

移動重合格子ソルバを用いた 火星探査ヘキサコプタ“HAMILTON”のロータ周りの空力特性調査

岸 祐希^{*1}, 金崎 雅博^{*1}, 杉浦 正彦^{*2}, 田辺 安忠^{*2}, 大山 聖^{*3}, 佐藤 允^{*4}
^{*1} 東京都立大学, ^{*2} 宇宙航空研究開発機構, ^{*3} 宇宙科学研究所, ^{*4} 工学院大学

Numerical Investigation of Aerodynamic Characteristics around Hexacopter “HAMILTON” for Martian Exploration Using Moving Overlapped Grid

KISHI Yuki, KANAZAKI Masahiro, SUGIURA Masahiko, TANABE Yasutada,
Oyama Akira, SATO Makoto

ABSTRACT

In this paper, aerodynamic characteristics around the blade of the hexacopter “HAMILTON (HexAcopter for Martian pIt crater exploraTiON)” for Mars exploration are investigated to obtain design knowledge regarding multicopter drone flying in Martian atmosphere. Reynolds-averaged Navier-Stokes simulation with the moving overlapped grid was employed for aerodynamic evaluation of two cases; one is hexa-rotor case and the other is single rotor case in order to compare single rotor case and hexa-rotor case and reveal unique characteristics of multirotor case. According to computational results, in both cases, hexa-rotor and single rotor, the maximum figure of merit could be observed at higher hovering thrust conditions. It is suggested that the baseline blade geometry could generate thrust efficiently at higher thrust conditions. The flow structure around the hexa-rotor can be classified into three groups; turn-in side where the flow was drawn the inside by blades rotation, turn-out side where the flow was put out to the outside by blades rotation, and the center side which was located between the turn-in and turn-out sides. The rotors of the center side took the low figure of merit compared with the other rotors because of aerodynamic interference from the turn-in side and the turn-out side rotors. Therefore, the total figure of merit of all rotors increased when the distance among rotors is increased.

1. 序 論

火星は自転周期が地球に近いこと、地軸の傾きによって季節が存在すること、大気が存在し水が存在した可能性があることなど、地球との類似点が指摘されている。そのため火星探査やそれに関する研究は盛んに行われている。米国では NASA のジェット推進研究所 (Jet Propulsion Laboratory: JPL) が Mars 2020 と名付けた探査プログラムが実施された。2020 年 7 月 30 日に探査機を搭載したロケットが打ち上げられ、2021 年 2 月 18 日に火星に無事着陸した。このミッションではローバ “Perseverance” による地表探査に加えて、第 1 図に示すヘリコプタ “Ingenuity”¹⁾ による飛行実証試験を行った。Ingenuity は同軸反転ロータを持ったヘリコプタである。Ingenuity の初飛行は同年 4 月 19 日に実施され、垂直離陸、高度 3 m への上昇、ホバリング、降下、垂直着陸に成功した。この飛行は他惑星における人類初の動力飛行となった。

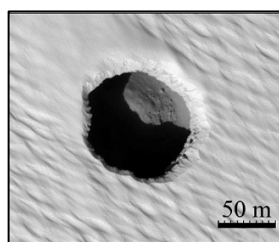
火星地表には第 2 図に示すような大きな縦穴が複数存在することが NASA の観測によって分かっている。この穴の内部は適温で地表に降り注がれる放射線も遮蔽できることから、生物が発見される可能性がある²⁾。また、将来有人探査を行う際の拠点にもなり得ることから、2030 年ごろ実施予定の火星着陸探査では日本独自の地下空洞直接探査が提案されている³⁾。縦穴や地下空洞の探査にあたっては、平面上の走行しかできないローバでは限界がある。そこで、前進、後進、ホバリング、垂直移動など立体的で複雑な飛行ができる回転翼機による探査が有望である^{4,5)}。しかしながら火星の大気密度は地球の 1.36 %、音速は地球の 72 % であり、回転翼探査機は地球より空力的に不利な環境で飛行しなければならない。したがって、探査用回転翼機の開発にあたっては、地球での設計知見をそのまま活かすことは難しい。

こういった背景から JAXA, ISAS, 東京都立大学, 工学院大学は共同で火星縦穴探査を対象に、回転翼機を用いた

ミッション達成に向けた検討を行っている⁶⁾。回転翼機はヘキサコプタ (6 ロータ) として設計され、HAMILTON (HexAcopter for Martian pIt crater exploraTiON) と名付けられている。HAMILTON のイメージ図を第 3 図に示す。各ロータ独立に制御することで転倒や突風にも十分耐えられるようにしている⁷⁾。また周囲にロータを配置することで、中央に大面積の太陽電池を取り付けられるようにしている。

マルチコプタ型の小型ドローンの空力に関する研究はこれまでもいくつか報告例がある^{8,9)}。Hwang らは重合格子法とレイノルズ平均ナビエーストックス方程式 (Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulation : RANS) によって、クアドコプタ型ドローンのホバリング時と前進飛行時の空力を調査した⁸⁾。ホバリング時はロータ同士の空力相互干渉によってシングルコプタ形態よりも強い吸い込みが引き起こされることが確認された。前進飛行時は、上流側のロータが引き起こす翼端渦と吹き下ろし流が下流側の流れに強く干渉することによって、推力に局所的な変動が生じることがわかった。また Shukla らによって、ふたつのロータが近接した際の空力干渉について、ステレオ PIV 法を用いた風洞試験による詳細な調査が行われた⁹⁾。実験によって、レイノルズ数が低くロータ間距離が短いとき、ロータ同士の空力干渉に伴う性能低下が発生することなどが観測された。しかしながらこれらの知見はあくまで地球での運用を想定したものであり、火星環境下におけるマルチロータ型ヘリコプタのロータ周りの空力を扱った研究例は少ない。火星探査用マルチロータ機を設計するにあたっては、火星環境下でのロータ周りの空力に関する知見が必要不可欠である。

