マイクロ波放電式イオンエンジン用耐久試験装置の開発^{*1}

Development of an Endurance Test Facility for Microwave Discharge Ion Engine System

船 木 一 幸^{*2}・國 中 均^{*2}・都 木 恭 一 郎^{*2}・清 水 幸 夫^{*2}・佐 鳥 新^{*2,*3}
Ikko FUNAKI, Hitoshi KUNINAKA, Kyoichiro TOKI, Yukio SHIMIZU and Shin SATORI

Key Words: Electric Propulsion, Ion Engine, Endurance Test, Vacuum Chamber

Abstract: In order to take advantage of electric propulsion for a rendezvous with a near-earth small body such as a comet or an asteroid, very long continuous thruster operation of several years is required. For the asteroid sample and return mission named MUSES-C, the institute of space and astronautical science is developing a new-concept ion engine, microwave discharge ion engine, whose cathode-less discharge chamber made the engine being free from the degradation of the electrodes. To demonstrate the new thruster's lifetime, a full-automated test facility was constructed and the endurance test of the ion engine started in February 1997. The facility consists of a large vacuum chamber evacuated by cryogenic pumps and a thruster system; the latter includes a propellant feed system, microwave power generators, power supply units for ion acceleration, and a data acquisition system. All the engine operation system is integrated into a GPIB bus interface and safely controlled by computers without any on-site personnel.

1. は じ め に

イオンエンジンは Hughes Space and Communications 社が開発した通信衛星 PanAmSat-5 の成功で、いよいよ商業利用の段階に入った¹⁾。PanAmSat に搭載された Hughes-XIPS 13 や宇宙開発事業団と三菱電機が共同で開発したイオンエンジンは静止衛星の南北軌道保持が目的である^{2,3)}。すなわち、イオンエンジンによって 3000 秒前後の高比推力を 50% 程の推進効率で発生させ、低推力ながらもそれを長期間にわたって運用することで化学推進機での軌道保持に対して大きなペイロードメリットを出す。このような静止軌道保持への利用に一応の目処がついたことで、現在のイオンエンジン開発は第二段階へ進んでおり、太陽電池を電力源にした電気推進機による惑星間航行 (Solar-Electric-Propulsion, SEP) の実現へ向けた計画が展開中である。SEP は低コスト宇宙ミッションの重要な技術として認識されており、イオンエンジンを始めとする電気推進機の搭載により、打ち上げコストの低減とミッション時間の短縮が同時に実現可能となる⁴⁾。スイングバイやエアロブレーキが使えない状況では SEP のメリットは特に大きく、これは NASA が 98 年 10 月に打ち上げた小惑星フライバイミッション Deep Space 1 (DS-1) に搭載されたイオンエンジン NSTAR (NASA's Solar Electric Propulsion Technology Applications Readiness) 計画に代表される^{4,5)}。日本においても文部省宇宙科学研究所が

開発中の小惑星サンプルリターン衛星 MUSES-C (Mu Space Engineering Satellite C) にて SEP が検証される⁶⁾。

イオンエンジンの動作原理自体は極めて簡単である。推進剤を電離して生成したイオンを、高電圧を印加したグリッド電極にて静電的に加速噴射して推力を得る⁷⁾。しかしこれを実現するには主イオンの加速やプラズマ生成のため最低 6 つの電源が必要であり、1 kV 以上の高電圧がかかる静電加速用グリッドを始めとして、高温ヒータ、流量制御器など、非常に多くの制御部位を持つ。現に NASA におけるイオンエンジン開発でも、世界初の長期作動宇宙試験を行った SERT-II (Space Electric Rocket Test-II) から、開発途中で搭載中止となった IAPS (Ion Auxiliary Propulsion System) を経て NSTAR, XIPS へと続く 30 年にもわたる研究開発が成果をあげており、逆に言えば実用までこれだけ多くの時間を要したという事実が、たくさんコンポーネントを持ったイオンエンジンに起こり得る不具合対策を設計にフィードバックさせ、信頼性を高めていくことがいかに難しいかを物語っている。直流放電型イオンエンジンの中核技術である、プラズマを作り出すホローカソードと呼ばれる電極を含む主放電室と、グリッドと呼ばれるイオンビーム抽出加速系、これら二つの技術は骨格は 60 年代後半には既に完成していた。それでもイオンエンジンが普及しなかったのは、電気推進機の中でもとりわけ多くの機器を構成要素として持ち、全体としての信頼性が不確定だったためである。イオンエンジンの技術はスラスト性能の向上もさることながら、スラストや周辺機器の信頼性や耐久性向上のため何度も改良を加えられ、

