

火星ヘリコプタ用ロータブレード平面形状の空力的最適設計

杉浦 正彦 (宇宙航空研究開発機構), 田辺 安忠 (宇宙航空研究開発機構), 菅原 瑛明 (宇宙航空研究開発機構), 木村 桂大 (宇宙航空研究開発機構), 竹川 国之 (菱友システムズ), 大山 聖 (宇宙航空研究開発機構), 佐藤 允 (工学院大学), 金崎 雅博 (東京都立大学), 岸 祐希 (東京都立大学)

Aerodynamic Optimal Design of Mars Helicopter Rotor Blade Planform

SUGIURA Masahiko (JAXA), TANABE Yasutada (JAXA), SUGAWARA Hideaki (JAXA), KIMURA Keita (JAXA), TAKEKAWA Kuniyuki (Ryoyu Systems), OYAMA Akira (JAXA), SATO Makoto (Kougakuin University), KANAZAKI Masahiro (Tokyo Metropolitan University), KISHI Yuki (Tokyo Metropolitan University)

ABSTRACT

A conceptual study of Mars helicopter for the purpose of observation of the oval tunnels on the Mars has been carried out. Mainly from the limit of the storage size together with the Mars rover, a hexa-rotor drone is proposed with a gross weight of 3 kg. Each rotor consists of 4 blades while the rotor diameter is 460 mm. Optimized design of the airfoil to achieve higher hovering performance is being performed.

1. はじめに

火星大気や地形の観測等を目的に、これまで米国を中心に火星探査が実施されてきたが、2020年は約2年に1度の火星と地球の距離が近づくタイミングのため、米国、中国、UAEの火星探査機が打ち上げられた。一方、欧州とロシア共同で開発しているエクソマーズという探査車は、2020年の打ち上げを予定していたが、COVID-19の影響により2022年に延期された。これらの国の中で、特に、米国はMARS2020というミッションで、火星表面より上空から観測するために、Ingenuityという同軸反転のヘリコプタをPerseveranceというローバに付属する形で打ち上げた。このヘリコプタが無事観測できれば、無人ヘリによる世界初の火星観測となる。

我が国においては、宇宙理工学委員会国際宇宙探査専門委員会(宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所)の下に「火星探査計画の科学探査タスクフォース」が2018年11月に設置され、2019年2月に火星探査の戦略が中間報告書¹⁾としてまとめられている。この中間報告書では、戦略的火星探査の技術ロードマップ(案)として、2024年の火星衛星探査計画(MMX; Martian Moons eXploration)に始まり、2026年頃の小型周回機による火星宇宙天気・気候・水環境探査(MACO; Mars AeroCapture Orbiter)、2030年頃の火星着陸探査が本格的に検討されている。火星表面では放射線の影響で生物が生存するには厳しい環境であるが、直径50m、深さ100mほどの縦穴(ピット・クレーター、図1)がいくつか発見され、この穴は適温で放射線の影響も少ないことから、生物が発見される可能性が高いと考えられている²⁾。2030年頃の火星着陸探査において、火星地下水圏・生命圏の着陸探査としてこの地下空洞直接探査が我が国独自に提案されている³⁾。地下空洞直接探査においては、従来のローバの利用も可能であるが、移

動が困難かつ時間が大変かかるので、迅速に垂直方向の移動が行えるヘリコプタの活躍が期待されている^{4,5)}。

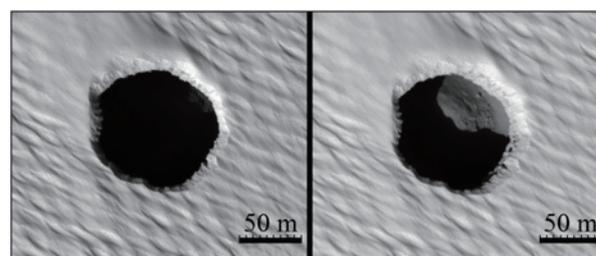


図1 火星表面に観測された縦穴²⁾

なお、火星大気のは半分は二酸化炭素で大気密度は地球の1.36%、音速は地球の72%であり、地球大気に比べて低レイノルズ数、高マッハ数の流れ場となることが特徴である。地球上においては、昆虫のようなセンチメートルサイズの翼が一般的に低レイノルズ数に分類され、これまで研究されてきた。一方、火星大気では地球よりも高マッハ数となるので、低レイノルズ数・高マッハ数で空力的に効率の良いヘリコプタの形状を使用することが過酷なエネルギー環境である宇宙では求められる。

本論文では、我が国独自の地下空洞直接探査を念頭に、通常のヘリコプタ、同軸反転ヘリコプタ、マルチコプタ等種々のヘリコプタの形態を比較・検討し、最適なブレード形状を提案する。

2. ミッション内容の検討

火星の縦穴につながる地下空洞の探査ミッションのイメージは図2に示す通りだが、火星探査ヘリコプタはローバとともに運用し、ローバの補助を果たすものである。通信もローバとの間での短距離のものなので、飛行誘導もローバから受けるものと考えられる。

