rFlow3D のロータ性能予測精度の検証

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

Verification of the Prediction Accuracy of Rotor Performance by *rFlow3D*

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

ABSTRACT

This paper presents the verification of a rotorcraft analysis code *rFlow3D* which based on the Raynolds-Averaged Navier-Stokes equations with the Spalart-Allmaras turbulence model. Two-dimensional flat plate and NACA0012 airfoil are selected as basic verification cases. Validation with a model rotor has also been carried out. In the flat plate case, the velocity profile and the surface skin friction coefficient are confirmed in good agreement with the theory solution and CFL3D results. In the NACA0012 airfoil case, lift and drag coefficients are also in good agreement with the experimental data and CFL3D results. And also, pressure and skin friction coefficients on the wall are obtained the good agreement with CFL3D results. In the model rotor case, the rotor performance is predicted qualitatively in good agreement with the experimental data, but a small offset of rotor torque was observed. Further validation using a finer grid is expected.

１．はじめに

JAXAでは、回転翼統合解析ツール[1]の開発を行っており、*rFlow3D*[2]は統合開発ツールのCFDツールである。*rFlow3D*は、非粘性計算でヘリコプタについての検証を行い、実験とおおよそ良い一致が得られることを示してきた[3, 4]。JAXAでは、次世代回転翼航空機の研究が始まり、CFDによる高精度なロータ性能の予測の必要が出てきた。これまでの非粘性計算では、定性的な一致はしていたものの、より定量的な予測結果を得るには、粘性を考慮し、摩擦力を評価する必要がある。また、最近では*rFlow3D*を風車に応用した例もあり[5]、応用範囲も広がっている。風車の計算では、発電量の予測が重要であるが、非粘性計算では流れが剥離するところでは、実験値とあまり良い一致は得られなかった。粘性を考慮することで発電量の傾向はおおよそ良い一致が得られたが、大剥離が起こっている条件では課題が残っている。

ヘリコプタのロータ周りの流れ場は、翼端付近では遷音速の流れ場で、ほとんどの場合乱流場であると考えられる。そのため、流れ場の支配方程式は、レイノルズ平均ナビエ・ストークス(Raynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS)方程式とした。乱流モデルは、多くのソルバーで採用されているSpalart-Allmarasモデル[6]をまず適用した。

本報告では、基礎的な検証として、乱流平板境界層の2次元計算とNACA0012翼型の2次元計算の検証、ロータ性能予測精度の検証では、JAXAの風洞試験[7]に基づいて検証計算を行った結果について報告する。

２．計算手法

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。RANS方程式は以下のように表わされる。

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{V(t)}\mathbf{U}dV+\oint_{S(t)}\left(\mathbf{F}^{i}-\mathbf{F}^{v}\right)\cdot\mathbf{n}dS=0 \qquad (1)$$

ここで、$\mathbf{U}$は保存量ベクトル、$\mathbf{F}^{i}$は非粘性ベクトル、$\mathbf{F}^{v}$は粘性ベクトル、$\mathbf{n}$は外向きの垂直ベクトル、dSはセル境界の面積である。$\mathbf{U}$、$\mathbf{F}^{i}$、$\mathbf{F}^{v}$は以下のように表わされる。

$$\mathbf{U}=\begin{pmatrix}\rho\\ \rho\mathbf{v}\\ \rho e\end{pmatrix} \qquad (2)$$

$$\mathbf{F}^{i}=\begin{pmatrix}\left(\mathbf{v}-\dot{\mathbf{x}}\right)\cdot\mathbf{n}\rho\\ \left(\mathbf{v}-\dot{\mathbf{x}}\right)\cdot\mathbf{n}\rho\mathbf{v}+p\cdot\mathbf{n}\\ \left(\mathbf{v}-\dot{\mathbf{x}}\right)\cdot\mathbf{n}\rho e+p\mathbf{v}\cdot\mathbf{n}\end{pmatrix} \qquad (3)$$

$$\mathbf{F}^{v}=\begin{pmatrix}0\\ \boldsymbol{\tau}\cdot\mathbf{n}\\ \left(\boldsymbol{\tau}\cdot\mathbf{v}-\mathbf{q}\right)\cdot\mathbf{n}\end{pmatrix} \qquad (4)$$

