

平成 29 年 6 月 19 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26289328

研究課題名(和文) 有人将来深宇宙ミッションへ向けた高出力MPDスラストシステムの研究

研究課題名(英文) Study of MPD Thruster System for Future High-power Space Explorations

研究代表者

船木 一幸 (Funaki, Ikkoh)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号：50311171

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 12,400,000円

研究成果の概要(和文)：有人火星探査を目指すにあたり、地球から火星までの軌道遷移を担う推進系の役割は重要である。大量の物資を効率良く運ぶための貨物船には、小惑星探査機はやぶさ等で用いられた電気推進を大型化した大電力電気推進を採用することで、優れたペイロード率の達成が可能となる。本研究では、100N級電磁プラズマカ学(MPD)アークジェットスラストシステムの設計ならびにスラストの試作、パルス動作試験を実施し、MW(メガワット)級の大電力電気推進システムの成立可能性を得た。

研究成果の概要(英文)：For an orbital transfer from the Earth to Mars, a high power and high performance spacecraft electric propulsion system is required in particular for a cargo-vehicle since electric propulsion's high specific impulse enables a large payload ratio, and hence a large mass can be conveyed to Mars within limited launch vehicle capability. In this study, 100-N-class Magnetoplasmadynamic (MPD) arcjet system was conceptually designed, and the thruster head design was experimentally demonstrated by using a pulsed operation, in which a capacitor bank as a power source. Such an test can prevent a steady operation that requires large and continuous power and vacuum facilities.

研究分野：宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 プラズマ・核融合 宇宙機推進 MPDアークジェット 有人惑星探査

1. 研究開始当初の背景

国際的な有人惑星探査計画を策定する国際宇宙探査協働グループ(ISECG)は、小惑星・月の探査を経て、最終的には火星を目標とするロードマップを2013年夏に発表した。有人火星探査で問題となるのは、長期間におよぶミッションにおいてクルーの放射線被爆が問題であることと、ミッション遂行のための莫大な費用が必要であることであり、地球火星間の往復飛行時間をできる限り短縮し、かつ、ミッションコストを低減することが求められている。これらの課題のうち、コストの低減はとても難しい課題であり、打ち上げロケットの大型化には非常に多くのコストがかかり限界がある。従って、探査機を出来る限りコンパクトに設計し、深宇宙における推進系の比推力と推力重量比を高めることで、探査機のペイロード比を向上させることが重要となる。化学推進に比べて高比推力を特徴とする電気推進ロケットには、ペイロード比の向上とミッションの期間短縮との双方の観点から重要な役割を期待されている。

有人向け電気推進の課題は、既存の電気推進機に比べて大推力・大電力の電気推進が求められることである。国内では小惑星探査機「はやぶさ」のイオンスラスタがおよそ30mN/1.2kW、宇宙航空研究開発機構(JAXA)研究開発部門の大型イオンスラスタでも180mN/4kWのサイズにとどまることから、100Nスラスタを実現するためには、推力および電力で現行より3桁ものスケールアップが求められる。国際的な大電力電気推進の研究開発状況を見ると、過去の大出力電気推進研究においては、一台あたり100kWまでの直流(DC)アークジェットやホールスラスタがテストされているが、実験室レベルで運転されるにとどまっている。100Nクラス電気推進のためには、3~5MW(メガワット)の電気推進機が必要となるが、ここまで高出力の電気推進機は、開発されたことが無い。

2. 研究の目的

本研究では、大型有人惑星探査機の主推進ロケットを担う事が可能な、世界最高出力の100Nクラス電磁プラズマ力学(MPD)アークジェットシステムについて、その基本的な設計を得ることを目的とする。

このクラスの電気推進では、投入電力および真空排気能力の観点から非常に大掛かりな設備が必要となるが、適切な試験装置は世界的に見ても現存しない。こうした制約から、実験室実験からスタートして試行錯誤的にMPDスラスタ開発を進めることは困難であると言えよう。

