

非構造移動重合格子解析プログラム (FaSTAR-Move) の回転翼解析への拡張

布施 亮祐, 上島 啓司, 菅原 瑛明 ((株) 菱友システムズ),
保江 かな子, 石田 崇, 口石 茂, 青山 剛史, 田辺 安忠 (JAXA)

Development of Unstructured Overset Grid CFD Solver FaSTAR-Move for Flow Analysis Around Rotorcraft

FUSE Ryosuke, UESHIMA Keiji, SUGAWARA Hideaki (Ryoyu Systems Co., Ltd.),
YASUE Kanako, ISHIDA Takashi, KUCHIISHI Shigeru, AOYAMA Takashi, TANABE Yasutada (JAXA)

ABSTRACT

A CFD solver “FaSTAR-Move” that enables analysis around moving and deformed objects have been developed by JAXA, and was applied to the analysis of separation of mounted objects, etc. Currently, the rotorcraft analysis module has been added to FaSTAR-Move in order to meet industrial needs/demands for the rotorcraft analysis. In this paper, comparisons and validations of the developed module with experiments of hovering rotor are performed and it is shown that reasonable results are obtained.

1. はじめに

離島や山岳地の多い日本において、滑走路を必要とせず、優れたホバリング性能を持つヘリコプタは様々な場面で運用されている。災害救助や緊急搬送といった場面では、目的地到着までの時間短縮というニーズがあることから、ヘリコプタの特性を維持しつつ、最大速度を向上させたコンパウンド・ヘリコプタ¹⁾のような次世代型回転翼航空機の開発が考えられている。

また、近年、新たな交通手段として空飛ぶクルマ²⁾が注目されている。現在、世界中で空飛ぶクルマの開発が進められ、様々な機体が考えられているが、その多くは複数の回転翼を持ったものである。このように、近年回転翼の需要が高まりつつあり、今後もさらに拡大していくことが予想される。

現在、JAXAでは、非構造格子に対応した圧縮性流体解析ソルバFaSTARをベースに、移動・変形する物体周りの流れ場の解析を可能とするFaSTAR-Moveの開発を進めている³⁾。FaSTAR-Moveは、タービンなどの翼列の解析や、搭載物分離解析等に対応しており、搭載物分離解析では、解析結果が風洞試験結果と概ね一致することを確認している。そして今回、機能拡充の一環として、需要が高まっている回転翼解析機能を追加した。一方、JAXAでは、すでに回転翼解析に特化した流体解析ソルバrFlow3Dを開発しており、ヘリコプタやドローン、風車の解析などに広く使用されている⁴⁾。しかし、rFlow3Dは構造格子ソルバであるため、複雑形状の移動物体を対象とした解析が困難といった課題がある。今回、非構造格子ソルバであるFaSTAR-Moveに、

回転翼解析機能を追加することによって、rFlow3Dでは困難であった複雑形状の解析にも対応可能となる。

本稿では、新たに追加した回転翼解析機能の基礎的な検証として、FaSTAR-Moveを用いて、ホバリング状態にあるロータの解析を行ったので、その結果について述べる。

2. FaSTAR-Move 概要

FaSTAR-Move は有限体積法に基づく非構造格子流体解析ソルバである。複数の数値解法や乱流モデルを組込んでおり、解析対象に応じて適切な手法を選択できるため、様々な流体解析に対応可能である。FaSTAR-Move の機能の 1 つである格子の移動・変形モジュールには、強制振動、強制運動、運動連成を組込んでおり、物体を強制的に振動・運動させた解析や、空力と運動方程式の連成解析が可能である。これらの移動・変形解析を実現するため、FaSTAR-Move では重合格子法を採用している。

重合格子法は物体格子と背景格子の複数の格子を重ね合わせて計算を行うため、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になる。また、格子間で物理量を補間し合うため、補間点の設定も必要である。以下で FaSTAR-Move に適用している重合格子処理の概要を説明する。

- I. 物体内外判定により各格子の物体内部のセルを非計算点に設定する。
- II. 物体格子同士の重なりを判定し、格子の重なりが

あれば壁面距離を比較し、大きい方を非計算点に設定する。

- III. II. で非計算点に設定したセルが計算点に隣接している場合は、補間点に設定する。また、物体格子の外部境界に隣接した計算点も補間点に設定する。さらに、その補間点に隣接した計算点も補間点に設定する。
- IV. 物体格子の計算点と重なっている背景格子を補間点に設定し、相手のセルを記憶する。
- V. 物体格子の補間点と重なっている背景格子の計算点を探索し、物体格子に対する補間点として記憶する。
- VI. 背景格子の補間点で、計算点に隣接しているセルを計算点に設定する。

