電子衝撃型イオンロケットの性能試験用スペースチャンバ

平田 正 紘*・中山 勝 矢*

(昭和48年5月12日受理)

Space Chamber for Testing the Electron Bombardment Type Ion Rockets

Masashiro HIRATA and Katsuya NAKAYAMA

(Electrotechnical Laboratory, Tanashi, Tokyo)

(Received May 12, 1973)

A space chamber was made for testing the electron bombardment type ion rocket engines. The chamber was evacuated with a 26-inch oil diffusion pump followed by a 6-inch one. The ion beam was accelerated up to 5 kV and the beam current was in the range of 0–100 mA. The gas desorption induced by ion bombardment on the LN cooled wall is mainly discussed. The experimental result is also described on the other problem whether or not the oil diffusion pump is available to use for evacuation of mercury vapor. With cryopumping of the LN cooled wall, ion rocket engine could be operated in the pressure range of 10^{-6} Torr.

1. はじめに

宇宙開発が進められるにしたがって、深宇宙探査衛星の推進用、あるいは実用静止衛星の制御用に電気ロケットが注目されるようになった。わが国においても、人工衛星の制御用という観点から電子衝撃型イオンロケットが開発課題にとりあげられ、研究が進められている。

電気ロケットは化学ロケットとは異なり、推進剤を電気的に加速噴射して推力を発生するが、電子衝撃型イオンロケットの場合には、とくに推進剤を電子衝撃によってイオン化したのち静電的に加速噴射する¹⁾。

電気ロケットの研究には、電気ロケットが噴射する多量のイオン、あるいはプラズマを処理できる特殊なスペースチャンバが必要である。今までこの種のスペースチャンバに関しては、Keller²⁾、Nicholes³⁾、および Loeb⁴⁾等の報告があるが、いずれも、多量の噴射ガスの処理に主眼を置いている。電気ロケット研究用スペースチャンバには、このほかにイオンビームによる器壁のスパッタリング、器壁によるイオンビームの反射の問題もあり、これらがイオンロケットの電極を消耗させて性能試験に好ましくない影響を与えた例も知られている⁵⁾。この報告では、水銀を推進剤とする電子衝撃型イオンロケットを研究するために作られたスペースチャンバについて報告したい。

2. 所要の性能

2.1 イオンロケット

ここで研究が予定されているイオンロケットは、水銀を推進剤とする比較的小型のもので、イオンビームの噴射口径は5 cmである。Fig. 1に構成の概要を示す。気化器を通して放電室に送られた推進剤は、熱フィラメントあるいはホロー陰極から放出される電子により、イオン化される。イオンは加速電極により静電的に加速され、約1~5 keVのエネルギーをもって噴射される。予定されるビーム電流は0~100 mAである。中和器は、イオンロケットが負に帯電するのを防ぐためのもので、電子を放出する。

2.2 真空度

スペースチャンバ内の圧力はイオンロケットの研究に

Fig. 1 Schematic drawing of the electron bombardment type ion rocket engine.

* 電子技術総合研究所 (田無市向台 5-4-1)

Fig. 2 Effect of the space chamber pressure on the performance of ion rocket engines.

大きな影響を与えることがわかっている。Fig. 2 はその 1 例であるが⁶⁾、 10^{-5} Torr 以上の圧力領域では、みかけのイオンビーム電流 J_B が大幅に増加する。これは、イオン化室の放電電流 I_d に変化がほとんどみられないことから、中和器が放出する電子が加速電極に逆流するときに残留ガス*を電離するためとされた。また Keller²⁾ は、圧力が高い場合、噴射したイオンビームと残留ガスとの衝突のため電荷の交換および二次電子の放出が起きるとしている。そのほか Fosnight ら⁷⁾、Bechtel ら⁸⁾、Anderson⁹⁾、Nakanishi¹⁰⁾、Wasserbauer¹¹⁾、Paulik ら¹²⁾、さらに Gunther¹³⁾ もこのことを指摘している。いずれにせよ、イオンロケットの性能試験にはスペースチャンバ内の真空度はかなりよい必要があり、実験中 10^{-6} Torr 台、あるいはそれ以下の圧力に保たねばならない。

2.3 放出ガスとイオンビームの処理

イオンロケットはその運転中イオンを噴射するだけでなく、多量の気体を放出する。したがってその処理には特殊な工夫が必要である。

イオンロケットの推進剤利用効率は運転条件によって異なるが、60~95%である。試験を予定しているイオンロケットの水銀消費量は、多い場合で $\sim 3 \times 10^{-2}$ Torr·l/s (~ 0.35 mg/s) である。