ρは密度、$\mathbf{v}$は速度ベクトル、$\dot{\mathbf{x}}$は移動格子の速度ベクトル、eは単位体積あたりの全エネルギー、pは圧力、$\boldsymbol{\tau}$は応力テンソル、$\mathbf{q}$は熱流束でそれぞれレイノルズ平均が施されている。

非粘性流束の計算には、移動重合格子法に拡張した

This document is provided by JAXA.

mSLAU(Modified SLAU)[8] を使用し、高次精度化には空間4次精度のFCMT (Fourth Order Compact MUSCL TVD) 法[9]を使用している。粘性流束の計算は、2次精度中心差分で計算している。時間積分は、背景格子で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、擬似時間での時間積分はLU-SGS法で求めている。各格子間の補間にはTri-linear補間で値を受け渡している。*rFlow3D*における重合格子の例を図1に示す。

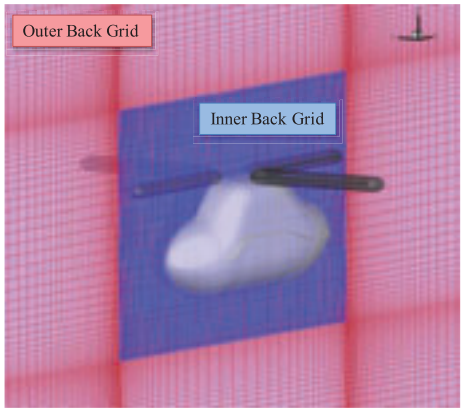


図1　計算格子の例

乱流モデルは、Spalart-Allmarasモデル[6]のf_{t2}項を省略したSA-noft2モデルを用いた。このモデルは1方程式の渦粘性モデルで、以下のように表わされる。

$$\frac{\partial \rho \tilde{\nu}}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \tilde{\nu}}{\partial x_j} = \rho c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} - \rho c_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right) + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} + \rho c_{b2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] \tag{5}$$

ここで、

$$\tilde{S} = \Omega + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \tag{6}$$

$$\Omega = \sqrt{2 W_{ij} W_{ij}} \tag{7}$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \tag{8}$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \tag{9}$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \tag{10}$$

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \tag{11}$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \tag{12}$$

$$g = r + c_{w2} \left(r^6 - r \right) \tag{13}$$

$$r = \min \left[\frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} k^2 d^2}, 10 \right] \tag{14}$$

νは動粘性係数($\nu = \mu/\rho$)である。モデル定数は、

$$c_{b1} = 0.1355,\ \sigma = 2/3,\ c_{b2} = 0.622,\ \kappa = 0.41$$

$$c_{w2} = 0.3,\ c_{w3} = 2,\ c_{v1} = 7.1$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

この方程式から計算された$\tilde{\nu}$を用いて乱流渦粘性係数を以下のように求める。

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \tag{15}$$

また、今回の実装により、f_{t2}項を省略しないオリジナルのSAモデルと式(6)を修正したSA-Rモデル[10]も実装している。

３．検証計算

検証計算は、2次元平板乱流境界層と2次元NACA0012翼型で基本的な検証を行い、ロータ性能の予測精度の検証を行った。平板乱流境界層とNACA0012翼型の検証については、NASA Langley Research Centerが公開しているWebサイト（http://turbmodels.larc.nasa.gov/）で検証データが入手可能である。検証データには、実験データとNASAで開発されたCFDコードCFL3Dの結果がある。これらと比較し、結果の妥当性を検証した。ロータ性能の予測精度の検証では、2008年にJAXAで行われた風洞試験[5]とCFDの結果と比較し、検証を行った。

３．１　平板乱流境界層

2次元平板乱流境界層の計算は、主流方向の位置x=1に基づいたレイノルズ数Re_xが5.0×10^6、一様流マッハ数を0.2として計算を行った。また、平板の長さは2である。図2に計算領域を示す。背景格子の大きさは、境界条件の影響が物体周辺で少なくなるよう、十分広くしている。

This document is provided by JAXA.