非計算点を設定する際の壁面内外判定方法として、FaSTAR-Move には Alternating Digital Tree (ADT)⁷⁾、Octree、Octree+ADT の3つの手法を実装している。ADT では、セルに対する最近傍の物体壁面法線ベクトルと、セル中心の位置ベクトルの内積によって内外判定を行うため、厳密な判定が行える。最近傍の物体壁面探索を、ADT を用いて効率的に行っている。Octree では、物体形状を階層型直交格子によって階段状に近似表現し、その内部にセル中心が入っていれば物体内部と認識する。図1に Octree で2次元円柱を近似表現した例を示す。ADT と比べ処理が大幅に簡素化されるため、処理時間は短縮されるが、精度はADTに劣る。

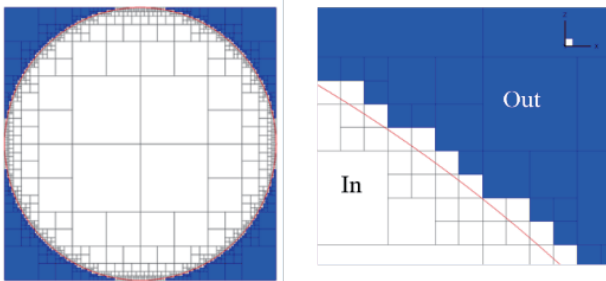


図1 Octree で近似表現した2次元円柱

Octree+ADT では、まず Octree と同様に物体形状を階層型直交格子で近似表現し、内外判定を行う。壁面境界を有するセル(図1で赤線と重なっているセル)については ADT による厳密な内外判定を行う。そのため、物体同士が近接しているような条件に適した手法である。また、補間手法は、距離の重みによる補間を行う Inverse Distance Weight Interpolation (IDW) と3方向の線形補間により補間を行う Tri-Linear Interpolation (TLI) の2つを実装している。ホールカット手法および補間手法についての詳細は参考文献(5)を参照されたい。

図2に FaSTAR-Move の計算のフローチャートを示す。はじめに流れ場の初期化を行い、ホールカット処理を行う。次に、格子の移動があれば格子を移動させ、再度ホールカットを行う。格子の移動を開始するタイミングはユーザ側で指定できる。その後流体計算を行い、補間点に物理量を補間する。

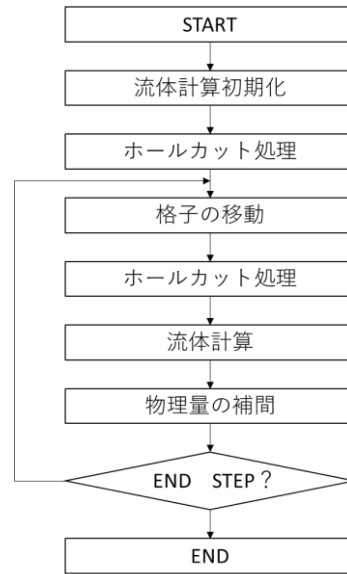


図2 FaSTAR-Move のフローチャート

3. 回転翼対応

3.1. 基礎方程式

基礎方程式として用いる Navier-Stokes 方程式は以下の形で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dv + \int_S \left[F(Q) - \frac{1}{Re} F_v(Q) \right] \cdot ds = 0 \quad (1)$$

ここで Q は保存量ベクトル、 F は非粘性ベクトル、 F_v は粘性ベクトル、 ds は面積の絶対値をもつ外向き垂直方向ベクトルである。また、レイノルズ数 Re は以下の形にて定義する。

$$Re = \frac{\rho_\infty a_\infty L}{\mu_\infty} \quad (2)$$

ρ は密度、 U は流速、 L は基準長さ、 μ は粘性係数、 a は音速であり、下付き添字 ∞ は一様流の値を示している。なお、後述する解析は非粘性を仮定しているため、基礎方程式は Euler 方程式となる。

3.2. 係数の算出方法

FaSTAR-Move で回転翼の解析を行う場合、解析結果として出力される圧力係数を、一様流速ではなく一様流の音速で無次元化されたものに変更する。音速を用いることで、 $U_\infty = 0$ となるホバリング状態の解析でも、前進飛行などの他の飛行条件と同様の操作で無次元化を行うことが可能である。一様流の音速で無次元化された圧力係数 C_{pa} は次のように表される。

$$C_{pa} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho a_\infty^2} \quad (3)$$

