

3C04 火星マルチコプタロータの回転方向がロータ間 空力干渉に及ぼす影響

○大西龍汰郎（東京大学），大山聖（ISAS/JAXA）

The effect of the rotation direction of Mars multirotor blades on aerodynamic interference between rotors

Ryutaro Onishi (The university of Tokyo), Akira Oyama (JAXA)

Key Words : CFD, Flow Visualization, Wake

Abstract

This study investigates the effect of rotor rotational direction on aerodynamic interference between rotors in Mars environment using computational fluid dynamics (CFD). The objective is to evaluate how the combination of rotor axial spacing and rotation direction influences rotor performance. Simulations were conducted under various thrust coefficients and rotor tip Mach numbers. The results show that when the rotor spacing is small, counter-rotation improves the performance of the lower rotor, whereas in cases of larger spacing, co-rotation yields better performance. It was also revealed that changes in the swirling component of the flow due to rotation direction have a significant impact on rotor performance. These findings suggest that the swirl recovery effect plays a critical role in determining the Figure of Merit (*FM*). This study provides valuable insights for the efficient aerodynamic design of Mars multicopter.

1. 結論

1. 1. マルチコプタを用いた火星探査

NASAの開発した火星ヘリコプタ”Ingenuity”の歴史的な成功を受け、ロータクラフトを用いた火星探査への注目が高まっている。ロータクラフトは広範囲かつ急峻な地形を探査可能であり、ローバーやオービターでは探査が困難であった地域を探査できる可能性を秘めている。日本でも、JAXAを中心としてロータクラフトを用いた火星の縦孔探査計画が検討されている。火星の縦孔とは、図1に示すような直径50から300 m、深さ100 mほどのクレーターである[1]。図2は縦孔の形成メカニズムを示した図であり、縦孔内部には地下空洞が存在する。火星表面は平均気温が氷点下40度ほどで、常に紫外線や放射線に晒されるため、生命が存在するには非常に過酷な環境である。しかし、地下空洞は比較的平均気温が高く、温度変化も安定しており、紫外線や放射線が届きにくいと予想されている。そのため、地下空洞は液体の水や生命が存在する可能性の高いエリアとして注目されている。杉浦ら[2]は縦孔探査に向けたロータクラフトの概念設計を行っており、図3が概念図である。本機体は機体の安定性をなどを考慮し、6基のロータを搭載したマルチコプタ型になっている。詳細なミッションは検討中だが、ローバーに載せて縦孔付近まで機体を運搬したのちに、縦孔上空を50 mほど水平飛行し、縦孔壁面に沿って下降、地下空洞を探査して再びローバーへと戻るといったミッションが想定されている。機体はローバーで運搬されるため、サイズに

制限がある。概念設計では機体サイズを0.8 m×1.0 mに収めることを基準とし、ブレードは折り畳み収納が可能で、ロータの遠心力によって展開する機構を採用している。

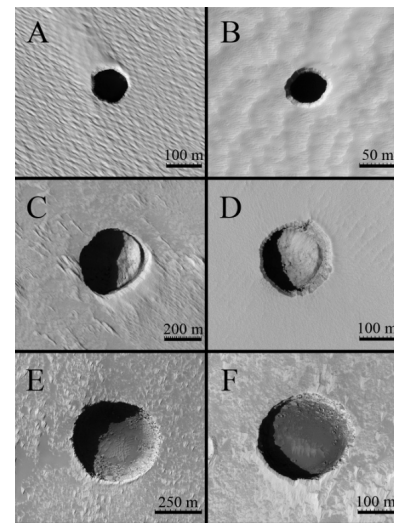


図1：火星の縦孔[1]

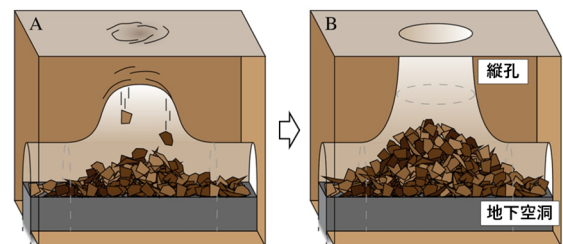


図2：縦孔生成のメカニズム[1]



図3：火星マルチコプタの概念設計図[2]

1. 2. 火星環境下のロータの空気力学

火星大気下でマルチコプタを飛行させるためには、火星環境下におけるロータ間の空力干渉の影響を十分に理解する必要がある。火星の大気密度は地球の約1/100であり、これに起因する低大気密度環境下では翼に作用する流れは 10^4 オーダーの低レイノルズ数領域になる。このような環境下では慣性力に対し粘性力が支配的となり、境界層や渦の挙動が地球上(10^5 以上のレイノルズ数領域)とは大きく異なることが知られている。火星では流れが翼表面で容易に剥離し、層流剥離泡の発生が顕著となる[3]。そのため、翼の揚力-迎角特性は強い非線形性を示し、地球上とは大きく異なった空力特性が見られる[4]。ブレードの揚力発生効率は地球上に比べ大きく悪化し、粘性抗力は大きく増加するため、機体性能は大きく制約される[5]。このような環境下で飛行に十分な機体性能を得るためにはロータを高速で回転させる必要がある。実際に、“Ingenuity”のロータ回転速度は約2400 rpmで、翼端マッハ数約0.7に達する[6]。火星マルチコプタの翼端マッハ数も約0.77が設計点となっている[2]。このマッハ数帯では圧縮性効果を見逃すことができず、乱流遷移の遅延に伴う流れの再付着の障害が起こり[7]、特に高ピッチ角においてロータ性能が低下することが知られている[8]。このように、火星マルチコプタの設計には低レイノルズ数かつ高マッハ数という特殊な環境における空気力学の理解が必要となる。

