イオン推進ロケット

荒川 義博*

(受理1995年1月11日, 掲載決定1995年5月6日)

Ion Propulsion Rocket

Yoshihiro ARAKAWA

(Department of Aeronautics & Astronautics, University of Tokyo, 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113)

(Received January 11, 1995, Accepted May 6, 1995)

1. はじめに

これまでにイオンロケットという言葉が耳にされたことはあることと思う。イオンエンジンを推進機関としたロケットのことを言う。実際、イオンエンジンの開発の歴史は30余年にも及び、電気推進の一環として研究開発が進められ、これまでに米国を始め、ロシア、欧州、日本で宇宙空間での作動試験もされた¹⁻⁴⁾。しかしながら、ロケットや人工衛星の推進機関として運用された経験は少なく、今後の宇宙開発の展開によって次第に増加していくと予想される将来型推進機関である。

イオン推進の特徴は、比推力(単位推進剤流量あたりの推力)が通常の化学推進に比べて1桁以上大きくすることが可能な点にある。これにより推進剤を大幅に低減してペイロードを大きくとることが可能となり、ひいては輸送コストの低減や化学推進では到底不可能な宇宙ミッションが可能になったり、宇宙活動の拡大が期待できるようになる。

イオン推進の用途は大別すると次の2通りになる。一つは、人工衛星や宇宙ステーションの軌道保持、姿勢制御などの推進系に用いられる。いわゆる補助推進としての使用であり、推力も比較的小さい。これについては、先の国産ロケットH2型2号機より打ち上げられた技術試験衛星きく6号にイオンエンジンが搭載され⁵⁾、静止軌道上で南北方向の軌道保持に用いる予定であったが、アポジモータの不調で静止軌道に投入できなかったた

め、イオンエンジンについては機能試験を行うだけにとどまった。欧米においても近々イオンエンジンによる衛星の軌道保持などが予定されており、現在実用化間近といった状況である。これらは、いずれも電力源として太陽電池が使われ、推進剤重量は従来の化学推進の場合の1/10以下に抑えられる。他の一つは、軌道間輸送や月・惑星系ミッションの主推進としてイオンエンジンを用いようとするものである。一般にイオンエンジンを含めて電気推進は低推力であるが、推力作動を長時間にわたって行い、所定の速度増分を得る。特に速度増分の大きなミッションには高比推力であるイオンエンジンの効果は顕著であり、これまでと異なった効率の良い輸送システムを新しく構築することができる。この場合の電力は、地球近傍のミッションでは太陽電池でまかなうことができるが、太陽から離れた、例えば木星ミッションなどについては宇宙原子炉などにより供給される必要がある。

イオンエンジンを産業用イオン源と比較してみると、以下の3つの点にその特徴がある。それは、軽量であること、エネルギー変換効率が高いこと、耐久性にすぐれていることである。軽くすることは宇宙機器に共通の課題であるが、イオンエンジンの場合その重量増が高比推力による推進剤重量の節減を無駄にしないようにすることが最低限必要である。エネルギー変換効率は後述するように電源を含めたエンジンシステムの重量に大きな影響を及ぼし、また耐久性については、低推力であるが故に長時間作動を必要とする電気推進に不可欠な課題である。

本報では、イオン推進にとって特に重要な点である推

* 東京大学工学部航空宇宙工学科 (〒113 文京区本郷7-3-1)

進効率(エネルギー変換効率)と耐久性に焦点をあてて、その最近の研究の動向や今後の課題について概説してみる。

2. 推進効率について

イオン推進に限らず電気推進にとって、太陽電池などから供給される電力をいかに効率良く推進エネルギーに変換するかは最も重要な課題の一つである。低い推進効率は必要電力量の増大を招き、太陽電池などを含めた電源の重量増につながる。また、これと同時に、エンジンからの熱損失も増大するため、放熱システムの重量が増加するばかりでなく、エンジン自体の熱構造設計も難しくなる。いま、イオンエンジンの推力を F 、比推力を I_{sp} 、イオンビームパワーを P_b とすると、