C_{pa} からブレード断面圧力係数 C_p への変換は次の式で表される。

$$C_p = \frac{C_{pa}}{(M_{tip} \times r/R)^2} \quad (4)$$

ここで、 M_{tip} は翼端マッハ数、 R はロータ半径、 r は回転中心からの距離である。

3.3. ロータブレードの運動

ヘリコプタのブレード運動には、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・ラグ運動がある (図 3)。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へ傾く方向、リード・ラグ角は回転方向に進む方向を正としている。それぞれの角度は、以下のフーリエ級数で表される。

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

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \sum_{n=1}^5 (\beta_{nc} \cos n\psi + \beta_{ns} \sin n\psi) \quad (6)$$

$$\zeta(\psi) = \zeta_0 + \sum_{n=1}^5 (\zeta_{nc} \cos n\psi + \zeta_{ns} \sin n\psi) \quad (7)$$

ここで、 ψ はブレードの方位角を表し、翼端マッハ数、ロータ半径、経過時間から算出している。各時間ステップでこれらの角度から回転行列を作成し、格子の移動を行う。FaSTAR-Move では、フーリエ級数の 5 次の項まで与えることで、ブレード運動を定義している。これは、ブレードのピッチ角を高調波で制御することで騒音を低減させる Higher Harmonic Control (HHC) 等の解析に対応させるためである。

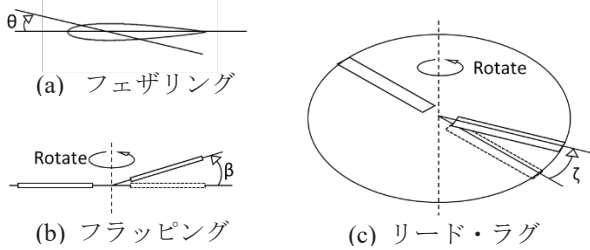


図 3 ブレードの運動

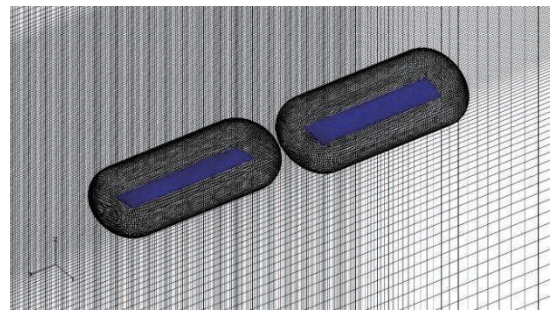
4. Caradonna のロータ試験に基づく検証

4.1. 解析条件

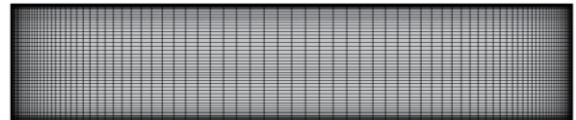
まず初めの検証解析として、Caradonna らによるロータホバリング試験⁹⁾に基づき、ねじれない 2 枚のブレードで構成されたロータを対象とした検証解析を行う。ブレードの翼型は NACA0012、アスペクト比は 6 である。図 4 に計算格子を示す。計算格子はブレード格子と背景格子で構成された重合格子で、ブレード格子の格子数は 493,108 セル、背景格子の格子数は 35,892,500 セルである。背景格子の空間領域は、ブレード初期位置のスパン方向 (x 方向) に -100R から 100R、ブレード初期位置のコード方向 (y 方向) に -100R から 100R、ロータ面に対して垂直方向 (z 方向) に -100R から 50R の直方体で設定した。背景格子のブレード近傍の格子幅は翼弦長の 7.5% とし、翼端渦を捉えられるように細かくなっている。時間刻み幅はブレード格子が 1 ステップで 0.1° 移動するように設定している。本検証で用いた解析手法を表 1 に示す。支配方程式には Euler 方程式を用いる。回転翼では翼根と翼端で速度域が異なるため、数値流束関数は全速度型スキームであ

る SLAU⁹⁾を用いる。ホールカット手法は ADT、補間手法は TLI である。計算には JAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) を用いる。