1. 3. オーバーラップするロータ間の空力干渉

火星マルチコプタは縦孔付近までローバーに載せて運搬されることが想定されており、そのため機体サイズには制約がある。一方で、火星環境下で飛行に十分な性能を得るためにはロータサイズをできるだけ大きく取る必要がある。このため、図4に示すように回転面をずらしたロータ同士をオーバーラップさせることで、機体サイズの制約と推力確保の要件を両立する設計が検討されている。しかし、ロータのオーバーラップによる空力干渉効果はロータの空力性能に大きく影響を及ぼす。

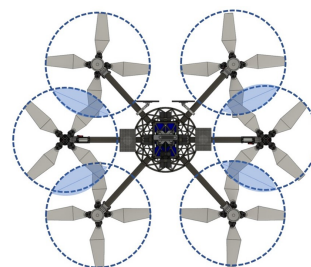


図4：ロータのオーバーラップ

運動量理論に基づく、一般にロータ軸間距離が近いほど干渉効果が強く、各ロータの効率は低下する[9]。これは 10^5 オーダーのレイノルズ数環境での実験的研究からも認められている[10]。しかしながら、火星環境ではロータ後流の広がり方や渦の拡散特性が地球とは異なり、地球上とは異なったロータ間干渉が見られる可能性がある。実際にShuklaらは 10^4 オーダーのレイノルズ数条件においてロータ軸間距離とロータ性能の間の関係について実験的研究を行い、ロータ軸間距離が小さくてもロータ性能の低下がほとんど見られないとした[11]。対して福嶋らは、同様のレイノルズ数で数値シミュレーションを行い、ロータ軸間距離が小さくなるとロータ性能が低下するとしている[12]。このように、低レイノルズ数環境におけるロータ軸間距離とロータ性能の間の関係については一貫した理解が得られていない。更に以上の研究はすべて圧縮性の影響しない低翼端マッハ数における研究であり、圧縮性の無視できない高マッハ数におけるロータ間の空力干渉については研究が十分でない。

マルチコプタにおいてはロータの回転方向も重要なパラメータである。ロータの回転方向によってロータの後流の旋回方向が変化するので、ロータの回転方向によって干渉の程度が変化すると考えられる。実際、同軸ロータが必ず逆向き回転を採用しているのは、トルクバランスを取るためという理由に加え、下側ロータが上側ロータ後流の旋回エネルギーを回収し効率を高めるためである。これは「スワールリカバリー (Swirl recovery)」と呼ばれ、同軸ロータの測定で、回転方向を逆向きにした場合、同方向にした場合と比較して誘導動力の5%が回収されると報告されている[10]。同軸型以外でもロータ回転方向の違いが飛行性能に与える影響を調査した例はある。Kimらの研究ではマルチコプタの全てのロータ回転方向の組み合わせを変えて、前進飛行時の性能を比較し、ある条件下では最適な回転方向の組み合わせが存在することを示している[13]。しかしながら、ロータ回転方向がロータ性能に及ぼす影響について、ロータ軸間距離をパラメータとして包括的に調査した例は見当たらない。

1. 4. 研究目的

低レイノルズ数かつ高翼端マッハ数の火星環境におけるロータ間の空力干渉を理解し、より高性能なマルチコプタを設計することは、縦孔探査を成功へ導くために必要不可欠である。そこで本研究では火星マルチコプタのロータ配置および回転方向に有用な知見を得るため、火星環境においてロータ回転方向およびロータ軸間距離がロータ性能にどのように影響を及ぼすか明らかにすることを目的とする。移動重合格子法を用いた数値シミュレーションを行う。

2. 解析手法および手法

2. 1. 解析対象

本研究では杉浦ら[2]によって設計されたロータモデルを解析対象とする。図5に数値計算で用いるロータモデルを示す。本研究ではブレード間の空力干渉のみに注目するため、ハブやスティングは計算対象としない。ロータ1基あたりのブレード枚数は4枚、ロータ直径は0.46 mである。ブレードの翼型および平面形はそれぞれ図6、図7に示した通りである。ブレードにはねじり下げが加えられている。なお、本研究におけるレイノルズ数はブレード翼弦長0.038 mとロータ回転速度に基づいて決定する。