そこで本研究では 6 ロータタイプの HAMILTON を対象として、火星環境下におけるマルチロータ型ヘリコプタのロータ周りの空力評価を移動重合格子法に基づく数値流体力学 (Computational fluid dynamics : CFD) によって行う。

第1図 NASAが開発した火星ヘリコプタ“Ingenuity”¹⁾第2図 NASAが公開した火星縦穴の様子²⁾

第3図 著者らが検討中の火星縦穴探査機“HAMILTON”

2. 空力評価手法

2.1 移動重合格子法

回転するロータブレードを模擬するため移動重合格子法を用いた。計算格子は第4図のように、ロータブレードとその周りを覆うブレード格子、ロータの回転領域を覆う内側背景格子、外部境界まで覆う外側背景格子で構成されていて、いずれも構造格子である。ブレード格子が回転して、Trilinear 補完法¹⁰⁾に基づいたデータ受け渡しを背景格子と行いながら計算が進行する。内側背景格子を細分化すると局所的に高解像度化することができ、ロータの後流やロータ同士の空力干渉を詳細に捉えることができる。したがって、本研究では内側背景格子のメッシュサイズを小さめに作成した。

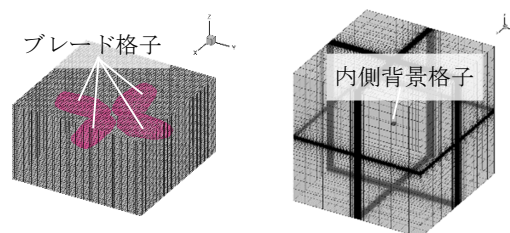
2.2 支配方程式

第1式に示す3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解く。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\partial\Omega} \{\mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \mathbf{G}(\mathbf{Q})\} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

ここで \mathbf{Q} は保存ベクトル、 \mathbf{F} は非粘性流束ベクトル、 \mathbf{G} は粘性流束ベクトル、 \mathbf{n} は法線ベクトルを表す。数値流束関数には、Simple Low-dissipative AUSM (SLAU)¹¹⁾を3次元移動重合格子に適用できるように拡張させた modified SLAU (mSLAU)¹²⁾を用いる。mSLAUは全速度スキームであるため、局所的な流速が低速から遷音速まで大きく変化する回転翼の計算に適している。空間離散化には Fourth-order Compact MUSCL TVD (FCMT)¹³⁾を用いた。時間積分法についてはブレード格子の Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法と Dual-Time-Stepping (DTS)法¹⁴⁾を、背景格子には4

次精度の Runge-Kutta 法¹⁵⁾をそれぞれ用いた。CFD ソルバには JAXA 開発の rFlow3D^{12,16)}を用いた。rFlow3D による計算は JAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) 及び JAXA Supercomputer System Generation 3 (JSS3)で行った。

第4図 計算格子の概形
(a) 内側背景格子 (b) 外側背景格子

3. 計算対象の諸元と計算条件

3.1 計算対象の諸元

本研究では、火星縦穴の探査に向けて現在 JAXA, ISAS, 都立大, 工学院大が共同で開発を進めている HAMILTON をベースに計算を行う。HAMILTON の諸元を第1表に示す。一般に飛行高度が地表近傍でない場合、胴体からロータへの空力干渉は小さいと考えられることから、計算対象はロータブレードのみとする。HAMILTON のブレード平面形は一緒に火星へ行く探査ローバ¹⁷⁾に収納できるような形状に設計され、スパン方向の捩じり角分布はホバリング性能を向上させるべく Figure of Merit を最大化する最適設計によって決定した⁹⁾。ブレード平面形の概形と捩じり分布を第5図に示す。翼型はスパン方向に一樣で、NASA の Ingenuity も採用している CLF5605¹⁸⁾を用いた。CLF5605 の概形を第6図に示す。

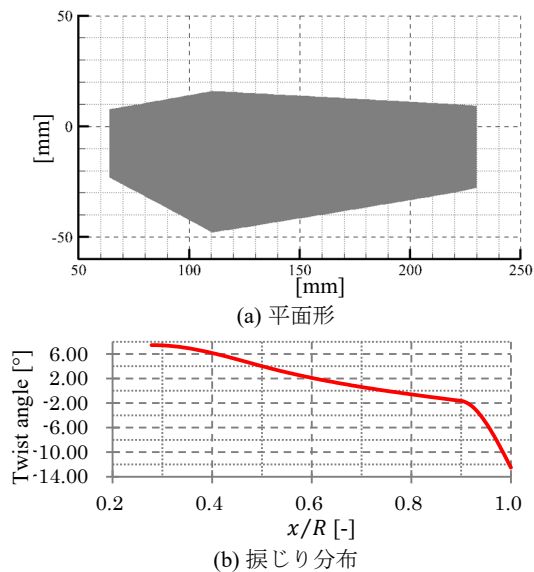
本研究ではヘキサロータ形態での評価を中心に行うが、比較のためシングルロータでの評価も行った。ヘキサコプタ形態は空力のロータ配置依存性を調査するため、Baseline 配置、Close 配置、Invert 配置、Hexagon 配置の4形態を評価した。Baseline 配置と Close 配置、Hexagon 配置のロータ配置図を第7図に示し、それぞれのロータ名を図のように定義する。Baseline 配置、Close 配置は互いのブレードが衝突しないよう、Rotor 3, 6を Rotor 1, 2, 4, 5の下方118.4 mmの位置に配置した。Invert 配置のロータ水平配置は Baseline 配置と同じで、Rotor 3, 6は Rotor 1, 2, 4, 5の上方118.4 mmの位置に配置、つまり Baseline の上下関係を反転させたものである。Hexagon 配置のロータは全て同一平面上にあり各ブレードの回転領域も重複しない。いずれの形態も各ロータは第7図のように互い違いの方向に回転させるが、初期状態は同位相である。

