

3D05 SLATS 用イオンエンジンの開発

○長野寛, 早川幸男, 畑井啓吾 (宇宙航空研究開発機構)
尾崎敏之, 大須賀弘行 (三菱電機)

Development of the SLATS Ion Engine System
Hiroshi Nagano, Yukio Hayakawa, Keigo Hatai(JAXA)
Toshiyuki Ozaki, Hiroyuki Osuga(MELCO)

Key Words: Super Low Altitude Test Satellite, Air Drag, Ion Engine

Abstract

An ion engine system is being developed for the SLATS. It is used to compensate for air drag and keep the satellite's altitude around 200 km. The ion engine system consists of an ion thruster, a PPCU and a propellant management unit. The ion thruster is almost the same as that in the Kiku-8. However, its dimension was slightly changed to improve the performance against conductive contaminants. The resistance of hollow-cathode against atomic oxygen is being confirmed to establish the operation in orbit. The PPCU is a component, in which power supplies and control functions are combined to reduce cost and volume. After the PPCU BBM showed good performances, a partial EM was designed and is being fabricated. The ion engine system for the SLATS is being developed successfully.

1. はじめに

軌道高度 250km 以下の超低高度軌道の衛星は地表面に近いことから各種用途に利用されることが期待されている^{1,2)}。超低高度軌道では大気が空力的な抵抗となり、高度 200km では数日で衛星は地表に落下するため、軌道高度を保持するためには大気抵抗を補償する推進機が必要となる。大気抵抗は衛星断面積、軌道高度および太陽活動に依存するが、抗力は数 mN から数十 mN のレベルであり、このレベルの抗力を補償するには、長時間動作と推進剤量が少量という観点からイオンエンジンが最も適している。JAXA は最初に超低高度衛星技術試験機(SLATS)を打ち上げて、超低高度軌道を開拓することとしている。ここでは、SLATS 用のイオンエンジンの開発状況を報告する。

2. SLATS 用イオンエンジンシステム

SLATS のような超低高度衛星のシステム条件を配慮し、SLATS 用のイオンエンジンは、推力電力比や推力密度が比較的高い、きく 8 号イオンエンジンをベースに開発を行っている³⁻⁶⁾。

SLATS 用イオンエンジンシステムの構成図を図 1 に示す。推進剤貯蔵供給系(PMU) 1 式、イオンスラスター 1 台および電力制御器(PPCU) 1 台から構成されて

おり、冗長系を有していない。また主要性能を表 1 に示す。きく 8 号イオンエンジンからの主要な変更点は以下である。

- (a) 小型、低コストを要求される技術試験機であり、軌道上でのイオンエンジン運用期間が短いため、単系のみで、冗長系を持たない。
- (b) 高性能化、小型軽量化および低コスト化のため、コントローラ機能と電源を一筐体に入れた PPCU を開発することにした。
- (c) 推力軸変更機能をなくしてジンバルを除外するとともに、PMU バルブの開閉はシステムドライバに移行した。
- (d) 開時の衝撃負荷の発生を避けるため、打上時高圧キセノンを下流の機器から遮断するパイロ弁を高圧遮断弁に変更した。それに伴い、注排弁を 3 つから 2 つに削減した。更に、簡素化、必要性を考慮して、低圧圧力計を削減した。
- (e) SLATS 軌道保持制御に適合させるため、イオンスラスターの主放電及び中和器ホローカソード放電を維持し、高電圧電源のオンオフで推力を発生させる機能 (ORBIT モード) を追加した。また、中和器ホローカソード動作を確実にを行うため、キープ放電維持の判定条件 (キープ電圧監視) を追加した。
- (f) きく 8 号で発生した導電性コンタミによるホローカソードキープ電源の負荷短絡対策として、ホローカソード内の HOT/リターン間の距離を拡大した。

SLATS 打上げ後のイオンエンジン運用は以下を想定している。打上げ後一週間以上放置して脱ガスを促進した後、初期のエージングを兼ねた機能確認を以下の順で行う。

- ・主陰極と中和器陰極の低レベルヒータ加熱運用
- ・高/低圧遮断弁によるスラスタへの推進剤 Xe の供給
- ・中和器放電維持
- ・主放電維持
- ・ビーム噴射