$$F = \dot{m}c \quad (1)$$

$$I_{sp} = F / \dot{m}g = c/g \quad (2)$$

$$P_b = 1/2 \dot{m}c^2 = F^2 / \dot{m} = \eta_E P_{IN} \quad (3)$$

で表される。ここで、 $\dot{m}$ は推進剤の質量流量、 c は排気速度、 g は重力加速度、 η_E は推進効率、 P_{IN} はイオンエンジンに供給される電力である。また(1)-(3)式から

$$F = 2\eta_E P_{IN} / g I_{sp} \quad (4)$$

の関係が得られ、入力電力一定では、推力は比推力に反比例する関係にある。次に簡単のため、多価電離をしないエンジンの場合について考えると、推進剤利用効率(推進剤として供給される粒子の内、イオンビームとして排出される粒子の割合) η_u 、イオン生成コスト ϵ_c (ビームとなるイオン1個あたり生成に要するエネルギー) は、それぞれ

$$\eta_u = MI_b / e\dot{m} \quad (5)$$

$$\epsilon_c = P_d / I_b \quad (6)$$

で表される。ここで、 M はイオンの質量、 e は素電荷、 I_b はビーム電流、 P_d はプラズマ生成に要する電力である。中性粒子の推力への寄与がないとすると、

図1 イオンエンジンの推進効率と比推力の関係

$$F = I_b \cdot \sqrt{2MV_b/e} \quad (7)$$

となる。ただし、 V_b はビーム加速電圧である。イオンエンジンに供給される電力はビーム加速とプラズマ生成に消費されるものとした場合、推進効率は、(2)-(7)式より、

$$\begin{aligned} \eta_E &= \eta_u / (1 + \epsilon_c / V_b) \\ &= \eta_u / \{1 + 2e\epsilon_c / Mg^2(\eta_u / I_{sp})^2\} \end{aligned} \quad (8)$$

となる。この関係を図1に示す。図から明らかなように高い推進効率を得るには ϵ_c をできる限り低く、 η_u はできる限り1に近いことが望ましい。しかしながら、一般に ϵ_c と η_u の間には図2に示すような関係があり、通常、この曲線の膝部 (keep point) あたりを動作点として選択する場合が多い。この曲線は放電性能曲線と呼ばれ、比較的単純な理論⁶⁾によっても求めることができる。この形は、主として陰極から放電室に放出された一次電子の閉じこめ時間 τ_c 、中性粒子の電極開孔率 ϕ_0 と生成イオンのビームとして放出される割合 f_B で決定される。性能曲線は、 τ_c, f_B が小さくなると左上の方に移動し、 ϕ_0 が下がると右下へ移動すると共に膝部が鋭角的になる。膝部を越えたあたりから ϵ_c が急激に上昇するのは、放電室内の中性粒子の密度が低下してイオンの生成率が下がるためである。イオンエンジンでは、放電室内の中性粒子密度を高めるため、図3に示すように加

図2 放電性能曲線 (イオン生成コストと推進剤利用効率の関係)

図3 イオンビームと電極形状の1例

図4 口径25 cm ϕ カスプ磁場型イオンエンジン⁸⁾

速電極の孔径をスクリーン電極の孔径に比べて極端に絞っている。また、 f_b を高めるためには、スクリーン電極の開孔率をできる限り高くとることと、生成イオンの壁面再結合損失を少なくすることが肝要である。前者については、物理的にも限界に近い70%程度にも達している。壁面再結合損失については改善の余地があり、筆者らは一次電子の閉じこめ問題を含めて、最適な磁場形状や陽極形状を求めるための設計コードの開発に取り組んでいる⁷⁾。現在、エンジンが高推力化、大型化されるに従って、その主流はPIG放電を基本原理とした電子衝突型（カウフマン型とも呼ばれる）から図4に示するようなカスプ磁場型へ移行し、一次電子の閉じこめ性能の改善から放電性能も上がっている。例えば、キセノンを推進剤とした30 cm口径のイオンエンジンでは、 $e_c=200$ V、 $\eta_a=90\%$ が得られ、比推力4000秒のとき推進効率75%程度が得られている。しかしながら、電力一定のもとで大きな推力を得るために比推力を下げると、図1に示されるように η_E は低くなり、満足した推進性能が得られない。従って、アークジェット推進機やホール型推進機が比較的比推力の低い部分で高い効率が得られるのに対し、イオンエンジンは高比推力を得意とする電気推進機であると言える。