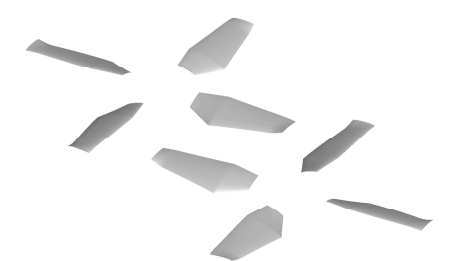


図 5：数値計算モデル



図 6：ブレード翼型（CLF5605）

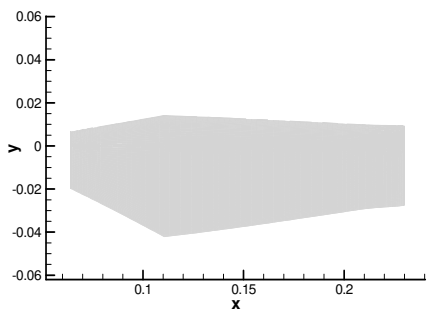


図 7：ブレード平面形

2. 2. 数値計算条件

本研究の計算条件を表1に示す。レイノルズ数はKoningら[15]の火星大気条件に基づいている。翼端マッハ数0.77は杉浦らの概念設計[2]の結果に基づいており、0.21は圧縮性の有無による干渉効果の違いについて議論するために設定する。また本研究では、上側ロータと下側ロータの推力係数の和が0.02または0.04になるようにピッチ角を変更するトリム解析を行う。これらの値も杉浦らの概念設計[2]に基づく。トリム解析では上側ロータと下側ロータのトルクがバランスされる。本計算条件は上側ロータと下側ロータの回転方向を逆にした場合（以下「逆回転」）の計算条件である。本研究では、ロータの回転方向がロータ性能に与える影響も調査するため、ロータの回転方向を同じにした場合（以下「同回転」）も計算を行う。同回転解析では、逆回転解析で得たピッチ角を維持したままロータの回転方向を同じにするという形で解析を行う。

表 1：数値計算条件

レイノルズ数	10,000
翼端マッハ数	0.21, 0.77
ロータ軸間距離 (d/D)	0.0, 0.25, 0.5, 0.75, 1.0
ロータ回転面間距離 (z/D)	0.25
トリム条件	$\frac{C_{T_{upper}} + C_{T_{lower}}}{2} = 0.02, 0.04$ $C_{Q_{upper}} + C_{Q_{lower}} = 0$

2. 3. 数値計算手法

本研究では3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とする構造格子流体解析ソルバーrFlow3D[14]を用いる。詳細な計算手法は表3にまとめた通りである。本研究ではレイノルズ数が10,000と小さく、このような条件下においてどのような乱流モデルを使用するか、あるいはしないかは未だ議論が行われている。本研究では吉川ら[8]、Koningら[16]の同レイノルズ数帯での研究を参考に、乱流モデルは使用しない。

表 3：数値計算手法

支配方程式	3次元圧縮性Navier-Stokes方程式
空間離散化法	Cell-Vertex（背景格子） Cell-Center（ブレード格子）
対流項	Modified SLAU
空間高次精度化	4次精度 Compact MUSCL TVD
粘性項	2次精度中心差分
時間積分法	4段階 Runge-Kutta法（背景格子） Dual-time stepping/LU-SGS（ブレード格子）
乱流モデル	なし（層流計算）

2. 4. 数値計算格子

図8は本研究で用いた数値計算格子の1つである。ロータ軸間距離の変化に伴って背景格子は異なる寸法のものを使用しているが、格子密度は一定である。計算領域の最も外側は背景格子（図8.a）で、一辺がロータ直径の100倍の立方体となっており、流れ場が境界条件の影響を受けないように十分広く取っている。外側背景格子の中心には内側背景格子（図8.b）を配置し、ロータおよびロータ後流周りの格子密度を高く取ることで、ブレード周りの流れ場を高解像度に解析可能としている。また、ブレード周りには図8.cのブレード格子を作成した。本研究では層流計算を採用しているが、壁面付近の速度勾配を十分に解像するとともに、将来的なLES等を用いた計算への拡張を考慮し、壁面から一点目の壁座標 y^+ が1以下となるように格子を作成している。格子点数は、ブレード格子90万点×8、内側背景格子が265万点から439万点、外側背景格子が345万点から456万点となっている。

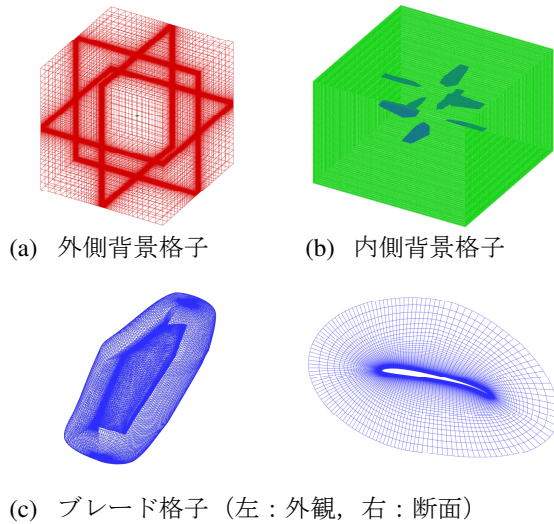


図8：数値計算格子

2. 5. 空力特性の評価方法

本研究における推力係数 (C_T)、トルク係数 (C_Q)、Figure of Merit (FM)は以下の式より算出した[17]。Figure of Meritはホバリングに必要な理想的なパワーと実際に必要なパワーの比であり、ロータの効率を評価する指標である。