3.2 計算条件

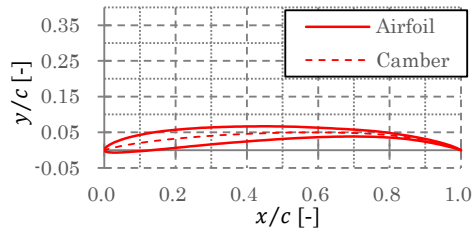
本研究で用いた火星の大気条件とホバリング時におけるブレードの運転条件を第2表、第3表にそれぞれ示す。プラントル数は計算結果を今後実施予定の風洞試験と比較するため、風洞試験の条件と同一にした。計算格子は第4表のように作成した。ヘキサコプタ形態においては、6つのロータが均等に所定の推力となるように、ブレード回転数はそのままに各ピッチ角を制御する。

第1表 HAMILTON の諸元

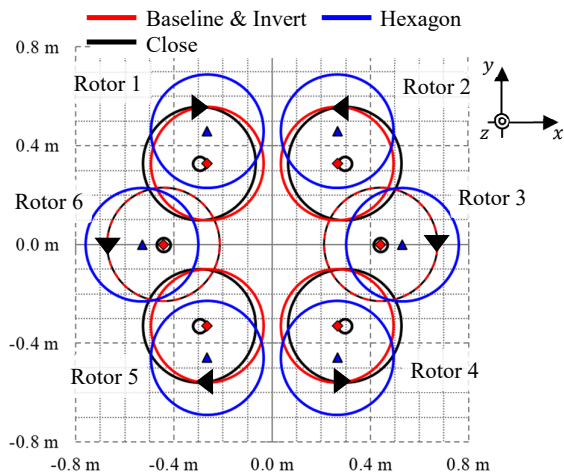
サイズ (展開時)	1344 mm × 1116.9 mm × 241.9 mm
全備重量	3.0 kg
ペイロード	1.1 kg
ロータ直径	460 mm
ブレード代表コード長	48 mm



第 5 図 HAMILTON の平面形と捩り分布の概形



第 6 図 CLF5605 翼型の概形



第 7 図 ヘキサコプタ形態のロータ配置図

第 2 表 火星の大気条件

密度	[kg/m ³]	0.017
温度	[K]	223.2
ガス定数	[J/(kg·K)]	188.9
比熱比	[-]	1.289
粘性係数	[Ns/m ²]	1.1300×10 ⁻⁵
動粘性係数	[m ² /s]	6.6471×10 ⁻⁴
静圧	[Pa]	716.6
音速	[m/s]	233.099
プラントル数	[-]	0.72

第 3 表 ブレードの運転条件 (ホバリング時)

回転数	[RPM]	7452
翼端マッハ数	[-]	0.77
Re 数 (音速基準)	[-]	3.5068×10 ⁵
推力	[N]	1.86×6

第 4 表 各ケースの格子点数

	シングルロータ	ヘキサロータ
ブレード背景格子	(105×133×65)×4	(105×133×65)×24
内側背景格子	135×135×79	353×301×105
外側背景格子	169×169×141	277×251×153
総格子点数	約 900 万点	約 4,400 万点

4. 結果と考察

4. 1 シングルロータ形態での評価

推力係数とトルク係数におけるプロペラピッチ角スイープ線図を第 8 図に示す。ホバリングに必要なトリムピッチ角は 11.2°で、その時の Figure of Merit は 0.507 であった。推力係数はピッチ角 30°付近で最大となり、このとき約 0.047 となる。一方でトルク係数はピッチ角を 30°以上大きくしても増加傾向が続くと思われる。Figure of Merit はピッチ角 16°近傍で、最大値約 0.566 をとる。

第 9 図にホバリング時と Figure of Merit 最大時におけるブレード表面 C_p 平均場、第 10 図に半径方向の局所空力係数分布を示す。第 10 図より、ホバリング時と Figure of Merit 最大時を比べるとピッチ角の違いにより空力係数の大きさは異なるものの、半径方向の係数分布傾向は両者変わらないことがわかる。翼根部分は翼中央に比べると局所揚力係数も局所抗力係数も大きい。これは第 5 図のとおり、翼根の方が捩り下げが小さくなっているためである。 $r/R = 0.9$ 近傍で局所揚力係数と局所抗力係数共に極大を取っているが、これは第 9 図の下面 $r/R = 0.9$ 近傍の後縁でみられる強い正圧によるものと思われる。

第 11 図にホバリング時と Figure of Merit 最大時それぞれにおける Q 値¹⁹⁾の等値面を示す。Q 値は速度勾配テンソルの第二不変量を表しており、この値の等値面を見ることで渦構造を把握することができる。第 11 図(a)(b)ともに翼端渦とそれに直交する縦渦が見られる。この縦渦はロータ下方に生じる吹き下ろし流と静止した気体との速度差で生じた渦構造ではないかと思われる。翼端渦はホバリング時、下方にいくにつれ崩壊していくが、Figure of Merit 最大時は崩壊せずに残っている。これは Figure of Merit 最大時のプロペラピッチ角がホバリング時より大きく、より大きな揚力をブレードが生み出しているためである。

