論 文

CONTRIBUTED PAPERS

イオン・エンジン・システムの長時間試験^{*1} A Long Time Operation Test of an Ion Engine System

戸 田 義 継^{*2}・村 上 寛^{*2}
Yoshitsugu TODA, Hiroshi MURAKAMI
平 田 正 紘^{*2}・工 藤 勲^{*2}
Masahiro HIRATA, Isao KUDO
町 田 和 雄^{*2}
and Kazuo MACHIDA

Key words: Space engineering; rockets; testing; ion engine

Abstract

A long time operation test of an ion engine system with its own propellant tank was carried out successfully. The total operating time was 1,530 hrs and propellant efficiency, which is defined as the ratio of the beam current integrated over the test period to the consumed propellant in terms of charge, was found to be 59.7%. Though this experiment was interrupted by the vacuum chamber-originated flakes that bridged the accelerating grid system, the ion engine was operated without the indication of degradation in the hollow cathode, the isolator and the vaporizer. The thickness of the flake was explained from amount of sputtering material. The basic operating parameters of the ion engine were maintained through this experiment. As the flakes in the discharge chamber are not observed, the longer life will be expected. Finally, this experiment was terminated with using up the propellant of its own tank.

1. 緒 言

イオン・エンジンは、低推力・高比推力の電気推進機で、放電により発生したプラズマ中のイオンを正の高電圧で静電的に加速することにより推力を得る。現在までにわれわれが開発してきたイオン・エンジンは、直流放電によりプラズマを生成する電子衝撃型イオン・エンジンで、推進剤としては水銀を用い、噴射ビーム径は 5 cm, 推力 2 mN, 比推力 2,200 秒の性能をもつ¹⁻³⁾。このイオン・エンジンを用いて各種の適合性試験を行ってきたが⁴⁻⁶⁾、十分な寿命試験は行

われていない。現設計のモデルは PEM と呼ばれ、350 kg 級の静止衛星を約 1 年間軌道保持させるに必要な推進剤として水銀 600 g を搭載している。今回、この全量を消費する実験を行い、その間の各パラメータの変化の測定、推進剤ぎれに伴う作動特性の取得を行った。ホローカソードは単体試験⁷⁾の結果と同様とくに劣化傾向はなく、より長時間の運転の可能性を示した。また放電室内部のフレークの発生は認められず、過去に生じた故障⁸⁾とは異なった結果を示した。試験装置は、おおむね正常に作動したが、以前にも問題となったチェンパからのバックスパッタ⁹⁾が、今回も実験の中断をもたらした。今回の実験の結果、推進剤供給系の機能を確認するとともに、寿命についても、一つの目安を得ることができた。本論文では、実験経過および主要な結果に対する考察について報告する。

2. イオン・エンジン・システム

イオン・エンジン・システムのブロックダイアグラムを第 1 図に示す。イオン・エンジン・システムは、エンジン本体と電力制御器 (power conditioner) とに分かれているが、電力制御器は、さらに電源部 (power supply) と、電源制御部 (sequence controller) とに分かれている。基本的な仕様性能を、第 1 表に示す。

2.1 イオン・エンジン本体 イオン・エンジンは、静電加速型では最も一般的なカウフマン型である。またカソードは電力および寿命の点で有利と考えられるホローカソードを用いている。第 2 図にエンジン本体のブロックダイアグラムを示す。図中の PS とあるのは、電源部内部の各電源で、エンジン本体との結線を

^{*1} 昭和 58 年 8 月 19 日原稿受理

^{*2} 電子技術総合研究所極限技術部

第1図 イオン・エンジン・システムのブロックダイアグラム

第1表 PEM イオンエンジンシステムの仕様

Acceleration voltage	1,000 V
Beam current	30 mA
Discharge loss	560 eV
Thrust	2 mN
Specific impulse	2,200 sec
Total input power	100 W
Net weight	20 kg

