

35cm リングカusp式イオンエンジン

早川 幸男*

35-cm Diameter Ring-Cusped Ion Thruster

By

Yukio HAYAKAWA*

Abstract : JAXA's 35-cm Ion Thruster is described. The thruster demonstrates excellent performance in particular that is quite important for the thrusters of super low altitude satellites. Its life has not yet become definite though the life of thrusters is also important for the satellites. However, efforts to obtain a long life are being made.

Key words : ion engine, ion thruster, efficiency, performance, power, ratio, thrust, slats

1. はじめに

イオンエンジンは衛星推進系の中で最も高い比推力を有し、深宇宙探査や月等への物資の大量輸送に有効である。中でもリングカusp式イオンエンジンは、これまで世界中で開発されてきたイオンエンジンの中で最も高性能を発揮し、米国では静止衛星や深宇宙探査に使用されている。ここではこれまで JAXA で研究開発を行ってきた口径 35cm のリングカusp式イオンエンジンについて述べる。

2. イオンエンジンの特性指標

2.1. イオンエンジンの原理

イオンエンジンは推進剤分子をイオン化し、これを静電場によってビーム状に加速するものである。静電場による加速は、熱的な加速と比べてイオン一個あたりに与えるエネルギーを高く取り易いため、容易に高速のイオンを発生できる。しかしながら加速電圧とイオンビームのイオン電流密度が正の相間を有するため、加速電圧が低い領域では推力密度が激減し、推進器としての魅力が乏しくなる。この様にイオンの発生量、加速電圧、供給する推進剤流量を変えることにより動作点が変わるので、ある程度までは同じハードウェアで異なる目的に使用することができる(例：静止衛星の軌道投入と南北位置保持)。このため、イオンエンジンあるいはホールスラスタのような他の推進器を選ぶ際には、主な特性指標のすべてにおいて検討することが必要である。

尚、宇宙空間に正電荷のイオンのみを放出し続けることは、衛星等の電位が低下することによって不可能となるので、中和器と呼ばれる電子源を作動させ、電子を宇宙空間に放出する。これにより衛星電位の低下は 20V 程度で収まり、電子はその電位差のみによって特段の付加電源も必要とせず自動的に放出される。電子源とは言っても中和器には推進剤の一部と電力が供給される。この推進剤は推力には殆ど寄与しないので、その供給量は供給電力と共になるべく小さいことが望ましい。

2.2. 主な特性指標

イオンエンジンで用いられる主な指標としては以下のようなものがある。

- ・ 推力(密度) ・ 推進器効率 ・ 電力推力比 ・ 比推力 ・ 全力積 ・ 寿命

以下に、これらについて簡単に説明する。電力が関係するものについては、スラスタ入力(=電源出力)と電源入力との 2 点の計測点があるので注意が必要である。

* Aerospace Research and Development Directorate (ARD) /JAXA

2.2.1. 推力(密度)

通常はスラスタの小型化のために推力密度が高いことが望ましく、これを上げるためには、ビーム電圧を上げ、ビーム電流を増やすことが必要となる。ビーム電流密度の増加はイオン抽出電極の寿命短縮を招く関係にあるため、推力の増加には一般にスラスタの大型化が伴う。

2.2.2. 推進器効率

推進剤の運動エネルギーを投入電力量で除したものであり、高いことが望ましい。イオンビームの拡がり等により、運動エネルギーがすべて推力に寄与するわけではないので、正確には推力損失の補正をして求めている。イオン生成と中和器に要する電力は大きく変化しないので、ビーム電圧(イオンが得る運動エネルギーに相当する電圧で上述の加速電圧とは異なる)が高い程高くなりやすい。イオンエンジンの場合、通常は電源入力で計っても 50% 以上はあり、他の電気推進器と比べて極めて高い。尚、飛翔体の速度が関係する推進効率とは別物である。

2.2.3. 電力推力比

1mN の推力を発生させるために必要な電力のことであり、低いことが望ましい。これを下げるためにはビーム電圧を下げる必要があるが、推力密度と比推力が下がってしまう関係にある。

2.2.4. 比推力

9.8N の推力を発生する場合に 1kg の推進剤で推力を持続できる秒数のことであり、ミッションによって最適値が異なる。電力推力比が一定とすれば、これが高いことが望ましく、これを上げるためにはビーム電圧と推進剤利用効率(供給推進剤のうち、イオンとして加速される分の割合)を上げることが有効である。