4. 2 ヘキサロータ形態での評価

4. 2. 1 Baseline 配置の考察

ホバリング時における Baseline 配置のブレードピッチ角及び Figure of Merit を第 12 図に示す。図中の Average は Rotor 1 から Rotor 6 までの全ロータの平均値、Single はシングルロータ形態における値である。シングルロータ形態と Baseline 配置を比べると、Baseline 配置のどのロータよりもシングルロータ形態のロータの方が、ホバリングピッチ角が小さく、Figure of Merit も大きい。Baseline 配置の平均 (図中の Average) と比較すると、シングルロータ形態はホバリングピッチが Baseline より約 1.2°小さく、Figure of Merit は約 0.034 大きい。このことから、ヘキサコプタ形態では各ロータの性能がロータ単体時の性能より低下してしまっていることがわかる。

第 12 図より、6 つのロータはブレードピッチ角や Figure of Merit の大きさから Rotor 1 と 2, Rotor 3 と 6, Rotor 4 と 5

の3つのグループに分けることができる。このことは第13図のように、ロータブレードの回転によって機体の中心に流れが入り込む Turn-in side (Rotor 1 と 2)、機体中央の Center side (Rotor 3 と 6)、機体中央から外へ流れが出ていく Turn-out side (Rotor 4 と 5) の3つに幾何的に分類できることと一致する。第14図にホバリング時におけるy軸断面の鉛直方向の鉛直方向速度場を示す。図より Turn-in side ではロータ同士に挟まれた空間に大きな擾乱が見られないが、Center side、Turn-out side と下流にいくにつれて上流のブレードが引き起こした回転流が伝わって擾乱が大きくなっていくことがわかる。第15図にホバリング時におけるx軸断面の鉛直方向の鉛直方向速度場を示す。第15図(a)より、Center side にある Rotor 3 は Rotor 4 と 5 の吹き下ろし流に晒されており、これによって規定の推力を出すためのホバリングピッチ角が Turn-in side Turn-out side のロータより高くなり、Figure of Merit も低下したことがわかる。

第16図に Baseline 配置におけるブレードピッチ角、トルク係数、Figure of Merit の推力係数スイープ曲線をそれぞれ示す。第12図と同様に図中の Average は全ロータの平均値、Single はシングルロータ形態における値である。Baseline 配置の Figure of Merit 最大値 (全ロータの平均) は約 0.518 ($C_T = 0.030$) で、シングルロータ形態の最大値より約 0.048 低い結果となった。ヘキサロータ形態もシングルロータ形態と同様にホバリング状態より高推力側に Figure of Merit のピークがあるため、ホバリング以上の推力を出しても効率よく飛行ができ、十分な推力の余裕を期待できる。第16図より各ロータを比べると、いずれの推力係数でも Center side である Rotor 3 のブレードピッチ角とトルク係数が他のロータのものより大きく、Figure of Merit は低くなっている。ブレードピッチ角とトルク係数、Figure of Merit 共に推力係数が大きくなるにつれて Average と Center side にある Rotor 3 との差は増大していく。推力係数が大きいということはブレードで生じる揚力が大きいということなので、これによって翼端渦や吹き下ろし流が強くなる。第15図(a)と(b)を見比べても、Figure of Merit 最大時の方が Center side にある Rotor 3 が受ける Rotor 2 や Rotor 4 による吹き下ろし流の速度が速くなっていることがわかる。第17図にヘキサロータ形態における Q 値の等値面を示す。ホバリング状態の Rotor 3 では第17図(a)のように、シングルコプタ形態 [第11図(a)] と同様に翼端渦に対して垂直な縦渦が見られる。Figure of Merit 最大時 [第11図(b)] においてこの縦渦は崩壊してしまっており、このことから推力係数が増えると Rotor 2 や Rotor 4 からの空力干渉が強くなることが伺える。したがって、推力係数増大時にはこの空力干渉の影響で、Center side ロータの Figure of Merit 低下が著しくなったと考えられる。

4. 2. 2 ロータ配置位置に関する考察

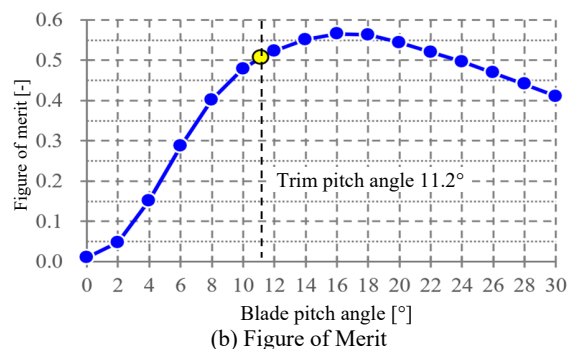
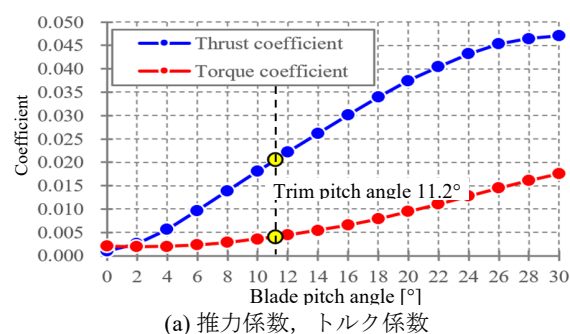
第12図(b)より、6つのロータ全体でみた Figure of Merit は Hexagon 配置、Close 配置、Baseline 配置、Invert 配置の順に大きくなっている。Hexagon 配置は上から見てロータの回転領域が重複せず、第15図(e)のように他ロータが引き起こす吹き下ろし流の影響を受けないので、ロータ同士を比べた時の Figure of Merit の差が大きいものでも 0.002 以内に留まっている。これにより各ロータで均一に性能を引き出せ、6つのロータ全体でみた Figure of Merit が最も高い配置となったと考えられる。しかしながら、Hexagon 配置は第7図のように上から見た投影面積が最も大きな配置となっており、機体のカプセル収容性に難がある。