電力については、独自に太陽電池を備え、自己充電して飛行ミッションを行うことが最も望ましく、NASA-MH (Mars Helicopter) ⁶⁾もこのタイプだが、機体重量の制約から、ローバから充電を受けることも考えられる。ただ、その際、火星ヘリやローバを正確に充電できる位置へ誘導する必要があり、別の技術課題が生じることになる。

図3に想定される縦穴や地下空洞の側壁などを撮影・観測するミッション要求を示すが、ローバから100m水平飛行し、その後100mの深さに降下し、地下空洞を150m往復するミッションである。水平飛行速度や上昇・降下の速度によって、ミッションの全飛行時間が変わってくるが、撮影のことも考慮し、最大水平飛行速度、降下・上昇速度とも、2m/s程度と仮定すると、全飛行時間は350秒程度になる。一般的に回転翼機は一定の水平飛行速度を有した方が飛行効率が向上するが、この程度の低速では、常にホバリング飛行と同じパワー消費が必要であると仮定できる。撮影と飛行制御性能を向上させることにより、飛行速度を例えば、4m/s程度に増やせれば、ミッション全体の飛行時間が半減し、必要な電力も半減できるので、機体のバッテリー重量などを削減することにつながり、今後の検討課題としたい。

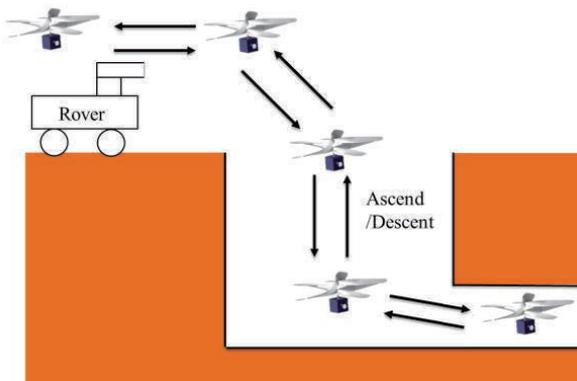


図2 火星上の地下空洞観測ミッション

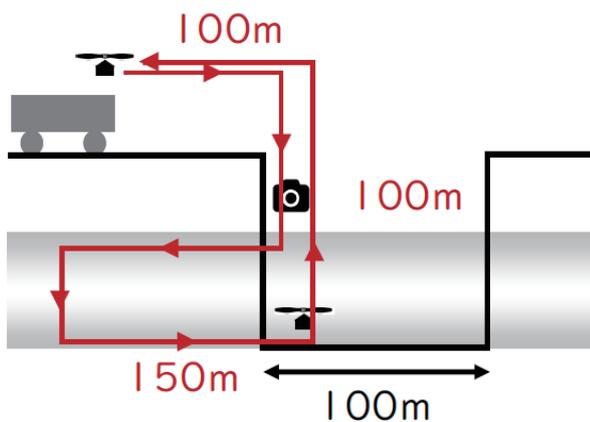


図3 地下空洞探査ミッション要求

3. ヘリコプタ形態の比較検討

火星で飛行するヘリコプタの形態としては図4に示すMHに採用された2重反転ロータ型のもがまず注目

される⁷⁾。機体をコンパクトにでき、大きなロータ面積が取れて、ホバリング効率もよい。ただ、ロータ制御機構が複雑であり、機体サイズが大きくなると、集中駆動するモータも大きなものになってしまう。また、火星での複雑な地形での運用を考えると、転倒した場合の自己回復も困難と思われる。また、上面全体がロータであるため、空力性能に影響しない範囲での太陽電池の取り付け面積の確保にも不利である。

火星で科学探査を実施できる次期ヘリコプタ (MSH: Mars Scientific Helicopter) は図5に示すように、マルチロータ型のものも検討されている⁸⁾。全体の機体サイズは大きくなるが、複数のロータの分散駆動のため、拡張性に優れ、制御もロータの回転数制御の場合は、機構が不要になる。転覆からの回復もロータの逆転などで可能であると考えられる。中央の胴体部などに太陽電池の取り付け面積も確保しやすいなどの利点がある。しかしながら、ロータの回転数制御の場合は、風への対応が若干弱い恐れがある。

マルチロータ型ドローンの耐風性能を向上させる手段として、図6に示すような可変ピッチ制御の機体が試作されており、各ロータの制御応答時間が可変回転数制御のものに比べ、1/10程度に短くなることが報告されている⁹⁾。機構的にはヘリコプタのテールロータのピッチ制御のように、全ブレードのピッチ角を同時に変更するための制御機構が必要であるが、図7に示すように、比較的単純な機構で実現可能である。

図8に2重反転ロータ、固定ピッチのマルチロータ、可変ピッチのマルチロータの3種類の機体の各方面の評価を比較したグラフを示す。青線は、2重反転ロータ、赤線は、固定ピッチのマルチロータ、緑線は可変ピッチのマルチロータをそれぞれ表している。この評価は、著者らの見解であり、異論もあるかと思うが、独自性も勘案すれば、可変ピッチ制御のマルチロータ型のを推したい。