なお、必要に応じて、主陰極と中和器陰極の活性化を行う。その後、低圧遮断弁を閉じて SLATS の軌道高度が 250km になるまで待機する。この間、化学スラスタで軌道変換するときのみ、低圧遮断弁を開き Xe を流して陰極を保護する。SLATS 軌道高度が 250km に到達したところで、イオンエンジンを軌道高度保持のモード (ORBIT モード) で作動させる。この後、SLATS の運用終了まで自律軌道制御ロジックにより、推力の ON/OFF を繰り返す。250km 以下の滞在期間は 90 日以上を予定している。

3. SLATS イオンエンジンシステムの開発状況

3.1 イオンスラスタ

イオンスラスタは、きく 8 号軌道上不具合の反映

で一部の寸法変更を行っているほか、グリッドのコーティング厚については要求寿命を考慮し 30 μ m とする予定であるが、その他についてはきく 8 号イオンスラスタと同じである。従って、EM はなく、FM のみの製作となる。ただし、超低高度軌道では高密度の原子状酸素(AO)に曝される。そこで、陰極の AO 耐性を評価している。まず、含浸陰極材、陰極チップ材のペレットサンプルを用いて、AO 照射後の特性変化を評価した。使用したサンプルを表 2 に、曝露条件および結果を表 3 に示す。大気曝露は衛星打上げ前の衛星搭載状態でのスラスタの大気中放置を想定している。AO は軌道高度 200km で衛星 RAM 面側で数時間分を照射した。その結果、照射したレベルの AO 曝露では、大きなダメージは生じないことが分かった。次に陰極レベルで耐性を確認するために、含浸陰極と陰極チップを交換できる模擬陰極を製作し、未曝露の含浸陰極と陰極チップを組み込んで放電点火性能を確認した。図 2 に模擬陰極を、表 4 に試験結果を示す。今後、試験で使用した含浸陰極と陰極チップに AO 照射を行い、再度放電点火性能を確認することで、AO 曝露による陰極の性能低下の確認とヒータ運用による性能回復手順の確立を行う予定である。

なお、スラスタ FM としては、陰極とグリッドは新規に製作し、放電室は、きく 8 号スラスタ EM をリハービッシュして使用することにしている。

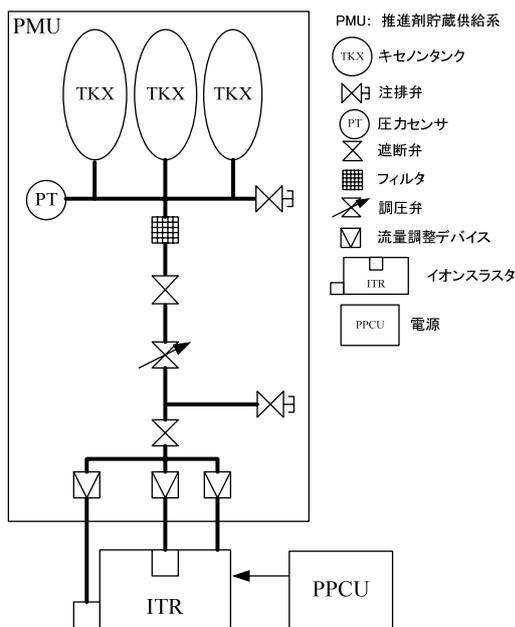


図 1 SLATS IES 構成

表 1 主要性能

項目	内容
方式	Kaufman型イオンスラスタ
推力	11.5mN~17mN(暫定)
Xe流量(比推力)	10.5sccm(1,100~1,700sec)
質量	43kg
一次電圧	24V~32V
消費電力	403W@11.5mN(暫定) 580W@17mN(暫定)
信号インターフェース	RS422
最大作動圧力	15MPa
推進剤	Xe
充填推進剤量	12kg
動作モード	IDLG(ホローカソード加熱) ACTV(ホローカソード活性化) NEUT(中和器ホローカソード単体作動) DISC(主放電作動) ORBIT(推力発生・放電維持)
故障対応機能	CMモード(グリッド短絡解放) 中和器キーバ放電検知機能
寿命	3,000時間

表2 AO/大気曝露耐性評価サンプル

サンプル	サイズ	外観	分析
含浸陰極サンプル	φ 1.45 t0.6		電子エミッション測定 (EE)
	φ 7 t2		TDS
	φ 2 t2		SEM-EDX AES
陰極チップサンプル	φ 5 t1		TDS SEM XPS