Close 配置は第7図の通り上から見ると、下方にある Center side のロータと上方にあるロータと重複する部分の面積が Baseline 配置に比べ少ない。そのため第15図(a)(c)に

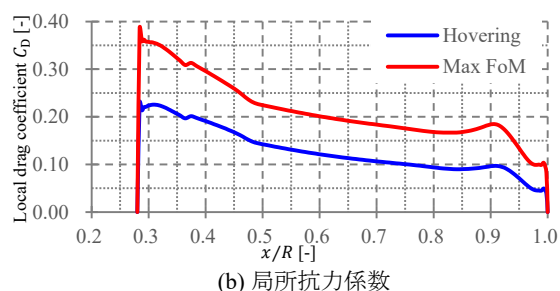
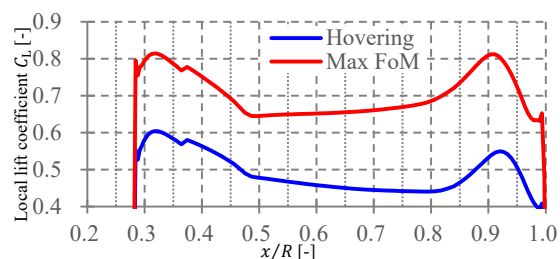
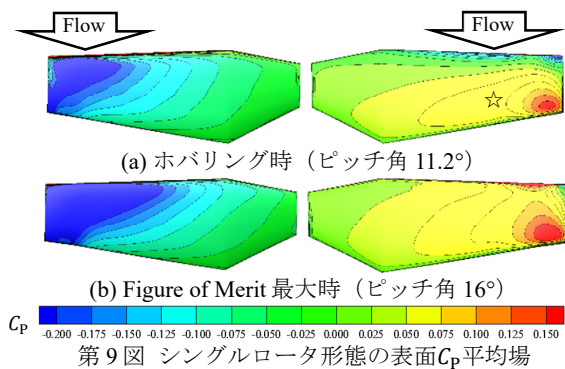
示されるように、Close 配置の Rotor 3 は Baseline 配置の Rotor 3 より Rotor 2 や Rotor 4 の吹き下ろし流の影響を受けていない。第17図(c)において Close 配置の Rotor 3 の回転で生じた翼端渦に対して垂直な縦渦が崩壊せずに残っていることから、Rotor 2 や Rotor 4 から受ける空力干渉が Baseline に比べて低減できていることがわかる。これによって Close 配置の Rotor 3 は Baseline 配置より低いブレードピッチ角でホバリング推力を発生させることができ、推力発生に必要なトルク係数が下がって Rotor 3 単体における Figure of Merit が約 0.023 大きくなった。一方で Rotor 1, 2, 4, 5 の Figure of Merit は Baseline 配置より悪化している。これは Rotor 1 と Rotor 2, Rotor 4 と Rotor 5 間の距離が Close 配置は Baseline 配置より近くなっているため、これら同士の空力干渉が強くなったことが原因とみられる。ただ Rotor 1, 2, 4, 5 の Figure of Merit 性能低下より Rotor 3, 6 の Figure of Merit 性能向上の方が大きいため、6つのロータ全体でみると Close 配置は Baseline 配置より Figure of Merit が約 0.013 大きく、Hexagon 配置に迫る性能となった。上から見た投影面積も Baseline 配置よりも小さくなっており、カプセルの収納性でも Baseline 配置より優れていると言える。

Invert 配置は Center side のロータが他の4つのロータより上方にあるため、第15図(d)のように Invert 配置の Rotor 3 は Rotor 2 や Rotor 4 の吹き下ろし流の影響を受けておらず、これによって、第12図のように Invert 配置の Rotor 3 は Baseline 配置に比べてホバリングピッチ角が約 1.45° 小さくなり、Figure of Merit が約 0.022 向上した。逆に Invert 配置の Rotor 1, 2, 4, 5 は Center side のロータの吹き下ろし流に晒されることになり、Baseline 配置に比べてホバリングピッチ角が 0.4° から 1° 程度大きくなり、Figure of Merit も 0.005 から 0.010 程度悪化した。Center side のロータの性能向上量が他のロータの性能悪化を上回ることができず、結果としてロータ全体でみた平均の Figure of Merit は Baseline 配置より約 0.001 小さくなった。