2.2.5. 全力積

推力を全寿命に渡って時間で積分したものであり、十分に大きいことが必要である。

2.2.6. 寿命

寿命は十分に長いことが必要であり、これを伸ばすためには推進剤利用効率を上げることとビーム電流密度を下げることを有利とする。但し、後者をやりすぎると推進器としての意味が希薄になる。

3. JAXA-35cm イオンエンジンの現状

3.1 寿命以外の特性指標

JAXA で研究中の 35cm イオンエンジンの特性指標を表 1 に示す。

表 1 JAXA-35cm イオンエンジンの特性指標

推力,mN	推力密度,N/m ²	スタスタ入力,W	推進器効率,%	電力推力比,W/mN	比推力,s
76.7	0.797	1825	67.2	23.8	3263
143.3	1.490	3355	69.2	23.4	3303
171.6	1.784	4003	69.7	23.3	3313
191.3	1.988	4450	69.9	23.3	3317
199.4	2.072	4638	70.1	23.3	3326

尚、推力についてはビーム広がりや 2 価イオンによる推力損失を 5% と仮定しており、他の指標についても推力損失を考慮している。ビーム電圧は 1kV、加速電極電圧は 200V、推進剤利用効率(放電室)は 90% である。スラスタ入力と比推力の算出に当たっては、中和器分も考慮している。

推力 80mN 近傍を除いては、推進器効率 0.69 以上、比推力 3300s 以上と電力推力比 23.5W/mN 以下を同時に達成している。尚、推力が 150mN を超える場合には真空槽内圧力が 5×10^{-4} Pa を超え、性能が実際よりかな

り高めに評価されていることを断っておく。

ビーム電圧を下げながら同じビーム電流を確保することは至難であるが、1～2割程度までならビーム電圧を上げながら同じビーム電流を確保することは寧ろ容易である。この原理に基づいて、ビーム電流を一定としながらビーム電圧を増加させ、スラスタ入力が5kWとなったときの動作点を参考として表2に示しておく。

表2 スラスタ入力5kWの場合の動作点(計算上)

推力,mN	推力密度,N/m ²	推進器効率,%	電力推力比,W/mN	比推力,s
179.4	1.865	72.8	27.9	4134
194.7	2.024	71.8	25.7	3759
204.4	2.125	71.1	24.5	3544
208.1	2.163	70.8	24.0	3471

3.2 長寿命化への取り組み

既に述べたように寿命は動作点の選び方によるが、それ以前にどの動作点にせよ寿命を実験的に確認したわけではない。これまでに耐久試験も実施してきたが、真空ポンプの排気能力の不足やバックスパッタによる深刻なスラスタ汚染のため、十分に直接的な寿命評価を行なうことは困難であった[2]。そこでイオンエンジンの長寿命化のために、部品単位での長寿命化を実行することにし、以下のような取り組みを行なっている。

3.2.1 黒鉛製ホローカソード

ホローカソードの主な故障要因としては、1. ヒータの断線・短絡、2. オリフィス板の磨耗、3. インサート含浸剤の枯渇の3つが挙げられる。過去の試験の結果、オリフィス板の板厚の変化率からこれが0になるまでの時間は十分に長いことが確認されたが[3]、オリフィス板の形状変化による性能低下が危惧されるので、この材質を黒鉛に変更した。この結果、オリフィス板の磨耗率は激減し、2の要因は問題とはならなくなった。並行してヒータの耐久性向上も実現し、現在は3の要因による寿命制限を確認するためのホローカソード単体試験を実行中である。2008/10/24時点で19,320時間に達し、尚継続中である[4]。

3.2.2 イオン抽出系

平成21年度から1万時間を目標として新たな耐久試験の開始を予定している。周辺圧力とバックスパッタを低減するため、イオン抽出系口径を25cmまで下げる計画で、定格推力は100mNになる。

3.3 信頼性確保への取り組み

3.3.1 耐振動性強化

大型化したイオンエンジンのイオン抽出系は、剛性が低下しやすく、打ち上げ時の振動に対して脆弱となることが危惧される。このためイオン抽出系の振動試験を重ねながら、十分振動に耐えられるところまで剛性を高めた。スラスタ全体での振動試験はEM開発時に実施するつもりである。