図4 NASA-MHで採用された2重反転ロータ型⁷⁾

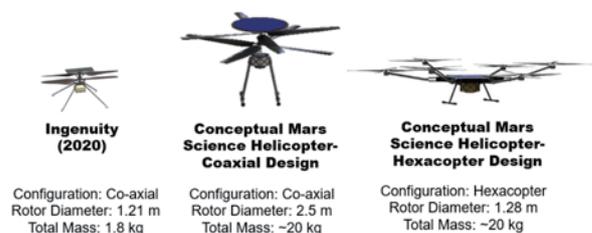


図5 NASAで検討しているMHとMSHの比較⁸⁾



図6 可変ピッチ制御の6ロータ試作機⁹⁾

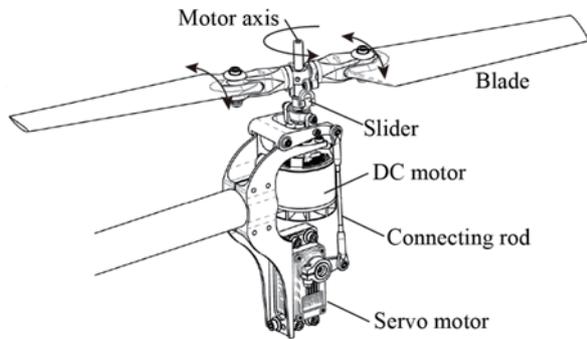


図7 ロータの可変ピッチ制御機構⁹⁾

により、4枚のブレードが90度以内に収めることができ、モータを回す遠心力によって、ブレードを展開させるイメージである。一つのロータの直径は460mmで、6個のロータで、全備重量3kgの機体を持ち上げる設計である。図11に示す概念設計においては、機体の空虚重量は全備重量の43%程度と仮定し、搭載機器重量は約1.1kgで、機体全備重量の20%をバッテリーとすると、満充電で最大約14分程度飛行できる計算である。洞窟探査を満足できる計算ではあるが、実際の運用では、夜間の機体搭載機器自体の保温のためにも電力が必要で、充電はローバから取るか、太陽電池搭載で自己発電させるかなど、システム的な検討がさらに必要である。また、可変ピッチ制御機構の重量軽減も課題である。地球上の約1%程度の気体密度で機体を浮揚させる必要があるため、ロータの回転数が7000RPMと非常に高速で、1ロータの4枚のブレードで作り出す揚力はわずか2N弱で、ロータの設計においては、構造的にはブレードが受ける遠心力に耐えうる剛性の確保が一番の設計課題であるように思える。

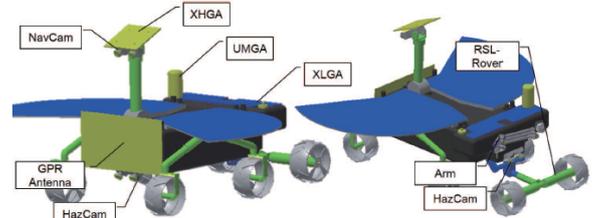


図9 我が国で検討されている火星探査ローバ¹⁰⁾

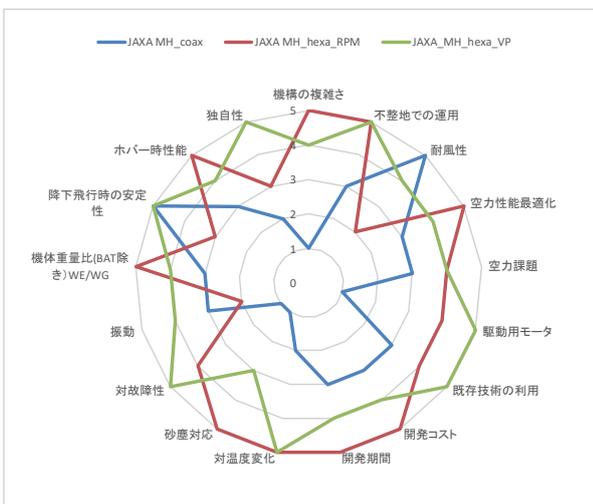


図8 各種火星ヘリ形式の評価

4. 概念設計

我が国においても火星探査ローバの研究がなされており、図9に示すような探査ローバが提案されている¹⁰⁾。このローバの収納時（打ち上げ時）のサイズは1m×0.8mであり、このサイズ内に収まる火星ヘリの設計が望ましい。

