



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-08-013

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

大電力化/モジュール化電気推進に関する研究会

2009年 2 月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

まえがき	國中 均
JAXA 推進DE 組織とその活動	梶原 堅一・・・ 1
電気推進による新たな衛星利用について	富田 英一・臼杵 茂・野田 篤司・長野 寛・・・ 7
S P S 建設に必要な軌道間輸送システム	佐々木 進・・・ 11
次期国際有人宇宙プログラム構想 (有人月探査計画)について	佐藤 直樹・・・ 17
2 0 c m マイクロ波放電式イオンエンジン	西山 和孝・・・ 25
1 2 c m カウフマン式イオンエンジンと大型ホールスラスタ	尾崎 敏之・梶原 堅一・松井 捷明・・・ 29
3 5 c m リングカスプ式イオンエンジン	早川 幸男・・・ 37
力とエネルギー効率：なぜ High Power Mission に電磁推力が期待されるか？	佐宗 章弘・・・ 41
DC アークジェットスラスタとMPDスラスタの実機開発	田原 弘一・・・ 45
直交外部磁場型2次元MPDアークジェット	中田 大将・岩川 輝・國中 均・・・ 51
プラズマセイル	船木 一幸・山川 宏・ プラズマセイルワーキンググループ・・・ 63
無電極イオン加速：V A S I M R と D o u b l e L a y e r 加速	安藤 晃・・・ 67
ヘリコンプラズマ源を用いた無電極MPDスラスタの検討	都木 恭一郎・篠原 俊二郎・谷川 隆夫 羽田 亨・船木 一幸・田中 良和 山口 晃弘・Kostiantyn P. Shamrai・・・ 73
研究会総括	國中 均・・・ 97

まえがき

「はやぶさ」小惑星探査機はマイクロ波放電式イオンエンジンを駆り、一路地球帰還の途にあります。「きく8号」はカウフマン式イオンエンジンにて精密な静止軌道維持を日々行っています。このように日本の技術としての電気推進が多彩な宇宙ミッションを具体化しました。今後は、さらに高性能化した電気推進を用いて、超低高度衛星・全電化静止衛星・ハイブリッド静止投入・軌道間輸送・超遠距離深宇宙動力航行などのミッションがぞくぞくと実現される見込みです。この技術要素は、宇宙大量物資輸送を担い、月有人ミッション実施や宇宙太陽発電建設を支え、国際貢献への重要な鍵となることでしょう。

このトレンドを見据えた上で、現在の大型電気推進のラインナップや研究開発中の技術を総覧し、目標をどこに設定しどの技術をどのルートを紹介してどのように発展させて行くか、を考える研究会「大電力化／モジュール化電気推進に関する研究会」を、宇宙航空研究開発機構主催／無人宇宙実験システム研究開発機構後援の元、2008年10月21日（火）、東京国際フォーラムにて開催し、100名規模のご参加を頂きました。本報告書は、研究会にて発表された講演を収録するものです。今後の大型電気推進の発展に本書が貢献できることを期待します。

2009年2月

宇宙航空研究開発機構

梶原 堅一

國中 均

JAXA 推進 DE 組織とその活動

梶原 堅一*

JAXA Propulsion Disciplinary Engineering Group and its Activities

By

Kenichi KAJIWARA*

Abstract : JAXA 研究開発部門の再編に伴い、従来、研究開発本部および宇宙科学研究本部に個々に設置されてきたプロジェクトを支援する専門技術担当グループの連携を図っている。推進技術グループもその1つとして組織化された。本組織による、今後の電気推進に係わる研究開発への取り組みを紹介する。

Key words : 推進系グループ、推進技術、電気推進、技術ロードマップ、試験装置

1. はじめに

平成 20 年 10 月 1 日を以って宇宙航空研究開発機構(JAXA)は創立 5 周年を迎えた。それに先立ち同年 4 月 1 日から第 2 期中期計画に移行した。宇宙科学研究所(ISAS)、航空宇宙技術研究所(NAL)、宇宙開発事業団(NASDA) 3 機関統合の最も期待するところは人的資産を含むリソースの有効活用である。この趣旨に基き、研究開発部門についても効率良い機能発揮を目指し再編を図ってきた。その結果、プロジェクト遂行を支える専門技術を担当すべきグループを識別し、各グループに強力なプロジェクト支援を期待している。

推進系もその 1 グループである。今後の技術ロードマップの策定、研究開発の遂行は、従前の各本部・組織が持つ特長を尊重しつつも、事に当たっては一丸となった取り組みが期待されている。そのような環境にあつて、電気推進の応用拡大、技術発展に当たり、JAXA 推進技術グループが JAXA のみならず、ALL-JAPAN の研究者の中で担うべき役割を認識し、広く協力を仰ぎたい。

2. 推進 DE 組織

2.1. DE 組織

DE(Disciplinary Engineering)、“Discipline”の第 1 義は「訓練」「鍛錬」等のほか、「学問(分野)」という意味を持ち、JAXA では「専門技術」という意味で用いている。即ち、ロケット、衛星、有人等のプロジェクトを支える「専門技術」あるいはこれらを構成するサブシステム、コンポーネントを扱う「専門技術」を指す。

誘導・制御、構造・機構、電源、通信、推進などのように宇宙機を構成するサブシステムに限らず、軌道・航法、流体、宇宙環境などのような解析技術も含まれる。

2.2. DE 組織の再編

3 機関統合後もロケット、衛星プロジェクトは筑波、相模原と別れて存在し、調布には航空プログラムが存在した。そして各地区の研究開発部門が参画・支援を行われてきた。また、一部では緩やかな連携により相互支援も行われている。しかし、統合の趣旨を踏まえ、人的資産の有効活用とより強力なプロジェクトへの支援を目指

* Propulsion Group, Aerospace Research and Development Directorate (ARD) /JAXA

し、筑波、相模原、調布に分散する研究開発部門の統合を図ることが望まれる。これは必ずしも地域的集結を意味していないが、各フィールドに分散しつつも共通する DE 組織が同じ課題に協力して取り組み、より強力な成果を挙げることが期待している。

その移行段階として平成 20 年 4 月 1 日筑波・調布（研究開発本部）と相模原（宇宙科学研究本部）に共通する DE 組織を設置、「推進系グループ」もその両本部に置かれている。（図 1 参照）

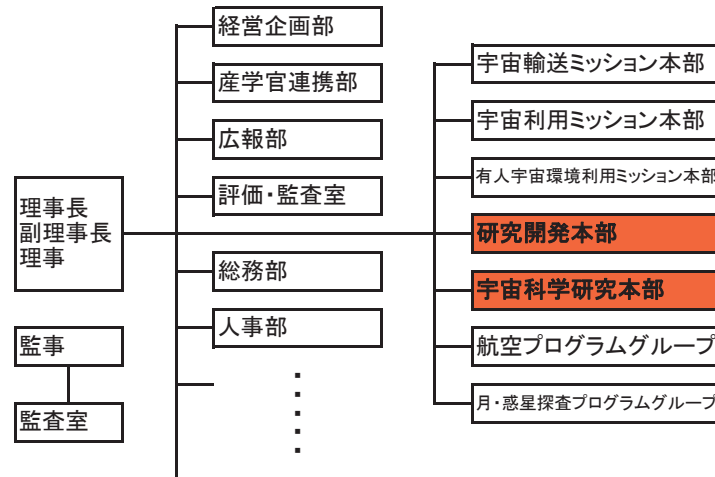


図 1 JAXA 組織図抜粋

2.3. DE 組織の役割

DE 組織の第一の役割は各々が担当する専門技術を如何に発展させるか、その計画と推進を担うことである。即ち、将来プロジェクトで採用されるべき推進系の構想を練り、そこに向かうためのロードマップを設定する。正に「電気推進に関する研究会」開催趣旨の実現を目指す実行部隊に他ならない。

第二の役割は各々が専門技術能力を以って JAXA が遂行するプロジェクトを支援することである。各プロジェクトで進められる開発作業に参画し、推進系サブシステムの構築、コンポーネントの開発を担当する。電気推進の場合は構成機器の開発、検証、状況によっては運用計画立案まで関わることになる。

第三の役割は人材の育成である。これには各 DE 組織で活動する研究者・技術者の育成に限らず、プロジェクト組織での活動に際し、システムとサブシステムの間を取り持つ要員に必要な知識教育も含まれる。

3. JAXA の方針

3.1. 長期ビジョン

平成 17 年(2005 年)4 月、長期ビジョン JAXA2025 を策定した。

『世界最高の信頼性と競争力のあるロケットや人工衛星を開発し、安全で豊かな社会の実現に貢献する。また、トップサイエンスを推進するとともに、独自の有人宇宙活動や月の利用への準備を進める。さらにマッハ 5 クラスの極超音速実験機の実証を行う。これらにより、宇宙航空の基幹産業化に貢献する。』

これに基く具体的な活動指針は以下のとおりである。

- ◆ 宇宙航空技術を活用することで、安全で豊かな社会の実現に貢献する。
- ◆ 宇宙の謎と可能性を探求することで、知の創造と活動領域の拡大に貢献する。
- ◆ 世界最高の技術により、自在な宇宙活動能力を確立する。
- ◆ 自立性と国際競争力をもつ宇宙産業への成長に貢献する。

- ◆ 航空産業の成長への貢献と将来航空輸送のブレークスルーをめざす。

3.2. 研究開発計画への展開

長期ビジョン実現に向けた具体的な活動指針を遂行するために各ミッション本部、プログラムグループには、全体ロードマップ達成に必要なミッション設定、即ち、ミッションロードマップの策定が求められる。そして、そのミッション達成に必要な技術は何か？ サブシステム技術、コンポーネントの抽出が行われる。

各サブシステム、コンポーネントは、通常は現時点で達成されていない技術であり、現在のレベルから如何にその目標とするレベルに引き上げを図るかを計画しなければならない。その道筋、手法が技術ロードマップとして設定されることになる。

設定された技術ロードマップに従い、各段階を追って研究開発項目の切り出しが行われる。即ち、具体的に行っていくべき研究の内容・試験等が計画されるわけである。各研究計画およびそれに対応した研究成果はそれぞれの段階で評価を受ける。この評価と研究を取り巻くプロジェクトの進捗に合わせ、技術ロードマップの新たな策定、維持および研究計画の設定を行っていくことも DE 組織の役割である。

3.3. 長期ビジョンにおける電気推進の位置付け

前記の工程を電気推進研究に当て嵌めるとどのようなことになるか。第一は「具体的な活動指針」遂行に際し電気推進活躍の場を見出すことである。即ち、大量のマヌーバを必要とするミッションをターゲットとして捉え、そこへの適用を目標とした技術ロードマップを設定することになる。

4. JAXA における電気推進ミッション

4.1. 電気推進研究の経緯

電気推進研究は JAXA 設立以前から ISAS、NAL、NASDA 各機関において進められてきた。

ISAS では MPD アークジェット、DC アークジェット、ホールスラスタ、イオンエンジン($\mu 10$)、パルスプラズマスラスタ(PPT)、磁気プラズマセイルの研究が行われてきた。そして、イオンエンジン $\mu 10$ が小惑星探査衛星「はやぶさ」に乗り、イトカワへの航行に寄与した。また、SFU では MPD アークジェットの宇宙実証が行われた。

NAL ではイオンエンジン研究が継続的に行われ、推力も 2mN、20mN、150mN と大型化が図られた。「きく4号」、「きく6号」で NAL/NASDA 共同研究の成果として 2mN、20mN のイオンエンジンの搭載に寄与した。

NASDA では推力 2mN、20mN のイオンエンジン、電熱式ヒドラジンスラスタ(EHT)、DC アークジェットの研究が行われた。「きく4号」では 2mN イオンエンジンが搭載、軌道上で運用した。「きく6号」、「かけはし」、「きく8号」にはいずれも 20mN イオンエンジンを南北軌道制御用推進系として搭載した。「きく6号」には実験機器として EHT も搭載した。

南北軌道制御用推進系として搭載した初めの2衛星はアポジ推進系、打上げロケットの不具合により静止軌道には至らず、イオンエンジンは本来のミッションを果たせなかったが、「きく8号」で初めて南北軌道制御用推進系としての役目を果たすことが出来た。これにより「はやぶさ」が実証した惑星間の動力航行とともに、イオンエンジンの主要な2つの用途を国産技術により実現したことになった。

4.2. 電気推進研究の現状

「はやぶさ」と「きく8号」の2つの電気推進搭載ミッションが研究開発において過去の物となった現在、新たなミッションを開拓しなければならない。ひとつは超低高度衛星試験機用イオンエンジンの研究である。超低高度衛星はセンサの高分解能化と低消費電力化を実現する一つの解として、衛星を超低高度で周回させる概念である。その際、軌道高度の維持に必要な大気抵抗補償を電気推進により行う。

そのような超低高度軌道を衛星が周回する時の影響評価、電気推進による大気抵抗の補償による軌道維持など、超低高度衛星システムの成立性を実証するための試験機が計画されている。その推進機としてイオンエンジンを

選定、「きく8号」搭載イオンエンジンをベースに適用に必要な改良研究を行っている。

一方、「はやぶさ」搭載イオンエンジン($\mu 10$)をベースとした大型化、改良化による新たなミッションへの適用を目指した電気推進の研究も進められている。また、深宇宙探査、磁気セイル衛星搭載を想定したPPT、磁気プラズマセイル、より大推力なイオンエンジン研究も行われている。

5. 今後の大型ミッションへの対応

5.1. 大型ミッションの創出

南北軌道制御、惑星間の動力航行さらに超低高度における大気抵抗の補償という、電気推進が担える役割を実現もしくは実現しつつある。電気推進技術の更なる発展のためには、より難易度の高い目標が必要である。そのためには電気推進搭載により大幅な利得が得られる、あるいは電気推進搭載なしでは実現し得ないミッションを創出することが求められる。電気推進が大きな寄与を果たす条件、それは言うまでもなく、

- 1) 大量の物資を輸送する。即ち、有人計画、軌道間輸送、太陽発電衛星など。
- 2) 遠くへ行く。大きな ΔV が要求される。即ち、惑星探査機など。
- 3) 1) および2) の複合ミッション。

である。長期ビジョンから想定されるミッションロードマップでは①宇宙観測、太陽系探査、②月探査・利用が有力な応用先と目される。また、宇宙輸送システムのうち③有人輸送技術の確立への寄与も期待できる。(図2参照)

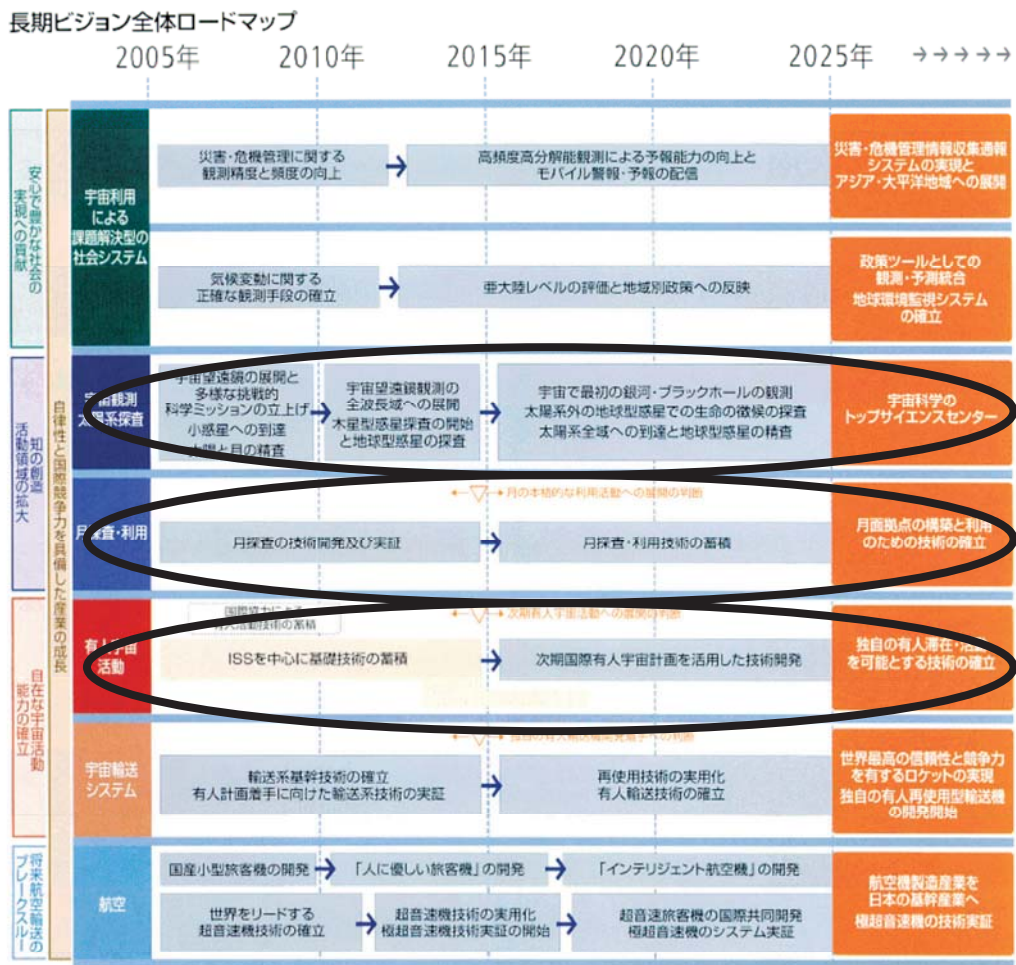


図2 JAXA長期ビジョン全体ロードマップと電気推進搭載候補

電気推進搭載候補ミッション

しかし、「電気推進」は限られた範囲では良く知られた技術であるが、宇宙機システムを扱う担当者に親しみがある技術とは言いがたい。いくらミッション達成に多大な貢献をする技術であっても、肝心の担当者がその存在・利点に気付いてくれないと採用されない。従って、今後は新たな搭載ミッション候補先に向け、電気推進の啓発が必要である。そして、その有用性を知ってもらうことにより、新たなミッション創出も期待できる。

これらの作業に向け、現在の電気推進技術を総覧し、ユーザーに対し来るべき時期において達成し得る技術レベルを示さなければならない。そのためには現在と目標の間にある技術ギャップを認識し、研究項目を明らかにしたロードマップを策定したうえで、各研究項目の分担を決め、ミッション側へのアプローチ、予算獲得の努力を払うことになる。

5.2. 研究開発体制

前述の大型ミッションの創出を見据え、大きく3つの機能を果たすべく研究体制作りが求められる。

◆ 技術ロードマップの策定と展開

現在の電気推進の技術レベルから来るべき大型ミッションに必要なレベルへの引き上げに必要な研究課題を識別し、研究計画とそれを担う実行部隊を設定する。ここには ALL JAPAN の電気推進研究者、技術者が分担して取り掛かることが求められる。(図3技術ロードマップ例)

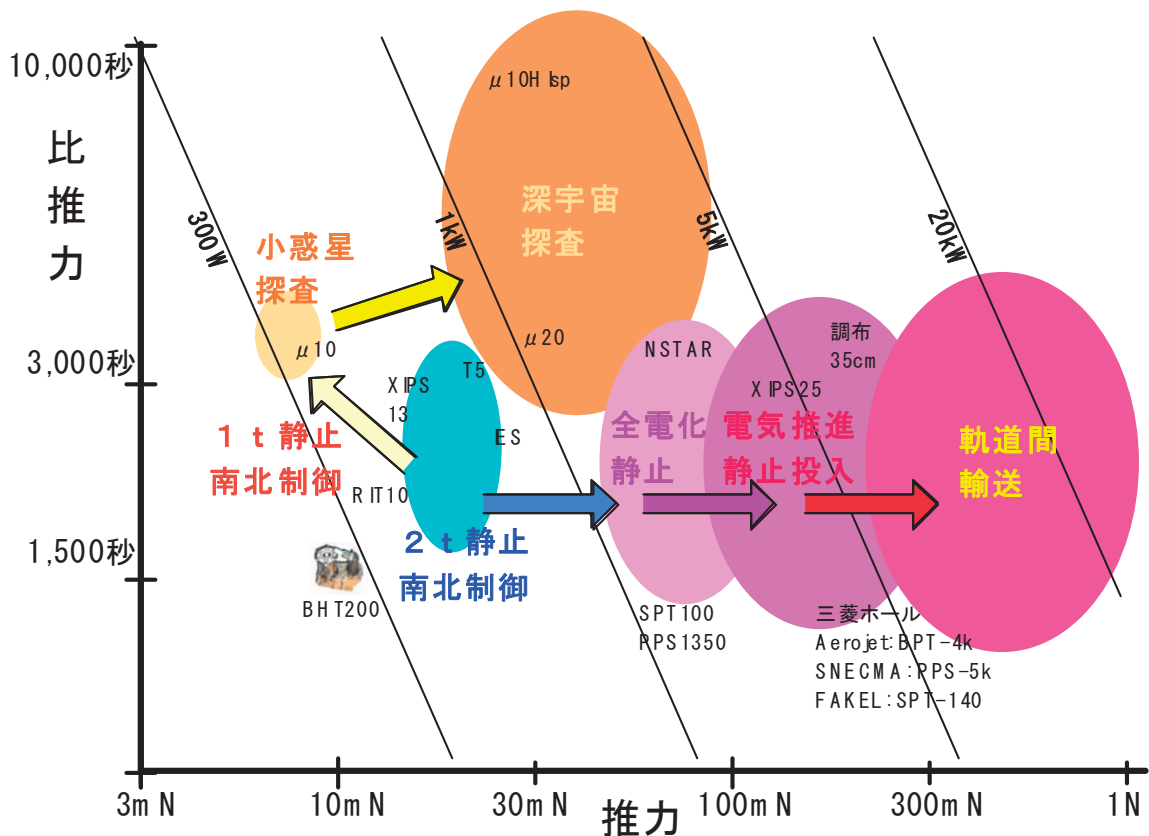


図3 電気推進の技術ロードマップ例

◆ 広報活動

電気推進に係わる研究活動を「電気推進関係者」外に広く発信し、ミッション創出が期待される場およびそれに伴うシステム設計が決定される場に電気推進を紹介し適用を促す。そして電気推進へ注目を惹きつけることによりその存在感を高め、資金の流れを誘導する。

◆ 研究開発体制の整備

研究開発のリソース、即ち人的資産の充実化と ALL JAPAN 研究者・技術者のより活発な交流を図るために、その拠り所となる強力な試験設備の獲得を目指す。(図4参照)

5.3. インフラ整備

現在 JAXA が所有する電気推進試験装置は、

- 1) μ 10 開発に使用した装置 (相模原キャンパス)
- 2) 35cm イオンエンジン研究用装置 (調布航空宇宙技術センター)

の2つである。「きく6号」以降使用した筑波宇宙センターの試験装置は既に運用を終了しており、前述の大型ミッションに対応した電気推進の研究開発を支援できる設備は JAXA には、従って、日本にはない。

大型ミッションを創出し、これをターゲットとした電気推進機の性能試験、機種認定、搭載品の受入試験を行うだけでも、この電気推進機に見合う試験装置が必要不可欠である。同時にそれは今後の新たな電気推進研究の COE 形成に寄与する。

しかし、新たなかつ大規模な電気推進試験装置整備は多大な費用を必要とすることは明らかであり、単に JAXA 電気推進研究部門の力で成しえるものではなく、ALL-JAPAN の研究者が総力を結集する場として要求してこそ実現しうるものと考えている。

6. おわりに

現在、JAXA が進めている研究開発部門再編の一環として、電気推進研究を担う推進 DE 組織の概要とその役割を示した。また、3機関統合以前を含め、この推進 DE 組織でこれまでかつ現在進められている研究開発を紹介した。以上を踏まえ、JAXA 長期ビジョンに示す活動方針に添った、新たな電気推進技術が求められる応用の場を模索した。

従来、電気推進の適用ミッションは少なく、宇宙機の開発全体から見てもその研究が占める割合は大きくない。また、前述のとおり、新たに創出されるべき大型ミッションに対応した電気推進研究は、JAXA だけで成し遂げられるものではない。従って、新たな電気推進の発展に向け ALL-JAPAN の研究者各位の支援を仰ぎたい。

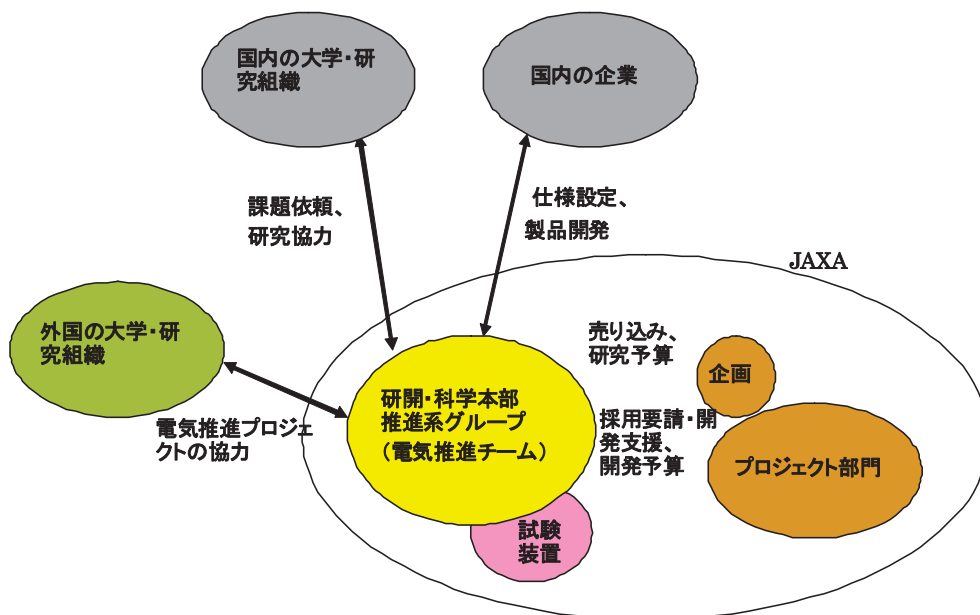


図4 電気推進の研究開発体制案

電気推進による新たな衛星利用について

富田英一*, 臼杵茂*, 野田篤司**, 長野寛***

New Space applications using Electrical propulsion

By

Eiichi TOMITA* and Shigeru USUKI*, Atsushi NODA **, Hiroshi NAGANO***

Abstract : Electrical propulsion technology has probabilities to lead new space applications. We introduce super low altitude satellite as a new concept using electrical propulsion.

Key words : Electrical propulsion, Super low Altitude, Satellite Application

1. はじめに

現在、人工衛星は、衛星通信や衛星放送、気象や地球観測など様々な利用が行われておりますが、更に様々利用を進めることができるだけ潜在的能力が高いものと考えています。しかし、現状は、社会のニーズに衛星利用の技術が、まだまだ追いついていません。その様な中、電気推進は衛星の潜在能力を更に高める技術の一つであり、多くの用途があると考えております。

本稿では、電気推進による新たな衛星利用の可能性を示すひとつの例として、電気推進により空気抵抗を補償することにより、これまでの技術では数日で落下してしまうような低い高度を継続して使用する超低高度衛星について紹介いたします。

2. 超低高度衛星

2.1. 超低高度衛星とは？

2.1.1. 超低高度衛星というアイデア

これまで静止軌道や太陽同期軌道などの有用な軌道が開拓されてきました。ここで紹介する超低高度軌道はセンサの高分解能化や能動型センサの低消費電力化を実現する一つの解であり、新たな有用な軌道となり得るものです。この軌道では衛星の長期間の運用が困難でしたが、この方法を実現する新しいコンセプトとして、イオンエンジン推力で空気抵抗を補償し、継続的に低い軌道高度を維持する衛星システムを考案しました〔1〕。これを超低高度衛星と名付けています。

現在検討を進めている超低高度衛星は、主に観測分野でこれまで実用化出来なかったミッションを切り開くとともに、センサの小型化・省電力化により、衛星計画のコストダウンの可能性を有する新たなカテゴリーの衛星です。

2.1.2. 超低高度軌道の有効性

衛星からの光学観測においては、現在、商業観測衛星で 40cm 程度の分解能を実現されています。このセンサーを超低高度軌道に配置できれば、センサーの性能向上なしに、高度が低くなった分だけ分解能を向上することが出来ます。上空からの高分解能観測としては、航空機やヘリコプター等も使用されるが、定期的にグローバルな観測が可能な衛星観測で航空機並みの観測が実現できれば、新たなミッションを切り開いていくことになりま

* Space Applications Mission Directorate, Space Applications Program Systems Engineering Office, JAXA
** Systems Engineering Office, Mission Design Support Group, JAXA.
*** Aerospace Research and Development Directorate, Propulsion Group, JAXA.

す。

また、合成開口レーダによる観測の場合、必要となるレーダ送信器の出力は高度の3乗に比例するため、高度が低くなった分、レーダ送信機の省電力化が図れます。同様に大気組成の観測など、様々な利用が期待されつつも高出力レーザーが必要であった衛星搭載 LIDAR についてもレーザー出力が低出力で良いことになり、新たな衛星利用の道が開かれることが期待されます。

2.1.3. 超低高度軌道の特徴

それでは、ここで言う超低高度軌道とは、どのような軌道でしょうか？まず、高度ですが、高度 200km 程度の軌道です。一般に高度 400km 程度より低い高度では、空気抵抗を補償するための衛星搭載の推進薬量が増加するため、特別な場合を除き、あまり利用されていません。これまでに、JAXAの衛星で最も低い高度を周回した衛星は、熱帯雨林観測衛星 (TRMM) であり、その高度は 350km です。高度 200km 付近では、通常の衛星であれば、空気抵抗により三日から一週間で落下します。欧州では、重力場観測のための衛星 GOCE の打ち上げが計画されていますが、この衛星の軌道が 250km の地球周回軌道です。この衛星もイオンエンジンで空気抵抗を補償しています。

また、一方で、高度 160km 程度以下になると空力加熱が急増するため、衛星としての利用は困難となります。

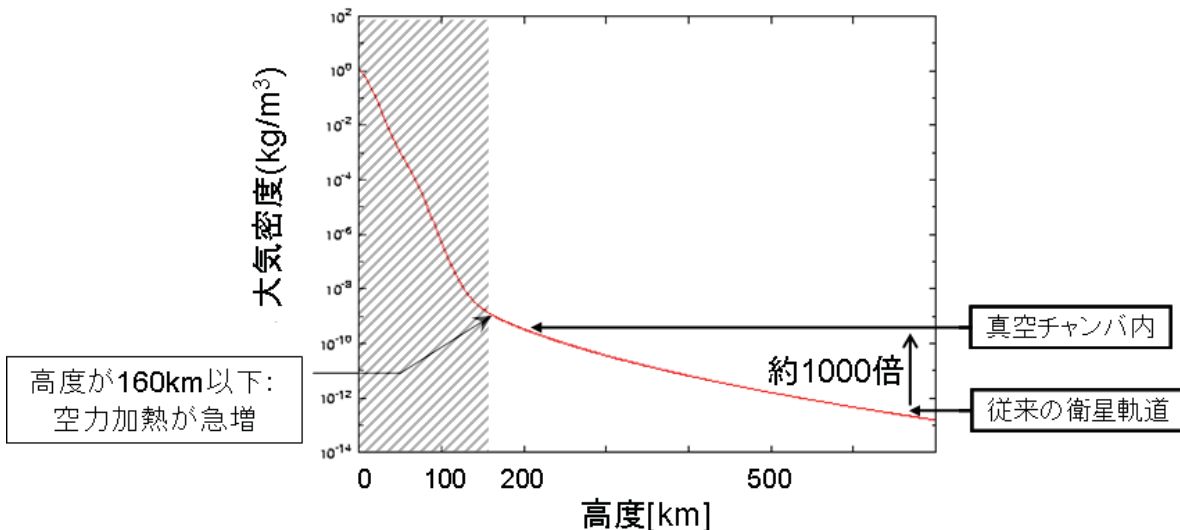


図1. 高度による大気密度の変化

この 200km 程度の軌道の特徴を示すため、一般に周回衛星でよく使われている 600km の場合と比較して試算した結果を表 1 に示します。

高度は異なりますが、地球半径に比べれば差は小さいため、地球を基準とすることになる軌道速度や一日の地球周回回数については、従来の周回軌道と超低高度軌道の間には大きな差異はありません。

一方で、地表面との関係で決まる量については差異が大きく、地上からの可視時間は一般的な周回衛星では 10 分程度確保できるのに対して 4 分程度と短くなります。また、衛星が姿勢を振って見渡せる範囲についても高度が低い分狭くなります。

軌道の環境については、大気密度が高く、これに伴い大気抵抗が大きいこと、衛星表面材料等の劣化をもたらす原子状酸素量が多いことが特徴です。但し、大気密度は通常の周回軌道に比べて高いといっても、地上試験で用いる真空チャンバー並みの真空度です。放射線環境については、通常の周回軌道とは大きな違いはありません。

表 1. 超低高度軌道の特徴

軌道		従来の LEO	超低高度軌道	備考
軌道高度		600 k m	180 k m	
軌道速度		7,560 m/s	7,800 m/s	ほぼ変わらない
一日の周回数		14.9	16.3	
地上からの可視時間		10 min	4 min	
姿勢を振った場合の有効な地表可視範囲		2,070km	690km	約 1 / 3 となる.
環境	密度	$1.1 \times 10^{-13} \text{ kg/m}^3$	$5.2 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$	真空チャンバーは $1.6 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$ ($1 \times 10^{-7} \text{ torr}$ 相当)
	大気抵抗	0.006 mN/m ²	32 mN/m ²	32mN/m ² では, 300kg 1m ² の衛星で 10-5 G
	原子状酸素	—	高度 600km の 103 倍	
	放射線環境	—	高度 600km の 0.63 倍	

2.2. 超低高度衛星技術試験機

この様な超低高度軌道を継続的に使用した事例がありませんので、JAXAでは、実用機として、この超低高度軌道を使用する前に、軌道上でしか確認できない技術的な課題の確認を行う超低高度衛星技術試験機 (SLATS: Super Low Altitude Test Satellite) を計画しています。

SLATS のミッションである軌道上でしか確認できない技術的な課題は、①大気抵抗を補償した軌道保持、②原子状酸素の影響把握、③姿勢安定度の確認です。

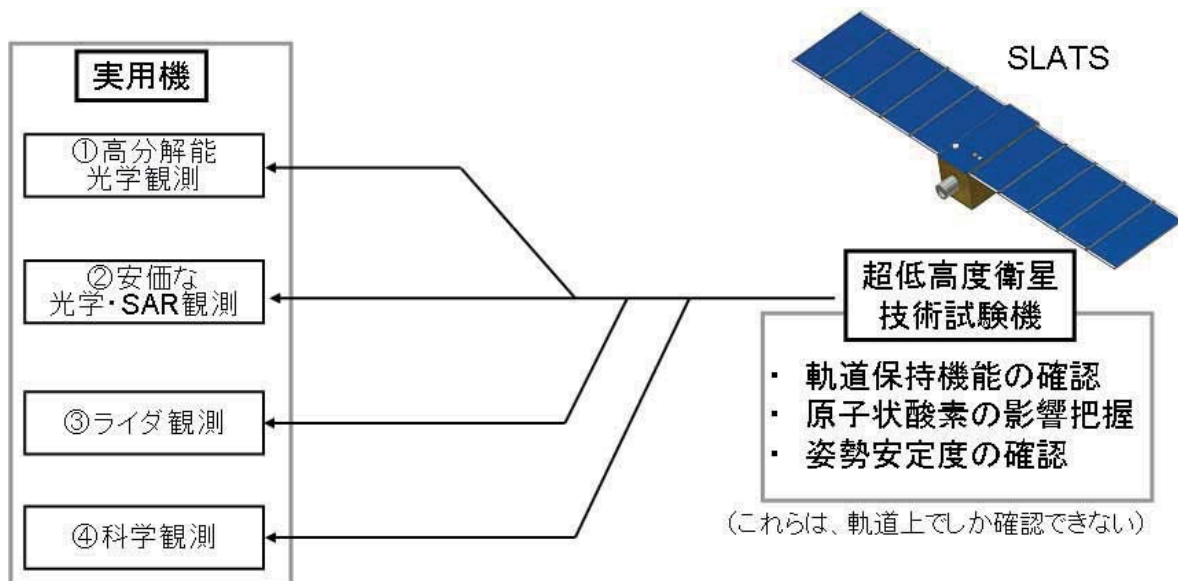


図 2. 超低高度衛星技術試験機(SLATS)計画

SLATS では、ロケット投入軌道から順次高度を下げ、最終的には180kmの高度で3ヶ月間①大気抵抗を補償した軌道保持、②原子状酸素の影響把握、③姿勢安定度の確認を行う計画です。

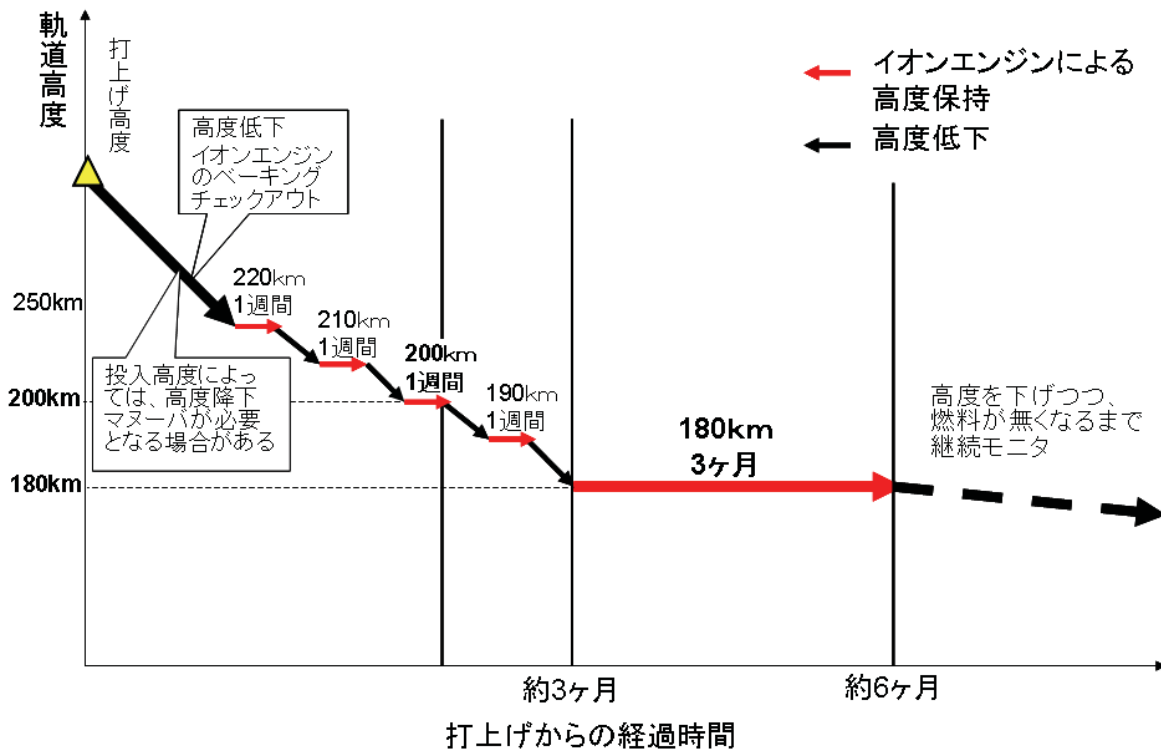


図3. 超低高度衛星技術試験機(SLATS)の実験計画

3. 更なる電気推進の可能性について

そもそも、これまでの衛星利用においては、静止トランスファ軌道から静止軌道への軌道変換や月・惑星探査機の軌道変換のために推進力を有しております。この用途において、更に、電気推進の有する高比推力という特徴を活かして打ち上げ質量を低減することを目指して、電気推進による軌道変換 [2] について、検討が進められています。

本稿で紹介しました超低高度衛星では、空気抵抗の補償のために電気推進を使用していますが、これは、地球周回の衛星が推進力を持ち、ロケットで投入された軌道から自由になることでもあります。投入軌道から自由になる技術は、衛星利用を更に進める可能性を有していると考えています。例えば、複数衛星のコンスタレーションを組む場合に一度の打ち上げで複数機を打ち上げ、衛星自らが軌道を変換しコンスタレーションを組むことが出来ると、打ち上げ経費の低減ができ、衛星を更に身近にする可能性があります。また、衛星の軌道位置を常に変換し、同一経度上に留まることが可能になれば、新しい衛星利用の道が開かれるものと考えます。

参考文献

- [1] NODA, HOMMA, UTASHIMA, "The Study of a Super Low Altitude Satellite", ISTS2008-f-5, 2008
- [2] 長野, "オール電化推進系の静止衛星システム(2)-衛星システム検討-", 第50回宇科連, 2006.11

SPS 建設に必要な軌道間輸送システム

佐々木進*

Orbit Transfer Vehicle for SPS Construction

By

Susumu Sasaki*

Abstract : Solar Power Satellite (SPS) will be a large-scale clean energy system to resolve the “global energy and environmental problems”, by replacing the fossil energy plants in the future. This report describes the performance and cost target for the orbit transfer vehicle required for SPS construction based on the latest SPS model.