3. 耐久性について

前述したように電気推進全般に言えることであるが、推進システムに供給する電力は現時点では1 kW程度、近い将来SP-100等の宇宙原子炉⁹⁾を用いても100 kWレベルであり、発生する推力は高々10 Nと化学推進に比べて小さい。従って、ミッション遂行には長時間作動が必要となり、例えば先の技術試験衛星6型の静止軌道上での南北位置保持のためのイオンエンジンでは約1万時間⁵⁾、小惑星サンプルリターン計画ミッション¹⁰⁾でのイオンエンジンでは約3万時間など、化学推進の分単位の作動に比べてはるかに長い。

イオン推進の現在の研究開発は、大型化と耐久性の向上に主眼がおかれている。耐久性についてみると、これまでの研究からイオンエンジンの寿命を決めている主因のひとつは、グリッド下流でイオンビーム粒子と放電室から漏れてきた中性粒子との荷電交換反応によりエネルギーをほとんど持たないイオンが生じ、その粒子が電場によってグリッドに向かって加速され、加速電極の下流面をスパタリングすることによる損耗であることがわかっている。漏れる中性粒子数 N_n は、

$$N_n = \frac{\dot{m}}{M} (1 - \eta_a) \quad (9)$$

であるので、イオン電流密度を J_0 とすると荷電交換反応率 R_{ce} は、

$$R_{ce} = k J_0^2 (1 - \eta_a) / \eta_a \quad (10)$$

k : 比例定数

と表すことができる。電極の寿命は R_{ce} に逆比例すると考えられるため、耐久性を高めるためには、推進剤利用効率 η_a をできる限り1に近づけるようにしたり、あるいはまた電流密度 J_0 を下げる必要がある。しかしながら、前節で述べたように η_a が1に近づくに従って、イオン生成コストが上がるため、推進効率が低下したり、多価電離イオンが増加してかえって損耗率が高くなる場合もある。また低い電流密度の設定は大きな口径のイオンエンジンにつながり、エンジンの重量の増加やグリッドの熱的、構造的な問題を招くことにもなる。最近では、スパタリングを抑えるため、電極にカーボン複合材を用いたイオンエンジンの設計や寿命試験をNASAジェット推進研究所などで行われている¹¹⁾。

このようなスパタリングによる電極損耗に関する試験を行う場合には若干の注意を要する。すなわち、真空装置の排気能力が不足し、背圧が高い場合（0.5 mPa程度以上）には、ビームイオンと雰囲気ガスとの荷電交換によるスパタリングが加算されて、電極損耗を高めに見積もるようになる。今後の開発の主流となる30 cm口径の

5 kW 級イオンエンジンの場合には、1 Torr·l/sec 程度の推進剤流量であるので、少なくとも20万 l/sec 以上の真空排気系が必要である。また、ビームイオンによる真空容器内壁やシュラウドのスパタリング及びスパタリング物質の電極、中和器ホローカソードの付着を防ぐように、真空容器の大きさを十分にとったり、材料や構造の選定に留意しなければならない。

