

回転翼解析に対する FaSTAR-Move の機能拡張

布施 亮祐 ((株) 菱友システムズ), 保江 かな子 (JAXA), 菅原 瑛明 (JAXA), 田辺 安忠 (JAXA)

Extension of FaSTAR-Move for Rotorcraft Analysis

FUSE Ryosuke (Ryoyu Systems Co., Ltd.), YASUE Kanako (JAXA),
SUGAWARA Hideaki (JAXA), TANABE Yasutada (JAXA)

ABSTRACT

Currently, JAXA has been developing a rotorcraft analysis module, for a CFD solver “FaSTAR-Move” that enables analysis of moving and deforming objects, in order to meet industrial demands. In this paper, the rotor blade control function is added to the module, which is validated by analyses of the rotor/fuselage interactions based on JMRTS (JAXA Multi-purpose Rotor Test System) experiments. The analyses were performed for a wide range of advance ratios. Compared with experiments and analysis results by rFlow3D, it is shown that reasonable results are obtained.

1. はじめに

eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing aircraft) の開発の活発化等による昨今の回転翼に対する需要の高まりから、現在JAXAでは、移動・変形する物体周りの流れ場の解析を可能とした圧縮性流体解析ソルバ FaSTAR-Move の回転翼解析モジュールの開発を進めている。

これまでに、FaSTAR-Moveの回転翼解析モジュールでは、いくつかの検証計算を行ってきた。Caradonnaらによるロータホバリング試験に基づく検証¹⁾では、ロータのみを対象としたEuler解析を実施し、ブレード上の圧力分布と翼端渦位置が実験値とよく一致することを確認した。その後、ロータのブレード運動を考慮する機能を追加し、JAXAで行われた風洞試験 (JAXA Multi-purpose Rotor Test System, JMRTS)²⁾に基づいてホバリング条件で検証¹⁾を行った。解析対象はロータとヘリコプタ胴体であり、方位角に応じたブレードのピッチ角の変化を考慮した。この検証では、ロータ推力が実験値とよく一致していることが確認された。しかし、ロータ推力の比較だけでは十分な検証とは言えず、より詳細な検証が必要である。

そこで、本稿では更なる検証として、前進飛行条件における、ロータの空力と、ブレードと胴体上の圧力変動の予測精度検証を行った。解析対象はJAXAで行われた風洞試験 (JMRTS) に基づいている。FaSTAR-Moveでの解析結果を、実験結果およびJAXAで開発された回転翼向け構造格子流体解析ソルバ rFlow3D の解析結果³⁾と比較したので、その結果について報告する。

2. 計算手法

2.1. FaSTAR-Move 概要

FaSTAR-Move は有限体積法に基づく非構造格子圧縮性流体解析ソルバである。FaSTAR-Move の機能の 1 つである移動・変形解析モジュールとして、強制振動

解析、強制運動解析、運動連成解析、回転翼解析が組み込まれており、これらを実現するため、重合格子法を採用している。

図 1 に FaSTAR-Move の計算フローを示す。重合格子法では複数の格子を用いて解析を行うため、格子の重なり判定や、物体に対する内外判定を行い、計算点・非計算点の設定を行うホールカット処理が必要である。また、格子間で物理量をやりとりするため、補間処理が必要となる。

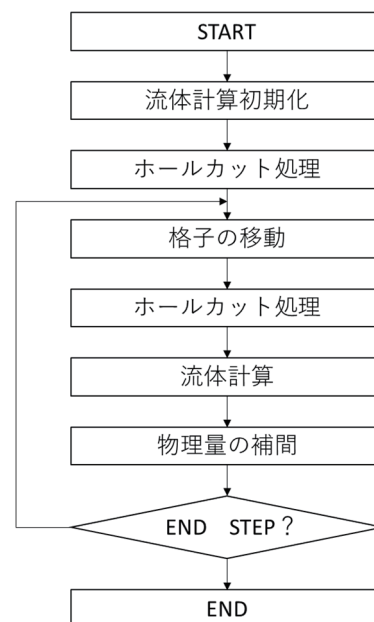


図 1 FaSTAR-Move のフローチャート

支配方程式は Navier-Stokes (NS) 方程式であり、乱流モデルには SA-noft2-R^{4),5)}を用いる。数値流束関数は、ブレードの翼端と翼根、さらに、前進側と後退側で速