表3 曝露条件および結果

曝露	含浸陰極サンプル	陰極チップサンプル
非曝露	EEが基準より少し高い(特に低温時)。その他は基準レベル。	表面酸化レベルが基準の1/3。SEMは基準と有意差なし。
大気曝露42day,25°C	基準	基準
大気曝露72day,35°C	EEが基準より大きく低下(特に低温時)。その他は基準レベル。	表面酸化レベルが基準の2倍。TDS,SEMは基準レベル。
AO 0.3E20/cm2	EEが基準より少し低下。その他は基準レベル。	表面酸化レベルが基準の3倍。SEMは基準レベル。
AO 1.0E20/cm2	AES分析でO密度が少し高い。その他は基準レベル。	表面酸化レベルが基準の4倍。SEMは基準レベル。
AO 3.0E20/cm2	AES分析でO密度が少し高い。その他は基準レベル。	表面酸化レベルが基準の4倍。SEMは基準レベル。
複合 72day,35°C+1.0E20/cm2	すべて基準レベル。	表面酸化レベルが基準の5倍。TDS,SEMは基準レベル。
複合 72day,35°C+3.0E20/cm2	すべて基準レベル。	表面酸化レベルが基準の6倍。TDS,SEMは基準レベル。

3.2 PPCU

PPCU は衛星のシステムコントローラからの指令を受け、スラスタ作動用の電力を規定のシーケンスに従って出力するコンポーネントである。きく8号で別々のコンポーネントであった PPU、IEC を1筐体に纏めることで小型軽量化を図るとともに、回路方式を見直して電源効率の向上を図っている。図3にブロック図を示す。各電源の制御は信号インターフェース回路内の FPGA で実施している。PPCU はきく8号から大幅に変更しているため、図4に示すように、BBM、部分 EM および EFM の3段階で開発を行っている。

BBM 段階では最初に電源回路方式のトレードオフ検討を行い、各電源回路について回路方式を選定した。続いて、選定した回路方式で回路設計を行い、汎用部品を用いて BBM を試作した。BBM と抵抗負荷、および BBM とイオンスラスタを組み合わせた試験で、電力効率や電力過渡特性などの性能が、要求を満足していることを確認した。

部分 EM はビーム電源、加速電源の高電圧電源と信号インターフェース回路が実物で残りの電源は質量ダミーとしたモデルである。

EFM の開発リスクを低減するために、最も技術難度の高い高電圧電源の設計を検証するためのモデルとして製作している。部分 EM および EFM では小型軽量化のため、高密度実装と高排熱が重要となる。そこで、絶縁トランスと高排熱低膨

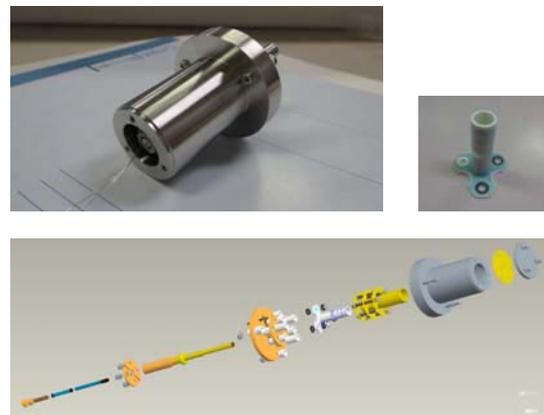


図2 模擬陰極

表4 模擬陰極放電特性

コレクタ電流 A	Xe流量 sccm	コレクタ電圧 V	キーパ電圧 V	備考
0.0	0.6	N/A	20.0~21.3	-/19.5
0.3	0.6	36.1~40.3	15.5~16.3	38.7/14.9
0.4	0.6	44.7~53.7	14.0~15.0	37.4/13.5
	1.0	34.5~43.1	13.7~14.5	-/-
0.5	2.0	33.5~34.7	13.1~14.0	-/-
	0.6	49.0~54.4	13.1~14.0	39.7/12.6
0.6	1.0	40.3~45.1	13.0~13.6	-/-
	2.0	32.9~34.6	12.4~13.2	-/-
0.6	0.6	48.7~52.7	12.6~13.2	44.2/11.8
	1.0	41.6~44.7	12.3~12.9	-/-
	2.0	32.8~34.9	11.8~12.5	-/-

