

## 外部磁場印加型 MPD スラスタを搭載した 宇宙機のサブシステム検討

### Subsystem studies of space-exploration with Applied-Field MPD thrusters

○木村竜也・小島康平・川又善博・安井正明(三菱重工業)  
水谷佳祐・市原大輔・岩川輝・佐宗章弘(名古屋大学)

○Tatsuya Kimura・Kohei Kojima・Yoshihiro Kawamata・Masaaki Yasui (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd)・  
Keisuke Mizutani・Daisuke Ichihara・Akira Iwakawa・Akihiro Sasoh (Nagoya University, Nagoya)

#### Abstract (概要)

A steady state magneto-plasma-dynamic thruster (MPDT) is one of the most promising electric propulsion (EP) thrusters which generate high thrust. Feasibility studies of Mars Sample Return Mission with space-exploration vehicles equipped MPDT were conducted to obtain the target of MPDT performance.

#### 記号の説明

- $F$  : 推力 (mN)  
 $I_{sp}$  : 比推力 (s)  
 $M_i$  : 初期質量 (kg)  
 $M_p$  : 推進剤質量 (kg)  
 $M_{pay}$  : ミッション質量 (kg)  
 $P$  : 電力 (W)  
 $\Delta V$  : 速度増分  
 $\eta$  : 推力効率  
 $\tau$  : ミッション期間 (年)

#### 1. はじめに

MPD 推進機は大推力電気推進機として有望な候補の1つである。ただし、MPD 推進機は大推力が期待されるが、大電力が必要となるため、運用衛星のスラスタには使用されていない。将来の大推力化にともない MPD スラスタの開発目標値を設定するために、本投稿では大電力電気推進を搭載した宇宙機のシステム検討を行い、火星サンプルリターンなどのミッションの実現性を議論する。検討の手順としては、まず宇宙機の構成品の仕様(制約条件)調査した上でミッション、環境条件を設定した。次に、スラスタ作動時/非作動時の宇宙機の熱平衡計算を行い、構成品のサイジング、ミッションを実現させるための工夫、最後に運用しているイオンエンジンやホールスラスタと比較して必要な性能および、MPD の特性について評価した。

#### 2. ミッション、環境条件の設定

設定したミッションと環境条件を表1に示す。ミッションは火星サンプルリターンをミッションとして想定する。

電気推進を搭載した宇宙機の運用フローを図1に示す。ペイロードの中には、火星周回軌道に遷移する際のエアロブレーキ、火星軌道離脱の際のキックモータも含む。このようなミッションの場合、必要なペイロードは3500-4000kgと推算されている1)。 $\Delta V$ は文献2)を参照し、往路、復路それぞれ5.6km/sとした。H3ではLEO約20tonまで打つ上げ能力を有するが、H2A 打上可能なターゲットとして、LEO 10tonとした。

表1 設定ミッションと環境条件

ミッション	火星サンプルリターン
増速量	5.6km/s (往路/復路) 2)
ミッション期間	6年以内
ペイロード質量	3500kg以上
温度最悪条件	最高：地球近傍、スラスタ作動時 最低：地球日陰、スラスタ非作動時
衛星初期質量	10ton以下 (H2A LEO)
ミッション	火星サンプルリターン

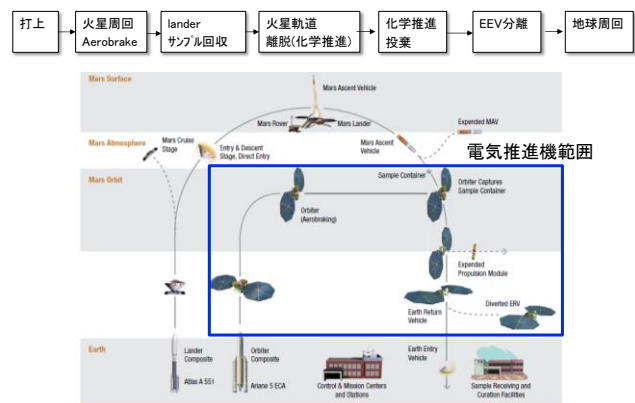


図1 火星サンプルリターン構想 1)