Key words : Solar power satellite, Orbit transfer vehicle

1. はじめに

エネルギーは人類の営みを支えている最も基本的な要素である。現在私たちが使用しているエネルギーの8割以上は、膨大な量の石油や天然ガス、石炭などの化石燃料を燃やすことにより得られている。しかし化石燃料を現在のペースで使用すると今後100〜200年で枯渇する。さらに深刻な問題として化石燃料の大量消費は空気中のCO₂濃度の大幅な増大をもたらす。地球環境への負担が大きい化石燃料に今後とも頼り続けた場合は、地球環境の悪化により今世紀の半ばには人類社会はその史上初めての本格的な衰退を余儀なくされ、未曾有の混乱と試練に直面する可能性がある。

SPS（太陽発電衛星）の構想は、このような地球規模の問題を地球閉鎖系の中で解決するのではなく、地球の外即ち宇宙空間に解決の道を求めようとするものである。宇宙空間には、地上と異なり広大な場と天候に左右されないふんだんな太陽エネルギーがある。宇宙空間に巨大な太陽電池パネルを展開しそのエネルギーを無線で地上に送ることにより、クリーンで大規模なエネルギーシステムを構築することができる。現段階ではSPSが将来の人類のエネルギーシステムとして最善の選択肢であることが示されている訳ではないが、原理の検証が未だなされていない核融合に比べて、極めて有力な選択肢であることは間違いない。

SPSが真に人類の将来のエネルギーシステムになるためには、その電力コストは地上の発電所からの電力コスト（10円/kWh程度）と同程度である必要がある。しかしながら現状の宇宙技術を適用する限りSPSからの電力のコストは地上発電所のコストの数十倍以上であると試算されており、このままでは社会に受け入れられることはない。高コストの要因の大きな部分は地上から軌道上への建設物資の輸送コストであり、SPSが成立するためには今後革新的な輸送系が実現することが大前提である。これまでのSPSの構想では、地上から低軌道まで再使用ロケット（RLV; Reusable Launch Vehicle）で建設物資を輸送し、更に軌道間輸送機（OTV; Orbit Transfer Vehicle）で低軌道から静止衛星軌道に物資を運ぶことが考えられている。この内再使用ロケットについては目標性能や目標コストの検討がある程度行われているが、軌道間輸送機については将来の課題とされ殆ど検討が行われていない。本報告では、最新のSPSのコンセプトを紹介するとともに、そのコンセプトを参照モデルとして、SPSを実現するにはどのような性能でどの程度の輸送コストの軌道間輸送機が必要であるかについて述べる。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

2. SPS の概念と最近のモデル

2.1. SPS の概念

太陽光のエネルギー密度は地球近傍の宇宙空間で約 1.35kW/m² である。これは夜があり天候の影響を受ける地上での平均日射量の 5-10 倍に達する。SPS は衛星軌道上で太陽エネルギーを電力に変換し、その電気エネルギーをスペーステナと呼ばれるアンテナからマイクロ波など無線で地上に送電する電力設備である。地上では、無線送電された電力をレクテナとよばれるアンテナ設備で受電し、商用電力に変換して既存の電力網を通じて家庭や工場などの利用者へ配電する。図 1 に軌道上の SPS とその地上設備の基本的な構成を示す。このシステムは地上での太陽光発電と比較して、無線送電の部分が余分なプロセスである。しかし、マイクロ波の送受電のプロセスで失われる電力は 50%以下とすることが技術的に可能であり、平均日射量を考慮すると SPS システムは地上の太陽光発電システムと比較して数倍以上エネルギー効率の良いシステムと言える。

SPS の最初概念は、1968 年に米国のグレーザー博士により提案された。1970 年代には、米国エネルギー省と NASA (米航空宇宙局) により技術的な側面からだけでなく、社会、経済、環境の立場からの総合的な評価研究が行なわれた。この時概念設計された SPS は、リファレンスシステムと呼ばれている。その後図 2 に示すような様々な構成の SPS が提案されてきた。

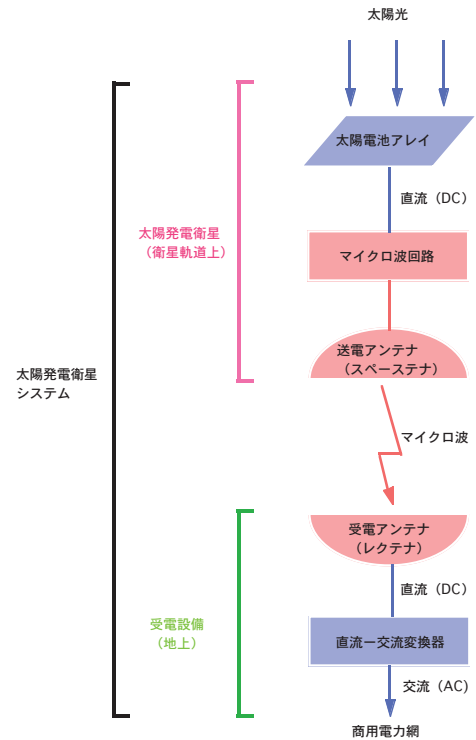


図 1 SPS (太陽発電衛星) の原理。宇宙空間と地上のインフラで構成されるエネルギーシステム。

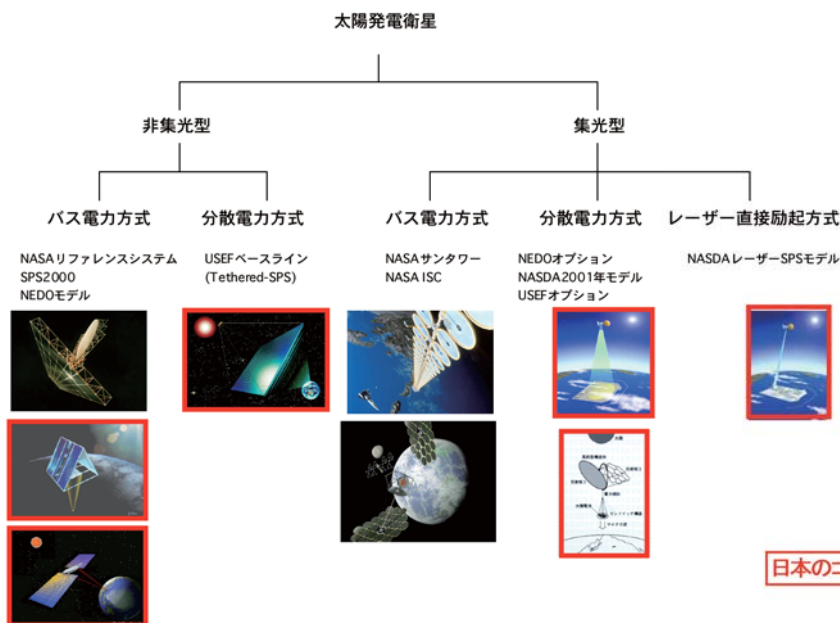


図 2 これまで世界で検討されてきた様々なタイプの SPS (太枠は日本で検討されたコンセプト)

2.2. 新しいSPSのコンセプト

我が国ではこれまで図2の太枠で囲った各種のSPSが検討されてきたが、非集光型分散電力方式のテザーSPSは技術的実現性が高いことからBasic Model、高いエネルギー収集効率が期待できるが技術的な課題の多いミラー集光型太陽指向方式はAdvanced Model、小型のシステムが期待できるが技術の未成熟な太陽光直接励起レーザ方式はLaser Modelと名づけられ、図3のようなロードマップ案のもとに本格的な研究開発が進められようとしている。

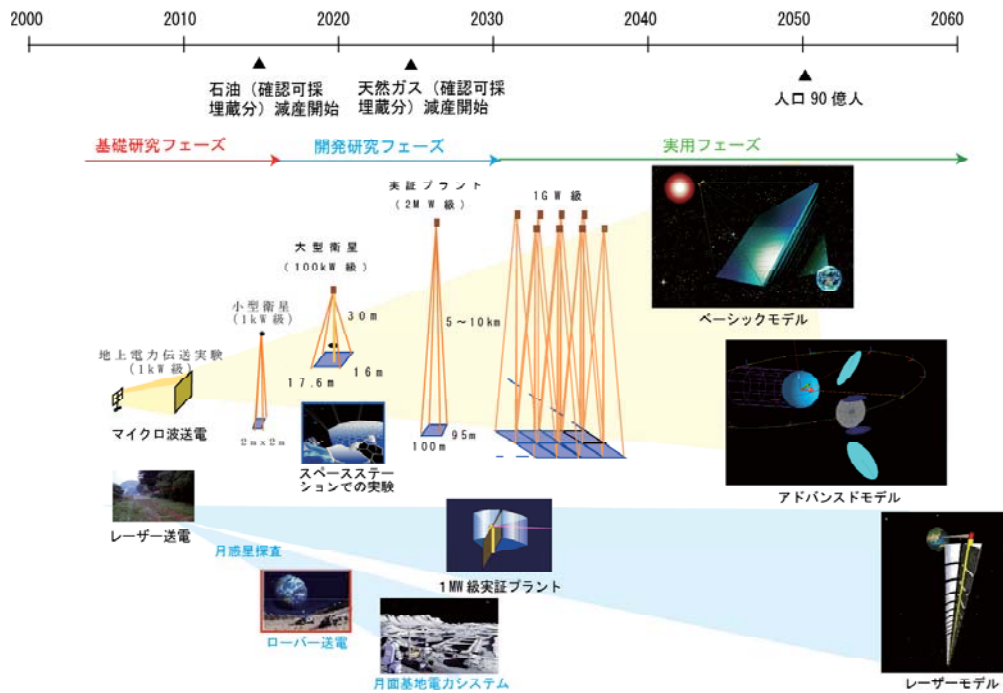


図3 我が国のSPS研究開発のロードマップ案

ここでは、輸送系の検討のためのリファレンスモデルとして、技術的検討の最も進んでいるテザーSPS[1]について述べる。太陽指向型のSPSは軌道上で常に発電面が太陽を追尾し同時に送電面が地上を向く必要があり、軌道上のインフラとしては技術的な壁が高い。そこで太陽追尾のための複雑で寿命に問題のある回転機構を持たず、そのために減少する取得エネルギーは低コストで長寿命の太陽電池の発電面の増加で補償しようとするのがテザーSPSのコンセプトである。テザーSPSは図4に示すようなテザーSPSユニットを多数連結して構成される。テザーSPSのユニットは発電送電一体型パネル(両面の太陽電池で発電した直流電力をマイクロ波に変換して下面から放射するパネル)を4隅のテザーで吊った発電送電システムである。広さ100mx95m、厚さ2cm~10cm、重量約45トンのテザーSPSは約2MWのマイクロ波電力を地上に送電する能力を持つ。この発電送電一体型パネルは発電、送電機能を持つ構造的にも電気的にもまったく同じ発電送電パネル(5mx0.5m)3,800枚から構成され、各パネルは電気的に等価な10枚の発電送電モジュールで構成される。先端のバス部でマイクロ波の基準信号を発生し、各モジュールへは無線LANで原振の周

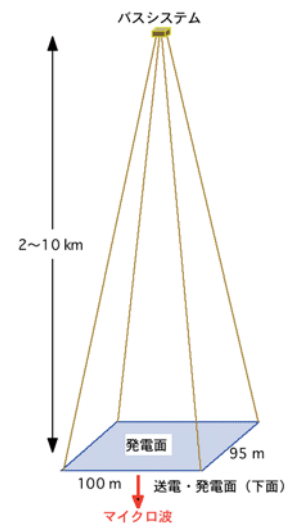


図4 テザーSPSのユニット

波数と位相同期信号を提供するため、モジュール間の有線のインターフェイスは不要である。

テザーSPS ユニットの 25x25 ユニット連結することにより実用型の 100 万 kW 級の SPS を構築する。連結方式として、シングルバス方式と、図 5 に示すようなバス部を独立分離したままでパネル部をラッチして連結するマルチバス方式がある。バス分離型の方式の場合は、システムの規模を自在に拡大することができる。100 万 kW 級の SPS の大きさは一辺約 2.5km となる。5.8GHz の周波数を使用する場合、地上に必要なレクテナの大きさは径 3.5km である。実用型の SPS としては出力変動型 (SPS に蓄電機能を持たず太陽角に応じて送電電力が変化するタイプ) と出力一定型 (SPS に蓄電機能を持ち太陽角が変化しても送電電力を一定に保つタイプ) の 2 種類が考えられる。

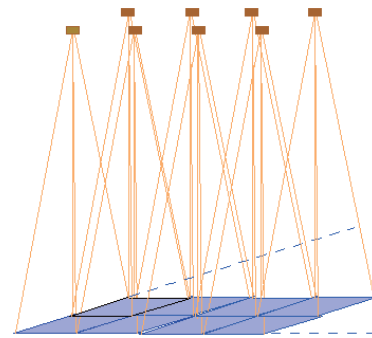


図 5 多数のテザーユニットをマルチバス方式で接続して構成するテザーSSPS

3. 構築と宇宙輸送

SPS を建設するための資材は、将来的には月資源の利用も考えられるが、初期の段階では、地上から輸送することが現実的である。輸送シナリオまで検討した SPS モデルの検討例は少ないが、表 1 に代表的な SPS のモデルの輸送シナリオを示す。

表 1 輸送シナリオ

モデル	LEO 輸送機	LEO ペイロード重量	GEO 輸送機	GEO ペイロード重量
NASA リファレンスシステム	HLLV	400 トン	EOTV(電気推進)、70N x 64 基 (総数 144 基)、スラスター径 76 cm、比推力 8200 秒、アルゴン、総重量 9000 トン (燃料 1000 トン、EOTV ドライ 1000 トン)	7,000 トン (NASA 報告書, 1980, [2])
テザーSPS	再使用型 総重量 2000 トン	50 トン	電気推進、推力 120N、比推力 3000 秒、アルゴン、総重量 150 トン、推進剤 20 トン、推進機重量 4 トン、往路 60 日	50 トン (静岡大学 山際芳樹、private communication, 2005 年)
JAXA SPS	再使用型 総重量 2500 トン	50 トン	電気推進、1N 級 17 台 (17N)、比推力 4800 秒、アルゴン、総重量 67 トン、推進剤 9 トン、太陽電池 8 トン、OTV 本体 17 トン、往路 239 日、復路 111 日	33 トン (三菱総研 2006 年 3 月報告書 [3])

テザーSPS の建設シナリオを図 6 に示す。1 基のテザーSPS ユニットの単位 (約 45 トン) として、折り畳んだ貨物を再使用型輸送機 (RLV) を用いて高度約 500km の低高度軌道へ輸送し、そこで軌道間輸送機 (OTV) に積み替えて静止衛星軌道まで輸送する。静岡大の山極によれば、120N 級の電気推進機を持つ総重量 150 トン級の軌道間輸送機であれば約 2 ヶ月で静止衛星軌道に到達する。貨物は軌道間輸送機のシールドコンテナ内に搭載し、放射線帯通過時の太陽電池の放射線劣化を防止する。静止衛星軌道ではテザーSPS ユニットの地上からのコマンドで自動展開し、テザーSPS ユニットの電気機能の健全性を確認した後、地上からの遠隔操作ロボットにより SPS 本体への結合を行なう。このシナリオであれば、建設に有人活動が不要であり、軌道間輸送システムは現実的な規模で良く、輸送時の半導体の劣化を回避でき、健全性を確認しながらの着実な建設 (フェーズドコンストラクション) が可能である。このようなユニット構造であれば、完成後もユ

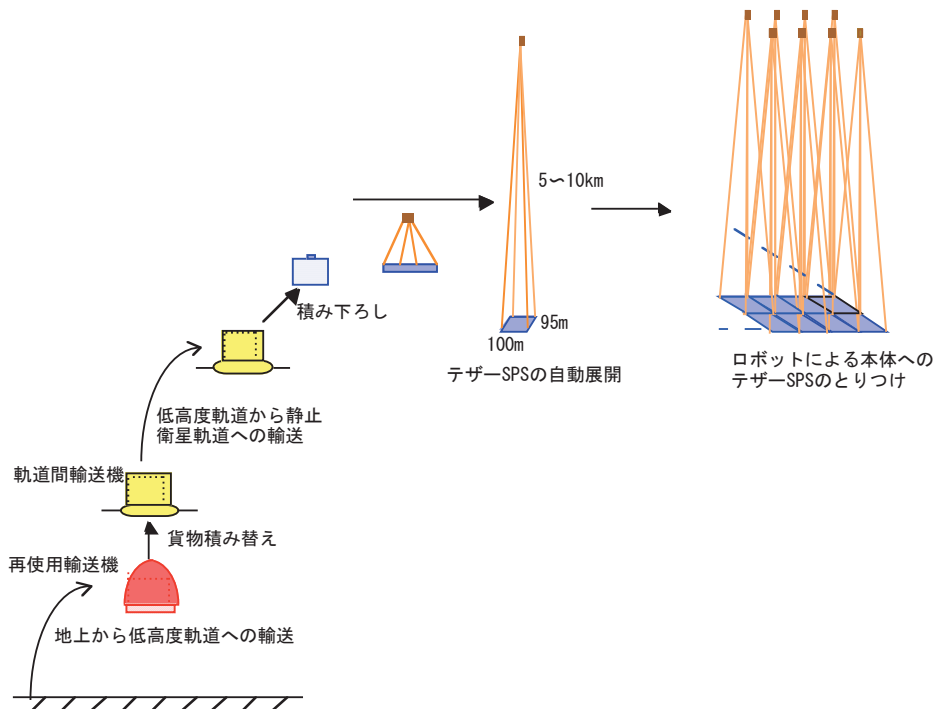


図6 テザーSPSの建設シナリオ

ユニット単位での交換が容易で、またサービス地域の電力事情に応じて増強（新たなユニットの追加）も容易である。

ペイロード重量 50ton、比推力 3000 秒、推進薬アルゴン、電源比重量 10kg/kW、スラスタ比重量 2kg/kW 時の、低軌道からの輸送時間と初期重量の関係を図7に示す。2ヶ月より早く輸送しようとする輸送機の重量が急速に大きくなる。地上から静止衛星軌道への物資の流れは、地上から低軌道までのRLVと低軌道から静止衛星軌道へのOTVをワンセットで考える必要がある。ここでは、RLVとして、ペイロード50トン、総重量2000トンの性能を考える。推進薬は1800トン（液体水素250トン、液体酸素1550トン）である。OTVとして、総重量144.6トン、構造重量50トン、燃料重量18.8トン、スラスタ重量11.6トン、動力源重量（太陽電池）21.5トン、ペイロード重量50トン、推力118.4N、電力2150kWの性能を考えた場合、58日で静止衛星軌道に到達する。SPS1基は625（25x25）ユニットで構成され、1ユニットを50トンとすれば、SPS1基を建設するためには、OTV、RLVともに625回往復が必要である。1年で1基建設するとすれば、RLVの打ち上げは3.1回/日（OTV本体、燃料輸送を含む）となる。RLV1回のフライトは2日、整備に3日程度要すると考えられる。OTVドライ重量150トン、荷物50トン（ユニット）、燃料30トン、合計230トンとし、OTV往復時間4ヶ月（行き2.5ヶ月、帰り1.5ヶ月、120日）、OTV寿命を1000往復とすれば、RLVの運行機数

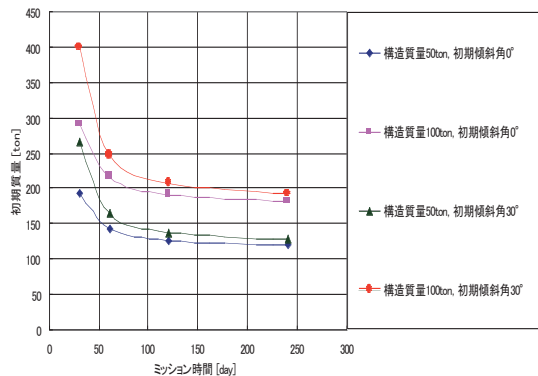


図7 テザーSSPSの輸送期間と初期質量の関係(静岡大学 山極芳樹、平成18年度USEF宇宙太陽発電システム実用化技術調査成果報告書) [4]

16機、OTVの運航機数は205機となり、1SPSあたりに必要なRLVの建造は1機、OTVの建造は0.63機と計算される。低軌道から静止衛星軌道への輸送コストについては、OTVの技術的な検討をベースとした評価は殆どなされていないが、SPSの電力コストを算出するときの想定値としては、NASAリファレンスシステムでは10,000円/kg(地上からの輸送コストを含む)、1994年のNEDOモデルでは2,000円/kg、2003年のUSEF報告書では10,000円/kg、2004年のJAXA/MRIの報告では2,100円/kgが使用されている。

静止衛星軌道は、SPSだけでなく、通信、地球観測にとっても有用な軌道である。静止衛星軌道は現在でも混み合っており、配置できる衛星数に限度がある。これは衛星を分離して配置することから生じる制約である。通信や地球観測の衛星も本構想で示したようなユニット構造とし、相互を緩やかに接続してベルト状に配置することにより、この制約を回避できる。図8にSPS、通信、地球観測のインフラを静止衛星軌道にベルト状に配置するスペースベルト構想を示す。現在の地球上の全ての一次エネルギー(13,000GW)はスペースベルト全周の約14%のテザーSPSで賄うことができる。

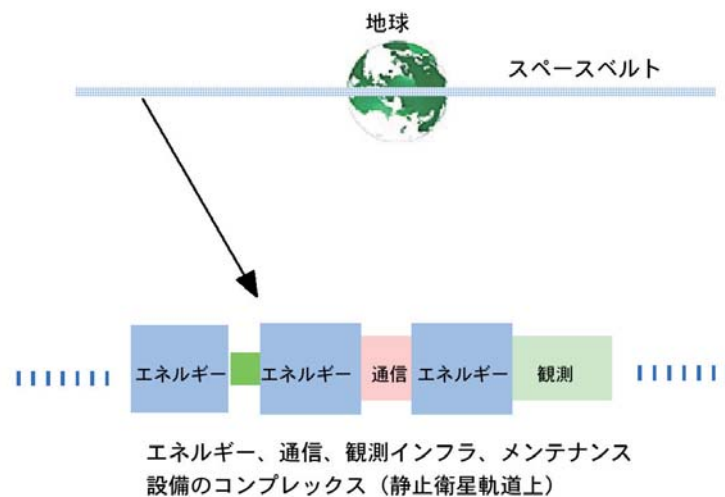


図8 静止衛星軌道に構築する社会インフラのスペースベルトの構想。

4. まとめ

最近のSPSのコンセプトをベースに、その建設に必要な軌道間輸送システムを検討した。軌道間輸送システムとしては、高度500km程度の低軌道から静止衛星軌道へ、重量50トン、容積10mx5mx5m程度の貨物を、輸送期間2-4ヶ月で輸送できること、及び、輸送コストは10,000円/kg以下が期待されている。

参考文献

- [1] 佐々木進、田中孝治、新しいタイプのテザーSPSの検討、第8回SPSシンポジウム講演要旨集、平成17年9月
- [2] SPS Concept Definition Study, Final Report(Exhibit D), Vol.III, Transportation Analyses, SSD 80-0108-3, Oct.1980.
- [3] JAXA 委託業務成果報告書、宇宙エネルギー利用システム総合研究、三菱総合研究所、2006年3月
- [4] 宇宙太陽発電利用促進技術調査成果報告書、無人宇宙実験システム研究開発機構、平成19年3月

次期国際有人宇宙プログラム構想 — 有人月探査計画について —

佐藤 直樹*

The next international human space program Human lunar exploration Naoki Sato

Abstract : 次期国際有人宇宙プログラムとして世界各国が目指している有人月探査計画においては、その乗り越えるべき重力ポテンシャルの大きさから、より効率的な物資輸送が不可欠である。有人月探査計画のアーキテクチャから輸送すべきアイテムの洗い出しと、その輸送を電気推進で実施する可能性について予備的な検討を実施した。

Key words : 有人、月、物資輸送、電気推進

1. はじめに

国際宇宙ステーション(ISS)プログラムもその組み立て最終段階を迎え、定常運用段階へ移行しつつある。今後はその利用を通じて、様々な実験／観測成果を期待することになるが、一方では、その次のステップとして宇宙探査計画の検討が ISS よりも大きな枠組みで進みつつある。わが国も ISS で獲得した宇宙先進国としての立場を生かし、有人月探査アーキテクチャ検討に積極的に参加している。そのアーキテクチャ検討においてはやはり有人輸送および貨物輸送アーキテクチャが中心的な要素である。この2つの要素についてわが国の技術で効率的で特色のある提案をすることで、主導的で有利な立場を維持・獲得できることになるであろう。

2. 宇宙探査計画の動向

2.1. 国際宇宙探査調整グループ(ISECG)

2004年1月の米国新宇宙探査構想を機に、ISSに引き続く国際宇宙プログラムとして宇宙探査プログラム検討が本格化してきた。様々なレベルでの宇宙機関同士の話し合いを経て、2007年3月の京都における国際ワークショップにおいて ISS 参加国を含む14の国・地域が Global Exploration Strategy (GES) フレームワーク文書に合意した。そのフレームワーク文書に基づき、設立されたのが International Space Exploration Coordination Group (ISECG) であり、この協働グループにおいて有人・無人を問わず宇宙探査に関する協力や調整を行うこととなった。ISECG はこれまで2回開催され、第3回が2009年4月に横浜で開催されることが決まっている。

この ISECG の中にはいくつかの分科会があり、その一つに有人月探査アーキテクチャを検討するグループがあり、ISS 参加機関である NASA, ESA, CSA, JAXA だけでなくイギリスや韓国が参加している。

2.2. 米国の宇宙探査計画

新宇宙探査構想に沿って特に有人月探査を中心に検討を進めている。特に先行して推し進めているのが新有人宇宙船開発であり、これは2010年に予定されているスペースシャトル退役後の ISS への有人アクセスを早期に確保するという背景がある。この有人宇宙船は ISS だけではなく月・火星を目指していることもあり、スペースシャトルのような有翼型ではなく、アポロタイプの宇宙船である。ただし、アポロとは異なり中型の固体ロケッ

* Human Space Systems and Utilization Mission directorate /JAXA

トで打ち上げる構想となっている。月有人着陸船は別の大型貨物ロケットで打上げ、地球低軌道でドッキングして月軌道に投入される。なお、この有人輸送はISSには6人、月面には4人を輸送するのがミッション要求となっている。大型貨物ロケットは液体水素／液体酸素を燃料とし、サターンVよりもさらに大型のロケットとなる計画であるが、月着陸船も含めてまだ予備検討段階である。

有人月探査ミッションは、初期においてはアポロ型の単発ミッションで適宜着陸地点を選定して行くことになるが、その後2020年頃から月南極に有人月拠点の建設する計画である。有人月拠点については構想段階であり、また、上述のISECG分科会で国際的に調整を進めているところである。

図1に米国の宇宙探査ロードマップを示す。

2.3. 欧州の宇宙探査計画

欧州は、従来よりオーロラプログラムという火星有人探査を見据えたプログラムを推し進めているが、最近は有人月拠点プログラムにも関心を示しつつあり、2008年度前半にはNASAと共同での有人月探査アーキテクチャ検討を実施している。図2に有人月探査を取り入れたESAのロードマップを示す。拠点のシステムよりも有人・貨物の輸送系に重点をおいたロードマップになっていることがわかる。

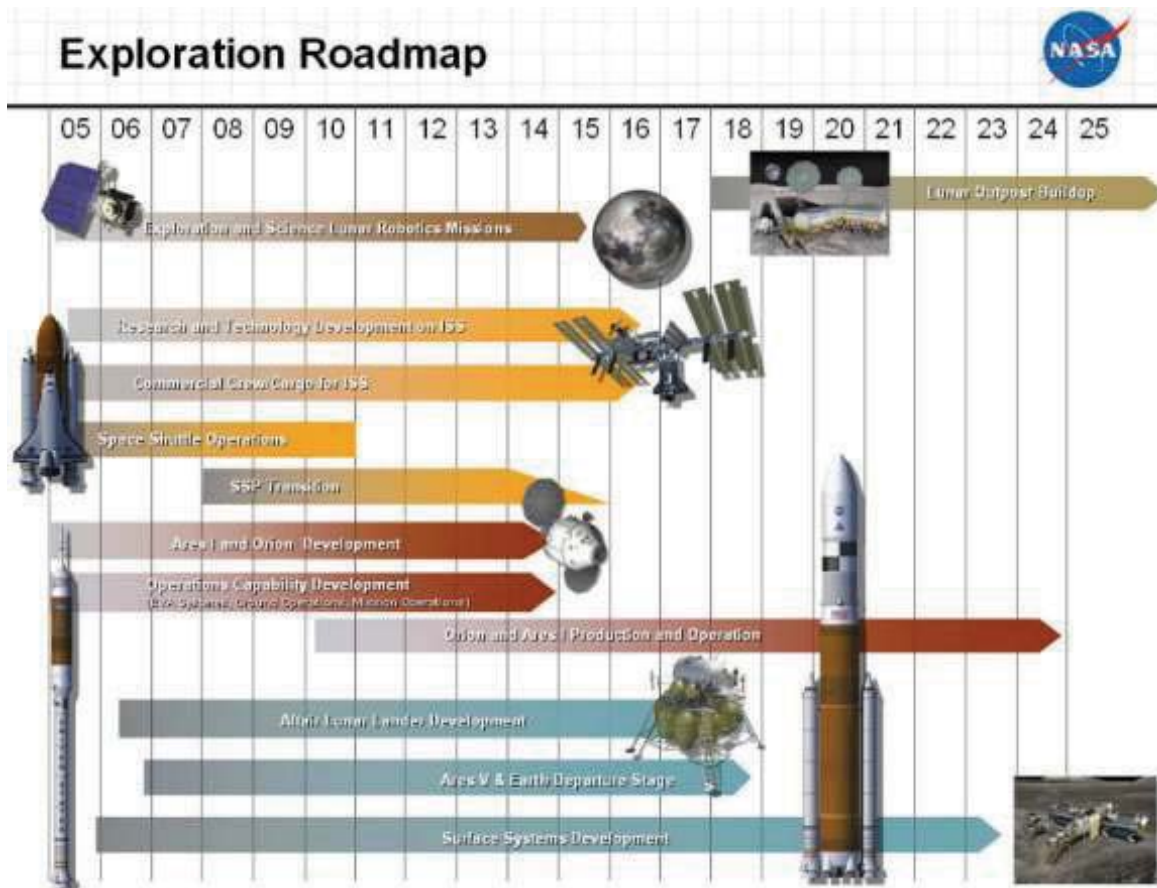


図1 NASA 宇宙探査ロードマップ

* Human Space Systems and Utilization Mission directorate /JAXA

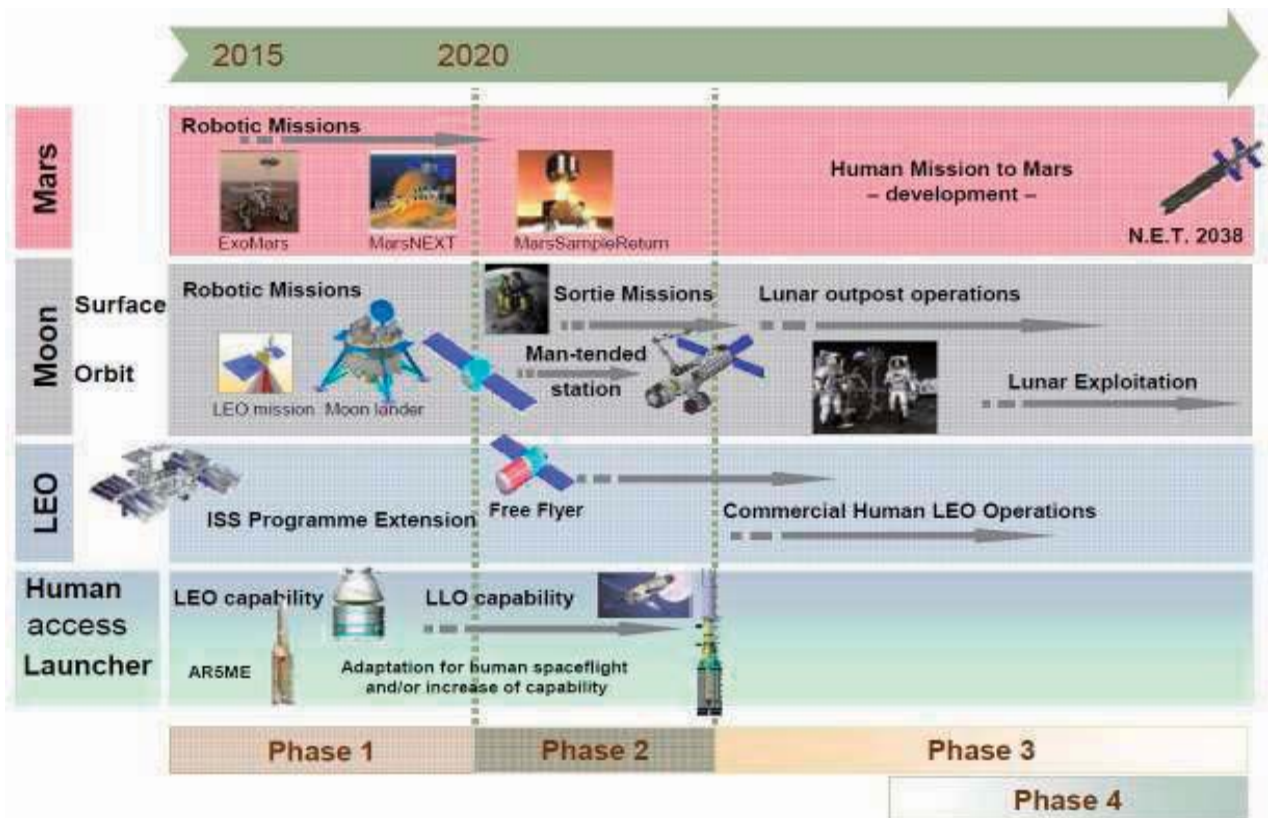


図2 ESA宇宙探査ロードマップ

3. 日本の将来有人・月探査構想

日本実験モジュール(Japanese Experiment Module, JEM)によるISS計画への参加により、日本はさまざまな有人宇宙技術を獲得する事ができた。また、国際パートナーとしての責務を確実に果たすことで宇宙先進国としての地位や信頼を得た。ただし、一部有人輸送や生命維持技術など重要な有人技術が獲得できていないことも事実であるし、ISS計画の中から様々な教訓も得ている。

これらの、ISSでの成果・教訓を踏まえた今後の有人宇宙活動については、様々な意見・提言がなされているが、ここでは下記のような方針を提案する。

- ① ISSで得た有人先進国としての地位やソフトパワー維持の観点から国際有人月拠点計画の協議に参加する。
- ② ISS、HTV、SELENEを活用して、国際有人月拠点計画に必要な技術の獲得を実施する。
- ③ 政策判断をもって国際有人月拠点計画に参加し、適切な貢献をするとともに日本人宇宙飛行士を月面に到達させる。

なお、有人月拠点計画は膨大なリソースが必要であり、日本だけでは実施することは不可能に近い。また、米国とて国際協力なしでは国民・政府の理解は得られない状況であることから、有人月拠点計画は国際協力のもとで実施されるという前提で考える。これまでの国際調整などから想像できる国際有人月拠点計画の青写真の一例を図3に示す。ここではISSの教訓を踏まえ有人、貨物ともに複数の輸送系があることが特徴である。

さて、③でいう適切な貢献にはさまざまなオプションがあり、ISS計画でのように月面拠点のモジュールを提供することもあり得るし、また輸送能力を提供することも一つの手段である。日本にとってどのような貢献が最も適切かは、技術的、コスト的、政策的などのさまざまな観点から検討を要する。図4に上記の方針を取り入れた将来有人宇宙活動構想を示す。

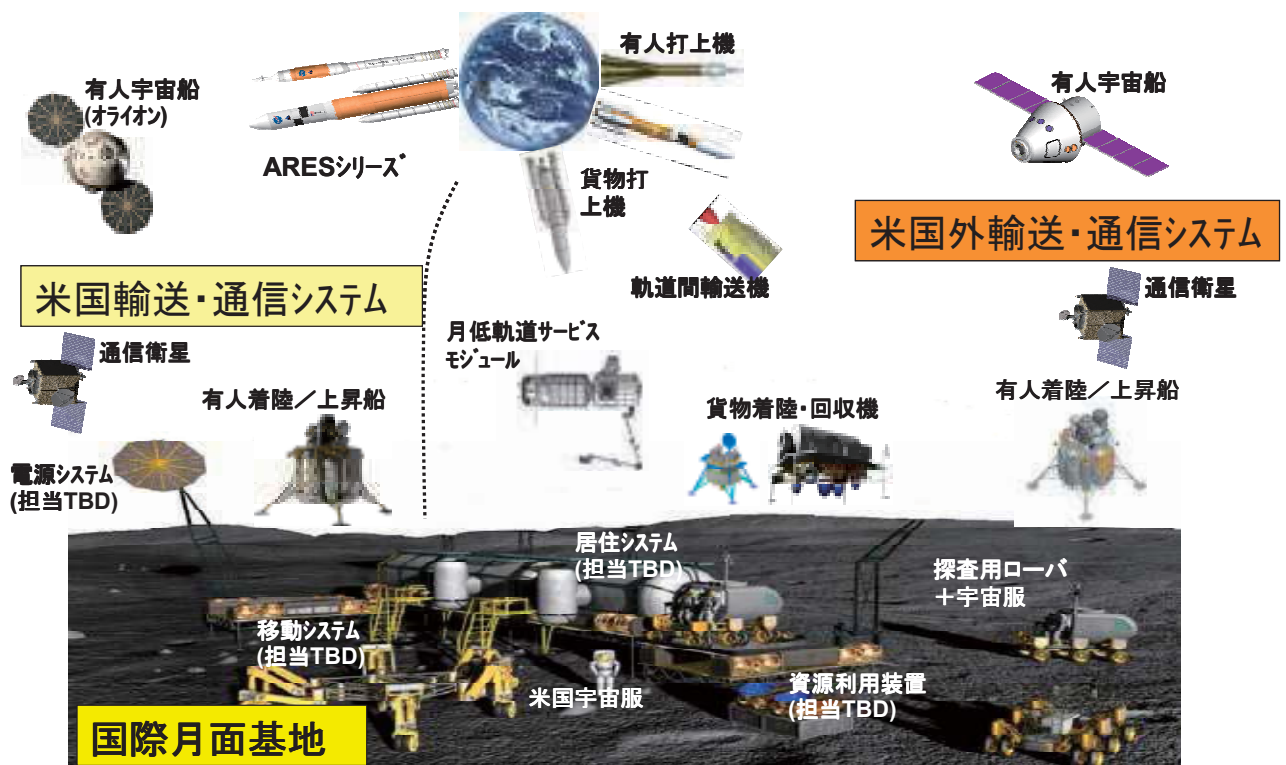


図3 国際有人月拠点計画(想像図)

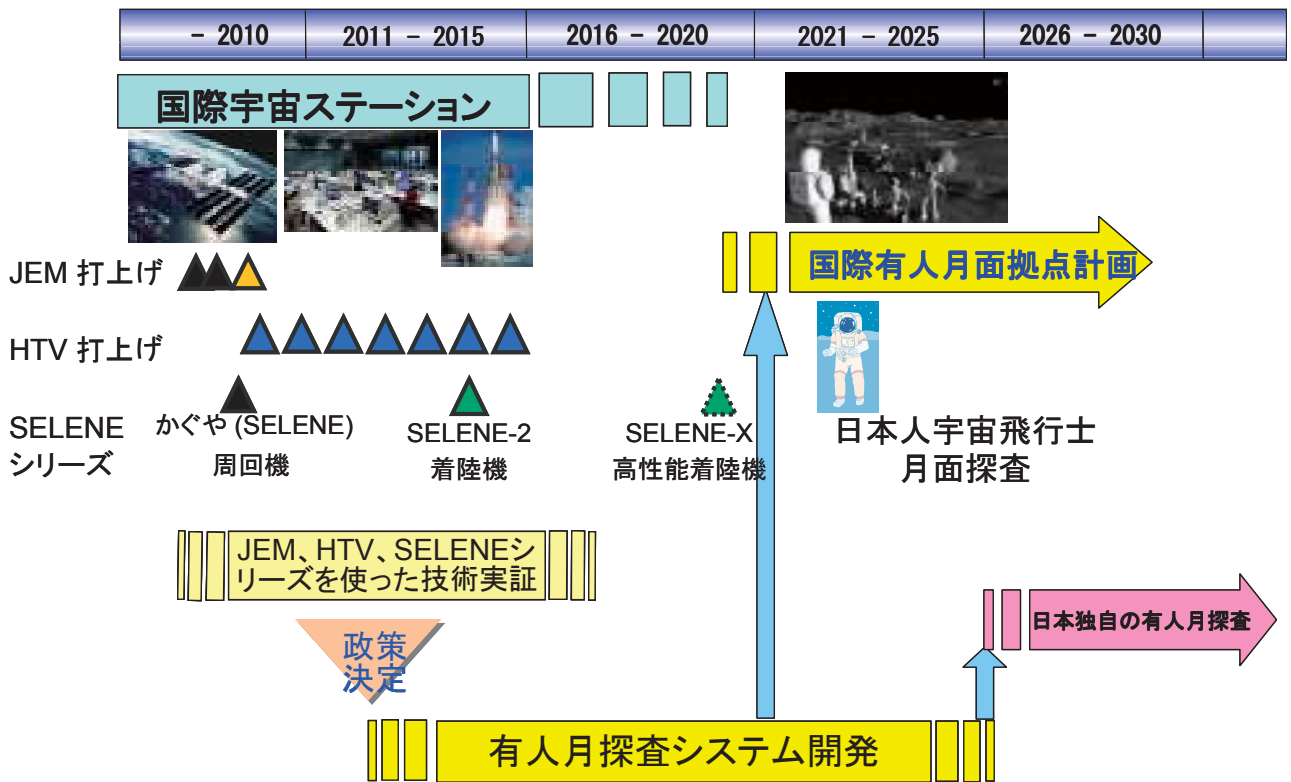


図4 日本の将来有人宇宙活動構想(提案)

4. 国際有人月拠点計画での電気推進活用の可能性

3章で述べたように、日本の国際有人月拠点計画への貢献の一つのオプションとして貨物輸送で貢献することが考えられる。この貨物輸送はSELENE2計画により着陸技術を獲得することで日本の大きなアドバンテージが出てくる分野でもある。また、輸送技術自体が有人、無人の自立的探査に大きく寄与するものでもある。

さて、その貨物輸送としては化学的な推進技術による方法も当然ながら考えられるが、日本の得意技術の一つでもある電気推進技術が適用できるかどうかについては一つの検討すべき課題であるといえる。なお、電気推進は基本的に推力が微弱であるため、月面着陸などの大推力が必要な場面ではなく、地球低軌道から月低軌道(Low Lunar Orbit, LLO)への軌道遷移への適用となる。

ところで、月面拠点計画においてLLOへ輸送すべきものとしては、図5のように整理することができる。時間的な制約から有人宇宙船に対しては適用は難しいが、それ以外については時間的な制約があまりないため適用の可能性はある。ここでは、代表例として有人月着陸船と貨物着陸船について考察してみる。

4.1. 有人月着陸船の電気推進によるLLOへの輸送(可能性検討)

有人月着陸船の規模としてはアポロ月着陸船クラスの18tを想定する。これはH-IIの増強型で300km X 5000kmの楕円軌道に打上げ可能な最大質量である。電気推進には軌道上で大電力を必要とするため太陽電池パネルでの発電を考えた場合に地球の影の影響が少ない楕円軌道に乗せておく必要があり、上記のような軌道を選択している。ただし、離心率は太陽光発電の効率を考えるとより大きい方が望ましい。着陸船のみで18tであるため、電気推進モジュール(これも同等の18t)を別途打ち上げて軌道上でドッキングさせ、その後、電気推進によりLLOに輸送する。図6にその輸送の概要図を示す。

ここで、電気推進スラスタとして現状技術での推力最大級クラスであるホールスラスタ(300mN、5kW、30kg)をベースに検討を試みた。

軌道遷移はResonance Captureという軌道遷移方式をとることとし、軌道遷移時間を考慮して質量4tにつき推力1Nを目安とした。(この場合の軌道遷移時間は166日。)

本ケースでは総質量36tであるので、推力としては約10Nが必要であり、300mNのホールスラスタは33個必要となる。ただし、予備として3個追加し、合計36個とする。(合計1.1t) また、必要増速量(4000m/sec)と排気速度から必要推薬量は8.4tと計算される。全備質量18tからこれらを除くと9.5tとなる。一方、必要電力量は5kW X 33=165kWとなり、他のシステム質量も含めて9.5tでのこの電力達成はかなりハードルは高い。