測定値は含浸陰極4個、陰極チップ2個の組合せ。備考欄はフライト品性能の一例。

張の CFRP プリント基板を新たに開発した。部分 EM については現在製作中であり、完成後は性能試験、機械環境試験および熱環境試験を行う予定である。

EFM の設計・製作は、部分 EM の成果を反映して実施する。単体試験はダミー負荷を用いて行い、そ

の後、スラスタ FM との組み合わせ確認を経て、衛星システムに引き渡される。

イオンスラスタに供給される電力の制御は FPGA に書き込まれたシーケンス制御ロジックで行う。SLATS の軌道高度保持時には、基本的に ORBIT モードで動作させる。イオンスラスタは、放電維持状態で、衛星コントローラからの指令で、推力 ON/OFF、すなわち、高電圧電源 ON/OFF を行う。ORBIT モードのフローチャート概要を図5に示す。イオンスラスタの場合、低頻度ではあっても、主陰極/中和器キーパ放電の不点火/消滅、主放電の不点火/消滅および高電圧の絶縁破壊という突発現象が発生し得る。超低高度衛星では静止衛星と比べて、地上局からのアクセス性が悪いにも拘わらず、衛星軌道高度を維持するために確実な動作が必要になることから、そのような現象が発生してもできるだけ自律的に元の動作状態に戻るロジックにしている。

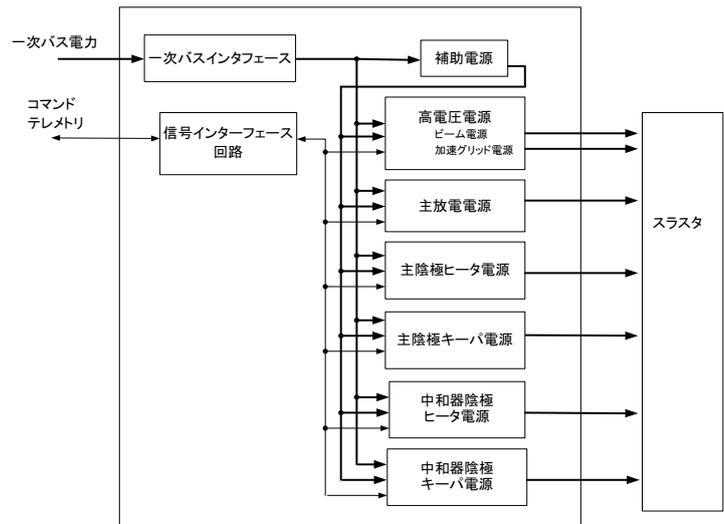


図3 PPCU ブロック図

BBM	Partial EM	EFM
<ul style="list-style-type: none"> 汎用基板、汎用部品 電源回路設計 制御ロジック設計 擬似負荷との組合せ試験 スラスタとの組合せ試験 	<ul style="list-style-type: none"> 高電圧電源のみ実回路、他は質量ダミー 実装設計 熱設計 構造設計、筐体設計 プリント基板パターン設計 FPGA内制御ロジック設計 	<ul style="list-style-type: none"> 設計および製作 擬似負荷との組合せ試験 機械・熱環境試験(AT level) FMスラスタとの組合せ試験 SLATSシステムへの出荷
<p>高電圧トランス</p> <ul style="list-style-type: none"> 熱衝撃試験 振動/衝撃試験 放射線照射試験 絶縁破壊試験 <p>CFRP 基板</p> <ul style="list-style-type: none"> 放射線照射試験 絶縁破壊試験 熱サイクル試験 放熱試験 曲げ試験 はんだ付け試験 	<p>↑</p> <ul style="list-style-type: none"> 擬似負荷との組合せ試験 機械環境試験(QT level) 熱真空試験(QT level) 熱サイクル試験 	

図4 PPCU 開発手順

4. おわりに

SLATS 用イオンエンジンの開発状況を報告した。SLATS は軌道高度 200km 程度の超低高度を周回する試験衛星であり、JAXA では初めてイオンエンジンが空力抵抗補償に用いられる。

