

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。

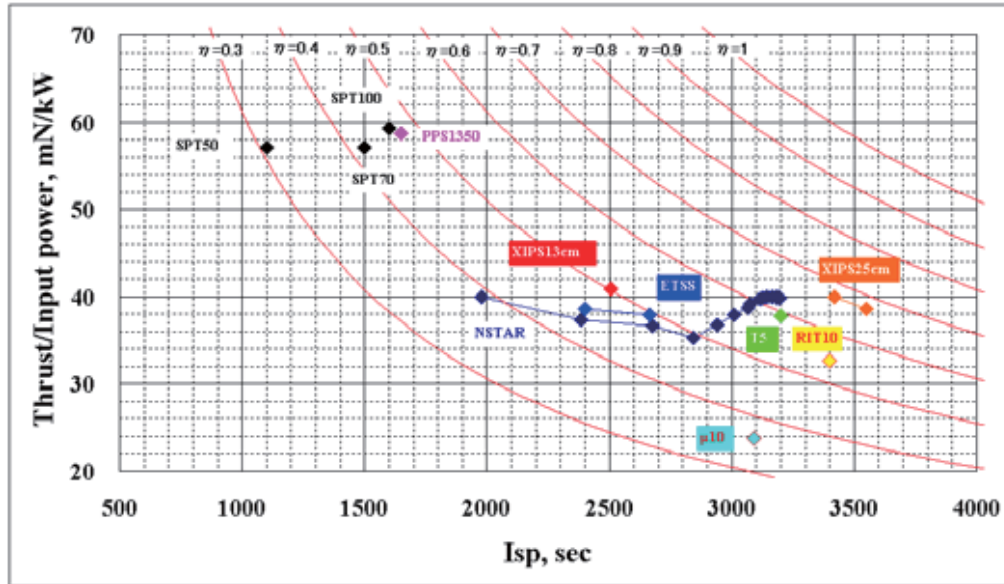


図1 実用イオンエンジン，ホールスラスタの比推力対推力電力比

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

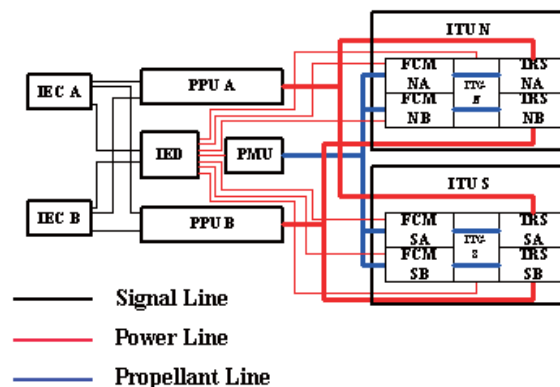


図4 イオンエンジンシステム構成

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]。