^{*1} 平成 11 年 3 月 4 日原稿受理

^{*2} 宇宙科学研究所

^{*3} 現在、北海道工業大学

0 Vである。C/Cグリッドでは金属グリッドと異なり熱膨張率がほとんど無視できる。一方、モリブデンなどの金属グリッドでは熱膨張によるグリッドのひずみを緩和するため、グリッドを湾曲して配置し、グリッド支持部は特殊なストレスリリーフ構造を持っている¹²⁾。C/Cグリッドではそのような配慮は不要であり、平面状のグリッドを絶縁材を介し支持リングにトルク締めすることで約0.5 mmのグリッド間隔が保たれる。

一方中和器では、約10 Wのマイクロ波がL字型アンテナにて直接強磁場の中へ投入され、カットオフを越える高密度プラズマが生成される。中和器は定電流制御されており、電子はおよそ40 Vのコンタクト電圧で主イオンビームとカップルする。システムを電気的に見ると、ビーム加速電圧と等しいスクリーングリッドと放電室は衛星構体に対して1.5 kV バイアスされている。一方、マイクロ波電源や流量制御器は衛星構体にグランドされているため、これらは放電室とのインターフェース部分で直流的に絶縁されなければならない。このため、マイクロ波は直流成分を遮断するDCカッターを介して放電室へ供給され、また、ガス配管は放電室との接合部に絶縁構造を持たせてある。

マイクロ波放電型放電室では直流放電に不可欠ないくつかの寿命要因を排除することで長寿命化を狙っている。まず、放電室内部にホロカソードを持たないため、ホロカソード起因のコンタミが完全に排除できる。また、イオンエンジン放電室内及びスクリーングリッドがエンジンと同電位であるため、放電室壁面はイオンのスパッタを受けない。更に、マイクロ波導入部となるアンテナはプラズマ生成部から十分遠くにあるので、主プラズマと干渉しない。これらはエンジニアリングモデル (EM) の性能評価試験や耐久試験をとおして検証していく項目である。ただし、こうした放電室内の劣化機構を除いたとしても加速電極の劣化機構は依然として残る。すなわち、主ビームイオンと、ビームイオンが背景の中性粒子と衝突後低エネルギーイオンとして加速電極を攻撃する電荷交換イオン、以上2種類のイオンによるスパッタで、加速電極は徐々に削れていくことになる。更にもう一つ懸念されるのが中和器の劣化であり、負にバイアスされた中和器各部はイオンのスパッタを受ける。加速電極・中和器とも、単体での劣化特性は既に評価されており、いくつかの加速試験からC/Cグリッドはモリブデンに比べて倍以上の耐スパッタ性を持ち、数万時間に渡る動作が期待できること^{13,14)}、また、中和器についてもバイアス電圧を40 V程度とすることでスパッタの閾値を下回り、エロージョンはほぼ0になることが予想されている¹⁵⁾。しかし、エンジン全体としては今回実施される長期耐久試験にて初めて実時間評価されることになる。

新規開発となるイオンエンジンヘッド部分はEM/PM/FMの3段階で行う。EMフェーズでの目的は、1) 機械的電気的インターフェースを確認し、基本性能を評価する

ことで、PM/FM設計に必要な情報を得ること、2) 実時間耐久試験を行うことで、加速電極の劣化量を測定し、また、エンジンの性能劣化を評価すること、3) エンジン長期運用時の不具合があればこれを見つけ出し、改善策をPM/FM設計にフィードバックさせること、の3点である。

3. 耐久試験装置

耐久試験は宇宙での真空環境と熱環境を模擬する真空タンクの中で行われた。タンク内部にはEMスラストヘッドや中和器などから構成されるイオンエンジンが配置され、推進剤、マイクロ波と加速電圧はフィードスルーを介して真空タンク中のエンジンに供給される (第3図)。エンジン駆動系は、マイクロ波電力供給系、イオンビームを加速する加速電源系、Xeガスを供給する推進剤供給系、そして全体をコントロール・監視する測定制御系からなる。