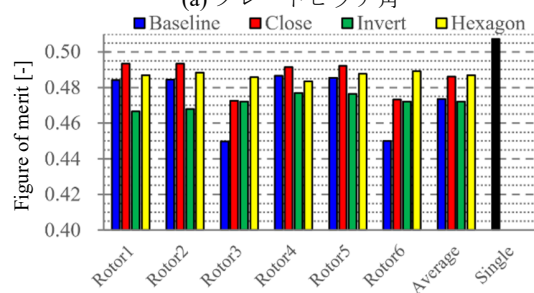
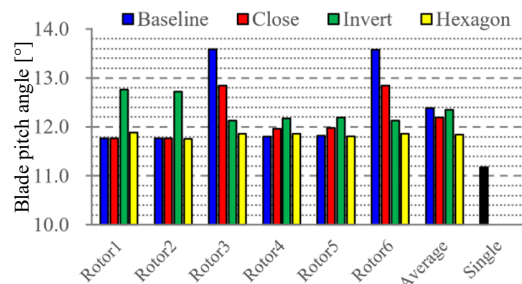
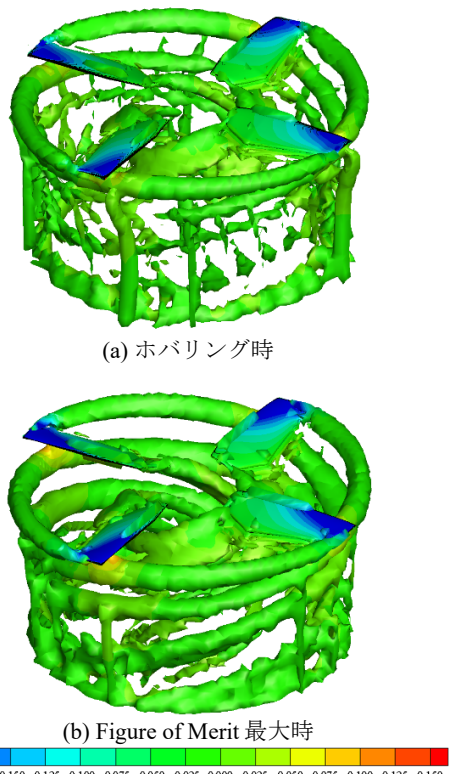
以上のことから Figure of Merit の向上を考えると、性能低下の著しい Center side のロータの配置の改善を優先すべきであるが、その際に他のロータの性能を極力悪化させないよう配慮することが重要であると言える。



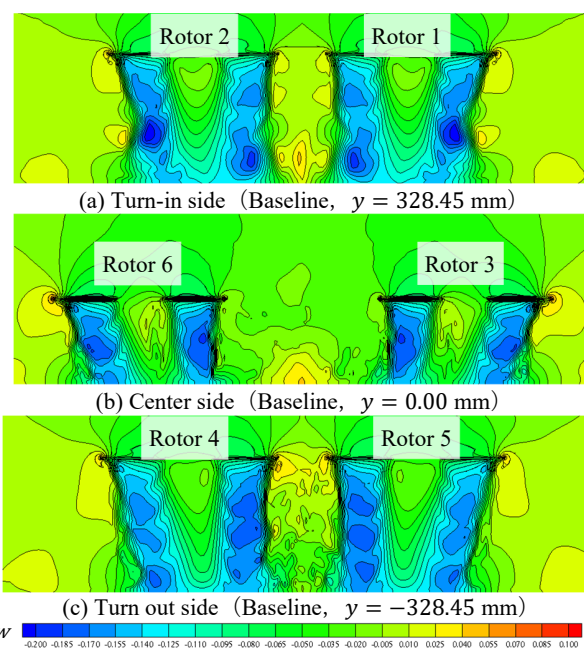
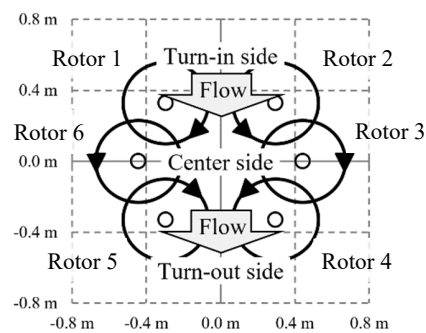
第8図 シングルロータ形態のピッチ角スイープ曲線

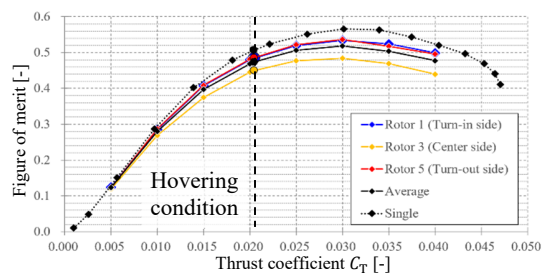
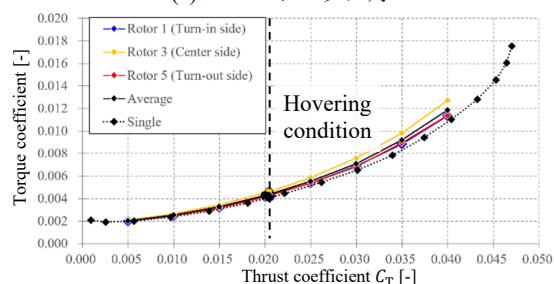
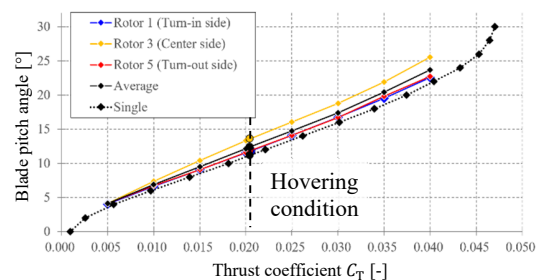
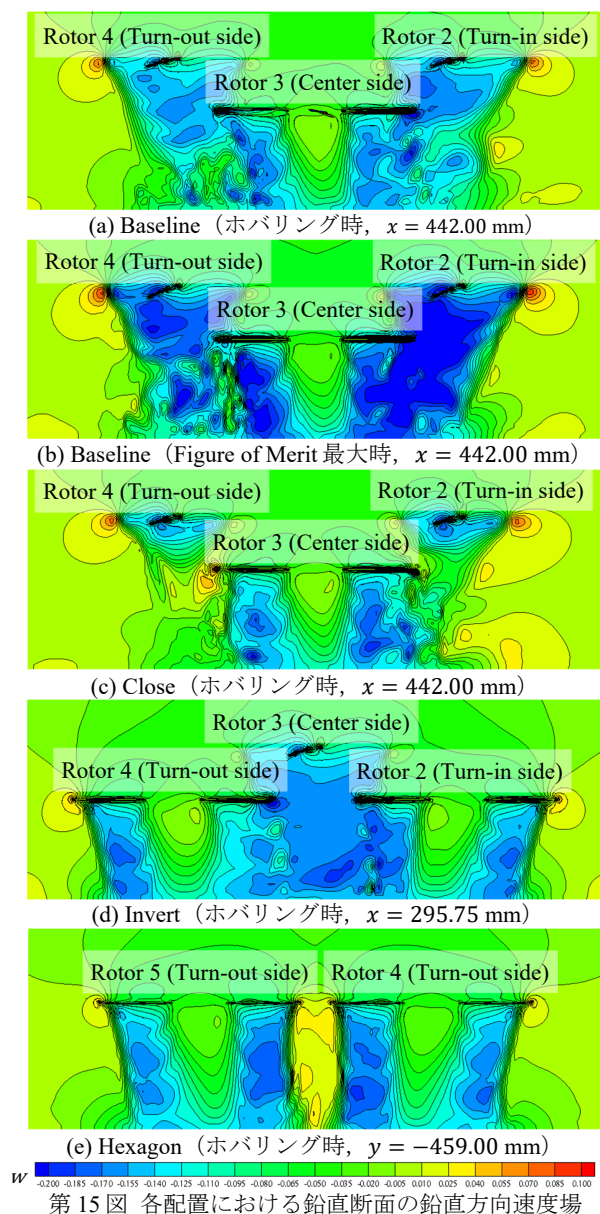