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi \Omega^2 R^4} \quad (2.1)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \pi \Omega^2 R^5} \quad (2.2)$$

$$FM_{individual} = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}|C_Q|} \quad (2.3)$$

$$FM_{combined} = \frac{C_{T_{upper}}^{\frac{3}{2}} + C_{T_{lower}}^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}(|C_{Q_{upper}}| + |C_{Q_{lower}}|)} \quad (2.3)$$

式 (2.3) はロータ単体に対する FM 、式(2.4)はロータ全体に対する FM である。 T は推力、 Q はトルク、 Ω は回転角速度、 R はロータ半径、 ρ は大気密度である。それぞれの空力係数はロータ5周の計算の後、空力値の収束を確認し、ロータ6周から10周までの空力値の平均を取ることで算出する。

3. 結果と考察

図9は、ロータの回転方向とロータ軸間距離がロータ全体の性能 (FM) にどのように影響を及ぼすか示した図である。横軸にはロータ軸間距離 d をロータ直径 D で無次元化した値を示している。 C_T が0.04において M_{tip} の増加に伴う FM の低下が見られたが、これは流体の圧縮性効果が影響したものと考えられる[7, 8]。

また、逆回転の結果に注目すると、目標推力係数 (C_T) が0.02の場合の時は d/D の低下に伴って（ロータ間距離が小さくなるにつれて）ロータ全体の FM も低下した。対して、 C_T が0.04の場合、 d/D が0.5以上では d/D の低下に伴って FM も低下したが、 d/D が0.5以下では FM の変化はほとんど見られなかった。翼端マッハ数 (M_{tip}) が変わってもこの傾向は同じであった。

対して、同回転の場合には C_T によらず d/D が低下すると FM が低下する傾向が見られた。逆回転の場合と FM の値を比較すると、 d/D が0.5以上ではわずかに同回転の方が FM が高く、 d/D が0.5より小さいと逆回転の方が FM が高くなった。

このような FM の変化について更に詳しく分析するため、上側ロータと下側ロータそれぞれの FM を算出したのが図10である。上側ロータの FM は回転方向を変えてもほとんど変化しなかった。一方、下側ロータの FM は回転方向によって大きく変化し、ロータ全体の FM と同様に、 d/D が0.5より小さいと逆回転の方が FM が高く、 d/D が0.5以上では同回転の方がわずかに FM が高くなった。これは逆回転の場合では同回転の場合に比べて d/D が0.5より小さい領域で効率的な推力生成が可能になることを示している。

さらに、 C_T が0.02に比べ0.04の方が逆回転と同回転の FM の差が大きくなっていることが分かる。これらのことから、図9で見られたロータ全体の FM 変化は下側ロータの FM 変化に強く依存していることが示唆される。全体としてこの結果は、ロータ軸間距離やロータ回転方向の違いがロータ性能に与