度域が異なることから、全速度型スキームである SLAU⁶⁾を用いる。また、勾配計算には weighted-Green-Gauss (WGG) 法を用いる。空間精度は 2 次精度である。時間積分法は LU-SGS 法を用いており、Dual time stepping による非定常計算を行っている。内部反復には CFL 固定の局所時間刻みを使用し、CFL=50、反復回数は 10 回である。外部反復には統一時間刻みを使用し、1 ステップで、ブレードの方位角が 0.1deg 変化するように時間刻みを設定している。ホールカット処理は Octree + Alternating Digital Tree (ADT) を、物理量の補間は Tri-linear による補間を用いている。ホールカットおよび補間についての詳細は参考文献 7) を参照されたい。

2.2. ヘリコプタのブレード運動

ヘリコプタが移動しながら飛行している時、例えば前進飛行時には、ロータの回転が前進方向の領域と後退方向の領域で、主流に対するブレードの速度が異なる。そのため、ヘリコプタのロータには、方位角 ψ によってブレードの運動を制御する機構があり、これにより力のバランスを取り、安定して飛行できる。ブレードの運動にはピッチ角 θ が変化するフェザリング運動、フラッピング角 β が変化するフラッピング運動、リード・ラグ角 ζ が変化するリード・ラグ運動があり (図 2)、それぞれの運動は以下のフーリエ級数で表される

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \sum_{n=1}^5 (\theta_{nc} \cos n\psi + \theta_{ns} \sin n\psi) \quad (1)$$

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \sum_{n=1}^5 (\beta_{nc} \cos n\psi + \beta_{ns} \sin n\psi) \quad (2)$$

$$\zeta(\psi) = \zeta_0 + \sum_{n=1}^5 (\zeta_{nc} \cos n\psi + \zeta_{ns} \sin n\psi) \quad (3)$$

ここで、ピッチ角はブレード前縁が上に傾く方向、フラッピング角はブレードがロータ上面に傾く方向、リード・ラグ角は回転方向に進む方向を正としている。FaSTAR-Move ではフーリエ級数の 5 次の項まで与えることで、ロータのブレード制御を定義している。これは、ブレードのピッチ角を高周波で制御することで騒音を低減させる高調波制御 (Higher Harmonic Control, HHC) 等の解析に対応させるためである。