### 3. 計算方法

ミッション要求とスラスタ性能から作動時間、ペイロード質量を計算した。計算フローを図2に示す。スラスタへの投入電力Pをパラメータに、各機器の質量計算および熱平衡計算を行い、構成部品はスラスタ永久磁石の温度制約内でミッション期間τとペイロード質量が要求を満足する範囲を算出した。質量計算の詳細フローを図3に示す。熱平衡計算方法を図4に示す。

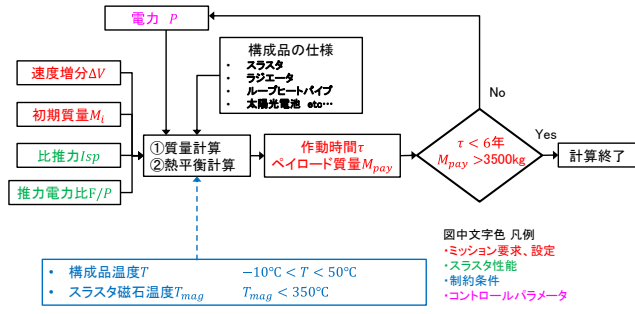


図2 計算フロー

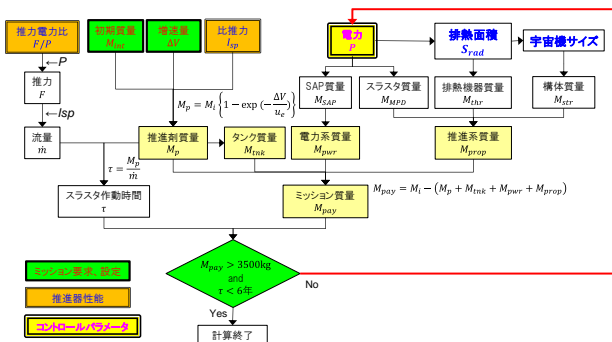


図3 質量計算フロー

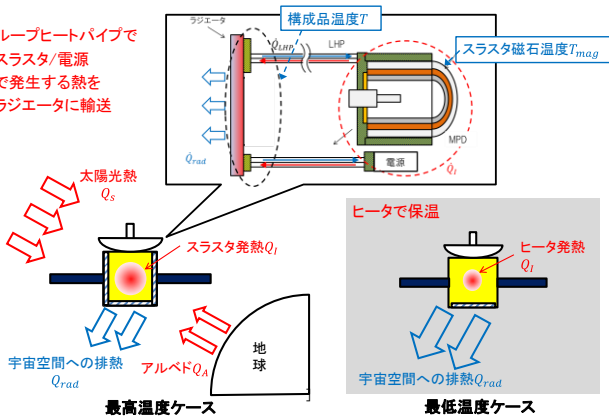


図4 熱平衡計算方法

ラジエータの排熱面積は発熱が最も厳しい地球近傍で宇宙機の温度が50℃以下に納まるように設定する。

日陰での最低温度ケース時は、ヒートスイッチ OFF (リザーバへのわずかな加熱により、熱輸送を遮断) により、ラジエータ側と機器側は熱的に隔離される。制約条件としてはラジエータの輻射表面温度となり、ヒートスイッチ冷

媒の凝固点-60℃以下 (この効果がない場合は、機器の下限温度約-10℃になる) とならない様にヒータで保温する (必要なヒータ電力を計算する)。

火星近傍でのミッションでは、地球に比べ火星公転軌道では得られる電力が約40%に低下するため、地球での加速は大きく火星近傍では40%まで低下するが、ここでは一次検討のため推力は火星での推力 (最小の推力) で一定とした。

