

# 非構造流体解析ソルバ FaSTAR-Move における 移動重合格子法の研究開発

保江 かな子 (宇宙航空研究開発機構), 布施 亮祐, 菱田 学 (菱友システムズ),  
菅原 瑛明, 田辺 安忠 (宇宙航空研究開発機構)

## Research and Development of a Moving Overset Grid Method for the Unstructured Flow Solver FaSTAR-Move

YASUE Kanako (JAXA), FUSE Ryosuke, HISHIDA Manabu (Ryoyu Systems),  
SUGAWARA Hideaki, TANABE Yasutada (JAXA)

### ABSTRACT

Overset grid method is widely used for simulating flowfield around moving/rotating objects such as rotorcraft. However, one of disadvantages for the overset grid method is its extremely high computational costs especially in unstructured grid methods. This is because extra process is needed for constructing database which is used for hole cutting and for communicating physical quantities between multiple grids. In this study, novel approach is proposed for reducing computational costs of the hole cutting process, and implemented in FaSTAR-Move which is an unstructured CFD solver developed at JAXA. The proposed approach is applied to several typical test cases of rotorcraft analyses and the effect of reducing computational costs of this novel approach is examined.

### 1. はじめに

CFD (Computational Fluid Dynamics) の発展に伴い、航空機 (特に固定翼機) の設計開発初期段階において、開発コスト削減のために CFD が多用されるようになってきている。しかしながら、エンジンや回転翼機のような移動・回転を伴う物体周りの解析では、解析方法の複雑さや高い計算コストにより、固定翼機に比べて設計初期段階での CFD 解析活用が遅れているのが現状である。

近年、回転翼機において、eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing aircraft) に関する熾烈な開発競争が繰り広げられている。現在、世界各国で提案・検討されている eVTOL の形状が多岐に渡っていることから分かるように、従来航空機に比べて eVTOL は形状に対する選択肢が非常に多い。そのため、eVTOL 開発における CFD の活用が今後益々高まっていくと考えられることから、高速かつ高精度に解析が可能な回転翼解析ツールの整備は必須であると言える。

回転翼機の CFD においては、ロータの回転運動を模擬しつつ、ロータ後流の渦を精度よく捕獲したいという要求を満たすために、移動重合格子法が多く用いら

れており、Helios<sup>1)</sup>, FUN3D<sup>2)</sup>, OVERFLOW<sup>3)</sup>, elsA<sup>4)</sup>, FLOWer や TAU<sup>5)</sup>, rFlow3D<sup>6)</sup> など、国内外の代表的なソルバにも実装されている。移動重合格子法は、複数の格子を用いて解析する方法で、物体毎に格子生成すれば良いため、複雑形状であっても比較的容易に格子生成できるというメリットがある。一方で、複数の格子を利用するために、格子間の情報授受に要する処理 (ホールカット処理) が必要となることから、単一格子で計算する方法と比べると、計算コストが非常に高くなるというデメリットがある。特に、複雑形状を忠実に模擬でき、かつ構造格子に比べて格子生成が容易な非構造格子法においては、セルがランダムに配置されるために、ホールカット処理内で実施するセルの探索に時間がかかってしまい、計算コストの問題がより顕著に現れることが知られている。

そこで本稿では、非構造ベースの移動重合格子法による回転翼解析に特化したホールカット処理削減手法を提案する。また、現在 JAXA で開発中の FaSTAR-Move<sup>7)</sup> に提案手法を実装し、ロータ/胴体干渉解析やロータ解析を対象として、本手法の高速化効果を検証する。

## 2. 数値解析手法

### 2.1. FaSTAR-Move 概要

FaSTAR-Moveは高速流体解析ソルバ“FaSTAR<sup>9)</sup>”をベースに、移動重合格子機能や、スライディング格子機能の実装により、移動・回転・変形する物体周りの解析に適用可能な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。図1に示す通り、移動重合格子機能を用いた回転翼解析モジュール、変形格子機能および空力構造連成解析に対応した構造解析モジュール、スライディング格子機能を用いたエンジン解析モジュールの3つから構成されている。

### 2.2. 数値計算手法

本報で用いる回転翼解析モジュールは、次節で説明する移動重合格子機能を用いて、物体の位置変化を模擬している。支配方程式はNavier-Stokes (NS) 方程式であり、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、 $FV$ 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される。

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

$\rho$ は密度、 $a$ は音速、 $L$ は基準長さ、 $\mu$ は粘性係数であり、下付き添字 $\infty$ は一様流を示している。

FaSTAR-MoveはFaSTARをベースとしているため様々なスキームが実装されている。本報で実施する解析では、乱流モデルとしてSA-noft2-R<sup>10)</sup>を用いる。また、回転翼解析においては、ブレードの翼端と翼根、