本研究では、初期の設備投資を回避してスラスタ設計を行うため、スラスタおよびスラスタシステムの各要素における物理現象をモデル化して特性を評価し、各要素のモデル

を統合することで推進機システム全体性能を最適化する「モデルベース設計」の手法を導入する。すなわち、推進機・推進剤供給系の設計・熱(冷却)設計といったスラスタならびサブシステムを統合したモデルを確立して、各要素の数値シミュレーションとシステム全体としての設計検討を実施する。

3. 研究の方法

MPDスラスタシステム設計のために必要な電磁流体、熱構造の各要素のモデルを構築・検証し、モデルベース設計を実施する。

まず、MPDスラスタ内の電磁流体现象を解析する電磁流体(MHD)コードと、熱構造設計を実施するスラスタヘッド部の熱構造解析コードとを統合した連成解析を実現する。MPDスラスタヘッド部の概要を図1に示した。スラスタヘッドは、陽極と陰極の電極とこれらの保持機構ならびに冷却機構から構成される。解析モデルは、推力・推進性能等を算出する放電プラズマ(電磁流体)解析コード、電極への熱流束を推定するシース熱伝達モデルと、熱構造解析コードから構成され、解析ツール全体を反復利用することで、熱構造的に妥当で性能の高いスラスタ形状を求めることができる。

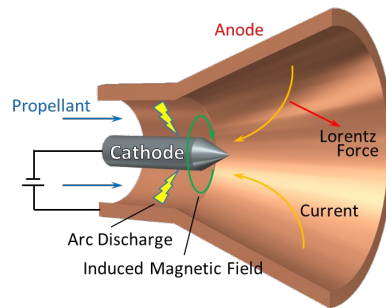


図1 MPDスラスタの構成概念

また、上記モデルの主要部を、MPDスラスタのスケールモデル実験にて検証する。MWクラスの定常運転はJAXA宇宙科学研究所の全消費電力に相当するなど現実的ではないため、放電時間が約1msのパルス状運転により推力・推進性能評価を行う。図2に示された試験装置では、25kAまでの大電流をコンデンサバンク(PFN)から供給して、振り子式推力スタンドにて推力等を取得する。

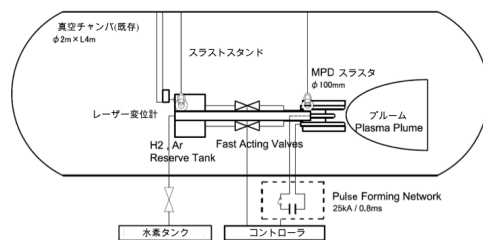
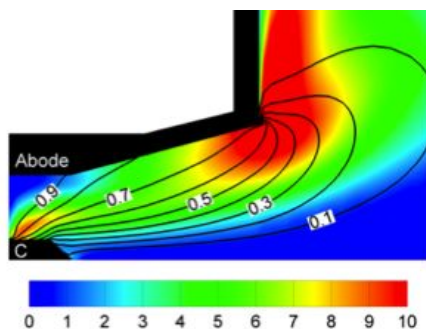


図2 MPDスラスタ実験システム：推進性能評価実験装置(時間スケールモデル)

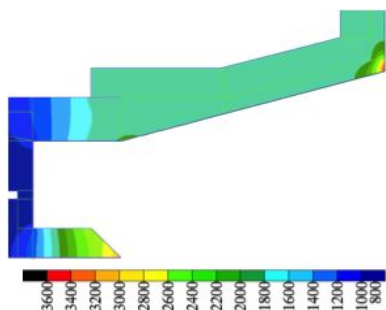
この他、プラズマプルーム特性ならびに電極への熱入力特性を取得して解析モデルによる数値計算結果と比較することで、解析モデルのうち、特に推進効率評価モデルについて検証をはかる。その上で、スラスタ解析モデルとサブシステムモデルを統合したモデルによる設計を実施する。