このうち 5~40% はイオン化されずにイオンロケットから流出する。またイオンは静電的加速により 1~5 keV のエネルギーで噴射されるが、これらも器壁との衝突で中性の水銀分子に戻るものと考えられる。

これら多量の推進剤蒸気を処理するために、Keller²⁾、Nicholas ら³⁾、及び Loeb⁴⁾ は液体窒素冷却のクライオポンプを用いているが、ここでも採用することにした。その場合、2つの問題が考えられる。その1つはイオンビーム衝突面の形状であり、他は低温面の所要面積である。

イオンビームの衝突面については、スパッタリングな

* イオン化されないで流出する中性の推進剤も含まれる。

らびにイオンの反射を考慮する必要がある。Nicholas らや Loeb は、液体窒素で冷却した円すい状のターゲットを用いているが、ここでは 45° に傾いた面を設けることにした。こうすることにより、入射イオンが鏡面反射するにしろ、スパッタ粒子が余弦則にしたがって放出されるにしろ、イオンロケット側に向うものはかなり減少するものと思われる。

低温面における水銀分子の捕獲確率、ならびに水銀分子の気体分子運動論的な状態が不明のため、低温面の所要面積を算出することはむずかしい。一応 1 cm^2 あたりの排気速度を 3 l/s と仮定すると、 $10,000 \text{ cm}^2$ 程度の低温面を用意すれば全体で $30,000 \text{ l/s}$ となり、水銀蒸気による圧力寄与分は 1×10^{-6} Torr 程度となる。実際には、かなりの量の水銀がイオンビームとしてイオンロケットに対面する低温面に集中的に入るので、この値はもっと低くなるものと思われる。

Keller²⁾ は、Mickelsen¹⁵⁾ らの提出した冷却面での気体の凝縮機構を用いて、低温面の所要面積を求めているが、イオンロケットの運転時における圧力上昇が予測値を大幅に上回る結果を得た。これはイオン衝撃によって起きる放出ガスの大部分が推進剤に用いたセシウムであると考えたためで、あまり参考にはならない。

イオン衝撃によって起きる低温面からの放出ガスに関しては、アルゴンを推進剤とした場合の実験データから推定した。Fig. 3 に示すように、ビーム電流 J_B を増すにつれて放出ガス量が増加してゆくことがわかる。この実験は実効排気速度 5000 l/s (窒素) の油拡散ポンプ付き大型スペースチャンバを用いて行なわれた。Al とは

Fig. 3 Gas desorption rate vs. ion beam current.

表面に酸化膜のある板材で、アセトンでふいたのち室温でイオン衝撃したものである。約10分間のイオン衝撃のうち、2度目には放出ガスが約1/3になった。Al[LN]とはスペースチャンバ内のシュラウドを液体窒素温度に冷却した場合のデータで、放出ガスの50%以上はこの温度で除去できるものであることを示している。エポキシ塗装のAlとは、熱環境試験用に黒色のエポキシ塗料の塗布されたAl板のことで、イオン衝撃面が有機物で非常に汚れた状態を模擬するために試みられたが、2度目のイオン衝撃でも放出ガス量に変化がなかった。この場合、シュラウドは液体窒素温度に冷却されていた。

不十分ではあるが以上の実験データから判断すると、液体窒素温度の冷却面で除去できない放出ガスが、ビーム電流 50 mA で約 5×10^{-8} Torr·l/s、したがって 100 mA では 1×10^{-2} Torr·l/s 発生することが考えられる。なお、この放出ガス量を、入射イオン1個あたりの放出分子数に換算しておいてみると、Al板が汚れている第1回目で1~2.3個、第2回目には0.3~1個となり、同程度の電圧で加速されたアルゴンイオンによる種々の金属のスパッタ収率0.5~5個/イオン¹⁶⁾とかなりよく一致した値となっている。

イオン噴射実験中、イオンロケットの温度は相当に高く、放出ガスも少なくない。その量はイオンロケットの材料ならびにそれらの清浄さによって異なるが、アルゴンを推進剤とする一連の実験データから、大よそ 5×10^{-3} Torr·l/s と見積られた。

スペースチャンバ内壁の放出ガス量は、チャンバ自体を軽く加温脱ガスでき、しかもできるだけ大気さらさないという条件のステンレス鋼として 1×10^{-8} Torr·l/s·cm² とした。イオンロケットの実験中、室温のままで置かれる部分の内表面積を 30,000 cm² 程度とすれば、放出ガス量は 3×10^{-5} Torr·l/s となり、他のものに比べて無視できる程度に小さい。

したがって、拡散ポンプで排気すべきガス量のうちの主なものは、イオン衝撃によって放出されるガスとイオンロケット自身の放出ガスである。それらは上に述べたところによれば $\sim 1.5 \times 10^{-2}$ Torr·l/s だから、 1×10^{-5} Torr 以下に保つためには、少なくとも 1,500 l/s の実効排気速度をもつポンプをつける必要がある。