4.2. 貨物月着陸船の電気推進によるLLOへの輸送(可能性検討)

次に、貨物月着陸船についての例を考察する。前提としてH-IIBによる1回打上げでGTO投入とする。これにより初期質量は7.2tとなる。図7にこの輸送ケースの概要を示す。なお、この前提については変更の余地があり、GTOよりも低い軌道を取ることも可能であるし、有人月着陸船の場合と同様にH-IIB増強型とすることもできるであろう。

さて、この場合にも4.1項と同様な計算をすると、輸送可能なペイロード+バス質量は5.2tとなる。一方、必要な電力量は30kWであり電力システムの標準的な電力密度60W/kgで考えると電力システムの質量は500kg程度となる。したがって、電力システムを除いたペイロード+バス質量は4.7tとなる。これに対し、化学推進の場合(Storable ; Isp320s、直接LTO投入)のそれは3.8t程度であり、電気推進の場合の方が1t弱のメリットがあるといえる。

1. 有人宇宙船		LLOでの質量10-20トン 時間的制約有り	電気推進の適用 ×
2. 有人月着陸船		LLOでの質量15-50トン 時間的制約はなし	電気推進の適用 △
3. 貨物用月着陸船		LLOでの質量5-50トン 時間的制約はなし	電気推進の適用 △
4. 通信・航法衛星		LLOでの質量1-2トン 時間的制約はなし	電気推進の適用 ○

図5 国際有人拠点計画でのLLOへの輸送アイテム(例)

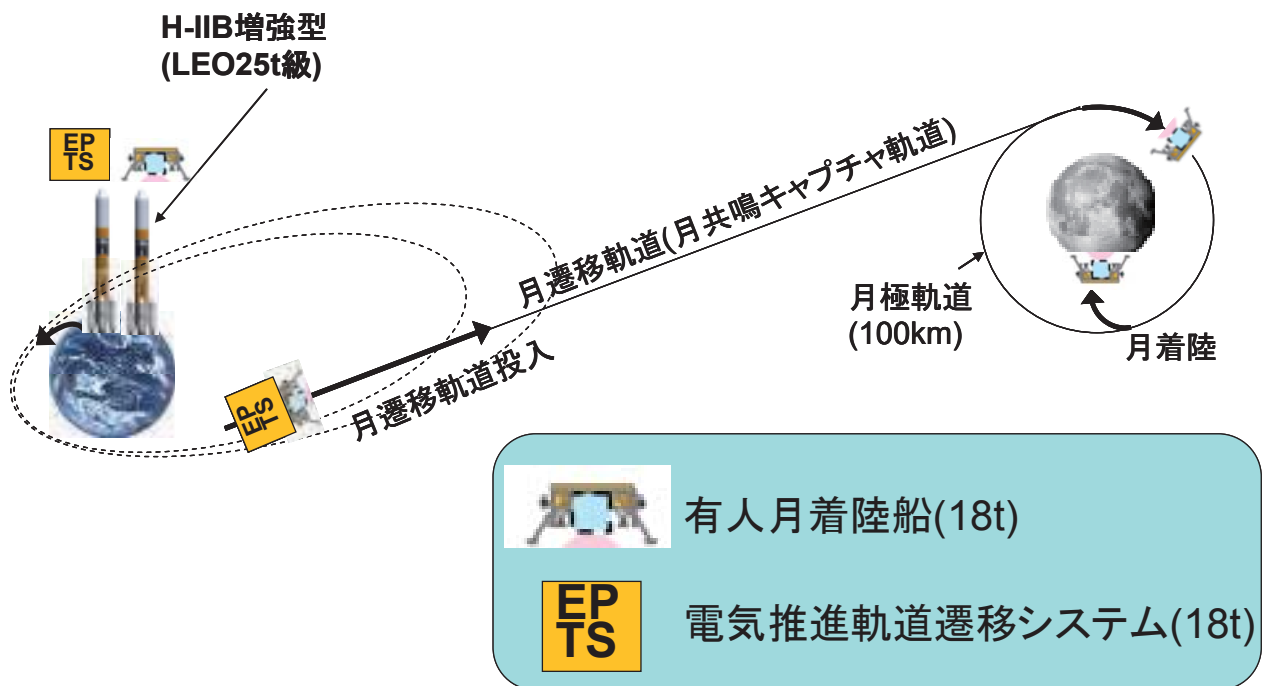


図6 電気推進による有人月着陸船輸送案

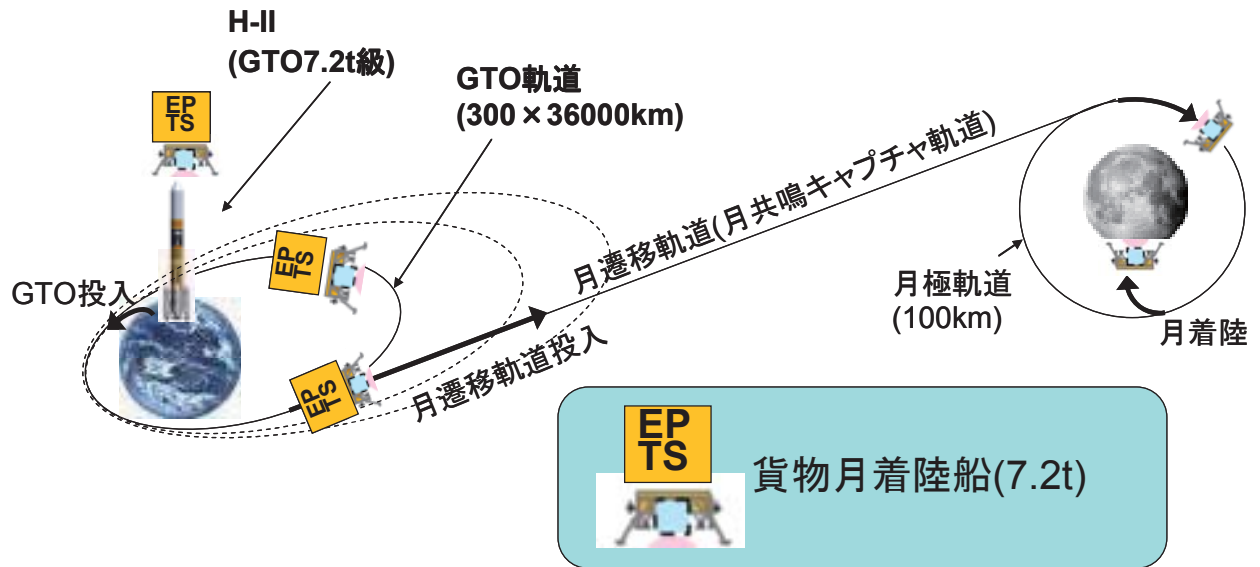


図7 電気推進による貨物月着陸船輸送案

5. まとめ

- ポスト ISS プログラムとして国際有人月拠点計画が胎動し始めている。
- 国際有人月拠点計画においても ISS と同様にロバストで効率的な搭乗員・物資輸送が要求されると考えられる。
- 有人宇宙船以外は、電気推進による輸送の可能性はある。
- 数トン程度の月面への貨物輸送では化学推進よりも電気推進のほうが高効率の輸送が期待できる。

20cm マイクロ波放電式イオンエンジン

西山 和孝*

20-cm Diameter Microwave Discharge Ion Engine

By

Kazutaka NISHIYAMA*

Abstract: In order to advance the technology of electron cyclotron resonance (ECR) microwave discharge ion thrusters known as the “ μ (mu)” family, we have been developing a 20-cm diameter thruster μ 20 after successful development and flight experiences of an asteroid explorer “Hayabusa” employing four 10-cm diameter thrusters μ 10. In contrast to the μ 10 whose ion beam current was saturated to 150 mA at higher microwave powers than 30 W, the μ 20 can generate 500 mA ion beam current with 100 W microwave power and 1100 – 1300 V acceleration voltage, yielding beam ion production cost (discharge power per unit beam current) of 200 W/A and thrust of 27 mN thanks to enlargement of the discharge chamber and moderate plasma density below cutoff. The μ 20 will be applied to deep space missions with larger delta-v and more massive spacecraft than Hayabusa.

Key words : Microwave Discharge, Electron Cyclotron Resonance, Ion Engine

1.1. はじめに

我々は「はやぶさ」以降のさらに大規模な小天体探査機への適用を想定して、「はやぶさ」搭載イオンエンジン μ 10 のビーム口径を 2 倍にした μ 20 の開発を 2000 年から行ってきた。この μ 20 は直径 20 cm、深さ 3 cm の極めて薄型のフラットな放電室内部に、電子サイクロトロン共鳴(ECR)放電を周波数 4.25 GHz のマイクロ波を用いて起こし、静電加速に適した密度のキセノンプラズマを生成する。表 1 に μ 20 の目標性能とこれまでに達成した性能とを示す。磁気回路やガス供給方法の工夫により、目標とする 500 mA のイオンビーム生成を 100 W 以下のマイクロ波電力で実現するという目標は早期に達成された。しかし、そのために必要なキセノンガスの流量が 10–11 SCCM と高いため、推進剤利用効率が 70 %以下にとどまっております、この点が最後の要調整項目であったが、プラズマ密度分布に合わせて孔径を縮小したアクセルグリッドにより改善できた。2008 年時点では、高圧絶縁破壊頻度を極力抑えた安定性重視の電極間隔設定で長時間運転を開始しているが、推進剤利用効率は 74 % と許容可能な値になっている。

この μ 20 イオンエンジンの搭載を想定した近い将来のミッションとして、表 2 に掲げる小惑星探査機「マルコ・ポーロ」と黄道面脱出型太陽観測衛星「Solar-C」の二つが検討されている。まだ概念検討段階のため、いずれの情報も確定的なものではないが、大きなトータルインパルスが必要とされることは間違いない。Solar-C では、現在小惑星ベスタに向かって飛行中の Dawn 探査機の 425 kg にせまるキセノン搭載量が要求されている。 μ 20 のビーム電流密度は μ 10 のそれと同程度であるため、20000 時間に及ぶ地上耐久試験での μ 10 アクセルグリッド損耗状況からの類推で μ 20 でもグリッドの 25000 時間の耐久性は十分確保できると考えられる。さらにリスクを低減するため、アクセル電圧の大きさの低減に努めてきており、従来の μ 10 と同じであった -350 V から -150 V に変更している。イオン衝撃によるスパッタリング率が半分以下に減少することから、グリッドの延命効果が非常に大きいと期待される。

* JAXA Space Exploration Center (JSPEC)/JAXA

表 1 $\mu 20$ の目標性能と達成性能

	$\mu 10$	$\mu 20$ (当初目標)	$\mu 20$ (2008 年)
ビーム電圧 (V)	1500	1200	1300
ビーム電流 (mA)	140	500	540
アクセル電圧 (V)	-350	-350	-150
マイクロ波電力 (W)	32	100	100
イオン生成コスト (W/A)	230	200	185
比推力 (s)(中和器含む)	3000	2800	2800
推力	8.5	27	30
システム電力 (W)	350	900	1050
推力電力比 (mN/kW)	22	30	28
目標寿命 (h)	20000(地上実証済み)	20000	25000
推進剤利用効率	0.85	0.8	0.74

表 2 $\mu 20$ を想定して検討中のミッションと「はやぶさ」の比較

	はやぶさ	マルコ・ポーロ	Solar-C (Plan A)
目標天体・軌道	1989SF36(イトカワ)への往復 0.8~1.7 AU	Wilson-Harrington への往復 ターゲットの小天体は他にも複数候補あり	軌道傾斜角最大 45 度 軌道遷移中の太陽距離は 0.7~1.3 AU
ミッション時期 (年)	2003~2007(当初予定, その後 2010 まで帰還延期)	2018~2026, 2017~2022, 2016~2023 など	2016~2022
イオンエンジン搭載台数 (最大同時運転台数+予備)	$\mu 10 \times (3+1)$	$\mu 20 \times (4+1)$	$\mu 20 \times (4+2)$
キセノン搭載量 (kg)	65	300	400
太陽電池発生電力 (kW@1AU)	2.5	9 他に 10, 5 など複数案	6
1 台あたり運転時間 (h)	13000	20000	25000

1.2. システム構成

図 1 はマイクロ波放電型イオンエンジンの構成を示したものである。ビーム電圧分の正の高電位とわずかに負の電位とに位置する二つのプラズマ発生装置（イオン源と中和器）があり、それぞれが DC ブロックと呼ばれるマイクロ波部品を介して共通のマイクロ波源からプラズマ生成用のエネルギーの供給を受ける。このように 1 台のマイクロ波電源で 2 つのプラズマを原理的には生成できるのが、 $\mu 20$ の場合はイオン源が必要とする 100 W は既存の宇宙用進行波管増幅器で供給できるほぼ上限の電力であるため、分岐して中和器の放電電力をまかなう余力がない。したがって、イオン源と中和器とで独立した増幅器を搭載することを検討している。「はやぶさ」イオンエンジンシステムの方式を踏襲して、3 枚グリッド構成、中和器を衛星電位に対して負にバイアスする。このため、スクリーン、アクセル、中和器（ディセル共用）の 3 つの直流電源をパワープロセッシングユニットに内蔵することになる。推進剤供給系についても、「はやぶさ」同様のプレナムと流体抵抗素子を用いたバンバン流量制御方式を基本に考えているが、中和器流量制御方式について「はやぶさ」と同様にイオン源に対して一定比率の供給が適当かどうか検討を行っているところであり、結論はまだ出ていない。2 つの将来ミッションで、ほぼ同様のサブシステム構成になると思われるが、2008 年度中に衛星メーカーを交えて両ミッションでなるべく共通化するようにサブシステム検討を予定している。

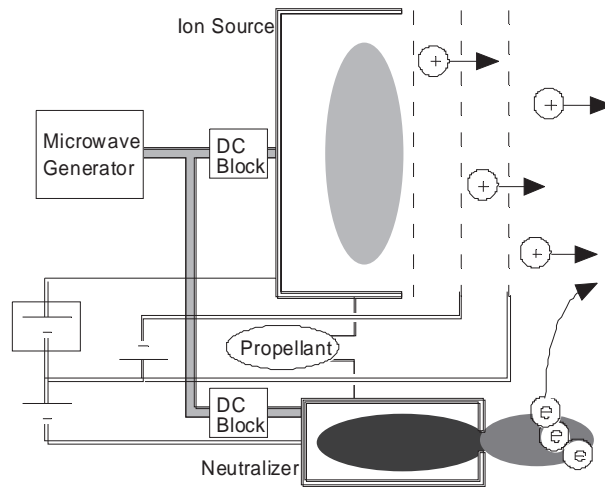


図 1 マイクロ波放電型イオンエンジンの構成図

1.3. イオン源と中和器

図 2 に口径 20cm のイオン源の断面図，ラジエーター付きの外観写真，最内周 1 列のみ SmCo 磁石で残りは耐熱温度 190℃ の NdFeB 磁石の配列の写真を示す。磁石とガス供給口の独特な配列はイオン生成コストと推進剤利用効率を最適化するためのものである。真空チャンバーをまったく冷却しない状態では，4 時間近くかけてラジエーターの温度が 90℃ 弱の熱平衡状態に落ち着く。このときの NdFeB 磁石の根元の温度が 130℃，放電室の最高温度点である中央のアンテナコネクタの温度が 170℃ である。最内周磁石を SmCo にしたのは耐熱性の不安もあるが，これを NdFeB にすると内側のプラズマが濃くなりすぎて全体としては 2 割近いビーム電流減少を招いたためでもある。

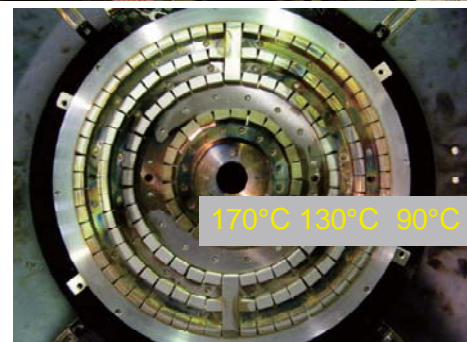
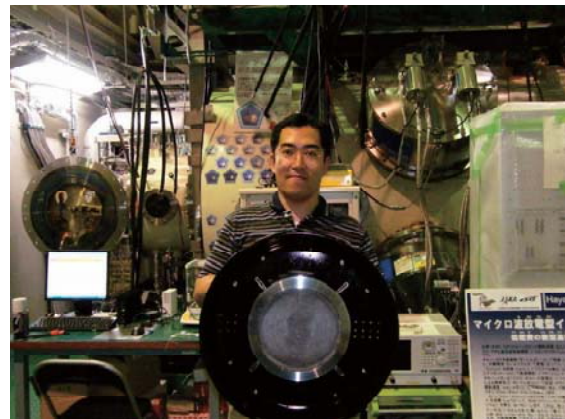
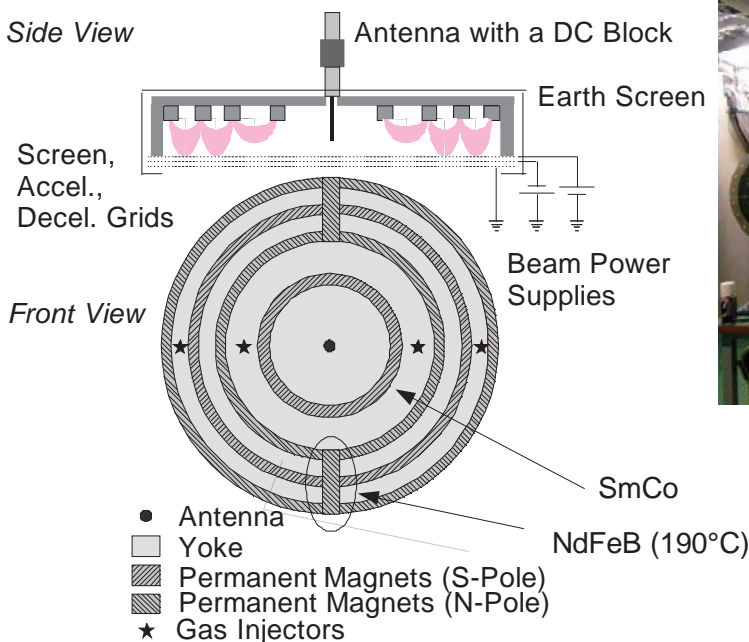


図 2 イオン源の断面図と外観および磁石配列

μ10 イオンエンジン用に開発された中和器をほぼそのままに，磁場の強度やオリフィス径を微調整し，流量と

マイクロ波電力の増大により、 $\mu 20$ イオンエンジン用の中和器を開発した。図 3 のようにイオン源の側面方向から電子を供給する配置で約 100 時間の運転を行い、イオン源の 1/10 以下の流量と 1/4 のマイクロ波電力でノミナル動作点のビーム電流 500 mA の運転が可能であることを実証した。2008 年度中にイオン源と同じラジエーター上に中和器を取り付ける際の位置・角度などの確定作業を実施予定である。

図 3 真空チャンバー側面に取り付けた中和器によるイオン源との噛み合わせ試験

1.4. 寿命評価のための長時間運転

2008 年 1 月より、イオン源単体での昼夜連続の長時間運転を開始している。この試験の目的は、開口率を極限まで小さくしたアクセルグリッドのイオンビーム自身による最適加工（ミリング）と、エンジン設計の未知の問題点の洗い出しである。当初の約 900 時間は、ノミナル推力 27 mN に対応する 500 mA のビーム電流で、続く 1000 時間は最小推力 13 mN に対応する 250 mA のビーム電流で運転し、パービアンスリミットとクロスオーバーリミットの両方のイオン加工の結果をフラットベッドスキャナーによる形状解析で確認した。その後、累積作動時間にして 2300 時間までは、徐々にビーム電流を 540 mA 間で増加させながら運転してきている。途中、数回の真空中マイクロ波伝送路の故障を経験しているが、何種類かのケーブル・コネクタ類を評価して、大電力でも信頼のおける部品選定を進めてきた。ケーブルに関しては焼損しやすいテフロンを廃したセラミックスを誘電体とする日本の衛星でも実績のあるものが見つかっている。DC ブロックについてもテフロンをなくすべく改良を進めているところである。

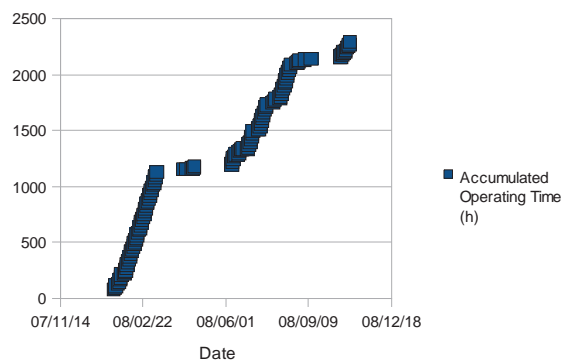


図 4 イオン源の長時間運転累積作動時間履歴

12cm カウフマン式イオンエンジンと大型ホールスラスタ

尾崎 敏之*, 梶原 堅一**, 松井 捷明***

12cm Kaufman Type Ion Engine and High Power Hall Thruster

By

Toshiyuki OZAKI*, Kenichi KAJIWARA** and Katsuaki MATSUI***

Abstract : The performance of the 12cm Kaufman type ion engine are 21 to 23 mN of thrust level and 2,400 to 2,670seconds of specific impulse under 540 to 610 watts of power consumption and the lifetime of the thruster is over 16,000hours. The engine is applied for NSSK of ETS-VIII and the most accumulated beam firing time is over 2,000hours. The performance of the high power hall thruster is over 250mN of thrust level and over 1,500seconds of specific impulse under 5kW of power consumption. The thruster is under the 3,000hours endurance test.

Key words : Ion Engine, Hall Thruster

1. はじめに

電気推進の内、イオンエンジン、ホールスラスタは静電加速により 1000 秒を越える高比推力を特徴とし、探査機の主推進、静止衛星の軌道制御等、様々なアプリケーションに適用されるようになってきた。電気推進のスラスタ効率は消費電力、推力、比推力、重力加速度から次式で表される[1].

$$\eta = \frac{F \cdot Isp \cdot g_0}{2P} \quad (1)$$

フライト実績のあるイオンエンジン、ホールスラスタの消費電力、推力、比推力[2]から比推力対電力推力比をプロットすると図1のようになる。図1よりイオンエンジンはおおよそ比推力 2000 秒～3500 秒、推力電力比 20～40mN/kW に位置し、ホールスラスタはおおよそ比推力 1100 秒～1700 秒、推力電力比 55mN/kW～60mN/kW に位置する。電力、搭載可能推進剤量、制御時間といったシステム制約に応じて適切な推進器を選択する必要がある。

三菱電機 (MELCO) は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) との契約下、実効グリッド径 12cm のイオンエンジンを開発してきた。本イオンエンジンは静止衛星の南北軌道制御への適用を目的とし、技術試験衛星VI型 (ETS-VI) [3], 通信放送技術衛星 (COMETS) [4], 技術試験衛星VIII型 (ETS-VIII) [5]に搭載されてきた。ETS-VI, COMETS 搭載イオンエンジンは同一仕様・設計のものであり、ETS-VIIIイオンエンジンは ETS-VIイオンエンジンをベースに主として長寿命化を図ったものである[6].

経済産業省プロジェクト「次世代イオンエンジン技術開発」は 200mN 以上の大推力静電加速型電気推進の開発を目的としたもので、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) に委託され、その契約を受けた MELCO と共に、実用レベルとしては世界最大級の 250mN 級ホールスラスタの開発を実施している[7]. 本プロジェクトの最終目標は、電源ユニット(PPU)の消費電力が 5kW 以下で、推力 250mN 以上、比推力 1,500 秒以上、寿命

* Mitsubishi Electric Corporation

** Japan Aerospace Exploration Agency

*** Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer

3,000 時間以上の性能を有するスラスタ及び PPU を開発することである。現実的な衛星発生電力を考慮した上で、大推力を目標として、イオンエンジンでは無く、推力電力比の高いホールスラスタを選択した。

本稿では 12cm カウフマン式イオンエンジンの軌道上運用状況を述べると共に、大型ホールスラスタの開発状況を述べる。

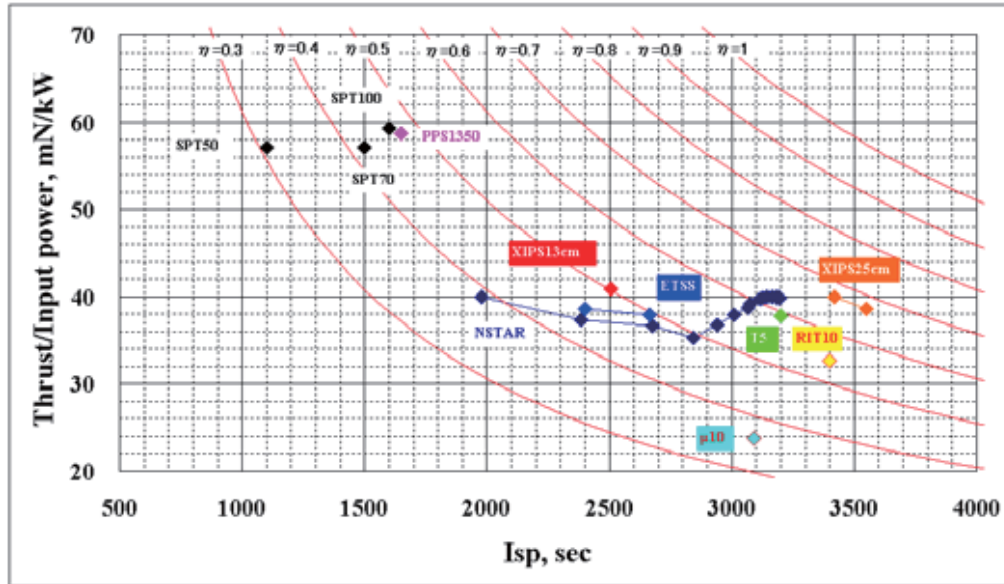


図1 実用イオンエンジン，ホールスラスタの比推力対推力電力比

2. 12cm カウフマン式イオンエンジン

2.1. 12cm イオンスラスタ

本スラスタの主要諸元、写真をそれぞれ表 1、図 2 に示す。主要諸元中、寿命、トータルインパルスに関しては、地上寿命試験にて、それぞれ、17,456 時間、 $1.339 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{sec}$ を確認した。スラスタ構成に関して、放電室内の発散形状磁場はアルニコ製永久磁石で発生させ、主ホローカソード (MHC)、中和器ホローカソード (NHC) は電子源として含浸陰極を使用している。また外向きに凸型の 3 枚のモリブデン製グリッドの内、スクリーングリッドは上流面に、加速グリッドは下流面及び孔内壁に耐磨耗性セラミックコーティングを施している。

表 1 12cm イオンスラスタ主要諸元

項目	数値
推進剤	キセノン
投入電力	541~611W
推力	20.9~23.2mN
比推力	2,402 秒~2,665 秒
トータルインパルス	$1.15 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{sec}$
寿命	$\geq 16,000$ 時間
噴射回数	$\geq 3,000$ 回



図 2 イオンスラスタ

2.2. ETS-VIIIイオンエンジンサブシステム

2.2.1. 主要諸元・構成

ETS-VIII (図3) 搭載イオンエンジンサブシステム (IES) の主要諸元及び構成をそれぞれ表2, 図4に示す。表2中, 平均推力, 平均比推力は, BOLからEOL迄のビーム噴射時間累積に伴う推力低下を放電電流設定を段階的に切り替えることで, 達成する。本サブシステムは主系従系2基のイオンエンジンコントローラ(IEC), 内部冗長の1基のイオンエンジンドライバ(IED), 主系従系2基の電源ユニット(PPU), キセノンタンクを除いて完全冗長の推進剤供給系(PMU), 機械式ジンバル(ITG)上に設置された主系従系2基のイオンスラスタ(TRS)と各スラスタに一对一に接続された流量制御モジュール(FCM)から構成された南北各1基のイオンスラスタユニット(ITU)からなる。IECはTTC系からのコマンド信号, PPUからのステータス信号に応じて所定の作動シーケンスでIESの制御信号を出力し, IESの運転制御を行う。またIES運転時の主要テレメトリデータを編集し, TTC系に出力する。IEDはIECからの制御信号に従ってPMUやFCMの各遮断弁やITGのステップモータに駆動電力パルスを供給する。また各遮断弁からの開閉ステータス信号やITGの角度テレメトリを受信し, IECに出力する。PPUはTRS作動に必要な7台の電源からなり, リレーで南北出力を切替え出力する。ITUは衛星の反地球面南北端に設置され, 昇交点で北側スラスタを, 降交点で南側スラスタを交互に噴射する。FCMは流量の異なるオリフィスと遮断弁からなり, 推進剤ラインを3系統に分岐し, TRSに流量制御されたキセノンを供給する。ITGは推進剤消費で移動する衛星重心に推力ベクトルを合わせるため使用する。以上のコンポーネントの質量, ビーム噴射時の消費電力は表3に示す通りである。

表2 イオンエンジン系主要諸元

項目	数値
方式	カウフマン式キセノンイオンスラスタ
平均推力 (BOL から EOL)	20mN 以上
平均比推力 (BOL から EOL)	2,200 秒以上
全質量	96kg
寿命	16,000 時間
トータル噴射回数	3,000 サイクル
消費電力 (ビーム噴射時)	880W 以下
推力ベクトル可変範囲	±5° (アジマス, エレベーション方向)



図3 ETS-VIII

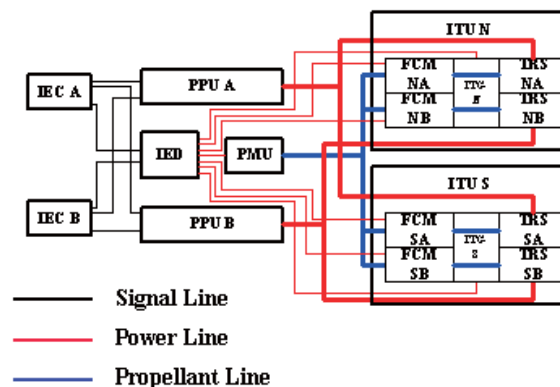


図4 イオンエンジンシステム構成

表3 コンポーネント質量, 消費電力配分

コンポーネント名称	質量(数量)	消費電力
ITU	40.5kg (2基)	753W
PMU	18.4kg (1基)	2W
IEC	11.4kg (2基)	10W
IED	4.3kg (1基)	9W
PPU	21.4kg (2基)	106W
合計	96kg	880W

2.2.2. 軌道上運用状況

ETS-VIIIは2006/12/18種子島宇宙センターよりH2Aロケットで打上げられ、静止軌道に投入された。イオンエンジンは2007/1/22～1/29のチェックアウト後、3/3より定常運用に移行した。チェックアウト時のテレメトリ例（工学値に変換後）[5]と定常運用時の運用例としてNBスラスタの累積ビーム噴射時間推移を図5に示す。2009/10/1の時点で、IESで累積作動時間4,174時間、NBスラスタは2,115時間の累積作動時間に達している。

2.3. 今後に向けての評価

現在、JAXAにて高度200km程度の低軌道を周回する地球観測を目的とした超低高度衛星を計画・検討中である。こうした低軌道では数十 mN/m^2 程度の空力抵抗による軌道外乱を受けるため、ある高度に宇宙機を維持するためには空力抵抗に見合った推力で空力抵抗補償する必要がある[8]。空力抵抗は宇宙機表面積、宇宙機速度、空気密度の関数であり、現時点では必要推力は決定していない。そこで、従来の推力範囲を越える推力を発生できるか拡張性能評価試験を実施した。

試験はJAXA調布イオンエンジン試験チャンバで実施した。供試体はETS-VIIIイオンスラスタEMを用いた。汎用流量調整器でキセノンを供給し、PPU-BTEで電力を供給した。キセノン流量は主推進剤供給器(MPF)流量/MHC流量=4/2.5, 4.5/2, 5/1.5, 5/2.5, 5.5/2, 6/1.5, 6/2.5, 6.5/2, 7/1.5, 7/2.5, 7.5/2, 8/1.5, 9/1.5(単位: sccm)とし、ビーム電圧/加速電圧=900/450, 1000/500, 1100/550(単位: V)、放電電流=1, 2, 3, 4, 5(単位: A)と変更した。測定結果例を図6に示すが、スラスタの消費電力300W～800Wで、推力10～28mNが得られた[9]。

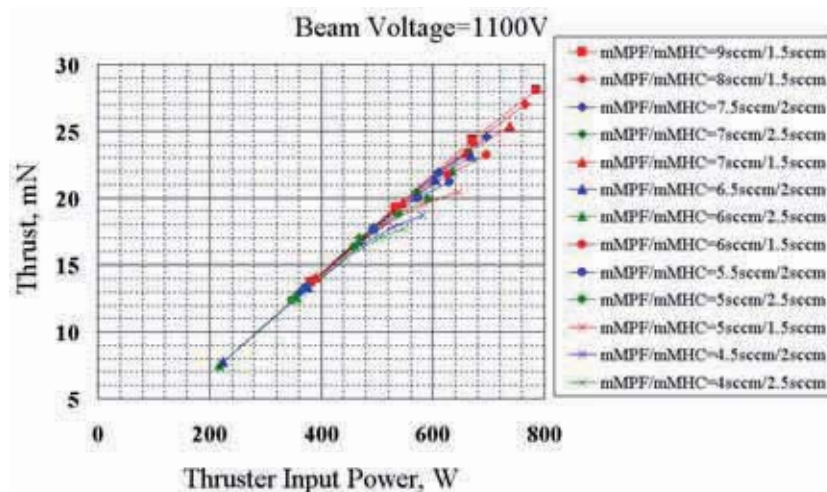


図6 拡張性能試験結果例

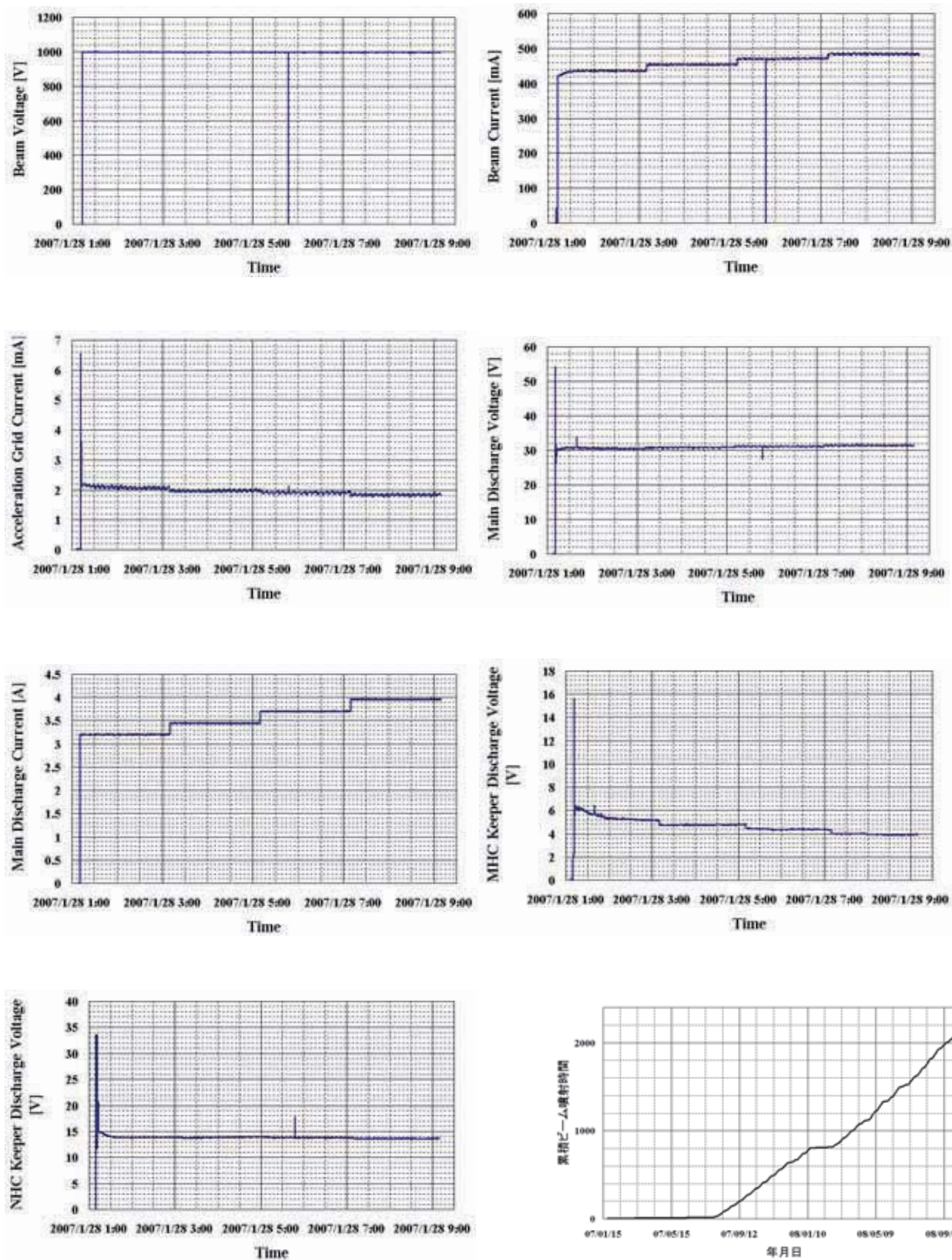


図5 軌道上テレメトリ例 (SA スラスタ) と累積ビーム噴射時間推移 (NB スラスタ)

3. 大型ホールスラスタ

3.1. ホールスラスタ及びPPU

図7にホールスラスタ及びPPUを示す。本スラスタは窒化アルミベースのBN複合セラミック製チャンネルを有するマグネティックレイヤー型ホールスラスタで、ホローカソードは含浸陰極を用いている。スラスタのスロット直径は16.5cmである。PPUはアノード電源、ホローカソードキープ電源、ヒータ電源、2台の電磁石電源、流量調整器電源の計6台の電源から構成され、CFRPコア低膨張高放熱基板[10]を用い小型軽量化を図っている。PPUの寸法は473mm (L) × 347mm (W) × 97mm (H)、質量は11.9kgである[11]。



図7 ホールスラスタ, PPU

3.2. 性能検証試験

試験は MELCO 鎌倉製作所イオンエンジン試験チャンバで実施した。汎用流量調整器でキセノンを供給し、PPU もしくは汎用電源で電力を供給した。アノード流量を 75, 100, 125, 150 (単位: sccm), アノード電圧を 200, 250, 300, 350 (単位: V) と変更した。試験結果のサマリ, PPU 投入電力に対する推力・比推力をそれぞれ表4, 図8に示す[11]。

表4 試験結果サマリ

項目	目標値	試験結果
消費電力 (PPU)	$\leq 5,000\text{W}$	4,630W
推力	$\geq 250\text{mN}$	251mN
比推力	$\geq 1,500$ 秒	1,697 秒
寿命	$\geq 3,000$ 時間	評価中

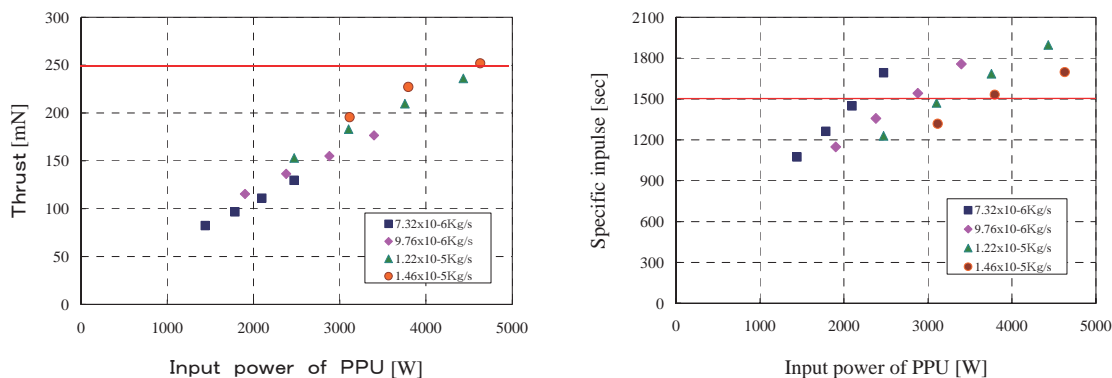


図8 PPU 投入電力に対する推力, 比推力

現在、3,000 時間を目標にスラスタ耐久試験を実施中であり、チャンネル損耗や動作点の経時変化データを蓄積しつつある。

4. まとめ

12cm カウフマン式イオンエンジン及び大型ホールスラスタに関して述べた。イオンエンジンは ETS-VIII に南北軌道制御用に搭載され、現在、静止軌道上で運用中である。最もビーム噴射時間を累積しているスラスタは 2,000 時間を越えた。また大型ホールスラスタは目標性能を達成し、現在、耐久性評価中である。

各国でイオンエンジン、ホールスラスタは実用化の段階を迎えている。衛星システム設計を踏まえながらこれから電気推進器の成熟を図っていききたい。

参考文献

- [1] サットン, “ロケット推進工学”, 山海堂, 東京, p.514, 1995
- [2] Goebel, D.M., and Katz, I., “Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters”, JPL Space Science and Technology Series, pp.429-442, 2008
- [3] Nagano, H., Kajiwara, K., Gotoh, Y., and Nishida, E., “Development and On-orbit Operation of ETS-6 Ion Engine Subsystem”, 20th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-96-a-3-18, Gifu, Japan, 1996
- [4] Ozaki, T., Nishida, E., Gotoh, Y., and Kajiwara, K., “Performance Evaluation of Ion Engine Subsystem for COMETS on orbit”, 22nd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2000-b-12, Morioka, Japan, 2000
- [5] Ozaki, T., Kasai, Y., Nakagawa, T., Itoh, T., Kajiwara, K., and Ikeda, M., “In Orbit Operation of 20mN Class Xenon Ion Engine for ETS-VIII”, 30th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-084, Florence, Italy, 2007
- [6] 尾崎, 稲永, 笠井, 中川, 五十嵐, 伊藤, 梶原, “ETS-VIII 搭載 20mN 級 Xe イオンスラスタ長寿命化設計及び寿命試験結果”, 平成 17 年度宇宙輸送シンポジウム, 2005
- [7] 尾崎, 笠井, 中川, 大須賀, 松井, “200mN 級ホールスラスタの開発状況(3)”, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, 2006
- [8] Noda, A., Homma, M., and Utashima, M., “The Study of a Super Low Altitude Satellite” 26th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2008-f-05, Hamamatsu, Japan, 2008
- [9] Ozaki, T., Osuga, H., Nagano, H., Hayakawa, Y., and Kajiwara, K., “Extended Operation and Modification of 20mN Class Xenon Ion Engine”, 26th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2008-b-30, Hamamatsu, Japan, 2008
- [10] 鮫島, 尾崎, 佐藤, 井上, 鈴木, 大須賀, 松井, “宇宙用低熱膨張高放熱基板の開発”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 2A16, 2007
- [11] Osuga, H., Suzuki, K., Ozaki, T., Nakagawa, T., Suga, I., Tamida, T., Akuzawa, Y., Suzuki, H., Soga, Y., Furuichi, T., Maki, S., and Matsui, K., “Development Status of Power Processing Unit for 250mN-class Hall Thruster”, 8th European Space Power Conference, Konstanz, Germany, 2008

35cm リングカusp式イオンエンジン

早川 幸男*

35-cm Diameter Ring-Cusped Ion Thruster

By

Yukio HAYAKAWA*

Abstract : JAXA's 35-cm Ion Thruster is described. The thruster demonstrates excellent performance in particular that is quite important for the thrusters of super low altitude satellites. Its life has not yet become definite though the life of thrusters is also important for the satellites. However, efforts to obtain a long life are being made.