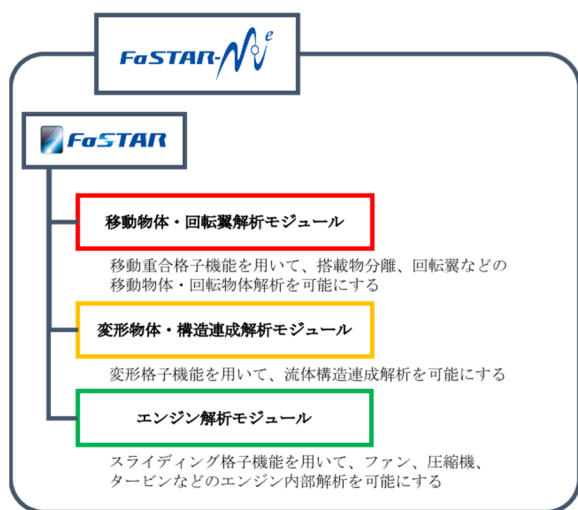


図1 FaSTAR-Move のモジュール構成

さらに、前進側と後退側で速度域が異なることから、数値流束関数として、全速度型スキームであるSLAU<sup>11)</sup>を適用する。また勾配計算には、Weighted-Green-Gauss (WGG) 法を使用し、空間精度は2次精度にて解析している。収束計算・時間進展法にはDual-time stepping法を用いており、疑似時間の時間積分にはLU-SGS法<sup>12)</sup>を適用する。内部反復には、CFL固定の局所時間刻みを使用し、特に明記していない場合は、CFL=50、反復回数10回と設定している。また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。

### 2.3. 移動重合格子法の概要

移動重合格子法は、計算領域全体を取り囲む格子(背景格子)および物体近傍を取り囲む格子(物体格子)といった、複数の格子を用いて解析する方法であり、高揚力装置のような一部のパーツのみ動かしたい場合や、回転翼のように一部のパーツが時々刻々変化(移動/回転)している場合に多用される方法である。パーツ毎に別の格子を作成するため複雑な形状であっても比較的格子生成がしやすいというメリットがある一方で、図2に示す解析フローにある通り、補間手法を用いて複数格子間の物理量の情報授受を行うため、厳密な保存性担保は難しいといったデメリットもある。

また、最大の課題として挙げられるのは、計算コストである。移動重合格子法では、複数格子間で物理量の授受をするために、格子同士の重なり判定や、物体内外判定、計算点/非計算点の設定を行う「ホールカット処理」が必要となる。特に、物体位置が時々刻々と変化する解析の場合、図2に示すように、ホールカット処理を毎ステップ実行する必要があるため、計算コストが非常に大きくなる。

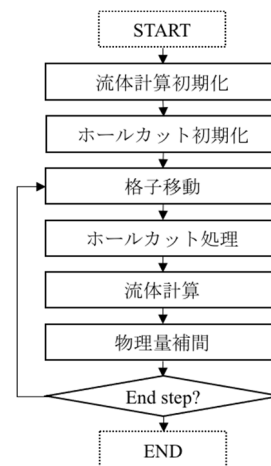
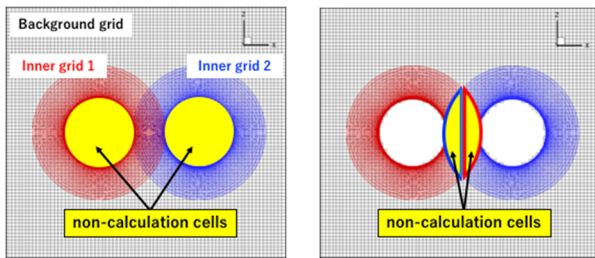


図2 FaSTAR-Move による解析フロー

## 2.4. ホールカット処理手順

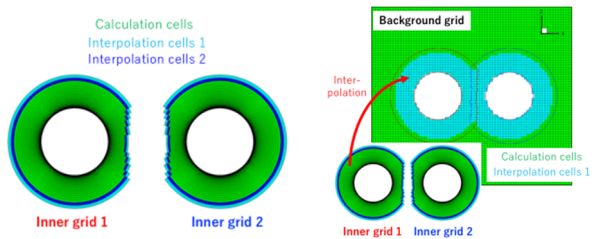
FaSTAR-Moveでは、以下の手順に従い、図3に示すホールカット処理を実行する。

- I. 背景格子，物体格子の両方に対して，物体内外判定を実施し，各格子の物体内部にあるセルを「非計算点」に設定する。
- II. 物体格子に対して，格子同士の重なり判定を実施し，格子の重なりが存在する場合には，壁からの距離を比較し，壁距離が大きい方のセルを「非計算点」に設定する。
- III. 物体格子に対して，上記II.において非計算点に設定したセルのうち，計算点に隣接しているセルを「補間点1」に設定する。また，物体格子の外部境界に接しているセルについても「補間点1」に設定すると共に，補間点1に隣接しているセルを「補間点2」に設定する。
- IV. 背景格子に対して，物体格子の非計算点と重なっているセルを「補間点」に設定し，補間相手となる物体格子のセル情報を記憶する。