耐久性に影響を及ぼすもう一つの大きな問題として、放電室内の電極や壁の損耗である。陰極としての役割をもつホローカソード、スクリーン電極の放電室側の面、陽極表面や放電室壁面が予想以上に損耗することである¹²⁾。特に放電電流を増加させイオン電流密度を上げた状態が著しい。従来の理論では、陰極から放出され静電二重層で放電電圧程度のポテンシャルエネルギーを得た一次電子が磁氣的、静電的に閉じこめられ、放電室内を浮遊する。その間に中性粒子と衝突し、励起原子やイオンを生成する。生成されたイオンはポテンシャル相当のエネルギーを得て、陰、陽極表面や電極、壁表面に衝突し、スパタリングを引き起こすと考えられた。しかしながら、放電電圧が高々50 V と低いと、とても観測された損耗を説明するには至らなかった。これに対して、最近の研究によれば、放電電圧より高いポテンシャルエネルギーを持つイオンが観測された¹³⁾。特に、放電電流を増加させる放電電圧の数倍程度のエネルギーを持つイオンが数多く現れる。これは、陰極近傍で発生した電子流の二次元的拡散が大きなポテンシャルの山を誘発するものになっていることがわかった¹⁴⁾。従って、現在ではこれらの高エネルギーイオンが電極や壁などに損傷を与えるものと考えられている。このような現象を防ぐためにはイオン電流密度を抑えた状態での作動やホローカソードの複数化が考えられ、これに関する研究も今後活発になるものと思われる。

4. ミッション解析

はじめにロケットが無重力場を一次元運動する簡単な場合について述べる。初期重量 M_i のロケットが一定比推力で ΔV の速度増分を得たものとする、ロケット関係式から消費した推進剤重量 M_p は、

$$M_p = M_i \{1 - \exp(-\Delta V / g I_{sp})\} \quad (11)$$

となる。 ΔV は必要速度と呼ばれ、それぞれの、宇宙ミッションに応じてその概略値は与えられている¹⁵⁾。従って I_{sp} を大きくすると推進剤重量を少なくすることができ、これがペイロード重量を大きくとれることにつながる。例えば $\Delta V = 6 \text{ km/s}$ の場合（地球周回軌道から火星周回軌道へミッションなどに相当する）、推進剤重量の占める割合 (M_p/M_i) は、 $I_{sp} = 400 \text{ sec}$ の化学推進では

78% にまで達するのに対して、 $I_{sp} = 800 \text{ sec}$ の原子力推進を用いると53%まで減少する。さらに $I_{sp} = 5000 \text{ sec}$ のイオン推進を用いた場合にはその割合は12%となり、比推力を上げればさらに小さくなる。しかしながら、イオン推進ロケットの場合には、ロケットに電源を搭載する必要がある、その電源重量はほぼ電力に比例するので、高すぎる比推力は電源重量の増加を招き、推進剤重量の低減による利得を打ち消す結果となる。従って、最適な比推力が存在することになるわけであるが、それは

$$I_{sp, \text{opt}} \sim \sqrt{\beta T}, \quad \beta = 2\eta/\alpha \quad (12)$$

で近似される¹⁶⁾。ここで、 T 推力作動時間、 α は比重量を表し、単位電力あたりの電源を含めた推進システムの重量である。太陽電池を電源とするシステムにおいて、地球近傍のミッションの場合には最適な比推力はおおよそ3000秒となり、作動時間が1年以上を要するミッション、例えば惑星探査機などでは5000秒以上と計算される。

現在、イオンエンジンは、実用化に着手しようとする段階であり、推進系への電力供給も十分ではない。こうした状況からイオン推進は当分の間限られた電力のもとで用いられると考えてよいであろう。従って、(4)式から明かなように、入力一定のもとでは、推力は比推力に逆比例し、ミッション要求から推力に下限があるときは(11)式で求められる最適値より低い比推力を設定ようになる。例えば、欧州、日本で1, 2年以内に小型宇宙プラットフォームでのフライト試験が予定されている推進機の比推力は1000秒以下に設定されている。