える影響を示しており、逆回転および同回転それぞれにおける設計上の利点を考慮する必要があることを意味している。

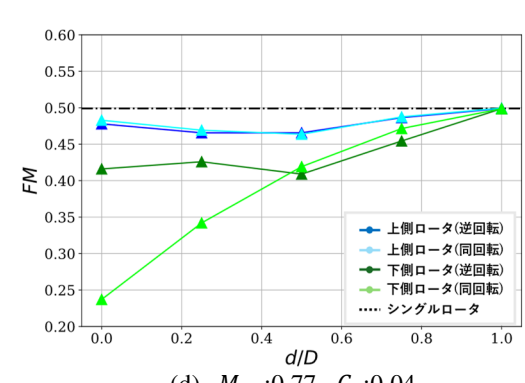
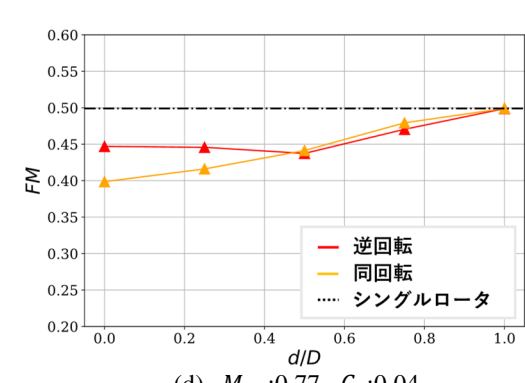
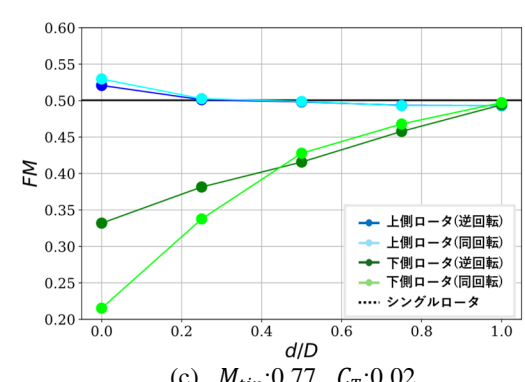
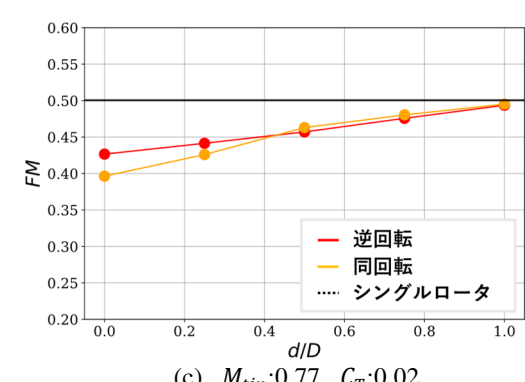
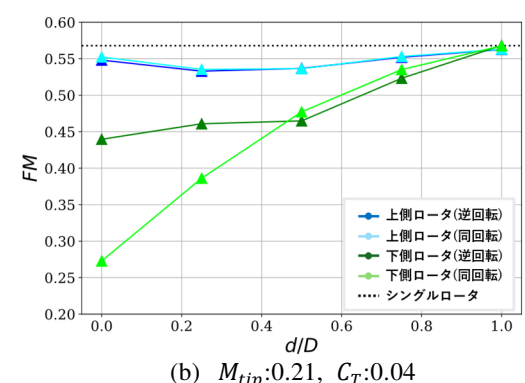
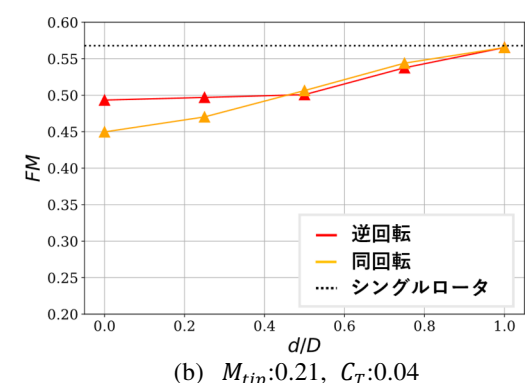
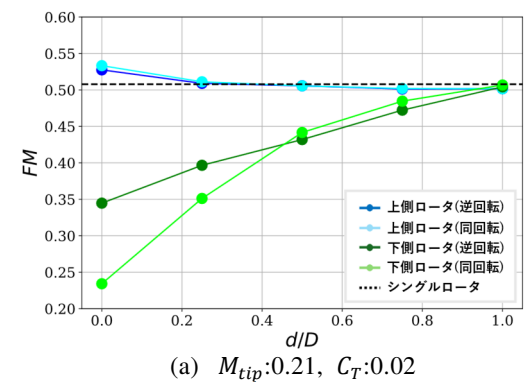
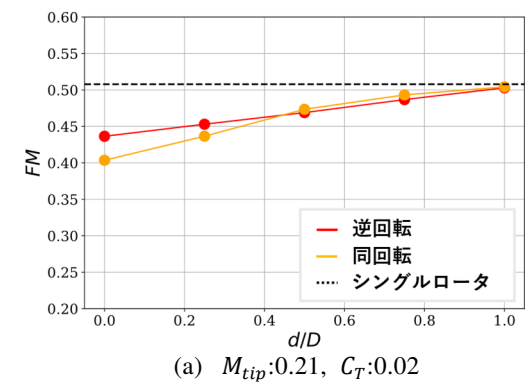


図 9：ロータ回転方向とロータ軸間距離がロータ全体の性能に及ぼす影響

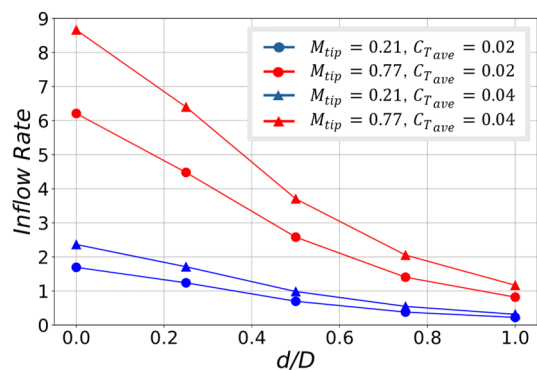
図 10：ロータ回転方向とロータ軸間距離が上側/下側ロータの性能に及ぼす影響

ロータ回転方向の影響に対する検討をさらに深めるため、下側ロータへの単位時間当たりの流入量を定量化した。図11は、各回転方向におけるロータ軸間距離 d/D に対する、下側ロータの単位時間当たりの流入量（Inflow Rate [m^3/s]）を示している。回転方向にかかわらず、 d/D が小さくなるにつれて、下側ロータへの流入量は増加する傾向が見られた。