図10に今回検討したHexa-Rotor型の火星ヘリの収納の様子を示す。ブレードを取り付け部で織り込むこと

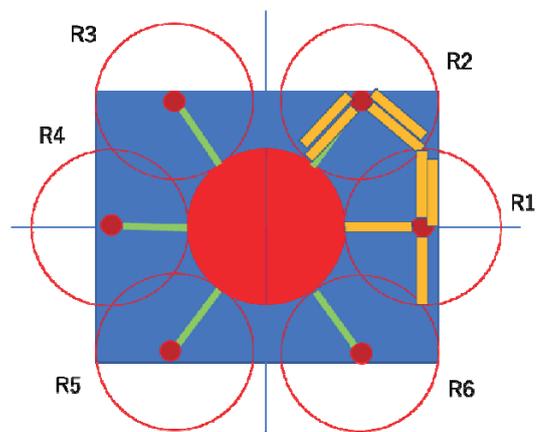


図10 火星探査ローバの収納サイズ（1m×0.8m）に合わせたHexa-Rotor型ドローン設計



図11 可変ピッチ制御のHexa-Rotor型火星ヘリの概念図

5. ブレード平面形状の最適化

前章の概念設計で得られたブレード形状をもとに、飛行中の消費電力を最小限に抑え、ペイロードを増やすという観点で、ホバリング性能を最大化するねじり角分布を求める。

5.1. 計算手法

Krigingモデルに基づく最適化手法によって、ロータブレードのねじり角を最適化した。なお、ホバリング性能については翼素理論とCFDで同等の傾向が得られるので¹¹⁾、計算コストを下げる観点から翼素理論を採用した。ただし、翼素理論において、翼素に働く空気をマッハ数と迎角の空力テーブルから推算するが、2次元のCFD計算を実施し、空力テーブルを作成した。本概念設計ではNASA-MH同様、clf5605翼型と同等の翼型を採用しているため、この翼型を対象に2次元のCFD計算を実施した。

5.1.1. 最適化手法

最適化手法には、Krigingモデルに基づき探索を行う手法Efficient Global Optimization (EGO)¹²⁻¹⁵⁾を採用する。Krigingモデルを求める際に必要となる共分散は設計点間の距離に基づき、正規分布に従うものとして求め、探索手法には進化計算(Evolutionary Algorithm: EA)を用いる。求められたKrigingモデルは誤差を含むことから、解の改善量の期待値を表すExpected Improvement(EI)を最大化することによって最適化を進める。EGOではEI値最大化によって求められた設計解に対して、CFDによる評価を行ったうえで、Krigingモデルの更新を行う。

5.1.2. 空力推算手法

空力推算手法には、翼素理論と2次元のCFDを使用した。翼素理論は、翼型の空力テーブルを参照して、翼素の空力係数を補間するものである。なお、空力テーブルは-180から180度の迎角をカバーし、マッハ数の効果も含む。

CFD計算には、JAXAで開発しているFaSTAR¹⁶⁾を使用した。FaSTARは、非構造格子に対応した圧縮性流体解析ソルバである。

5.1.3. 2次元CFD計算

本論文では、表1の計算条件で、2次元CFD計算を実施した。なお、表2に用いた計算手法を示す。

図14は使用した計算格子であり、コード方向に約400点、コード方向に垂直方向に約200点ある。火星大気条件は、¹⁷⁾を参照して、表3とする。

図15には、概念設計での翼端マッハ数(0.77)に近いマッハ数0.7の流れ場を示す。迎角-15°から20°の範囲で5°刻みの流れ場の様子である。この図より、迎角5°で既に前縁より剥離している様子がわかる。このようにして、2次元CFD計算した結果から、迎角と揚力係数、抗力係数の関係にまとめたものが図16、17である。

¹⁷⁾とほぼ同じ傾向である。

表1 計算条件

一様流マッハ数, Mach	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0
迎角, α	-15° ~ 20° (Mach=0.5のみ-180° ~ 180°)
Re数	1,470~14,700

表2 計算手法

CFDソフトウェア	FaSTAR
支配方程式	N-S
数値流束関数	SLAU
粘性項	2次精度中心差分
勾配計算法	WGG
空間高次精度化	U-MUSCL($\chi=0.0$)
時間積分法	DTS/LU-SGS
乱流モデル	なし

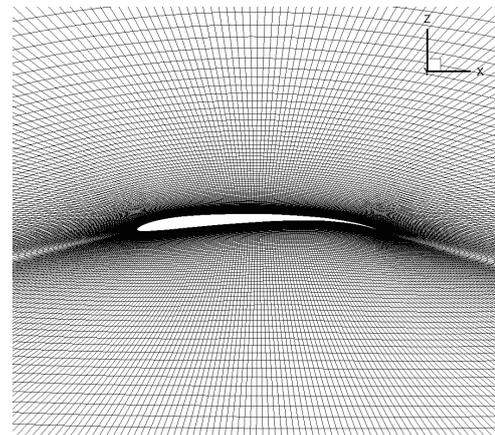
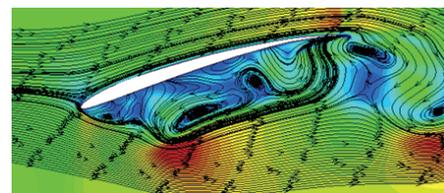