格子トポロジーは、背景格子では直交格子、平板格子ではO型格子を用いている。平板の表面の格子点数や格子点位置、壁面の最小格子幅はCFL3Dの格子と同じにしている。また、背景格子では非粘性計算を行い、平板格子だけRANS方程式を解いている。

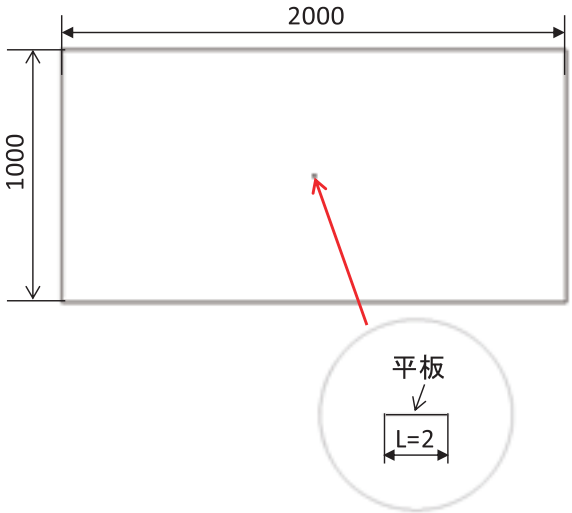


図2　平板の計算領域

図3に主流方向の位置x=0.97における乱流境界層速度分布の理論解とCFL3Dとの比較を示す。*rFlow3D*の結果はCFL3Dの結果と良く一致している。

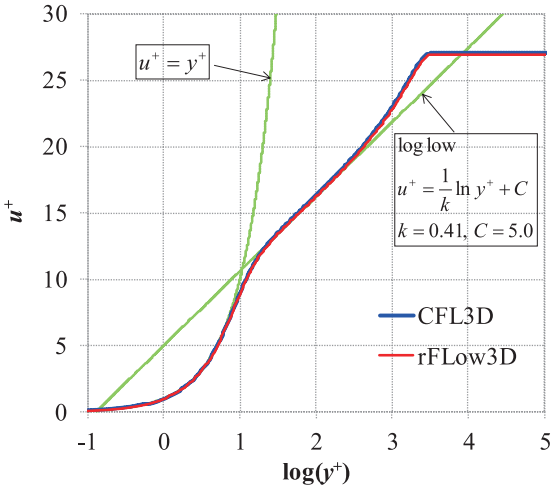


図3　x=0.97における乱流境界層速度分布の比較

図4に摩擦抗力係数分布のCFL3Dとの比較を示す。*rFlow3D*の結果はCFL3Dとほぼ同等の結果が得られていることがわかる。*rFlow3D*は後縁付近で摩擦抗力係数の増加が見られるが、これはCFL3Dとの境界条件の違いによるものと考えられる。