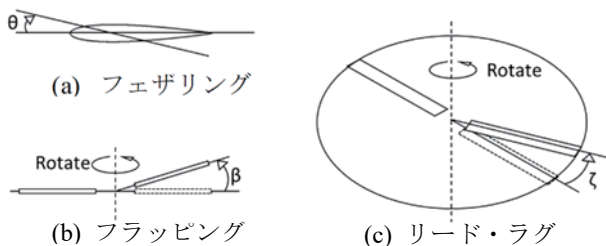


図 2 ブレードの運動

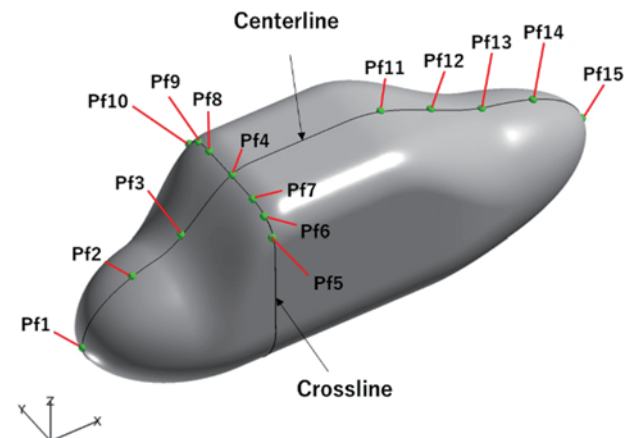
3. 検証解析

3.1. JMRTS 概要

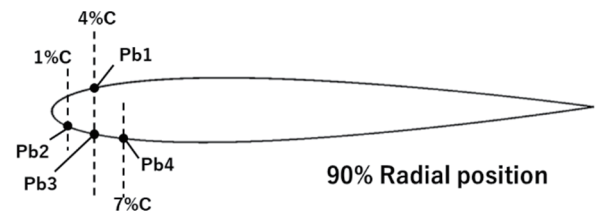
本検証解析は JAXA で行われた風洞試験²⁾に基づいている。この試験は CFD 解析の検証用データベースを構築することを目的として行われ、ホバリングから前進飛行まで、様々な飛行条件下でのロータ空力データ、ブレードと胴体の平均圧力分布および圧力変動、ブレードの運動データが取得されている。平均圧力分布と圧力変動はブレードに 4 点、胴体に 15 点の計 19 点に取付けられた圧力センサで測定されている。圧力センサの取り付け位置を図 3 に示す。ブレードの圧力センサはロータ半径の 90% 断面に取り付けられている。

JMRTS では胴体模型とロータが一体となって動くため、前進飛行時のシャフトアングルと機体姿勢角が同じ角度をとる。また、風洞試験では、模型のピッチングモーメントとローリングモーメントがほぼゼロになるように、ロータが制御されている。

JMRTS のロータ半径は 1.021m で、ブレードは翼型が NACA0012、コード長が 0.065m、翼端位置で -8deg となるような線形振り下げが付いた矩形翼である。また、ルートカットは 0.206m で、ブレード枚数は 4 枚である。



(a) 胴体の圧力センサ位置



(b) ブレード圧力センサ位置

図 3 圧力センサ取り付け位置

3.2. 解析条件

本検証で実施する解析は、試験条件の中から、推力係数 $C_T = 0.0048$ 、 $\mu = 0.00 \sim 0.29$ の 4 ケースで行った。表 1 に本検証で実施した 4 ケースの解析条件を示す。ここで、迎角 α は機体が後傾する方向が正である。また、ブ

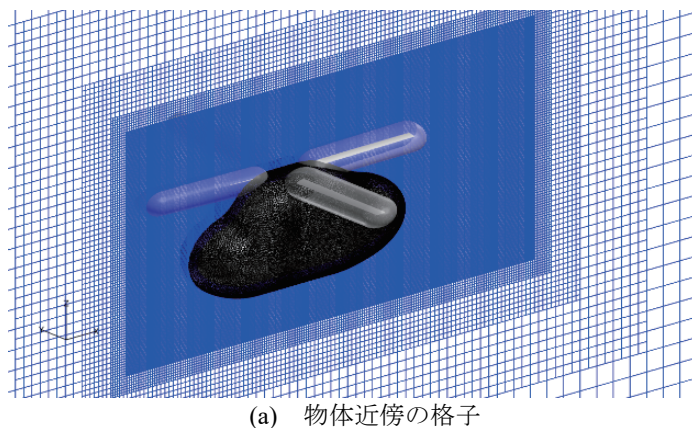
レードの舵角は、JMRTSによる試験において測定されたピッチ角、フラッピング角、リード・ラグ角を用いている。