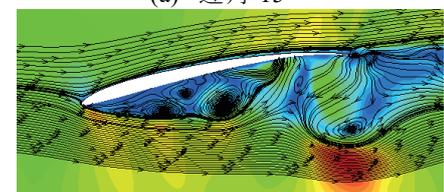
図14 計算格子

表3 火星大気条件

大気密度	0.017 kg/m ³
比熱比	1.289
音速	233.099 m/s
一様流マッハ数	0.4
コード長ベースの Re 数	1.38 × 10 ⁵
迎角	-5 ~ 10° (1° 刻み)



(a) 迎角-15°



(b) 迎角-10°

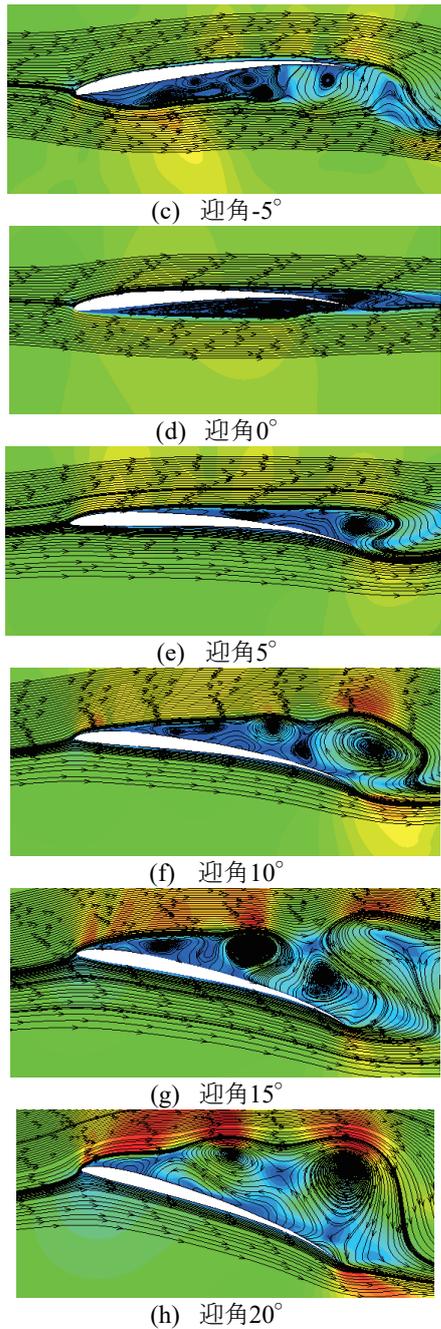


図15 マッハ数0.7のときの流れ場

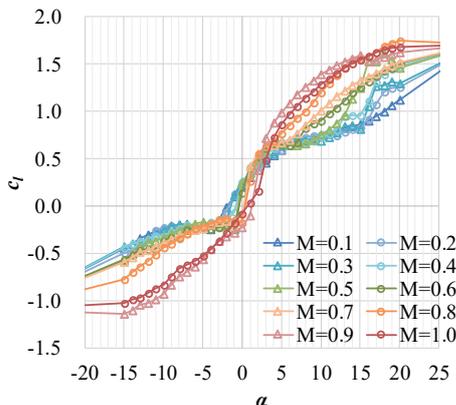


図16 翼型の迎角と揚力係数の関係

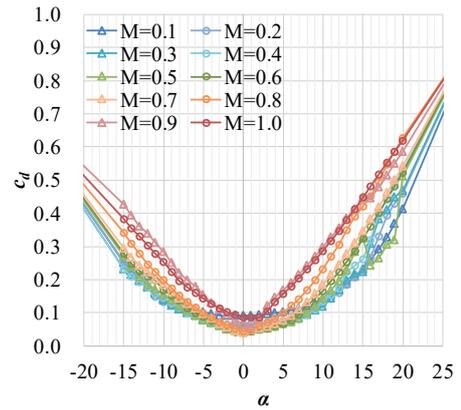


図17 翼型の迎角と抗力係数の関係

5.1.4. ロータ性能

前節で翼型の空力性能について確認できたが、次に、前節で得られた空力テーブルを利用して、ロータ性能の検証を行う。図18, 19にNASA-MHとのロータ性能を比較したグラフを示す。図18は推力係数とパワー係数の関係、図19は推力係数とフィギュアオブメリットの関係である。なお、黒線はNASA-MHのロータ性能で、2枚ブレードを2重反転にした機体で、ロータ性能はCAMRAD-IIと呼ばれるロータ解析ソフト、二次元空力係数はCFDで求められた結果である。破線は、二次元CFD計算の乱流モデルで完全に乱流と仮定したもの、実線は、層流から乱流に移るモデルである。一方、青線は、4枚ブレードのシングルロータを翼素理論により推算した性能である。この図より、NASA-MHの運用推力係数（機体重量1.8kg、図中赤線）付近では、翼素理論でロータ性能をおおよそ予測できていることがわかる。ただし、高推力係数では、翼素理論は失速と抵抗増大の二次元翼型特性の影響により、急激に性能が低下する。したがって、翼素理論では、性能予測ができる推力係数の限界には注意する必要がある。