イオンスラスタについては、原子状酸素に対する耐性評価を進めつつ、FM の製造に着手している。PPCU は、EFM 設計と部分 EM 製作を実施中である。

イオンスラスタ、PPCU とともに、開発は順調に進んでいる。

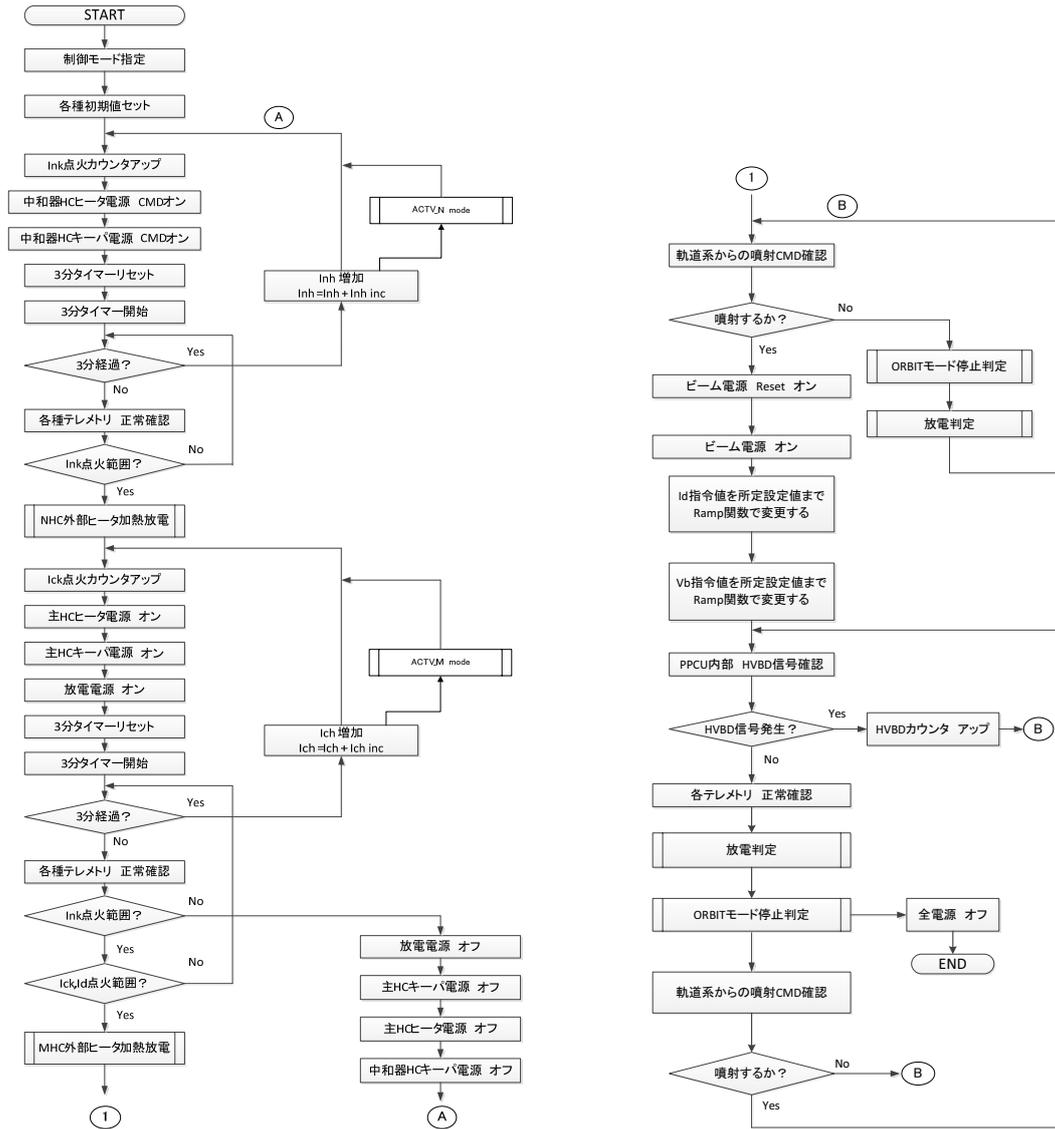


図5. ORBITモード フローチャート概要

参考文献

- 1) Noda, A., et al.: The Study of a Super Low Altitude Satellite, 26th ISTS, 2008-f-05, Hamamatsu, Japan, 2008.
- 2) 山川他: 超低高度衛星計画の概要と将来展望, 宇科連, 1G11, 2011
- 3) 長野他: SLATS 用イオンエンジンの研究開発, 第55回宇科連, 2011, 1G13, 2011.
- 4) Nagano, H., et al.: Parametric Study of Thrust Performance for a 20 mN Class Xenon Ion Thruster, 28th ISTS, 2011-b-28, Okinawa, Japan, 2011.

- 5) Nagano, H., et al.: Research and Development of a New Power Processing Control Unit of Ion Engine System for the Supper Low Altitude Test Satellite, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol.8, 2010, pp.Tb_17-Tb_22.
- 6) Nagano, H., et al.: Development Status of High Voltage Power Supply for a 20 mN Class Ion Thruster, 32nd IEPC, IEPC-2011-183, Wiesbaden, Germany, 2011.