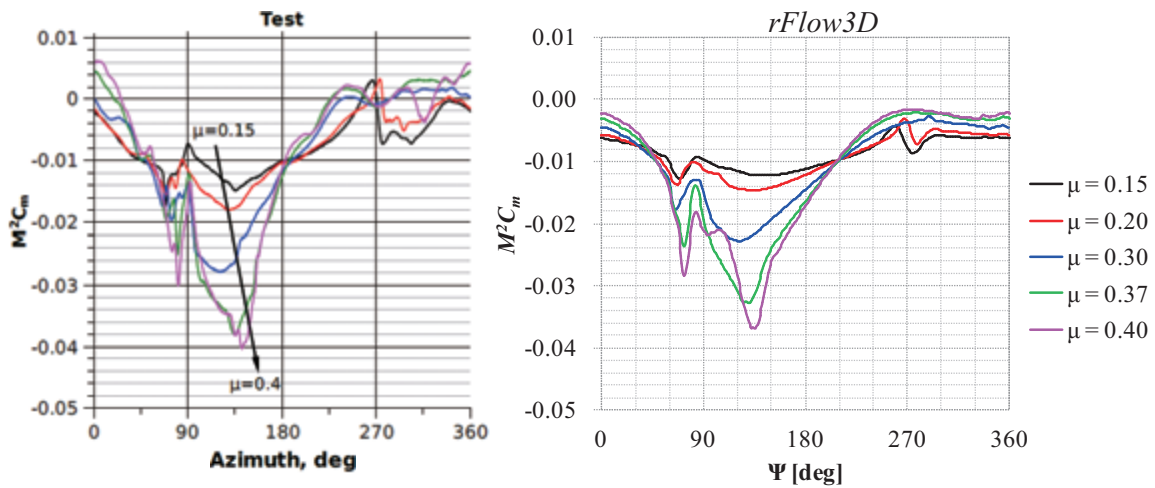


図10 r/R=0.92における断面モーメント係数の計算結果と実験値の比較 (左: 実験[12]、右: 計算結果)

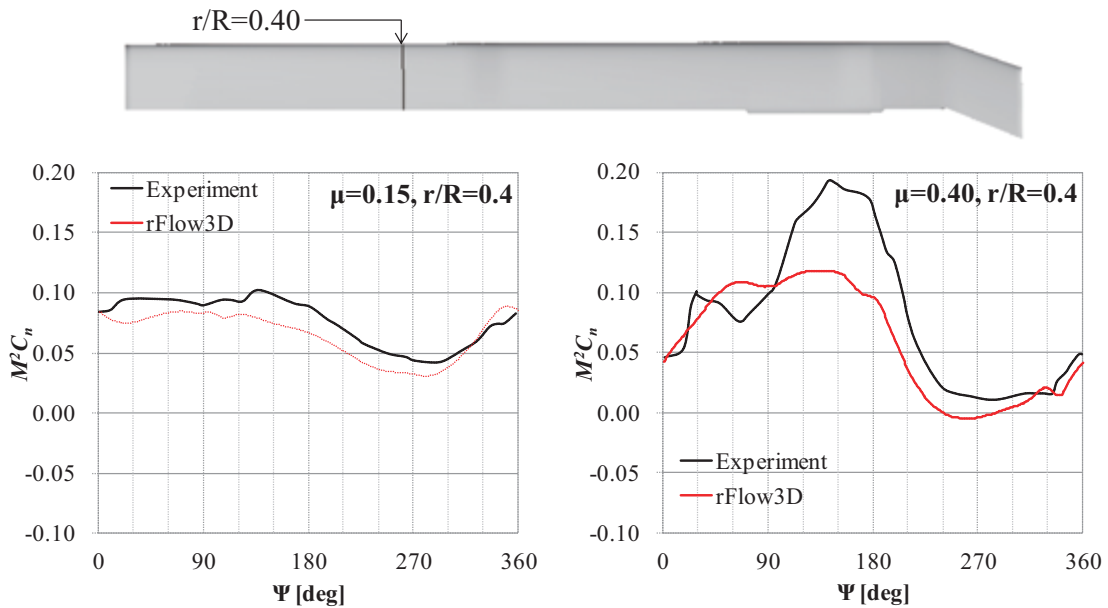


図11 r/R=0.40における断面モーメント係数の計算結果と実験値の比較 (左: $\mu=0.15$ 、右: $\mu=0.40$)