も示した。第3図には、このエンジンの放電電圧電流に対する、ビーム電流、キーパー電流を示す。この図より放電電圧36Vから40V、放電電流0.3Aから0.4Aの広い範囲で安定な動作が可能であることがわかる。ただし、今回の実験では、電源とのマッチングの点を考慮し、放電電圧38V、放電電流0.35Aを動作点に選んだ。

今回の実験が、エンジン本体の寿命試験に準ずるものであることから、長時間運転時の劣化アイテムと考えられる機能部位について主なものを以下に列記する。

1) ホローカソード・ホローカソードはフィラメントに比較すれば格段に劣化が少なく、また消費電力も少ない。しかしその起動特性は大気暴露後大幅に低下

第3図 PEM イオンエンジンの放電特性

することがあり、また長期連続使用した場合、電子放出能力の低下も考えられる。このような場合には、キーパー放電電流の低下、起動特性の悪化という現象がおこると考えられる。第4図に主陰極アセンブリを示す。

2) 気化器：気化器では液体水銀中の不純物はその動作原理から、多孔質タングステンプラグ中に堆積し目づまりを起こす可能性がある。この場合には、同じ流量を得るために気化器温度が上昇する現象がおこる。なお不純物としては、金属のアマルガム、水銀の酸化物、各種の有機物等が考えられる。

第2図 イオン・エンジンのブロックダイアグラム

第4図 主陰極アセンブリ

3) 絶縁器: 絶縁器はアルミナのパイプ中に金属のメッシュを流路に垂直に置いた構造をしており、その汚れは高圧絶縁破壊を起こす。この部分での絶縁破壊は、メッシュの破壊とその飛散物の付着から自己復帰が不可能である。汚れの原因としては、水銀中の不純物、高い蒸気圧による水銀の液化等が考えられる。

4) 推進剤タンク: 推進剤タンクは一般的な2次推進系と同様のブラダを用いたものであるが、水銀は比重が大きいため、地上試験ではその機能を十分に発揮できるか疑問のあるところである。また押し圧ガス側に圧力モニタが付いていないため、リークが発生しても検出は不可能である。

5) 加速グリッド: 加速グリッドのうち、スクリーングリッドは放電室内の数 10 eV の低エネルギーイオンでたたかれており、またアクセラレータグリッドは、スクリーングリッドを通過してきた高エネルギーイオンのうち十分に収束できなかったものによりイオン衝撃を受けるほか、中性分子とイオンビームの電荷交換による低エネルギーイオンにより噴射面の電界暗点に対し損傷を受ける。このようなイオン損傷によりスパッタされた物質は、絶縁材の部分のコンタミネーション、放電室内部のフレークの生成、成長といった問題を起こす。またグリッドの損傷が大きいとイオン光学系が変化し、ビームの収束に悪影響を与える可能性もある。

2.2 電力制御器 電力制御器は、電源部と電源制御部よりなる。電源部はエンジン本体が必要とする10個の電源を内蔵しており、各電源は電源制御部からの信号により起動停止を行う。いくつかの重要な電源では動作状況に応じてバイナリレベルの信号を電源制御部に送り返す機能をもっている。エンジンの動作を判断するのに必要ないくつかの項目についてはアナログ値のテレメトリ信号が出力されている。主陰極、および中和器気化器電源は、それぞれ放電電圧、中和器キーパー電圧を一定とするフィードバックループをもっており、放電の安定化、流量の制御を行っている。

とくに放電電圧は、外部よりコマンドで変更することができる。

なお各電源は同期式スイッチングレギュレータで構成され、高効率化、ノイズ低減を図っている。

電源制御部は内部にシーケンサをもち、外部から与えられるコマンドと電源部よりのバイナリレベル信号とにより電源部の制御を行う。

当初、電源制御部は PEM のものをそのまま用いたが、ノイズによると考えられる故障を起こしたことから、および中和器加熱ヒータがビーム噴射時にもアイドリングレベルで印加されているため、推進剤の消費量が多いことなどにより、改設計したモデルの完成により途中で交換した。