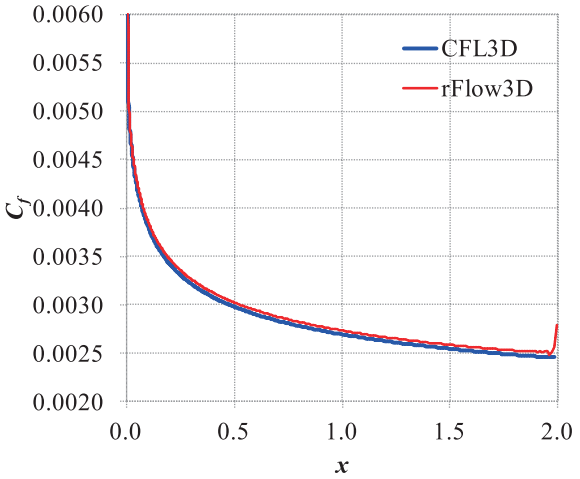


図4　摩擦抗力係数分布の比較

３．２　NACA0012翼型

2次元NACA0012翼型の計算は、一様流マッハ数が0.15、レイノルズ数が6.0×10^6（翼弦長c=1）、迎角α=0, 10, 15 degで計算を行った。図5に計算領域を示す。格子トポロジーは平板と同様に、背景格子は直交格子、翼型格子はO型格子である。翼型の表面の格子点数や格子点位置、壁面の最小格子幅はCFL3Dの格子と同じにしている。また、背景格子では非粘性計算を行い、翼型格子だけRANS方程式を解いている。

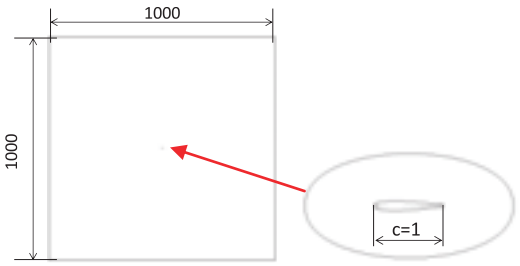
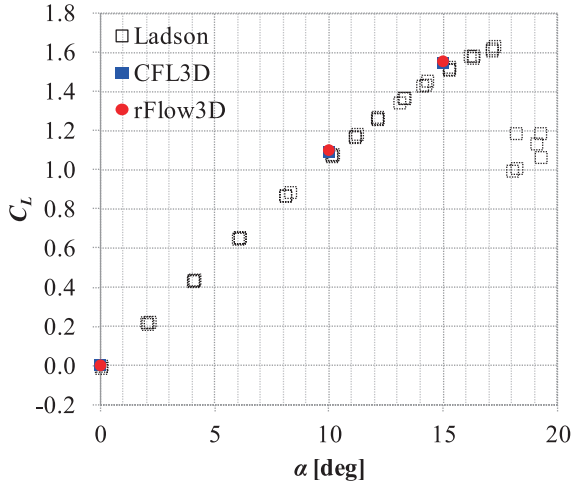


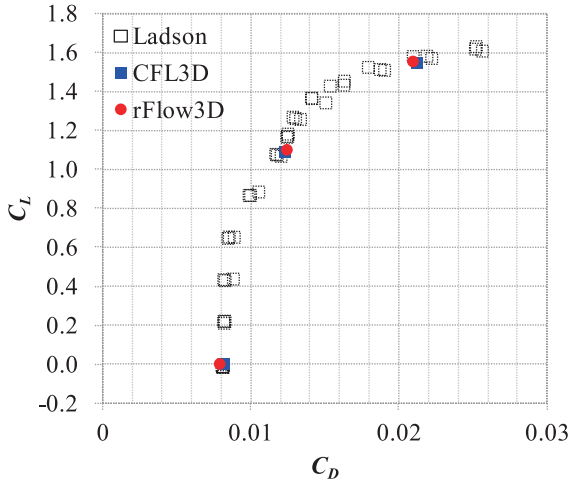
図5　NACA0012翼型の計算領域

図6に迎角αに対する揚力係数C_Lとポーラーカーブの実験データとCFL3Dとの比較を示す。実験データはNASAのWebページで入手可能である。実験の詳しい内容については、参考文献[11, 12]を参考にされたい。図6(a)の迎角に対する揚力係数の比較から、*rFlow3D*の結果はCLF3Dの結果とほぼ一致していることがわかる。また、図6(b)のポーラーカーブの比較から、抵抗係数の*rFlow3D*の結果はCFL3Dの結果とほぼ一致していることがわかる。

This document is provided by JAXA.