Key words : ion engine, ion thruster, efficiency, performance, power, ratio, thrust, slats

1. はじめに

イオンエンジンは衛星推進系の中で最も高い比推力を有し、深宇宙探査や月等への物資の大量輸送に有効である。中でもリングカusp式イオンエンジンは、これまで世界中で開発されてきたイオンエンジンの中で最も高性能を発揮し、米国では静止衛星や深宇宙探査に使用されている。ここではこれまで JAXA で研究開発を行ってきた口径 35cm のリングカusp式イオンエンジンについて述べる。

2. イオンエンジンの特性指標

2.1. イオンエンジンの原理

イオンエンジンは推進剤分子をイオン化し、これを静電場によってビーム状に加速するものである。静電場による加速は、熱的な加速と比べてイオン一個あたりに与えるエネルギーを高く取り易いため、容易に高速のイオンを発生できる。しかしながら加速電圧とイオンビームのイオン電流密度が正の相間を有するため、加速電圧が低い領域では推力密度が激減し、推進器としての魅力が乏しくなる。この様にイオンの発生量、加速電圧、供給する推進剤流量を変えることにより動作点が変わるので、ある程度までは同じハードウェアで異なる目的に使用することができる(例：静止衛星の軌道投入と南北位置保持)。このため、イオンエンジンあるいはホールスラスタのような他の推進器を選ぶ際には、主な特性指標のすべてにおいて検討することが必要である。

尚、宇宙空間に正電荷のイオンのみを放出し続けることは、衛星等の電位が低下することによって不可能となるので、中和器と呼ばれる電子源を作動させ、電子を宇宙空間に放出する。これにより衛星電位の低下は 20V 程度で収まり、電子はその電位差のみによって特段の付加電源も必要とせず自動的に放出される。電子源とは言っても中和器には推進剤の一部と電力が供給される。この推進剤は推力には殆ど寄与しないので、その供給量は供給電力と共になるべく小さいことが望ましい。

2.2. 主な特性指標

イオンエンジンで用いられる主な指標としては以下のようなものがある。

- ・ 推力(密度) ・ 推進器効率 ・ 電力推力比 ・ 比推力 ・ 全力積 ・ 寿命

以下に、これらについて簡単に説明する。電力が関係するものについては、スラスタ入力(=電源出力)と電源入力との 2 点の計測点があるので注意が必要である。

* Aerospace Research and Development Directorate (ARD) /JAXA

2.2.1. 推力(密度)

通常はスラスタの小型化のために推力密度が高いことが望ましく、これを上げるためには、ビーム電圧を上げ、ビーム電流を増やすことが必要となる。ビーム電流密度の増加はイオン抽出電極の寿命短縮を招く関係にあるため、推力の増加には一般にスラスタの大型化が伴う。

2.2.2. 推進器効率

推進剤の運動エネルギーを投入電力量で除したものであり、高いことが望ましい。イオンビームの拡がり等により、運動エネルギーがすべて推力に寄与するわけではないので、正確には推力損失の補正をして求めている。イオン生成と中和器に要する電力は大きく変化しないので、ビーム電圧(イオンが得る運動エネルギーに相当する電圧で上述の加速電圧とは異なる)が高い程高くなりやすい。イオンエンジンの場合、通常は電源入力で計っても 50% 以上はあり、他の電気推進器と比べて極めて高い。尚、飛翔体の速度が関係する推進効率とは別物である。

2.2.3. 電力推力比

1mN の推力を発生させるために必要な電力のことであり、低いことが望ましい。これを下げるためにはビーム電圧を下げる必要があるが、推力密度と比推力が下がってしまう関係にある。

2.2.4. 比推力

9.8N の推力を発生する場合に 1kg の推進剤で推力を持続できる秒数のことであり、ミッションによって最適値が異なる。電力推力比が一定とすれば、これが高いことが望ましく、これを上げるためにはビーム電圧と推進剤利用効率(供給推進剤のうち、イオンとして加速される分の割合)を上げることが有効である。

2.2.5. 全力積

推力を全寿命に渡って時間で積分したものであり、十分に大きいことが必要である。

2.2.6. 寿命

寿命は十分に長いことが必要であり、これを伸ばすためには推進剤利用効率を上げることとビーム電流密度を下げることを有利とする。但し、後者をやりすぎると推進器としての意味が希薄になる。

3. JAXA-35cm イオンエンジンの現状

3.1 寿命以外の特性指標

JAXA で研究中の 35cm イオンエンジンの特性指標を表 1 に示す。

表 1 JAXA-35cm イオンエンジンの特性指標

推力,mN	推力密度,N/m ²	スタスタ入力,W	推進器効率,%	電力推力比,W/mN	比推力,s
76.7	0.797	1825	67.2	23.8	3263
143.3	1.490	3355	69.2	23.4	3303
171.6	1.784	4003	69.7	23.3	3313
191.3	1.988	4450	69.9	23.3	3317
199.4	2.072	4638	70.1	23.3	3326

尚、推力についてはビーム広がりや 2 価イオンによる推力損失を 5% と仮定しており、他の指標についても推力損失を考慮している。ビーム電圧は 1kV、加速電極電圧は 200V、推進剤利用効率(放電室)は 90% である。スラスタ入力と比推力の算出に当たっては、中和器分も考慮している。

推力 80mN 近傍を除いては、推進器効率 0.69 以上、比推力 3300s 以上と電力推力比 23.5W/mN 以下を同時に達成している。尚、推力が 150mN を超える場合には真空槽内圧力が 5×10^{-4} Pa を超え、性能が実際よりかな

り高めに評価されていることを断っておく。

ビーム電圧を下げながら同じビーム電流を確保することは至難であるが、1～2割程度までならビーム電圧を上げながら同じビーム電流を確保することは寧ろ容易である。この原理に基づいて、ビーム電流を一定としながらビーム電圧を増加させ、スラスタ入力が5kWとなったときの動作点を参考として表2に示しておく。

表2 スラスタ入力5kWの場合の動作点(計算上)

推力,mN	推力密度,N/m ²	推進器効率,%	電力推力比,W/mN	比推力,s
179.4	1.865	72.8	27.9	4134
194.7	2.024	71.8	25.7	3759
204.4	2.125	71.1	24.5	3544
208.1	2.163	70.8	24.0	3471

3.2 長寿命化への取り組み

既に述べたように寿命は動作点の選び方によるが、それ以前にどの動作点にせよ寿命を実験的に確認したわけではない。これまでに耐久試験も実施してきたが、真空ポンプの排気能力の不足やバックスパッタによる深刻なスラスタ汚染のため、十分に直接的な寿命評価を行なうことは困難であった[2]。そこでイオンエンジンの長寿命化のために、部品単位での長寿命化を実行することにし、以下のような取り組みを行なっている。

3.2.1 黒鉛製ホローカソード

ホローカソードの主な故障要因としては、1. ヒータの断線・短絡、2. オリフィス板の磨耗、3. インサート含浸剤の枯渇の3つが挙げられる。過去の試験の結果、オリフィス板の板厚の変化率からこれが0になるまでの時間は十分に長いことが確認されたが[3]、オリフィス板の形状変化による性能低下が危惧されるので、この材質を黒鉛に変更した。この結果、オリフィス板の磨耗率は激減し、2の要因は問題とはならなくなった。並行してヒータの耐久性向上も実現し、現在は3の要因による寿命制限を確認するためのホローカソード単体試験を実行中である。2008/10/24時点で19,320時間に達し、尚継続中である[4]。

3.2.2 イオン抽出系

平成21年度から1万時間を目標として新たな耐久試験の開始を予定している。周辺圧力とバックスパッタを低減するため、イオン抽出系口径を25cmまで下げる計画で、定格推力は100mNになる。

3.3 信頼性確保への取り組み

3.3.1 耐振動性強化

大型化したイオンエンジンのイオン抽出系は、剛性が低下しやすく、打ち上げ時の振動に対して脆弱となることが危惧される。このためイオン抽出系の振動試験を重ねながら、十分振動に耐えられるところまで剛性を高めた。スラスタ全体での振動試験はEM開発時に実施するつもりである。

3.3.2 電源及び電源とのインターフェイス

スラスタの研究時に使用した電源は、低リップル率を重視した地上試験専用のものであったが、衛星搭載用電源との相性を調べるために、DC/DCコンバータ型の電源を製作し、噛み合わせ試験を実施した。スラスタ負荷の場合、抵抗負荷では発生しない大きな電流・電圧変動が発生するが、ETS-VIのイオンエンジンサブシステムの場合に用いられたパッシブフィルタを用いる手法でこれを低減化できることが確認できた。

4. 超低高度衛星への適用

4.1 電力推力比

高度 200km 程度の地球周回軌道を持続的に飛行する衛星が JAXA で検討されている。この高度では大気抵抗が大きく、持続的飛行のためにはこれを補償してやる必要がある。このための推進器としてイオンエンジンやホールスラスタが候補に挙げられた。超低高度衛星に求められる推進器の特性の第一は、電力推力比が十分に小さいことである。電力推力比が大きいと、必要な推力を発生するための電力が増え、そのための太陽電池パドルの面積が増えることから大気抵抗が増加し、必要な推力が増加するという悪循環に陥る。検討チームで得た一つの目安は、電源入力で測って 27W/mN という値である。大気抵抗は太陽活動の影響を受けて変化するが、この値以下であれば、太陽活動によらず高度 180km を持続的に飛行可能である。この点ではイオンエンジンよりホールスラスタの方が有利であり、欧米のメーカーが開発したホールスラスタは大体 17W/mN 前後の値を示している[5]。JAXA の 35cm イオンエンジンも、電源効率が 88%以上あればこの基準を達成する。

4.2 寿命

次に重要な特性は寿命である。通常の地球観測衛星の寿命 7 年を達成しようとする、推進器は稼働率 50%を考慮して 3 年半=約 3 万時間の寿命を求められる。前述のホールスラスタの殆どの寿命は 5 千時間前後で[5]、一部のものの寿命が 1 万時間を僅かに超える程度である[1]。今後大きく寿命が伸びる見通しも無く、ホールスラスタが採用されるとしたらあくまで非常時用としての役割に留まると考えるのが自然である。イオンエンジンの場合には、地上試験で 3 万時間の寿命が確認されており[7]、寿命要求を満たせる可能性がある。

4.3 推進器の現状

「電力推力比 27mN 以下で寿命 3 万時間」という要求を満たす推進器は、イオンエンジン・ホールスラスタを含めて現状では世界的に存在しない。「電力推力比 27mN 以下」だけならば、欧米のいくつかのイオンエンジンは動作点を選ぶことにより達成可能であるが[6]、この場合寿命と推力の低下が予想され、実用域に留まれるかは疑問である。JAXA では「電力推力比 27mN 以下」を堅持し、寿命 3 万時間を視野に入れながら取敢えず寿命 1 万時間の確保に努力する。

参考文献

- [1] Cornu, Nicolas, *et al.*, “The PPS®1350-G Qualification Demonstration: 10500 hrs on the Ground and 5000 hrs in Flight,” AIAA paper 2007-5197, 2007.
- [2] Hayakawa, Yukio, *et al.*, “5,000-Hour Endurance Test of a 35-cm Xenon Ion Thruster,” AIAA paper 2001-3492, 2001.
- [3] Hayakawa, Yukio, *et al.*, “Wear Test of a Hollow Cathode for 35-cm Xenon Ion Thrusters,” AIAA paper 2002-4100, 2002.
- [4] Ohkawa, Yasushi, *et al.*, “Life Test of a Graphite-Orificed Hollow Cathode,” AIAA paper 2008-4817, 2008.
- [5] Pidgeon, David J., *et al.*, “Two Years On-Orbit Performance of SPT-100 Electric Propulsion,” AIAA paper 2006-5353, 2006.
- [6] Qinetiq 社カタログ, “High Power Electric Propulsion System,” 2004.
- [7] Sengupta, Anita *et al.*, “An Overview of the Results from the 30,000 Hr Life Test of Deep Space 1 Flight Spare Ion Engine,” AIAA paper 2004-3608, 2004.

力とエネルギー効率：なぜ High Power Mission に電磁推力が期待されるか？

佐宗章弘

Why Electromagnetic Thrust is Suitable for High-Power Mission

By

Akihiro Sasoh*

Abstract : Electromagnetic acceleration is suitable for high-power, large-thrust operation when electrothermal-electrostatic energy conversion is effectively done through thermoelectric effect.

Key words : Electromagnetic thrust, Hall effect, Magnetoplasmadynamics thruster, Thermoelectric thrust, Applied-field

1. はじめに

近い将来必要となる、大電力電気推進装置として、電磁加速方式が有用であることを説明したい。そのために、電気推進におけるエネルギーの流れと推力発生機構の整理をし、著者が過去に行った研究結果に言及する。

電気推進機の性能を評価する基本的な変数は、推力 F 、推力/電力比（あるいは、運動量結合係数） C_m 、推力効率 η と排気速度 u_{ex} （あるいは比推力）である。これらの間には、以下の関係が成り立つ。

$$F = \dot{m}u_{ex} = \frac{2\eta J_d V_d}{u_{ex}} = \sqrt{2\eta \dot{m} J_d V_d} \quad (1)$$

$$C_m = \frac{F}{J_d V_d} = \frac{2\eta}{u_{ex}} = \sqrt{\frac{2\eta \dot{m}}{J_d V_d}} \quad (2)$$

$$\eta = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_{ex}^2}{J_d V_d} \quad (3)$$

(J_d ; 放電電流, V_d ; 放電電圧, \dot{m} ; 推進剤質量流量)

これから、 C_m と u_{ex} は反比例し、その係数は η に比例することなどがわかる。すなわち、大電力電気推進では、この両者のトレードオフに幅広い範囲で対応する必要がある。イオンスラスタは空間電荷制限のために推力密度に上限がある。これに対して、電磁力が小さいアークジェットでは、排気速度を高めることが難しい。電磁力を用いれば、これらの複合的な推力が可能である。

2. 推力発生機構の整理

Jahn[1]は、電気推進の加速機構を電熱加速 (electrothermal acceleration)、静電加速 (electrostatic

acceleration), 電磁加速 (electromagnetic acceleration) の三つに大別した. これは, 直観的にわかりやすい分類であるが, 実は電熱加速はエネルギーベースに, 電磁加速は推力ベース, 静電加速はその両面を併せ持つ考え方であり, あいまいなところがある. 例えば推進機が発生する推力は, これらの成分の単純な和にはならない. Sasoh & Arakawa はこれをエネルギー保存関係の中で定義し, 電磁加速について電磁力をもたらす電流, 磁場の成分とそれが推進剤になす仕事によって, ホール加速, スワール加速, 自己誘起磁場加速に分類した. 一般化されたオームの式と電界の内積をとることによって, 推進剤に投入される電力は以下のように書き表すことができる. [2]

$$\int \{\mathbf{j} \cdot \mathbf{E}\} dV = \int \left\{ \frac{j^2}{\sigma} + (\mathbf{j} \times \mathbf{B}) \cdot \mathbf{u} \right\} dV = \frac{1}{2\eta} \dot{m} u_{ex}^2 \quad (4)$$

(\mathbf{j} ; 電流密度, \mathbf{E} ; 電界, σ ; 電気伝導度, \mathbf{B} ; 磁場の強さ, \mathbf{u} ; 流速ベクトル, V ; 体積)

最初の等式右辺第1項, 第2項はそれぞれジュール加熱によるパワー入力, 電磁力によるパワー入力を表す.

さらに, 一般化されたオームの式において, 熱電子効果 (電子の圧力勾配に起因する項) によって推進剤が持つ熱エネルギーを投下的な電気エネルギーに変換できることを示し, 既存の推進機 (アークジェット, MPDスラスタ, イオンスラスタ) の作動条件の位置付けをした. [3]

$$\mathbf{E}' = \mathbf{E} + \frac{\nabla p_e}{ne} \quad (5)$$

(\mathbf{E}' ; 実効電界, p_e ; 電子の圧力, n ; 電子数密度, e ; 電荷素量)

式(5)は, 右辺第2項の熱電気効果によって実効的な電界が強まることを意味している. そのエネルギー源は電子の熱エネルギーである. 軸対称のMPDスラスタでは, 中心軸に陰極がありその付近で電子密度が高く, 実効電界は熱電気効果によって高められる. 中心軸付近では, サーマルピンチによって高温領域が保持されるので, このような複合推進に適した推進機形状であるといえる.

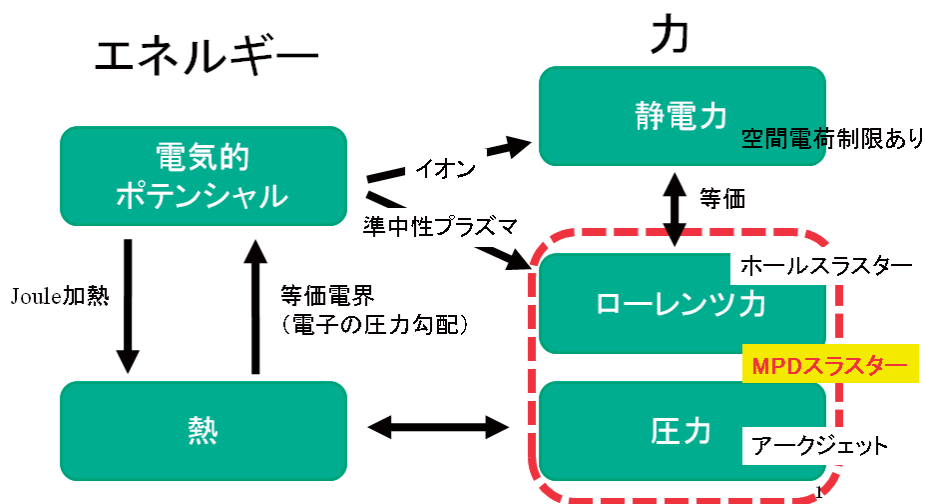


図1 電熱-静電エネルギー変換と推力発生の関係

図1に示すように、電熱エネルギーと静電エネルギーは、熱電気効果を通じて変換可能であり、それらの推力発生への寄与の割合で、既存の電気推進を位置付けることができる。

3. MPDスラスタにおけるホール加速

Sasoh & Arakawa は、外部磁場を持つ定常作動MPDの作動において、Hall 電流を測定し、推力への寄与を評価した。特に、推進剤流量を低くし、水素、ヘリウムなどの軽ガスを用いると、ホール加速が支配的になっていると考えられる作動を得た。[4-6]

4. 名古屋大学の取り組み

以上のことがらを背景に、名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻電離気体力学研究グループでは、外部磁場のある定常作動MPDスラスタの実験研究を開始した(図2)。



図2 実験装置. 左;真空チャンバーと操作パネル, 右;排気プルーム(推進剤;アルゴン)

5. まとめ

電気推進の推力発生を、放電パワーの流れから考えると、静電パワーと電磁力がなすパワーの二つに分けることができ、両者は熱電気効果によって変換可能である。いわゆる電磁推力は、これらの複合的な作動を実現するものであり、両者の寄与のトレードオフによって、広範な作動条件への適用が可能である。軸対称のMPDスラスタは、これを引き出すことに適した形状をしており、この利点を大いに生かすことがブレークスルーの鍵となると考えている。また、いずれにしても推力効率を高めることが重要であり、技術革新が必要である。名古屋大学では、ホール効果、熱電気効果を大いに生かした電磁加速推進機の開発を目指している。

参考文献

- [1] R. G. Jahn, "Physics of Electric Propulsion," 著者, "表題", 雑誌名, 巻数, ページ, 発行年
- [2] A. Sasoh & Y. Arakawa, "Thrust Formula for Applied-Field Magnetoplasmdynamic Thrusters Derived from Energy Conservation Equation," JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 11, No. 2, March-April 1995
- [3] A. Sasoh, "Generalized Hall Acceleration," JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 10, No. 2, March-April 1994
- [4] Y. Arakawa & Akihiro Sasoh, "Steady-State MPD Arc Thruster with a Permanent Magnet," Journal of Propulsion and Power, Vol. 4, No. 3, p.287-, 1988.
- [5] Y. Arakawa & A. Sasoh, "Steady-State Permanent Magnet Magnetoplasmdynamic Thruster," J. PROPULSION & POWER, VOL. 5, NO. 3, p. 301-, MAY-JUNE 1989.
- [6] A. Sasoh & Y. Arakawa, "Electromagnetic Effects in an Applied-Field Magnetoplasmdynamic Thruster," J. PROPULSION VOL. 8, NO. 1, p.98-, 1991.
- [7] G. Kruelle, M. Auweter-Kurtz & A. Sasoh, "Technology and Application Aspects of Applied Field Magnetoplasmdynamic Propulsion," JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 14, No. 5, 1998

DCアークジェットスラスタとMPDスラスタの実機開発

田原 弘一*

Development of DC and MPD Arcjet Thrusters

By

Hirokazu TAHARA*

Abstract : Research and development of direct-current (DC) and MPD arcjet thrusters are overviewed. DC arcjet thrusters are classified into low and high power ones. In low power arcjet thrusters, a commercially-available thruster is introduced, and a more low power thruster is under development. In high power (>10kW) DC and MPD arcjet thrusters, some problems exist in development, their solutions are suggested.

Key words : Direct-current (DC) Arcjet Thruster, MPD Thruster, Low Power Arcjet, High Power Arcjet, Steady-State MPD Arcjet

1. まえがき

直流 (Direct Current: DC) アークジェットスラスタと MPD スラスタは推力、推力密度が他の電気推進機に比べて非常に大きく、大電力化も容易である。逆に大電力の電気推進機の利用を考える場合、まずは念頭に入れるべきスラスタである。本稿では、両スラスタの特徴と、将来の大推力スラスタの必要性から実機スラスタ開発における問題点を述べる。これまでの実用化されている低電力 DC アークジェットシステム、大電力 DC アークジェットと MPD スラスタの宇宙実験の概要を紹介する。なお、著者所有の図以外の外国論文の図は著作権の問題があるので掲載を差し控えるので参考文献を参照いただきたい。

2. DCアークジェットスラスタ

2.1. 低電力アークジェット

DCアークジェットスラスタは、図1に示すように同軸電極構造を持ち、推進剤を直流アーク放電により加熱し超音速ノズルで膨張加速させる電気加熱式のスラスタである [1]。近年、人工衛星の軌道保持、姿勢制御を行う二次推進系に使用する低電力 (0.3~2kW) 型 と地球軌道間輸送用の主推進機を目指した大電力 (10~30kW) 型が主に研究開発されてきた。推進剤にはヒドラジン (N_2H_4)、もしくはアンモニアが使用される。

低電力アークジェットスラスタの開発は近年、アメリカ、ドイツ、日本などで活発に行われ、アメリカではすでに実用化されている。米国PRIMEX社 (現Aerojet社) 製の 1.7kWアークジェットスラスタ (推進剤 N_2H_4 、比推力 500 秒、推力 210mN) MR508-510 がLochheed Martin社のTelstar衛星などに南北姿勢制御用として利用され、日本でもデータ中継技術衛星 (DRTS) “こだま” と高速インターネット衛星 (WINDS) に同系のスラスタが搭載されている。

これまで日本では宇宙での電力事情から 1 kW 以下のアークジェットスラスタの開発が中心であった。図1の実験機では、図2に示すように投入電力が 350 (放電電流 3A、放電電圧 115V) から 1100W (11A、100V) に増加する時、比推力は 350 から 600 秒に、推力は 80 から 120mN に増加する。一方、推進効率は投入電力の増加と共に少し小さくなるが、30~40%の範囲にある。

*Department of Mechanical Engineering, Osaka Institute of Technology, 16-1, Omiya 5-Chome, Asahi-Ku, Osaka 535-8585, Japan

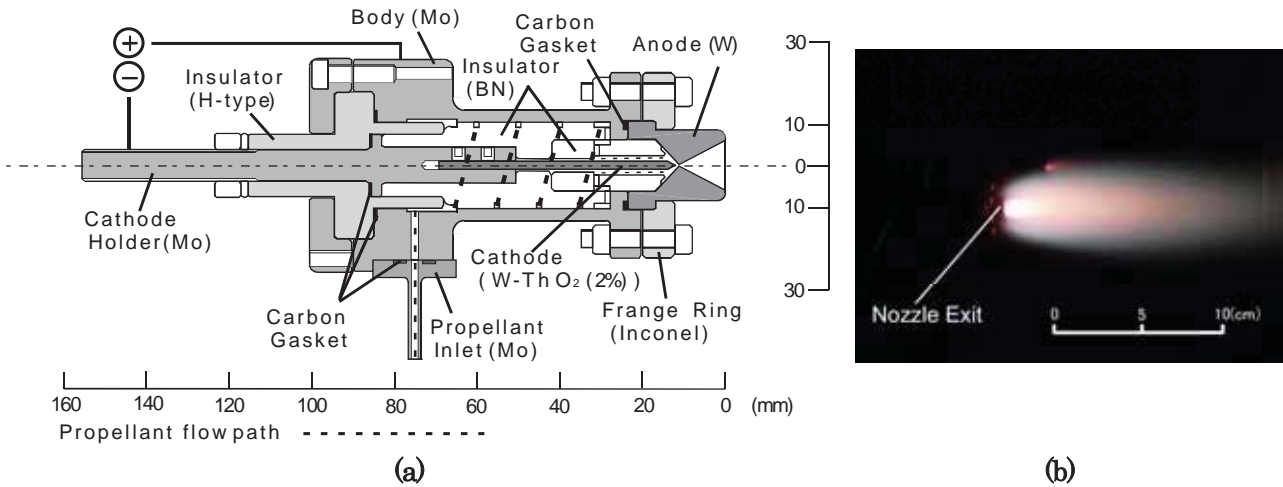


図1 地上実験用の輻射冷却式低電力アークジェットスラスタ RAT-VII の構造と作動状態

(a) アークジェットスラスタ RAT-VII の断面図；(b) プラズマ噴射状態（流れは左から右へ、推進剤：ヒドラジン模擬水素・窒素混合ガス、投入電力：1kW、連続作動時間：50時間、ノズル先端が高温になり（1000℃以上）、白く光っている。）

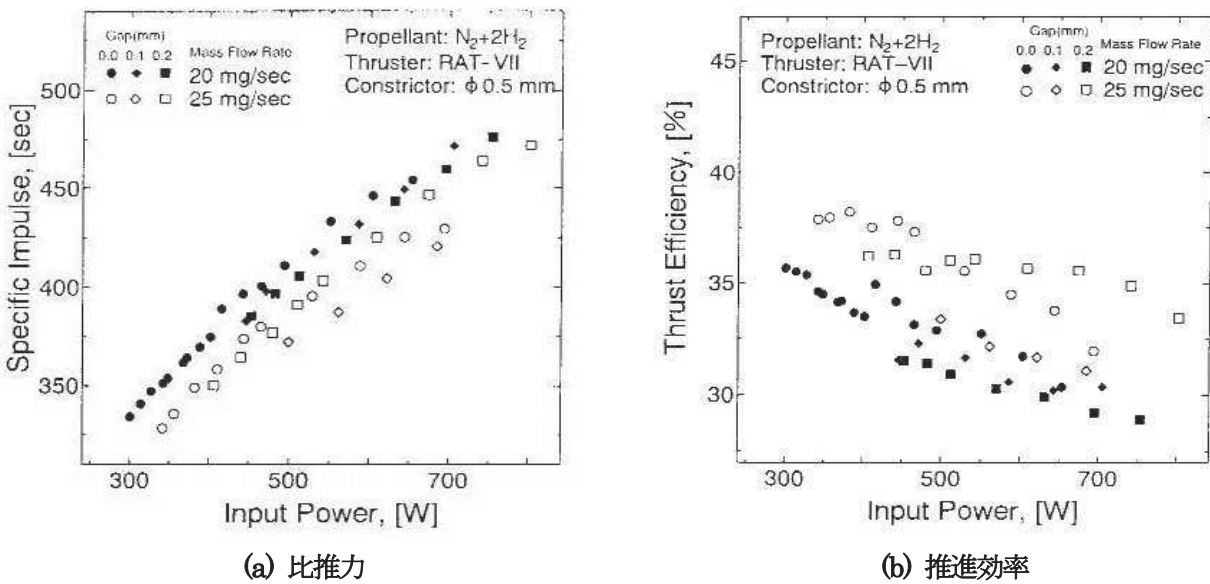
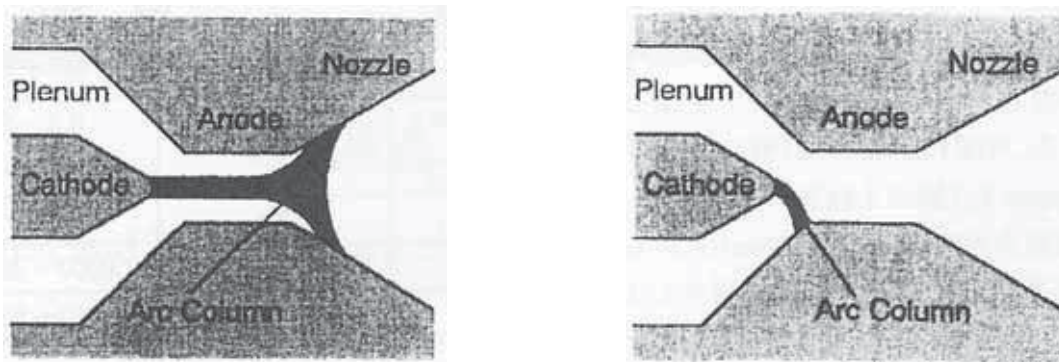


図2 輻射冷却式低電力アークジェットスラスタ RAT-VII の性能特性（投入電力と比推力・推進効率の関係）

アークジェットスラスタが理想的な放電状態にある時、電極間で起こるアークは推進剤流れの影響によって陰極先端からスロート（コンストリクタと呼ぶ）を通してノズル部で拡散し、コンストリクタよりも下流側のダイバージェントノズル陽極部に付着する。これが図3（a）の高電圧放電モードである。コンストリクタ内で細長くなったアークの状態はアーク柱と呼ばれている。推進剤ガスはアーク柱から熱伝達により十分な熱を輸送され高エンタルピになる。この時、ガス温度 8000~10000℃（プラズマ密度 $10^{22}m^{-3}$ 程度）、放電室貯気槽圧（コンストリクタ上流圧）1気圧程度の局所熱平衡に近い状態が形成される。この弱電離プラズマ流はコンストリクタ下流出口で音速に達した後、ダイバージェントノズル内で急激に膨張するのでガス温度・圧力は低下していく。



(a) 高電圧モード

(b) 低電圧モード

図3 低電力アークジェットスラスタの放電モード

この時、極度の熱力学的非平衡状態（温度非平衡・化学非平衡状態）になる。ノズル出口面・中心軸上では、各種粒子種の並進温度（ガス温度）及び分子回転温度は 2000°C 程度、分子振動温度及び電子温度は $3000\sim 4000^{\circ}\text{C}$ 程度、プラズマ密度は 10^{20}m^{-3} 以下にまで小さくなる。

低電力アークジェットスラスタの開発の問題点は不安定な作動状態である低電圧放電モード（図3（b））の回避に尽きる。この放電モードは、低い放電室圧力で安定する場合もあるが、一般には放電電圧の変動が激しい不安定な状態を呼んでいる。このモードでは、陽極付着点付近の圧力が高いためプラズマが拡散せず、陽極上で電流集中が起こっていると推測される。このため、推進剤の加熱領域に偏りが生じて（周方向に一様でない）、推進性能が低下する。また、この電流集中によって、陽極付着点が高温になり激しい陽極損耗が起こる（コンストリクタ径が徐々に大きくなり推進性能が低下していく）。以上から、アークジェットスラスタの耐久性や推進性能の向上を図るには、低電圧モードでの作動を避ける必要がある。

低電圧モードの発生は、高電圧パルス放電による始動時（アーク点火時）とその後の高電圧モードへの移行後（安定作動時）に突発的に起こる場合がある。その時間は数秒から数10秒である。前者は始動時に放電室貯気槽圧がまだ十分に高くなっていない（アークを下流に押し出せない）ために起こる。一方、高電圧モード安定作動時に突発的に起こる低電圧モードへの遷移の原因は未だに不明である。低電圧モードへの遷移が低推進剤流量時、低放電電流時に起こりやすいことから、実用上の高電圧モードへの積極的な回復手段として推進剤流量の増加、放電電流の増加などが提案されてはいるが、システム上のデメリットを伴う。

2.2. 大電力アークジェット

投入電力 $10\sim 30\text{kW}$ クラスのアークジェットスラスタはアメリカ、ドイツで主に研究されてきたが、実用上は電極の耐久性と廃熱方法（宇宙機側とのインターフェイス）に大きな問題が残されている [2-4]。しかしながら、アメリカではUSAFにより 26kW アンモニアアークジェットスラスタ（比推力 800 秒、推力 2N ）を搭載したAdvanced Research Global Observation Satellite（ARGOS）が1999年に打ち上げられ、軌道間輸送用主推進機の開発を目指してElectric Propulsion Space Experiment（ESEX）が行われた。この大電力アークジェットスラスタはTRWのもとRocket Research Companyによって開発されたもので、大容量バッテリーにより15分間の宇宙作動が数回行われた。その放電電極部分の構造は、低電力アークジェットスラスタの開発指針をほぼ踏襲したもので、高融点材料で製作され陽極外周面からの積極的な輻射を促す構造になっている。陽極外周には輻射効率の高い溶射コーティング（ ZrB_2 など）が施されている。注目すべきところは、本体部分の後方に、衛星側への熱移動を徹底的に抑えるために、 30cm に及ぶThermal Barrier Tube（薄肉の熱遮断円筒）を陽極に接続し、陰極も合わせて一体構造で延長し、スラスタ全本体としては全長 50cm にも達する構造を成している点である。

Thermal Barrier Tubeの周りからは外側への輻射を促し、円筒部に穴を開けることにより、陰極からの輻射冷却

も達成している。両電極ターミナルと推進剤の供給口は、十分温度が下がった最後方（放電部から 50cm 程度後方）に作り、熱的に安全である。

3. MPDスラスタ

電磁プラズマ加速スラスタ、いわゆる Magneto-Plasma-Dynamic (MPD) スラスタは図4、5に示すように、通常の電熱型アークジェットスラスタと同様の同軸型電極構造を持つが、電磁力を主加速力とするためその開発指針は異なる [5]。すなわち、アークジェットでは推進剤ガスの解離、電離などの化学反応に消費されるエネルギー損失をできる限り抑え推進効率の向上を目指す。MPDスラスタではプラズマ生成のための電力消費は考慮せず、その回収も諦め、電磁力の仕事効率をとにかく高めることを目指す。電磁力を効果的に発生させるためには必然的にkAオーダーの大電流が必要である。大電流のアーク放電によって推進剤ガスを電離し、生成プラズマを電磁力によって加速する。アークジェットスラスタとイオンスラスタの中間性能をカバーし、推力密度が比較的大きく、その比推力は 1000~6000 秒程度と広範囲で、推進効率は 10~50% 程度である。電磁力主体の推進機なので本質的に推進剤ガス種を選ばない。しかし、通常は推進性能が良く、液体貯蔵が可能な N_2H_4 、 NH_3 が用いられる。

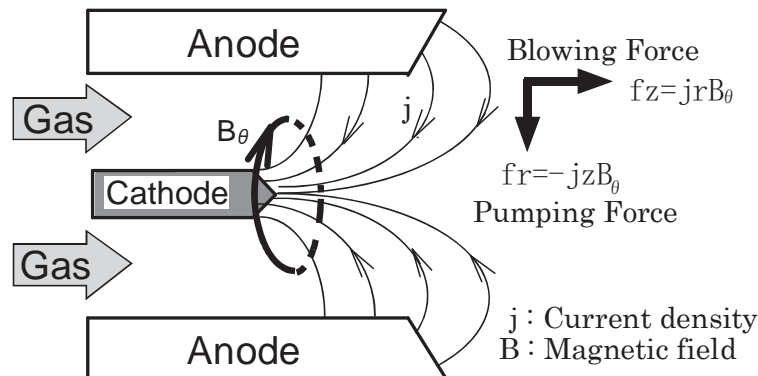


図4 MPDスラスタの構造と加速原理

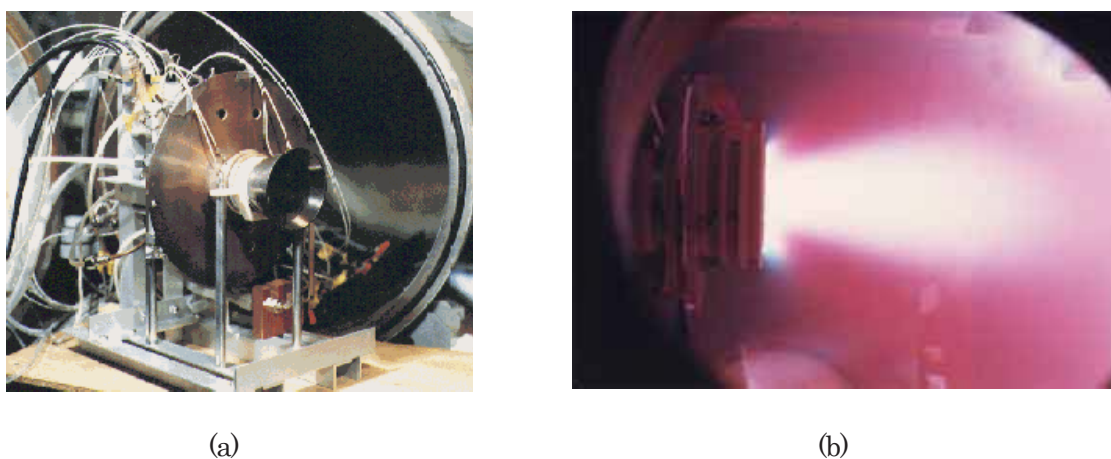


図5 耐久試験用のパルス作動型MPDスラスタの外観と作動状態

(a) 耐久試験用MPD推進機；(b) プラズマ噴射状態（流れは右から左へ、ピーク電力：1.2MW、推進剤：アンモニア）

日本では1995年にスペースフライヤーユニット (SFU) 上で準定常パルス放電作動型MPDスラスタ (時間平均電力430W、比推力1000秒、推力/電力比20mN/kW)の40000回以上の噴射が行われ (Electric Propulsion Experiment)、そのシステム性能が実証された。パルス作動では大電流放電にもかかわらずスラスタ本体の水冷は必要なくなる。しかしながら、大容量コンデンサへの充放電の繰り返しとなるので、必然的にスラスタシステム重量の増加というデメリットを伴う。一方、定常作動型MPDスラスタでは主に数100A～2kA程度のアーク放電を発生させるが、誘起電磁力が小さいのでそれを補うために軸方向の磁場が印加される。この時、アーク放電の最大の問題である電極損耗を軸方向磁場の印加によって大幅に低下させることが可能であり、パルス型スラスタにも磁場印加の効果が期待されるようになった。最近では、発散状磁場とカスプ状磁場を組み合わせ合わせた複合磁場を印加し、推進性能の向上が図られている [6]。

MPDスラスタの実用化を考えた場合、定常作動型がパルス作動型よりシステム面で有利であり、アメリカでもその長時間作動特性が調べられた例がある [7]。NASA 旧 Lewis Research Center にて100kWクラス・外部磁場印加型水冷式MPDスラスタの実験が行われた。両電極は水冷され、外周に水冷されたソレノイドコイルが配置された。Arガス、0.14g/s、放電電流500-2250A、60kWで運転され、10-30時間で作動不安定になった。とにかく、放電電極の耐久性が問題である。

大電力を必要とするMPDスラスタの出番は現在のところまだ先になりそうである。しかしながら、有人火星探査などMPDスラスタでなくては実現できないミッションもあり、コンパクトなパルス作動型スラスタシステムの開発、定常作動型スラスタの耐久性の向上など技術上のブレークスルーが今後必要である。

4. まとめ

これまでのDCアークジェットスラスタとMPDスラスタの実機開発の状況とその問題点について概説した。大電力スラスタ実機の今後の開発可能性とその性能を考えた場合、アークジェットでは、電力10-30kW、推進剤アンモニア、ヒドラジン、水素、比推600-1500sec、推力1-2N、推進効率30-40%、寿命1000-2000hrsが短期間に日本で開発可能である。輻射冷却式定常MPDスラスタの実機開発は現状では非常に難しい。

参考文献

- [1] 田原弘一, 吉川孝雄, 真空, Vol.45, 2002, pp.317-323.
- [2] A.M. Sutton, "Overview of the Air Force ESEX Flight Experiment," IEPC-93-057, 1993.
- [3] C.E. Vaughan, R.J. Cassady and J.R. Fisher, "The Design, Fabrication, and Test of a 26kW Arcjet and Power Conditioning Unit," IEPC-93-048, 1993.
- [4] W.D. Deininger, A. Chopra, D.Q. King and T.J. Pivrotto, "Thermal Design Improvements for 30kWe Arcjet Engines," IEPC-88-073, 1988.
- [5] 田原弘一, 吉川孝雄, 日本航空宇宙学会誌, Vol.46, 1998, pp.132-137.
- [6] 田原弘一, プラズマ応用と複合機能材料, プラズマ応用科学年会, 豊橋, Vol.14, 2005.
- [7] M.A. Mantieniks and R.M. Myers, "Component Erosion in 100-kW Class Applied-Field, Water-Cooled MPD Thrusters," IEPC-93-121, 1993.

直交外部磁場型 2次元MPDアークジェット

中田 大将*, 岩川 輝*, 國中 均**

Crossed Applied Magnetic Field 2D-MPD Arcjet

By

Daisuke NAKATA*, Akira IWAKAWA* and Hitoshi KUNINAKA **

Abstract : This paper describes the basic concepts of the Crossed Applied Magnetic Field 2D-MPD thruster. Especially, the way to construct optimized magnetic coil and the idea to avoid the operation limit due to the lack of charge carrier will be described. The thruster was newly designed and quasi-steady operation was successfully achieved using single PFN. Maximum 1.6T magnetic field was applied to the discharge chamber and the plasma impedance up to 1 ohm was recognized. This device will realize light-weight, high power EP system which enables not only economical but also short time space transportation.