3.1 真空装置 真空装置は第4図に示されるように直径2 m、長さ5 mのメインタンクと直径80 cmの二つのサブタンク、計測用の補助タンク群から構成される。主タンクはロータリーポンプ、メカニカルブースターポンプ、ターボ分子ポンプで粗引きされた後、主タンクに直付けされた直径80 cmのクライオポンプULVAC CRYO-U 30 H 4台にて排気される。クライオポンプ内部には液体ヘリウムを循環させており、クライオパネルは20 K以下の低温に保たれ、このパネル上にガス吸着させることで無負荷時で 1.3×10^{-4} Pa以下、Xe流量8 sccmにて 4×10^{-4} Pa以下の真空度を維持できる。ここでsccmは0°C、1気圧でのガス流量をml/minで示したものであり、Xe 1 sccmは 9.8×10^{-8} kg/sに相当する。副タンクと各種タンクはそれぞれロータリーポンプとターボ分子ポンプで独立に排気可能であり、一定真空度へ達した後にゲートバルブにて主タンクへ接続されることになる。主タンクは年に2~3回の定期メンテナンス時以外はリークせず、1年中稼働し続け

第3図 イオンエンジン耐久試験のハードウェア構成

第4図 真空排気装置

ることになる。その間の真空装置系の動作状況は全て DELL 社製コンピュータ GXM 5100 上で動くオートメーションソフトウェア FIX DMACS にて監視・制御されている。

主真空槽にはその内径と同じサイズの開閉扉が第4図の右端に一つ備えられており、そこにチタン製ビームダンパーを設置している。クライオパネルへの輻射を防ぐため、また、宇宙での輻射環境を模擬するため、チタン製のビームターゲットとタンク内面を覆うシュラウドパネルはフロン冷却系にて -30°C まで冷却される。エンジンは通常副Aタンクに据えつけられ、イオンビームの大部分はビームターゲットに衝突してその熱は冷却系で回収される。ビームダンパーは入射するビームに対して20度以下の迎え角になるような多フィン構造を持ち、イオンスパッタリングの総量は増大するが、供試体であるエンジンの方向に放射されるコンタミネーション量を軽減する効果がある。それにもかかわらず大きなチタンスパッタがエンジン付近にて観測され、イオンエンジン本体やエンジンをマウントするプレート上へ堆積するのが観測された。

各種計測機器を主真空槽へ導入するため、2軸トラバース装置を内蔵する大エアロック室を主真空装置上面に二つ備えている。内蔵トラバース装置にて垂直方向に190 cm、水平方向に30 cmの範囲で主真空槽内の任意の位置にセンサを移動できる。これは主にビームプロファイルの測定に用いられる。また主真空槽の壁面に取りつける小エアロック室も測定環境を提供でき、2価イオン測定用 EXB プローブが装着される。

3.2 エンジン駆動系 推進剤供給系、マイクロ波電力、直流電力供給系が敷設され、EM 試験ではこれらの各装置は全て既製品で用意した。これは、エンジンヘッド以外は全てフライト実績のある部品にて構成できるためであり、EM フェーズではエンジンヘッドとマイクロ波部品の一部のみ製作・試験した。エンジンはワークステーションからの自動運転と、手動運転の二つのモードで動作する。以下では第3図に示してあるハードウェアの構成について説明する。

3.2.1 推進剤供給系 Xe ガスの供給にはエステック社製マスフローコントローラを用いた。コントローラの上流圧はガス圧コントローラで1 atm 程度に制御されており、イオン源と中和器にはそれぞれ別系のマスフローコントローラで流量制御する。イオン源と中和器はそれぞれバイアスされるため、ガスアイソレーターにて絶縁されている。なお、フライトで採用されるのはアナログ流量制御器ではなく、上流側タンクの圧力と温度を一定範囲内に保つことでオリフィス下流の流量を制御するデジタル流量制御器であり¹⁶⁾、この場合はガス分配器によりエンジンと中和器に一定比で分配供給される。このデジタル流量制御器については別途機能モデルを製作し、EM エンジンヘッドとの適合試験を行ってある。