3. 実験装置

実験装置は、真空装置およびイオン・エンジン・モニタシステムよりなる。

3.1 真空装置 イオン・エンジンは真空中で動作させる必要があるが、推進剤として水銀を用いているほかに、高エネルギーのイオンビームを噴射してターゲット面を損傷させるため特別に設計した真空装置を用いる必要がある。第5図に真空装置のブロックダイヤグラムを示す。

3.1.1 真空チェンバ チェンバは有効内径 0.8m 有効長 2.5m で、2組の液体窒素シュラウドをもち、イオンビームのターゲット側のものは、45°の角度でフィンが植えてあって、ビームの反射を減少させている。またチェンバと、イオンエンジン等を設置する試料室とはゲートバルブで分離されており、実験準備の際の真空度到達の時間を少なくしている。

3.1.2 ポンプ系 ポンプ系は、第5図に示すように26インチ拡散ポンプを主ポンプとし、フォアラインに6インチ拡散ポンプ、1,500l/minの油回転ポンプをもつ。排気速度は、試料室で2,000l/sであり、液体窒素シュラウドを併用した場合、エンジン停止時に 8×10^{-6} Pa、ビーム噴射時に 5×10^{-4} Paの真空度を保つことができる。試料室には粗引用として300l/minの油回転ポンプが設置されており、数Paの真空度まで約30分で到達しうる。

3.1.3 液体窒素供給系 供給源は、屋外に置かれた2,500lのタンクで、これより真空断熱配管を用いて室内へ導入している。ため込み式のシュラウドへは、電磁バルブを介して供給される。バルブはタイムスイッチにより自動的に1日2回開かれ、シュラウドが一杯になると各シュラウドに取り付けられた液面センサにより閉じられる。液体窒素の使用量は1日あたり約400lであった。

第5図 真空装置のブロックダイアグラム

第6図 データ処理モニタ装置のブロックダイアグラム

3.1.4 監視装置⁸⁾ 真空装置には、監視装置 (Watching system) が付属している。この監視装置は、バルブ、ポンプ等の作動状態をモニタし、状況に応じて警報を発することができる。基本構成は2台のシングルボードコンピュータよりなり、その間をシリアル通信回線で接続して離れた室からの監視が可能となっている。

3.1.5 スパッタ防止板 チェンバ内には、第5図

に示すように同心軸にチタン薄板製の円筒板が、スパッタ防止板 (sputtering suppressor) として設置してある。これはビームのマルチ反射およびスパッタ物質の拡散を防ぐと考えられる。

3.2 データ処理モニタ装置⁹⁾ データ処理モニタシステムは信頼性の高い 12 bit 8 kword のミニコンピュータを中心に構成されている。ブロックダイアグラムを第6図に示す。基本的な機能はイオン・エンジ

第7図 実験経過

ン・システムからのアナログ・テレメトリ・データの工学値変換およびそのプリントアウト、イオン・エンジン・システムの異常の検知と保護である。異常の検知には、アナログ・テレメトリ値をそれぞれ4レベルにリミットチェックを行い、その組み合わせをテーブルと比較することにより行っている。

4. 結果と討論

4.1 実験経過 イオン・エンジンは、推進剤である水銀を充填した後、真空チェンバ内に設置した熱制御板に取り付け、実験を開始した。第7図に実験開始時から、高圧絶縁破壊により実験の続行不可能となるまでの、延べビーム噴射時間および主要パラメータの履歴を示す。以下、延べビーム噴射時間にそって各イベントを説明する。

1) 初期チェック (～54時間): エンジン本体の放電特性、ビーム噴射特性、測定系のキャリブレーション、電力制御器の制御性のチェックを行った。運転のコンフィギュレーションは、第6図に示すマニュアル・スイッチ・ボックスによって行った。

2) 長時間運転 その1 (～774時間): この間の運転コンフィギュレーションは、PEMの電源制御部を用いた。この間、538時間経過後、パラメータ変更の実験を行っている最中に電源制御部が異常となりシーケンス制御が不能となったため、予備のものと交換した。故障の原因としては、動作エンベロープを越えた範囲のパラメータ値を設定したため放電が消え、再び