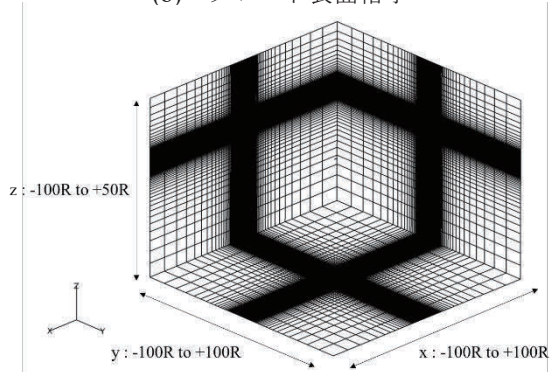
本検証では、ピッチ角 θ を 8° で固定し、ロータの回転数が 1750rpm と 2540rpm、翼端マッハ数に換算すると $M_{tip}=0.612, 0.890$ の 2 ケースを実施する。Caradonna らの試験結果との比較により、FaSTAR-Move による解析結果の妥当性を評価する。また、rFlow3D による $\theta=8^\circ$ での非粘性の解析結果⁴⁾とも比較を行う。なお、FaSTAR-Move で使用した計算格子と rFlow3D で使用した計算格子は同等の格子分解能を持つ。



(a) ブレード近傍



(b) ブレード表面格子



(c) 全体図

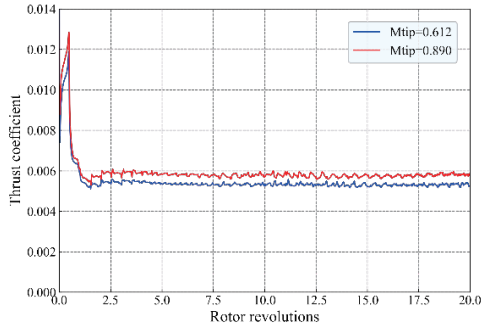
図 4 計算格子

表 1 解析手法

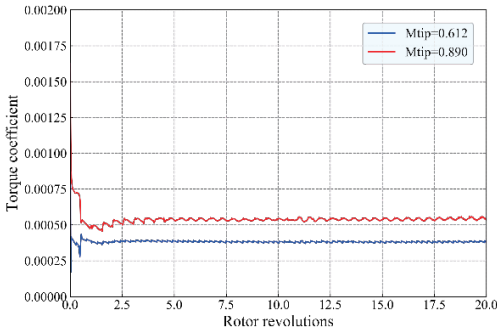
支配方程式	3次元圧縮性Euler方程式
数値流束関数	SLAU ⁹⁾
空間高次精度化	MUSCL ($\chi=0.0$)
勾配計算法	GLSQ
勾配制限関数	Hishida(vL) ¹⁰⁾
時間積分法	LU-SGS
ホール・カット手法	ADT
補間手法	TLI

4.2. 結果および考察

本検証では、助走計算として10回転、本計算として10回転の合計20回転行う。図5に解析により得られた推力係数 C_T とトルク係数 C_Q の時間履歴を示す。最初は値が大きく変動しているが、回転が進むにつれて収束している。



(a) 推力係数 C_T



(b) トルク係数 C_Q

図5 C_T , C_Q の時間履歴

まず、ブレードの表面圧力分布を比較する。試験の圧力センサー位置と同じ $r/R=0.50, 0.68, 0.80, 0.89, 0.96$ の5断面で比較を行う。ここでFaSTAR-Moveの圧力は、10~20回転において位相角 90° ごとの結果を平均した値である。図6に $M_{tip}=0.612$ の各断面の圧力分布を示す。FaSTAR-Moveの解析結果は、 $r/R=0.89, 0.96$ で、ピークが試験結果よりも少し高く出ている。また、rFlow3Dの解析結果でも同様にピークが高めに出ている。これは、今回の検証解析では粘性を考慮していないことによるものだと考えられる。ピーク以外では、FaSTAR-Moveの結果は試験結果とよく一致している。図7に $M_{tip}=0.890$ の各断面の圧力分布を示す。FaSTAR-Moveの解析結果は試験結果と概ね一致しているが、衝撃波の発生位置に若干違いが見られる。これも粘性を考慮していないことが原因だと考えられ、同じく非粘性解析で行われたrFlow3Dの結果でも、同様の傾向が見られる。

次に翼端渦の軌跡の比較を行う。図8に各ケースの翼端渦の様子を示す。また、位相角 45° ごとの断面の渦度等値線図を図9に示す。空間二次精度のため、多少のなまりは見られるものの、翼端渦を捉えられており、定性的に妥当な結果を得られていることがわかる。さらに、各断面から渦中心の座標を測定し、翼端渦の軌跡を試験結果およびrFlow3Dの解析結果と比較する(図10)。ここで、軸方向はロータの回転中心が原点で