3.2.2 マイクロ波電力供給系 水晶発振器からのマイクロ波出力をアンプで増幅後、DC カッターを介してイオン源と中和器へ供給する。発振器では4 GHz 帯のマイクロ波を1 MHz 精度で周波数制御可能であり、その信号はイオン源用、中和器用、レファレンス用の三つに分けられる。イオン源用のマイクロ波電力は R & K 社製の半導体アンプで最大50 W まで増幅された後、フィードスルー、フレキシブルケーブルを介してDC ブロックへ入力される。このうち真空タンク内に配置される各パーツはEM 品で構成している。中和器側では富士通 HPA-2 マイクロ波アンプにて、約10 W のマイクロ波電力を、これもDC ブロックを介して供給される。レファレンス用のマイクロ波信号は周波数コンバーターでRF 帯へ変換後アドバンテス社スペクトラムアナライザ R 4131 D にてモニターされる。

3.2.3 直流電源系 直流電源はグラウンドに対してスクリーングリッドを+1.5 kV に、加速電極を-300 V に、中和器を-40 V 程度にバイアスさせる。このうちスクリーンと加速電極バイアスについては定電圧制御を行い、直流電源としてはスクリーンバイアス電源に松定 HEL 1.5 P 250 (1.5 kV/250 mA) を、加速電極バイアス電源には高砂 GPO 350-05 (350 V/500 mA) を用い、出力は高圧用フィードスルーを介してグリッド端子と接続される。なお、中和器バイアス電源についてはスクリーン電圧と同量の中和器電流を流すよう定電流制御される。

3.3 測定制御系 測定制御項目は、イオン源と中和器への推進剤流量、マイクロ波周波数と電力、バイアス電流・電圧、各種バルブのオン・オフと温度や真空度の監視など多岐にわたる。第5図に示したように各測定器へのインターフェースはGP-IB バスで統一され、Lan/HPIB Gateway E 2050 A から10 BASE-2 lan 経由でワークステーションへ取り込まれる。各測定器はグラウンドからは絶縁トランスにて、ワークステーションからは光ファイバ通信機にて完全に絶縁して配置してある。Lan Gateway 以下の測定器群は2系統用意しており、エンジンシステムを2台同時に運転することが可能である。入力データのう

第5図 イオンエンジン耐久試験の計測系

ち、アナログ値については2台のマルチチャンネルメーター HP 3457 A の10チャンネルマルチプレクサでスキャンした。一方、機器のスイッチオン・オフと機器の状態の確認を行うデジタル出力、およびマイクロ波電力値設定などのD/A出力については高砂GP-IBコントローラAP-1228 Tのデジタル入出力チャンネルと12bit D/A出力端子を利用した。その他にも独立した測定器として、総作動時間カウンター、放電カウンター、エンジンの各部に配置された絶縁型温度計と、コンタミ計測のための薄膜センサーなどを持っている。放電カウンターは各直流電源のアーカ放電回数をカウントし、温度計はエンジン各部や制御器の発熱部に配置して通常20～30チャンネル、最大で120チャンネルの温度データを取得する。また、薄膜センサー INFICON IC/5 はコンタミ測定に用意されたものであり、真空タンク各部へ配置してチタンやカーボンのコンタミ量を測定する。真空系については専用PCが制御しているが、電離真空計データをエンジンのコントローラであるワークステーション側でも直接読み込んでおり、真空度が下がった場合は真空系に異常が生じたと判断し、速やかにエンジンを停止させる。以上のデータは約30秒サイクルでワークステーション側にサンプリングされ、予め用意された作動データテーブルと比較したうえ異常がないかどうか判定される。

耐久試験は1年以上の連続作動になる。これを有人監視によって実現するのは事実上不可能であり、エンジン各機器の制御、データ処理、データ保存は一元的に Hewlett Packard 製 UNIX ワークステーション HP 715/66 にて管理され、試験は完全に無人自動にて行われる。ワークステーションは停電等の非常時において警報を出した上で安全な状態でエンジンと自分自身をシャットダウンさせることができる。また、完全なマルチタスクOSのもと、エンジンの運転プログラムとデータ解析、データのバックアップなどを並行して行うことが可能である（第6図）。更に、安定したネットワーク機能を利用することで、インターネ