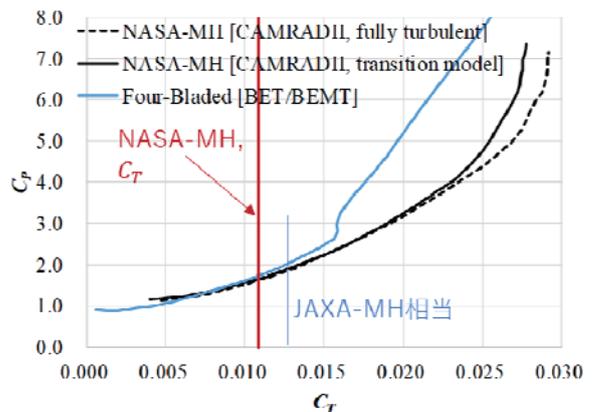


図18 NASA-MHとのロータ性能比較（推力係数とパワー係数の関係）

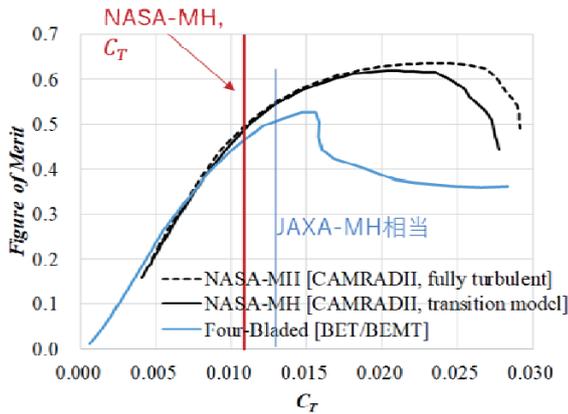


図19 NASA-MHとのロータ性能比較（推力係数とフィギュアオブメリットの関係）

5.1.5. 平面形状の最適化

前節において、高推力係数を除いて、翼素理論でロータ性能を推算できることを確認したので、翼素理論を用いてブレードの平面形状を最適化する。目的関数は、ホバリング性能、すなわち、フィギュアオブメリットである。4章より、火星ヘリのロケットフェアリングへの収納上、図20のようなブレード形状が得られた。翼型はclf5605翼型と同等のものを使用している。本節では、ブレードのねじり角について最適化を実施する。図20には、設計変数の制御点も合わせて示してある。加えて、表4には、設計変数とその制約条件を示す。ブレードの翼根とスパン方向75%位置でねじり角を0°とし、コード長が最大となる位置と翼端でねじり角を変更する。また、スパン方向60%から90%の任意の位置でもねじり角を変更する。なお、これらのねじり角の間の分布は3次スプラインにより補間する。

表5にはブレードの最適設計条件、すなわち、飛行条件、ロータ諸元を示す。このとき、平均揚力係数は0.500、ブレード荷重係数は0.084となる。NASA-MHの飛行条件では、平均揚力係数0.437、ブレード荷重係数0.073であるが、本論文同様に平均揚力係数0.500を利用すると、ブレード荷重係数は0.083となり、両者はロータ性能として比較可能である。

図21に最適化の履歴を示す。青の点は初期値のランダムなサンプルで、オレンジの点が最適化の過程のサンプルである。なお、ねじり角なしの場合のホバリング性能（フィギュアオブメリット）も合わせて赤線で示してある。ねじり角なしの場合とねじり角を最適化した結果を比較すると、フィギュアオブメリットが約15%増加していることがわかる。ホバリング性能の向上は、火星ヘリの消費電力に直結しているため、15%の性能向上は効果的であることがうかがえる。また、図22には、最適化により得られたブレードのねじり角分布を青線で示す。スパン方向90%まではゆるやかなねじり角だが、そこから翼端にかけては、10°ほどの大きなねじり角があることがわかる。図23には、設計変数 r_2 、 θ_{t3} に対する目的関数のKrigingモデルを示す。目的関数の最大値が一山となっており、設計変数 r_2 、 θ_{t3} が支配的な要素で、大域的な探索により妥当な解

が得られていることがわかる。

得られた最適ねじり角分布のときのスパン方向の有効迎角と垂直力の分布を、図24と図25にそれぞれ示す。図24より翼端での変動があるものの、スパン方向に向けて緩やかに有効迎角が減少していることがわかる。それにもない、図25のように、翼端では垂直力がほぼゼロで、スパン方向に沿ってほぼ線形な垂直力が得られている。これは、最もトルクが大きくなる翼端での抵抗を減らし、ホバリング効率を向上させているためと考えられる。

