

# Aerodynamic Design for Propulsion Propeller of Mars Exploration by Optimization Methods

著者	森澤 征一郎
号	59
学位授与機関	Tohoku University
学位授与番号	工博第5049号
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10097/62830">http://hdl.handle.net/10097/62830</a>

氏名	もりざわ せい いち ろう 森澤 征 一 郎
授与学位	博士 (工学)
学位授与年月日	平成27年3月25日
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	Aerodynamic Design for Propulsion Propeller of Mars Exploration by Optimization Methods (最適化による火星探査航空機の推進用プロペラの空力設計)
指導教員	東北大学教授 大林 茂
論文審査委員	主査 東北大学教授 大林 茂 東北大学教授 澤田 恵介 東北大学教授 浅井 圭介 教授 藤井 孝藏 (宇宙航空研究開発機構)

## 論文内容要旨

現在、宇宙航空研究機構において衛星・ローバー・航空機などを用いた火星複合探査ミッション“MELOSプロジェクト”が検討されている。その中で航空機を用いた探査ミッションを実現させる課題の1つに推進性能の向上が挙げられ、その手段にはプロペラ推進が有力視されている。火星の大気環境は気体の密度が小さく、大気の温度も非常に低いため、地球の大気環境とは大きく異なる。加えて、ミッションによる制約のため火星航空機自体もさほど大きくない。そのため、航空機が飛行する際、プロペラブレードの先端の流れ場は低レイノルズ数・高マッハ数となり、これは地球上では存在し得ない特徴的な環境となる。このような環境下でのプロペラブレードの空力性能に関する研究はほとんど行われておらず、翼素・運動量理論から導いた従来のプロペラブレードの設計方法が有効であるかの評価も行われていない。このような背景のもと本論文では、数値流体力学 (CFD) ・多目的空力最適化・データマイニングを用いて火星航空機の高推進プロペラブレードに関する設計知見の獲得を目指し、プロペラブレード周りの流れの特徴や設計法について論じた。本論文は、その研究成果をまとめたものであり、全編5章からなる。

第1章は序論であり、本研究の背景、目的および構成を述べている。

第2章は低レイノルズ数域におけるマッハ数の影響を調べるために、ブレード断面形状である翼型について遷音速域での衝撃波が及ぼす空力性能の変化および翼型形状 (翼厚・キャンバー) の影響に関する考察を行うべく、CFD解析を実施した。前者ではNACA0012に対して通常の旅客機に該当するレイノルズ数と火星航空機のプロペラブレードに該当する低レイノルズ数域での空力性能・流れ場の比較を行った。その結果、火星航空機に該当するレイノルズ数域でのマッハ数効果は地球の旅客機のそれとは異なり、影響が小さく、急激な空力性能の変化が少ないことを示した。この結果は低レイノルズ数域でのマッハ数の影響は (1) サクションピークが小さく、圧力回復が小さい。(2) 遷音速域が高マッハ数で確認され、衝撃波は翼の上下面で同時に発生する。(3) 境界層の変化はマッハ数増加に対して影響が小さい。といったことが起因していることを示した。また、形状の影響

としてはNACA0012、NACA0002、NACA4412、NACA4402の空力性能・流れ場についての比較し、すべてのケースでマッハ数増加に伴い、揚抗比が減少することを確認した。さらに、薄翼の場合は高迎角側で揚抗比の減少量が著しく、キャンバー翼の場合は低迎角側で揚抗比の減少量が著しいことを示した。これらの結果は、マッハ数の増加に伴い、薄翼の場合の場合は翼面上の流れ場の再付着がなくなり、キャンバー翼の場合は翼下面側の流速が増加し、上下面の圧力差が小さくなったことに起因する。