第6図 イオンエンジン制御ソフトウェア

ットまたは電話回線を利用した完全なリモート監視と遠隔操作が可能となった。現在では日常の動作チェックをインターネット経由で行うだけでなく、別サーバーを経由して試験状況をインターネット上で公開している¹⁷⁾。ただし、インターネット経由の不正侵入を防ぐためにエンジンコントローラのアドレスは公開せず、また、通信時はSSLやSSHといった最新の暗号通信技術¹⁸⁾を活用することで盗聴を防いでおり、万全のセキュリティ対策を施してある。このような試験の完全自動化はマンパワーの節約が第一義であるが、インターネットを介したエンジンのリモート運用は、インターネットネットワークが衛星の通信系バスに置き替わっただけの、実際のエンジン運用状況と非常に良く似た孤立した系をつくりだす。これによって、ハードウェアのみならず駆動ソフトウェアのロジックも併せた、エンジンシステム全体の信頼性を検証する機会をつくることができる。

3.4 制御ロジック エンジンの運用状況は動作モードから判断される。動作モードとしては第1表のように6つのモードを定義した。第6図に示されるように、エンジンの作動はスタンバイモードから始まり、全ての装置の電源をオンして動作確認を行った後に、推進剤の供給を開始するプロペラントモードへ移行する。その後はプラズマの点火を行うイグニッションモード、イオンビームの加速を行うアクセラレーションの各モードを経て、最終的にはビームモードを維持する。各モードでは動作パラメータの設定・データ収集と保存を行うと共に、監視データ項目に対してリミットチェックが施され、異常がある場合はモードを一つ下げて対処する。最下位に位置するのがアラームモードであり、機器の故障やモード間の頻繁な行き来などを検知した場合にエンジンを緊急停止して一般電話・携帯電話に緊急呼び出しをかける。

4. 初期試験結果

4.1 エンジンのスタートアップ 自動制御によってエンジンが起動する様子を第7図に示した。エンジンはスタンバイモードからスタートし、プロペラントモードにて推進剤を供給開始した後、直ちにイグニッションモードへと

第1表 イオンエンジンの動作モード

動作モード	処 理
スタンバイ	エンジンシステムの待機。 ガス、マイクロ波、電圧の出力は無し。
プロペラント イグニッション	ガスの供給あり、マイクロ波、電圧出力は無し。 ガス、マイクロ波、中和器バイアス電源の出力あり。 スクリーン/加速電極電源電圧出力無し。 プラズマの点火。
アクセラレーション ビーム	スクリーン/加速電極電源電圧をソフトスタートさせる。 ガス、マイクロ波、電圧の出力あり。 ビームモードを維持。
アラーム	エンジンシステムの作動を停止、安全処理。 ブザーを鳴らす。 携帯電話、ポケットベルにて人員の呼び出し。

移行する。プラズマの点火はマイクロ波投入電力に対する反射電力の比で判断される。点火に失敗した場合、放電室へ投入されたマイクロ波は全反射になるためである。プラズマ点火に問題が無ければ次のアクセラレーションモードへ移行する。アクセラレーションモードではスクリーン、加速電極間電圧を徐々に上昇させ、モードの終わりでは所定のビーム電流を達成する。第7図のように起動直後はアーク放電や電流値のオーバーシュートのため動作が不安定であるが、始動後数ステップでほぼ定常運転に入り、ほぼ定常的にビームモードを維持することが出来るようになる。このように流量制御器と各電源をスタートした後即座にスタート出来るのがマイクロ波放電型イオンエンジンの特徴の一つである。起動後約1時間経過するとスラスタの大部分、更に2時間経ってプレートや導波管部分も完全に熱平衡状態に達するが、放電部の温度は最大で110°C程度であり、エンジンの動作限界温度を定めるSmCo磁石の温度臨界値には十分余裕がある。

4.2 EM 耐久試験 耐久試験はBBM スラスタヘッドに加速電極を装着したグリッド先行評価試験から始められた。これは、いくつかの予備試験や数値解析によるグリッドの寿命予測結果は良好だった¹⁹⁾とはいえ、加速電極のスパッタ損耗はエンジンの寿命を決める重要なパラメータであり、その耐久性は最大の関心事であったためである。従って第8図のグリッドアセンブリがスラスタヘッドの他のEM部品に先行する形で手配された。グリッド先行試験開始後2500時間を経過したところで現在のEMスラスタの全パーツが納品され、その後はEMコンフィグレーションで試験が続けられている。第9図は耐久試験中のイオンエンジンである。エンジンは直径60cmのプレート上に設置されており、その中央にはシールドケースに囲まれたイオンエンジンのグリッド部分が、また、左上には中和器が点灯している様子が見える。EMスラスタヘッドは1台しか存在しないため、計量以外の理由でも耐久試験は度々停止している。こうした停止期間中に行われたスラスタヘッドの試験項目は、1) 推進性能データの取得、2) 熱真空試験及び熱サイクル試験、3) 振動試験、4) 放電に用いるマイクロ波周波数を決定するためのチューニング、