次にイオン推進ロケットが太陽の引力を受けて航行する場合、特に惑星間飛行する場合について述べてみよう。先に述べたようにイオン推進は、低推力推進であるので長時間の推力作動を余儀なくされ、場合によっては飛行中すべてにわたり推力作動を行うということもありうる。与えられた初期重量のもとで、ペイロード重量 M_{pl} を最大にする、すなわち推進剤の消費量を最小にする最適化軌道計算¹⁷⁾によって求めた火星ランデブーミッションの結果を図5、図6に示す。図5は $I_{sp} = 3000 \text{ sec}$, $P_{IN} = 5.86 \text{ kW}$, $M_i = 4000 \text{ kg}$ のイオン推進ロケットによる飛行時間300日ミッションの最適化軌道を示したものである。図中の矢印は推力方向を表す。この場合推力作動は全飛行時間にわたって行われていることがわかる。図6はペイロード比と飛行時間の関係を示したものである。比較のため $I_{sp} = 400 \text{ sec}$ の化学推進ロケットが推進剤の消費量が最も少ないホーマン軌道をした時の結果を示す。イオン推進ロケットの場合、ペイロード比は飛行時間の増加につれて大きくなるが、350日あたりから飽和し始める。飛行時間が短い場合ペイロード比が小

図5 イオン推進ロケットによる火星への最適軌道と推力方向

さいのは、図5からも明らかなように飛行方向に対して推力方向が大きくずれている機会が長くなるからである。しかしながら化学推進の場合に比べてペイロード比は同一の飛行時間の場合でも大きく、飛行時間が400日と長い場合には約2倍になっている。このようにイオン推進ロケットは比推力が従来の化学推進ロケットに比べて1桁以上高いことから大幅な推進剤重量の低減が可能となり、特に ΔV が大きなミッションに対しては有効であると言える。

5. ま と め

以上、イオン推進ロケットの推進効率と耐久性に焦点をあて、その基本的特性と特徴及び最近の研究の動向や現状を概観し、今後の課題やイオン推進の有用性を述べてきた。宇宙開発は宇宙利用という観点からは端を発したばかりであって、現在のところ宇宙航行のためのロケット推進は化学推進のみである。高比推力の電気推進は現在実用化されようとしている段階であるが、主流となるには今後しばらく時を要するであろう。いずれにせよイオン推進は、あるものは化学推進と組み合わせた補助推進として、あるものは惑星間飛行などの長期ミッションの主推進として大いに活用されるものと期待しながら基礎研究を進めている次第である。

〔文 献〕

- 1) A. Bober, N. Maslennikov, M. Day, G. Popov and

図6 火星ミッションのペイロード比と飛行時間の関係

- Y. Rylov; 23rd Int. Electric Propul. Conf. (1993) IEPC-93-001.
- 2) C. Bartoli and G. Saccoccia; 23rd Int. Electric Propul. Conf. (1993) IEPC-93-003.
- 3) Y. Arakawa; 23rd Int. Electric Propul. Conf. (1993) IEPC-93-005.
- 4) G. L. Bennett, F. M. Curran, D. C. Byers, J. R. Brophy and J. F. Stocky; 23rd Int. Electric Propul. Conf. (1993) IEPC-93-006.
- 5) H. Nagano, Y. Gotoh and E. Nishida; 19th Int. Symp. Space Technol. Sci. (1994) a-63.
- 6) J. R. Brophy and P. J. Wilbur; AIAA J. 23 (1985) 1731.
- 7) Y. Arakawa and K. Ishihara; Proc. 22nd Int. Electric Propul. Conf. (1991) 91-118.
- 8) J. R. Beattie and J. N. Matossian; NASA CR-187161 (1992).
- 9) J. A. Angelo, Jr. and D. Buden; Space Nuclear Power (1985) 223.
- 10) 宇宙科学研究所・小惑星探査ワーキンググループ; 小惑星サンプルリターン計画 (1994).
- 11) C. Garner, J. Brophy and J. Mueller; 23rd Int. Electric Propul. Conf. (1993) IEPC-93-112.
- 12) M. J. Patterson and T. R. Verhey; AIAA Paper 90-2543.
- 13) I. Kameyama; NASA CR-195372 (1994).
- 14) J. D. Williams; NASA CR-187097 (1992).
- 15) P. W. Garrison and J. F. Stocky; J. Propul. Power 4 (1988) 520.
- 16) 荒川義博; 日本航空宇宙学会誌, 40 (1992) 62.
- 17) 石島義之, 中野正勝, 荒川義博; 第34回航空原動機・宇宙推進講演会講演集 (1994) 143.