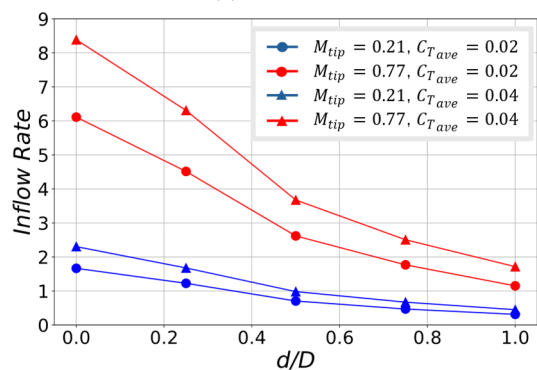
ロータへの流入量が増加すると、ロータ面を通過する軸方向の流速成分が大きくなる。この軸方向速度成分の増加は、ブレードに作用する有効迎え角を小さくし、その結果としてブレードが発生する揚力が減少する。したがって、目標とする推力係数を達成するには、ロータのピッチ角を大きく取る必要がある。これに伴い誘導抵抗が増加し、ロータの駆動に必要なパワーが増えるため、 FM は低下することになる。

以上の考察から、 d/D が小さい場合には下側ロータの FM が低下すると予想される。図9および図10に示すように、実際に d/D の減少に伴い下側ロータの FM は低下する傾向が確認された。しかしながら、 C_T が0.04、 d/D が0.5未満、かつ逆回転の条件下では、この傾向に当てはまらない例が見られた。加えて、図11は回転方向にかかわらず、下側ロータへの流入量に有意な差がないことを示している。この事実には、下側ロータの FM の変化が、軸方向速度成分のみに起因するのではなく、回転方向速度成分（すなわち旋回運動）もロータの空力特性に大きな影響を与えていることを示唆している。

上側ロータと下側ロータの干渉について、回転方向の速度成分の影響について議論するため、ロータの渦構造を Q 値の等値面を用いて可視化した。 Q 値とは速度勾配テンソルの第二不変量で、流れ場の回転成分と膨張成分を比較することで渦の強さを定量化する指標である。ここではロータ後流の典型的な構造を示すことが目的のため、 M_{tip} が0.77、 C_T が0.02、逆回転の場合のみを代表して示した。 Q 値の等値面には渦度を用いて色付けを行った。このようにロータ後流は回転方向と同じ向きに旋回し、下側ロータはロータの軸方向の速度成分だけでなくロータ回転方向の速度成分を持った流れの中に晒される。

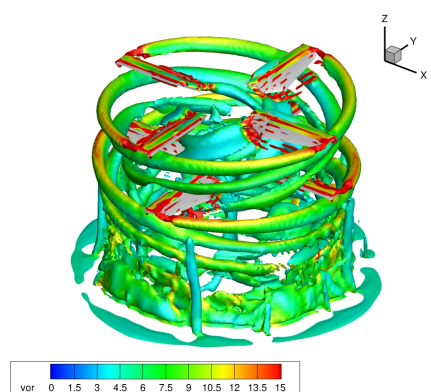


(a) 逆回転

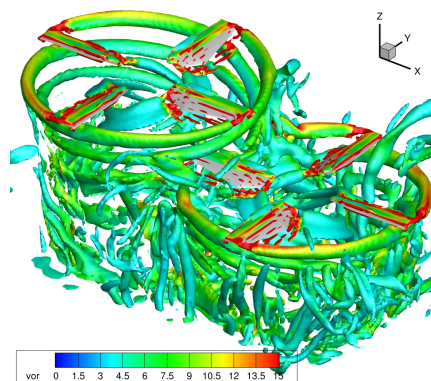


(b) 同回転

図 1 1 : ロータ軸間距離に対する下側ロータへの流入量変化



(a) $d/D:0.0$



(b) $d/D:0.75$

図 1 2 : $M_{tip}:0.77, C_T:0.02$ における逆回転ロータの渦構造 ($Q = 3$)

この回転方向の速度成分がロータ回転方向によってどのように変化するかを明らかにするため、ロータ軸を含む断面でのロータ回転方向の速度成分を可視化したのが図13である。可視化はロータ6周目から10周目までのロータ90度ごとの位相平均を使用した。また、 v_{rot} は断面法線方向の速度成分で、 a は音速である。それぞれの翼端マッハ数にスケールを合わせるため、コンターの最大、最小値と翼端マッハ数の比が等しくなるように調整している。

d/D が0.0の場合に着目すると、逆回転時には、上側ロータ下方後流の回転方向速度成分（旋回運動）を下側ロータが打ち消すように作動していることが分かる。一方、同回転時には、下側ロータが上側ロータの旋回運動を強めるように働いている。この傾向は、図13-B(b)および図13-D(b)の点線で囲った領域において、回転方向の速度成分が顕著に大きくなっていることから確認できる。