点火した時のノイズによるものと推定される。

3) 長時間運転 その2 (～1530時間): この間の運転では、電源制御部を改良型に交換した。1,135時間経過時、中和器がまったくまえぶれがなく突然停止し、2分後に自動復起シーケンスにより運転状態へと復した。原因としては水銀中の不純物、気泡、供給の不安定等考えられるが、断定するには証拠が不十分である。1,323時間経過後、モニタシステムの過電流保護機能により強制的に電源の切断があった。原因としては、ビーム加速用電源の過負荷であり、グリッド系の短絡と推定された。復帰操作を数回くりかえした結果、短絡状態から回復し、実験を続行した。この後1,530時間経過後、同様の状態となり、数回の復帰操作にもかかわらず、回復できなかったため実験を中断した。エンジン・シェルの噴射面側には大量のフレーク状物質が付着し、はがれかかっており、グリッドが短絡していた(第8図参照)。

4) 推進剤ぎれ: フレーク状物質およびグリッド短絡物質除去後、少量の推進剤を補充し連続運転を行い、105時間のビーム噴射後、推進剤ぎれに伴い放電の消滅、エンジン停止となった。

4.2 評価と考察

4.2.1 ホローカソード特性 ホローカソードの放電特性は、起動停止に伴う変化が大きく、連続運転を行うにしたがって良好になるとともに安定する。特性劣化を示すと考えられるキーパー電流の低下は、停止起動に伴って起こるが、全体を通して見た場合顕著な

第8図 長時間試験後のイオン・エンジンの外観

徴候はない。

中和器ホローカソードのキーパー電流は、第7図に示すように途中から大きく減少しているが、これは、電源制御部の PEM と改良形の動作モードの違いによるものである。前者では、ホローカソードがビーム噴射時にもアイドリングレベルでつねに加熱されているため、キーパー電流がかなり大きい。

4.2.2 気化器 第7図における気化器温度の推移を見ると、やはりホローカソードと同様起動停止に伴う変化が大きく、劣化傾向はさほど認められない。電源制御部交換後、いくぶん気化器温度が上昇しているのは、流量設定のコマンド値の偏差によるものである。なお絶縁器は全く劣化傾向はなく、実験終了後の絶縁検査で、その性能を確認した。

4.2.3 フレーク 今回の実験で最も重大な関心をもっていたのが、放電室内部に発生するフレークであった。しかし第9 a図に示すように、フレークの発生は見られず、わずかにアノードポールピースに変色域があるのみであった。またアクセラレータグリッドは、実験開始時に比較して損傷が少なく前に報告した内部フレークが発生した時¹⁰⁾（第9 b図）に比較してもアクセラレータ電流が約 0.3 mA から約 0.15 mA と減少したこともあって非常に少なかった。これらの事象から考えて、この実験結果は内部フレークの供給源として、アクセラレータグリッドからのスパッタ物質を強く示唆するものであった。なおグリッドの損傷の少ないことから、イオン光学系に変化はなく第7図からもわかるようにビーム電流に変化は少ない。

4.2.4 推進剤ぎれに伴うエンジンの動作 第10図に推進剤ぎれに至る気化器温度変化を示す。放電消滅約2時間前から約5°C程度気化器温度が上昇しその状態でほぼ一定に保たれ、最終的には温度の急激な上昇とともに放電停止へと至る。この間電気的パラメータはとくに不安定な要素はなく、ごく自然に放電消滅に至っている。この間の動作を以下説明する。タンク内

第9 a図 長時間試験後のイオン・エンジンの内部

第9 b図 フレーク発生時のイオン・エンジンの内部

第10図 放電停止時の気化器温度変化

がこのときまでに空となり、ブラダの効果がなくなると、気化器内部の水銀が多孔質タングステンプラグから離れ、このため流量が少なくなるので、放電電圧を一定に保とうとする電力制御器のフィードバックループにより気化器ヒータに加えられる電力が増加し温度