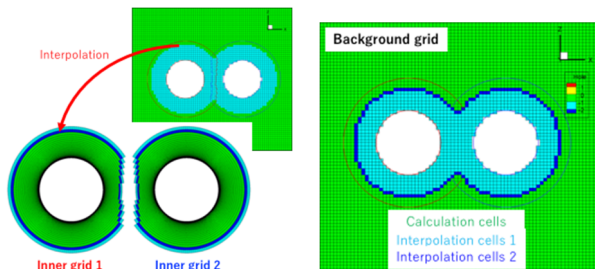
(a) Step I

(b) Step II



(c) Step III

(d) Step IV



(e) Step V

(f) Step VI

図 3 ホールカット処理

- V. 背景格子に対して，物体格子の補間点と重なっている計算点を探索し，補間相手となる背景格子のセル情報を記憶する。
- VI. 背景格子に対して，補間点1と設定されているセルのうち，計算点と隣接しているセルを「補間点2」に再設定する。
- VII. 補間相手が存在しないセルを探索し，「外挿点」に設定する。

上記手順では，計算点と隣接している補間点か否かを明確化するために，計算点と隣接している補間点を「補間点2」，その他を「補間点1」としている。

FaSTAR-Moveでは，上記手順で実施する非計算点を設定する際の物体内外判定方法として，Alternating Digital Tree (ADT)，Octree，Octree + ADTの3つの手法を実装している。また，格子同士の物理量の補間には，Inverse Distance Weight Interpolation (IDW)，Tri-Linear Interpolation (TLI)，Barycentric（四面体格子に対してのみ適用）の3つを実装している。

## 3. ホールカット処理の高速化

前述した通り，移動重合格子法の最大の課題は，ホールカット処理に係る膨大な計算コストである。格子規模にもよるが，全計算時間のうちホールカット処理は6～8割程を占めているのが現状である。そこで，本研究では2つのホールカット処理削減方法を提案，実装している。

一つは，ホールカット情報の記憶による処理削減である（以降，高速化手法Aと呼ぶ）。回転翼解析においては，回転中心周りにブレードが回転運動をしており，方位角が同じであれば常に同じ位置を回転することとなる（後述するトリム解析を除く）。そのため，1回転目のホールカット処理情報を記憶しておくことで，2回転目以降のホールカット処理を省略することが可能となり，大幅なホールカット処理削減に繋がる。

一方で，トリム解析のようにピッチ角やフラッピング角，リード・ラグ角が回転毎に変化する場合には，ホールカット情報の記憶による処理時間削減を使用することができない。そこで，前ステップのホールカット情報を活用する処理削減方法を提案し，FaSTAR-Moveに実装している（以降，高速化手法Bと呼ぶ）。これは，1ステップの格子移動量が微小である場合，ホールカット処理を必要とするセルの大部分は，前ステップのホールカット情報と同じラベリング情報になるとの仮定のもと，ホールカット処理を実行するセルを最小限にする方法である。

例えば，図3(f)の背景格子を例に，2つの円が上方向

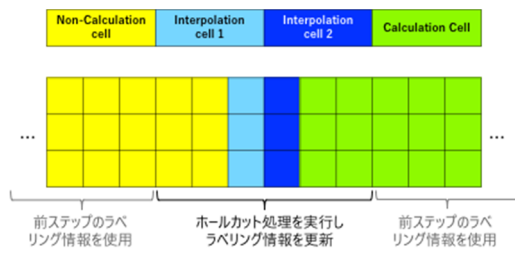


図4 前ステップホールカット情報を活用する処理削減方法

に、1ステップあたり背景格子1セル分以下の移動量で動いているとしよう。その場合、1ステップ後のホールカット情報が、前ステップと異なるセルは、補間点1,2およびその近傍のみであり、それ以外の大部分は、前ステップのホールカット情報と同じとなることが分かる。そのため、図4に示す通り、補間点に設定されているセル領域（補間領域）を中心として両側に2~4セル分（プログラム内で任意に設定）の隣接セル領域（膨張領域と呼ぶ）を毎ステップ抽出した上で、補間領域及び、膨張領域のみホールカット処理を再実行し、それ以外の領域は、前ステップのホールカット情報そのまま利用する方法を実装している。

#### 4. 高速化効果確認用検証解析

##### 4.1. 胴体/ロータ干渉解析概要

初めに、CFD解析検証用データベース構築を目的にJAXAにおいて実施されたJMRTS風洞試験<sup>13)</sup>に基づき、胴体/ロータ干渉解析を実施し、高速化手法の効果を検証する。表1に、JMRTSのモデル諸元を示す。また、表2に本検証で実施する解析条件を示す。なお、JMRTSに関するホバリング、前進飛行条件における詳細な検証解析は、前報の参考文献(8)を参照されたい。

