マイクロ波放電式プラズマ源の研究開発と応用

國中 均*

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1

(2019 年 11 月 21 日受付；2020 年 2 月 4 日掲載決定)

Research, Development and Application of Microwave Discharge Plasma Sources

Hitoshi KUNINAKA*

Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency,
3-1-1 Yoshinodai, Chuo, Sagami, Kanagawa 252-5210

(Received November 21, 2019 ; Accepted February 4, 2020)

The microwave discharge plasma sources contributed to the reciprocating powered flight between Earth and the asteroids as the main propulsion system of the Hayabusa and Hayabusa2 asteroid explorers, and showed its high performance. The electron cyclotron resonance discharge only heats the electrons and does not induce ion sputtering damage. The reasons of high performance and long life are derived and proved theoretically, experimentally, and in practical use in space. In addition to further space applications, efforts are also being made for industrial applications.

KEYWORDS : ion engine, electric propulsion, asteroid sample return, microwave discharge, electron cyclotron resonance

1. イオンエンジンとは

まず冒頭にロケット方程式を掲げる。

$$\Delta V = v_{ex} \ln \frac{M_{sc}}{M_{sc} - M_{prop}} \quad (1)$$

ここで ΔV は探査機の増速量, v_{ex} はロケットのジェット噴射速度, M_{sc} M_{prop} は探査機の初期質量と推進剤質量を表す。この式が述べてところは探査機が遠くに出かけるまたは長寿命となるため必要な大きな ΔV は, 大きな探査機か, 推進剤を多く噴射するか, 速いロケット噴射により実現される。大量の燃料を積む重い探査機をロケットで宇宙に打ち上げるには自ずと限界があるから, 宇宙技術者はロケットのジェット噴射速度向上に血道を上げて研究してきた。燃焼を用いる化学ロケットは, すでに理論限界である噴射速度 4.5 km/s に到達した。さらなる高速噴射を得るには電気ロケット方式となり, その一形式であるイオンエンジンの概略構造を Fig. 1 に示

Fig. 1. Schematic configuration of ion engine. The plasma is exhausted with 30 km/s velocity through plasma source, electro-static acceleration and neutralizer.

* E-mail : kuninaka@isas.jaxa.jp

Fig. 2. Configuration of ion engines.

す。イオン生成部において推進剤を電離させ、静電加速部にて複数枚のグリッドを用いてイオンだけを加速し、下流にて電子を混合し電気的中性なプラズマジェットを 30 km/s 規模の高速で噴射する。化学ロケットよりも約 7 倍噴射速度が速いということは、同規模の増速を 1/7 の推進剤量で達成できる¹⁾。最も早く宇宙作動に成功し最も多くの宇宙実績を誇るのは、米国が先導するアーク放電によりイオン生成する直流放電式イオンエンジンである²⁾。イオン生成に必須の陰極がスパッタリング侵食されるので、耐久性や信頼性に課題をはらんでいた。宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・電気推進研究室は、米欧口と技術的一線を画し独自にマイクロ波放電式電子サイクロトロン共鳴 (Electron Cyclotron Resonance, ECR) 型イオンエンジン $\mu 10$ を研究開発してきた³⁾。最大の特徴はマイクロ波放電による無電極プラズマ発生であり、放電電極に係わる諸問題を原理的に一掃する。地上における 2 年半を要する 2 万時間級の実時間耐久試験を 2 度実施し、耐久性を証明した上で、「はやぶさ」や「はやぶさ 2」小惑星探査機の主推進として宇宙応用された^{4, 5)}。本稿は直流放電とマイクロ波放電の差異に焦点を当てつつマイクロ波放電式プラズマ源に関する研究の最新状況を解説する。

2. 直流放電式プラズマ源

米欧口が推し進める、直流放電を主体とするイオンエンジンの構成を Fig. 2 (a) に示す。フィラメント陰極やホロー陰極から放出された熱放出電子は、陽極～陰極間の直流電界に加熱されて一次電子となって、中性ガス粒子に衝突してイオン化する。イオンはスクリーン電源