表1 解析条件

| case | 1 | 2 | 3 | 4 |
|------------------------------------|--------|----------------|-------|-------|
| Thrust coefficient, C_T | 0.0048 | | | |
| Flight condition | Hover | Forward flirgt | | |
| Advance ratio, μ | 0.00 | 0.05 | 0.16 | 0.29 |
| Tip Mach number, M_{tip} | 0.562 | 0.561 | 0.561 | 0.559 |
| Freestream Mach number, M_∞ | 0.000 | 0.029 | 0.088 | 0.161 |
| AoA, α [deg] | 0.0 | -2.0 | -2.0 | -2.0 |
| θ_0 [deg] | 13.79 | 12.66 | 11.01 | 10.85 |
| θ_{IC} [deg] | 0.04 | 3.01 | 2.72 | 2.76 |
| θ_{IS} [deg] | -0.14 | -0.78 | -2.08 | -3.50 |
| β_0 [deg] | 0.98 | 1.13 | 1.29 | 0.90 |
| β_{IC} [deg] | 0.21 | 0.14 | 0.05 | 0.23 |
| β_{IS} [deg] | -0.14 | -0.03 | -0.14 | 0.04 |
| ζ_0 [deg] | -1.97 | -1.47 | -1.06 | -1.53 |
| ζ_{IC} [deg] | 0.24 | 0.19 | 0.05 | 0.20 |
| ζ_{IS} [deg] | -0.17 | -0.06 | -0.17 | 0.06 |

3.3. 格子

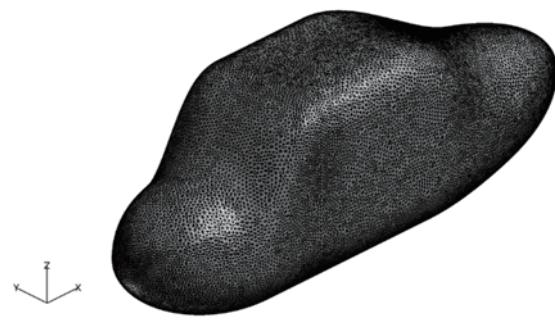
解析で用いた格子は背景格子、胴体格子、4枚のブレード格子で構成されている（図4）。ブレード格子と胴体格子の生成にはPointwise、背景格子の生成にはBOXFUN[®]を用いた。格子数は背景格子が約2400万、胴体格子が約200万、ブレード格子が1枚あたり約200万、合計で約3400万である。ブレード格子と胴体格子の最小格子幅は $y^+=1$ となるように設定している。背景格子の物体近傍の格子幅は翼弦長の13%とし、翼端渦を捉えられるように細くなっている。背景格子は一辺がロータ半径の270倍の立方体であり、ロータの回転中心が背景格子の中心に配置されている。



(a) 物体近傍の格子



(b) ブレード表面格子



(c) 胴体表面格子

図4 解析格子

4. 解析結果および考察

図5に各ケースでのQ値の等値面を示す。翼端渦がよく捉えられており、前進率の増加に伴ってロータ後流の傾き角が大きくなっているのがわかる。

図6にはFaSTAR-Move、rFlow3D、風洞試験でのロータ空力を示す。なお、rFlow3DはEuler解析の結果である。推力係数（図6(a)）を見ると、風洞試験では、 $C_T=0.0048$ となるようにトリムを取っているため、前進率 μ によらず一定である。FaSTAR-MoveおよびrFlow3Dの結果は、 $\mu=0.00$ では実験値と一致しているが、前進率が大きくなるにつれて、推力係数が小さくなっている。前進飛行時に推力係数で実験値との差が見られるのは、FaSTAR-MoveとrFlow3Dの解析では、マストやグリップ等をモデル化しておらず、それらが後流に与える影響が考慮されていないことが原因として考えられる。しかし、FaSTAR-MoveとrFlow3Dの結果は概ね一致しており、ソルバの動作検証という点では、FaSTAR-Moveの結果は妥当であるといえる。トルク係数（図6(b)）では、FaSTAR-Moveの結果は実験値およびrFlow3Dの結果と比べ大きな値になっているが、前進率の増加に従ってトルク係数が小さくなる傾向は一致している。FaSTAR-Moveのトルク係数がrFlow3Dと比べて大きな値になるのは、FaSTAR-Moveの解析では全面乱流を仮定しているため、実際よりもブレード上の摩擦抵抗が過大に評価されていることが原因として考えられる。