が上昇する。その状態で気化器内部の水銀がなくなるまで続く。その後放電が停止する。なお中和器でこの現象が起きないのは主陰極に比較し流量が約10分の1と少なくまた気化器のフィードバックループの下限で動作しているためと考えられる。さしたる放電の断続もなく、静かに放電停止へと至っており、電磁雑音上の問題も少ないと考えられる。また地上試験においても、重力の影響を受けておらず、このようなブラダをもつ推進剤タンクでも完全な宇宙での動作を模擬しうることが証明された。

4.2.5 チェンバからのバックスパッタ 今回、グリッドのショートをはきおこしたのは、チェンバからのバックスパッタ物質がエンジンシェルに付着し、それがはがれおちたものであることが判明した。第8図の写真でもアクセラレータグリッドとシェルの間にショートを起こしているフレークが見えるが、これ以外にも、スクリーングリッドとアクセラレータグリッド間をショートさせているフレークも観察された。フレークの厚みは、約1~2 μm であり、その物質は、第2表にX線分光分析の結果を示すように、ステンレス鋼と同様の組成であることを示している。なおこのうち、珪素は拡散ポンプ油の分解物、チタンはスパッタ防止用に放置された薄板からのものと考えられる。

チェンバからのバックスパッタ量を以下の仮定のもとに推定する。

- 1) 1 keV の水銀イオンに対する鉄のスパッタ率は、1 (atoms/ion) とする。
- 2) ターゲット面は、イオンビームに対し45°の角度をなしているものとする。
- 3) スパッタ物質は、ターゲット面に対し垂直に余弦則により放出されるものとする。
- 4) イオンビームがターゲットに45°の角度をもって入射した場合のスパッタ率は、垂直な場合に比較し4倍程度となる。

なお以上の仮定には参考文献11)を参照した。

フレークの厚みは、重量の測定から、1~2 μm と推定された。フレークの厚み t を1.5 μm 、ビーム噴射時間 T を1,500時間、1個の分子が占める体積 v を $8 \times 10^{-3} \text{ nm}^3$ 、付着確率を1とすれば、1秒間、1 cm^2 あたりの付着分子個数 n は、

第2表 XMA 法によるフレークの物質組成分析

	Atom %	Weight %
Fe	69.59	68.69
Cr	18.42	16.89
Ti	0.84	0.71
Hg	1.35	4.79
Si	2.32	1.15
Ni	7.47	7.77

第11図 余弦則の概念図

$$n = \frac{t \times 10^{-6} \times (10^{-2})^2}{T \times 3,600 \times v \times (10^{-9})^3} \quad (1)$$

$$\approx 3.5 \times 10^{12} \text{ atoms/cm}^2 \cdot \text{sec}$$

で与えられる。

ビーム電流 J_B を30 mA、スパッタ率 Y_s は仮定により4 atoms/ion だから、スパッタにより放出される物質の総個数 N_s は、

$$N_s = Y_s \cdot J_B / e \quad (2)$$

$$\approx 7.6 \times 10^{17} \text{ atoms/sec}$$

となる。

第11図に余弦則の概念図を示す。総スパッタ量は直径 $2R$ の球面上に均等に分散されるので、イオン源に向かってくるスパッタ物質の単位面積に付着する量 n_s は、

$$n_s = \frac{N_s}{4\pi R^2} \cdot \frac{1}{\cos \theta} \quad (3)$$

$$R = \frac{l}{\cos \theta} \quad (4)$$

(3), (4)式から

$$n_s = \frac{N_s}{\pi l^2} \cdot \cos \theta \quad (5)$$

$$\approx 2.8 \times 10^{12} \text{ atoms/cm}^2 \cdot \text{sec}$$

となり、ほぼ付着量を説明できる。(5)式の示すところの θ を大きく、すなわちビームの入射角を小さくするほど付着量は少なくなるはずであるが、スパッタ率 Y_s が角度依存性をもつため、一概にはいえない。最も効果的な対策は、(5)式の示す l を大きく、すなわち、チェンバ長を大きくすることであり、単純には、10倍にすれば、付着量を、1/100にすることができると考えられる。