図5に解析で用いた格子を示す。本解析は、背景格子、胴体用物体格子（以降、胴体格子と呼ぶ）、ブレード用物体格子（以降、ブレード格子と呼ぶ）で構成されており、格子生成にはPointwiseを用いた。格子数は、背景格子が約7,200万セル、胴体格子が約230万セル、ブレード格子が1枚あたり約200万セル、合計約8,200万セルを用いている。背景格子については、一辺がロータ半径の200倍の立方体領域となるよう作成している。また、ブレード格子の物体近傍格子幅は、翼弦長の13%と設定した。ブレード格子及び胴体格子については、最小格子幅が $y^+=1$ となるように設定している。

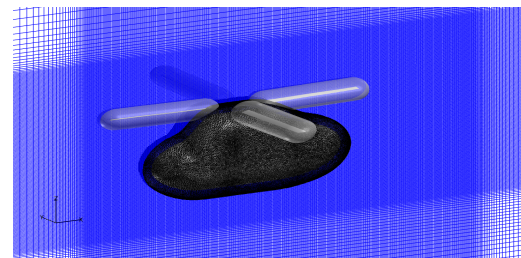
解析にはJAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) を用いており、MPI通信により1024並列にて、ロータ10周分の解析を実施している。

表1 JMRTS モデル諸元

ブレード枚数	4
翼型	NACA0012
ロータ半径, $R$ [m]	1.021
ブレードコード長, $C$ [m]	0.065
ねじり下げ, deg	-8.0 (線形)

表2 JMRTS 解析条件

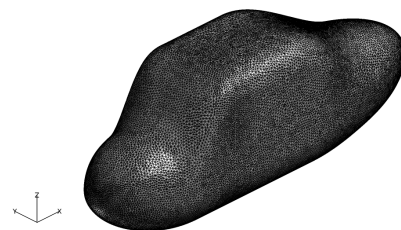
チップマッハ数, $M_{tip}$	0.561
主流マッハ数, $M_{\infty}$	0.088
前進率, $\mu$	0.16
迎角, $\alpha$ [deg]	-2.0
コレクティブピッチ角, $\theta_o$ [deg]	11.02
横サイクリックピッチ角, $\theta_{lc}$ [deg]	2.72
縦サイクリックピッチ角, $\theta_{ls}$ [deg]	-2.08
フラッピング角, $\beta_o$ [deg]	1.29
前後方向フラッピング角, $\beta_{lc}$ [deg]	0.05
左右方向フラッピング角, $\beta_{ls}$ [deg]	-0.14
リード・ラグ角, $\zeta_o$ [deg]	-1.06
一次調和振動 cosine 成分, $\zeta_{lc}$ [deg]	0.05
一次調和振動 sine 成分, $\zeta_{ls}$ [deg]	-0.17



(a) 物体近傍格子 (青: 背景格子, 黒: 胴体格子, 灰: ブレード格子)



(b) ブレード表面格子



(c) 胴体表面格子

図5 JMRTS 解析格子

4.2. 海外ソルバとの比較用検証解析概要

本検証解析では、AIAA SciTech 2014および2015で実施されたRotor Hover Prediction Workshop<sup>14-17)</sup>にて用いられているS-76ロータを対象とした。Balchらによって実施されたホバリング試験<sup>18, 19)</sup>に基づいており、実験データおよびWorkshop参加者の解析結果と比較する。特に、計算時間については、計算時間情報が公開されているFUN3D<sup>20)</sup>との比較を実施する。

ブレード形状は図6のようになっており、TipはSWEPT TAPERED TIP (ST) 形状を対象とした。また、表3にモデル諸元を、表4に本検証で実施する解析条件を示す。

本検証では、まず初めに妥当性検証解析として、Rotor Hover Prediction Workshopと同等規模の格子を数種類用意し、格子収束性および解析結果の妥当性検証を実施する。その後、NASAにより開発されている、非構造移動重合格子ベースの解析ソルバとして世界を牽引するFUN3Dとの比較のために、FUN3Dによる解析と同等規模の格子を別途用意し、解析時間の比較に特化した検証を行う。解析条件としては、表4のうち $\theta_0=9.0$  [deg]のケースを実施した。

図7に妥当性検証解析で用いたCoarse格子を、図8に計算時間比較用解析で用いた格子を示す。本解析は、背景格子、ブレード格子で構成されており、妥当性検証解析用の背景格子のみBOXFUN<sup>21)</sup>を用い、それ以外の格子生成にはPointwiseを用いた。また、AIAA Drag Prediction Workshopにおいて定義されているGridding Guideline<sup>22)</sup> およびRotor Hover Prediction Workshop参加者の格子数を参考に作成している。各格子のセル数は、表5に示す通りである。本解析もJSS2を用いており、2048並列にて、ロータ10周分の解析を実施している。