次に、胴体とブレードの圧力変動を比較する。図7に各圧力センサ位置での圧力変動の結果を示す。圧力変動値 ΔC_{pa} は以下の式で表される。

$$\Delta C_{pa} = C_{pa} - \overline{C_{pa}} \quad (4)$$

ここで、 $\overline{C_{pa}}$ は各位置での一周あたりの C_{pa} の平均値であり、FaSTAR-Moveの結果は最後の一周のデータを平均している。また、 C_{pa} は以下の式で無次元化された圧力係数である。

$$C_{pa} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho a_\infty^2} \quad (5)$$

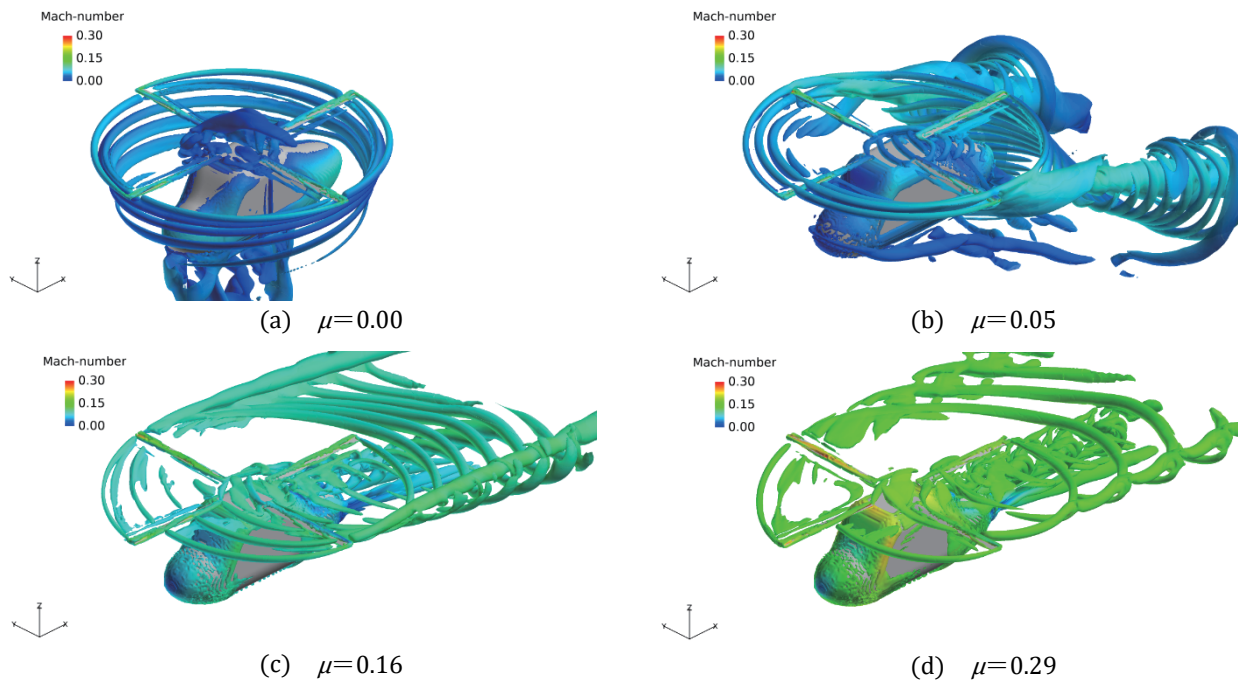


図5 流れ場の様子

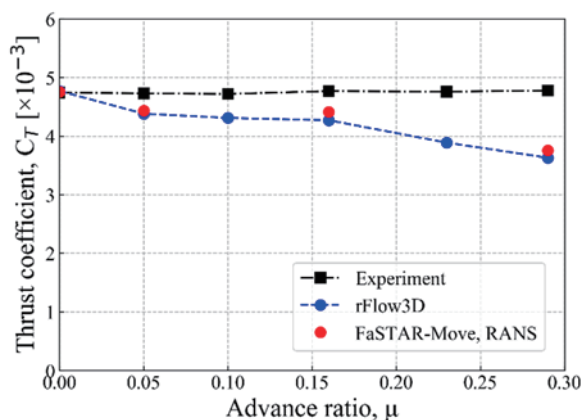
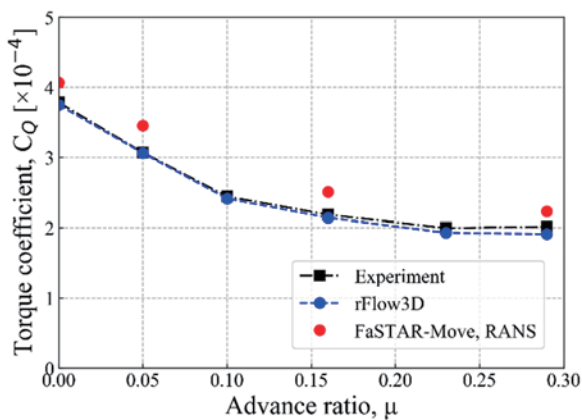
(a) 推力係数 C_T (b) トルク係数 C_Q