Key words : MPD Arcjet, Electric Propulsion, Arc Discharge, Magnetic Coil Design

1. 序

1.1. 大電力電気推進におけるMPDスラスタの位置づけ

MPD (Magnetoplasma dynamic) アークジェットは大電力電気推進において本命の候補であると考えられており[1], 口径5cm程度の放電室内に $n_e = 10^{20} \sim 10^{21} m^{-3}$ と云う高密度のプラズマを生成[2]し, 数十N[3]の推力を1000-6000秒の比推力レンジで発生することが可能である。即ち, 極めて大きい推力密度 ($>10000 N/m^2$), 極めて小さい比重量 ($<1 kg/kWe$) を供与し, 軽量の電源 (数 kg/kWe) との組み合わせにより軌道間, 惑星間においてパワフルな動力航行を可能とする。現状では太陽電池の比重量が $20 kg/kWe$ 程度でありスラスタ本体のそれよりも遥かに重い。スラスタそのものの比重量は問題にはならない。しかしながら, JAXA で開発の進んでいる薄膜太陽電池[4]や, 米国で実用化が始まっているレンズ集光型太陽電池[5][6]等はいずれも $2-3 kg/kWe$ 以下の極めて軽量の宇宙用電源であり, スラスタ重量もやがては最重要スペックの一つになると考えられる。事実VIPER (25kW級イオンエンジン) [7]やNASA-457M (50kW級ホールスラスタ) [8]といった米国の近年の大電力電気推進プロジェクトではスラスタ比重量は必ず併記され, 重要指標と見なされていることが分かる。

表1 各種大電力電気推進システムの目標値

	消費電力 (単機)	推進効率	比重量 (Thruster Head+PPU)
イオンエンジン[9]	30kW	78%	6kg/kWe (PPU 4kg/kWe 含む)
ホールスラスタ[10]	50kW	60%	2kg/kWe (PPU 1kg/kWe 含む)
MPD スラスタ	数十 kW~MW	>40%	<1kg/kWe (PPU 及び放熱板がほとんど)

米国における大電力電気推進においてターゲットとされている電力レベル, 推進効率, 比重量を表1に示した。いずれのタイプの推進機もさらなる重量削減を目指して要素開発が進められている。しかしながら, 各種電気推進のメカニズムに起因する本質的な限界と云うものがあり, イオンエンジンでは空間電荷制限則による推力密度上限からスラスタサイズが必然的に大きくなること, また高電圧使用によるコンポーネント絶縁体重量の増加が

* The University of Tokyo

** The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

避けられない。ホールスラスタでは円周状チャンネルに或る程度の外部磁場を維持しなくてはならないから、そのギャップ幅はあまり広げることが出来ず、単機での大型化を行うと中央部に大きな空間が出来る。これらの問題に対し、大電力イオンエンジンでは放電室プラズマの一層の高密度化が求められており、ホールスラスタではローカソードをボールピース部に配する、二重の円周チャンネルを持たせることで25%の重量減を目指すなどの工夫も創案されているものの[11]、やはり PPU(Power Processing Unit)と併せて 2kg/kWe 程度が達成可能なぎりぎりのラインと考えられる。

一方で、MPD スラスタ（及び DC アークジェット）は一对の陽極・陰極から成る本質的に簡素な構造であるから、難しいことを考えずともごく小さい比重量を達成することが可能であり、この点においてまさに大電力電気推進に適した候補であると云える。ミッション解析において電気推進の能力を評価する指標は、推進効率 η （これはスラスタへの投入電力のうち、何%が推進剤の運動エネルギーに変換されたかを示す値である）ではなく、推進効率を EP システム比重量($\alpha_{EP} + \alpha_{pow}$)で割った値に依る。即ち、EP システム割り当て重量の中で何 kW を発電し、そのうち何%を推進剤運動エネルギーに変換したか、が最終的な評価指標となる。これは古くから Stuhlinger の特性速度[12]として知られている。

$$v_{ch} = \sqrt{\frac{2\eta t}{\alpha_{EP} + \alpha_{pow}}} \quad (1)$$

推進効率 η を2倍にすることとシステム比重量($\alpha_{EP} + \alpha_{pow}$)を半減させることは等価であるから、電源側の比重量 2-3kg/kWe が実現するならば、MPD スラスタでは 40%程度の推進効率、1kg/kW の比重量で米国の提示する大型電気推進の目標値と肩を並べることが可能であり、さらなる推進効率・比重量の改善によってイオン・ホールには成し得ないミッションプランを提示することも期待できる。

MPD の場合、重量の多くは PPU と排熱板に尽きる。（これは、単機の推進機寿命が短くとも複数の代替ヘッド装着によって解決されることを暗に示唆している。）作動電圧が 100V 程度である MPD スラスタは太陽電池からのダイレクトな駆動も可能であり、500V～数 kV を使用する大電力イオン・ホールに対して PPU は相当量軽くなる。推進効率が低い放熱板が賄うべき排熱量は多いが、放電室温度も極めて高くなる（2000～3000 度）ことから、これに耐えるタングステン・モリブデン等の材料を用いて効率の良い放熱板設計が可能と考えられる。

このように、MPD スラスタは次期大電力スラスタとして極めて有望な位置づけにあり、また我が国は 1996 年の Space Flyer Unit など 3 度の軌道上試験を経験しており[13]、世界をリードする立場にある。

1.2. MPD スラスタの分類

MPD スラスタは大別すると、1) 自己誘起磁場型か外部磁場印加型か、2) 同軸型か矩形型か と云う分類が考えられる。この他、準定常作動か定常作動かと云う分類も考えられるが、準定常型は最終的には定常作動での実用化を念頭に置いており、研究段階において実験設備を簡素にするためのものであるから本質的な分類ではないと考える（過去には準定常での実用化も真摯に検討されたが、コンデンサ重量が嵩むことから準定常作動は定常作動に対してメリットは無いと判断される[14]）。

自己誘起磁場・同軸型は多くの機関で研究されており、多くの文献に当たることが出来る[3][15][16]。自己誘起磁場型の推力は $J \times B$ のローレンツ力において自己誘起磁場 $B \propto J$ を代入すると、放電電流 J の二乗に比例して増大すると分かる。推進効率に関しても例外なく放電電流と正の相関を持ち、有効な性能を発揮するには kA 級の電流が必要である。放電電圧は電極間ギャップをどの程度取るかによって大きく異なるが、高効率作動のためには電極降下電圧（～20V 程度）の占める割合を出来るだけ小さくすべきであり、100V 程度は欲しいところである。併せて考えると必然的に数百 kW～MW クラスでなければまともな効率にはならない。

自己誘起磁場・矩形型は旧宇宙科学研究所において 2 次元 MPD アークジェットとして長く研究されてきたも

のである[2][16]. 幅方向長さを自由に取れることから投入電力に応じてスラストサイズを柔軟に変化させられるが、やはり上記で述べた通り数百 kW 以上の作動が前提となる。

外部磁場型は電流 J と磁場 B を別々に制御可能であるため、比較的少ない電流(数百 A)・数十 kW の投入電力でも強い磁場を与えることによりそれなりの推力を維持し、高効率の作動が可能であると考えられている。一方で、外部コイルの搭載は MPD の最大のアドバンテージである比重量を増やす方向に働くため、実用的観点からは推進効率との兼ね合いで慎重な設計が行われるべきである。

外部印加磁場・同軸型は我が国では東京大学[18][19]、大阪大学[18][20]で盛んに研究された。また、近年では名古屋大学[21]にて新たに研究が始められている。同軸型では直ちに $J \times B$ のローレンツ力が排気方向を向くような磁場印加は不可能で、ホール加速・スワール加速と云った混在的な推力寄与のメカニズムが内在する[18][22]。磁場印加のパターンについては大阪大学でコイル形状を変化させ精力的に研究されたが、未だ最適な解は得られていない。

残る外部印加磁場・矩形型であるが、これは電磁加速の 1 次元モデル (図 1) を考える際に必ず通る形状であり、1960 年代には MHD 発電の逆過程としての学術的興味から、“Crossed-Field Accelerator” の通称で広く実験研究が行われていた[23][24]。当時のデバイスでは放電室圧力が高く、境界層の成長が問題となったようである。しかしながら、1970 年代以降現在まで大規模な実験的研究は行われていない。MPD 研究における米国の著名な先生方と、矩形型は同軸型に比べ研究活動がほぼ全く行われなくなったが、何か決定的な欠陥があったのかと云う議論をしたことがあるが、推進剤の横方向の閉じ込めを考える必要がある、と云った程度のことです。それは特に思い当たらないとのことであった。

むしろ、外部磁場・矩形型は同軸型に対して次のようなメリットを有している。まず $J \times B$ のローレンツ力が直接排気方向を向くような外部磁場印加が可能である。また、同軸型と比べて外部磁場印加の自由度が高く強度分布に勾配をつける等の工夫も容易である。このような観点での研究は 1960 年代にも先例が見当たらない。

本研究では上記のような経緯から外部印加磁場・矩形型 MPD に焦点を当て、次世代大電力電気推進システムとしてふさわしいスペックを有した電磁加速スラストの実現を目指す。

2. 直交外部磁場印加 2 次元 MPD の可能性

2.1. 印加磁場の最適化

2.1.1. 準一次元解析による最適磁場形状

自己誘起磁場に比べて十分に強い外部磁場を与えた場合の印加磁場分布準一次元最適解は Jahn の著書[25]にも記されている通り、

$$B = \frac{E}{u} \frac{2(\gamma - 1)}{2\gamma - 1} \quad (2)$$

で与えられる。上記は断熱変化を仮定した場合であるが、直感的にも下流に向かって u が増すにつれて外部磁場 B を単調減少させるべきであることには異論は無いだろう。(一次元的には、入り口から出口に向かって直線的に減少するような勾配磁場でも、最適解とほとんど効率の差は無いことが分かっている。) 詳細には、電離・ホール効果を考慮した 2 次元流れ場における最適な磁場形状の在り方について興味深いところであるが、窪田[26]の電磁流体コードと日大の最適化手法[27]をベースとして解くことが出来るだろうと思われる。

さて、最適な (又はそれに準ずる) 磁場形状が分かったとして、それを実機に適用する方法であるが、医療用 MRI の分野において 1980 年代に Target Field Method と云うものが確立されている[28]。(我が国では筑波大の巨瀬らがこのテーマに詳しい[29][30].) これは欲しい磁場形状と電流回路が作る磁場形状をそれぞれフーリエ表記し比較して解くことにより任意の勾配磁場形状を空間に実現する解析手法である。無論、解として得られる電

流経路は複雑であり、実装が難しいケースも多いが、そこは工学的に解決すべき課題である。実際にこのようにして作成されたコイルの例を図2に示す。

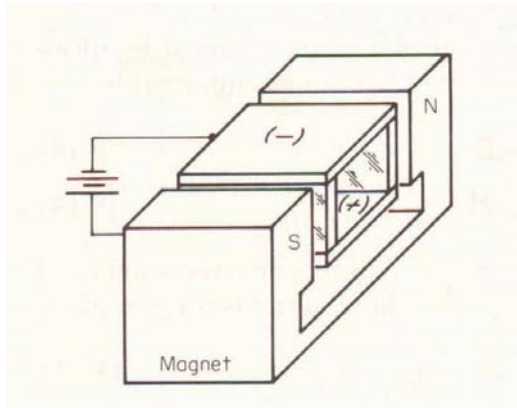


図1 外部磁場印加矩形MPDの概念図

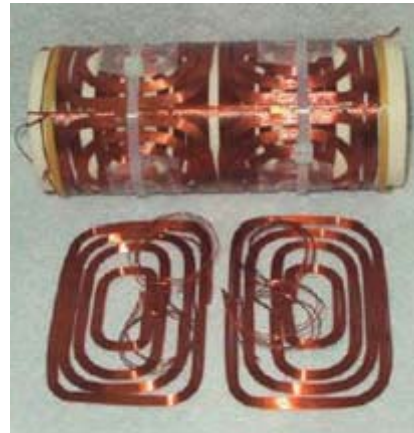


図2 勾配コイルの実装例 (筑波大学) [30]

2.2. 臨界作動点の回避

2.2.1. Alfvén 速度の回避

MPD スラスタにおいてはある程度以上に放電電流を増やすと、激しい電圧振動（この時、激しい電極損耗を伴うことが多い）が起こり、安定した運転が続行不能となることが知られている。これが起こる点を臨界作動点と呼ぶ。臨界作動点の原因については2つの説があり、一つは Alfvén 臨界速度による作動限界、もう一つは電荷担体の欠乏による作動限界である。

Alfvén 臨界速度[31][18]は、元々は磁場を横切るプラズマ旋回流の実験によって確認された[32]現象であり、単一組成のガスで構成されるプラズマ荷電粒子と背景中性粒子との平均相対運動エネルギーがそのガス種の電離エネルギーを超えると、急激に電離が進み、電離が100%となるまでプラズマはそれ以上の速度には加速され得ないと云うものである。即ち、その臨界速度は

$$u_e = \sqrt{\frac{eV_i}{2}} \quad (3)$$

で与えられる。励起エネルギーなどが無視されている、累積電離を考慮していない、十分に運動エネルギーが中性ガスに伝達されるには上記よりもずっと大きな相対運動エネルギーが必要などと云った反論もあるが[31]、上記の関係は実験結果をよく説明しており、この閾値を超えると巨視的な擾乱が成長するものと理解されている。

この臨界速度は例えばアルゴンでは約8.7km/sとなり、比推力に換算して約900秒以上の動作は出来ないことを意味しているが、MPD スラスタではこれが成立する例と、成立しない例がそれぞれ報告されている。Stuttgart 大の定常実験ではこの値を超えると放電電圧は急上昇し、安定な作動が不可能になる[15]。一方で、ISAS や Princeton 大の準定常実験[16][3]ではこの値の2～3倍のところまで漸く電圧振動が起こると云った具合である。

Alfvén 速度の前提は背景に中性粒子がふんだんに存在することであるから、チャンネル長さの範囲で衝突がほとんど起こらないほど希薄だったり、或いは電離度が100%となって中性粒子との相互干渉が無いような場合には上記の臨界速度を超えることも有り得る。実際、ホールスラスタでは流体近似出来ないほどにプラズマが薄く、また出口においてはほぼ完全電離しているため、キセノンを用いて Isp=2000 秒程度の作動も可能である。高比推力作動のためには粒子衝突に頼らない作動条件を取るべきであると云える。

もう一つの有力な原因は電荷担体の欠乏によるものである。準定常スラスタで通常観測される電圧振動は陽極

のエロージョンを伴うため、ほぼこちらに起因すると考えられる。MPD は基本的に定電流回路であるが、プラズマ中電荷担体は陽極付近で不足しやすく、この時陽極面には面電荷分布が形成され、局所的に大きな降下電圧を生じて荷電粒子を引きこもうとする。この時陽極に達するアークは局所スポットを作って陽極材料を熔融・蒸発させるため、陽極蒸気が電荷担体の不足を緩和し、再び陽極降下電圧は小さくなる。陽極材料の蒸発が止まり、電荷担体が不足すると再び陽極降下が増大する、と云った繰り返して放電電圧の振動が起こる。これらのプロセスについては[33][34]に詳しい。

自己誘起磁場では大推力・高効率を狙って J を増すと上記の電荷担体欠乏の問題に必ず出くわすが、外部磁場印加型では、放電電流 J を低く抑え外部磁場強度のみ増すことで電荷担体の欠乏を回避する可能性がある。無論、強い磁場をかけることで電荷担体の電極間方向への移動は不自由となるため、何らかの形での限界は存在すると思われるが、このような外部磁場印加における作動限界について言及した例はごく少ない。Tikhonov らは同軸外部磁場印加型スラスタを用いた実験データから、帰納的に作動限界

$$J_{cr} \propto \frac{1}{B} \quad (4)$$

が得られたと報告している[35]が、その理論的背景や、実験データの詳細は不明瞭である。先に述べたホールスラスタでも、磁場を強くしてゆくと電離不安定に起因する電流振動が起こるが[36]、少なくとも振動に至らない範囲で実用的な効率での運転が可能であり、外部磁場印加 MPD でも何らかの作動限界は必ず存在すると思われるが、その範囲内で低電力・高効率の作動を達成できる可能性があるのではないかと考えている。

3. 実機的设计

3.1. 外部磁場印加型 2 次元 MPD スラスタヘッド

上記のような経緯を踏まえて、直交外部磁場型 2 次元 MPD アークジェットを新しく設計した。(ここで、矩形型のことを 2 次元と呼ぶのは、旧宇宙科学研究所にて研究されていた内部観測用矩形型 MPD を通称 2 次元 MPD と呼んでいたことに因む。)

設計図及び実機写真をそれぞれ図 3、図 4 に示す。電極は幅方向の放電均一性を維持するため、3ch の棒状陽極・陰極対から成る。陽極はタングステン又は磷青銅製、陰極は 2% トリタンである。銅製陽極は電極損耗の有無の確認およびその量を計測する際に都合が良いが、通常の実運用では損耗の少ないタングステンを用いる予定である。側壁には石英ガラスを、インシュレーターにはホトパールを用いた。

外部コイルは、いずれは 2 節に記したような勾配磁場を作るようなコイルを実装する予定であるが、当面は均一磁場を実現する Helmholtz コイルで実験を行う。後述するように、コイル電源と主放電のための電源を共有するのでコイルのインダクタンスがあまり大きくなると、主放電電流波形に対して外部印加磁場の波形が遅延する。このため、インダクタンスはせいぜい数 μH に抑える必要があり、必然的に少ないターン数、大電流で強磁場を実現する方向になる。準定常作動なので熱耐性にはそれほど注意する必要はないが、大電流による反発があるため、構造強度には注意を払う必要がある。4mm 径のケーブルを左右 9 ターン巻くことでうまく動作することを確認した。コイル電流と中心磁場強度の解析解を図 5 に示す。放電室チャンネル内 ($-20\text{mm} < x < 20\text{mm}$ の範囲) で平坦な磁束密度が印加されることが分かる。設計上、5kA のコイル電流で 1T 程度の磁束密度を生成可能であり、最大では 2T 以上の印加も可能である。

上記のようなセッティングはあくまで、低電流×強磁場による電荷担体の不足を回避した高効率作動が成立するかどうかを追求するための実験室環境に過ぎず、最終的には定常・多数回ターンの磁気回路を適用するのが望ましいだろう。軽量化が第一の指標ではあるが、強力な磁場を得るためには宇宙用超伝導コイル等の実装も考慮に入れておくべきである。

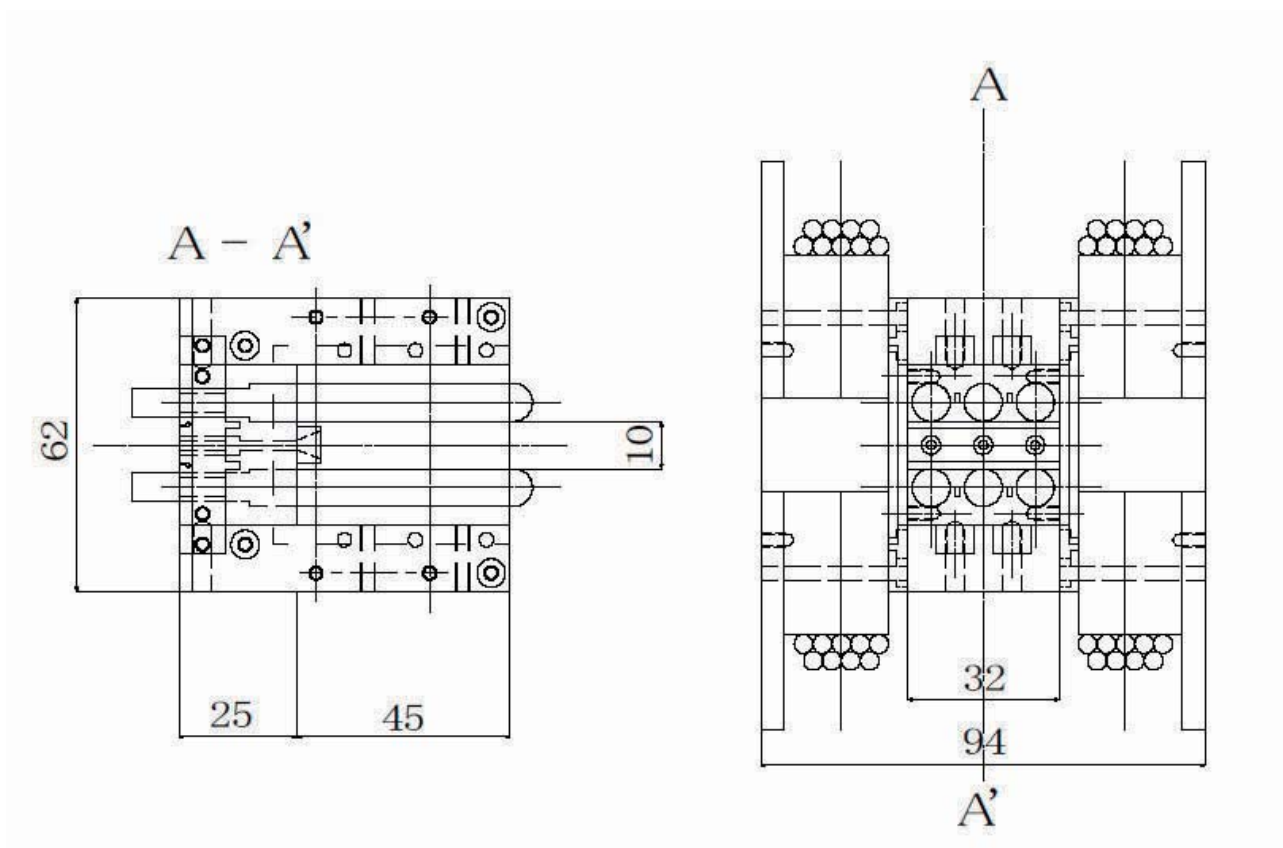


図3 直交外部磁場印加2次元MPD組立図 (9ターン Helmholtz コイル実装時)



図4 直交外部磁場印加2次元MPD実機写真 (9ターン Helmholtz コイル実装時)

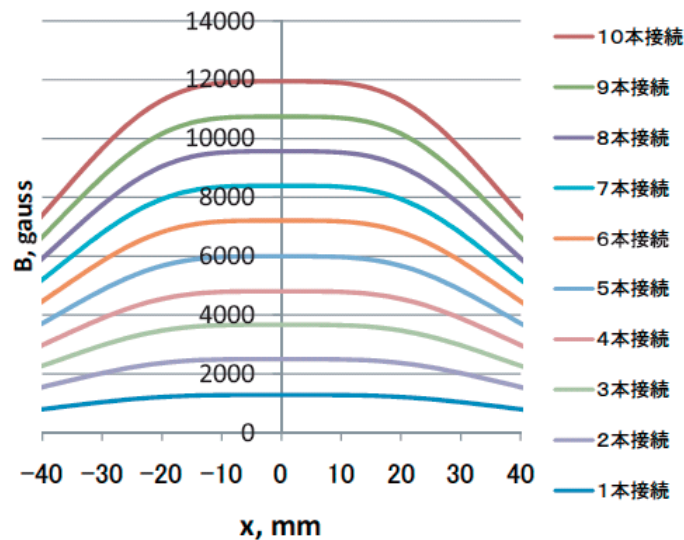


図5 Helmholtz コイルによって放電室幅方向に生成される磁場強度分布 (2kV 充電)
 $x=\pm 20\text{mm}$ までが放電室領域となる。

3.2. 電源部

外部磁場印加型の場合、放電部とは別にコイルのための電源を用意するのが最善である。或いは大阪大学のように、放電部とコイルを直列につなぐ手法もある。しかしながら、今回は1式の Pulse Forming Network にて3chの放電部と外部コイルに電流を分配する設計とした。概要を図6に示す。PFNより供給される電流は、分割抵抗 $R1\sim R10$ (0.5Ω)及び $R11\sim R13$ (3Ω)に抵抗の逆数比で分配される。 $R1\sim R10$ から伸びるケーブルは外部コイルへつなぎこむか、或いは短絡しPFNへと帰るかを選択出来る。これによって主放電電流 I を一定に保ちつつ、外部コイル電流を10段階に変化させることが可能である。例えばPFNから 10.5kA の電流が供給された時、各チャンネルには 166A (3chで 500A)、コイルには $1\text{kA}\sim 10\text{kA}$ までの電流を選択的に流すことが出来る。コイル電流が流れた際に両端にかかる 500V が放電部(CH1~CH3のA-K間)の絶縁破壊を起こす。絶縁破壊電圧が不足する場合には $R1\sim R5$ までのみ使用し、 $R6\sim R10$ を回路図から省けば、約 1kV の両端電圧を得る。代わりにコイルに流せる電流は5段階となる。このような回路で得られる主放電波形とコイル電流波形をPSpiceで解いたものを図7に示す。コイル電流波形は主放電に対してごく僅かに遅れ、その間のみ主放電チャンネルに大きな電流が流れるが、現実の回路では主放電チャンネルは絶縁破壊の過程があり、コイル電流が先に流れるため、このようなオーバーシュートはやや緩和されると思われる。

実際に製作された配電盤を図8に示す。コイル電流 or 短絡のつなぎかえが煩雑となるため、Multi-Contact社の大電流コネクタを用いた。以上の配電盤設計はプラズマのインピーダンスが分割抵抗 $R11\sim R13$ (3Ω)に対して十分に小さいことを前提としていることを予め断わっておく。

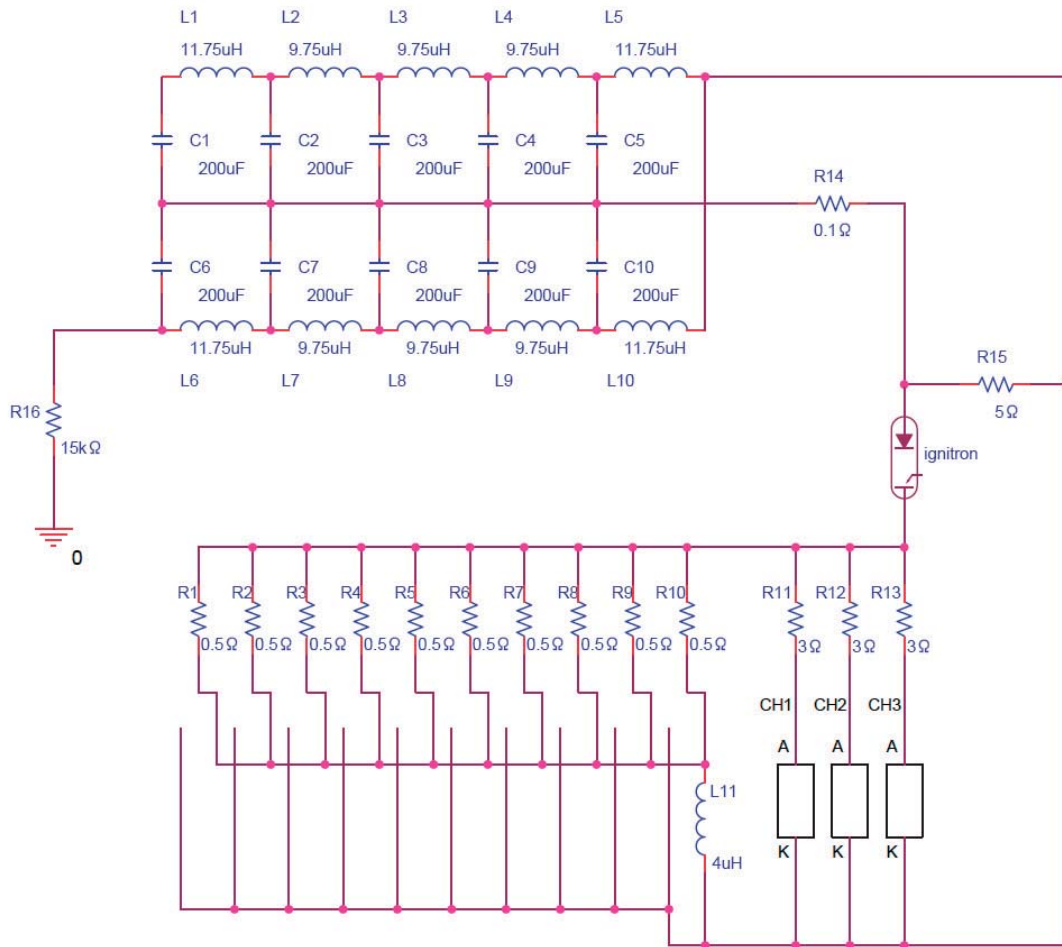


図6 直交外部磁場印加2次元MPD用電源部 (PFN) と配電盤回路図

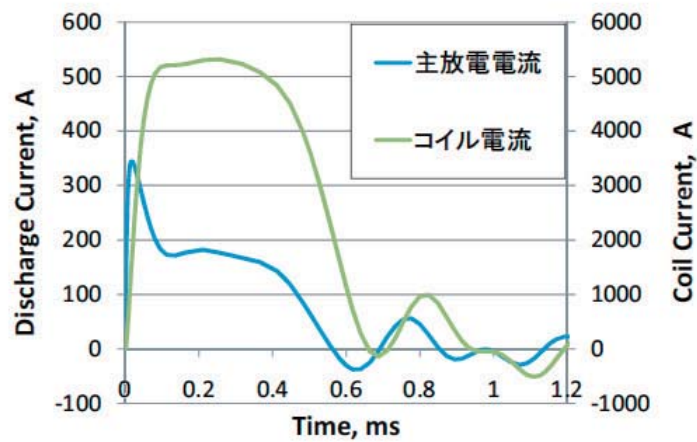


図7 PSpice を用いて解いた PFN1.5kV 充電時の主放電電流 (左縦軸, 1ch 当たり) 及びコイル電流 (右縦軸)。

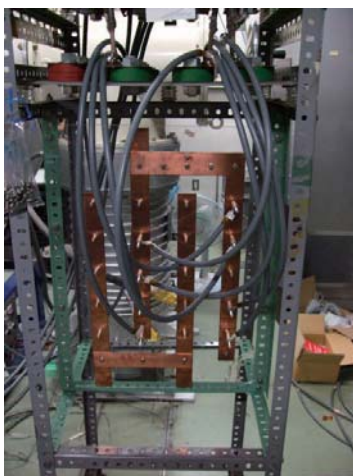


図8 製作した配電盤

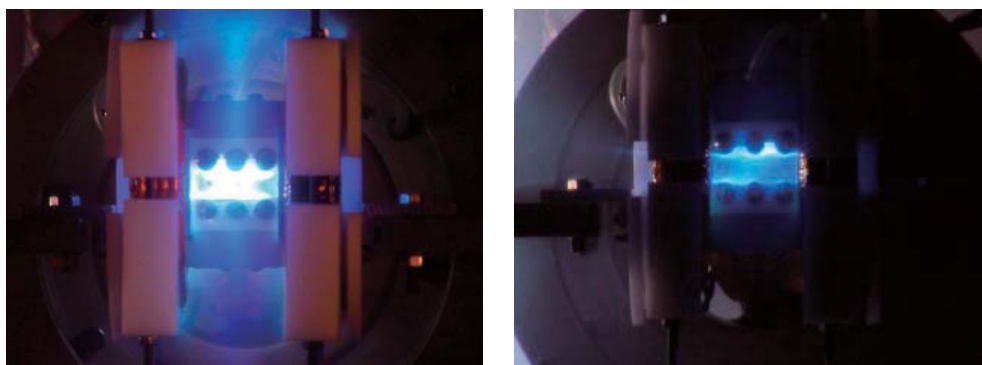


図9 実機放電写真 (但し、上3本が陰極、下3本が陽極である)。主放電電流 250A/ch, コイル印加磁場 約1T, 流量 左: 2.0g/s 右: 0.2g/s, 推進剤種: アルゴン

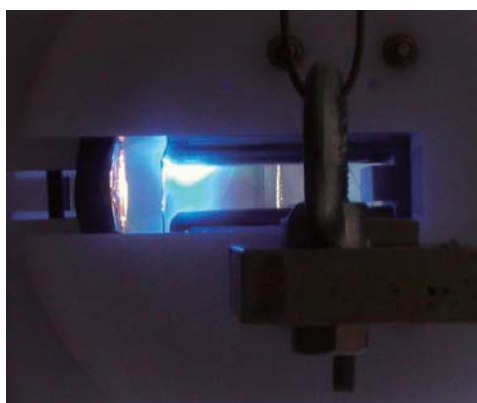


図10 実機放電写真 (但し、上3本が陰極、下3本が陽極である)。主放電電流 350A/ch, コイル印加磁場 約1.6T, 流量 0.2g/s, 推進剤種: アルゴン

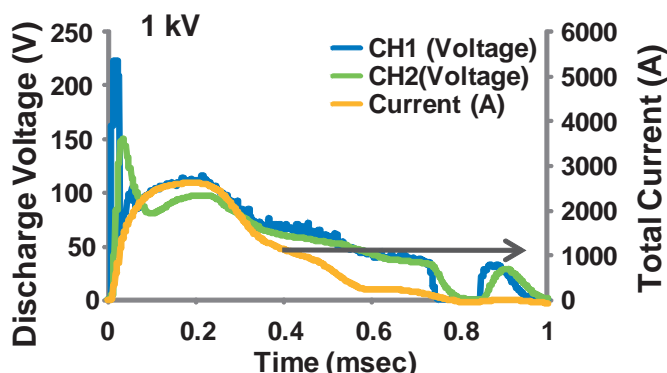


図 1.1 1kV 充電時の総電流・電圧波形 (アルゴン, 0.2g/s)
 なお, CH1・2 はそれぞれ左・中央の電極対

4. 実機の運転

正面及び側面からの放電写真を図 9, 図 10 に示す. 電力レンジを考えると, 最終的には流量が少ない状態 (数十 mg/s) での作動が目標であるが, 差し当たって着火特性を調べるため, 流量 2.0g/s にて放電を行った (図 9 左). 3ch ともほぼ均等に着火していることが分かる. また, 中央のチャンネルから上下にプラズマ発光が認められる. 発光状態から云えることはごく定性的な推測に留まるが, Helmholtz コイルによって作られた磁場の弱いところへプラズマが流れてゆく傾向があると云えるだろう. 流量を減らした場合 (図 9 右) には陰極表面及び陽極表面のごく薄い層でのみ発光が見られ, 電極間領域ではごく発光が弱く, バックプレートまで透けて見えるようになる. 印加磁場が強い (1.6T) 時の放電を側面から見ると (図 10), 陰極でもごく先端部でのみ発光があることが分かる. 即ち, 磁場強度がかなり強い場合には奥行き方向 50mm の平行型放電室のごく先端のみで放電が起こっている可能性もあり, 今後 3 次元的な磁場の分布と正味のアーク放電領域を詳細に追求する必要がある.

図 1.1 はロゴスキーコイルとフォトカプラ絶縁を介した並列抵抗によって実測された 1kV 充電時の総電流 (右軸), 放電電圧波形 (左軸) である. 本来, 総放電電流のみ測定すれば放電電流とコイル電流は各分割抵抗の逆数比で決定されるのであるが, この仮定は 3 節で述べたように, アークインピーダンスがごく小さい場合にのみ成立する. 実際にはアークインピーダンス (放電電圧 / 放電電流) は予想以上に大きく, 強磁場をかけると 1Ω 程度に達することもあり, 分割抵抗 3Ω に対して小さいとは云えないことが分かった. 自己誘起磁場型 MPD のアークインピーダンスは高々 10mΩ 程度であるとするのが一般的であり, 同軸外部磁場型でもこれほどのアークインピーダンスは報告されていない [18]. 本実験では直交外部磁場の印加によって強い $u \times B$ 逆起電力がかかっていることが推測される.

5. まとめ

MPD スラスタを含む電磁加速推進器は, 本質的に軽量・コンパクトであり, 大電力電気推進に適した候補である. 自己誘起磁場型 MPD は数百 kW 以上で真価を発揮するが外部磁場印加型は数十 kW クラスから効率的な作動を実現出来る可能性を秘めている. また, 2 次元 (矩形) 型は同軸型に比べて外部磁場の印加パターン自由度が高く, 興味深い. 上記のような理由から外部磁場印加矩形 MPD の研究開発を開始した. 内包するテーマとして,

- ・ 外部磁場印加パターンの最適化とその実装 (Target Field Method によるコイル設計)
- ・ 電荷担体欠乏による作動限界を回避した高比推力での作動 (低電流×強外部磁場での作動)

に取り組む予定である. 実機を製作し, 準定常での動作を確認した.

参考文献

- [1] M. Martinez-Sanchez, “Spacecraft Electric Propulsion – An Overview”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No.5, pp. 688-699, 1998
- [2] I. Funaki, et. al., “Electrode Configuration Effect on the Performance of a Two-Dimensional Magnetoplasmadynamic Arcjet”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No.6, pp. 1043-1048, 1998
- [3] E. Y. Choueiri, et. al., “Quasi-Steady Magnetoplasmadynamic Thruster Performance Database”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.5, pp. 967-976, 2001
- [4] 田中孝治, 佐々木進, 川口淳一郎, 今泉充, “薄膜太陽電池の開發現状と計画への適用性について”, 第4回宇宙科学シンポジウム講演集, 2004
- [5] M. J. O’Neill, et. al., “Recent Technology Advances for the Stretched Lens Array (SLA), a Space Solar Array Offering State of the Art Performance at Low Cost and Ultra-Light Mass”, 31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 2005
- [6] M. Piszczor, et. al., “The Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR) for Space Power” AIAA Paper 2006-4137, 2006
- [7] D. M. Goebel, et. al., “Variable Specific Impulse High Power Ion Thruster” AIAA Paper 2005-4246, 2005
- [8] D. Manzella, et. al. , “Laboratory Model 50 kW Hall Thruster” AIAA Paper 2002-3676, 2002
- [9] S. R. Oleson, et. al., “The Electric Propulsion Segment of Prometheus 1”, AIAA Paper 2005-3888, 2005
- [10] R. Spores, et. al., “A Solar Electric Propulsion Cargo Vehicle to Support NASA Lunar Exploration Program”, IEPC Paper 2005-320, 2005
- [11] D. T. Jacobson, et. al., “An Overview of Hall Thruster Development at NASA’s John H. Glenn Research Center”, AIAA Paper 2005-4242, 2005
- [12] E. Stuhlinger, *Ion Propulsion for Space Flight*, McGraw-Hill, New York, 1964
- [13] K. Toki, “On-Orbit Demonstration of a Pulsed Self-Field Magnetoplasmadynamic Thruster System”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.16, No.5, pp. 880-886, 2000
- [14] 國中 均, “電気推進への宿題 (前半)”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.53, No.612, pp.1-6, 2005
- [15] T. Wegmann, et. al. “Steady State High Power MPD Thrusters”, AIAA Paper 90-2555, 1990
- [16] D. Nakata, K. Toki, et. al. “Recent Study for Electrode Configuration and Material Improvement in an MPD Thruster”, AIAA Paper 2007-5279
- [17] K. Toki, et. al. “Multichannel Two-Dimensional Magnetoplasmadynamic Arcjet”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.8, No.1, pp. 93-97, 1992
- [18] 栗木恭一, 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003
- [19] A. Sasoh, Y. Arakawa, “Electromagnetic Effects in an Applied-Field Magnetoplasmadynamic Thruster”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.8, No.1, pp. 98-102, 1992
- [20] H. Tahara, et. al. “Effects of Applied Magnetic Fields on Performance of a Quasisteady Magnetoplasmadynamic Arc”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.11, No.2, pp. 337-342, 1995
- [21] R. Takaya “Experimental Study of an Applied-Field Magnetoplasmadynamic Thruster”, 26th ISTS Paper 2008-s-38, 2008

- [22] A. Sasoh, “Thrust Formula for Applied-Field Magnetoplasmdynamic Thrusters Derived from Energy Conservation Equation”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.11, No.2, pp. 351-356, 1995
- [23] V. H. Blackman, et. al., “Experimental Performance of a Crossed-Field Accelerator” *AIAA Journal*, Vol.1, No.9, pp. 2047-2052, 1963
- [24] M. Richard, et. al. , “Investigation of the Phenomena in Crossed-Field Plasma Accelerators”, AIAA Paper 63-378, 1963
- [25] R. G. Jahn *Physics of Electric Propulsion* Mc-GRAW-HILL, 1968
- [26] K. Kubota, et. al. “Numerical Study of Electrode Geometry Effects on Flowfield in Two-Dimensional MPD Thrusters”, IEPC Paper 2007-87, 2007
- [27] 永尾将郎, 中根昌克, 他., “自己誘起磁場型 MPD スラスタのノズル形状最適化” 第 52 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 講演番号 2G10, pp.1396-1401, 2008
- [28] R. Turner, et. al. “A Target Field Approach to optimal coil design”, *Journal of Applied Physics*, Vol.19, pp.147-151, 1986
- [29] 巨瀬勝美 編著, コンパクト MRI, 共立出版, 2004
- [30] MR I のすべて : <http://blog.goo.ne.jp/kose1953>
- [31] H. Alfvén, “Collision between a Nonionized Gas and a Magnetized Plasma”, *Reviews of Modern Physics*, Vol.32 No.4, pp.710-713, 1960
- [32] U. V. Fahleson, “Experiments with Plasma Moving through Neutral Gas”, *The Physics of Fluids*, Vol.4, No.1, 1961
- [33] L. Uribarri, E. Y. Choueiri., “The Onset of Voltage Hash and its Relationship to Anode Spots in Magnetoplasmdynamic Thrusters”, IEPC Paper 2005-084, 2005
- [34] L. Uribarri, E. Y. Choueiri “Relationship between Anode Spots and Onset Voltage Hash in Magnetoplasmdynamic Thrusters”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.24, No.3, pp. 571-577, 2008
- [35] V. B. Tikhonov, et. al. , “Own Magnetic Field Impact on MPD Thrusters Performance with External Magnetic Field”, IEPC Paper 99-176, 1999
- [36] 民田太郎, 他, “ホールスラスタにおける低周波振動現象の指標パラメータの研究” 第 50 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 講演番号 2F06, pp.1053-1058, 2007

※ 参考文献中 IEPC Paper は International Electric Propulsion Conference 講演集を意味する.

プラズマセイル

船木一幸*, 山川宏**, プラズマセイルワーキンググループ

Plasma Sail

By

Ikkoh FUNAKI*, Hiroshi YAMAKAWA ** and Plasma Sail Working Group

Abstract : Magnetic sail (MagSail) is a next-generation deep space propulsion system. To propel a spacecraft in the direction leaving the Sun, MagSail produces a large-scale magnetic field cavity to block the hypersonic solar wind plasma flow. Since the thrust of MagSail is proportional to the blocking area, a large-scale interaction between the artificial magnetic field and the solar wind is required to capture the energy of very low density solar wind flow. From our theoretical and experimental research on the thrust production mechanism of MagSail, it is scalable from 1 μ N class pure MagSail (150-kg satellite that has 2-m-diameter superconducting coil for the thrust production) to 1 N class magnetoplasma sail (MPS, 1,000 to 4,000 kg weight spacecraft that inflates the magnetic field produced by a 4-m-diameter superconducting coil by additional plasma jet from the spacecraft). In order to demonstrate the world's first MagSail/MPS in space, we are going to start a working group, in which 1) specific mission and spacecraft system will be designed; and 2) key components such as new high-temperature superconducting coil, a cryogenic system, and a navigation system are going to be developed for the first MagSail/MPS in space.