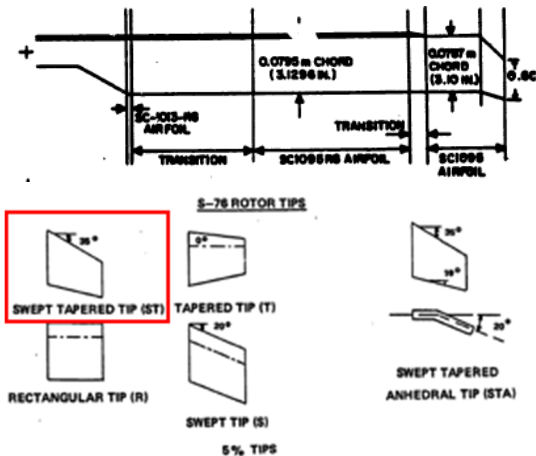


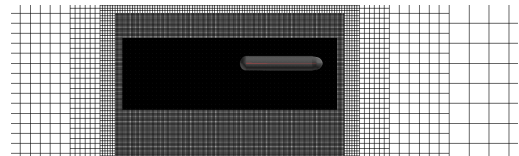
図 6 S-76 ブレード形状 (参考文献(18)Figure.9 から引用)

表 3 S-76 ロータモデル諸元

モデルスケール	1/4.71
ブレード枚数	4
翼型	SC1013R8 / SC1095 / SC1095R8
ロータ半径, $R$ [m]	1.4234
ブレードコード長, $c$ [m]	0.07874
ソリディティ, $\sigma$	0.0704

表 4 S-76 ロータ解析条件

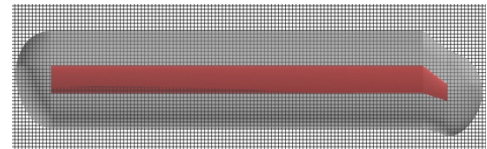
チップマッハ数, $M_{tip}$	0.650
主流マッハ数, $M_\infty$	0.0
前進率, $\mu$	0.0
迎角, $\alpha$ [deg]	0.0
$\theta_0$ [deg]	8.0 / 9.0 / 10.0



(a) 物体近傍格子

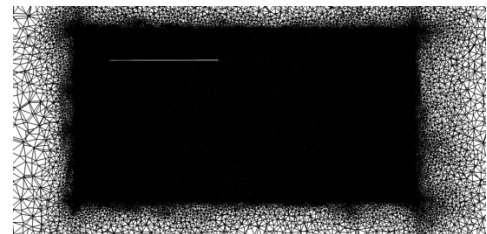


(b) ブレード表面格子



(c) ブレード格子領域

図 7 S-76 ロータ解析妥当性検証用 Coarse 格子



(a) 物体近傍格子



(b) ブレード表面格子

図 8 S-76 ロータ計算時間比較用計算格子

表 5 S-76 計算格子規模

妥当性 検証用	総セル数	約 4,000 万
	背景格子	約 2,000 万
Coarse 格子	ブレード格子 (1枚あたり)	約 500 万
	総セル数	約 6,700 万
妥当性 検証用	背景格子	約 4,200 万
	ブレード格子 (1枚あたり)	約 640 万
Standard 格子	総セル数	約 1 億 3700 万
	背景格子	約 9,600 万
妥当性 検証用	ブレード格子 (1枚あたり)	約 1,000 万
	総セル数	約 1 億
計算時間 比較用	背景格子	約 4200 万
	ブレード格子 (1枚あたり)	約 1450 万

## 5. 結果および考察

### 5.1. JMRTS 妥当性検証解析結果

本解析の妥当性検証解析結果は、前報(8)に詳しいが、本報でも簡単に紹介する。

図9に、解析により得られたQ値等値面を示す。ブレードのTipから出る渦をよく捉えることが出来ていることが分かる。また、図10に前進率 $\mu$ に対する空力係数結果を、実験結果およびrFlow3DによるEuler解析結果と共に示す。推力係数について、FaSTAR-Moveによる解析結果はrFlow3Dの結果と良い一致を示している。なお、風洞試験ではターゲットCTとなるようにトリムを取っており、前進率によらず一定となっているが、rFlow3DおよびFaSTAR-Moveについては、トリム解析を実施していないため、風洞試験とCFDの間に差が生じている。トルク係数については、実験結果やrFlow3Dの結果と定性的な一致を示している。実験結果とFaSTAR-Moveの定量的な差は、マストやグリップなど