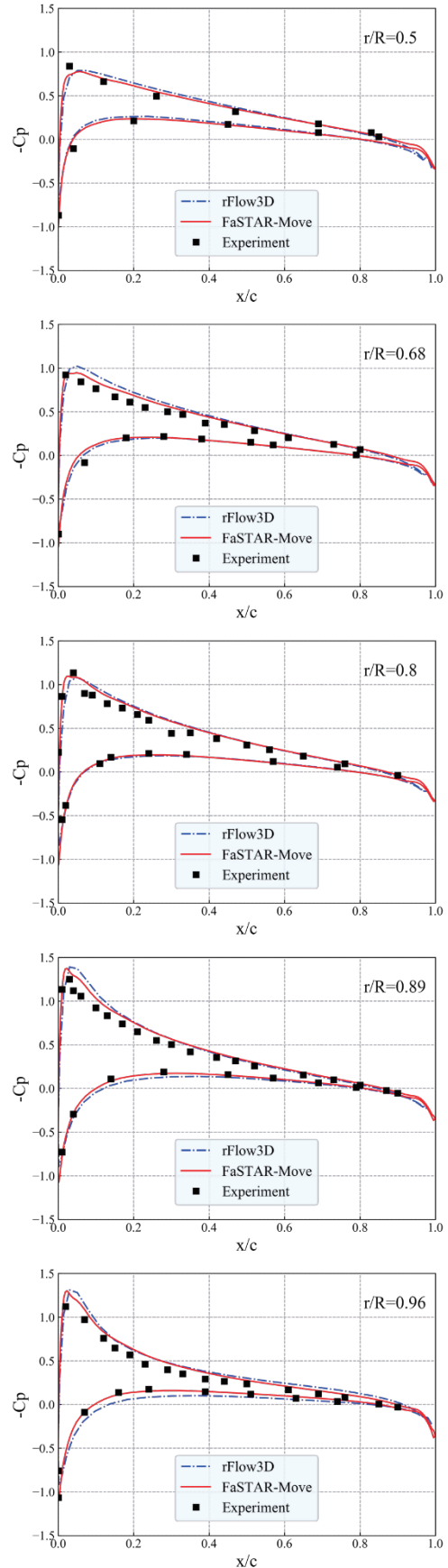


図6 ブレード表面圧力 ($M_{tip} = 0.612$)

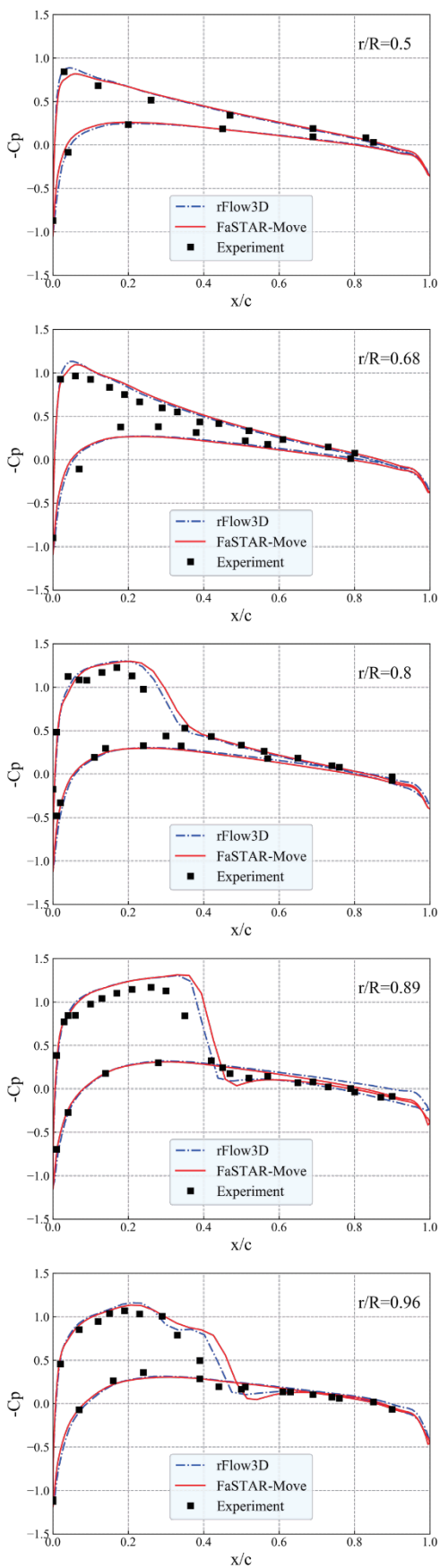
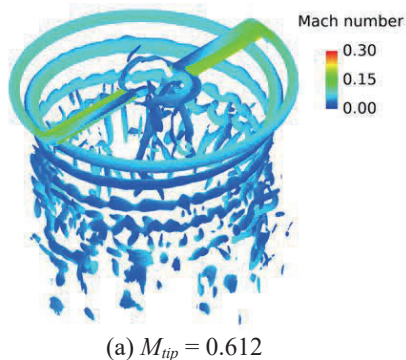
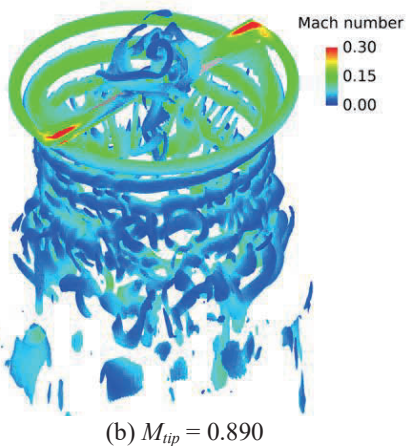


