

小型イオン推進システムのエンジニアリングモデル試験状況

STEP-2012-045

小泉 宏之，小紫 公也（東京大学）

青山 順一，山口 耕司（次世代宇宙システム技術研究組合）

1. 緒言

イオンスラスタは，高い比推力，豊富な作動実績，精密な推力制御能力といった利点のため，現在同スラスタの実用は急速に拡大している^{1,2)}．そして，このイオンスラスタは，近年活発な動きを見せている小型衛星用のスラスタ³⁾，としても大きな魅力を持つ．特に，小惑星探査機「はやぶさ」の $\mu 10$ イオンエンジンに代表される無電極放電式のイオンスラスタは，その構造の簡易さから小型化に適している．実際，小型かつ高い性能を持つイオンスラスタの研究が成功している⁴⁻⁶⁾．しかし，これまで 100 kg を下回る小型衛星に，イオンスラスタが搭載され実用された例はない．この要因の 1 つがシステム全体の電力消費量にあった．

実用的な小型イオンスラスタは，「小型」「低電力」「高効率」という 3 条件を同時に満たす必要がある．“小型”イオンスラスタという名称により注目度が低いが，「低電力」という条件はサイズと同等あるいはそれ以上に重要な制約となる．小型衛星における電力制約は極めて厳しい．例えば 50 kg 級衛星であれば発電能力は 50 100 W が相場である．著者らはこのクラスの衛星用の電気推進系に適した電力は，全電力の 2 3 割以下つまり 10 30 W 程度と考えている．推進系で使用可能電力は，当然ながら衛星 / ミッション毎に異なるが，幅広く適用可能な電気推進系として上記電力範囲を想定している．

このような中，小型衛星に適した低電力イオンスラスタの研究 / 開発が JAXA 宇宙科学研究所にて実施されてきた⁷⁻⁸⁾．この成果として，プラズマ投入電力を 1.0 W に抑えた上で，イオン生成コス

ト 250 W/A という高性能小型イオン源の開発が成功した．これにより全消費電力 10 20 W で，推力 200 300 μN 比推力 1000 2000 s 級の小型イオンスラスタ実現の可能性がある．さらに，同イオン源の中和器としての転用が成功し，小型衛星に見合った中和用電子源が開発された．この中和器を含めた低電力小型イオンスラスタは，宇宙科学研究所の μ (ミュー) シリーズイオンエンジンの最小版として， $\mu 1$ (ミューワン) と名付けられた．

2011 年より東京大学では，この $\mu 1$ イオンスラスタを適用した小型イオン推進システムの開発を開始した．この小型イオン推進システムは MIPS: Miniature Ion Propulsion System と名付けられ，最先端研究開発支援プログラム: “日本発の“ほどよし信頼性工学”を導入した超小型衛星による新しい宇宙開発・利用パラダイムの構築”の一環として打ち上げられる小型衛星「ほどよし 4 号」に搭載される予定である．MIPS の開発は次世代宇宙システム技術研究組合と共同で実施されている．ほどよし 4 号の打ち上げは 2014 年に計画されており，100kg 以下小型衛星における世界初の小型イオンスラスタの搭載および実証を目標としている．

本論文では，この小型イオン推進システム: MIPS (Fig.1 参照) の開発状況を報告する．一般に“イオンスラスタ”とは推力生成の中核部であるプラズマ生成室，イオン加速機構，ならびに電子放出による中和機構を示す．一方，衛星への実搭載には，イオンスラスタの他に，電源，ガス供給系，ならびにコントローラ (衛星との仲介役) が必要となる．本論文では，小型イオンスラスタの作動に必要なこれら全てを備えたシステムを，小型イオン推進システム: MIPS と呼ぶ．現在 (2013