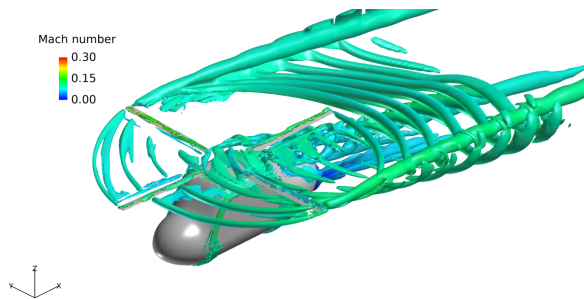


図 9 JMRTS 形状 Q 値等値面

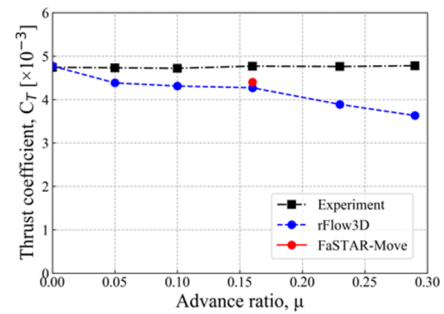
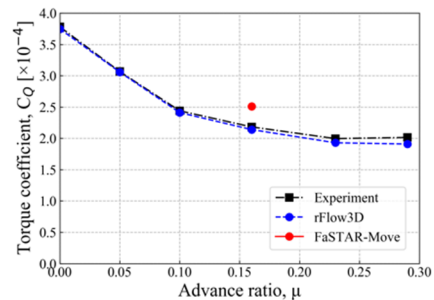
(a) 推力係数  $C_T$ (b) トルク係数  $C_Q$ 

図 10 ロータ空力係数

ロータハブ部分をCFD解析では無視していること、またFaSTAR-Moveの解析では全面乱流を仮定しており、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。また、rFlow3Dは非粘性解析、FaSTAR-Moveは粘性解析であるため、両者の間に差が生じている。

### 5.2. JMRTS 解析計算コスト

次に、本解析における高速化手法の効果を評価するため、高速化手法を入れていない従来方法を適用した場合、高速化Aを適用した場合、高速化Bを適用した場合の計算時間比較を行う。

表6に本解析にかかった計算時間を示す。高速化Aを適用した場合、総計算時間を約半分に、また高速化Bを適用した場合でも、2割程度の計算時間削減に繋がること分かる。

表 6 JMRTS 解析計算時間比較

	10 周分の 総計算時間 [day]	計算時間 削減率 [%]
高速化 なし	16.3	—
高速化 A 適用	8.1	50.2
高速化 B 適用	13.0	20.3

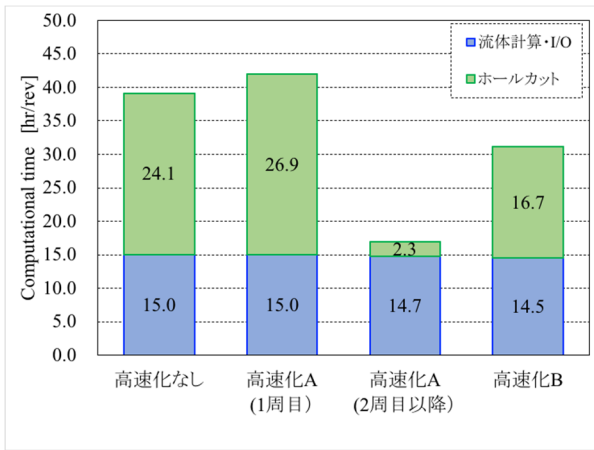


図 11 1 周あたりの計算時間比較

次に、一周あたりの計算時間の内訳を図11に示す。高速化手法を適用しない場合、ホールカット処理に係る計算時間の割合は60%以上となっている。それに対して、高速化Aを適用した場合、1周目のホールカット処理は、ホールカット情報のファイル入出力処理が追加されるために、高速化適用前よりも増加しているが、2周目以降のホールカット処理はホールカット情報のファイル入出力のみとなるために、大幅な計算時間削減を実現している。また、高速化Bについては、ホールカット処理時間を3割削減することが出来ており、これにより全体として2割程度の計算時間削減に繋がっている。

### 5.3. S-76 ロータ妥当性検証解析結果

次に、S-76ロータを用いて、海外ソルバとの比較による妥当性検証を実施する。図12にQ値等値面を示す。格子が細くなるにつれ、Tipから出る渦を後流まで捉えられるようになってきていることが分かる。また、図13に  $CT/\sigma - CQ/\sigma$  線図およびFigure of Merit (FM)の、実験結果および他ソルバによる結果との比較結果を示す。なお、 $\sigma$ はブレード面積がロータディスク面積に占める割合であるソリディティを表し、 $CT/\sigma$ および $CQ/\sigma$ はそれぞれブレード面積を基準とした推力係数、トルク係数を表す。これらの結果から、実験結果および他ソルバの結果と比較的良好一致を示していることが分かり、本解析結果が妥当であることが確認できる。また、図13 (b)にある通り、格子を細かくすると僅かに実験値に近づく傾向が得られているが、Coarse, Standard, Fineにそれほど大きな差はないため、本解析についてはCoarse格子でも空力性能推算には十分な解像度となっていると言える。