### 4. 構成品の仕様 (制約条件) 調査

構成品のシステムを図5に示す。各構成品の性能、質量感度を調査した。構成品のサイジングは実用化目途があるデータを使用した。

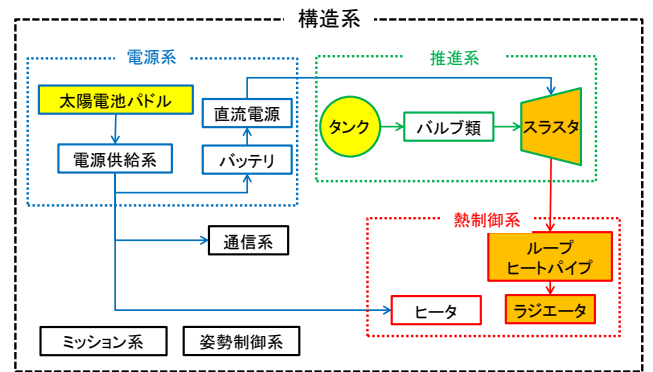


図5 構成品の系統

4.1 MPD スラスタ これまでのMPDスラスタ要素試験結果を図6に示す。ミッション達成可否検討には達成目途が得られているFY27年度目標値を使用した。他スラスタとの比較には最終開発目標①、②を使用して比較した。

【システム検討性能】

■ FY27年度目標  $F/P = 13\text{mN/kW}$ ,  $I_{sp} = 4000\text{s}$ ,  $\eta = 25\%$

【他スラスタ—との比較】

◇ 最終開発目標①  $F/P = 22\text{mN/kW}$ ,  $I_{sp} = 4000\text{s}$ ,  $\eta = 43\%$

□ 最終開発目標②  $F/P = 15\text{mN/kW}$ ,  $I_{sp} = 6000\text{s}$ ,  $\eta = 44\%$

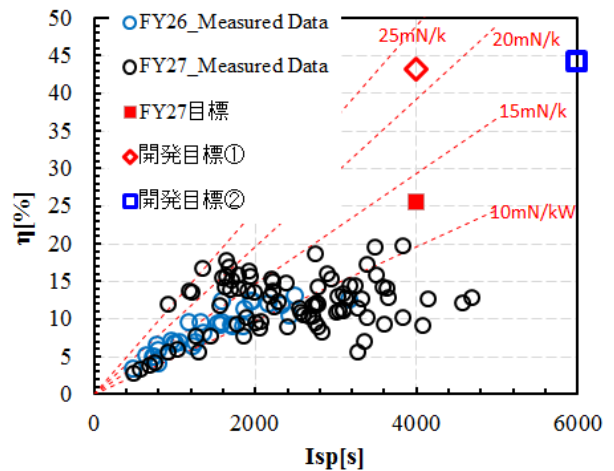


図6 MPDスラスタ要素試験結果と開発目標

MPD スラスタ要素試験の磁場印加方法はソレノイドコイルを軸方向磁場を印加するために水冷のソレノイドコイルを使用してきた。ソレノイドコイルは外部磁場をパラメータとしてコントロールできる一方で、電力を消費するため発生電力の限られている宇宙機には向いていない。そこで、サマリウムコバルト磁石を使用する。サマリウムコバルト磁石温度は、磁力の劣化を防止するため、350°C以下に抑える必要がある。

**4.2 タンクと推進剤** タンク肉厚はフープ応力がタンク材破壊応力に対して、1.5 倍の安全率を確保する寸法とした。MPD スラスタは要素試験で、推力/電力比 (F/P) が Xe より Ar の方が高い結果が得られていることと、Xe 埋蔵量の限界を考慮して、推進剤を Ar とした。ただし、常温の Ar 密度は常温の Xe 密度の 1/7 であるためタンク質量が増大し、ペイロードが低下する。-120°Cまで低温貯蔵できる断熱タンクを使用する。

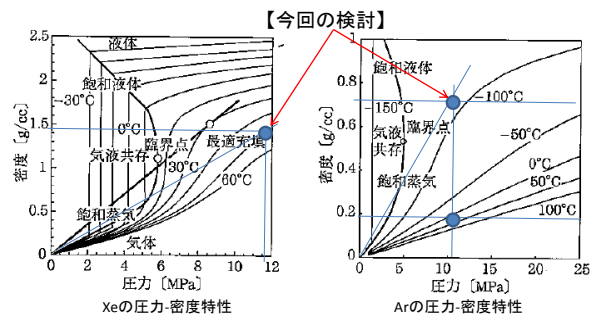


図7 推進剤圧力と密度の関係 3)