Key words : Magnetoplasma Sail, Magnetic Sail, Plasma Sail, MagSail, M2P2, Small Satellite

小惑星探査機「はやぶさ」や技術試験衛星 VIII 型「きく 8 号」などに搭載されたイオンエンジンは、太陽光発電で得られた電力を利用して推進エネルギーを発生する、いわゆる電気推進ロケットの一つであり、これは、太陽光の光エネルギーを電力へ、そして電力を推進エネルギーへと 2 段階にわたって変換するエネルギー変換装置であると解釈できる。一方、太陽エネルギーを直接推進エネルギーへ変換するのが、帆（セイル）推進である。セイル推進には、Fig.1 のように、太陽光を大きな鏡で反射して探査機を加速・推進するソーラーセイルと、宇宙機に搭載するコイルがつくる磁気圏が太陽風プラズマ流を受けて探査機を加速・推進する磁気セイル（マグセイル）がある。両者は推進剤を必要としない宇宙推進（Propellantless Space Propulsion）として古くから注目されているが、巨大な構造物（太陽光を反射するための大きな鏡、または、大きな磁気圏を構成するための超伝導コイル）が必要とされることから、実現が見送られていた。

こうしたセイル推進の欠点を補うには、セイル推進と電気推進機の融合をはかる必要がある。JAXA の川口教授らは、ソーラーセイル用の薄膜鏡表面に極薄の太陽電池を搭載して発電を行う、ソーラー電力セイルを提案している¹⁾。ソーラー電力セイルでは、太陽から 5.2 AU 離れた木星軌道では発電電力を探査機の維持に使うが、地球近傍軌道ではイオンエンジンを駆動するために用いる。一方、プラズマジェットを直接推進に用いるのではなく、マグセイル磁気圏の拡大に用いるのが、Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion (M2P2) である²⁾。M2P2 では、Fig.2 のように、宇宙機に搭載したコイルがつくる磁場中にプラズマジェットが噴射される。この宇宙機周りのプラズマは、お互いの衝突が極めて少ない無衝突プラズマ流であり、磁場はプラズマ流に凍結 (frozen-in)

* ISAS/JAXA

** Kyoto University

して運ばれる性質を持つ。この性質を利用して磁場を遠くまで運んでマグセイルの磁気圏を拡大する磁気インフレーションのアイデアは、Winglee 博士によって提案されて脚光を浴びた。というのも、Winglee が初期に報告した M2P2 は、太陽系脱出さえも 10 年で可能であるなど、強烈な性能の推進システムだったからである。

Washington 大のグループでは、直径 10cm のソレノイドコイルと直径 3cm の小型ヘリコンプラズマ源を組み合わせた「M2P2 プロトタイプ」の実験を、2000 年から開始しており³⁾、M2P2 の開発は順調に見えた。しかし、その後スペースプラズマの専門家の中で大きな議論がおり、2003 年の Khazanov のペーパーでは、Winglee の M2P2 設計の誤りが指摘された。この Khazanov の報告が発表された 2003 年以降、Washington 大と NASA における M2P2 の研究開発はストップしてしまった。日本国内の大学研究者と JAXA の研究者が磁気プラズマセイル (MPS) 小研究会を結成して検討を開始した 2003 年は、Washington 大/NASA などの M2P2 研究が中断した時期にあたる^{4),5)}。MPS(MagnetgoPlasma Sail)の名称には、Winglee のセイルのアイデアを踏襲しつつ、プラズマ物理をより正確に捉えたいと、工学的最適化と実機の開発まで結びつけたい、という願いが込められている。

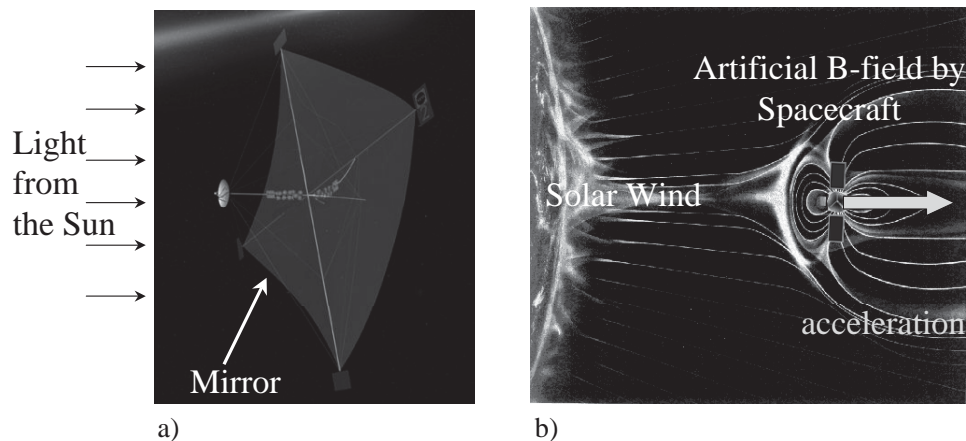


Fig.1 太陽エネルギーを利用したセイル推進 (a) ソーラーセイル、b) マグセイル) ⁶

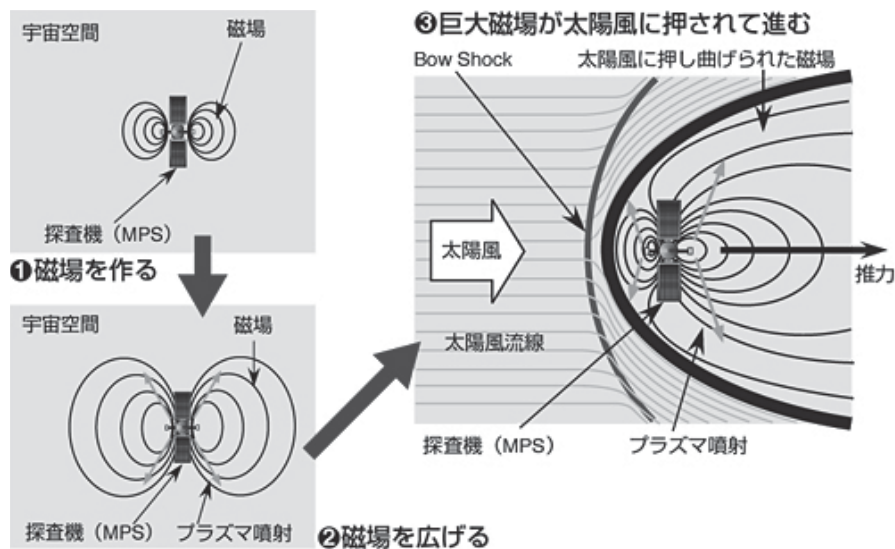


Fig.2 磁気プラズマセイルの原理

我々は、直径数十 km におよぶ人工的な磁気圏と太陽風との複雑な干渉を、数値シミュレーション^{7),8),9),10)}と

地上実験¹¹⁾から推定してきた。しかしながら、マグセイルの推力特性をこれらの技術のみで厳密に予測することは大変困難であると考えている。これは、地球磁気圏が現在でも多くの研究者によってその研究対象とされ、かつ、その探求のために多くの探査衛星が打ち上げられていることから明らかであろう。他の宇宙推進システムとは異なり、磁気セイル・磁気プラズマセイルは、宇宙空間でのみ検証することが可能である。このため、磁気セイル・磁気プラズマセイル工学実験衛星を実現するために磁気プラズマセイルワーキンググループを設立した。

JAXA と京大 RISH、九大、静岡大など、国内の宇宙工学研究者・宇宙プラズマ研究者が参加するワーキンググループでは、1) 世界的に見ても具体的な検討が手付かずの状態である、磁気プラズマセイルの中核技術である宇宙用超伝導磁石システムの開発^{12),13)}、2) 磁気セイル/磁気プラズマセイル実証のための小型宇宙機システムの設計と実証ミッション提案)、の2つを中心に開発や検討を進めている。小型宇宙機の設計は、これまで小研究会で実施してきた2つの基盤技術：スケールモデルによる地上試験設備と数値シミュレーション技術を駆使して進めたい。

小型宇宙機による実証は、2段階で行う。第1段階は、地球周回軌道上での磁気セイルシステムの検証、第2段階は惑星間空間上での磁気プラズマセイルシステムの検証である。磁気プラズマセイルがイオンスラスタなど既存の推進システムに対して優位であることを示すことができれば、効率よく軌道遷移を実現する手法として、太陽光を受け止めるソーラーセイルと共に、磁気プラズマセイルが今後の宇宙探査用推進システムの主流となる可能性もある。宇宙プラズマ環境利用の新しい形-宇宙推進への応用とこれによる太陽系探査領域と人類の活動領域の新たな拡大-を目指したワーキンググループの活動へ、多くの皆様の参加や支援をお願いしたい。

本原稿を執筆するにあたってご協力をいただいた磁気プラズマセイル小研究会のメンバー（特に、東大の西田浩之氏、京大の臼井英之氏・梶村好宏氏、静岡大の大津広敬氏、JAXA の篠原育氏・杉田寛之氏・小川博之氏・藤田和央氏）に深く感謝いたします。磁気プラズマセイルの研究は、科学研究費補助金（基盤研究(B)(No.18360411))、および、JAXA 宇宙科学研究本部戦略的基礎開発経費の支援を受けて実施しています。

参考文献

- ¹⁾ Kawaguchi, J.: A Solar Power Sail Mission for A Jovian Orbiter and Trojan Asteroid Flybys, 55th International Astronautical Congress, IAC-04-Q.2.A.03, Vancouver, Oct. 2004.
- ²⁾ Winglee, R.M., Slough, J., Ziemba, T., and Goodson, A.: Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion: Tapping the Energy of the Solar Wind for Spacecraft Propulsion, *Journal of Geophysical Research*, Vol.105, No.21, 2000, pp.21,067-21,078.
- ³⁾ Winglee, R.M., Ziemba, T., Euripides, P., and Slough, J.: Computer Modeling of the Laboratory Testing of Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion, International Electric Propulsion Conference, IEPC-01-200, Oct. 2001.
- ⁴⁾ 船木一幸、山川宏、藤田和央、野中聡、磁気プラズマセイルによる深宇宙探査、*日本物理学会誌*, Vol.58, No.4, 2003, pp.266-269.
- ⁵⁾ Yamakawa, H., Funaki, I., Nakayama, Y., Fujita, K., Ogawa, H., Nonaka, S., Kuninaka, H., Sawai, S., Nishida, H., Asahi, R., Otsu, H., and Nakashima, H., Magneto Plasma Sail: An Engineering Satellite Concept and its Application for Outer Planet Missions, *Acta Astronautica*, Vol.59, 2006, pp.777-784.
- ⁶⁾ From <http://antwrp.gsfc.nasa.gov/apod/ap030308.html>
- ⁷⁾ Nishida, H., Ogawa, H., Funaki, I., Fujita, K., Yamakawa, H., Nakayama, Y.: Two-dimensional Magnetohydrodynamic Simulation of a Magnetic Sail, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.43, 2006, pp.667-672.
- ⁸⁾ Fujita, K., Particle Simulation of Moderately-Sized Magnetic Sails, *The Journal of Space Technology and Science*, Vol.20, No.2, 2004, pp.26-31.
- ⁹⁾ Kajimura, Y., Noda, K., Nakashima, H., Funaki, I., Feasibility Study of Magneto Plasma Sail by Using Numerical Simulation and Experiment, AIAA-2007-587, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Jan., 2007.
- ¹⁰⁾ Nishida, H., Ogawa, H., Funaki, I., and Inatani, Y., MHD Analysis of Flow Fields Around Magneto Plasma Sail, AIAA-2007-585, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Jan. 2007.
- ¹¹⁾ I. Funaki, H. Kojima, H. Yamakawa, Y. Nakayama, and Y. Shimizu, Laboratory Experiment of Plasma Flow around Magnetic Sail, *Astrophysics and Space Science*, Vol.307, No.1-3, 2007, pp.63-68.
- ¹²⁾ 船木一幸、山川宏、磁気プラズマセイルの研究と深宇宙探査への挑戦、*プラズマ核融合学会誌、新たな宇宙開発を拓く核融合技術*、Vol.83、No.3、2007、pp.281-284.
- ¹³⁾ 南祐一郎、佐々木大祐、山川宏、中村武恒、船木一幸、小嶋浩嗣、上田義勝、磁気プラズマセイル宇宙機のための超伝導コイルの基礎研究、第51回宇宙科学技術連合講演会、2007年10月、札幌。

無電極イオン加速：VASIMR と DoubleLayer 加速

安藤 晃*

Gridless Ion Acceleration – VASIMR and DoubleLayer type plasma thruster –

By

Akira ANDO*

Abstract : 高比推力という特長をもつ電気推進機の大電力化は物資補給や有人探査計画にとって必須の開発項目の一つである。長期ミッションに対応するイオン加速手法として、電極を使わずにイオンを加速する手法が有用である。無電極イオン加熱手法として、高周波加熱と磁気ノズルを用いた VASIMR エンジンと、発散型磁気ノズル部に急激に変化する電位構造が形成されイオン加速が行われるダブルレイヤー加速機構について概要と研究内容について報告する。

Key words : イオン加速, 磁気ノズル, VASIMR, 電気2重層

1. はじめに

宇宙開発はロケット開発の時代から月への有人飛行探査の時代を経て、地球帰還型の再利用可能な宇宙機の登場によって地球近傍の周回衛星開発や宇宙ステーションの世代を迎えている。現在では国際宇宙ステーション (ISS) が順調に稼働し、我が国の「きぼう」も搭載され稼働し始めるなど、我が国の宇宙開発も国際協力のもと多くの技術開発力を有するまでになった。宇宙開発は未踏領域の開拓という科学的な目的だけでなく培われてきた技術は気象、資源、通信、宇宙科学探査用など数多くの衛星打ち上げに応用され、我々の生活の利便性を飛躍的に向上させてきた。さらに、宇宙開発に伴い開発された数多くの特殊技術や機能性材料は広く他分野へも応用され、人類共通の資産として多くの人々に役立つ技術となっている。

今後宇宙開発は地球周回軌道を離れ、月から火星へさらには太陽系惑星探査を目指した大型衛星開発など新たな段階を迎えている。このようなミッションでは高速に移動できる宇宙推進システムが要求されるが、従来の化学燃料ロケットでは噴出する高温状態のガス排出速度が数 km/s にとどまるため、衛星の速度増分 ΔV の値に制限があり実現が困難となる。有人惑星探査では添乗する宇宙飛行士の安全上、ミッション自体の期間短縮が最重要項目であり、このような探査計画ではプラズマを利用した電気推進システムが必要不可欠となる。

電気推進機の開発は 20 世紀中頃より開始され、特に近年は人工衛星の小型化、高機能化に対応し、ペイロード比を増やすことのできる電気推進機が注目され実用に供されつつある。すでに小電力 DC アークジェットやホーススラストといった推進効率の高い電気推進機が地球周回衛星に搭載されている。宇宙探査機的主力エンジンとして電気推進機が利用され始めたのは 10 年ほど前からで、我が国でも 2003 年に打ち上げられた「はやぶさ」に 4 台のイオンエンジンが搭載され、小惑星「ITOKAWA」とのランデブー後、帰還の途についている。今後月から火星に向けた有人の惑星探査計画が本格化するにつれ、大型の電気推進機の需要が増すものと考えられる。イオンエンジンやホールスラスト、MPD スラストなどが有望な推進機となりうるが、高い推力を出すために大電力化をした推進機を長期のミッションに耐えて動作させるためには電極の損耗など解決すべき課題は多い。

近年、電極を使わずにイオン加速を行う試みが始められ基礎実験に成功している。無電極イオン加速手法として本稿では VASIMR エンジンと Double Layer 加速機構について概要と研究内容について紹介する。

* Graduate School of Engineering, Tohoku University

2. VASIMR エンジン

2.1. VASIMR エンジンとは

比推力可変電気推進機 VASIMR (Variable Specific Impulse Magneto-plasma Rocket)は NASA の Dr. F.R.ChangDiaz を中心としたグループによって提案され、ジョンソン宇宙センターにある ASPL(Advanced Space Propulsion Lab.)で開発実験が開始された新しいプラズマ推進機である [1,2] . この推進機の概略を図 1 に示す. このシステムでは、ヘリコン波を用いてプラズマ生成を行い、高周波を用いたイオンサイクロトロン共鳴によって加熱した後、その下流部に形成した発散型磁気ノズルによってその熱エネルギーを推力に変換する. この手法によれば、プラズマを生成する電力と加熱する電力を制御することで、一定の印加電力下で噴出されるプラズマ粒子の密度と流速を変化させることができる. すなわち推力と比推力を自由に制御することができ、ミッションの状況に応じた様々なエンジン動作が実現可能となる.

このような比推力可変型の大出力推進機を用いることによって、1年間で火星まで往復する有人惑星探査ミッションを計画することが可能となる. 初期の計画によれば、約 61 トンの火星着陸船を乗せた総重量 188 トンのロケットで地球周回軌道を出発し、30 日間をかけて地球周回を回りながら加速した後約 3 ヶ月で火星に到着する. 火星着陸船を切り離れた母船は 4 ヶ月に再び火星近傍に近づき、火星表面での作業を終えたクルーと合流する. その後再び 3 ヶ月の飛行を経て地球に帰還する計画が立てられた. この間に、宇宙船のエンジンは電気出力 4MW の推進機を 3 台搭載し、運転を行う. 宇宙船の加速ミッションに合わせて推進機の比推力を巡航中に大きく変化させることでこのミッション計画を策定している. このミッションに必要な比推力は最大 5 万秒 (地球帰還時) であり、大出力で高比推力動作可能なエンジンの推力/比推力を制御することにより、従来にない短期間で大型輸送船を用いた有人惑星探査計画が可能となる.

このシステムを実現するには高周波によるプラズマ流の生成と加熱、また磁気ノズルによるプラズマ流の加速と離脱に関する技術を確認することが求められている. プラズマの波動加熱は核融合を目指したプラズマ閉じ込め研究で精力的に進められ実績を上げているが、高速で流れているプラズマ流への加熱に関する研究は十分に行われていない. 加熱部を短時間に通過する間にプラズマを効率よく加熱をする手法を見出すことや、ドップラー効果など流れに起因する共鳴現象の変化など、閉じ込めプラズマとは異なった現象が現れるため、詳細に研究を行う必要がある. また、加熱されたプラズマの熱エネルギーを効率よく推進エネルギーへと変換する磁気ノズル配位の最適化や、磁力線からのプラズマ流離脱現象など解決すべき課題は数多い. 下記では、東北大学の HITOP(HIgh density TOhoku Plasma) 装置において、MPDT (Magneto-Plasma-Dynamic Thruster)をプラズマ源として行った高速プラズマ流の波動加熱と磁気ノズルによる加速効果の研究について紹介する.

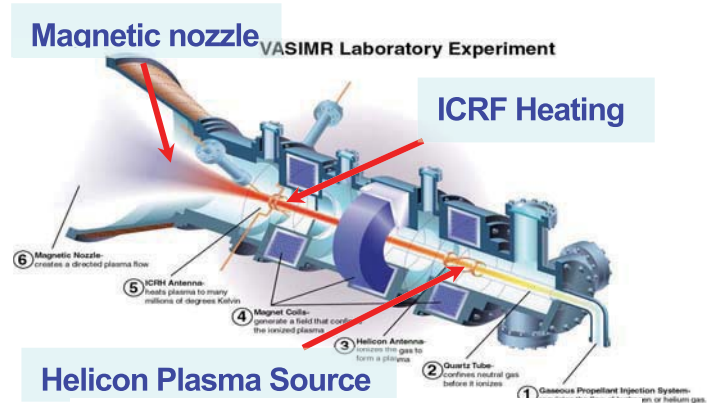


図 1 VASIMR エンジンの概略図

2.2. 高周波加熱と磁気ノズルによるイオン加速実験

本研究で用いた HITOP 装置 (図 2) は全長 3.4m、直径 0.8m の円筒状真空容器中に、プラズマ源として MPDT を用いてイオンマッハ数約 1 程度の高速プラズマ流を形成している [3,4]. 11 個の大型外部磁場コイルを用いて種々の磁場形状を生成することが可能である. MPDT 下流約 0.6m のところに設置した励起アンテナに、インバータ型電源を用いて高周波電流を給電している. 本研究では励起周波数 20kHz~500kHz、入力パワーは 20kW 以下の範囲で実験を行った. 図 2 には実験を行った磁場配位も示す. 励起されたイオンサイクロトロン波

の吸収効率を上げるため、MPDT 出口およびアンテナ近傍での磁場強度 (B_U) からプラトー部の磁場強度 (B_D) へと徐々に磁場強度を弱めた磁気ビーム配位となっている。さらにその下流部では、加熱されて得た熱エネルギーを推進エネルギーへと変換させるための発散型磁気ノズル部を設けている

HITOP 装置には高周波電源のほか、電子温度・密度計測のための静電プローブ、流速測定用マッハプローブ、波動観測用の磁気プローブなど各種プローブをはじめ、イオン温度測定用静電エネルギー分析器、プラズマ蓄積エネルギー計測用の反磁性コイルなどが設置され、種々のプラズマパラメータを計測することができる。

MPDT によって生成されたプラズマ流に対し、ヘリカルアンテナを用いて高周波電力を印加した際の加熱効果を計測するために、アンテナ下流 1.4m の位置に設置した反磁性コイルを用いてプラズマ熱エネルギー W_{\perp} の変化を測定した。典型的な放電波形を図 3 に示す。図に示すように、高周波励起中に急激に熱エネルギー W_{\perp} が上昇し、MPDA により生成された高速プラズマ流の高周波加熱が起こっていることがわかる。プラトー部の磁場強度 (B_D) を変化させたとき W_{\perp} の増加率 ($\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$) が最大となる最適な磁場はイオンサイクロトロン共鳴条件 ($\omega/\omega_{ci}=1$) を満たす磁場強度よりもやや弱磁場側であった。この傾向は励起周波数を変えた際にも現れており、プラズマ流に起因するドップラー効果の影響と考えられる。

プラトー部 (加熱部) 下流部 ($Z=2.33\text{m}$) と、発散型磁気ノズル下流部 ($Z=3.13\text{m}$) に静電エネルギー分析器を設置して、磁力線と垂直方向のイオン温度と平行方向のイオン温度を計測した。図 4 に印加高周波電力を変化させた場合の依存性を示す。加熱部下流 ($Z=2.33\text{m}$) では、加

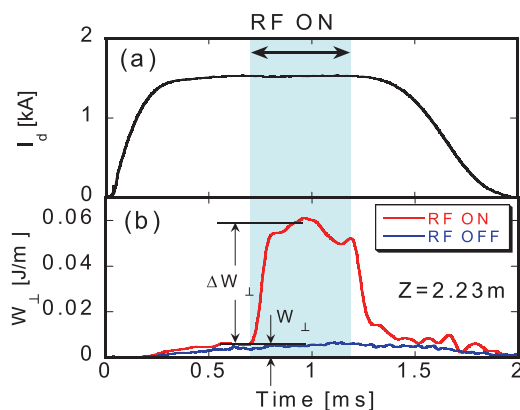


図 3 典型的放電波形 (a)MPDT 放電電流 I_d , (b) 反磁性信号 W_{\perp} . $P_{RF}=15\text{kW}$, $f_{RF}=0.24\text{MHz}$, $n_e=5.0\times 10^{17}\text{m}^{-3}$, $B_U=0.1\text{T}$, and $B_D=58\text{mT}$.

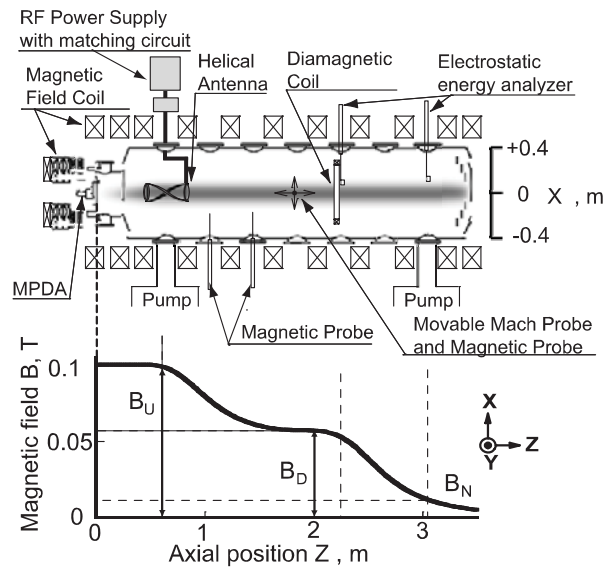


図 2 HITOP 装置概略と磁場配位

高周波励起中に急激に熱エネルギー W_{\perp} が上昇し、MPDA により生成された高速プラズマ流の高周波加熱が起こっていることがわかる。プラトー部の磁場強度 (B_D) を変化させたとき W_{\perp} の増加率 ($\Delta W_{\perp}/W_{\perp}$) が最大となる最適な磁場はイオンサイクロトロン共鳴条件 ($\omega/\omega_{ci}=1$) を満たす磁場強度よりもやや弱磁場側であった。この傾向は励起周波数を変えた際にも現れており、プラズマ流に起因するドップラー効果の影響と考えられる。

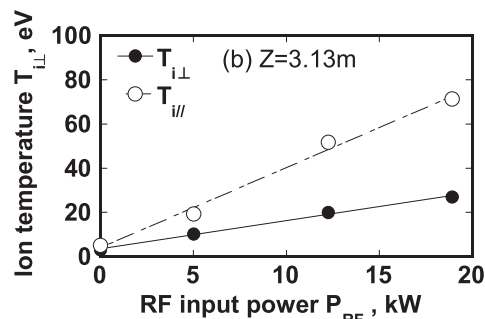
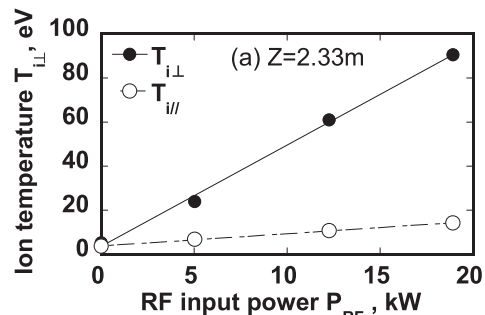


図 4 イオン温度 ($T_{i,\parallel}$ と $T_{i,\perp}$) の高周波電力依存. (a) $Z=2.33\text{m}$ 及び (b) 3.13m . $f_{RF}=0.24\text{MHz}$, $n_e=1.0\times 10^{17}\text{m}^{-3}$, $B_D=57.5\text{mT}$, and $B_N=17.2\text{mT}$.

熱によって増加した熱エネルギー（磁場に垂直なエネルギー成分）が強く増加しているのがわかる。一方で、磁気ノズル下流部($Z=3.13\text{m}$)では、磁力線と垂直方向の温度は加熱部下流より減少する一方で推進エネルギー（磁場に平行なエネルギー成分）が増加しており、磁気ノズルによって熱エネルギーから推進エネルギーへと変換されているのが確認された。このとき、垂直方向の温度減少は断熱不変量 μ 一定の条件で予想される値とほぼ一致した。印加する高周波電力を変化させたとき、印加電力の上昇とともにほぼ線形に推進エネルギーが上昇しており、この手法によって比推力を変化させることが出来ることがわかる[5, 6].

以上述べたように、MPDTにより生成された高速・高密度プラズマ流に高周波加熱実験を行ったところ、磁気ビーチ磁場配位においてイオンサイクロトロン共鳴加熱が起り、プラズマ流の熱エネルギーが増加する。さらに、この熱エネルギーは、発散型磁気ノズル部において推進エネルギーへと変換されていることを確認することができた。このように HITOP 装置において、先進宇宙推進機 VASIMR の基本原理実証実験に成功したが、今後、磁力線からのプラズマ脱離問題や高効率化、大出力化に向けた実験研究をさらに進めていく必要がある。

一方、NASA からスピンオフした AdAstra Co. では、F.R.ChanDiaz を中心に ASPL での実験を継続し、大電力化をはかった実験を遂行している。プラズマ源はヘリコン波プラズマ源を用いることで 10^{19}m^{-3} を越えるプラズマの生成を実現し、イオン加熱効果も確認されている。特に推力を上げるために推進剤としてアルゴンを利用し、RF電力もFET電源を用いた実験も行っている。現在は印加可能電力を 200kW まであげた VX-200 装置での実験を開始したところである。この実験をふまえて 2012 年をめぐりにフライトモデルを ISS へ搭載し、宇宙環境下での実証試験を目指している。

3. Double Layer イオン加速

ダブルレイヤー（電気二重層）とは、正の電荷層と負の電荷層が隣り合う電場構造であり、プラズマ境界に形成されるシースとともに、古くからその存在が知られ多数の研究がなされてきた。熱陰極放電における陰極前面部や放電管の直径が局所的に変化している場所などに形成されることが典型例として知られている[7,8].

電気二重層に伴う電位構造は、図5に示すように途中に変曲点を持ち、正電位層から負電位層の方向へ単調減少する形をしている。このような電位構造では、低電位側からは電子は加速されて高電位側へ流入するが、イオンは、高エネルギーイオンを除き反射される。一方で、高電位側からはイオンは加速されて低電位側へ流入するが、高エネルギー電子を除く電子は反射される。この際、高電位側のイオンは音速以上の速度で電気二重層に流入する必要があり、低電位側の電子はその熱速度以上で電気二重層に流入することが必要であることがボーム条件から要求される。

電気二重層はこのように互いに逆方向に流れる加速電子とイオンを伴うが、一方で、これらに起因する不安定により電気二重層が破壊される。電気二重層の形成と安定性はプラズマ中における非線形現象の典型例として注目され、これまでも数多くの理論および計算機シミュレーションが行われている。また、電気二重層は磁力線に沿った方向に電場が形成されるため、磁気圏でのオーロラ現象を生じさせる高速電子の生成機構としてこの電気二重層による沿磁力線方向電界による加速が注目され、衛星観測やシミュレーション研究が進められている。

最近、発散型形状の磁気ノズルの高磁場領域にプラズマ源を置き、磁気ノズルに沿って流出するプラズマ流中に電気二重層が観測され、形成された電位差によってイオン加速が起っていることが C. Charles や R.W.

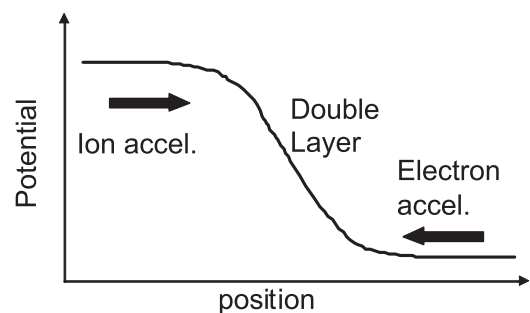


図5 Double Layer（電気二重層）における電位分布

Boswell らのグループによって観測された[9,10].

通常、磁力線に沿って荷電粒子は自由に移動できるため、質量の軽い電子が速く拡散し、イオンを加速する方向に両極性電場が生じる。この電場の大きさ $\phi(z)$ はボルツマン式 $n(z) = n_0 \exp(e\phi(z)/T_e)$ によって密度分布と電子温度に関連して発生する。

磁場配位や密度条件など、ある特定の条件下において磁場の変曲点近傍で図6に示すような電気二重層が形成されることがあり、その場合、下流部に向かって無電極イオン加速が引き起こされる。これを利用して推進機として利用しようとするのが DoubleLayer 加速推進機である。種々の磁場配位やプラズマ条件下でのイオン加速が観測され、推力計測なども行われている[11]。形成される静電場は電子温度の約5倍程度であるため数10V程度のイオン加速が期待されるが、今のところ 10^{18}m^{-3} 以下の低密度条件下で電気二重層が形成されている。今後、より高密度条件下での電場形成や、電場構造の制御手法などが推進機への応用にとって必要である。

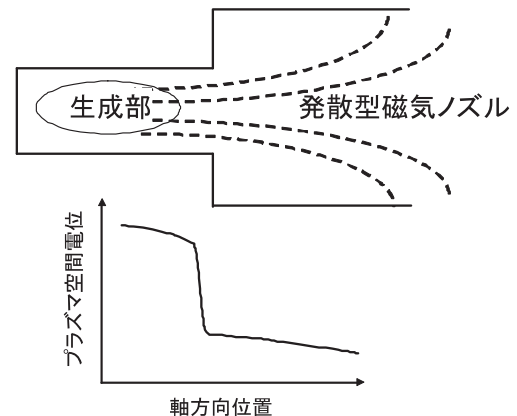


図6 発散型磁気ノズル配位における Double Layer 形成と電位分布

4. まとめ

今後、地球重力圏外での宇宙開発、利用計画において電気推進機の果たす役割はますます大きくなっていくことは間違いない。電気推進機の持つ高比推力特性を生かし、推力も含めた高い推進性能を発揮するために大電力化は必須の開発項目の一つである。もちろん電気推進機単体での開発だけでなく、太陽電池あるいは原子力利用を含めた電源開発など多様な機器開発とシステム設計が必要であり、長期的な視野に立った研究開発が必須である。本稿では無電極イオン加速手法として注目されている VASIMR ロケットと DoubleLayer 加速機構の概要を紹介したが、このほかにも種々の方式が大電力電気推進機の候補として研究開発が進められている。日本の電気推進技術は、イオンエンジンに代表されるように、宇宙開発技術の中で世界をリードしうる数少ない分野の一つであり、大電力化に向けた戦略的な研究開発の取り組みが期待される。

参考文献

- [1] ChangDiaz F.R. et al., "The Physics and Engineering of the VASIMR Engine", Proc. of 36th Joint Propulsion Conference, (Huntsville, AIAA-2000-3756), p.1, (2000).
- [2] Squire J.P., et al., "High power light gas helicon plasma source for VASIMR", Thin Solid Films, Vol.506, p.579 (2006).
- [3] Inutake M., et al., "Generation of supersonic plasma flows using an applied-field MPD arcjet and ICRF heating", Plasma Physics and Controlled Fusion, Vol.49, p.A121 (2007).
- [4] Tobar H., et al., "Characteristics of electromagnetically accelerated plasma flow in an externally-applied magnetic field", Physics of Plasmas, Vol.14, 093507 (2007).
- [5] Ando A., et al., "Alfven wave excitation and single-pass ion cyclotron heating in a fast-flowing plasma", Physics of Plasmas, Vol.13, 057103 (2006).
- [6] Ando A., et al., "Ion heating and acceleration experiment in hydrogen plasma for the VASIMR-type Thruster", Proc. of the 30th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-191, p.1 (2007).
- [7] Block L.P., et al., "A double layer review", Astrophys. and Space Sci. Vol.55, p.59 (1978).

- [8] Allen J.E., "Some researches on double layers", *Plasma Phys. and Contr. Fusion*, Vol.27, p.1343 (1985) .
- [9] Charles C., "A review of recent laboratory double layer experiments", *Plasma Sources Sci. Technol.* Vol.16, p.R1 (2007).
- [10] Charles C., Boswell R.W., "Current-free double-layer formation in a high-density helicon discharge", *Appl. Phys. Lett.* Vol.82, p.1356 (2003).
- [11] Charles C., Boswell R.W., "Effect of Exhaust Magnetic Field in a Helicon Double-Layer Thruster Operating in Xenon", *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol.36, p.2141 (2008).

ヘリコンプラズマ源を用いた無電極MPDスラストの検討

都木恭一郎*1, 篠原俊二郎*2, 谷川隆夫*3, 羽田 亨*2, 船木一幸*4,
田中良和*1, 山口晃弘*1, Kostiantyn P. Shamrai*5

A Study of Electrodeless MPD Thruster Using Helicon Plasma Source

By

Kyoichiro TOKI*1, Shunjiro SHINOHARA*2, Takao TANIKAWA*3, Tohru HADA*2, Ikkoh Funaki*4,
Yoshikazu TANAKA*1, Akihiro YAMAGUCHI*1 and Kostiantyn P. Shamrai*5

Abstract: One of the promising candidates for high power / modular electric propulsions in the future is an electrodeless Magneto-Plasma-Dynamic Thruster. The electrodeless plasma acceleration as well as the plasma production was examined from the viewpoint of electromagnetic acceleration which is different from the VASIMR magnetic nozzle expansion. A proposal of continuous electromagnetic acceleration “Lissajous” was fully understood by estimating the thrust and specific impulse. A few preliminary experiments for plasma production and acceleration were also performed as the proof-of-concept level.