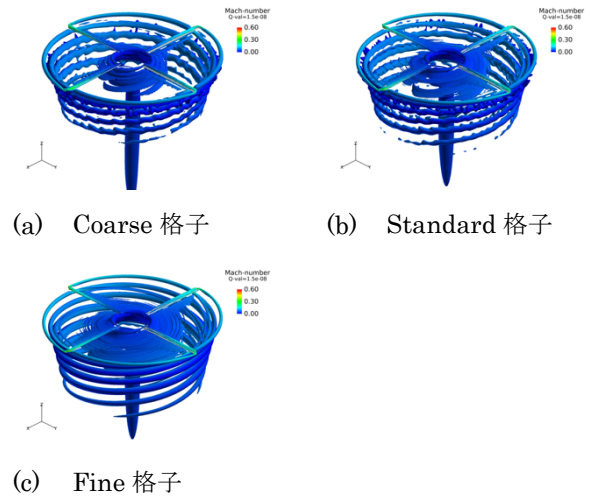
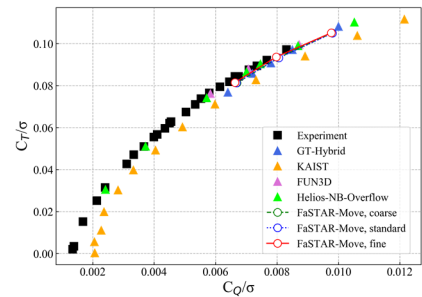
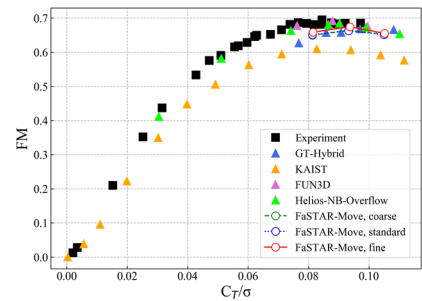


図 12 S-76 ロータ Q 値等値面



(a)  $CT/\sigma - CQ/\sigma$  線図



(b)  $FM - CT/\sigma$  線図

図 13 S-76 ロータ空力特性

### 5.4. S-76 解析計算コスト

最後に、S-76解析に対する高速化効果の評価を行う。本検証では、計算時間が公開されているFUN3Dとの比較を行う。FUN3Dでは、SUGAR++という移動重合格子用のライブラリを用いてホールカット処理を実施している。可能な限り同じ条件にて解析を実施するため、FUN3Dでの計算規模に合わせた格子を用い、一周あたりのiteration数を360、内部反復回数を50、並列数を2048として解析を実施している。どちらもスーパーコンピュータを用いているが、クロック周波数のみ異なっ

ており、FUN3Dの解析に用いられたスーパーコンピュータ（Garnet）のクロック周波数は2.5GHz、FaSTAR-Moveの解析に用いたスーパーコンピュータ（JSS2）のクロック周波数は2.2GHzである。そのため、FaSTAR-Moveによる計算時間に対して、以下の補正式を適用している。

$$T_{corr} = T_{FM} \div \frac{f_{Garnet}}{f_{JSS2}} \quad (3)$$

ここで、 $T_{corr}$ は補正後の計算時間、 $T_{FM}$ は実計算時間、 $f$ はクロック周波数を表す。

図14に計算時間の比較を示す。高速化適用前のFaSTAR-Moveでは、10周にかかる計算時間が約12日程で、FUN3Dの計算時間と同等となっている。一方で、高速化AおよびBを適用することで、計算時間を7割近く削減することができており、4日/ケースを実現している。一方で、高速化Bのみ適用した場合でも、2.8割ほどの計算時間削減ができており、トリム解析のような場合においても、約1週間/ケースにて収束解を得ることができる。

なお、JMRTS解析での高速化率とS-76解析での高速化率が異なることから分かる通り、本手法によるホールカット処理削減効果は、格子規模（特に、ホールカット処理を要するセルの総数に対する補間点および膨張領域内セルの割合）に依存する。

以上より、本研究で提案したホールカット処理削減方法を適用することで、従来2週間～1ヶ月/ケースかかっていた回転翼解析を、数日～1週間/ケースに削減することができ、回転翼機設計開発におけるCFD解析コストの大幅な削減が可能となる。

## 6. まとめ

本報では、移動重合格子の主要な課題であるホールカット処理の計算コスト削減のために、新たな高速化

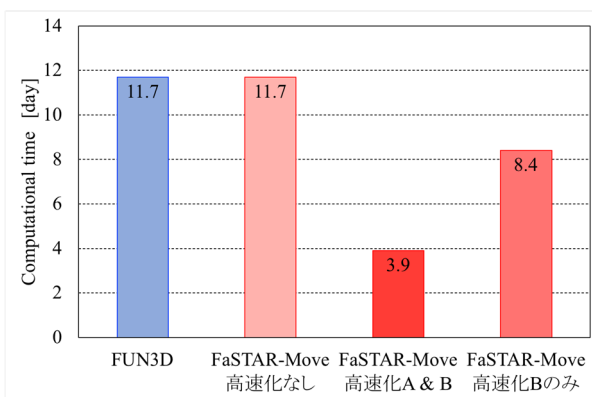


図 14 計算時間比較

手法を提案し、FaSTAR-Moveを用いた検証を実施した。高速化手法Aの1周目のホールカット情報を記憶する方法については、1周目のホールカット処理時間は多少増加するものの、2周目以降の処理を大幅に削減することが可能となり、10周分の総計算時間としては5～7割近く高速化することができることが分かった。一方で、トリム解析においても適用可能な高速化手法Bとして、前ステップのホールカット情報を活用する方法を実装した所、1周分のホールカット処理時間を約2～3割削減でき、10周分の総計算時間として3割近く高速化することが出来た。