#### 4. 研究成果

- (1) 放電プラズマ解析コードとしては、JAXAと東工大が開発したMAPSコードを用いた。このコードは、流れ場の基礎式であるNavier-Stokes方程式と、電磁場の基礎式であるMaxwell方程式とを組み合わせた電磁流体コードであり、図3a)のようにMPDスラスタの放電経路とプラズマ生成ならびに加速を行う流れ場を解析可能である。MAPSコードは、新規に導入したシース熱伝達モデルとあわせて用いることにより、電極付近の非中性領域(シース領域)における降下電圧とシース領域への投入電力を予測すると共に、プラズマ解析結果をもとに電極ならびに絶縁体壁面への熱流束を予測することが可能となった。図3b)には、プラズマ流解析結果を入力条件として、スラスタ構体部の温度分布を解析した結果の例を示した。陰極(カソード)ならびに陽極(アノード)の先端部に高い温度の部分がある。MPDスラスタでは、高温高密度プラズマと放電室壁面が直接接することから、プラズマからスラスタ本体への入熱が大きくなる。従って、スラスタからの排熱が課題であり、熱設計上の工夫が必要となる。



a) 内部放電経路とホールパラメータ分布



b) スラスタ構体熱解析結果 (K)

図3 MPDスラスタ解析結果( $H_2$ , 0.3g/s, 6kA)

- (2) MPDスラスタの試作ならびに実験を行った。放電時間が約1msのパルス状運転を行う時間スケールモデル実験(準定常実験)により推力・推進特性評価を行った。典型的な性能値としては、アルゴンを推進剤とした場合は1.1MWの投入電力に対して推力26N、比推力1500秒、効率18%が得られ、水素を推進剤とした場合は1.3MWの投入電力に対して推力19N、比推力4900秒、効率37%が得られた。水素ならびにアルゴン推進剤に対する比推力-推力効率測定結果を図4にまとめた。

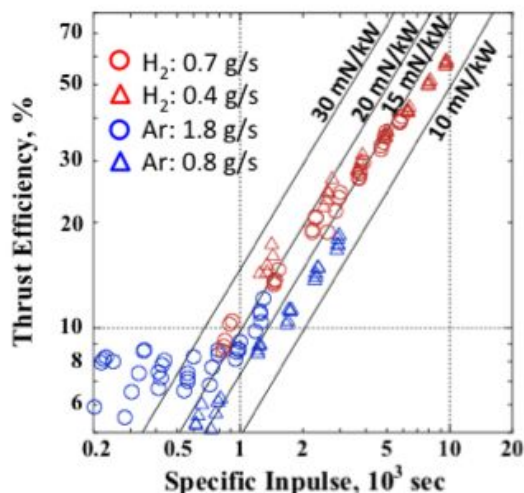


図4 MPDスラスタ性能特性のスケールモデル(パルス運転)実験の結果

- (3) 上記の実験結果は、推力・推進性能等を算出する放電プラズマ解析コード等の解析モデルの検証のために用いられ、解析モデルによる予測は、振り子式推力スタンドによって計測された推力特性と良い一致が示された。その一方、推進性能評価に必要な投入電力評価の差異が、解析と実験結果との間で発生した。これは、電極近傍のシースと呼ばれる領域における投入電力またはシース領域における降下電圧の予測モデル精度が不十分であるか、あるいは、性能評価を実施した短パルス試験形態においては、電極温度が十分に上昇していないことが原因である。
- (4) 短パルス試験形態における電極温度計測を実施したところ、図5のように負側の電極(陰極)部先端領域における高温領域と、先端部から離れた位置における低温領域とが観測された。このことから、陰極部位で温度平衡には達しておらず、温度勾配が発生していることが確認された。短パルス試験では、当然であるが、定常時の運転状態は模擬できないため、電極サイズをスケールダウンして電流密度と単位体積あたりの投入パワーをあわせた電力スケールモデル実験装置を開発して、温度平衡状態