**4.3 太陽電池パドル(SAP)、電源系** また現在、NASA で検討されている最大の SPA、「ATK Mega Flex」および「DSS Roll Out Solar Array (ROSA)」の外観および仕様を図 8 に示す。ここでは、これらと同等の仕様の SAP を用いるとして P\_SAP/M\_SAP=150W/kg とした。

表2 SAP仕様

	ATK Mega Flex	DSS ROSA
寸法[m]	φ 12	5.5 × 15-20
発電量[kW]	20	20-25
電力質量比[W/kg]	150	
電力面積比[kW/m <sup>2</sup> ]	50	

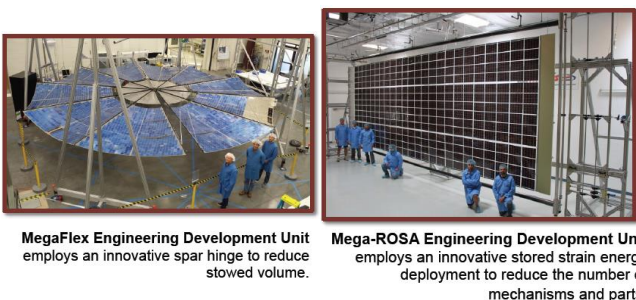


図8 SAP外観

**4.4 ループヒートパイプ** スラスタや直流電源からの発熱をループヒートパイプを使用して、吸熱し、ラジエータに熱輸送させる。ループヒートパイプ (LHP) はヒートパイプと同様に内部に封入された冷媒の蒸発潜熱を利用して熱輸送を行うループ型熱制御デバイスである9)。作動原理を図9に示す。MPD スラスタへの装着例を図10に示す。

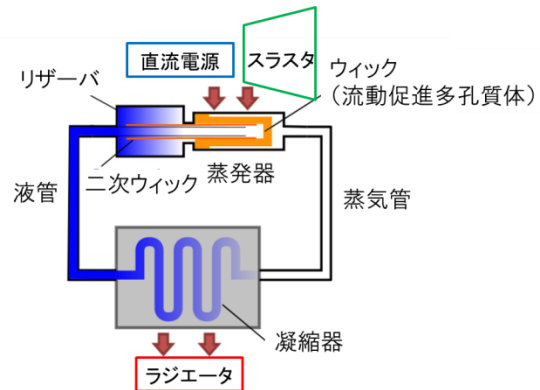


図9 ループヒートパイプ作動原理 5)

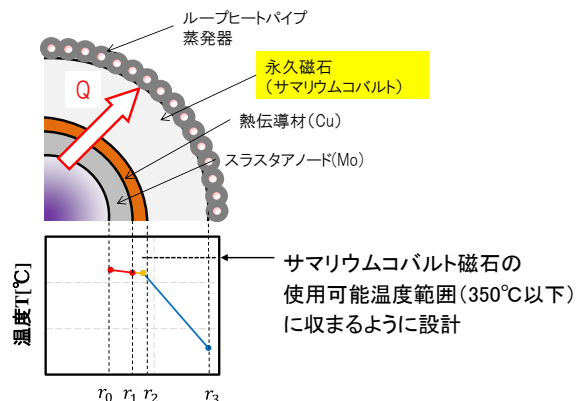
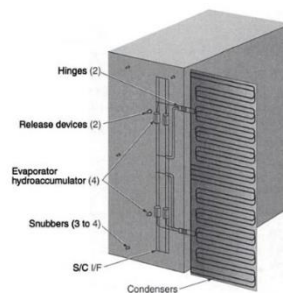


図10 MPD スラスタへのループヒートパイプ装着例

**4.5 ラジエータ** 現在までに開発されている展開ラジエータの一つであるAlphaラジエータの仕様を以下に示す。この仕様をもとに展開ラジエータの質量、寸法を決定する。

表3 Alphaラジエータ能力 7)

排熱能力 at 65°C	1250W
ラジエータ寸法	1.27m × 3.18m
質量	10.2kg/11.3kg



#### 4.6 構体系

打ち上げ時の振動荷重がスキンの引張耐荷重以下になるようにハニカムパネルの厚さを決定する。また、スキン、ハニカム構造に使用する材料の物性値を表4に示す。

表4 スキン、ハニカム構造材料物性 8)