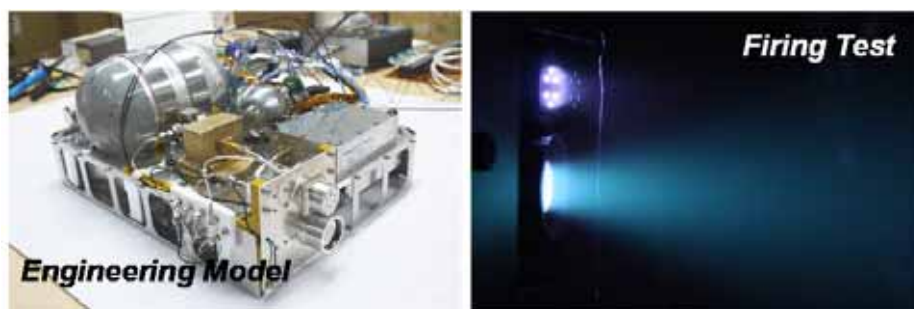


Fig. 1. Engineering model of the MIPS.

年2月)までに MIPS としてのエンジニアリングモデル (EM: Engineering Model) が完成し各種試験を実施している。本論文では MIPS の概要説明とこれら試験状況を報告する。

2. MIPS のシステム構成

2.1. システム構成

小型イオン推進システム (miniature ion propulsion system: MIPS) は、次の4ユニットから構成される: イオンスラスタユニット (ion thruster unit: ITU), 電源ユニット (power processing unit: PPU), 推進剤供給ユニット (gas management unit: GMU), ならびに MIPS 制御ユニット (MIPS Control Unit: MCU)。これらのユニットの関係図を Fig.2 に示す。技術的/物理的な課題が多く存在しこれまで研究/開発が実施されてきたのはイオンスラスタユニットである(小型イオンスラスタ $\mu 1$)。電源ユニットおよび推進剤供給ユニットに関しては、技術的な新規課題は少ないが、MIPS のサイズおよび電力に合わせた開発が必要となる。各ユニットの説明を以下に記す。

2.2. イオンスラスタユニット(ITU)

イオンスラスタユニットは、イオンビーム加速を行うイオン源、電子放出により中和を行う中和器、ならびに副部品からなる。単に“(小型)イオンスラスタ”と称した場合は、イオン源と中和器のセット意味する。副部品の内容は、ガス分配器、ガス絶縁器、流量制限器、スラスタバルブ、高圧および低圧 DC ブロック、イオンスラスタ取付用プレートである。ITU の外観写真を Fig.3 に示す。

イオン源および中和器は、ともに独立してプラズマ生成を行いイオンあるいは電子を放出する。イオン源には、プラズマ生成のための電力と、イオンビーム加速のための電力が必要である。後者のみが推力に寄与するため、前者のプラズマ生成電力が低いほど、性能の高いイオンビーム源となる。イオンビームが発生する推力は、加速電圧とビーム電流量に依存する。中和器にもプラズマを生成する電力と、電子を引き出すための電力が必

要である。電子は推力に寄与しないため、電子生成および引出しに使用する電力が低いほど性能が高い中和器となる。イオン源および中和器ともに独立に推進剤を消費する。

2.3. 電源ユニット(PPU)

電源ユニットは、宇宙機から供給された電力を、必要な形(高電圧やマイクロ波)に変換しイオンスラスタユニットに供給する。この変換には必ず損失が伴う。このため、イオン推進システムが宇宙機に要求する電力は、イオンスラスタユニットに必要な電力を各電源のエネルギー変換効率で除した値となる。電源ユニットは、高圧電源(High Voltage Power Supply: HVPS)およびマイクロ波電源(Microwave Power Supply: MPS)からなる。さらに、HVPS はスクリーン電源(Screen Power Supply: SPS), アクセル電源(Accelerator Power Supply: APS), 中和器電源(Neutralizer Power Supply: NPS)からなる。

2.4. 推進剤供給ユニット(GMU)