(a)　C_L-αの比較



(b)　C_L- C_Dの比較

図6　空力係数の比較

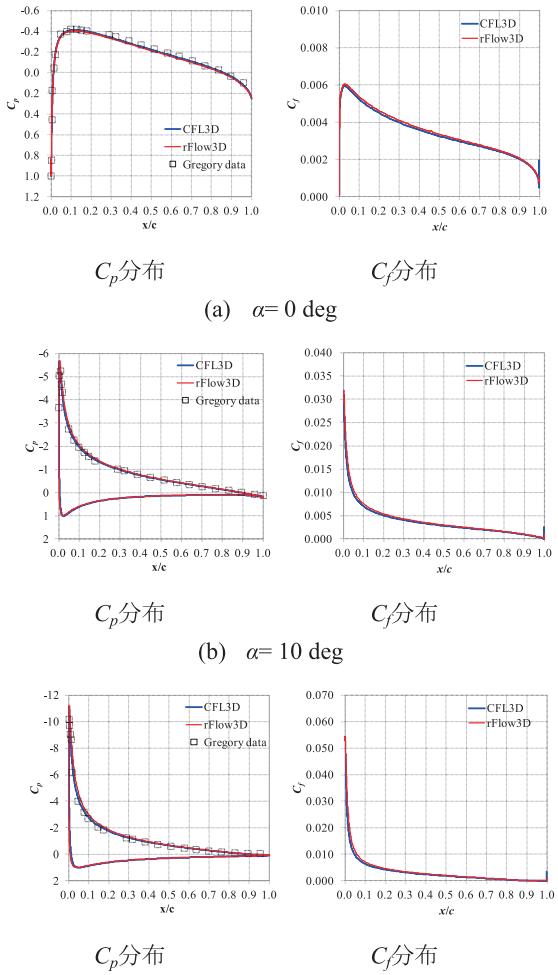


図7　C_pとC_fの比較

図7に各迎角における圧力係数分布と摩擦抗力分布の実験データとCFL3Dとの比較を示す。摩擦抗力は翼上面の値を比較している。圧力係数と摩擦抗力係数は、各迎角でCFL3Dと良く一致した結果が得られた。

３．３　ロータ性能予測

回転翼の検証計算として、2008年にJAXAで行われた風洞試験[7]に基づいて、ロータ性能の予測精度の検証を行った。この風洞試験データでは、ホバリングから前進飛行まで幅広いデータが取得されている。図8に風洞試験装置を示す。試験装置は、下からストラットで模型を支持している。ブレード枚数は4枚で、ブレードの翼型はNACA0012、ブレードの平面形は矩形、ロータ半径Rは1.021 m、ブレードコード長cは6.5 cm、翼端マッハ数は0.562である。

図8　風洞試験装置

図9に計算領域及び計算格子の様子を示す。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計算を行った。今回の検証では、胴体とストラット、風洞壁は考慮していない。格子トポロジーは、各背景格子が直交格子、ブレード格子はSOH型である。内側背景

This document is provided by JAXA.

格子は等間隔に格子点を配置しており、格子間隔は0.2cである。また、ブレード壁面の最小格子幅は$y^+ \leqq 1$となるように格子を作成している。今回の計算では、ブレード格子でRANS方程式を解き、背景格子はNavier-Stokes方程式を解いている。

今回の検証計算では、ホバリング条件でブレードの舵角を変更して計算を行った。また、ブレードの舵角は風洞試験で計測された値を用いた。ブレードの運動はフェザリング運動とフラッピング運動、リード・ラグ運動がある。それぞれの角度は1次の調和振動で表され、フェザリング角θは、

$$\theta(\Psi) = \theta_0 + \theta_{1C}\cos(\Psi) + \theta_{1S}\sin(\Psi) \quad (16)$$

θ_0はコレクティブ・ピッチ、θ_{1C}は横サイクリック・ピッチ、θ_{1S}は縦サイクリック・ピッチ、Ψは方位角である。フラッピング角βは、

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1C}\cos(\Psi) + \beta_{1S}\sin(\Psi) \quad (17)$$

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。計算条件を表1に示す。

図10にコレクティブ・ピッチ角に対する推力係数C_Tとトルク係数C_Qの比較を示す。C_T及びC_Qは以下のように表わされる。

$$C_T = \frac{T}{\rho\pi R^2 (R\Omega)^2} \quad (20)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho\pi R^2 (R\Omega)^2 R} \quad (21)$$