これにより、計算コストが高い回転翼解析に対して、1ケースあたり数日～2週間程度での解析を実現するため、eVTOL等の回転翼機設計開発コスト削減への貢献が期待できる。

## 謝辞

本報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ものである。ここに感謝の意を表す。

## 参考文献

- (1) A. M. Wissink, B. Jayaraman, A. Datta, J. Sitaraman, M. Potsdam, S. Kamkar, D. Mavriplis, Z. Yang, R. Jain, J. Lim and R. Strawn, Capability Enhancements in Version 3 of the Helios High-Fidelity Rotorcraft Simulation Code, AIAA Paper 2012 – 0713, 2012.
- (2) E. M. Lee-Rausch, M. Park, E. Nielsen, W. Jones and D. Hammond, Parallel Adjoint-Based Error Estimation and Anisotropic Grid Adaptation for Three-Dimensional Aerospace Applications, AIAA Paper 2005 – 4842, 2005.
- (3) D. Jespersen, T. Pulliam and P. Buning, Recent Enhancements to OVERFLOW (Navier-Stokes Code), AIAA Paper 97 – 0644, 1997.
- (4) L. Cambier, M. Gazaix, S. Heib, S. Plot, M. Poinot, J.-P. Veuillot and J.-F. Boussuge and M. Monotagnac, An Overview of the Multi-Purpose elsA Flow Solver, Aerospace Lab, Vol. 2, 2011.
- (5) N. Kroll, C. C. Rossow, D. Schwamborn, K. Becker and G. Heller, MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design, Proceedings of 23rd International Congress of Aeronautical Sciences, 2022.
- (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) 南部太介, 上島啓司, 布施亮祐, 林謙司, 保江かな子, 非構造格子ソルバFaSTAR-MoveにおけるSliding mesh法およびMixing plane法の研究開発, 第53回流体力学講演会/第39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, 2021.
- (8) 布施亮祐, 保江かな子, 菅原瑛明, 田辺安忠, 回転翼解析に対するFaSTAR-Moveの機能拡張, 第52回流体力学講演会/第38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, 2020.
- (9) A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama, K. Ishiko, M. Hishida, M. Sakashita, and P.R. Lahur, Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR', AIAA Paper 2012-1075, 2012.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) I. S. Men'shov and Y. Nakamura, Implementation of the LU-SGS Method for and Arbitrary Finite Volume Discretization, Proceedings of the 9th Japan Conference on CFD, 1995.
- (13) 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.
- (14) R. K. Jain and M. A. Potsdam, Hover Prediction on the Sikorsky S-76 Rotor using Helios, AIAA Paper 2014 - 0207, 2014.
- (15) R. P. Marpu, L. N. Sankar, T. A. Egolf, N. Hariharan, Analysis of a Rotor in Hover using Hybrid Methodology, AIAA Paper 2014 - 210, 2014.
- (16) M. K. Jung, J. Y. Hwang and O. J. Kwon, Assessment of Rotor Aerodynamic Performances in Hover Using an Unstructured Mixed Mesh Method, AIAA Paper 2014 - 0042, 2014.
- (17) N. Hariharan, A. Egolf, R. Narducci, and L. Sankar, Helicopter Rotor Aerodynamic Modeling in Hover: AIAA Standardized Hover Evaluations, AIAA Paper 2015 - 1242, 2015.
- (18) D. T. Balch and J. Lombardi, Experimental Study of Main Rotor Tip Geometry and Tail Rotor Interactions in Hover. Vol.1 -Text and Figures, NASA-CR-177336, 1985.
- (19) D. T. Balch and J. Lombardi, Experimental Study of Main Rotor Tip Geometry and Tail Rotor Interactions in Hover. Vol.2 - Run Log and Tabulated Data, NASA-CR-177338, 1985.
- (20) J. N. Abras, Comparison of CFD Hover Perditiions on the S-76 Rotor, AIAA Paper 2015-1711, 2015.
- (21) 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.
- (22) J. C. Vassberg, E. N. Tinoco, M. Mani, B. Rider, T. Zickuhr, D. W. Levy, O. P. Brodersen, B. Einfeld, S. Crippa, R. A. Wahls, J. H. Morrison, D. J Mavriplis, M. Murayama, Summary of the Forth AIAA CFD Drag Predictions Workshop, AIAA Paper 2010 - 4547, 2010.