材質	スキン材	ハニカムコア材
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	2770	129
引張耐力 [MPa]	324.1	

#### 5. 検証計算

Excel で設計結果が出力される簡易設計ツールを作成して計算した。1次計算の結果、スラスタ1台でミッション要求を満たすためには2点の課題が見つかった。

- 課題1. 磁石が使用可能温度 350°C以上に達する
- 課題2. 機器温度  $T < 50^\circ\text{C}$  の制約内ではラジエータ面積が過大となり、構造体質量増大し、ペイロード質量が確保できない。

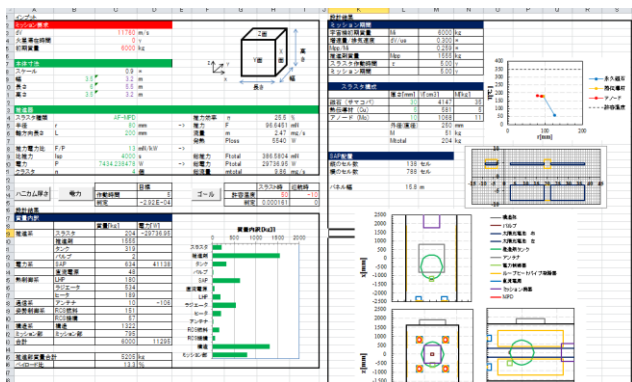


図11 簡易設計ツール

#### 6. 要求条件を満足させるための打ち手

以下の2つの打ち手を取ることで要求を満足することが可能となった。

- 打ち手1 : クラスタ化による磁石温度低減  
クラスタ化により磁石温度を制約以下に収めることが可能となった。結果を図12に示す。

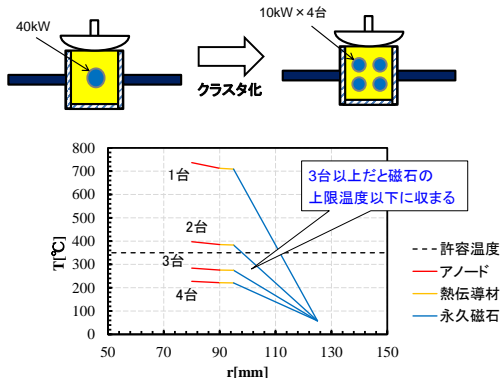


図12 クラスタ化による磁石温度低減

- 打ち手2 : 展開ラジエータによる放熱面確保  
展開ラジエータの採用により宇宙機を小型化、構造体の質量低減が可能となった(図13)。

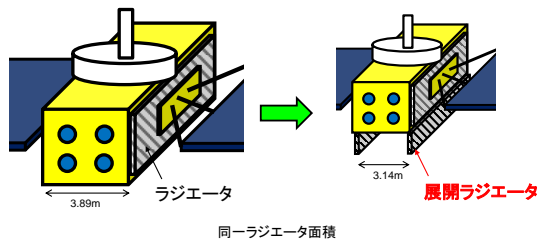


図13 展開ラジエータ採用イメージ

#### 7. 評価

投入電力に対するペイロード質量、ミッション期間感度を図13に示す。投入電力が高いほど、高推力を確保し、ミッション期間が短縮されるが、搭載する太陽電池パドルやラジエータ質量の増加によりペイロード質量が減少するため、バランス点が存在する。

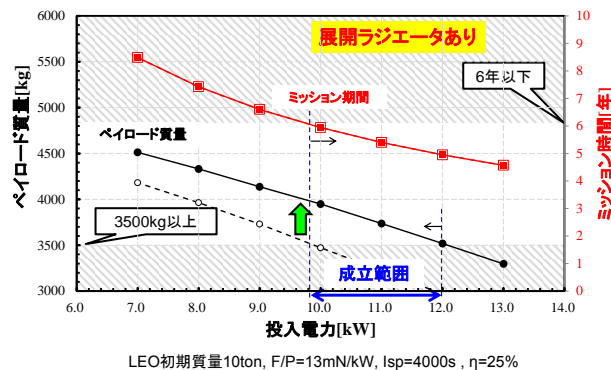


図14 投入電力に対するペイロード質量、ミッション期間感度

4.1項に示した2点の開発目標仮設定に対して、開発目標①の方が低い電力で同一ミッションを達成可能であることが確認された(図15)。Isp=6000s以上を達成するより、F/Pを22mN/kW以上に向上させることの方が設定したミッションには有利となる。