4.2.6 推進剤利用効率 フレークの短絡による中断までの推進剤使用量に対するビーム電流の積分量による推進剤利用効率は、実験前後の重量変化から、中和器使用量を含めて59.7%を得た、また最終的な推進剤切れに至る過程では、同様な測定結果から、68%であった。この差は、起動回数、主放電のみでビーム噴射のないモードでの運転時間、PEMと改良型の中

和器作動モードの違い等が考えられるが、それらの複合したものと推定した。定量的な解析は気化器の透過係数が不明のため、行わなかった。

5. 結 論

イオン・エンジンシステムの長時間試験を行い、以下の結果を得た。

- 1) ホローカソード，気化器，絶縁器にとくに劣化は見られず，1,000時間を越す寿命が達成された。
- 2) 放電室内部にフレークの発生はなく，より長時間運転の可能性を示した。
- 3) 加速グリッド系の損傷が少なく，とくにイオン光学系の変化はなかった。
- 4) 採用された推進剤供給系は地上実験においてもその性能を十分に発揮することが確認された。
- 5) チェンドからのバックスパッタ量が多く，このチェンバを用いる限り，1,000時間を越す運転は不可能であることが判明した。

本稿の執筆にあたりご助言をいただいた，宇宙開発事業団北村氏，共同でイオン・エンジンシステムの開発にあられた航空宇宙技術研究所中村，東両氏，エンジン本体の製作にあられた三菱電機株式会社，電力制御器の製作にあられた東京芝浦電気株式会社の方々に謝意を表するものである。またイオンダメージに関し，その解析にあたり討論に参加され貴重なご助言をいただいた当研究室小野研究室長，清水氏，一村氏に感謝するものである。

参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所，電子技術総合研究所：技術試験衛星Ⅲ型搭載電子機器の検討，1975. 10.
- 2) 島田貞憲，石井豊彦，中村嘉宏，東 久雄，町田和雄：ETS-Ⅲ搭載イオンエンジンフライトモデルの開発，第25回宇宙科学技術連合講演会講演集，1981. 10，pp. 16.
- 3) 町田和雄，金子重彦，工藤 勲，平田正紘，戸田義継，中村嘉宏，東 久雄，北村正治：イオンエンジン装置（フライトモデル）の開発，第25回宇宙科学技術連合講演会講演集，1981. 10，pp. 18.
- 4) Kudo, I., Machida, K., Toda, Y. and Murakami, H.: Electromagnetic Noise from an Ion Engine System, J. Spacecraft and Rockets, 20 (1983), pp. 84.
- 5) 町田和雄，戸田義継，村上 寛，工藤 勲：イオンエンジンシステム—改良形 PEM の性能—，第23回宇宙科学技術連合講演会講演集，1979. 10，pp. 288.
- 6) Toda, Y., Machida, K., Hirata, M., Murakami, H., Goseki, S. and Kudo, I.: The Thermal Vacuum Test of the Ion Engine System, AIAA-81-0755 (1981).
- 7) 工藤 勲，戸田義継，村上 寛，町田和雄：イオンエンジンホローカソードの長時間試験（Ⅱ），日本航空宇宙学会第14期年会講演会講演集，1983. 4，pp. 178.
- 8) 戸田義継，村上 寛，平田正紘，工藤 勲，町田和雄：イオンエンジンにおける故障，第26回宇宙科学技術連合講演会講演集，1982. 10，pp. 74.
- 9) 戸田義継：真空装置用監視装置の開発，真空，25 (1982)，pp. 193.
- 10) 戸田義継，町田和雄，工藤 勲，関口友裕：イオンエンジンモニタシステム，日本航空宇宙学会第9期年会講演会講演集，1978. 4，pp. 94.
- 11) Kaminski, M.: Atomic and Ionic Impact Phenomena on Metal Surfaces, Springer-Verlag, Berlin, 1965, pp. 162.