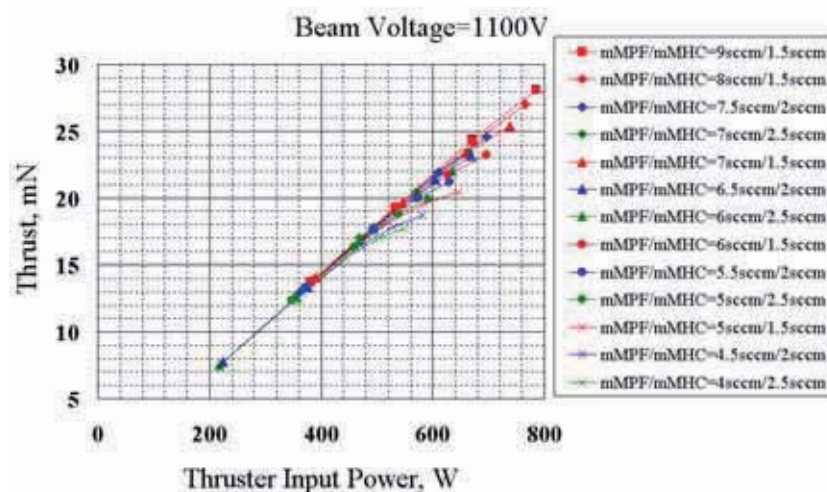


図6 拡張性能試験結果例

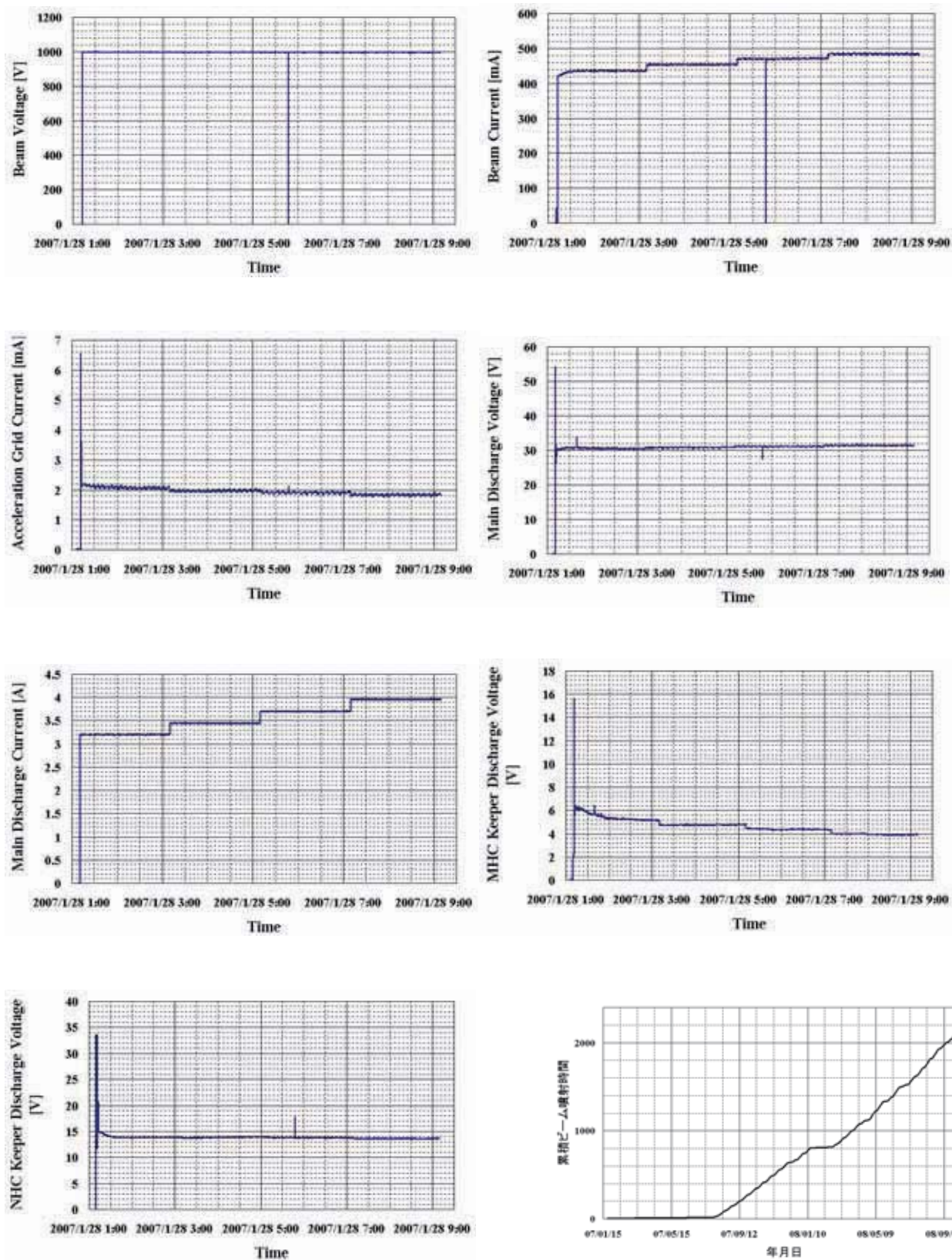


図5 軌道上テレメトリ例 (SA スラスタ) と累積ビーム噴射時間推移 (NB スラスタ)

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

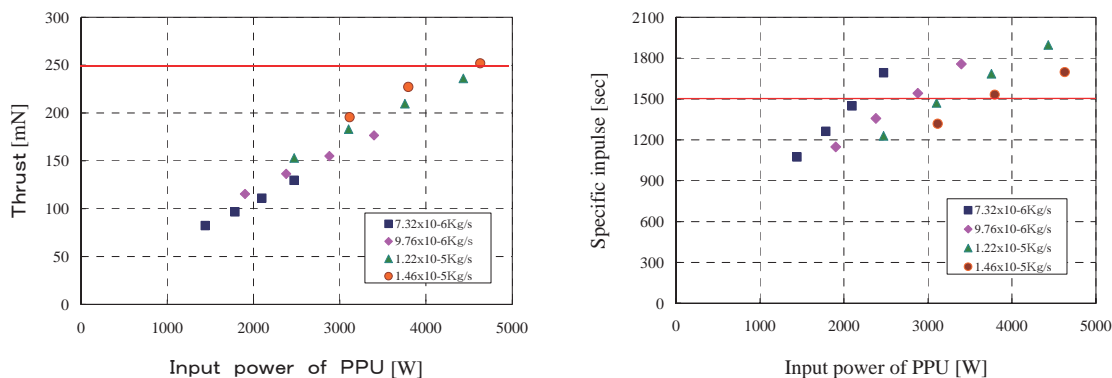


図8 PPU 投入電力に対する推力, 比推力

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