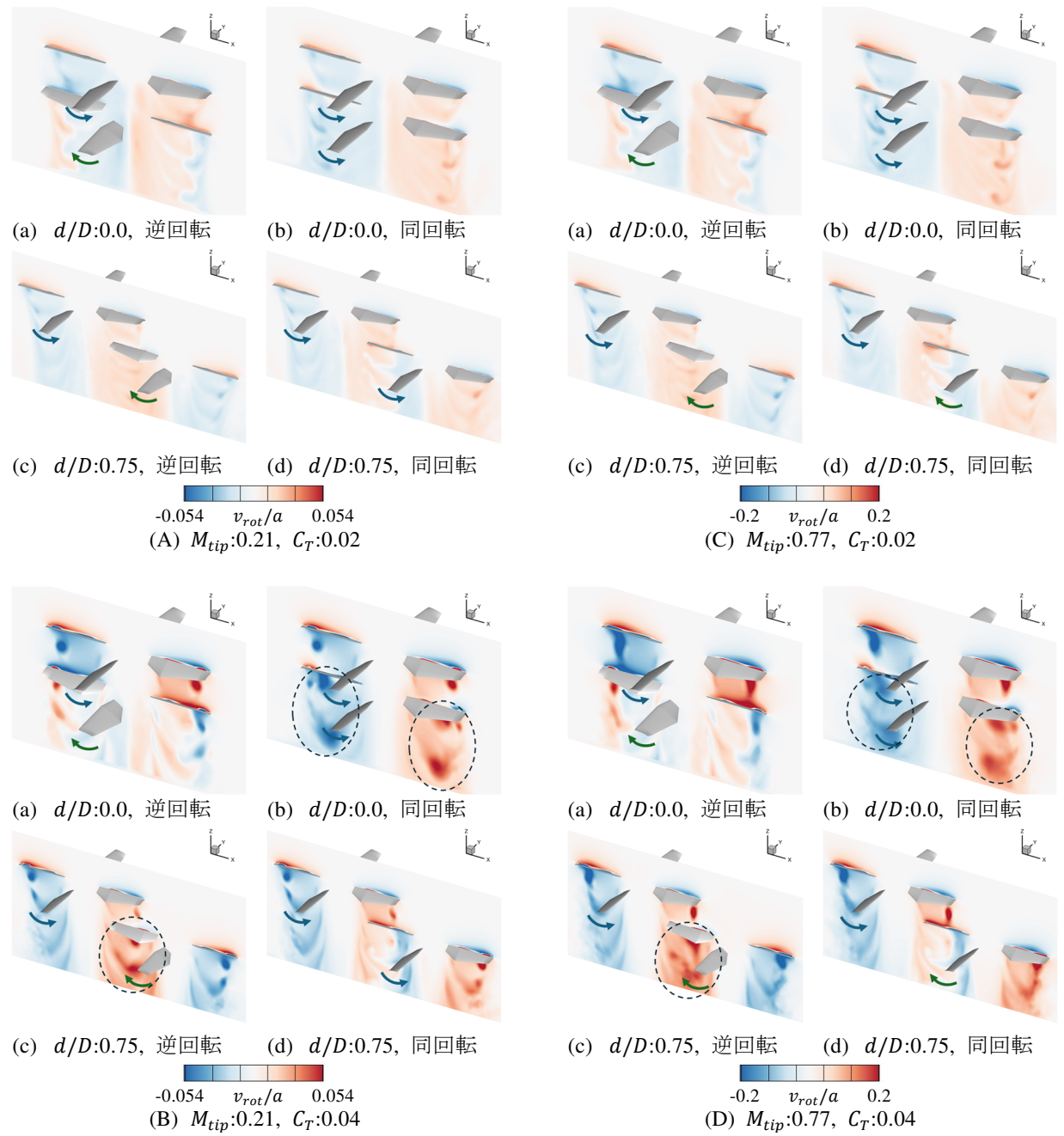


図 1 3 : ロータ後流におけるロータ回転方向の速度成分

対照的に、 d/D が0.75の場合には、同回転時に下側ロータが上側ロータの旋回運動を打ち消すように作動し、逆回転時には旋回運動を強める方向に作用している。この傾向も、図13-B(c)および図13-D(c)の点線内における回転方向の速度成分の大きさから確認できる。

このように、 d/D が小さい場合には、逆回転によって下側ロータが上側ロータの旋回運動エネルギーを有効に回収できるが、 d/D が大きい場合には、同回転の方がエネルギー回収に有利であると考えられる。実際に、図10に示されるように、 d/D が0.5未満では逆回転の方が下側ロータの FM が高く、 d/D が0.5を超えると同回転の方がわずかに高い FM を示した。これらの傾向は、上述のようなスワールリカバリー（swirl recovery）効果によって説明できる。

さらに、目標推力係数 C_T の違いに注目すると、 C_T が0.04のときの方が、 C_T が0.02の場合よりも回転方向の速度成分が大きく、旋回運動が強くなっている。この結果、 C_T が0.04の方が回収可能な旋回運動エネルギーが大きくなり、図10に見られるように、回転方向の違いによる下側ロータの FM の差も大きくなっていったと考えられる。

なお、翼端マッハ数(M_{tip})0.21と0.77の比較では、回転方向速度成分や後流構造に顕著な違いは見られなかった。このことから、図10で見られるように、ロータ軸間距離や回転方向と FM との関係は、翼端マッハ数による影響をほとんど受けなかったと考えられる。

4. 結論

本研究では、火星マルチコプタのロータ配置およびロータ回転方向の設計指針を提供するために、火星環境下におけるマルチコプタの回転方向およびロータ軸間距離がロータ間の空力干渉および性能に与える影響について移動重合格子法を用いた数値流体解析により検討した。その結果、以下の結論を得た。