図10(a)のコレクティブ・ピッチ角に対する推力係数は、実験と良く一致した結果が得られた。しかし、図10(b)のトルク係数については、定性的に良く一致しているものの、実験値より過大評価している。図11にロータ性能曲線の比較を示す。定性的に良く一致しているものの、図10(b)に示すようにトルク係数を過大評価しているため、一定のオフセットがある。これについては、格子依存性や胴体等のモデル化等を行い、さらに検証を行う必要がある。

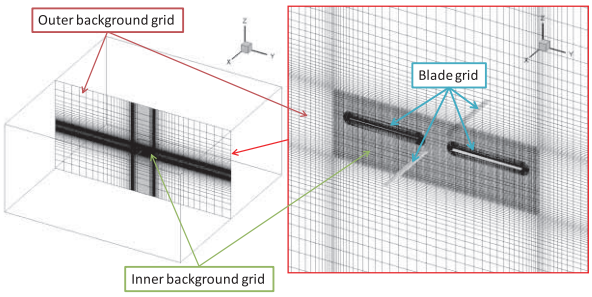
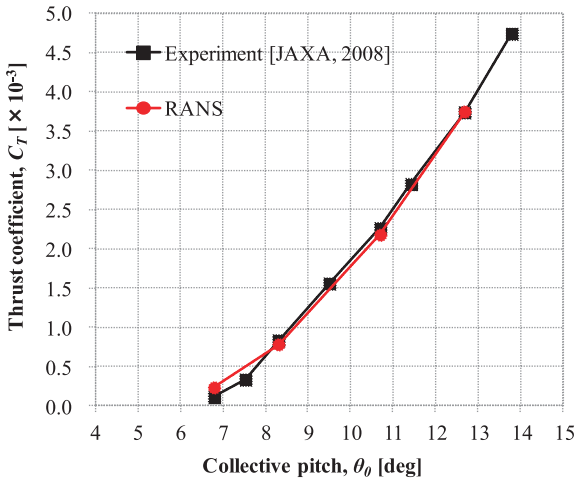


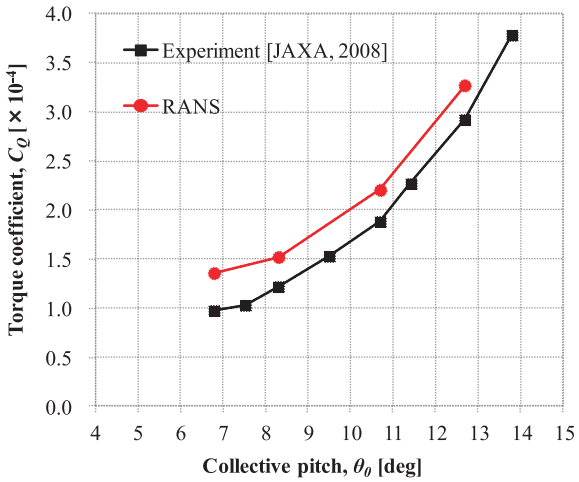
図9　計算領域と計算格子

表1　計算条件

Flight condition		Hover
Tip Mach number	M_{tip}	0.562
Rotor shaft angle	α_s	0 deg
Blade collective pitch	θ_0	6.8, 8.3, 10.7, 12.7 deg
Lateral cyclic pitch	θ_{1c}	-0.1, -0.1, 0.0, 0.0 deg
Longitudinal cyclic pitch	θ_{1s}	-0.1, -0.2, 0.0, -0.1 deg
Blade coning angle	β_0	0.0, 0.1, 0.5, 0.9 deg
Longitudinal flapping angle	β_{1c}	0.1, 0.1, 0.2, 0.1 deg
Lateral flapping angle	β_{1s}	-0.1, -0.2, 0.1, 0.0 deg



(a)　C_T-θ_0の比較



(b)　C_Q-θ_0の比較

図10　コレクティブ・ピッチ角に対する推力係数とトルク係数の比較

This document is provided by JAXA.