第3章は現在JAXAで検討されている火星航空機の設計条件を用いたプロペラブレードの翼根、中央、翼端の3つのスパン位置の断面形状の各々に対して多目的空力最適化およびデータマイニングを行い、複数のパレート解から得られた形状の違いを考察するとともに、パレート解全体から翼型に関する設計情報の抽出を試みた。その際、異なるマッハ数・レイノルズ数における最適解形状の違いについての考察も行った。その結果、多目的空力最適化の結果より後縁キャンバーを持たせることがブレード断面のどの位置でも高揚力低抵抗な翼型であることを示した。一方、前縁キャンバーはブレード断面の位置によって異なる傾向をもつので各断面で形状の考慮が必要になることを示した。またマッハ数が大きい場合、パレート解はほぼ同じ傾向をもち、それらの解は似た形状をもつため、パレート解上での形状の差が小さいことを示した。それに対してレイノルズ数が大きい場合、パレート解の揚抗比が大きくなり、それらの解は異なる形状をもつことで、パレート解上での形状の差が生じることを示した。さらに、データマイニングの結果より形状に対するパレート解上の変化を調べると高揚力低抵抗な翼型になるような形状の集合は、翼上面の影響は小さく、後縁・翼下面の影響が大きいことを示した(図1)。

第4章は現在JAXAで火星航空機用プロペラブレードの設計候補となっている三角翼型を用いた3次元プロペラブレード周りの流れのCFD解析を行い、通常のプロペラブレード設計法に用いられる翼素・運動量理論との比較を行うことで低レイノルズ数・高マッハ数下におけるプロペラブレード設計のために通常的设计法が適用できるかどうかの検証を行った。その結果、通常的设计法が低レイノルズ数・高マッハ数下におけるプロペラブレード設計のために利用できることを示した。また、スパンワイズ方向の流れ場の平均場と瞬間場を比較し、流れ場の非定常性を調べることで流れ場の3次元性の影響が小さいことを示した(図2,3)。さらに、火星航空機用プロペラブレードの設計候補となっている三角翼型についての2次元CFD解析の結果とプロペラブレードの各断面の流れ場が似ていることを確認し、各断面における翼型の揚抗比を大きくすることで、プロペラブレードの推進効率を向上させる可能性を示した。

第5章は、前章までで行ったCFD・多目的空力最適化・データマイニングの解析結果をまとめ、火星航空機用のプロペラブレードの設計にも従来のプロペラブレード設計方法が有効であると結論づけた。そして、今後の研究に関する展望を述べた。