における測定を実現した。

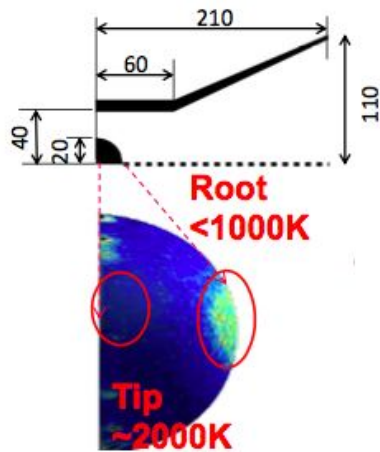


図5 MPD スラスタ実験（短パルス試験）における陰極部の温度分布計測結果の例（上図はMPD スラスタの電極部形状を示す）

(5) MPD スラスタシステムとして、放熱パネルまでを考慮したスラスタ設計を行った。図6の設計例では、陰極先端部の高温部位からヒートパイプを利用した抜熱方式により、スラスタ構体の温度を融点より十分低い温度に保持しながら動作させることが可能であり、ただしスラスタの熱を宇宙へ輻射によって放熱するためのパネル搭載が必要となることがわかった。このように、電気推進としては世界最大レベルのスラスタヘッドの設計について、見通しを得ることができた。

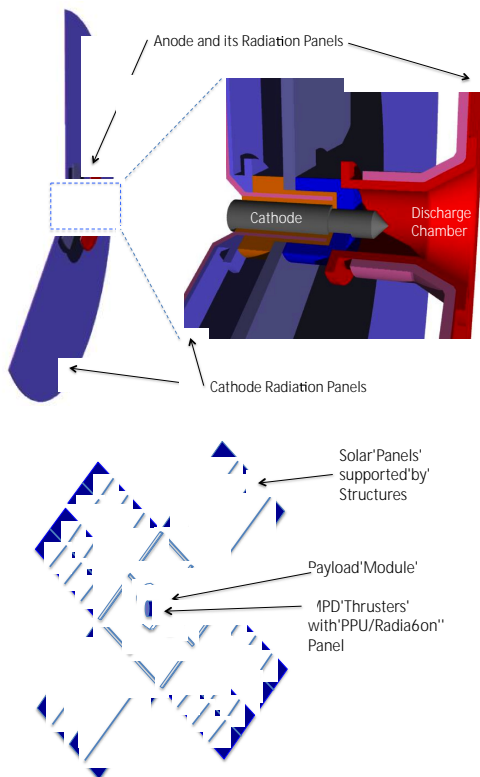


図6 MPD スラスタの設計例と MPD スラスタシステムによる宇宙機の設計例

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計3件)

1. 川崎央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, 水素 MPD スラスタの放電電流経路に関する数値的検討, 電気学会論文誌 A, Vol.136, No.3, 2016, pp.141-146.
2. 川崎央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, MPD スラスタ内の放電電流経路と推進性能に関する数値的検討, 電気学会論文誌 A, Vol.136, No.3, 2016, pp.135-140
3. A. Kawasaki, K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, MHD Simulation and Thermal Design of an MPD Thruster, Trans. JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, 2014, p.Pb\_19-Pb\_25.

〔学会発表〕(計18件)

1. 田内思担, 窪田健一, 川崎央, 船木一幸, 中根昌克, 水素 MPD スラスタにおける推進性能の陽極形状依存性に関する数値的検討, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-028, 相模原, 2017年1月.
2. 外岡学志, 船木一幸, 大塩裕哉, 自己誘起磁場型 MPD における推進特性および陰極温度計測実験, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-048, 相模原, 2017年1月.
3. 田内思担, 中根昌克, 川崎央, 窪田健一, 船木一幸, 水素 MPD スラスタの推進性能の陽極形状依存性に関する数値解析, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 4I04, 函館, 2016年9月.
4. 川崎央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, 自己誘起磁場型 MPD スラスタの電磁流体・熱連成シミュレーション, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 4I05, 函館, 2016年9月.
5. S. Cho, H. Watanabe, K. Kubota, I. Funaki, The Effects of Cathode Boundary Condition on Particle Simulation of a SPT-100-like Hall Thruster, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4728, Salt Lake City, July 2016.
6. Y. Oshio, S. Tonooka, I. Funaki, Experimental Investigations of High Power Quasi-Steady MPD Thruster, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP2016-130, Takamatsu, Mar. 2016.