Key words : Helicon Plasma, MPD Thruster, Electrodeless Plasma Production /Acceleration

1. はじめに

将来の月面基地建設のために大量の物資輸送が必要との名目で、低推力だが燃費の良い電気推進の大電力化／モジュール化に白羽の矢が立った。電気推進は、エネルギーの供給源を太陽電池や将来的には原子力電源に依存するもので、ここで言う大電力とは数十 kW 以上と推測される。このレベルになると、仮にモジュール化した電気推進を使い捨てるの消耗品とみなしても、有電極放電によるプラズマ生成・加速方式では、電極の侵食損耗とそれに伴うコンタミネーション発生、最終的には推進システムの寿命問題が避けられない。

我々のグループは、有電極の問題を一掃すべくオール無電極（荷電粒子を直接やりとりする電極が無い）のプラズマ生成 + 無電極プラズマ加速を標榜し、生成にヘリコン波プラズマ源を、加速には専用アンテナを用いた電磁加速の手法を模索している。^{[1][5]} ヘリコン波プラズマ源の電気推進への応用は、Shamrai 等のイオンエンジンへの適用が早く、^[6] ついで、米国の VASIMR エンジンが ICRH (Ion Cyclotron Resonance Heating) + 磁気ノズルによる熱エネルギー → 並進運動エネルギー変換によるプラズマ加速を行っている。^[7] VASIMR を熱加速型とするなら、豪州や欧州では、ヘリコン波プラズマ源のダブルレイヤー構造に伴う上下流のポテンシャル落差を利用してイオンを加速する（中和は分布関数テイル部の高エネルギー電子がポテンシャル障壁を越えて自動的に行うとされる）静電加速型も検討されている。^{[8]-[10]} 本報告では、上記のいずれとも異なる無電極プラズマの電磁加速について、特に連続加速法の検討を行うとともに、Proof-of-Concept 的な予備実験を紹介する。

*1 東京農工大学, Tokyo University of Agriculture and Technology,
*2 九州大学, Kyushu University,
*3 東海大学, Tokai University,
*4 宇宙航空研究開発機構, Japan Aerospace Exploration Agency
*5 核物理学研究所, Institute for Nuclear Physics, Ukraine

2. ヘリコン波プラズマ源

2.1 ヘリコン波によるプラズマ生成

ヘリコン波は右回り円偏波の電磁波で境界がある場合のホイッスラー波と言われる。RF パワーを増大させて行くと、CCP (Capacitively Coupled Plasma)で点火, ICP (Inductively Coupled Plasma) への移行, さらには外部磁場の印加によってヘリコンモードにジャンプするが, その際, 急激なプラズマ密度の上昇を伴い, 10^{13} cm^{-3} の高密度を達成することも可能である。プラズマの生成原理は諸説有り, ランダウ減衰によって説明したり, 最近ではヘリコン波 \rightarrow LH (Lower Hybrid), TG (Trivelpiece-Gould) 波が関与した加熱であるとする説が有力である。[11]

2.2 大・小ヘリコン波プラズマ源

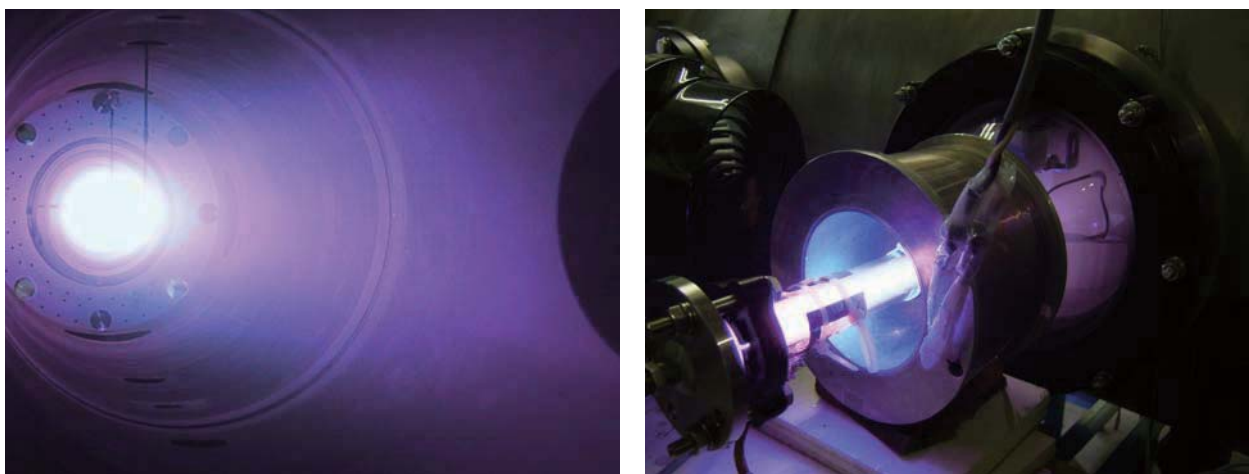


図1 直径 73.8 cm の大ヘリコン波プラズマ源 (左) と直径 2.5 cm の小ヘリコン波プラズマ源 (右)

ヘリコン波プラズマ源は, そのメカニズム解明はさておき, 比較的容易に高密度プラズマを生成する技法として発達しつつある。篠原, 谷川, 等は図1 (左) のように既に世界最大級の直径 73.8 cm ϕ のプラズマ源を JAXA 宇宙科学研究本部のスペースプラズマ実験設備を利用して実現させている。[12] 一方で, 本報告では図1 (右) のように, 小ヘリコンと称する直径 2.5 cm ϕ のプラズマ源を対象に実験を行っている。

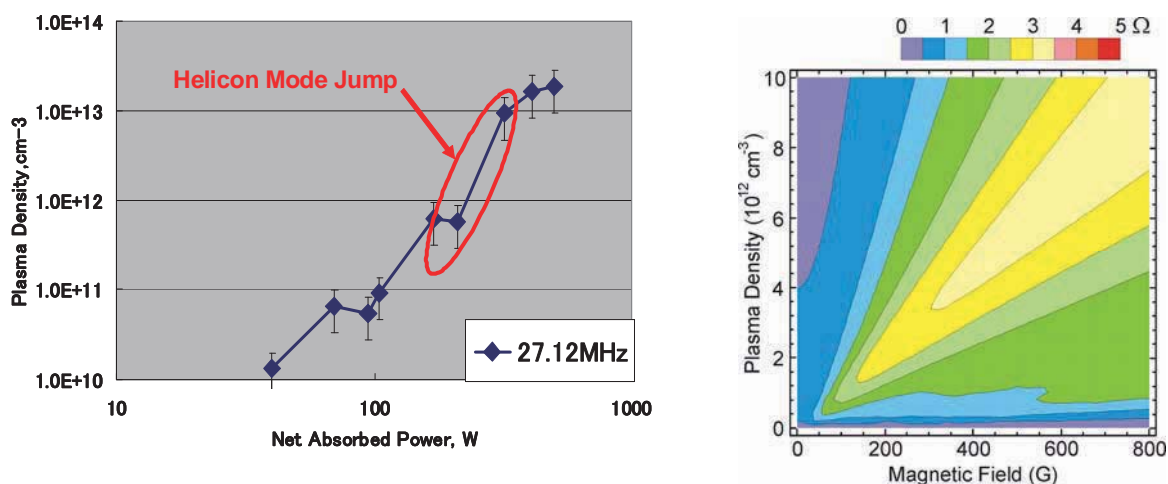


図2 小ヘリコンで観測された密度ジャンプ (左) と Ar プラズマ Loading の予測解析 (右)

作動ガスとしては単原子で解析が容易と言う理由から Ar を用いている。図2（左）に小ヘリコンで計測されたプラズマ密度ジャンプを示す。Ar の流量は 0.5 mg/s, ダブルサドル型アンテナで周波数 27.12 MHz, 外部磁場 800 Gauss 印加持, 約 300 W の (正味 RF パワー) = (進行波パワー) - (反射波パワー) で 10^{13} cm^{-3} のプラズマ密度を達成している。今後は, さらに低パワーで同じ密度を実現する条件を探る必要があるが, 実験パラメーターが多岐にわたるため, Shamrai 等による図2（右）に示すようなシミュレーション解析を用いたプラズマ Loading の分布予測が実験を進める上での羅針盤となる。[13][14]

3. 無電極でのプラズマ電磁加速原理

3.1 電磁加速の功罪

プラズマを加速する典型的な方法として, 電熱加速, 静電加速, 電磁加速が考えられるが, このうちもっとも効率が高いのは加速プロセスが単一で等エントロピー過程を用いる静電加速 (電位差による無衝突の荷電粒子加速) である。

電熱加速は, 加熱 → エンタルピー上昇 → 運動エネルギー変換の 2 プロセスが粒子衝突に依存する非等エントロピー過程であるため, 多大のエクセルギー損失を生じ, エネルギーがアネルギー化される。

電磁加速は, 理想的には等エントロピー過程であるが, 現実には MHD (Magneto Hydro Dynamics) 的な有限電流の存在を大前提とするため (始めに有限電流在りき), 必ず衝突による散逸つまり加熱を伴う。更に具合が悪いのは, 電磁加速の力の正体が, 有限電子電流がもたらす誘導電界 $\mathbf{u}_e \times \mathbf{B}$ による静電力 (図3) であるにも関わらず, それ故の不安定性が起こり得ること, 排気方向が \mathbf{B} の分布次第で大きな発散角を持ち得ることである。また, プラズマの磁力線からのデタッチメント問題の追跡も必要となる。

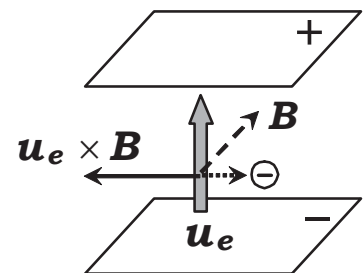


図3 有限電流による電磁加速

それにも拘わらず, ここで敢えて電磁加速を選択する理由は:

- (1) 加速原理が電荷分離に依存しない → 中和器が不要
 - 構造の簡略化, 宇宙機は原理的に非帯電
 - 空間電荷制限を受けないので冷却面積以上の大型化は不要
 - 推力密度を上げられる
- (2) 有限電流による加速であり, 高電圧を必要としない → 電源等の始動時デガス期間が短い
- (3) 推進剤は, 原子量の大きな稀ガスである必要はない → 分子ガスの使用も可能
- (4) 無衝突プラズマに近づけて高効率化が期待できる → 大電力ほど高磁気レイノルズ数運転が可能, が挙げられる。つまり, 大量輸送と大電力化と言うキーワードには適した加速方法である。

3.2 無電極のプラズマ電磁加速方法

本研究で扱う一連の無電極プラズマ電磁加速方式には, 独自の提案による連続型加速 (図4 (左)), パルス繰返し型加速 (図4 (右)) に加え, 回転磁場型加速, プラズマ波動利用型加速, ダブルレイヤー型加速, 等がある。ここでは連続加速型 (別名 “Lissajous” 加速) について重点的に検討し, 他は別報を引用することとする。[15]

当然ながら, 電磁加速は電子電流と自己誘起または外部印加磁場との間に生ずる $\mathbf{j} \times \mathbf{B}$ ローレンツ力によって行われる。図4では, この力の向きを直接加速となる円筒座標の \mathbf{z} 方向およびプラズマの圧縮力となる内向き \mathbf{r} 方向にとるため, 電流方向として \mathbf{j}_θ を選択した。駆動電流の向きが周方向とは言うものの, これは一種の無電極 MPD (Magneto-Plasma-Dynamic) スラスタと考えられる。

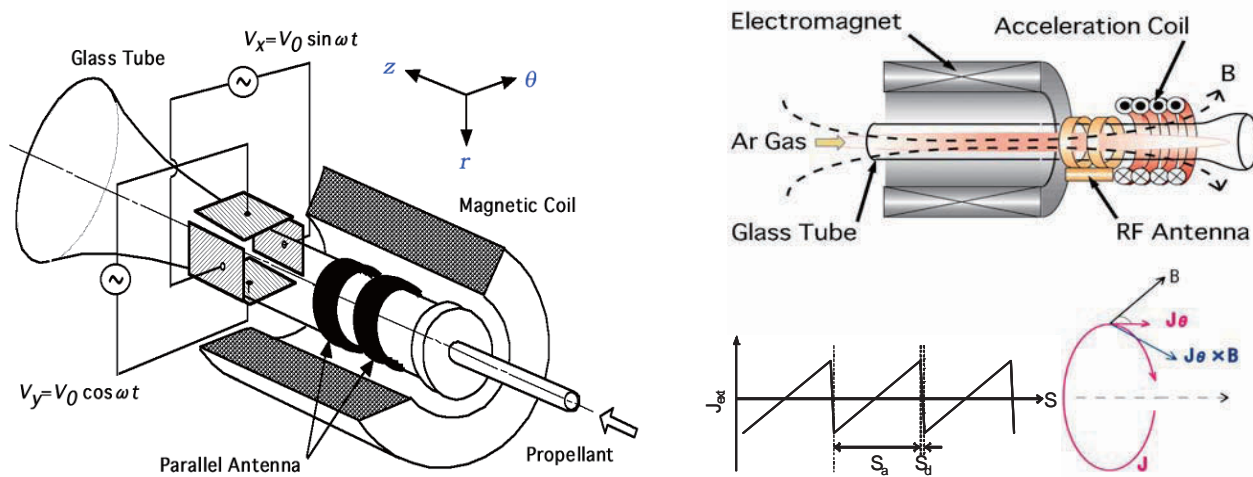


図4 回転電界による連続型加速（左）と鋸歯状コイル電流によるパルス繰り返し型加速（右）

3.3 “Lissajous” 加速

“Lissajous (リサーチュ)” 加速では, CRT (Cathode Ray Tube)の偏向板による電子線輝点の2次元運動と同様に, 位相の 90° 異なる角周波数 ω の RF 直交電界でプラズマを回転加速減速することを考える (図5 (左)). プラズマ加速用磁場としては, ヘリコン波プラズマ生成用の電磁石コイルが発生する磁場をそのまま使用する (図5 (右)). プラズマを記述する運動方程式は粒子間衝突を考慮した Langevin 方程式を用いて解析する。

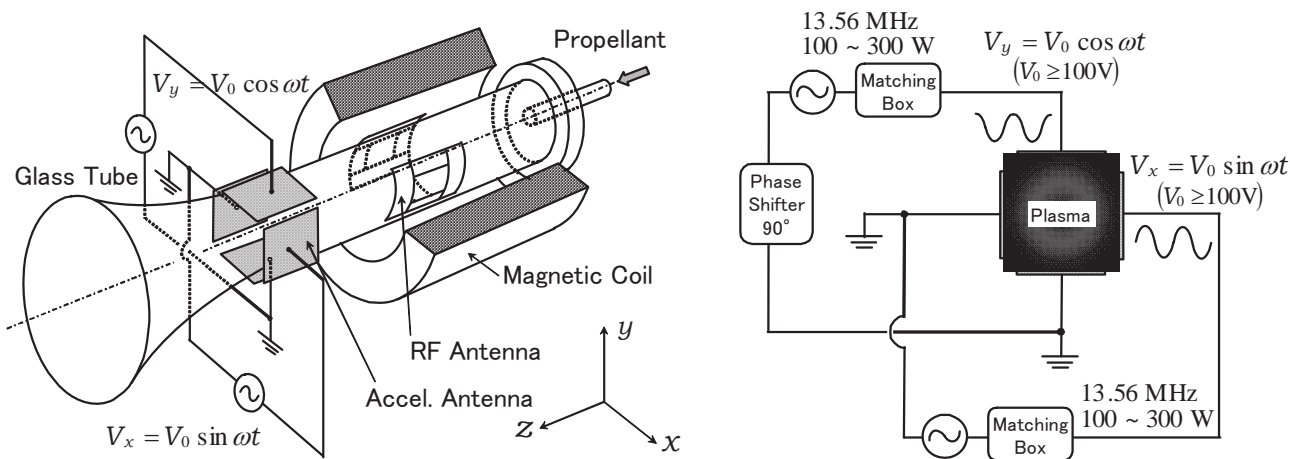


図5 “Lissajous” 加速の構成（左）と回転電界の印加方向（右）

$$m \frac{dv_x}{dt} = eE_x - mvv_x + ev_y B_z \tag{1}$$

$$m \frac{dv_y}{dt} = eE_y - mvv_y - ev_x B_z \tag{2}$$

ここで、 t : 時間, m : イオンまたは電子質量, e : 電気素量, ν : 衝突周波数, B : 印加外部磁場, v : イオンまたは電子の速さ, E_0 : 浸透電界の大きさ, $\omega_0 = eB/m$, x, y, z : 図5 (左) における座標系である。この方程式の一般解であるサイクロトロン運動は、時間と共に $-\nu t$ で減衰するので、特殊解のみを考慮すると:

$$v_x = \frac{eE_0}{m} \frac{1}{\sqrt{(\omega_0 - \omega)^2 + \nu^2}} \sin(\omega t + \phi) \quad (3)$$

$$v_y = \frac{eE_0}{m} \frac{1}{\sqrt{(\omega_0 - \omega)^2 + \nu^2}} \cos(\omega t + \phi) \quad (4)$$

$$\tan\phi = \frac{\omega_0 - \omega}{\nu} \quad (5)$$

$$\nu = \nu_{ela} + \nu_{inela} \quad (6)$$

$$R = \frac{eE_0}{m\omega\sqrt{(\omega_0 - \omega)^2 + \nu^2}} \quad (7)$$

その結果、衝突周波数 ν (弾性衝突 ν_{ela} と非弾性衝突 ν_{inela} の和で、イオンについては電荷交換衝突 ν_{cex} を含む) が支配的でない限り、イオンも電子もそれぞれが z 軸周りに E_x, E_y 電界を受けて回転する (擬似ラーマー運動)。その回転半径を R (擬似ラーマー半径) とする。これは、単なる磁力線回りのサイクロトロン運動ではなく、また、回転電界がイオンや電子を直接回転させている訳でもない。この特殊解は、印加電界と外部磁場とで生ずるプラズマの $E \times B$ ドリフト運動が、印加電界が回転するために z 軸周りに回転することで生じている。つまり、回転電界の角周波数 ω を適当に選べば、イオンは慣性質量が大き過ぎて追従できず (擬似ラーマー半径 R が微小)、電子は追従できる (擬似ラーマー半径 $R \cong 1 \text{ cm}$ オーダー) 状態を造りだせる。この時、周方向電子電流だけが残るので、ホール加速の原理によってプラズマが加速される。

3.4 “Lissajous” 加速における電界の浸透予測

Shamrai の解析モデルによれば (図6)、磁力線の影響を考慮しない 2.5 cm 直径のプラズマ中心軸上の浸透電界は $E_0 = 0.1 \text{ V/cm}$ 程度に過ぎないが、密度の薄い 10^{11} cm^{-3} 以下のプラズマで数 100 Gauss の外部磁場

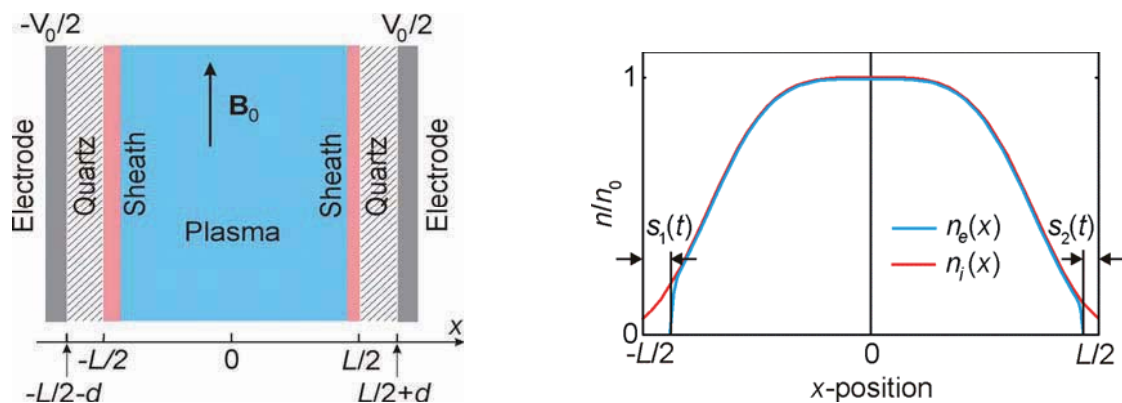


図6 電界浸透の解析モデル (左) とイオン・電子密度分布プロファイル (右)

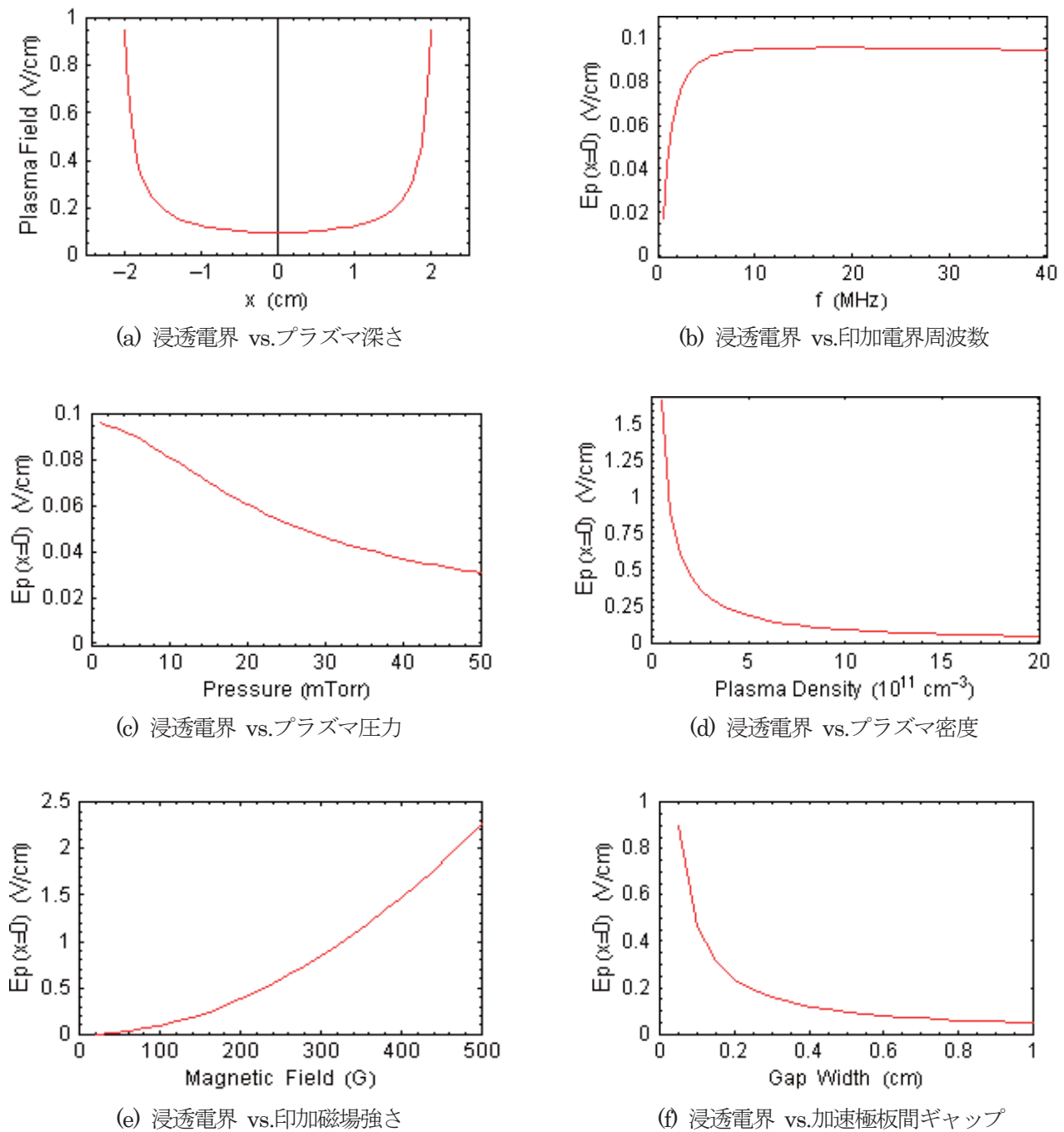


図7 浸透電界の大きさに及ぼす様々な条件：(a) プラズマ深さ，(b) 印加電界周波数，(c) プラズマ圧力，(d) プラズマ密度，(e) 印加磁場強さ，(f) 加速極板間ギャップ長。

印加状態では、 $E_0 = 10 \text{ V/cm}$ 以上に達することが予想され (図7)、電磁加速を行うに十分な電界値が期待できる。^[2] 計算で基準となったパラメータ値は、プラズマ厚さ：4 cm，印加電界周波数 > 1 MHz，プラズマ圧力：2 mTorr，プラズマ密度： 10^{12} cm^{-3} ，印加磁場強さ：100 Gauss，加速極板板ギャップ：4 cm とし、極板間の最大電位差：100 V，電子温度：4 eV，イオン温度：0.1 eV，内壁/中心プラズマ密度比：0.1，ガラス管肉厚 + シース厚：0.5 cm としている。

3.5 “Lissajous” 加速の誘導電流

図8に“Lissajous” 加速部の模式図を示す。ここで、 E_0 : 外部回転電界の絶対値、 B_0 : 外部磁場、であり、

$$E = E_0 \sin \omega t \tag{8}$$

$$B = B_0 \quad (\text{一定}) \tag{9}$$

プラズマ中に誘起される周方向電流密度 j_θ は、

$$j_\theta = env_\theta \tag{10}$$

ここで、 $v_\theta = \frac{E_0}{B_0}$ (11)

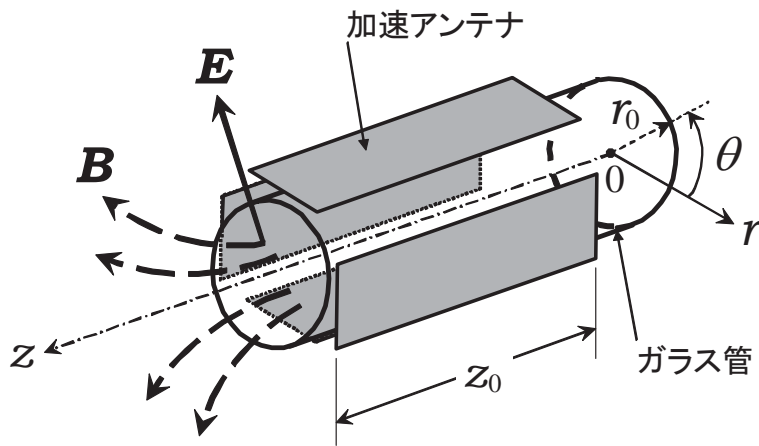


図8 “Lissajous” 加速部の模式図

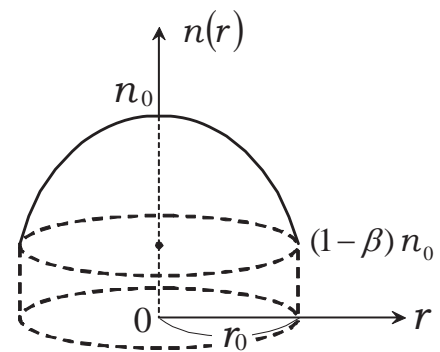


図9 円柱プラズマの密度分布

プラズマ密度分布はz 軸に軸対称と仮定し、壁面近傍ではゼロが妥当と思われるが、敢えて有限値の可能性を残しておく。また、加速域におけるプラズマ密度の分布は簡単のためz 方向に一様と仮定する。ここで、半径 r_0 の円柱プラズマの密度分布を例えば、

$$n(r) = n_0 \left\{ 1 - \beta \left(\frac{r}{r_0} \right)^2 \right\} \tag{12}$$

ただし、 n_0 : プラズマ最大密度 (中心軸上)、 β : 分布係数 ($0 \leq \beta \leq 1$, β が大なほど半径方向の密度勾配が大)、 r : 半径位置。

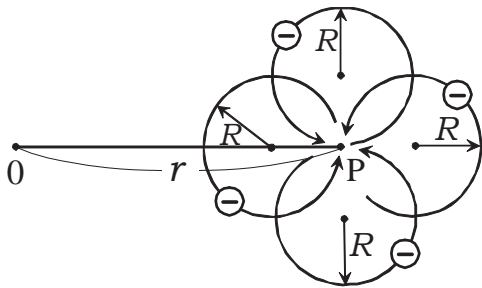


図10 点Pの j_θ に寄与する様々な電子軌道

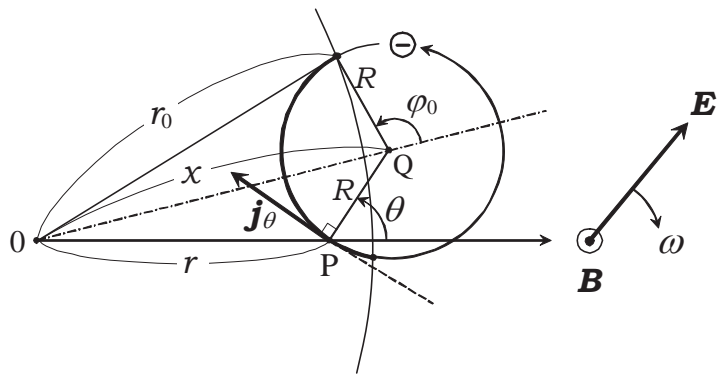


図11 電子擬似ラーマー運動の θ 方向への寄与

ここで、任意断面 $z = z$ において図 10 のように中心から半径 r の位置にある点 P に寄与する j_θ 成分を求める。この時、点 Q を中心に擬似ラーマー運動をする電子が点 P を通るとする (図 11)。図 11 で電界 \mathbf{E} は磁場 \mathbf{B} まわりに ω (プラズマ加速に用いる回転電界の角周波数) で回転する。これによって、プラズマは $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ 方向に回転するが、イオンは慣性が大なため追随せず、電子だけが半径 R の擬似的なラーマー運動を行う。

図 10 のように、点 P を通る全ての電子擬似ラーマー運動を含めるためには、その回転運動の中心を点 P まわりに一周して積分する必要がある ($0 \leq \theta \leq 2\pi$)。図 11 より、擬似ラーマー運動の中心点 Q が点 P まわりに任意の回転角 θ である時、寄与する dj_θ は、反時計回りを正とすると、

$$dj_\theta = j_\theta \cos \theta d\theta \quad (13)$$

改めて(10) を使うと、 e : 電気素量、として

$$j_\theta = e \cdot n(r) \cdot v_\theta \quad (14)$$

である。つまり、

$$dj_\theta = e \cdot n(r) \cdot v_\theta \cos \theta d\theta \quad (15)$$

$$\text{よって、} j_\theta(r) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} e \cdot v_\theta \cdot n(r) \cos \theta d\theta \quad (16)$$

と書ける。ただし、 $n(r)$ 自身も擬似ラーマー運動の持つ角度 θ の関数で、一回転の間に連続的に変化する事を考慮せねばならない。

3.5.1 ケース I ($0 \leq r \leq r_0 - 2R$) の場合

この場合、擬似ラーマー運動の半径 R の円が半径 r_0 の容器壁と接触しない (図 12)。擬似ラーマー運動の円周上の各点と原点 O との間の平均距離 \bar{r} を求めようとする、楕円積分が必要となって解析的には求まらない。そこで、この場合の平均距離 \bar{r} を $R \ll r$ として、原点と擬似ラーマー運動の円の中心 Q の距離 x で近似する。つまり、点 Q でプラズマ密度を代表させることにする。

$$\bar{r}^2 \cong x^2 = r^2 + R^2 - 2rR \cos(\pi - \theta) = r^2 + R^2 + 2rR \cos \theta \quad (17)$$

$$\therefore \bar{r} = x = \sqrt{r^2 + R^2 + 2rR \cos \theta} \quad (18)$$

3.5.2 ケース II ($r_0 - 2R < r \leq r_0$) の場合

この場合は、擬似ラーマー運動の半径 R の円が半径 r_0 の容器壁に接触する。図 13 より、太い円弧 S_1S_2 にわたる原点からの平均距離 \bar{r} は再び楕円積分となって解析的には求められない。そこで、以下の近似を用いる。

$$x - R \text{ (最短)} + \frac{r_0 - r}{2} \text{ (} r_0 - r \text{ の平均)}$$

$$\bar{r} = x - R + \frac{r_0 - r}{2} \quad (19)$$

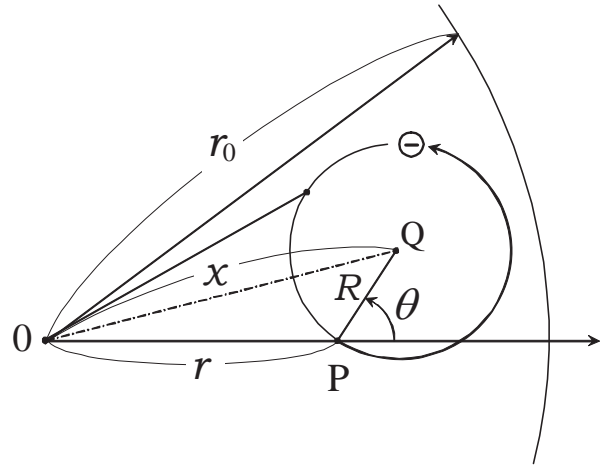


図 12 擬似ラーマー運動の円が半径 r_0 の容器壁に触れない ($0 \leq r \leq r_0 - 2R$)

ここで,

$$\begin{aligned} x^2 &= r^2 + R^2 - 2rR\cos(\pi - \theta) \\ &= r^2 + R^2 + 2rR\cos\theta \end{aligned} \quad (20)$$

辺々を r^2 で割って $\left(\frac{R}{r}\right)^2 \ll 1$ を使うと,

$$\begin{aligned} \left(\frac{x}{r}\right)^2 &= 1 + \left(\frac{R}{r}\right)^2 + 2\frac{R}{r}\cos\theta \\ &\cong 1 + 2\frac{R}{r}\cos\theta \end{aligned}$$

$$\therefore \frac{x}{r} \cong \left(1 + 2\frac{R}{r}\cos\theta\right)^{\frac{1}{2}} \cong 1 + \frac{R}{r}\cos\theta$$

つまり,

$$x \cong r + R\cos\theta \quad (21)$$

これを (19) に代入して,

$$\bar{r} = r + R\cos\theta - R + \frac{r_0 - r}{2} = \frac{r + r_0}{2} - R(1 - \cos\theta) \quad (r_0 - 2R < r \leq r_0) \quad (22)$$

3.5.3 周方向電流

以上をまとめると,

$$\bar{r} = \begin{cases} \sqrt{r^2 + R^2 + 2rR\cos\theta} & (0 \leq r \leq r_0 - 2R) \\ \frac{r + r_0}{2} - R(1 - \cos\theta) & (r_0 - 2R < r \leq r_0) \end{cases} \quad (23)$$

これを用いて, (16) より,

$$j_\theta(r) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} e \cdot v_\theta \cdot n(\bar{r}) \cos\theta \, d\theta = \frac{n_0}{2\pi} e v_\theta \int_0^{2\pi} n(\bar{r}) \cos\theta \, d\theta = \frac{n_0}{2\pi} e v_\theta I \quad (24)$$

$$\text{ただし, } I = \int_0^{2\pi} \frac{n(\bar{r})}{n_0} \cos\theta \, d\theta \quad \text{と置いた。} \quad (25)$$

3.5.4 定積分値 I の計算

ケース I ($0 \leq r \leq r_0 - 2R$)

$$\begin{aligned} I &= \int_0^{2\pi} \left(1 - \beta \frac{r^2 + R^2 + 2rR\cos\theta}{r_0^2}\right) \cos\theta \, d\theta \\ &= \int_0^{2\pi} \left\{ \cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} (r^2 + R^2) \cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} 2rR \cos^2\theta \right\} d\theta \end{aligned}$$

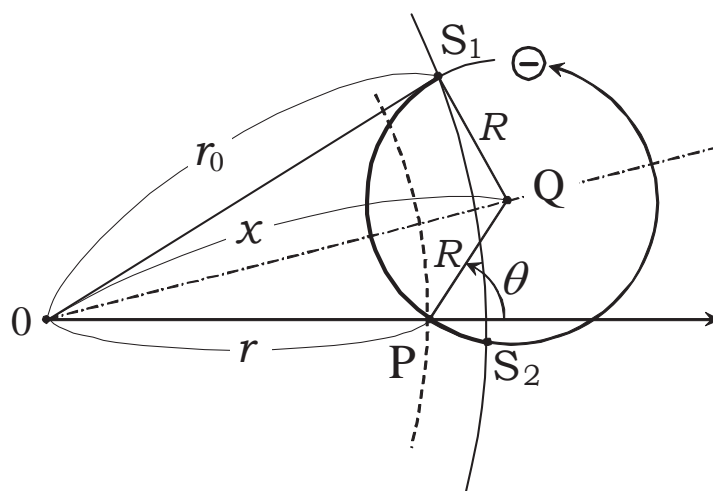


図13 擬似ラーマー運動の円が半径 r_0 の容器壁に触れる ($r_0 - 2R < r \leq r_0$)

$$\begin{aligned}
&= \int_0^{2\pi} \left\{ \cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2}(r^2 + R^2)\cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2}rR(1 + \cos 2\theta) \right\} d\theta \quad (\because 2\cos^2\theta = 1 + \cos 2\theta) \\
&= \left[\sin\theta - \frac{\beta}{r_0^2}(r^2 + R^2)\sin\theta - \frac{\beta}{r_0^2}rR\theta - \frac{\beta}{2r_0^2}rR\sin 2\theta \right]_0^{2\pi} = -\frac{\beta}{r_0^2}rR \cdot 2\pi = -\beta \frac{2\pi rR}{r_0^2} \quad (26)
\end{aligned}$$

ケース II ($r_0 - 2R < r \leq r_0$)

$$\begin{aligned}
I &= \int_0^{2\pi} \left[1 - \beta \frac{\left\{ \frac{r+r_0}{2} - R(1-\cos\theta) \right\}^2}{r_0^2} \right] \cos\theta d\theta \\
&= \int_0^{2\pi} \left[\cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \cos\theta \cdot \left\{ \frac{r+r_0}{2} - R(1-\cos\theta) \right\}^2 \right] d\theta \\
&= \int_0^{2\pi} \left[\cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \cos\theta \cdot \left(\frac{r+r_0-2R}{2} + R\cos\theta \right)^2 \right] d\theta \\
&= \int_0^{2\pi} \left[\cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \cos\theta \cdot \left\{ \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right)^2 + 2 \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right) R\cos\theta + R^2\cos^2\theta \right\} \right] d\theta \\
&= \int_0^{2\pi} \left\{ \cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right)^2 \cos\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right) R(1+\cos 2\theta) - \frac{\beta}{r_0^2} R^2\cos\theta \right. \\
&\quad \left. + \frac{\beta}{r_0^2} R^2\sin^2\theta \cos\theta \right\} d\theta \quad (\because \cos^2\theta = 1 - \sin^2\theta) \\
&= \left[\sin\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right)^2 \sin\theta - \frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right) R\theta - \frac{1}{2} \frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right) R\sin 2\theta \right. \\
&\quad \left. - \frac{\beta}{r_0^2} R^2 \sin\theta + \frac{\beta}{r_0^2} R^2 \sin^3\theta \cdot \frac{1}{3} \right]_0^{2\pi} \\
&= -\frac{\beta}{r_0^2} \left(\frac{r+r_0-2R}{2} \right) R \cdot 2\pi = -\beta \frac{2\pi \left(\frac{r+r_0}{2} - R \right) \cdot R}{r_0^2} \quad (27)
\end{aligned}$$

以上をまとめると,

$$I = \begin{cases} -2\pi\beta \frac{rR}{r_0^2} & (0 \leq r \leq r_0 - 2R) \\ -2\pi\beta \frac{\left(\frac{r+r_0}{2} - R \right) \cdot R}{r_0^2} & (r_0 - 2R < r \leq r_0) \end{cases} \quad (28)$$

$$j_{\theta}(r) = \begin{cases} -\beta n_0 e v_{\theta} \frac{rR}{r_0^2} & (0 \leq r \leq r_0 - 2R) \\ -\beta n_0 e v_{\theta} \frac{\left(\frac{r+r_0}{2} - R\right) \cdot R}{r_0^2} & (r_0 - 2R < r \leq r_0) \end{cases} \quad (29)$$

3.6 “Lissajous” 加速の誘導磁場

ここでは、 $j_{\theta}(r)$ によって誘導される磁場の強さ $H_z(r)$ を見積もっておく。直接の性能には無関係だが、誘導電流の内部計測等にあたって参考になる。 \mathbf{H} を \mathbf{j}_{θ} による誘導磁場の強さとすれば、Maxwell の式より、

$$\mathbf{j}_{\theta} = \text{rot } \mathbf{H} \quad (30)$$

$$\int_A \text{rot } \mathbf{H} \cdot d\mathbf{A} = \int_C \mathbf{H} \cdot d\mathbf{l} \quad (31)$$

↓

$$\int_A \mathbf{j}_{\theta} \cdot d\mathbf{A}$$

今、領域Aとその境界Cを図14のようにとると、

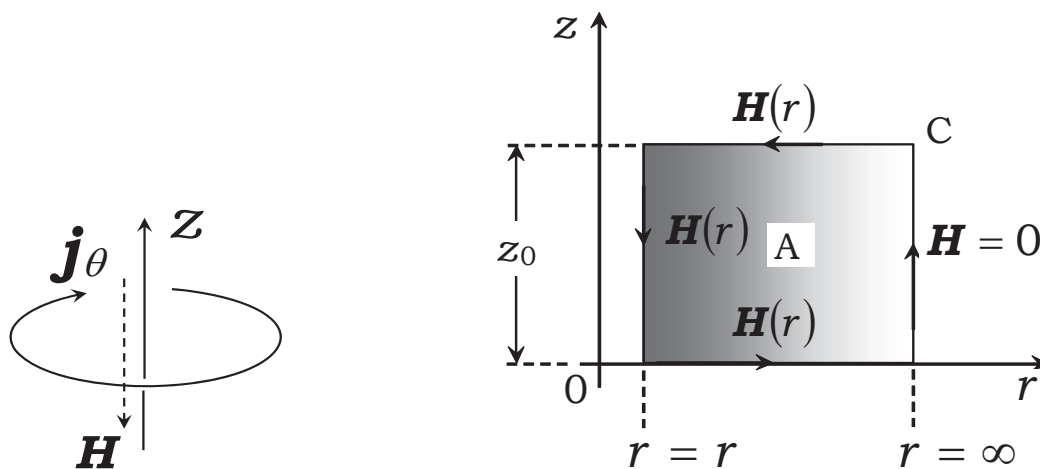


図14 \mathbf{j}_{θ} によって誘導される磁場 \mathbf{H} (左), \mathbf{j}_{θ} によって誘導される磁場 \mathbf{H} に Stokes の定理を適用 (右)

$$\int_C \mathbf{H} \cdot d\mathbf{l} = z_0 \cdot H_z(r) \quad (32)$$

また、
$$\int_A \mathbf{j}_{\theta} \cdot d\mathbf{A} = z_0 \int_r^{r_0} j_{\theta} \cdot dr$$

$$= z_0 \int_r^{r_0-2R} \left(-\beta n_0 e v_{\theta} \frac{rR}{r_0^2} \right) dr + z_0 \int_{r_0-2R}^{r_0} \left\{ -\beta n_0 e v_{\theta} \frac{\left(\frac{r+r_0}{2} - R\right) \cdot R}{r_0^2} \right\} dr$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{-z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{r_0^2} \left\{ \int_r^{r_0-2R} r \, dr + \int_{r_0-2R}^{r_0} \left(\frac{r+r_0}{2} - R \right) dr \right\} \\
&= \frac{-z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{r_0^2} \left\{ \left[\frac{1}{2} r^2 \right]_r^{r_0-2R} + \left[\frac{r^2}{4} + \left(\frac{r_0}{2} - R \right) r \right]_{r_0-2R}^{r_0} \right\} \\
&= \frac{-z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{r_0^2} \left\{ \left[\frac{1}{2} (r_0-2R)^2 - \frac{1}{2} r^2 \right] + \left[\frac{r_0^2}{4} + \left(\frac{r_0}{2} - R \right) r_0 - \frac{(r_0-2R)^2}{4} - \left(\frac{r_0}{2} - R \right) (r_0-2R) \right] \right\} \\
&= \frac{-z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{r_0^2} \left(\frac{1}{2} r_0^2 + r_0 R - R^2 - \frac{1}{2} r^2 \right) = -z_0 e v_\theta R (\beta n_0) \frac{\frac{1}{2} (r_0^2 - r^2) + R (r_0 - R)}{r_0^2} \quad (33)
\end{aligned}$$

(32) より,

$$-z_0 e v_\theta R (\beta n_0) \frac{\frac{1}{2} (r_0^2 - r^2) + R (r_0 - R)}{r_0^2} = z_0 \cdot H_z(r) \quad (34)$$

$$\text{よって, } H_z(r) = -e v_\theta (\beta n_0) R \frac{\frac{1}{2} (r_0^2 - r^2) + R (r_0 - R)}{r_0^2} \quad (35)$$

3.7 “Lissajous” 加速の推進性能解析

さて、(29) で得られた誘導電流から、直接加速の電磁推力 \mathbf{F} (排出方向) が計算できる。ローレンツ力のベクトルの向きは図15のように表される。ここでは、

$$|\mathbf{B}_r| = \frac{B_0}{m} \quad (36)$$

と与えることにする。即ち、当該位置での r 方向磁束密度は最大磁束密度 B_0 の $1/m$ である。

$$\mathbf{F} = \int_V \mathbf{j}_\theta \times \mathbf{B}_r \, dV \quad (37)$$

$$= \int_0^{r_0} \int_0^{z_0} j_\theta \mathbf{i}_\theta \times \frac{B_0}{m} \mathbf{i}_r \, dV$$

$$= \int_0^{r_0} \int_0^{z_0} j_\theta \frac{B_0}{m} (-\mathbf{i}_z) \, dV = \int_0^{r_0} \int_0^{z_0} j_\theta \frac{B_0}{m} (-\mathbf{i}_z) \, dz \cdot 2\pi r \cdot dr = \frac{2\pi B_0}{m} \int_0^{r_0} \int_0^{z_0} j_\theta r (-\mathbf{i}_z) \, dz \, dr$$

$$= \frac{2\pi B_0 z_0}{m} \int_0^{r_0} j_\theta r (-\mathbf{i}_z) \, dr = \frac{2\pi B_0 z_0}{m} \left\{ \int_0^{r_0-2R} j_\theta r (-\mathbf{i}_z) \, dr + \int_{r_0-2R}^{r_0} j_\theta r (-\mathbf{i}_z) \, dr \right\}$$

$$= \frac{2\pi B_0 z_0}{m} \left\{ \int_0^{r_0-2R} -\beta n_0 e v_\theta \frac{rR}{r_0^2} \cdot r (-\mathbf{i}_z) \, dr + \int_{r_0-2R}^{r_0} -\beta n_0 e v_\theta \frac{\left(\frac{r+r_0}{2} - R \right) \cdot R}{r_0^2} r (-\mathbf{i}_z) \, dr \right\}$$

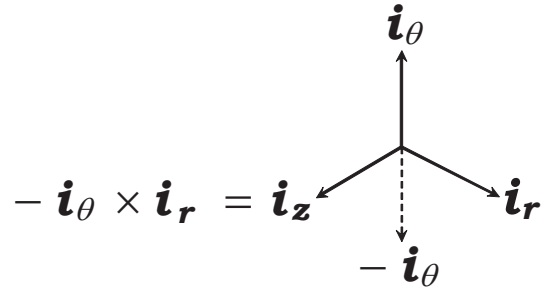


図15 ローレンツ力のための単位ベクトル関係

$$= \frac{2\pi B_0 z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{m r_0^2} \left\{ \int_0^{r_0-2R} r^2 \mathbf{i}_z dr + \int_{r_0-2R}^{r_0} \left(\frac{r+r_0}{2} - R \right) r \mathbf{i}_z dr \right\} = \frac{2\pi B_0 z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{m r_0^2} \mathbf{i}_z J$$