推進剤供給ユニットは、高圧タンク内(~ 7 MPa)の推進剤を適切な流量(~ 30 $\mu\text{g/s}$)で ITU に供給する。推進剤供給ユニットにおける電力消費は少なく、重要となるのは重量および体積である。推進剤供給ユニットの構成要素には、スケールダウンに伴う軽量化が困難な要素が多い。例えば、高圧バルブ、配管、継手など、これら要素の重量および容積は、推進剤流量、推力、および電力への依存性が小さい。さらに、地上での取り扱い性を高めるために、高圧ガス保安法に適合する部品を使用する場合、小型化の余地は極めて少なくなる。このため、推力および電力スケールに見合った小型化が可能な他ユニットと比べて、推進剤供給ユニットの重量は相対的に増加する。これはイオンスラスタをはじめとするガス供給式スラスタの小型化における大きな課題である。

2.5. MIPS 制御ユニット(MCU)

MIPS 制御ユニットは、各ユニットと衛星 OBC (OnBoard Computer) の橋渡しを行う。OBC からの指令(コマンド)は全て、MCU を介して各ユニットに送られる。また、各ユニットからのテレメ

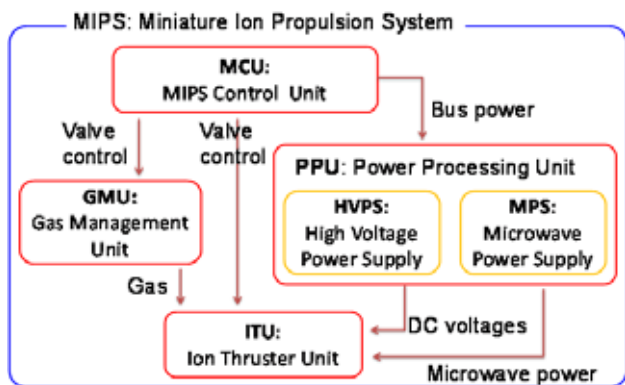


Fig. 2. MIPS system breakdown

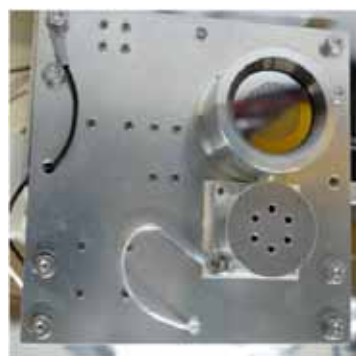


Fig. 3. ITU-EM (Ion Thruster Unit; downstream view).

トリはMCUにおいてA/D変換を行われOBCに送られる。また、GMUが実施するソレノイドバルブによる調圧制御はMCUが実施する。

3. 各ユニットの詳細説明と試験状況

3.1. イオンスラストユニット；ITU

ITUのイオン源および中和器は、これまでの研究で使用されてきた小型イオンスラスト $\mu 1$ (実験室モデル)と基本的に同一設計である。実験室モデルでは、パラメータ変更や組立の利便性に重点をおいた設計であった。ITU-EMは、プラズマ特性に影響を与える箇所は同一に保持しつつ、利便性よりもサイズ及び重量に配慮した点異なる。性能試験においてITU-EMは実験室モデルと同等の性能を有することが確認された。 $\mu 1$ 自体の詳細は文献を参照。

イオンスラストの生成する推力は、排出されるビーム電流から求めることができる。ビーム電流は、スクリーン電流からアクセル電流を差し引くことにより求めた。実験時の電気配線図をFig.4に示す。推力： T の計算式を以下に示す。

$$T = \gamma_T I_b \sqrt{2MV_b/e} \quad (1)$$

ここで、 I_b はイオンビーム電流(スクリーン電流からアクセル電流を差し引いた値)、 γ_T は推力係数であり0.90を使用、 M は推進剤であるキセノン粒子の質量、 V_b はスクリーン電圧(1.5kV)、 e は素電荷である。

中和器はイオン源と同じマイクロ波電力およびイオン源の半分のガス流量を消費する。ガス流量が半分となる理由は、中和器の電子放出用オリフィスのコンダクタンスが、イオンビーム加速グリッドよりもガスコンダクタンスが低いためである。

積極的に電子を放出させるため、中和器全体に負電圧を印加した(中和電源)。中和電源は、スクリーン電源の電流値を参照とした定電流作動を行う。中和器電源の典型的な電圧は-20から-40V前