第 10 図 半径方向の各種空力係数分布

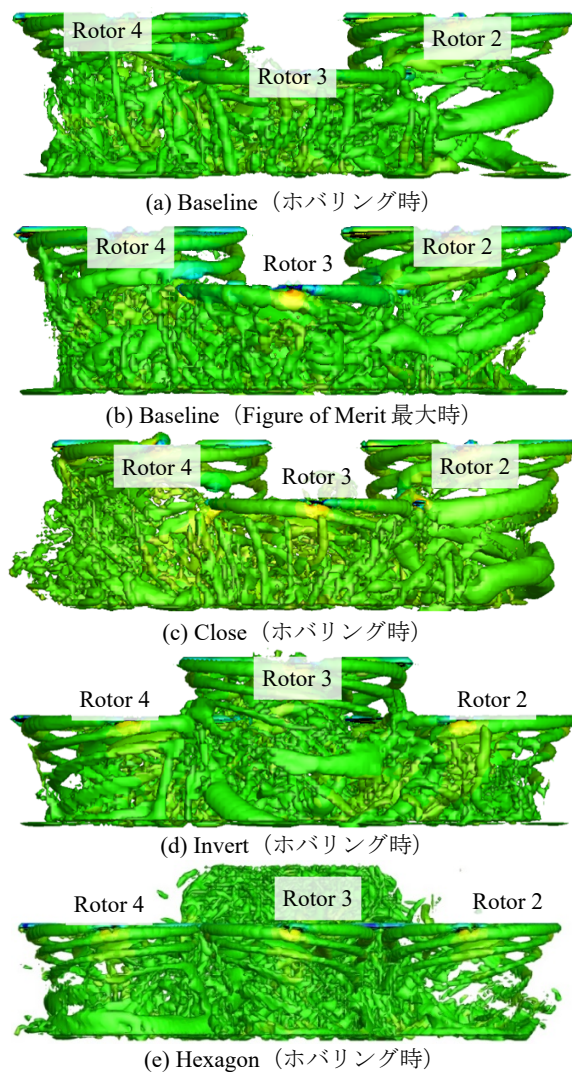


第 12 図 ヘキサコプタ形態の空力性能 (ホバリング時)





第 16 図 Baseline における推力係数スイープ曲線



5. 結 論

JAXA, ISAS, 都立大, 工学院大で検討している火星縦穴探査ヘキサコプタ“HAMILTON”に対して移動重合格子法に基づく CFD を行い, 火星探査マルチコプタの設計に必要な火星環境下でのロータ周りの空力に関する知見を獲得した. 空力計算はシングルロータ形態とヘキサロータ形態 (Baseline 配置) それぞれ行い, マルチロータとなった時に個々のロータの流れ場や空力性能がどう変わるか考察した.

シングルロータ形態とヘキサロータ形態共にホバリング状態より高推力側に Figure of merit のピークがあることがわかった. このことはホバリング以上の推力を出しても効率

よく飛行ができることを示唆している。ヘキサロータ形態における個々のロータの Figure of merit はシングルロータ形態時に比べて低下するが、ロータの位置によってその低下具合が異なることがわかった。6 つのロータは、ロータブレードの回転によって機体の中心に流れが入り込む Turn-in side, 機体中央の Center side, 機体中央から外へ流れが出ていく Turn-out side の 3 つに分けることができ、Center side のロータの性能低下が最も著しかった。これは Turn-in side と Turn-out side のロータが、Center side のロータに対して上方にあることで、Center side のロータが Turn-in side と Turn-out side のロータが引き起こす吹き下ろし流の影響を強く受けるためである。

次に、ヘキサコプタにおける Figure of Merit の配置依存性を調査するため、Baseline 配置に加え Close 配置、Invert 配置、Hexagon 配置の 3 形態を評価し、比較を行った。同一平面の六角形の頂点位置に各ロータを配置した Hexagon 配置が、吹き下ろし流の影響を受けずに済むため最も Figure of Merit が高くなった。次に Turn-in side と Turn-out side のロータを内側に寄せて Center side との距離を離れた Close 配置が高い Figure of Merit を示しており、Baseline 配置を優越していた。これは Center side のロータが他のロータからの吹き下ろし流の影響が少なくなったことによる性能向上が主な原因とみられる。また、Close 配置はカプセルへの収納性の観点でも優れていた。Baseline 配置のロータ配置の上下を反転させた Invert 配置は、Center side のロータの性能は改善するものの、他のロータが Center side のロータによる吹き下ろし流の影響で性能が低下し、結果として全体の Figure of merit は低下してしまった。したがって、Figure of merit の向上を考えると、性能低下の著しい Center side のロータの配置の改善を優先すべきであるが、その際に他のロータの性能を極力悪化させないよう配慮する必要があることがわかった。