やアクセル電源にて静電加速される。同じく直流放電を主体とするホロー中和器から噴射される電子が下流にて混合されて、安定なプラズマとなって高速噴射される。プラズマ源内で効率的なイオン生成のために電子は閉じ込められるが、ソレノイドコイルによる縦磁場を用いる方式をカウフマン型、壁面に配した永久磁石を用いるリングカスプ型等に分類される。前者は小型、後者は大型のシステムに適合する。いずれも 7 種以上もの直流電源を組み合わせる。1 kV といった高電圧となるスクリーン電源のその上にプラズマ源用の電源を積み上げる構成は、特に絶縁設計が複雑になる。

直流放電式プラズマ源内の電子エネルギー分布の概略を Fig. 3 に示す。陽極～陰極間に加えたエネルギーの電圧換算値 V_D の内、熱電子放出に消費するエネルギー V_C とバルク電子温度 U_m を差し引いた分が輝線状の一次電

Fig. 3. Electron energy distribution function.

Fig. 4. Energy transfer models on plasma sources.

子を生成する。これが中性粒子に衝突してイオン生成するとともに、電離電圧に相当するエネルギー U_+ を失ってバルク電子に組み込まれる。

プラズマ源内のエネルギー伝達の模様を表した Brophy Model⁶⁾を Fig. 4 (a) に示す。熱電子放出から加速された一次電子は励起粒子・一価イオン・バルク電子を生成する。ボルツマン分布するバルク電子の高温成分もわずかながらイオン生成 I_P'' の効果がある。これら生成粒子は電極や壁面に消失するが、唯一静電加速部供給電流 I_S のみがプラズマ源の出力となる。宇宙用プラズマ源の性能を表すイオン生成コスト C_i を、静電加速部へのイオン電流 I_S を生成するに必要な全放電電力と定義し、式 (2) に表す。

$$C_i \equiv \frac{I_D V_D}{I_S} \quad (2)$$

プラズマ源としてはこの数値は小さいほど、つまり低電力でイオン生成するので高性能とされる。Fig. 4 (a) に示される入出力を等式化して、式 (2) に代入すると以下を得る⁶⁾。

$$C_i = \frac{\varepsilon_p^*}{\beta f_S \{1 - \exp(-\sigma_F n_n L)\}} + \frac{f_C}{f_S} V_D \quad (3)$$

$$\varepsilon_p^* \equiv \frac{\sum I_k U_k}{I_P} + U_+ + U_m \quad (4)$$

$$\beta \equiv \frac{V_D - (U_m + V_C)}{V_D} \quad (5)$$

ここで V_D は放電電圧、 V_C は陰極から電子を放出するのに必要なエネルギーの電圧換算値、 $U_+ U_m$ は励起電圧・一価電離電圧・バルク電子のエネルギーを表す。式 (3) の第一項の分子に現れる ε_p^* は式 (4) で定義さ

れて標準プラズマイオン生成エネルギーコストと呼ぶ。キセノンに関する励起・電離断面積の数値データを用い、バルク電子はマクスウェル・ボルツマン分布に従うと仮定して、標準プラズマイオンエネルギーコストの値を見積もることができる⁷⁾。詳細な計算結果は省略するが、パラメータ依存するもののほぼ一定の 40~50 eV という値をとる。プラズマ源の主目的は一価イオン生成にあるのだが付随して励起粒子やバルク電子も同時に生成することを意味する。つまり一価電離エネルギーは 12 eV にすぎないが、有効な電離断面積で効率的にイオン生成するためにさらに付随する粒子生成にエネルギーを奪われる結果、その 4 倍程度の電力を消費しなければならない。式 (3) の第一項分母の β 項は放電電圧 V_D が全て電子加熱に寄与するのではなく、熱電子放出やバルク電子生成にエネルギー損失することを表す。exp を含む項は一次電子が中性粒子に衝突して減衰する様を示し、高い中性粒子密度 n_n や長い一次電子閉じ込め長 L ほどイオン生成コストは下がる。 f_S は生成されたイオンの内、静電加速に供された成分の割合を表す。プラズマ源内の各部へのイオン飽和電流を計測することで実験的に特定されていて 0.4 程度である⁸⁾。プラズマ源は側壁面が少なくなるように扁平な容器になっており、静電加速グリッド方向とプラズマ源上流面方向それぞれに半分づつのイオンが供給され、静電加速グリッドの開口面積比が 0.8 であることから、 $f_S = 0.4$ という物理的解釈と符合する。第二項は直流電界が電子を加熱するだけでなくイオンにも作用してエネルギー損失することを意味する。それだけに留まらずプラズマ源内部で加速されたイオンは壁面に衝突してスパッタリングを発生し、電極損耗を誘導することは長寿命化にとって深刻である。特に問題となるのは二価イオンであり、放電電圧の 2 倍のエ