第7図 イオンエンジンのスタートアップ

第8図 グリッドアセンブリ

第9図 耐久試験中のイオンエンジン

第2表 EM 耐久試験のエンジン動作パラメータ

スクリーン電極電圧	+1.0~1.5 kV
加速電極電圧	-300 V
減速電極電圧	GND
ビーム電流	>100 mA
アクセル電流	<1 mA
マイクロ波周波数	4.2 GHz
マイクロ波電力	イオン源<35 W, 中和器<8 W
Xe 流量	イオン源 1.15~2.35 sccm 中和器 0.29~0.59 sccm
真空度	<10 ⁻⁵ Torr

5) デジタル流量制御器機能モデルとの噛合せ、などであり、これらは PM/FM 設計を固めるために必要なデータである。これら一連の試験と真空装置の定期メンテナンスの必要性から、耐久試験の実質的な可動率は 80% 程度となっている。耐久試験中の動作パラメータを第2表に示した。

4.3 耐久試験評価 試験では数千時間毎に分解し各部の計量を試みる。放電部磁気回路は分割が難しいため、各グリッドの計量が中心になった。初期 1000 時間でのグリッド損耗は、スクリーングリッドについては増減無し、加速電極は 0.2 mg/h 以下であった。逆に減速電極ではビームターゲット起因のチタンコンタミのため、0.2 mg/h で増加した。最も心配されていた加速電極ですら損耗は目視では確認できない程小さかった。スラスタの設計寿命である 18000 時間の耐久試験が終わるまで確認こそ持てないものの、グリッドエロージョンによって寿命が制約される心配は無いと予想している。今後の試験にて、C/C グリッドの高い耐スパッタ性を実証できると期待している。なお、放電室内のコンタミは見られなかったため、このエンジンが放電室内に汚染メカニズムを持たないことが確認された。

現在エンジンは順調に寿命評価のための耐久試験を続けている。しかし、エンジンの初期立ち上げ時にはいくつか不具合が見つかり、直ちに改善を行った。

1) イオン源へのマイクロ波電力供給を直流的に絶縁している DC ブロックの絶縁破壊があった。今回用いた DC ブロックの構造は同軸ケーブルと類似しているが、マイクロ波のみを通すために DC ブロック位置では中心導体も外

部導体も絶縁シートにて絶縁されている。耐圧能力を向上させるために絶縁シート材質を見直し、また、DC ブロック位置が極端な高温にならないように熱対策を施した。

2) ビームターゲット起因のチタンコンタミによる放電室とエンジンマウント用プレート間の絶縁破壊があった。コンタミが心配される箇所は絶縁対策を施した。

3) 温度センサー等測定系センサーの故障が発生し、エンジンの不良と関係なく試験が中断したことがあった。

4) RS-232 C や BCD から GPIB へのデータ変換機器を多用した結果、試験初期にはデータ通信エラーが多発した。問題のある装置を特定し、ハードウェアとソフトウェアの両者について改善を重ねることで対処した。

5. おわりに

マイクロ波放電型イオンエンジンの長期耐久性評価に必要な無人試験システムを構成して実時間耐久試験を開始した。初期立ちあげ試験にて、EM スラスタを含む全体システムの稼働・イオンエンジン制御ロジック・エンジンヘッドの熱的特性・エンジンの推進性能などを確認し、フライトモデルの設計に必要な情報を取得した。初期 1000 時間の試験データを見る限りではグリッド損耗は非常に小さく、また、スラスタ内部におけるコンタミは全く観測されないことから、1 万時間を超えるような長期運用にも十分耐えられそうである。耐久性と信頼性の向上のため放電室内から一切の汚染源を排したマイクロ波イオンエンジンの設計思想が功を奏したといえる。逆に周辺部品にはいくつかの問題が発生した。例えば、マイクロ波を直流的に絶縁している DC ブロックの絶縁破壊や、ビームターゲットからのチタンコンタミが原因の絶縁破壊などである。このうち DC ブロックについては耐熱性耐圧性の強化を行い、また、チタンコンタミが高電位差部位に降りかからないよう対処した。耐久試験はこのような不具合箇所の検出に大きく役立っており、改良点の全ては今後のエンジン設計にも反映される。グリッドを中心とする EM 耐久試験は現在も実施中であり、合計 18000 時間の耐久性を目指して実時間試験を続ける予定である。