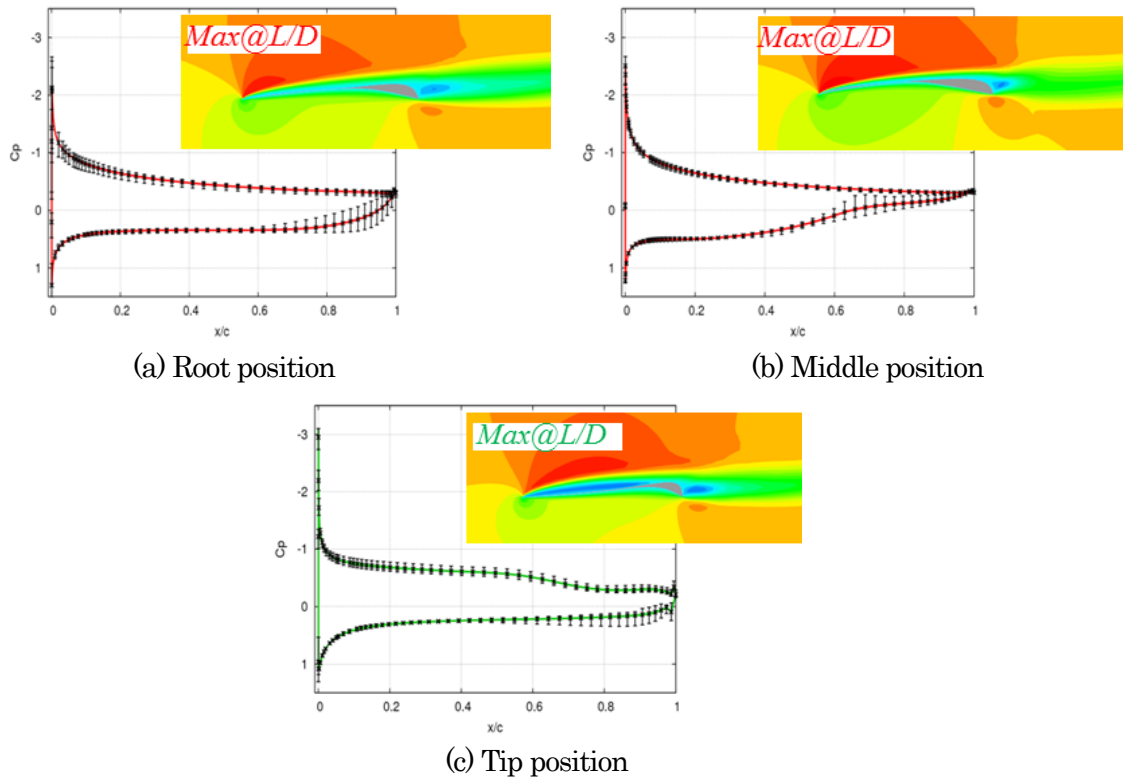


Figure 1 Comparison of variance pressure coefficient distribution of maximum lift-to-drag ratio on non-dominated solutions

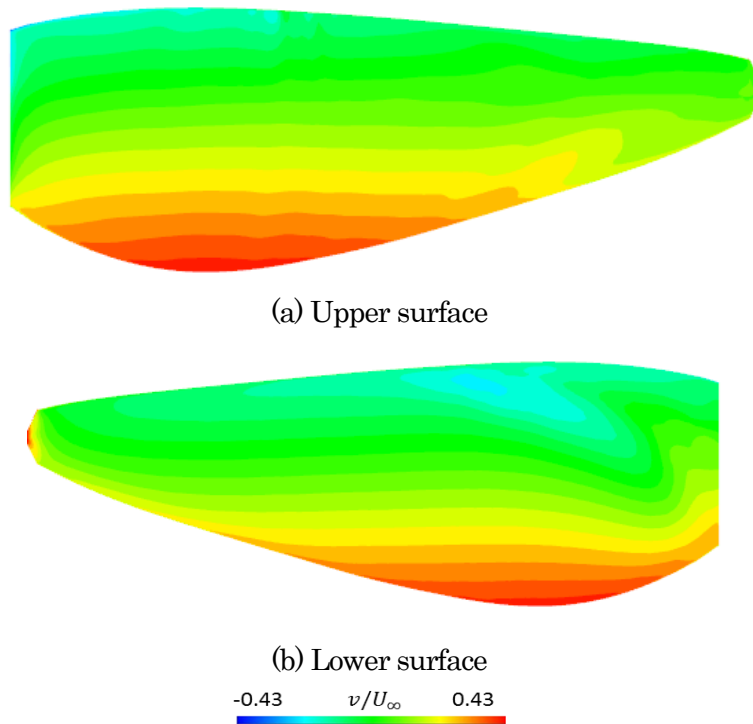
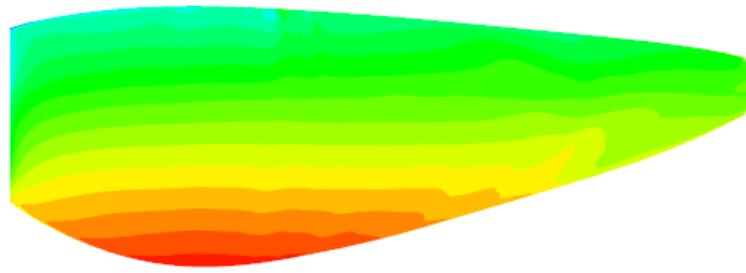
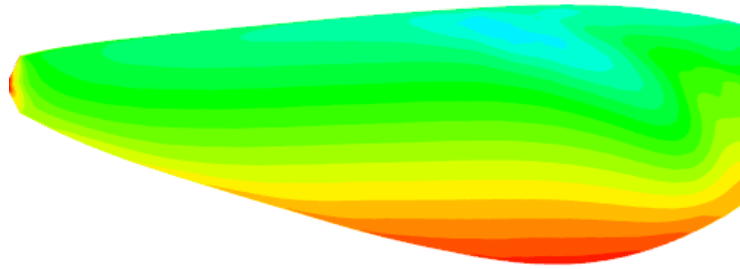