- (1) ロータ軸間距離 d/D が小さくなると、下側ロータが上側ロータ後流の影響を強く受けるため、有効ピッチ角が減少し、ロータ全体の性能(FM)は一般に低下する傾向を示した。しかし、目標推力係数 $C_T = 0.04$ 、 $d/D < 0.5$ の逆回転条件においては、 FM の低下はほとんど見られなかった。これはスワールリカバリー（Swirl recovery）効果により、上側ロータの旋回エネルギーを下側ロータが回収したためと考えられる。
- (2) 回転方向の比較では、 $d/D < 0.5$ では逆回転の方が、 $d/D > 0.5$ では同回転の方が、わずかに

FM が高くなった。これは、ロータ後流の旋回方向とロータ回転方向の関係が d/D に応じて変化し、下側ロータの旋回エネルギー回収の効果が異なるためであると考えられる。

- (3) 推力係数の比較では、 $C_T = 0.02$ より $C_T = 0.04$ の時の方がロータ回転方向による下側ロータ FM の差が大きかった。これは高推力条件下ではロータが強い後流や旋回成分を生成しやすく、スワールリカバリー効果が大きくなるためだと考えられる。
- (4) 翼端マッハ数の上昇($M_{tip} = 0.77$)に対しては、 d/D による FM の傾向自体は大きく変化しなかったが、全体的な FM は $C_T = 0.04$ において約10%低下した。これは圧縮性の影響による剥離や遷移遅延が原因だと考えられる。

ロータ直径が固定されている場合、ロータ軸間距離は大きい方が良い性能を得られる。この場合、隣接するロータは、わずかながらスワールリカバリー効果が期待できる同回転の方が有利である。しかし、 $d/D < 0.5$ の場合には、ロータを逆回転させることでスワールリカバリー効果を活かし、下側ロータの性能維持が可能となる。したがって、空力干渉を許容しつつ、ロータ直径を拡大することで全体としての性能向上を狙うという設計も考慮できる。なお、本研究では同回転の場合ロータ間のトルクバランスを取っていないが、マルチコプタにおいては必ずしも隣接するロータ同士のトルクバランスを取る必要はなく、離れたロータ同士でトルクバランスを取るといった設計が考えられる。このように、火星マルチコプタの高効率ロータ設計には、ロータ軸間距離、回転方向、推力係数といった複数の要因を統合的に考慮する必要があると言える。

参考文献

- [1] Cushing, G.E., *et al.* “A typical pit craters on Mars: New insights from THEMIS, CTX, and HiRISE observations,” *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol. 120, 2015, pp.1023-1043.
- [2] Sugiura, M., *et al.* “Blade Shape Optimization of Mars Helicopter Exploring Pit Craters”, 78th VFS Forum, 2022.
- [3] Tani, I., “Low-speed flows involving bubble separations”, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 5, 1964, pp. 70–103.
- [4] Munday, P. M., *et al.* “Nonlinear Lift on a Triangular Airfoil in Low-Reynolds-Number Compressible Flow,” *Journal of aircraft*, Vol. 52, No. 3, 2015, pp. 924–931.
- [5] Dull, C., *et al.* “Hover and Forward Flight Performance Modeling of the Ingenuity Mars Helicopter,” Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting, 2022.
- [6] Koning, W. J. F., *et al.* “Mars Helicopter Ingenuity Rotor Geometry,” NASA TM, 2024.
- [7] Anyoji, M., *et al.* “Effects of Mach number and specific heat ratio on low Reynolds-number airfoil flows,” *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 6, 2015, pp. 1640-1654.
- [8] Yoshikawa, K., *et al.* “Compressibility Effects on Aerodynamic Characteristics and Flow Fields of Mars Helicopter Rotor,” AIAA Aviation, 2023.
- [9] Leishman, G.J., “Principles of helicopter aerodynamics”. Cambridge university press, 2006.
- [10] Ramasamy, M., “Hover Performance Measurements Toward Understanding Aerodynamic Interference in Coaxial, Tandem, and Tilt Rotors”, *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 60, 2015. pp.1-17.
- [11] Shukla, D., *et al.* “Low Reynolds Number Multirotor Aerodynamic Wake Interactions,” *Experiments in fluids*, Vol. 60, No. 4, 2019, p. 77.
- [12] Fukushima, Y., *et al.* “Aerodynamic interaction of overlapping rotors for Mars drone,” AIAA SCITECH, 2022.
- [13] Kim, H., *et al.* “Flight Performance with Respect to Rotor Rotation Directions of Multirotor Aircraft,” *AIAA journal*, 2023, pp. 1–19.
- [14] Tanabe, Y., *et al.* “Significance of all-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations,” 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology. 2009.
- [15] Koning, W. J. F., *et al.* “Improved Mars Helicopter Aerodynamic Rotor Model for Comprehensive Analyses,” *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 9, 2019, pp. 3969–3979.
- [16] Koning, W.J.F., *et al.* “On Improved Understanding of Airfoil Performance Evaluation Methods at Low Reynolds Numbers”. *Journal of Aircraft*, Vol.60, No.3, 2023, pp. 774–88.
- [17] Leishman, J. G., *et al.* “Figure of Merit Definition for Coaxial Rotors,” *Journal of American Helicopter Society*, Vol.53, No.3, 2008, pp. 290–300.