今後は本研究で得た知見をもとにして HAMILTON のさらなる空力性能向上を目指して、ロータ配置やロータブレード形状の最適化を実施していく予定である。

謝 辞

本研究で使用した空力ソルバ rFlow3D の実行や計算格子生成を行うにあたり、JAXA 航空技術部門 航空システム研究ユニット 高速回転翼機システムセクションの菅原瑛明氏及び木村桂大氏に多くの有益な助言を戴きました。深く感謝致します。また、rFlow3D の実行にあたっては JAXA のスーパーコンピュータである JAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) 及び JAXA Supercomputer System Generation 3 (JSS3) にて利用させていただきました。計算環境を提供してくださった JAXA 研究開発部門 第三研究ユニットの皆様はこの場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- 1) Grip, H. F., Lam, J., Bayard, D. S., Conway, D. T., Singh, G., Brockers, R., Delaune, J. H., Matthies, L. H., Malpica, C., Brown, T. L., Jain, A., San Martin, A. M., and Merewather, G. B., "Flight Control System for NASA's Mars Helicopter", AIAA Paper 2019-1289, 2019.
- 2) Cushing, G. E., Okubo, C. H. and Titus, T. N., "Atypical pit craters on Mars: New insights from THEMIS, CTX, and HiRISE observations", Journal of Geophysical Research: Planets, Vol.120, No.6, pp. 1023-1043, 2015.
- 3) Haruyama, J., Kawano, I., Iwata, T., Nishibori, T., Yamamoto, Y., Otsuki, M., Sakurai, M., Shimada, K. and the UZUME research group, "Japan's Exploration of Holes and Caves on the Moon and Mars – UZUME Project", 2nd International Planetary Caves Conference, LPI Contribution No. 1883, p.9012, 2015.
- 4) 青木理紗子, 大山聖, 藤田昂志, 永井大樹, 加納健佑, 井上菜生, 曾我部崇, 金崎雅博, : 火星の縦孔探索のためのヘリコプターの概念設計, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2B12, 新潟, 2017 年.
- 5) Aoki, R., Oyama, A., Fujita, K., Nagai, H., Kanou, K., Inoue, N., Sokabe, S., Kanazaki, M., Tomisawa, K., and Uwatoko, K., "Conceptual Helicopter Design for Exploration of Pit craters and Caves on Mars", AIAA Paper 2018-5362, 2018.
- 6) 杉浦正彦, 田辺安忠, 菅原瑛明, 竹川国之, 大山聖, 佐藤允, 金崎雅博, 岸祐希: 火星ヘリコプタ用ロータブレード平面形状の空力最適設計, 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 2020 オンライン, 2B02, オンライン, 2020 年.
- 7) Yonezawa, K., Yoshida, N., Sugiyama, K., Tokutake, H., Tanabe, Y. and Sunada, S., "Development of a Multicopter with Ducted and Variable Pitch Rotors", 5th Asian/Australian Rotorcraft Forum, 2016.
- 8) Hwang, J. Y., Jung M. K. and Kwon, O. J., "Numerical Study of Aerodynamic Performance of a Multirotor Unmanned-Aerial-Vehicle Configuration", Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 3, 2014, pp.839-846.
- 9) Shukla, D. and Komerath, N., "Multirotor Drone Aerodynamic Interaction Investigation", Drones, Vol. 2, No. 4: 43, 2018.
- 10) Haynes, A. L. and Parnell, C. E., "A Trilinear Method for Finding Null Points in a Three-Dimensional Vector Space", Physics of Plasmas, Vol. 14, No. 8, 2007.
- 11) Shima, E. and Kitamura, K., "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds", AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, 2011, pp.1693-1709.
- 12) 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, 2009.
- 13) Yamamoto, S. and Daiguji, H., "High-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressive Euler and Navier-Stokes Equations", Computers & Fluids, Vol. 22, No. 2/3, 1993, pp.259-270.
- 14) Zhang, L. P. and Wang, Z. J., "A Block LU-SGS Implicit Dual Time Stepping Algorithm for Hybrid Dynamic Meshes", Computers & Fluids, Vol. 33, No. 7, 2004, pp.891-916.
- 15) Arnone, A., Liou, M. S., and Povinelli, L. A., "Multigrid Time-Accurate Integration of Navier-Stokes Equations", NASA TM-106373, 1993.
- 16) Tanabe, Y. and Sugawara, H., "Aerodynamic Validation of rFlow3D Code with UH-60A Data Including High Advance Ratios", 41st European Rotorcraft Forum 2015, Munich, 2015.
- 17) Ishigami, G., Fujita, K., Hatakenaka, R., Toyota, H., Sato, T., Takai, M. and Nonomura, T., "Mission Scope Definition and Preliminary Design Study of Mars Surface Exploration Rover", 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS 2015), 2015.
- 18) Koning, W. J., Romander, E. A. and Johnson, W., "Optimization of Low Reynolds Number Airfoils for Martian Rotor Applications Using an Evolutionary Algorithm", AIAA Paper 2020-0084, 2020.
- 19) Hunt, J. C. R., Wray, A. and Moin, P., "Eddies, Streams, and Convergence Zones in Turbulent Flows", Proceedings of the Summer Program 1988, Center for Turbulence Research, pp. 193-208, 1988.