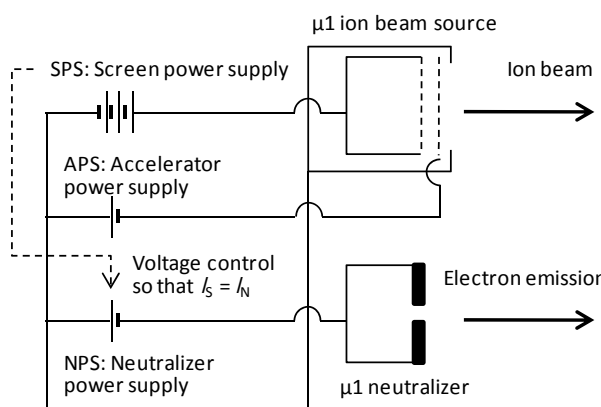


Fig. 4. Electrical connections of high voltage power supplies and the ion thruster unit.



Fig. 5. HVPS-EM (High Voltage Power Supply)

後であった。

3.2. 電力処理ユニット；PPU

高電圧電源；HVPS

HVPSは3つの直流電源(SPS, APS, NPS)からなり、全て非安定28V電源によって作動する。HVPS-EMの外観写真をFig.5に示す。SPSおよびAPSは定電圧作動を行い、それぞれの電圧は1.5kVおよび0.35kVである。典型的な電流値は4.5mAおよび0.05mAである。NPSは電流制御であり、スクリーン電源と同量の電流を流すように出力電圧(負極性)が調整される。NPSの典型的な出力は20V, 4.5mAである。イオン推進システムは、宇宙においてNPSを使用せずとも運転が可能である。この場合、電子を放出するための電圧は、宇宙機電位が負に落ち込む(負に帯電する)ことによって賄われる。MIPSでは衛星帯電を極力避けるため、および中和器のヘルスチェックのため、中和器電源を搭載する。

マイクロ波電源；MPS

マイクロ波電源はイオン源および中和器それぞれに1.1Wのマイクロ波電力を供給する。Fig.6にMPS-EMの外観写真を示す。一般にマイクロ波電源のエネルギー変換効率(典型値30%)は、直流電源の効率(典型値70%)に比べて低い。このためMIPSにとって、マイクロ波電源のエネルギー変換効率の向上は重要課題の1つである。

MPSは、マイクロ波の増幅に高効率のGaN半導体アンプを使用した。MPS-BBM(Bread Board Model)に対して測定されたエネルギー変換効率をFig.6に示す。MPS-BBMは内部に発振器を含んでいる。この試験においては、MPS-BBMの駆動に

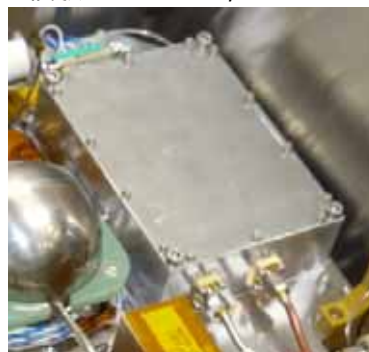


Fig. 6. MPS-EM (Microwave Power Supply)

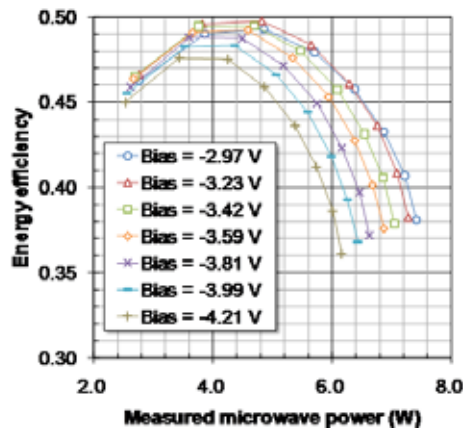


Fig. 7. Measured conversion efficiency from DC to RF for the microwave power supply BBM.