なおイオン衝撃による放出ガスのうち液体窒素温度の低温面で除去されるガス量を、ビーム電流 100 mA のとき約 1×10^{-2} Torr·l/s とすれば、10,000 cm² の低温面が用意されている場合、これらのガスによる圧力寄与分は 10^{-7} Torr 台である。

3. 油拡散ポンプ

ここで性能試験を予定しているイオンロケットは、推進剤に水銀を用いる。したがってスペースチャンバならびに排気系は水銀で汚染されることを免れない。この場合水銀拡散ポンプを使用することにすればよいが、経済的には問題である。

そこで、油拡散ポンプで水銀蒸気を排気した場合の性能劣化について実験を行なった。Fig. 4は、水銀を約30cc加えたときの到達圧力を示す。拡散ポンプは口径4インチのもので、DC 705を250cc入れてある。テストドームにはU字管トラップ付きのB-A型電離真空計がとりつけられた。

水銀を注入した直後、油と水銀の逆流が認められたが、しばらくすると液体窒素冷却のトラップを入れた真空計の指示は、水銀注入まえの値 4×10^{-7} Torr とほぼ同じとなり、差は認められなかった。この場合、最初の液体窒素投入では 1.2×10^{-6} Torr 程度までしか下がらず、更に液体窒素を追加することによって 5×10^{-7} Torrとなった。これは真空計導管の液体窒素液面近くの内面に付着した水銀が、追加された液体窒素により覆われ、十分に冷却されたためと思われる。その後20日間の連続運転においても油の変質のないことを赤外吸収スペクトルで確認した。ただテストドーム内壁には直径約0.1~2mmの水銀粒が油といっしょに多量に付着していることがみ

Fig. 4 Ultimate pressure of the oil diffusion pump added mercury.

られた。

スペースチャンバの場合、液体窒素温度の内壁があり、また多量の水銀を一度にポンプに投入することもないので、油拡散ポンプを採用しても差支えないものと判断した。

4. 試作したスペースチェンバー

試作したスペースチェンバとそのブロック図を Fig. 5, 6, 7 に示す。本体は直径 1000 mm、長さ 1300 mm の円筒型ステンレス鋼 (SUS27) 製にした。イオンロケットを取り付けるエンジン室は、直径 300 mm、長さ 400 mm で、本体とは 300 mm のゲートバルブにより遮断することができるようにした。これは排気を容易にするためと、液体窒素温度に冷却されたシュラウドを大気さらさないため、ならびに本体内にたまった水銀から実験室を守るためである。

水銀のイオンビームを捕えるため、スペースチャンバ内に液体窒素温度の内壁を設けた。これは直径 800 mm、長さ 800 mm の円筒型で、厚さ 6 mm のステンレス鋼 (SUS27) であり、内容積 100 l の液体窒素の留め込みタンクから、熱伝導で全体を冷却するようにになっている。冷却面の面積は約 35,000 cm² であり、液体窒素の補給は外部の貯蔵タンクから自動的に行なうことができる。

イオンビームが直接当たると考えられる液体窒素温度の壁面には、Fig. 8 に示すように 45° の傾きをもつフィンを設けた。反射した水銀イオンおよびスパッターされたイオンや中性粒子が直接イオンロケットに戻ることを減じるためである。

排気系は口径 26 インチと 6 インチの油拡散ポンプ (東京真空製) を直列にして用いた。油は信越シリコンの Hivac F-5 (DC705 相当品¹⁷⁾) を使用した。このポンプの排気速度は窒素にたいして 18,000 l/s、スペースチェンバ排気口における実測排気速度は 5500 l/s、エンジン室の中央部においては 1830 l/s であった。イオンロケットを組込んだ場合、この値は 1460 l/s に低下した。これはエンジン室に比べイオンロケットの形状が大きすぎるため、この点に今後の改善の余地が認められる。

スペースチャンバの到達圧力として 5×10^{-6} Torr の値を得た。イオンロケットの動作時においても所要の 10^{-6} Torr 台の圧力を保持できた。動作時における圧力上昇の一例を Fig. 9 に示した。この場合加速電圧 1 kV、ビーム電流 40 mA の運転で 3.5×10^{-6} Torr の圧力が保持できている。ビーム電流が零のときにみられる放出ガスの大部分は、イオンロケット自身から放出されたものである。推進剤として用いている水銀は液体窒素温度の内壁面でほとんど全部凝縮できているものと考えられる。

Fig. 5 Space chamber evacuating with a 26-inch oil diffusion pump.