図6 ロータの空力

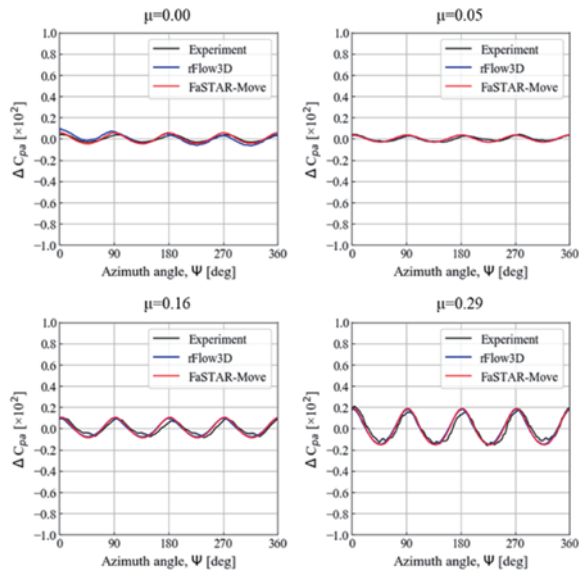
胴体前方の圧力変動（図7(a)）は実験値およびrFlow3Dの結果とよく一致している。 $\mu=0.16, 0.29$ のケースにおける、胴体後方の圧力変動（図7(b)）を見ると、実験値ではブレード通過に伴う圧力変動（90度周期で見られる大きな圧力変動）の後に、小さな圧力変動が見られるが、FaSTAR-MoveとrFlow3Dの結果には見られない。菅原らによって行われた検証計算⁹⁾によれば、この小さな圧力変動を捉えるには、マストやグリップをモデル化する必要があることがわかっている。このように、実験条件を再現できていないことによる細かな差異は見られるものの、FaSTAR-Moveの胴体の圧力変動は実験値と概ね一致している。また、ブレードの圧力変動（図7(c)）も、実施した4ケースにおいて、FaSTAR-Moveの圧力変動は実験値およびrFlow3Dの結果と概ね一致しており、FaSTAR-Moveの解析により妥当な結果が得られることがわかる。