必要な三系統の直流電圧に対して電流を測定し供給電力を算出した。マイクロ波出力はパワーメータで測定した。後者を前者で除することによりエネルギー変換効率を算出した。最大で45%程度の変換効率を得られた。実際に小型イオンスラスタシステムに使用する際には、非安定の衛星バス電圧から安定直流電源への変換、およびマイクロ波出力をイオン源および中和器に接続するためのアイソレータおよび分配器による損失が加わる。これらの効率の典型値は70%および90%程度であり、MPS合計効率として28%程度が可能であると見ている。

3.3. ガス供給ユニット ; GMU

MIPSでは極低流量の調整を安価に実現するため、機械式調圧器を組み合わせた2段階調圧方式を採用した。GMUの構成図をFig.8に示す。高压タンクに貯蔵された高压キセノンガス(フライトでは7 MPa, 今回試験では4 MPa)は、はじめに機械式の固定レギュレータによって0.1 MPaまで減圧される。次に、ソレノイドバルブと圧力センサを用いたいわゆる“バンバン制御”と呼ばれる方式で、アキュムレータ(AQM)圧力を0.03 MPa付近で微調整する。アキュムレータは流量制限器を通してITUに接続されAQM圧力に応じた流量がITUに流れる。ITU内ではイオン源および中和器に、受動的に(コンダクタンスの差を利用して)

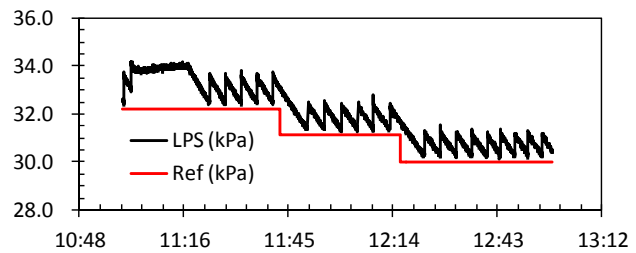


Fig. 8. Accumulator pressure history controlled by MCU.

流量が分配される。アキュムレータとITUの間にはスラスタバルブが設置されており、ITUへのガス供給のON/OFFを制御する。

高压ガスタンクは、帝人株式会社(CFRP)タンク(ALT764J)を使用した。同タンクの内容積は1100 cm³、ドライ重量は0.70 kgである。温度20°C、圧力7.0 MPaの条件で、本タンクに1.0 kgのキセノンを充填可能である。同タンクの最大充填圧力は19.6 MPaであり、MIPSで使用する7.0 MPaに対して十分な安全率を有する。同タンクに手動の高压バルブを取り付けた。機械式固定レギュレータは、日本炭酸瓦斯株式会社の小型減圧器NR-18を使用した。小型減圧器NR-18は、佐原・中須賀が開発/実証した小型コールドガスジェット推進系に使用したNR-19の後継モデルである⁹⁾。2次側圧力の設定値は0.1 MPaである(雰囲気圧力からの差圧)。

高压タンクに4 MPaを充填した状態において、GMU-EMが22.5 μg/sのキセノン流量を±5%以内変動の中で制御できることを実証した。GMU-EMによる流量制御の結果は、Fig.9に圧力センサ履歴として示されている。ソレノイドバルブの作動周期は約8分であった。したがって、GMUが一年間作動する場合のバルブの開閉回数は6万6千回程度である。これはバルブ寿命に対する要求として厳しいものではない。

3.4. MIPS制御ユニット ; MCU

制御ユニットの役割は、各ユニットのON/OFF、スラスタバルブの開閉、および調圧バルブの制御である。MCUの外観写真をFig.10に示す。MIPS-EMの試験では、各ユニットへの制御信号の

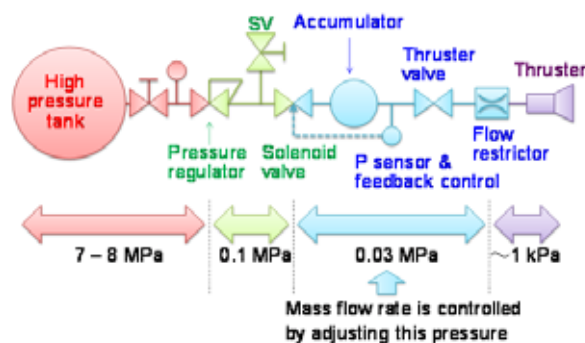


Fig. 9. System diagram (left) and its test assembling (right) of the gas management unit.