図 7 ブレード表面圧力 ($M_{tip} = 0.890$)



(a) $M_{tip} = 0.612$



(b) $M_{tip} = 0.890$

図 8 翼端渦の渦度等値面

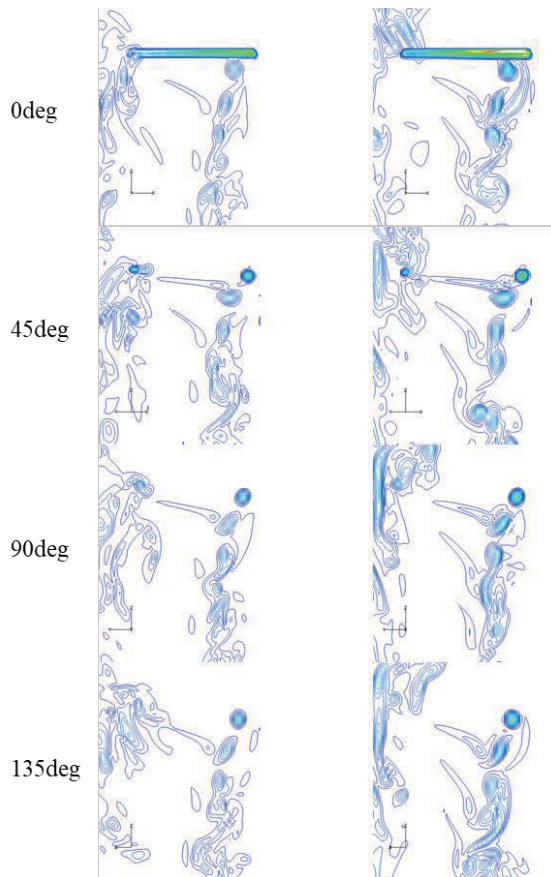


図 9 各断面における渦度等値線図 (左: $M_{tip} = 0.612$, 右: $M_{tip} = 0.890$)

あり、ロータ上方向が正である。Caradonna らは、翼端渦の軌跡は回転速度によらないと述べており、本検証でも同様の傾向が見られる。翼端渦位置の半径方向成分、軸方向成分ともに最初は試験結果と一致しているが、徐々にずれが生じていく。これは、翼端渦を保持するには格子分解能が不十分であったことが原因だと考えられる。