Figure 2 Time-averaged spanwise velocity on the blade surface



(a) Upper surface



(b) Lower surface

-0.43  $v/U_\infty$  0.43

Figure 3 Instantaneous spanwise velocity on the blade surface

# 論文審査結果の要旨

本論文は、宇宙航空研究機構（JAXA）で検討されている火星複合探査ミッション“MELOS プロジェクト”における火星探査航空機の推進用プロペラブレードの性能向上を目指し、プロペラブレードの空力設計に関する知見を獲得すべく行った研究である。火星航空機が対象とする飛行領域は大気密度・音速ともに小さく、ミッションによる制約のため火星航空機自体もさほど大きくない。そのために、プロペラブレードの先端の流れ場は低レイノルズ数・高マッハ数といった地球上では存在し得ない環境となり、これまでこのような環境下のプロペラブレード空力性能に関する研究はほとんど行われてきていない。加えて、そのような環境下で従来のプロペラブレード設計方法が有効であるかの評価もされていない。以上の背景のもと本論文では、数値流体力学を用いて低レイノルズ数・高マッハ数下のプロペラブレード周りの流れの特徴や設計法について論じている。本論文は、その研究成果をまとめたものであり、全編5章からなる。

第1章は序論であり、本研究の背景、目的および構成を述べている。

第2章では、ブレードの断面形状である翼型について、低レイノルズ数でのマッハ数の影響を調べ、また遷音速域での衝撃波が及ぼす空力性能の変化を通常の旅客機に該当するレイノルズ数と比較し、その違いを考察している。さらに、低レイノルズ数・高マッハ数下における翼型形状（翼厚・キャンバー）の影響を調べている。その結果、火星航空機は地球の旅客機とは異なり、低レイノルズ数ではマッハ数の影響が小さく、それが伴う急激な空力性能の変化が少ないことを示している。これは、火星航空機設計のための重要な知見である。

第3章では、現在JAXAで検討されている火星航空機の設計条件を用いて、プロペラブレードの翼根、中央、翼端の3つのスパン位置の断面形状に対して高揚力低抵抗を目的とする多目的空力最適化を行っている。また、異なるマッハ数・レイノルズ数における最適解形状の違いを考察している。その結果、すべてのスパン位置で後縁キャンバーが重要であることを示す一方で、前縁キャンバーはスパン位置によって異なる傾向を持つことを示している。これは、低レイノルズ数・高マッハ数下におけるプロペラブレード設計のための重要な成果である。

第4章では、現在JAXAで火星航空機用プロペラブレードの設計候補となっている三角翼型を用いた3次元プロペラブレード周りの流れの計算を行い、通常のプロペラブレード設計法に用いられる翼素・運動量理論との比較を行って、通常的设计法が低レイノルズ数・高マッハ数下におけるプロペラブレード設計のために利用できることを検証している。これは、重要な知見であり、今後新たな火星航空機用プロペラブレードの設計の可能性を導くものである。

第5章は結論である。

以上要するに、本論文は、火星探査航空機の推進用プロペラブレードの空力設計に関して設計指針となる新たな知見をもたらすものであり、航空宇宙工学および流体力学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。