Fig. 10. MCU-EM (MIPS Control Unit).

送信および各ユニットからのテレメトリデータの取得は全て MCU によって実施された。

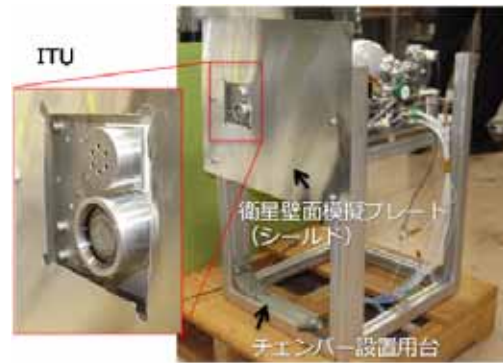
4. 性能試験

4.1. MIPS 性能試験

全てのユニット EM 単体作動試験ならびに各ユニットかみ合わせ試験の終了後、MIPS としての組立および性能試験を実施した。全ユニットは一枚のボード（ミドルデッキ）上に配置され、推進系モジュールとして完結する。MIPS-EM の写真を Fig.11 に示す。ミドルデッキ上面部には GMU、MIPS、ITU が装着され、下面部に HVPS および MCU を装着する。ミドルデッキの端部には、衛星への取付に使用する柱が 6 本ある。この柱は衛星への放熱経路ともなる。なお、GMU はミドルデッキ、各パーツの保持具、固定用柱と一体化されている。

MIPS-EM の現時点でのドライ重量は 6.85 kg であった。この中で最も大きな質量を占めるものは GMU および構造物であり合計で 4.51 kg (ドライ) である。この中で GMU としての部品（タンク、バルブ、一次および二次長圧器）の重量は 1.85 kg である。つまり、残りの 2.66 kg は MIPS 全体の機械強度および熱経路を確保するための構造物である。

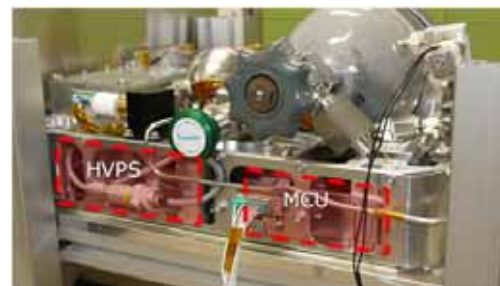
MIPS-EM の作動試験には、衛星外面パネルを模擬したプレートを用いた。このプレートは外部に放出されたプラズマから、MIPS 内部の高圧部を隠す役割を持つ。実際の衛星では、この役割は衛星外面パネルが果たす。同じ目的で、MIPS の側面および上下面を試験の度にアルミホイルで覆った。背面は開放のままとした。試験は直径 800 mm のチャンバー（クライオポンプ）、もしくは直径 1000 mm のチャンバー（ターボ分子ポンプ）を用いて実施した。スラスト作動中のチャンバー内圧の典型値は、それぞれ 1.0 mPa および 4.0 mPa であった。



(a)



(b)



(c)

Fig. 11 MIPS-EM installed on a test stage; (a) downstream view, (b) top view, and (c) side view. Both sides and top of MIPS-EM is covered by aluminum foil preventing electron back streaming to high voltage parts inside MIPS.