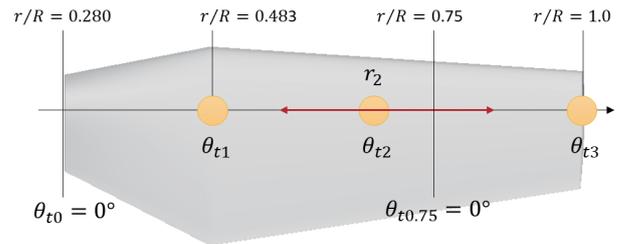


図20 ブレード設計変数の制御点

表4 ブレード設計変数および制約条件

設計変数	制約条件
制御点2のブレード半径位置, r_2	$r/R=0.6\sim 0.9$
ねじり角($r/R=0.483$), θ_{t1}	$-10^\circ \sim 20^\circ$
ねじり角($r/R=r_2$), θ_{t2}	$-10^\circ \sim 20^\circ$
ねじり角($r/R=1.0$), θ_{t3}	$-20^\circ \sim 10^\circ$
ねじり角($r/R=0.28$), θ_{t0}	0.0°
ねじり角($r/R=0.75$), $\theta_{t0.75}$	0.0°

表5 ブレード最適設計条件

飛行条件	ホバリング
ロータ半径	0.230 m
等価コード長	0.044 m
ソリディティ	0.184 (AR=6.9)
翼端マッハ数	0.761 ($V_{tip}=177$ m/s)
ブレード枚数	4 枚
設計推力	1.86 N ($C_T=2.10 \times 10^{-2}$)

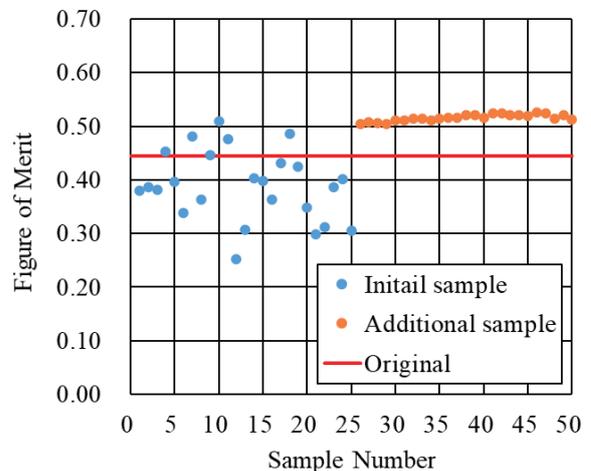


図21 最適化の履歴

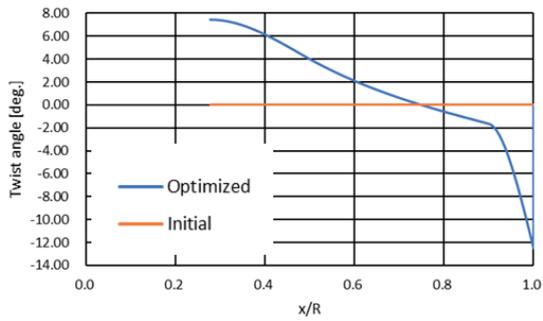


図22 最適化したブレードのねじり角分布

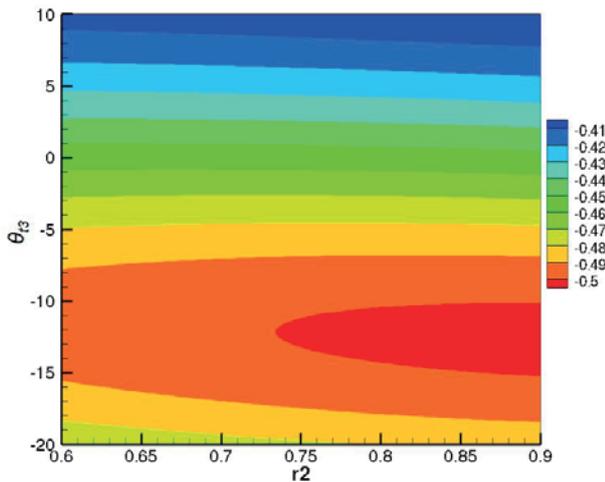


図23 Krigingモデル (変数: r_2 、 θ_{t3} 、目的関数: フィギュアオブメリット)