耐久試験用真空チャンバーの設計・製作にあたっていただいた日本酸素(株)殿に謝意を表します。また、MUSES-C 搭載用イオンエンジンの開発を担当される日本電気(株)殿、三菱重工業(株)殿のご協力に深く感謝いたします。

参考文献

- 1) Randolph, T. and Burton, R.: The Year in Review/Electric Propulsion, Aerospace America, 35, 12 (1997), p. 49.
- 2) Beattie, J. R., Williams, J. D. and Robson, R. R.: Flight Qualification of an 18-mN Xenon Ion Thruster, 23rd International Electric Propulsion Conference, Seattle, IEPC Paper 93-106, 1993.

- 3) 梶原堅一, 長野 寛, 西田英司, 後藤祥史, 河内宏道: 技術試験衛星VI型 (ETS-VI) イオンエンジン装置の開発, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 168-174.
- 4) Brophy, J. R. and Noca, M.: Electric Propulsion for Solar System Exploration, J. Propulsion and Power, 14 (1998), pp. 700-707.
- 5) Christensen, J. A., Freick, K. J., Hamel, D. J., Hart, S. L., Novenberg, K. T., Haag, T. W., Patterson, M. J., Rawlin, V. K., Sovey, J. S., Anderson, J. R., Becker, R. A. and Polk, J. E.: Design and Fabrication of a Flight Model 2.3 kW Ion Thruster for the Deep Space 1 Mission, AIAA Paper 98-3327, 1998.
- 6) 宇宙科学研究所: MUSES-C 計画概要, 1996.
- 7) 北村正治, 竹ヶ原春貴: イオンエンジンの現状と展望, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 138-145.
- 8) 國中 均: 無電極マイクロ波放電式イオンスラスタの研究・開発, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 174-180.
- 9) Kuninaka, H., Satori, S., Funaki, I. and Toki, K.: Endurance Test of Microwave Discharge Ion Thruster System for Asteroid Sample Return Mission MUSES-C, 25th International Electric Propulsion Conference, Cleveland, IEPC Paper 97-137, 1997.
- 10) Patterson, M. J.: Low-Power Ion Thruster Development Status, AIAA Paper 98-3347, 1998.
- 11) Kuninaka, H., Satori, S. and Horiuchi, Y.: Continuous Operation Test of Microwave Discharge Ion Thruster System, AIAA Paper 95-3070, 1995.
- 12) Kitamura, S., Miyazaki, K., Hayakawa, Y., Yoshida, H. and Akai, K.: Research and Development of 150-mN Xenon Ion Thrusters, 21st International Symposium on Space Technology and Science, Omiya, ISTS Paper 98-a-2-11, 1998.
- 13) Kuninaka, H. and Satori, S.: Development of Microwave Discharge Ion Thruster for Asteroid Sample Return Mission, AIAA Paper 96-2979, 1996.
- 14) 佐鳥 新, 國中 均, 都木恭一郎, 船木一幸, 清水幸夫, 栗木恭一: MUSES-C マイクロ波イオンエンジンの試験, 第41回宇宙科学技術連合講演会, 97-11-3, 1997.
- 15) 國中 均, 清水幸夫: マイクロ波放電式中和器の加速耐久試験, 平成10年度宇宙輸送シンポジウム, 1998.
- 16) Kuninaka, H., Funaki, I., Toki, K., Shimizu, Y., Kuriki, K. and Satori, S.: Development Status of Microwave Ion Engine System for MUSES-C Mission, 21st International Symposium on Space Technology and Science, Omiya, ISTS Paper 98-a-2-9, 1998.
- 17) インターネットホームページ: <http://www.ep.isas.ac.jp/open>
- 18) Open Design 増刊号, No. 14, 暗号技術によるセキュリティの実現, CQ 出版社, 東京, 1998.
- 19) 白石卓也: イオンスラスタのグリッド耐久性, 東京大学大学院修士論文, 1995.