- 実線◇ 最終開発目標①  $F/P = 22\text{mN/kW}$ ,  $I_{sp} = 4000\text{s}$ ,  $\eta = 43\%$
- 破線□ 最終開発目標②  $F/P = 15\text{mN/kW}$ ,  $I_{sp} = 6000\text{s}$ ,  $\eta = 44\%$

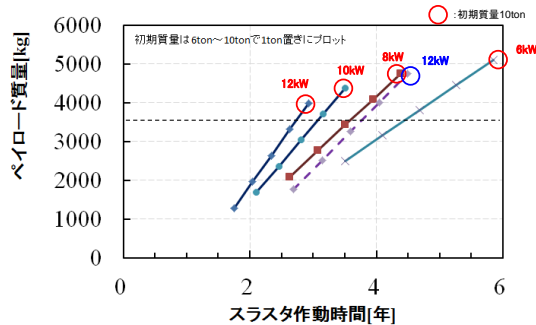


図15 MPD開発目標①、②比較

他のスラスタとの比較を図 16 に示す。MPD はイオンエンジン XIPS より F/P が低いいため、ペイロード質量の点で有利にはならないが、少ないスラスタで同一ミッションが可能となる。また、MPD が投入電力に応じた推力可変のため、ミッションに多様性があるが。

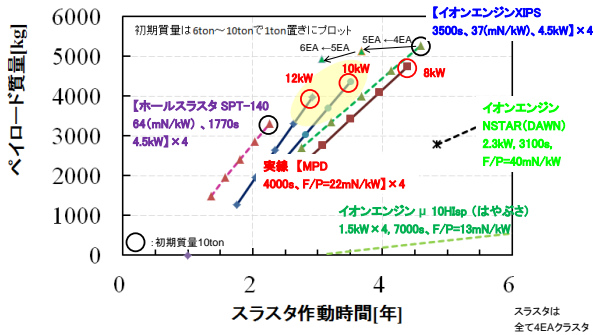


図 16 スラスタ作動時間とペイロード比較

## 8. まとめ

- ・宇宙機構成品の仕様（制約条件）を調査した。
- ・スラスタ作動時/非作動時の宇宙機の熱平衡計算を行った。
- ・平衡温度計算と質量計算を統合して、電力確保、排熱面積確保のための太陽電池パネル、構成品のサイジング計算を行った。
- ・スラスタのクラスター化、展開ラジエータの搭載により、MPD を主推進とする宇宙機ミッションの成立解が得られた（ペイロード質量 4ton を超える火星往復ミッションを 3-4 年で達成）
- ・MPD の開発目標が設定された。

## 参考文献

- 1) Preliminary Planning for an International Mars Sample Return Mission, Report of the iMARS Working Group, Jun. 2008
- 2) Solar Electric Propulsion Technology Development, Re-Decisional NASA
- 3) イオンエンジンによる動力航行, 宇宙工学シリーズ 8, コロナ社
- 4) NASA, Solar Electric Propulsion Technology Development
- 5) マルチエバポレータ・コンデンサ型 LHP の熱流動モデルの構築と動的熱負荷条件での熱輸送特性, 奥谷翔 2012 年度名古屋大学修士論文
- 6) 大西晃「宇宙機の熱設計」)
- 7) Spacecraft Thermal Control Handbook
- 8) 第 17 回衛星設計コンテスト設計の部 太陽偏光分校観測衛星『FLARE』衛星設計解析所, 猪股壮太、田中純平 他
- 9) 1D07 ループヒートパイプを用いた DESTINY ミッションモジュールの熱設計, 岡崎峻, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会