ここで,

$$\begin{aligned} J &= \int_0^{r_0-2R} r^2 dr + \int_{r_0-2R}^{r_0} \left\{ \frac{r^2}{2} + \left(\frac{r_0}{2} - R \right) r \right\} dr = \left[\frac{r^3}{3} \right]_0^{r_0-2R} + \left[\frac{r^3}{6} + \frac{1}{2} \left(\frac{r_0}{2} - R \right) r^2 \right]_{r_0-2R}^{r_0} \\ &= \frac{(r_0-2R)^3}{3} + \frac{r_0^3}{6} + \frac{1}{2} \left(\frac{r_0}{2} - R \right) r_0^2 - \frac{(r_0-2R)^3}{6} - \frac{1}{2} \left(\frac{r_0}{2} - R \right) (r_0-2R)^2 \\ &= \frac{(r_0-2R)^3}{6} + \frac{r_0^3}{6} + \frac{r_0^3}{4} - \frac{R r_0^2}{2} - \left(\frac{r_0}{4} - \frac{R}{2} \right) (r_0-2R)^2 \\ &= \frac{1}{6} (r_0^3 - 6r_0^2 R + 12r_0 R^2 - 8R^3) + \frac{r_0^3}{6} + \frac{r_0^3}{4} - \frac{R r_0^2}{2} - \left(\frac{r_0}{4} - \frac{R}{2} \right) (r_0^2 - 4r_0 R + 4R^2) \\ &= \frac{r_0^3}{6} - r_0^2 R + 2r_0 R^2 - \frac{4}{3} R^3 + \frac{r_0^3}{6} + \frac{r_0^3}{4} - \frac{R r_0^2}{2} - \frac{r_0^3}{4} + r_0^2 R - r_0 R^2 + \frac{R r_0^2}{2} - 2r_0 R^2 + 2R^3 \\ &= \left(\frac{1}{6} + \frac{1}{6} + \frac{1}{4} - \frac{1}{4} \right) r_0^3 + \left(-1 - \frac{1}{2} + 1 + \frac{1}{2} \right) r_0^2 R + (2 - 1 - 2) r_0 R^2 + \left(-\frac{4}{3} + 2 \right) R^3 \\ &= \frac{1}{3} r_0^3 - r_0 R^2 + \frac{2}{3} R^3 = \frac{1}{3} (r_0^3 - 3r_0 R^2 + 2R^3) \quad \text{これより,} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F} &= \frac{2\pi B_0 z_0 \beta n_0 e v_\theta R}{m r_0^2} \cdot \frac{1}{3} (r_0^3 - 3r_0 R^2 + 2R^3) \mathbf{i}_z = \frac{2\pi B_0 \beta n_0 e v_\theta}{3m} \cdot \frac{z_0 R}{r_0^2} \cdot (r_0^3 - 3r_0 R^2 + 2R^3) \mathbf{i}_z \\ &= \frac{2\pi B_0 \beta n_0 e v_\theta}{3m} \cdot z_0 r_0^2 \cdot \left(\frac{r_0^3 R}{r_0^4} - \frac{3r_0 R^3}{r_0^4} + \frac{2R^4}{r_0^4} \right) \mathbf{i}_z \\ &= \frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0) (\pi r_0^2 z_0) \left\{ \frac{R}{r_0} - 3 \left(\frac{R}{r_0} \right)^3 + 2 \left(\frac{R}{r_0} \right)^4 \right\} \mathbf{i}_z \quad (38) \end{aligned}$$

ここで, $\frac{R}{r_0} = x$, $\frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0) (\pi r_0^2 z_0) = a$ と置くと $a > 0$ であり,

$$F = |\mathbf{F}| = a (x - 3x^3 + 2x^4) \quad (39)$$

図16に示すように, $F(x)$ は $0 \leq x \leq 0.42$ で単調増加関数である。一方, $r_0 - 2R \geq 0$ でなければ, 誘導電流の式(29)が無意味になるので, もとより $x = \frac{R}{r_0} \leq 0.5$ は必須である。従って, $0 \leq x \leq 0.42$ の範囲だけを考えるなら, 推力を表す式は単調で,

$$F \cong \frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0) (\pi r_0^2 z_0) \frac{R}{r_0} \quad \left(0 < \frac{R}{r_0} \leq 0.42 \right) \quad (40)$$

と表される。

一方、擬似ラーマー半径 R は (7) より、

$$R = \frac{eE_0}{m\omega\sqrt{(\omega_0 - \omega)^2 + \nu^2}}$$

であった。加速角周波数 ω はイオンサイクロトロンより上で電子サイクロトロンより下が印加されること、低圧下での動作が基本であることから、 $\omega_0 \gg \omega, \nu$

ただし、 $\omega_0 = \frac{eB}{m_e}$ を考えているので、

$$R \cong \frac{eE_0}{m_e\omega\omega_0} = \frac{eE_0}{m_e\omega\frac{eB_0}{m_e}} = \frac{1}{\omega} \frac{E_0}{B_0} = \frac{v_\theta}{\omega} \quad (41)$$

これと、(40) の不等式より、

$$x = \frac{R}{r_0} \cong \frac{v_\theta}{\omega r_0} \leq 0.42 \quad (42)$$

を満たさねばならない。結局、(41) を (40) に代入することで、

$$F = \frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0) (\pi r_0^2 z_0) \frac{v_\theta}{r_0 \omega} \quad (43)$$

一般に、電気推進の推力 F は、質量流量 \dot{m} 、排気速度 u とすれば

$$F = \dot{m} u \quad (44)$$

と表され、加速に要するパワー P は、加速前の排気速度を u_0 、推進効率を η として

$$P = \left(\frac{1}{2} \dot{m} u^2 - \frac{1}{2} \dot{m} u_0^2 \right) / \eta \quad (45)$$

と表される。また、加速を受ける粒子の原子量 M_i 、平均密度 \bar{n} 、とすれば

$$\dot{m} = M_i \bar{n} u (\pi r_0^2) \quad (46)$$

$$\therefore F = M_i \bar{n} u^2 (\pi r_0^2) \quad (47)$$

$$u = \sqrt{\frac{F}{M_i \bar{n} \pi r_0^2}} \quad (48)$$

となる。平均密度の算定は図9のプラズマ密度分布にもとづいて、

$$\begin{aligned} \bar{n} &= \frac{1}{\pi r_0^2} \int_0^{r_0} n_0 \left(1 - \beta \frac{r^2}{r_0^2} \right) 2\pi r dr \\ &= \frac{1}{\pi r_0^2} \left(\int_0^{r_0} n_0 2\pi r dr - \int_0^{r_0} \frac{\beta n_0}{r_0^2} 2\pi r^3 dr \right) \end{aligned}$$

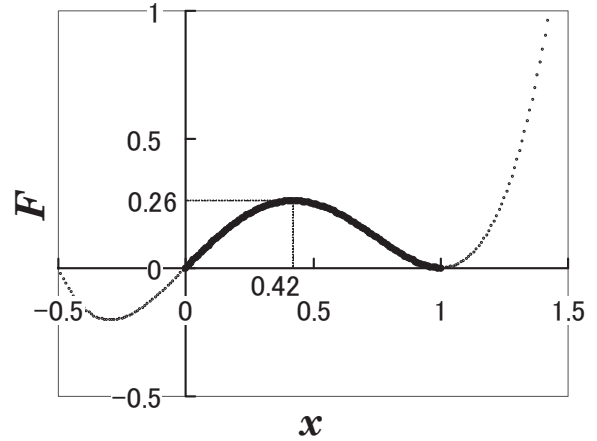


図16 発生推力 vs. 擬似ラーマー半径/ガラス管径比

$$\begin{aligned}
&= \frac{1}{\pi r_0^2} \left([n_0 \pi r^2]_0^{r_0} - \frac{\beta n_0}{r_0^2} 2\pi \left[\frac{1}{4} r^4 \right]_0^{r_0} \right) = \frac{1}{\pi r_0^2} \left(n_0 \pi r_0^2 - \frac{\beta n_0}{r_0^2} \pi \frac{1}{2} r_0^4 \right) \\
&= \frac{1}{\pi r_0^2} \pi r_0^2 n_0 \left(1 - \frac{1}{2} \beta \right) = n_0 \left(1 - \frac{1}{2} \beta \right)
\end{aligned} \tag{49}$$

排気速度 u の式 (48) に推力 F の式 (43) と平均密度 \bar{n} の式 (49) を代入すると,

$$\begin{aligned}
u &= \sqrt{\frac{\frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0) (\pi r_0^2 z_0) \frac{v_\theta}{r_0 \omega}}{M_i n_0 \left(1 - \frac{1}{2} \beta \right) \pi r_0^2}} = \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{\beta}{1 - \frac{1}{2} \beta} \frac{(e v_\theta B_0) z_0}{M_i} \frac{v_\theta}{r_0 \omega}} \\
&= \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0}{r_0} \frac{B_0}{\omega} v_\theta^2} = v_\theta \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0}{r_0} \frac{B_0}{\omega}}
\end{aligned} \tag{50}$$

ここで, (42) より $\frac{v_\theta}{\omega r_0} \leq 0.42$ なので, $\omega r_0 = \frac{v_\theta}{0.42}$ で $u = u_{\max}$ を迎える。(50) より,

$$u_{\max} = v_\theta \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0 \cdot 0.42}{v_\theta} B_0} = \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} z_0 \cdot 0.42 v_\theta B_0} \tag{51}$$

(51) より, F_{\max} は (47), (49) を使って,

$$\begin{aligned}
F_{\max} &= M_i \bar{n} u_{\max}^2 (\pi r_0^2) = M_i n_0 \left(1 - \frac{1}{2} \beta \right) \cdot \frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} z_0 \cdot 0.42 v_\theta B_0 \cdot \pi r_0^2 \\
&= 0.42 (\pi r_0^2 z_0) \cdot \frac{2}{3m} (\beta n_0) (e v_\theta B_0)
\end{aligned} \tag{52}$$

$$(11) \text{ より, } v_\theta = \frac{E_0}{B_0} \text{ として評価すると, } \quad 0.42 \omega r_0 = \frac{E_0}{B_0} \tag{53}$$

の時に,

$$F_{\max} = 0.42 \cdot \frac{2}{3m} (\beta n_0) (e E_0) (\pi r_0^2 z_0) \tag{54}$$

$$u_{\max} = \sqrt{0.42 \cdot \frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} z_0 E_0} \tag{55}$$

注意: (50) 式より, 排気速度 u は, $v_\theta = \frac{E_0}{B_0}$ とすると,

$$u = v_\theta \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0 B_0}{\omega}} = \frac{E_0}{B_0} \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0 B_0}{\omega}} = \sqrt{\frac{2}{3m} \frac{2\beta}{2 - \beta} \frac{e}{M_i} \frac{z_0 E_0^2}{\omega B_0}}$$

となって, ωB_0 が小さいほど u が大になって良いように思われるが, (42) より $\frac{v_\theta}{\omega r_0} = \frac{E_0}{\omega B_0 r_0} \leq 0.42$

なので, 厳密に $\omega B_0 \geq \frac{E_0}{0.42 r_0}$ を守らねばならない。

(54), (55) によれば, "Lissajous" 加速による最大発生推力 F_{\max} は, 外部磁場形状とプラズマ密度分布が同一ならば, 加速領域の体積 $\pi r_0^2 z_0$, プラズマ最大密度 n_0 , 浸透電界 E_0 に比例する。また, 最大排気速度の2乗 u_{\max}^2 は, 加速領域長 z_0 , 浸透電界 E_0 に比例し, 原子量 M_i に反比例する。

ここで, 浸透電界 E_0 をパラメータとして具体的な数値を代入してみる。推進剤は Ar, 加速周波数 f は,

$$f = \frac{\omega}{2\pi} \quad (56)$$

として, $z_0 = 0.1 \text{ m}$, $M_i = 40 \times (1.67 \times 10^{-27}) \text{ kg}$, $B_0 = 0.1 \text{ Tesla}$, $n_0 = 10^{11} \text{ cm}^{-3} = 10^{17} \text{ m}^{-3}$, $m = 5$, $\beta = 1.0$, $r_0 = 1.25 \times 10^{-2} \text{ m}$, また, 加速前の排気速度 $u_0 = 0 \text{ m/s}$, 推進効率 $\eta = 1.0$ を仮定すると, 表1のような推進性能予測を得る。

表1 浸透電界をパラメータにした時の 2.5 cm ϕ "Lissajous" 加速の最大推力と最大排気速度の予測値

E_0	10 V/cm	100 V/cm	1000 V/cm
u_{\max}	5.1 km/s	16.3 km/s	51.7 km/s
$f_{\min} = \frac{\omega_{\min}}{2\pi}$	0.30 MHz	3.0 MHz	30 MHz
F_{\max}	0.043 mN	0.43 mN	4.3 mN
P	0.23 W	7.2 W	230 W

4. "Lissajous" 加速の予備実験

4.1 実験装置

実験装置の概略を図17に示す。ガラス管を真空チェンバーに接続し, ロータリーポンプと油拡散ポンプを用い, ガラス管内部を真空にする。プラズマ生成には電磁コイルおよびサドル型アンテナを用いる。13.56 MHz の整数倍波をシグナルジェネレータにより発振させ, RF アンプで増幅する。その後, 整合器 (M. B.) を経てサドル型アンテナへ送られる。整合器はアンテナ側インピーダンスと電源側インピーダンスをマッチングさせるためのものである。最大で 600 W の高周波パワーが出力可能である。先に述べたように, 高密度プラズマが生成された下流で, 2枚1組の加速極板アンテナに 1~15 MHz の高周波パワーを印加する。その際, ファンクション

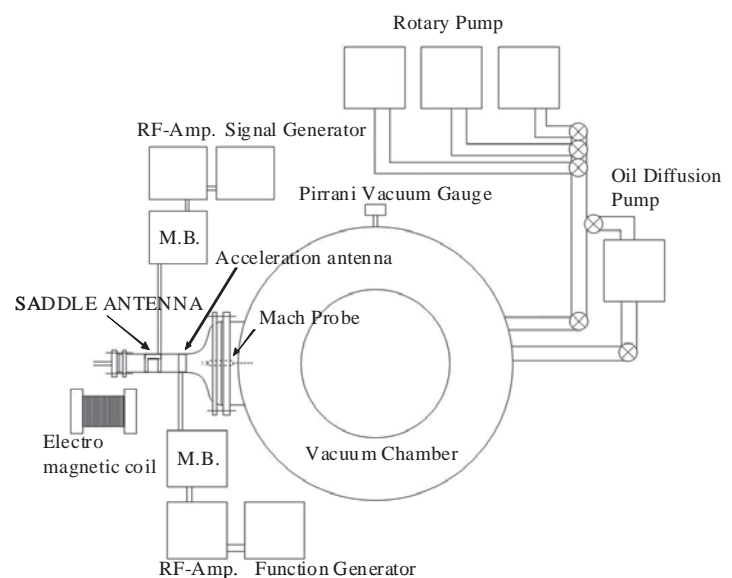


図17 実験装置概略

ジェネレータ (2チャンネル間の位相シフター付) で発振させ, プラズマ生成と同様にアンプおよび整合器を接

続する。"Lissajous" 加速法では加速電源を 2 組用いるが、1 台につき最大 300 W を出力できる。Ar プラズマの流速、電子温度、イオン密度はマッハプローブによって計測する。[16]

4.1 予備実験の結果

以下に "Lissajous" 加速法の予備実験結果を示す。マッハプローブは、加速極板アンテナの端から 6.5 cm 下流に設置した。実験環境は、Ar ガス流量 0.5 mg/s、その時の真空度 0.10 Pa、プラズマ生成周波数 27.12 MHz、正味生成パワー 600 W、加速周波数 10 MHz、正味加速パワー 400 W である。本実験では、2 組の加速極板アンテナに印加する高周波信号の位相差を可変パラメータとしている。ケーブル引回しの影響を考慮しなければ、2 組の加速極板アンテナが作る電界は、理想的には位相差が 0° および 180° の場合に直線となり、 90° および 270° の場合はそれぞれ下流から見て右回り、左回り回転となる (図 1 8)。

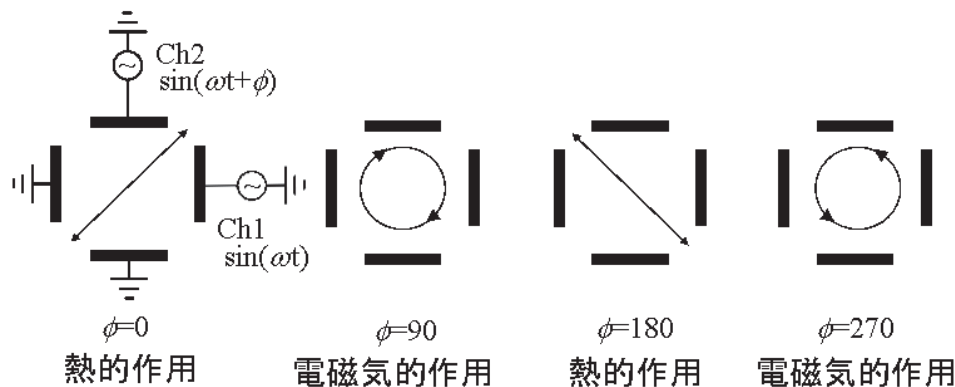


図 1 8 2 組の加速極板アンテナが造り出す電界

図 1 9 のプラズマ流速を見ると、どの位相差においても流速が上昇しており、平均で約 30 % プラズマ流速は上昇した (図中の点線は加速前のプラズマ流速)。しかし、図 1 8 に対応した、電磁氣的に加速したり減速したりする点が見当たらない事から、本実験では十分な電磁氣的な作用がプラズマに生じなかった事が窺える。この時の電子温度を見ると (図 2 0)、どの位相差においても加速前後で変化していない。一方、電子密度は (図 2 1)、ほとんどの位相差で加速後にわずかに上昇していた。この事から加速パワーの一部はプラズマ生成に使われたと推測される。電磁氣的な作用が不十分であった原因としては、次の二つの事が考えられる。一つは粒子衝突、二つ目は加速パワーの散逸である。

粒子衝突の観点からは、本実験に特有の擬似ホールパラメータ ω/ν (ω : 加速角周波数, ν : 電子の衝突周波数) を正しく計算する必要がある (付録を参照)。本実験装置においては、擬似ホール電流が生じると考えられる値 1 を超えているものと考えていた。しかし、その際に重要なパラメータである粒子密度は、真空チェンバーで得た圧力値から計算した。ガラス管内部の真空度が真空チェンバー内より悪いことは十分に有り得るので、本予備実験では、衝突の影響が無視できなかった事も考えられる。

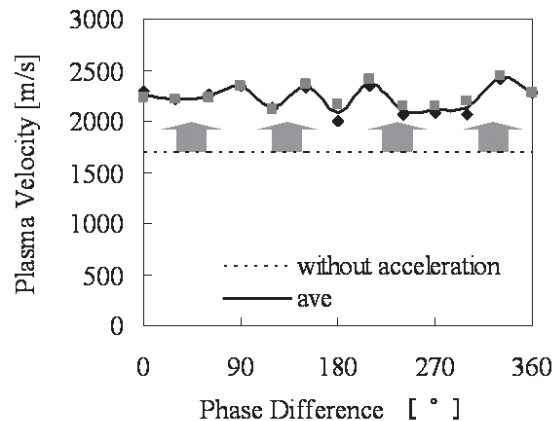


図 1 9 プラズマ流速 vs. 加速極板アンテナ位相差

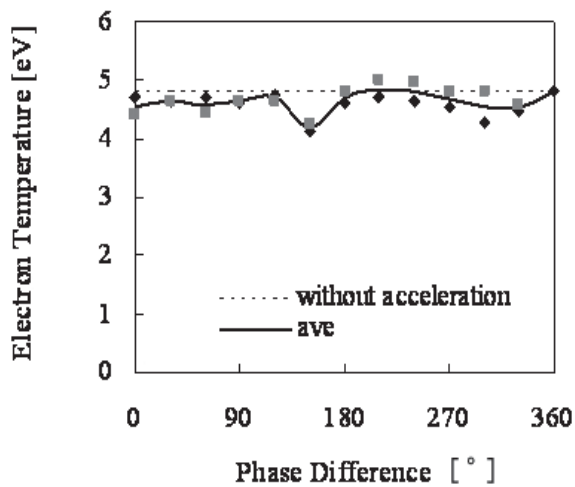


図20 電子温度 vs. 加速極板アンテナ位相差

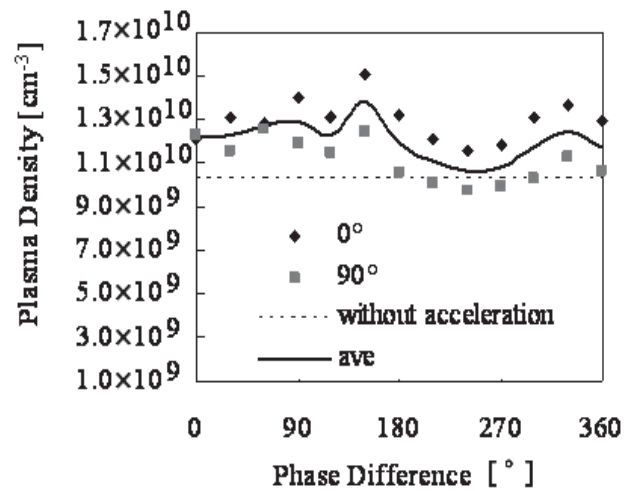


図21 プラズマ密度 vs. 加速極板アンテナ位相差

一方, "Lissajous" 加速の実験における正味加速パワーは 400 W であり, プラズマに影響を与えるに十分なパワーを印加している。それにも関わらず, 図19~図21の実験結果からわかるように, プラズマパラメータは加速前後で大きくは変化していない。この事から, アンテナから出力された電磁界が十分にプラズマに吸収されておらず, いわゆる Vacuum Loading となっている事も示唆される。今後はプラズマへ効率的に電磁界が吸収されるような別の整合点を用いる必要がある。[7]

5. これまでの結論

無電極 (= 荷電粒子を直接やりとりする電極の無い) プラズマ生成 + 無電極プラズマ加速, のMPDスラスタを目指している。今回は, 特に連続加速型の電磁加速法として2組の対向加速極板アンテナを用いた"Lissajous" 加速の推進性能予測を行った。その結果, 以下のことが判明した。

- (1) "Lissajous" 加速の重要パラメータは, 加速極板アンテナからプラズマへ浸透する電界強度 E_0 である。
- (2) 浸透電界 E_0 は, 現在の実験条件 (外部磁場強度, プラズマ密度, 加速極板アンテナ電圧) から推定して, 10 V/cm ~ 1000 V/cm 程度が期待される。
- (3) 発生推力 F は, この浸透電界強度 E_0 とプラズマ密度 \bar{n} に比例する。
- (4) 比推力 I_{sp} は, 浸透電界 E_0 と加速領域長 z_0 のそれぞれ平方根に比例する。
- (5) 発生推力は, (電子擬似ラーマー半径 R) / (円柱容器内半径 r_0) に比例し, その値が 0.42 辺りで極大値をとる。

また, 上記に関する予備実験で (正味加速パワー) = (進行波パワー) - (反射波パワー) として 400 W を投入したが, Ar 中性粒子との衝突が大で, 未だ十分な電磁加速に達していないことが判明した。

- (6) 400 W の加速パワー投入で, プラズマ流速 1.7 km/s \rightarrow 2.3 km/s という主として熱的加速が行われた。一方で, これに伴う, 電子温度, プラズマ密度の変化は乏しく, 投入パワーの多くが Vacuum Loading となったことが示唆される。今後は, よりプラズマに吸収され易い整合点を探索する。
- (7) また, 加速周波数を上げる, ガス圧を下げる等により, (擬似ホールパラメータ ω/ν) = (加速角周波数 ω) / (衝突周波数 ν) が, 加速域で 1 以上になるようにせねばならない。

参考文献

- [1] Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Funaki, I. and Shamrai, K. P., "Preliminary Investigation of Helicon Plasma Source for Electric Propulsion Applications", IEPC 03-0168, *Proceedings of the 28th International Electric Propulsion Conference*, Toulouse, France, 17-21 March, 2003.
- [2] Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T. and Shamrai, K. P., "Feasibility Study of Electrodeless Electromagnetic Acceleration", AIAA 2004-3935, *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Fort Lauderdale, FL, USA, 11-14 July 2004.
- [3] Toki, K., Hashimoto, T., Makita, K., Shinohara, S., Hada, T., Ikeda, Y., Tanikawa, T., Shamrai, K. P. and Funaki, I., "Small Helicon Source for Electrodeless Plasma Production and Electromagnetic Acceleration", AIAA-2006-4843, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
- [4] Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Funaki, I. and Shamrai, K. P., "Small Helicon Plasma Source for Electric Propulsion", *Thin Solid Films*, Vol. 506-507, No. 5, 2006, pp. 597-600.
- [5] Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Funaki, I., Shamrai, K. P., Hashimoto, T., Makita, K. and Ikeda, Y., "Study of Electrodeless Plasma Production and Electromagnetic Acceleration", ISTS 2006-b-45, *Proceedings of the 25th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)*, Kanazawa, Japan, 2006, pp. 298-303.
- [6] Shamrai, K. P., Aleksandrov, A. F., Bougrov, G. E., Virko, V. F., Katiukha, V. P., Koh, S. K., Kralkina, E. A., Kirichenko, G. S. and Rukhadze, A. A., "Quasistatic Plasma Sources: Physical Principles, Modelling Experiments, Application Aspects", *Journal of Physics IV*, France 7, 1997, C4, 365-381.
- [7] Squire, J. P., Chang Diaz, F. R., Jacobson, V.T., McCaskill, G. E., Bengston R. D. and Goulding, R. H., "Helicon Plasma Injector and Ion Cyclotron Acceleration Development in the VASIMR Experiment", AIAA 2000-3752, *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 17-19 July 2000, Huntsville, Alabama, USA.
- [8] Gilland, J., "The Potential for Helicon Wave Sources for Electric Propulsion", IEPC-01-0210, *27th International Electric Propulsion Conference*, Pasadena, California, USA, 2001.
- [9] K. Shamrai, K. P., Virko, Y., Virko, V. and Yakimenko, A., "Compact Helicon Plasma Source with Permanent Magnets for Electric Propulsion Application", AIAA-2006-4845, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
- [10] Charles, C., Boswell, R., Alexander, P., Costa, C., Sutherland, O., Pfitzner, L., Franzen, R., Kingwell, J., Parfitt, A., Frigot, P., Gengembre, J. E. and Saccoccia, G., "Helicon Double Layer Thrusters", AIAA-2006-4838, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
- [11] 篠原俊二郎, 「ヘリコン波による高密度プラズマ生成の最近の話題」, プラズマ・核融合学会誌, 第78巻, 第1号, pp. 5-18, 2002.
- [12] Shinohara, S. and Tanikawa, T., "Development of very large helicon plasma source", *Review of Scientific Instruments*, Vol. 75, No. 6, pp. 1941-1946, 2004.
- [13] Shamrai, K. P. and Shinohara, S., "Spectral and Spatial Characterization of a Radio Frequency Power Absorption in High Pressure Helicon Plasmas", *Physics of Plasmas*, Vol. 8 No. 10, 2001, pp. 4659-4674.
- [14] Shinohara, S., "Propagating Wave Characteristics for Plasma Production in Plasma Processing Field", *Japanese Journal of Applied Physics*, Vol. 36, Part I, No. 7B, 1997, pp. 4695-4703.

[15] Ikeda, Y., Hada, T., Matsukiyo, S., Shinohara, S. and K. Toki, "Response of a cylindrical plasma to time-varying external electromagnetic field: numerical simulation studies", IEPC 2005-177, *29th International Electric Propulsion Conference*, Princeton University, USA, 2005.

[16] Ando, A., Watanabe, T., Watanabe, T., Tobar, H., Hattori, K. and Inutake, M., "Evaluation of Para-Perp Type Mach Probe by Using a Fast Flowing Plasma", *Journal of Plasma and Fusion Research*, Vol. 81, No. 6, 2005, pp. 451-457.

[17] Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Hada, T., Funaki, I., Shamrai, K. P., Tanaka, Y. and Yamaguchi, A., "Plasma Acceleration in a Compact Helicon Source Using RF Antennae", FA.P2 -012, 14th International Congress on Plasma Physics (ICPP2008), Fukuoka, Japan, Sep. 8-12, 2008.

付 録

電子エネルギー分布

Maxwell-Boltzmann 分布より,

$$\text{熱運動平均速度} \quad |\bar{v}| = \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m_e}} \quad (\text{付 1})$$

分布の極大をとるならば,

$$\text{最確速度} \quad |v_m| = \sqrt{\frac{2kT_e}{m_e}} \quad (\text{付 3})$$

エネルギー等分配則, $\frac{3}{2}kT_e = \frac{1}{2}m\bar{v}^2$ に対応して,

$$\text{二乗平均平方根速度} \quad \sqrt{\bar{v}^2} = \sqrt{\frac{3kT_e}{m_e}} \quad (\text{付 2})$$

e-i 衝突周波数

「核融合とプラズマの制御 (上)」, 内田岱二郎, 他著, (東京大学出版会) 1980, p. 55 より

$$v_{ei} = \frac{Z^2 e^4 n_i \ln \Lambda}{(4\pi\epsilon_0)^2 \sqrt{m_e} (kT_e)^{3/2}} \quad (\text{付 4})$$

ただし, イオン価数 $Z = 1$, T_e (K) とする。

$$\Lambda = \frac{8\pi\epsilon_0 w_r}{q_1 q_2} \lambda_D = \frac{8\pi\epsilon_0 w_r}{q_1 q_2} \sqrt{\frac{\epsilon_0 kT_e}{e^2 n_e}} \quad (\text{付 5})$$

ここで, $q_1 = q_2 = e$, $w_r = \frac{3}{2}kT_e$ とすると, (付 5) は

$$\Lambda = \frac{12\pi\epsilon_0 kT_e}{e^2} \sqrt{\frac{\epsilon_0 kT_e}{e^2 n_e}} \quad (\text{付 6})$$

e-n 衝突周波数

「プラズマ工学の基礎」, 赤崎正則, 他著 (産業図書) 1984, p. 35 より,

$$v_{en} = \sqrt{2} \times \sqrt{\frac{3kT_e}{m_e}} n_0 \sigma_{en}$$

$$\Downarrow$$

$$\sqrt{v^2}$$
(付7)

ただし、 $\sigma_{en} = \pi a_0^2$ とした。ここで、 a_0 : 原子半径, で付表1のような値である。

付表1 原子半径 (計測値) a_0

原子	a_0 (m)	出典
Ar	1.82×10^{-10}	同上 p.17
H	0.53×10^{-10}	//
N	0.65×10^{-10}	Wikipedia
O	0.60×10^{-10}	//

一方, 添え字0 で中性粒子を表すとして,

$$p_0 = n_0 k T_0$$
(付8)

$$n_0 = \frac{P_0}{k T_0}$$
(付9)

または, u を音速であると想定して,

$$u = \sqrt{\frac{\gamma k T_0}{M}} \quad \text{より,} \quad \dot{m} = M n_0 u A$$
(付10)

ただし, $A = \pi r_0^2$ (r_0 : ガラス管内半径) で, この時, (付11)

$$n_0 = \frac{\dot{m}}{M u A} = \frac{\dot{m}}{M \sqrt{\frac{\gamma k T_0}{M}} \pi r_0^2} = \frac{\dot{m}}{\pi r_0^2 \sqrt{\gamma k T_0 M_0}}$$
(付12)

電離度 $\alpha \ll 1$ として, $P_0 = 7.5 \times 10^{-4} \text{ torr} = 0.1 \text{ Pa}$, また, 典型的な値として

$$T_0 = 400 \text{ K}$$
(付13)

を仮定する (「プラズマエレクトロニクス」, 菅居秀郎, 編著, 2000, p. 22 より)。

e-e 衝突周波数

「核融合のためのプラズマ物理」, 宮本健郎著 (岩波書店) 1987, p. 85 より,

$$v_{ee} = \frac{n_e e^4 \ln \Lambda}{\sqrt{3} \cdot 6\pi \epsilon_0^2 \sqrt{m_e} (k T_e)^{3/2}}$$
(付14)

$$v_{ii} = \frac{n_i Z^4 e^4 \ln \Lambda}{\sqrt{3} \cdot 6\pi \epsilon_0^2 \sqrt{m_i} (k T_i)^{3/2}}$$
(付15)

e-e 衝突や i-i 衝突では, 衝突相手を静止近似できないため, e-i 衝突とは異なった式になる。

擬似ラーマー運動と衝突周波数

擬似ラーマー半径 R は本文中の式 (7) より,

$$R = \frac{eE_0}{m\omega\sqrt{(\omega_0 - \omega)^2 + \nu^2}} \quad \text{ただし, } \omega_0 = \frac{eB}{m_e} \quad (\text{付 16})$$

また, ω は, 加速の角周波数である。(付 4), (付 7), (付 14) より, それぞれ, ν_{ei} , ν_{en} , ν_{ee} を実験条件 $P_0 = 0.1 \text{ Pa}$, $T_0 = 400 \text{ K}$, Ar ガスの質量流量 $\dot{m} = 5 \times 10^{-7} \text{ kg/s} = 0.5 \text{ mg/s}$, $T_e = 5 \times 11600 \text{ K} = 5 \text{ eV}$, $n_e = n_i = 10^{17} \text{ m}^{-3} = 10^{11} \text{ cm}^{-3}$ に合わせて計算すると,

$$\begin{aligned} \nu_{ei} &= 1.03 \times 10^5 \text{ s}^{-1} \\ \nu_{en} &= 9.81 \times 10^6 \text{ s}^{-1} \\ \nu_{ee} &= 4.96 \times 10^5 \text{ s}^{-1} \end{aligned} \quad (\text{付 17})$$

結局,

$$\nu = \nu_{ei} + \nu_{en} + \nu_{ee} = 1.04 \times 10^7 \text{ s}^{-1} \cong \nu_{en} \quad (\text{付 18})$$

となって, この作動条件で擬似ラーマー運動を行う電子の衝突は, 主に中性粒子との衝突であることが分かる。

スキンドeps

プラズマ中への電界浸透の目安となるスキンドeps δ は, "Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion, Volume 1: Plasma Physics 2nd edition", Francis F. Chen, 1984, p. 116 より,

$$\delta = \frac{c}{\sqrt{\omega_{pe}^2 - \omega^2}} \quad (\text{付 19})$$

ただし, プラズマ振動数 $\omega_{pe} = \sqrt{\frac{e^2 n_e}{\epsilon_0 m_e}}$, 光速 $c = \frac{1}{\sqrt{\epsilon_0 \mu_0}}$, である。

平均距離計算 (別法)

(19) では電子の軌道上の部分的円弧について, ガラス管中心からの平均距離の粗い近似を行っている。ここでは, もう少し良い近似として付図 1 より,

$$\bar{r}^2 = x^2 + R^2 - 2xR\cos(\pi - \varphi) = x^2 + R^2 + 2xR\cos\varphi$$

辺々を x^2 で割って,

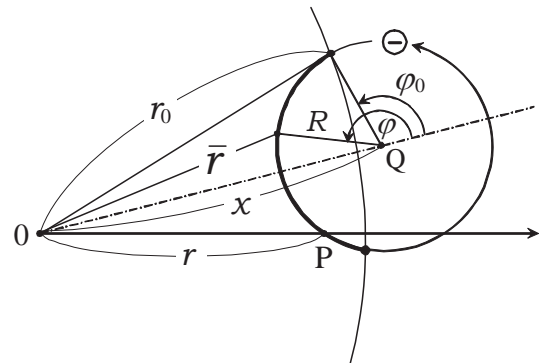
$$\left(\frac{\bar{r}}{x}\right)^2 = 1 + \left(\frac{R}{x}\right)^2 + 2\frac{R}{x}\cos\varphi \cong 1 + 2\frac{R}{x}\cos\varphi$$

$$\frac{\bar{r}}{x} = \sqrt{1 + 2\frac{R}{x}\cos\varphi} \cong 1 + \frac{R}{x}\cos\varphi$$

$$\therefore \bar{r}(\varphi) \cong x + R\cos\varphi$$

$\bar{r}(\varphi)$ の $\varphi_0 < \varphi < 2\pi - \varphi_0$ での平均値 \bar{r} は,

$$\bar{r} = \frac{1}{2\pi - 2\varphi_0} \int_{\varphi_0}^{2\pi - \varphi_0} (x + R\cos\varphi) d\varphi$$



付図 1 軌道上の部分円弧にある電子と中心との平均距離

$$\begin{aligned}
&= \frac{1}{2\pi - 2\varphi_0} \left[-x\varphi + R \sin\varphi \right]_{\varphi_0}^{2\pi - \varphi_0} = \frac{1}{2\pi - 2\varphi_0} \{x(2\pi - 2\varphi_0) - 2R \sin\varphi_0\} \\
&= x - \frac{R \sin\varphi_0}{\pi - \varphi_0}
\end{aligned}$$

回転中心でプラズマ密度を代表させる際の境界

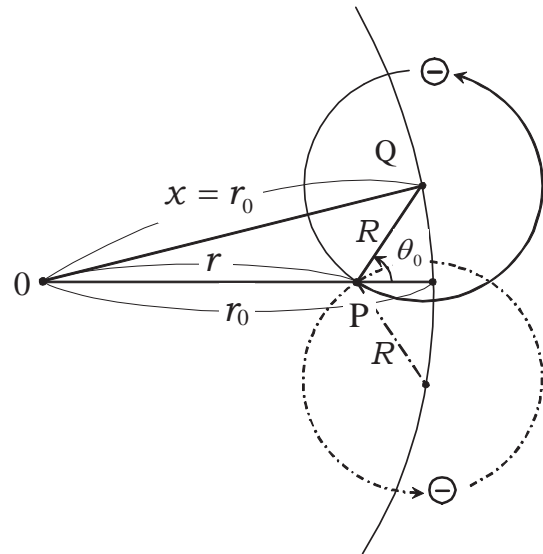
電子の擬似ラーマー運動の回転中心でプラズマ密度を代表させる場合の限界範囲は、付図2において、 $\theta_0 \leq \theta \leq 2\pi - \theta_0$ であるから、積分境界値が必要になった場合は、 $\sin\theta_0$ 、 $\cos\theta_0$ が計算されていれば良い。

付図2の余弦定理により、

$$\begin{aligned}
r_0^2 &= r^2 + R^2 - 2rR\cos(\pi - \theta_0) \\
&= r^2 + R^2 + 2rR\cos\theta_0
\end{aligned}$$

従って、

$$\begin{aligned}
\cos\theta_0 &= \frac{r_0^2 - r^2 - R^2}{2rR} \\
\sin\theta_0 &= \sqrt{1 - \cos^2\theta_0} \\
&= \sqrt{\frac{4r^2R^2 - (r_0^2 - r^2 - R^2)^2}{4r^2R^2}} \\
&= \frac{\sqrt{4r^2R^2 - (r_0^2 - r^2 - R^2)^2}}{2rR}
\end{aligned}$$



付図2 電子の擬似ラーマー運動の回転中心でプラズマ密度を代表させる際の限界範囲

研究会総括

JSPEC/JAXA 國中 均

各主体にご講演・ご提供いただいた話題を年表にまとめると図1のようになる。

日本の宇宙活動が世界を率先し先鞭を着けた静止衛星の南北制御の分野に関し、「きく8号」にてようやく技術的なステータスを得た。さらに、「超低高度衛星」という新分野の開拓を指向している。「はやぶさ」ミッションによって日本の宇宙活動は世界に対し、小惑星探査／表面着陸／サンプルリターンという新機軸分野を開拓したと言える。深宇宙分野ではこの流れを継承し、電気推進のさらなる高比推力化・長寿命化・高信頼化・ロバス化を実現し、「はやぶさ2」・「電力セイル」・「マルコポーロ」等の宇宙ミッションを押し進めるであろう。

電気推進がその本来の能力を最大限に発揮できる宇宙応用分野は、宇宙大量物資輸送である。具体的には、静止衛星や「太陽発電衛星」(SPS)のためのLEO～GEO間の「軌道間輸送」(OTV)、「有人月探査」のための物資輸送が想定される。総電力100kW級の電気推進はこの分野に大きく貢献できるであろう。「有人月探査」がISSのように国際的な枠組みで実施されるならば、電気推進に関し先進国たる日本の取り組みはなおさら重大だ。具体的には、既存または開発中の5kW級電気推進を数十台規模でクラスターにて構成するか、または数十kW級電気推進の単機または数台程度の構成が考えられよう。前者に関しては現行の開発努力を粛々と進めていただきたい。後者にあつては、宇宙探査委員会所掌の「月物資輸送船ミッションWG」の枠組みを利用した、研究者各位の研究開発努力に期待が集まる。しかし、宇宙実現のためには、「選択と集中」は免れ得ない。来るべきセレクションの時期を目標に、技術の洗練に務めていただきたい。技術選択・地上耐久試験・宇宙実証・宇宙実現にあつては、「推進DE」が主体的にその采配の任を果たすことになる。

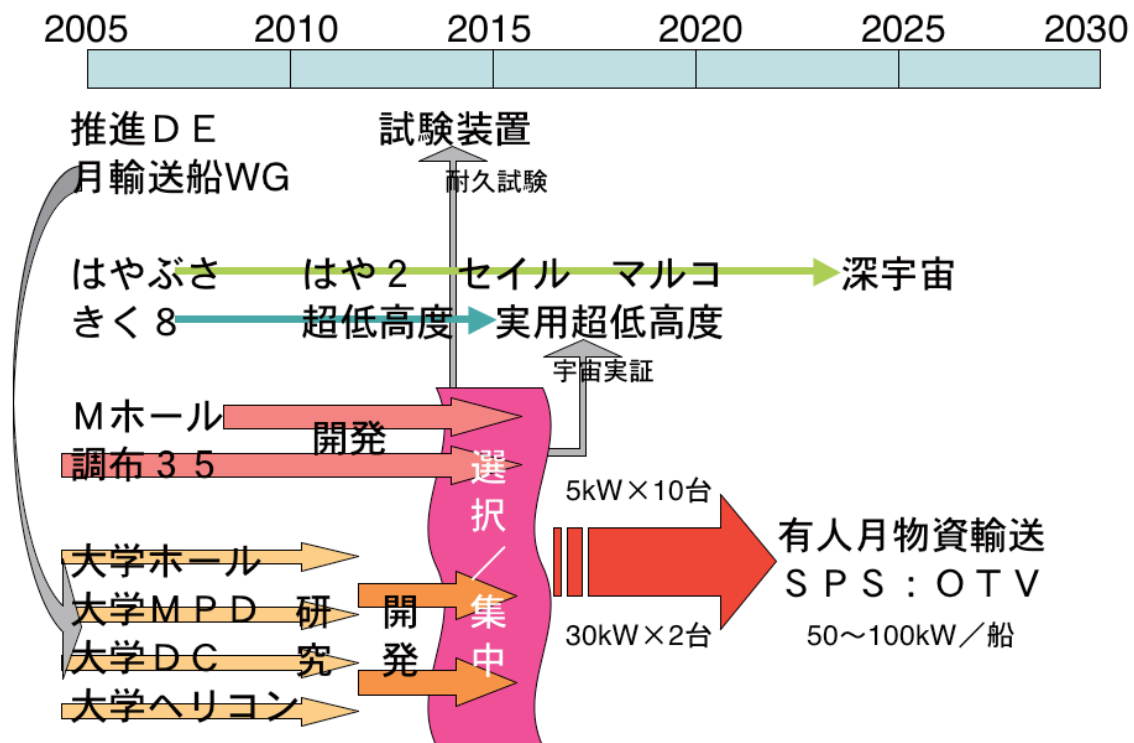


図1 年表