これまでに何度かの調整を経て、MIPS-EM は高い再現性で安定に作動することが確認できた。典型的な性能値はスクリーン電流: 5.54 mA、キセノン質量流量: 24.7 $\mu\text{g/s}$ 、推力: 313 μN 、比推力 1290 s、全消費電力 39 W であった。アクセル電流値には実験室モデルで得た典型値 0.1mA を用いた（MIPS では測定していない）。質量流量は流量制限素子の流量抵抗値とアキュムレータ圧力から計算した。全消費電力はバス電源の電圧（28V 一定）と電流を測定し算出した。

一方、課題として 1)HVPS の温度上昇による作動時間制限（約 1–2 時間）、2)全消費電力が大きい（39 W）、および 3)前重量が大きい（ドライ 6.9 kg）



Fig. 12. MIPS-EM coupling test with HODOYOSHI-3 EM

がある。特に、温度上昇による作動時間制限と全消費電力は互いに関係がある。FM に向けての目標は、連続作動および電力 10 W 削減である。

4.2. 衛星噛み合わせ試験

MIPS-EM 単体での作動試験および各機器の噛み合わせ試験を終え、「ほどよし 4 号」衛星 EM (以下、衛星 EM) に MIPS-EM を搭載しての MIPS 性能試験を実施した。正確には、今回使用した EM は「ほどよし 3 号」の EM である。なお、ほどよし 4 号はほどよし 3 号とバス部は同一設計である。衛星との噛み合わせ試験目的は、MIPS のイオンビームプルームおよび確率的に生じる絶縁破壊 (放電) が衛星系におよぼす影響を調べることである。

試験は直径 1000 mm、長さ 1200 mm の真空チェンバーに、衛星 EM (MIPS-EM を搭載済み) を入れて実施した。同チェンバーの排気ポンプは窒素 1000 L/s のターボ分子ポンプである。衛星設置時の写真を Fig.12 に示す。衛星 EM からのアウトガスを減らすため、約 17 時間の真空引きの後に実験を開始した。試験開始前のチェンバー内圧力は 2.8 mPa であった。

試験の結果、約 1 時間の運転を無事に終了した。全てのコマンドは衛星 EM から送信された。衛星 EM と MIPS-EM 間の配線を途中でハイジャックすることにより、MIPS 作動の健全性を確認した。試験中に一度、絶縁破壊の発生が確認できたが衛星システムへの影響はなかった。

5. 結言

マイクロ波放電式の小型低電力イオンスラスト μ l を使用した小型イオン推進システム: MIPS の開発状況を報告した。現在までに、各ユニット単体試験を終了し、MIPS-EM として組み上げた状態

での性能試験、さらに MIPS-EM を衛星 EM に組み入れた状態での性能試験を実施した。

謝辞

本研究は、平成 22–26 年度科学研究費補助金 (若手研究 A、課題番号 22686080)、ならびに総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラム:「日本発の「ほどよし信頼性工学」を導入した超小型衛星による新しい宇宙開発・利用パラダイムの構築」からの補助を受けて行われたものであり、ここに謝意を記す。

参考文献

- 1) Micci, M. M., and Ketsdever, A. D.: Micropropulsion for Small Spacecraft, AIAA, Washington, D.C., 2000.
- 2) 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, 東京, 2003.
- 3) 國中 均 他: イオンエンジンによる動力航行, コロナ社, 東京, 2006. 電気推進ロケット入門
- 4) Takao, Y., et al.: Development of Small-Scale Microwave Discharge Ion Thruster, Vacuum, Vol. 73, 2003, 449 – 454.
- 5) Yamamoto, N., et al.: Antenna Configuration Effects on Thrust Performance of Miniature Microwave Discharge Ion Engine, J. Propul. Power, Vol. 22, No. 4, 2006, pp.925 – 928.
- 6) Nakayama, Y. et al.: Sub-Milli-Newton Class Miniature Microwave Ion Thruster, J. Propul. Power, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 495-499.
- 7) 小泉宏之, 國中 均: 超低電力小型マイクロ波放電式イオンエンジンのアンテナ設計方法, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, pp.234-243, 2009.
- 8) Koizumi, H. and Kuninaka, H.: Development of a Miniature microwave discharge ion thruster driven by 1 W microwave power, J. Propul. Power, Vol.26, No.3, pp.601-604, 2010.
- 9) 佐原宏典, 中須賀真一: 積極的 COTS を導入した超小型推進系の開発と S-310-36 号機による宇宙実証日本航空宇宙学会論文集, Vol. 55, pp.579-589, 2007