Fig. 6 Ion engine room (300 mm ϕ) which can be isolated with a gate valve from the main chamber.

Fig. 7 Block diagram of the space chamber constructed for testing the ion rocket engines.

Fig. 8 Internal view of the LN cooled wall with 45° fins.

Fig. 10 は得られた残留ガスのマススペクトルである。分析計はフィニガン 400 四極子型残留ガス分析計を使用した。分析計はターゲットから跳返える気体を調べるためイオンロケット側のスペースチャンバの蓋に取り付けた。スペクトルは、ビーム電流がゼロの場合と、加速電圧 1 kV, ビーム電流 30 mA, スペースチャンバ圧力 7×10^{-6} Torr の場合との残留ガスを示している。分子量が 15, 26, 28, 44, 45 などのものが増加することが認められた。ターゲットに付着していた加工のときの機械油および逆流した拡散ポンプ油から、一酸化炭素のほか CH_n , C_2H_n , C_3H_n ……などの低級炭化水素が放出されるものと考えられる。高分子量のもの、ならびに水銀の

Fig. 9 The change in pressure of space chamber under the operation of mercury propellant ion rocket engine is shown as a function of ion beam current.

Fig. 10 The residual gas spectra obtained when the ion rocket engine was operated.

ピークは全く認められなかった。

5. おわりに

この報告は、電子衝撃型イオンロケットの性能試験用に作られたスペースチャンバに関するものである。十分に予備実験を重ねる時間的余裕がなかったので、データ不足の点が多々あると思われるが、今後似たような仕事をする場合の参考になると考え、技術的データをまとめてみた。とくに、数 keV の重イオンによって発生する放出ガス量については、設計の際に適当なデータがなくて困ったが、ここで述べたように大よその様子はつかめたいと思う。さらに詳しい研究は、後日にゆずりたい。

文 献

- 1) 中山勝矢：真空 **15** (1972) 316.
E. Stuhlinger: *Electric Propulsion Development* (Academic Press., 1963) p. 1.
- 2) T. A. Keller: *Vacuum Symp. Transactions* (1960) 161.
- 3) C. R. Nichols, S. J. Obloy: *J. Spacecraft and Rockets*, **5** (1968) 1484.
- 4) H. W. Loeb: AIAA Paper 69-285.
- 5) L. B. Holcomb: *J. Spacecraft and Rockets*, **9** (1972) 133.
- 6) 工藤勲, 村上寛, 後関璋一, 中山勝矢：日本航空宇宙学会誌 **19** (1971) 43.
- 7) V. V. Fosnight, G. Sohl, S. J. Goldner, R. C. Speiser: *J. Spacecraft and Rockets*, **5** (1968) 465.
- 8) R. T. Bechtel, G. A. Csiky, D. C. Byers: AIAA Paper 68-88.
- 9) J. R. Anderson: *J. Spacecraft and Rockets*, **2** (1966) 1086.
- 10) S. Nakanishi, E. V. Pawlik: *J. Spacecraft and Rockets*, **5** (1968) 801.
- 11) J. F. Wasserbauer: NASA TN-D 3628.
- 12) E. V. Pawlik, S. Nakanishi: NASA TN-D 2470.
- 13) A. F. Gunther: AIAA Paper, 69-288.

- 14) E. K. Latrala: *The Fluid Dyuamics Aspects of Space Flight* (Gordon and Breach Publ., 1964) p.3.
15) W. R. Mickelson, J. H. Childs: *Rev. sci. Instrum.*, **29** (1958) 871.

- 16) M. Kaminsky: *Atomic and Ionic Impact Phenomena on Metal Surfaces* (Springer-Verlag, 1965) p. 142.
17) 中山勝矢, 黛哲也: *真空* **13** (1970) 59.

投 稿 案 内

会誌をよくするために皆様の積極的な投稿をお願いします。

研究論文 真空科学・技術・応用に関連ある原著論文。

技術報告 主として真空技術上の諸問題, 諸現象に関する原著報告で技術的観点より価値あるもの。

寄 書 真空技術上の新しい工夫, 考案, 討論, コメントあるいは速報的内容をもつ原著論文または最近の話題などで, 図, 表, その他を含めて原稿用紙 (400字) 5 枚以内を原則とする。
ただし速報の原著の場合は10枚程度まで可。

綜 説 研究的要素の強い特定分野に関する総合報告, 文献が整備されていることが望ましい。

解 説 限られた範囲のテーマに関して, 専門外の人にも理解できるように説明したもの。

材料・製品紹介 真空用材料ならびに製品に関する解説記事原稿用紙 5 枚程度。

スペースラボ アイディア, 気楽な随想, 意見, 海外だより, 帰国談, 研究室紹介など, 長さは原稿用紙 5 枚程度