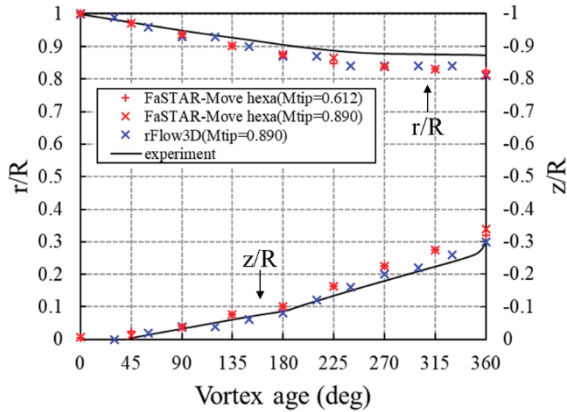


図 10 翼端渦の軌跡

5. JMRTS に基づく検証

5.1. 解析対象

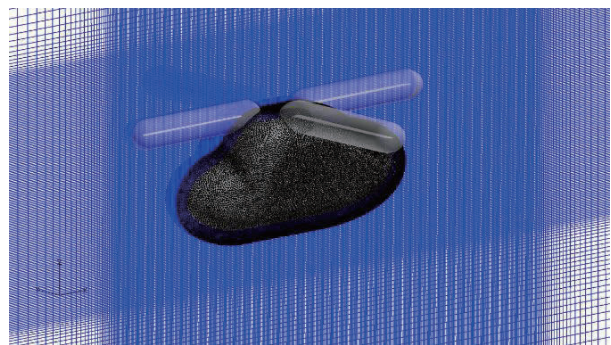
次に、JAXA で行われたロータ試験¹¹⁾¹²⁾に基づく検証を行う。この試験は、CFD 解析の検証用データベースを構築することを目的として、JAXA が所有する多目的ロータ試験装置 (JAXA Multi-purpose Rotor Test System, JMRTS) に胴体模型を設置し、ホバリングから前進飛行まで、さまざまな飛行条件でデータが取得されている。Caradonna らによるロータ試験では、ブレードのピッチ角が一定であったのに対し、JMRTS での試験では、ピッチ角、フラッピング角、リード・ラグ角が変化している。JMRTS での試験と比較を行うことで、方位角によってブレードの姿勢が変化する解析で、妥当な結果が得られることを確認する。

5.2. 解析条件

本検証は、JMRTS に基づき、4 枚のブレードで構成されたロータと胴体を対象とした非粘性の解析を行う。飛行条件はホバリングとし、表 2 に示す 4 ケースを実施した。ピッチ角とフラッピング角は式(5)、(6)の 1 次の項まで与えており、リード・ラグ運動は考慮していない。計算格子を図 11 に示す。ブレードの格子数は 1 枚あたり 397,824 セル、胴体格子の格子数は 922,896 セル、背景格子の格子数は 72,305,012 セルである。Caradonna の検証で使用した計算格子と同様に、背景格子の空間領域は、各方向にロータ半径の 100 倍 (ロータ上方向のみ 50 倍) の大きさを取っている。背景格子のブレード近傍の格子幅は翼弦長の 13%としている。ブレードは 1 ステップで 0.1° 移動し、10 回転まで計算している。本検証で用いた解析手法を表 3 に示す。ホールカット手法は Octree+ADT、勾配計算法は WGG であり、その他は Caradonna の検証で用いた手法と同じである。計算には JSS2 を用いる。

表 2 解析条件

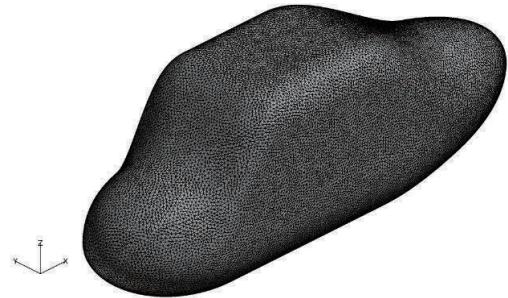
case	1	2	3	4
Flight condition	Hover			
M _{tip}	0.562			
θ ₀ [deg]	6.8	8.3	10.7	12.7
θ _{1C} [deg]	-0.1	-0.1	0	0
θ _{1S} [deg]	-0.1	-0.2	0	-0.1
β ₀ [deg]	0	0.1	0.5	0.9
β _{1C} [deg]	0.1	0.1	0.2	0.1
β _{1S} [deg]	-0.1	-0.2	0.1	0
ζ ₀ [deg]	0	0	0	0
ζ _{1C} [deg]	0	0	0	0
ζ _{1S} [deg]	0	0	0	0



(a) 物体近傍の計算格子



(b) ブレード表面格子



(c) 胴体表面格子

図 11 計算格子

表 3 解析手法

支配方程式	3次元圧縮性Euler方程式
数値流束関数	SLAU
空間高次精度化	MUSCL (χ=0.0)
勾配計算法	WGG
勾配制限関数	Hishida(vL)
時間積分法	LU-SGS
ホール・カット手法	Octree+ADT
補間手法	TLI

5.3. 結果および考察

図 12 に各ケースにおけるロータの推力係数 C_T の時間履歴を示す。計算初期は値が大きく変動しているが、次第に値が収束していく様子が見て取れる。値が収束している 6~10 回転で C_T の平均値を算出し、実験値および rFlow3D の解析結果との比較を行う。なお、rFlow3D も、FaSTAR-Move と同様に、非粘性で実施された解析の結果である。比較結果を図 13 に示す。縦軸は推力係数 C_T 、横軸はコレクティブピッチ角 θ_0 である。FaSTAR-Move の解析結果は、実験結果および rFlow3D の解析結果とよく一致している。本稿では推力係数の比較のみを行ったが、今後は他の飛行条件でも解析を実施し、詳細な検証を進めていく予定である。