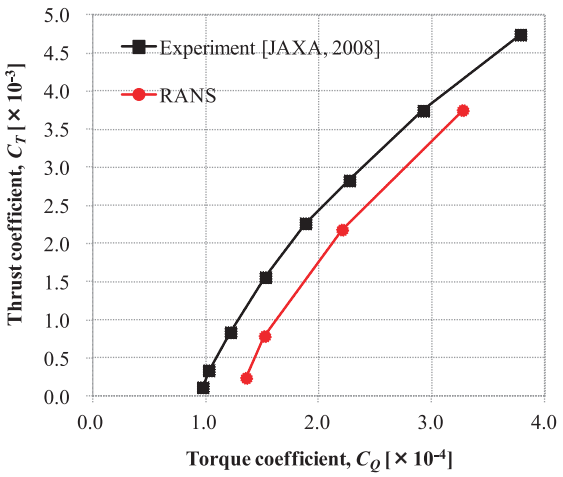


図11　ロータ性能曲線の実験値との比較

4．まとめ

回転翼CFDツール*rFlow3D*にレイノルズ平均ナビエ・ストークス(Raynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS)方程式を導入し、乱流モデルにはSpalart-Allmarasモデルを適用した。基本的な検証として、2次元乱流平板境界層とNACA0012翼型で検証を行い、理論解やCFL3Dとの比較を行い結果の妥当性を検証した。ロータ性能の予測精度の検証はJAXAの風洞試験データと結果の比較を行った。

- 2次元平板乱流境界層とNACA0012翼型での検証では、乱流境界層速度分布は理論解とCFL3Dの結果と良く一致することを確認できた。また、平板上の摩擦抗力係数やNACA0012翼型の空力係数、翼面上の圧力係数や摩擦抗力係数の比較では、実験やCFL3Dの結果と良い一致が得られることが確認できた。以上の基本的な検証から、結果の妥当性が確認できた。

- ロータ性能の予測精度の検証では、ブレードの舵角は実験値を使用して計算を行った。実験との比較の結果、コレクティブ・ピッチ角に対する推力係数は実験と良く一致した。しかし、トルク係数は、定性的には良く一致しているものの、実験値より過大評価する結果となった。これについては、格子依存性や胴体等の影響が考えられる。

今後は、格子依存性や胴体等の影響等、さらに検証を行う必要がある。

参考文献

[1] Y. Tanabe, S. Saito, H. Sugawara, Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction, 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherlands, 2012.

[2] Y. Tanabe, S. Saito, 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] 田辺安忠, 齊藤茂, 菅原瑛明, “ロータ周りの流れ場の高解像度CFD解析と検証”, 第47回飛行機シンポジウム, JSASS-2009-5010, 2009.

[4] 田辺安忠, 菅原瑛明, 齊藤茂, 林恭平,” ロータ模型を用いた風洞試験データベースの構築と検証”, 第42回流体力学講演会／ANSS 2010, 2010.

[5] 田辺安忠, 杉浦正彦, 菅原瑛明, “回転翼空力弾性コードの風車への適用”, 第45回流体力学講演会／ANSS 2013, 2013.

[6] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, AIAA-92-0439, 1992.

[7] 田辺安忠, 齊藤茂, 小曳昇, 室田勝一, 林恭平, 平岡克己, 菅原瑛明, ‘’ロータと胴体の干渉流れ場に関する実験的研究’’, JAXA-RR-10-003, 2010.

[8] 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.

[9] 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.

[10] Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., and Bradshaw, P., “Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field”, AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, 1995, pp. 1561-1568.

[11] Ladson, C. L., “Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section”, NASA TM 4074, October 1988.

[12] Gregory, N. and O'Reilly, C. L., “Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Sections, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulation Hoar Frost”, NASA R&M 3726, Jan 1970.

This document is provided by JAXA.