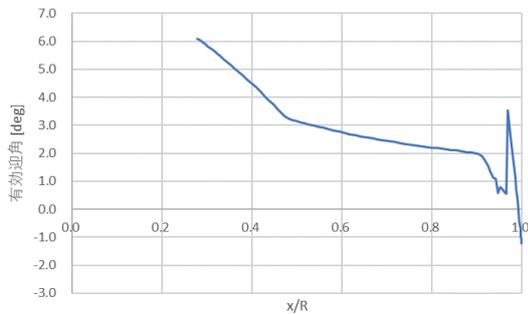


図24 有効迎角の分布

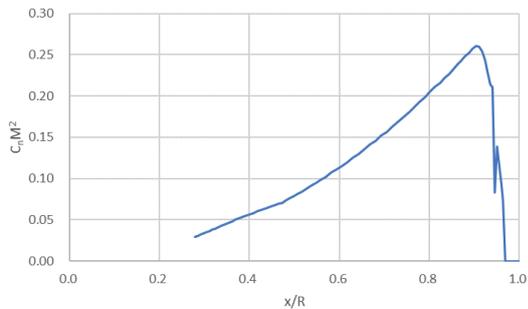


図25 垂直力の分布

6. おわりに

本論文では、2030年代の火星着陸探査を念頭に、火星ヘリコプタの具体的なミッション内容の検討、ヘリコプタ形態の比較検討、概念設計、ブレード平面形状の最適化を実施した。まず、縦穴や地下空洞の側壁などを撮影・観測するミッション要求にもとづき、保守的な飛行速度ではあるが、火星ヘリの飛行時間を推定した。つぎに、ヘリコプタの形態を、機体の複雑さ、転倒時の自己回復能力、機体での充電等の観点で、通常のヘリコプタ、同軸反転ヘリコプタ、マルチコプタについて比較した。その結果、マルチコプタが有利であると判断した。特に、可変ピッチ制御は、通常回転数制御の1/10の応答時間となるので、採用した。さらに、我が国で検討されている火星ローバに搭載することを前提に、マルチロータのブレードのサイズや折り畳みを設計した。最後に、この概念設計で得られたブレード形状について、ねじり角の分布を最適化した。その結果、ねじり角なしの場合に比べて、ホバリング性能が15%ほど向上することが示された。今後はこの数値解析結果を風洞実験で検証する予定である。また、本研究では、既存の翼型を採用したが、翼型についても最適化を実施し、さらなる性能向上を図る。

参考文献

- (1) 白井寛裕, 石上玄也, 笠原慧, 亀田真吾, 関華奈子, 関根康人, 長勇一郎, 寺田直樹, 野口里奈, 藤田和央, 宮本英昭, 山岸明彦, 吉岡和夫, 「宇宙理工学委員会 国際宇宙探査専門委員会 火星探査計画の科学探査タスクフォース 中間報告書」, 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,” J. Geophys. Res. Planets, Vol. 120, No. 6, 2015, pp. 1023–1043.
- (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, Arizona, LPI Contribution No. 1883, 2015, p.9012.
- (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, 「火星の縦孔探査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, 新潟県新潟市, 2017年10月25-27日.
- (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 SPACE and Astronautics Forum and Exposition, Orlando, Florida, September 17-19, 2018.
- (6) NASA RELEASE 18-035, “Mars Helicopter to Fly on NASA’s Next Red Planet Rover Mission,” <https://www.nasa.gov/press-release/mars-helicopter-to-fly-on-nasa-s-next-red-planet-rover-mission>, May 12, 2018.
- (7) 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 Merewether G. B., "Flight Control System for NASA's Mars Helicopter," AIAA SciTech 2019, San Diego, CA. AIAA 2019-1289, January 7-11, 2019.
- (8) Withrow-Maser, S., Koning, W., Kuang, W., Johnson, W., "Recent Efforts Enabling Future Mars Rotorcraft Missions," The VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting, San Jose, CA, January 21-23, 2020.
- (9) Yonezawa, K., Yoshida, N., Sugiyama, K., Tokutake, H., Tanabe, Y., Sunada, S., "Development of a Multicopter with Ducted and Variable Pitch Rotors," 5th Asian/Australian Rotorcraft Forum, Singapore, Nov. 17-18, 2016.
- (10) Ishigami, G., Fujita, K., Hatakenaka, R., Toyota, H., Sato, T., Takai, M., Nonomura, T., "Mission Scope Definition and Preliminary Design Study of Mars Surface Exploration Rover," Proceedings of the 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS 2015), 2015.
- (11) Sugiura, M., Tanabe, Y., Sugawara, H., and Takekawa, K., "Optimal Design of Rotor Blade for a Winged Compound Helicopter at High Advance Ratio," Vertical Flight Society's 76th Annual Forum & Technology Display, October 6-8, 2020.
- (12) Kanazaki, M., Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., Jeong, S. and Yamamoto, K., "Nacelle Chine Installation Based on Wind-Tunnel Test Using Efficient Global Optimization," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 51, No. 173, 2008, pp. 146-150.
- (13) Kanazaki, M., Jeong, S. and Yamamoto, K., "High-Lift System Optimization Based on Kriging Model Using High Fidelity Flow Solver," Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 49, No. 165, 2006, pp. 169-174.
- (14) Jeong, S., Murayama, M., Yamamoto, K., "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model," Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, 2005, pp.413-420.
- (15) Jones, D. R., Schonlau, M., and Welch, W. J., "Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Functions," Journal of Global Optimization, Vol. 13, 1998, pp. 455-492.
- (16) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, K., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, TN, January 09-12, 2012.
- (17) Koning, W. J. F., Johnson, W., and Grip, H. F., "Improved Mars Helicopter Aerodynamic Rotor Model for Comprehensive Analyses," AIAA Journal, Vol.57, No.9, 2019.