7. 外岡学志,船木一幸,大塩裕哉, 大電力電気推進機(MW 級自己誘起型 MPD スラスタ)の推進性能取得実験, 平成 27 年度宇宙科学に関する室内実験シンポジウム, 相模原, 2016 年 2 月.
  8. 大塩裕哉, 船木一幸, MW 級準定常 MPD アークジェットの陰極表面温度計測, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2C14, 鹿児島, 2015 年 10 月.
  9. 梶川恵広,中根昌克,石川芳男,窪田健一, 船木一幸, 壁面の等温性を考慮した水素を推進剤とする MPD スラスタの放電室形状最適化,第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2C15, 鹿児島, 2015 年 10 月.
  10. 川崎央,窪田健一,船木一幸,奥野喜裕, MPD スラスタの電磁流体・熱連成シミュレーション, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2C17, 鹿児島, 2015 年 10 月.
  11. A. Kawasaki, K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, Plasma Flow Simulation of an MPD Thruster with an Electrode Model, Joint Conference: 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, IEPC-2015-201/ISTS-2015-b-201, Kobe, July 2015.
  12. A. Kawasaki, K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, MHD and Thermal Coupled Simulation of an MPD Thruster, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2015-3727, Orlando, July 2015.
  13. 川崎央,窪田健一,船木一幸,奥野喜裕, 電極現象を考慮した MPD スラスタの電磁流体シミュレーション,第 58 回宇宙科学技術連合講演会,2J15,2014 年 11 月 12-14 日,長崎.
  14. A. Kawasaki, K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, Numerical Simulation of Plasma Flow in a Self-field MPD Thruster Coupled with Electrode Sheath, AIAA-2014-3696, AIAA Propulsion and Energy, Cleveland, July 28-30, 2014.
  15. I. Funaki, K. Kubota, A. Kawasaki, Y. Okuno, K. Miyazaki, S. Takenaka, H. Horisawa, Analysis of Self-field MPD Thrusters for Designing a Megawatt-class In-space Propulsion System, AIAA-2014-3418, AIAA Propulsion and Energy, Cleveland, July 28-30, 2014.
  16. 川崎央,窪田健一,船木一幸,奥野喜裕, 電極現象を考慮した電磁流体シミュレーションによる MPD スラスタの性能予測, 第 46 回流体力学講演会 / 第 32 回航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム, 2E11, 2014 年 7 月,弘前.
  17. 大塩裕哉,上野一磨,堀江優之,船木一幸, MPD アークジェットを用いたプラズマ風洞のプラズマ流計測, 第 46 回流体力学講演会 / 第 32 回航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム, 2E15, 2014 年 7 月,弘前.
  18. 武中駿,宮崎兼治,船木一幸,堀澤秀之, 1MW 級準定常自己誘起磁場型 MPD スラスタのプルーム計測,日本航空宇宙学会年会講演会,D08,東京,2014 年 4 月.
- 6 . 研究組織
- (1)研究代表者  
船木 一幸 (FUNAKI, Ikkoh)  
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授  
研究者番号 : 50311171
  - (2)研究分担者  
奥野 喜裕 (OKUNO, Yoshihiro)  
東京工業大学・大学院総合理工学研究科・教授  
研究者番号 : 10194507  
  
堀澤 秀之 (HORISAWA, Hideyuki)  
東海大学・工学部・教授  
研究者番号 : 30256169
  - (3)研究協力者  
大塩 裕哉 (OSHIO, Yuya)  
東京農工大学・工学研究科・助教  
研究者番号 : 80711233  
  
窪田 健一 (KUBOTA, Kenichi)  
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究員  
  
川崎 央 (KAWASAKI, Akira)  
名古屋大学・大学院工学研究科・助教  
  
宮崎 兼治 (MIYAZAKI, Kenji)  
東海大学大学院・工学研究科・大学院生  
  
外岡 学志 (TONOOKA, Satoshi)  
総合研究大学院大学・物理科学研究科・大学院生  
  
田内 思担 (TAUCHI, Shitan)  
総合研究大学院大学・物理科学研究科・大学院生