3.3.2 電源及び電源とのインターフェイス

スラスタの研究時に使用した電源は、低リップル率を重視した地上試験専用のものであったが、衛星搭載用電源との相性を調べるために、DC/DCコンバータ型の電源を製作し、噛み合わせ試験を実施した。スラスタ負荷の場合、抵抗負荷では発生しない大きな電流・電圧変動が発生するが、ETS-VIのイオンエンジンサブシステムの場合に用いられたパッシブフィルタを用いる手法でこれを低減化できることが確認できた。

4. 超低高度衛星への適用

4.1 電力推力比

高度 200km 程度の地球周回軌道を持続的に飛行する衛星が JAXA で検討されている。この高度では大気抵抗が大きく、持続的飛行のためにはこれを補償してやる必要がある。このための推進器としてイオンエンジンやホールスラスタが候補に挙げられた。超低高度衛星に求められる推進器の特性の第一は、電力推力比が十分に小さいことである。電力推力比が大きいと、必要な推力を発生するための電力が増え、そのための太陽電池パドルの面積が増えることから大気抵抗が増加し、必要な推力が増加するという悪循環に陥る。検討チームで得た一つの目安は、電源入力で測って 27W/mN という値である。大気抵抗は太陽活動の影響を受けて変化するが、この値以下であれば、太陽活動によらず高度 180km を持続的に飛行可能である。この点ではイオンエンジンよりホールスラスタの方が有利であり、欧米のメーカーが開発したホールスラスタは大体 17W/mN 前後の値を示している[5]。JAXA の 35cm イオンエンジンも、電源効率が 88%以上あればこの基準を達成する。

4.2 寿命

次に重要な特性は寿命である。通常の地球観測衛星の寿命 7 年を達成しようとする、推進器は稼働率 50% を考慮して 3 年半=約 3 万時間の寿命を求められる。前述のホールスラスタの殆どの寿命は 5 千時間前後で[5]、一部のものの寿命が 1 万時間を僅かに超える程度である[1]。今後大きく寿命が伸びる見通しも無く、ホールスラスタが採用されるとしたらあくまで非常時用としての役割に留まると考えるのが自然である。イオンエンジンの場合には、地上試験で 3 万時間の寿命が確認されており[7]、寿命要求を満たせる可能性がある。

4.3 推進器の現状

「電力推力比 27mN 以下で寿命 3 万時間」という要求を満たす推進器は、イオンエンジン・ホールスラスタを含めて現状では世界的に存在しない。「電力推力比 27mN 以下」だけならば、欧米のいくつかのイオンエンジンは動作点を選ぶことにより達成可能であるが[6]、この場合寿命と推力の低下が予想され、実用域に留まれるかは疑問である。JAXA では「電力推力比 27mN 以下」を堅持し、寿命 3 万時間を視野に入れながら取敢えず寿命 1 万時間の確保に努力する。

参考文献

- [1] Cornu, Nicolas, *et al.*, “The PPS®1350-G Qualification Demonstration: 10500 hrs on the Ground and 5000 hrs in Flight,” AIAA paper 2007-5197, 2007.
- [2] Hayakawa, Yukio, *et al.*, “5,000-Hour Endurance Test of a 35-cm Xenon Ion Thruster,” AIAA paper 2001-3492, 2001.
- [3] Hayakawa, Yukio, *et al.*, “Wear Test of a Hollow Cathode for 35-cm Xenon Ion Thrusters,” AIAA paper 2002-4100, 2002.
- [4] Ohkawa, Yasushi, *et al.*, “Life Test of a Graphite-Orificed Hollow Cathode,” AIAA paper 2008-4817, 2008.
- [5] Pidgeon, David J., *et al.*, “Two Years On-Orbit Performance of SPT-100 Electric Propulsion,” AIAA paper 2006-5353, 2006.
- [6] Qinetiq 社カタログ, “High Power Electric Propulsion System,” 2004.
- [7] Sengupta, Anita *et al.*, “An Overview of the Results from the 30,000 Hr Life Test of Deep Space 1 Flight Spare Ion Engine,” AIAA paper 2004-3608, 2004.