5. まとめ

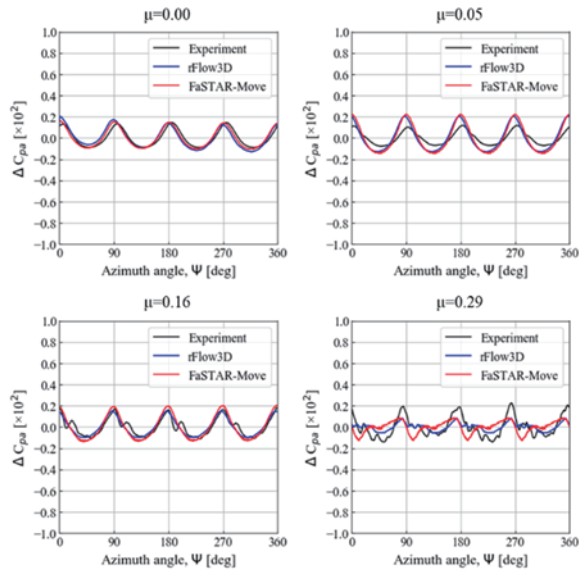
本稿ではFaSTAR-Moveのロータのブレード運動を考慮する機能の検証のため、JMRTSによるロータ試験に基づいた解析を実施し、実験値およびrFlow3Dによる解析結果との比較を行った。検証の結果を以下にまとめる。

- FaSTAR-Moveの推力係数は、前進率が大きくなるにつれて、実験値との差が開いていくが、rFlow3Dの結果とは概ね一致している。
- FaSTAR-Moveのトルク係数は、実験値およびrFlow3Dの結果と比べ、大きな値になっているが、定性的には一致している。
- FaSTAR-Moveの圧力変動は、実験値およびrFlow3Dの結果と概ね一致している。

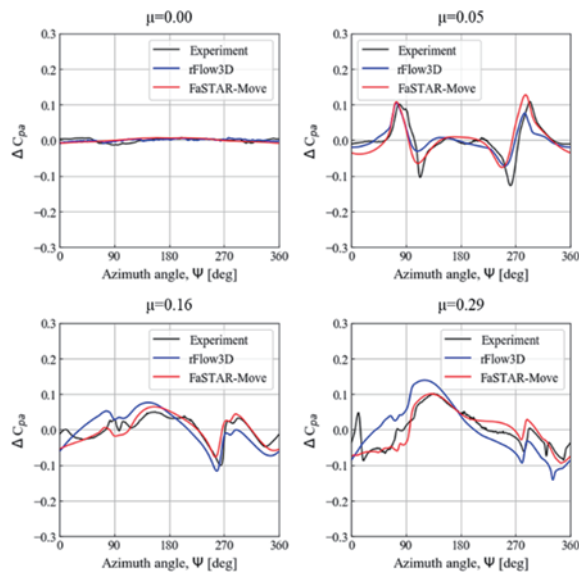
以上より、FaSTAR-Moveの解析結果は、概ね妥当な結果になることが確認できた。



(a) Pf3



(b) Pf12



(c) Pb1

図7 圧力変動

謝辞

本稿で紹介した数値シミュレーションは、JAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) を利用して実施された。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- (1) 布施亮祐, 上島啓司, 菅原瑛明, 保江かな子, 石田崇, 口石茂, 青山剛史, 田辺安忠, 非構造重合格子解析プログラム (FaSTAR-Move) の回転翼解析への拡張, 第51回流体力学講演会／第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, 2019.
- (2) 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.
- (3) Y. Tanabe, S. Saito, O. Takayama, D. Sasaki, and K. Nakahashi, 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.
- (4) J. Dacles-Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow, and P. Bradshaw, Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field, AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, pp. 1561-1568, 1995.
- (5) Z. Lei, Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 48, No. 161, pp. 152-160, 2005.
- (6) E. Shima, K. Kitamura, Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds, AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, pp.1693-1709, 2011.
- (7) 上島啓司, 菅原瑛明, 石田崇, 橋本敦, 青山剛史, FaSTAR-Moveの実用化に向けた機能向上, 第55回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2017-5041, 2017.
- (8) 石田崇, 最新動向紹介:BOXFUN, 第49回流体力学講演会/第35回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, 2017.
- (9) 菅原瑛明, 田辺安忠, 齊藤茂, ロータ試験データベースとの検証計算におけるモデル忠実度の影響, 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論文集, 2012.