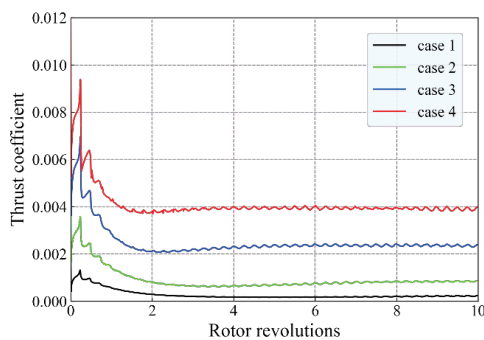


図 12 C_T の時間履歴

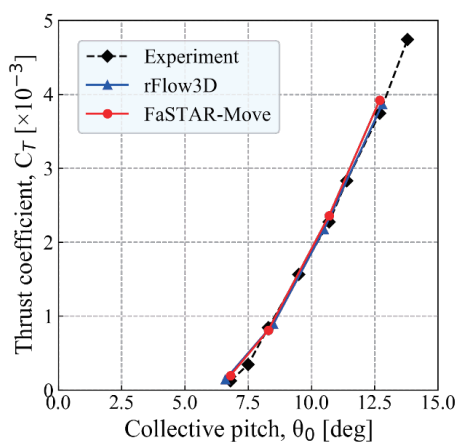


図 13 C_T の比較

6. 結論

FaSTAR-Move に回転翼解析機能を追加し、ホバリングの試験結果および rFlow3D の解析結果との比較により、FaSTAR-Move の解析結果の妥当性を評価した。結果を以下にまとめる。

- ブレードの表面圧力分布はピークや衝撃波発生位置に多少の違いが見られるものの、概ね試験結果と一致する結果が得られた。
- 位相角が大きいところでは翼端渦の軌跡が試験結果とずれたが、位相角の小さいところでは精度よく捉えることができた。
- 翼端渦の軌跡が回転数によらないことが FaSTAR-Move の解析で再現できた。

- FaSTAR-Move の解析結果は rFlow3D の解析結果と同様の傾向を示し、FaSTAR-Move による解析結果が妥当であることが確認できた。
- JMRTS の試験との比較を行い、推力係数が試験および rFlow3D の解析結果と一致することを確認した。

今後は粘性を考慮した解析や、非構造格子を用いた複雑形状周りの流れ場の解析、JMRTS による試験の他の飛行条件での解析を行い、FaSTAR-Move の検証を進める。また、トリム解析機能の追加などを予定しており、さらなる機能の充実を目指す。

参考文献

- (1) 田辺安忠, 青山剛史, 小曳昇, 杉浦正彦, 宮下亮, 砂田茂, 河内啓二, 長尾牧, 高速ヘリコプタの概念検討, 第 52 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2014-5117, 2014.
- (2) H. Yeo, Design and aeromechanics investigation of compound helicopters, Aerospace Science and Technology, vol. 88, pp. 158-173, 2019.
- (3) C. Silva, W. Johnson, K.R. Antcliff, M.D. Patterson, VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development, 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AIAA 2018-3847, 2018.
- (4) 上島啓司, 菅原瑛明, 石田崇, 橋本敦, 青山剛史, 吉本稔, 移動・変形を伴う物体周りの解析に対応した FaSTAR-Move の開発, 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, JSASS-2017-2061-A, 2017.
- (5) 上島啓司, 菅原瑛明, 石田崇, 橋本敦, 口石茂, 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.
- (6) 田辺安忠, 斎藤茂, 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講演集, JSASS-2009-5010, 2009.
- (7) J. Bonet and J. Peraire, An alternating digital tree (ADT) algorithm for geometric searching and intersection problems, International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 31, pp.1-17, 1991.
- (8) F.X. Caradonna and C. Tung, Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover, NASA TM-81232, 1981.
- (9) 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.
- (10) 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 高速非構造 CFD ソルバ FaSTAR における新勾配制限関数, JAXA-SP-10-012, 2010.
- (11) 田辺安忠, 斎藤茂, 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.
- (12) 田辺安忠, 菅原瑛明, 斎藤茂, ロータ模型を用いた風洞実験データベースの構築と検証, 第 42 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 2010 論文集, JAXA-SP-10-012, 2010.