エネルギーを得て電極を激しくスパッタリング損耗する。二価イオン生成を抑制するために放電電圧を二価電離電圧 33 V 以下に設定するのが一般である。すると励起粒子生成断面積が大きくなり、一価イオン生成効率が低下する。放電電圧を低下させたとしてもバルク電子の高エネルギー部分が二価イオンを生成するので、電極のスパッタリング損耗は避けられない。このような損失を全て加味すると宇宙で実用化された直流放電式イオンエンジンのイオン生成コストは 250 eV 程度となり、標準プラズマイオン生成エネルギーコストよりさらに 5 倍程度も悪化する。一価イオンの電離電圧に対しては実に 20 倍のエネルギーを消費する。

3. マイクロ波放電式プラズマ源

マイクロ波放電式プラズマ源の最大の特徴は無電極プラズマ生成にある。 $\mu 10$ イオンエンジンの構成を Fig. 2 (b) に掲げる。4 GHz のマイクロ波源からの出力は分割されてプラズマ源と中和器に伝送され、それぞれで ECR 放電を発生させる。静電加速に供せられる直流電源は三つでありマイクロ波源と合わせても四つと、直流放電式イオンエンジンより簡素化される。特に高電圧にバイアスされたプラズマ源に能動的部品は使われていないので絶縁設計に心配が少ない。マイクロ波放電式プラズマ源では、永久磁石を用いた磁場配置と導波管またはアンテナ状のマイクロ波導入部を備える。電子加熱機構の概略を Fig. 5 に示す。放電室に発射されたマイクロ波は、生成プラズマ中を伝搬し永久磁石近傍に形成される ECR 領域に到達して電子加熱に寄与する。この領域ではマイクロ波周波数と ECR 周波数が一致して電子は共鳴的に加熱される。マイクロ波周波数 4 GHz に対応する ECR

Fig. 5. Electron heating mechanism in ECR plasma source.

磁場強度は 150 mT であり、高温動作が可能な SmCo 永久磁石で発生させることができる。加熱過程にある電子は対となる永久磁石間に形成される弓形磁束管内に捕捉されてミラー磁場閉じ込めにより往復運動を繰り返す。往復の度に ECR 領域を複数回通過して加熱が進む。この時電子は磁場配位の空間強度分布に依存して派生する gradB ドリフトまたは湾曲ドリフトを起して磁場トラックに沿って移動し、プラズマの一様化に寄与する。

電子エネルギー分布は直流放電式プラズマ源と比較すると理解しやすい (Fig. 3 参照)。既に存在するバルク電子を再利用して加熱して一次電子を生成するので、陰極から熱電子放出は不要である。頻繁に ECR 領域を通過することになるバルク電子の高エネルギー成分が選択的に再利用される。一次電子は輝線ではなくブロードな分布を示す。Fig. 3 中の矢印の長さで示される一次電子を昇圧するための加熱量が直流放電に比べてマイクロ波放電では緩和されることが見て取れる。

Brophy Model に準じたマイクロ波放電に関するエネルギー伝達モデルを Fig. 4 (b) に示す⁹⁾。外部から供給されるマイクロ波電力 P_μ に伝達効率 α を乗じた入力があり、バルク電子が昇圧されて一次電子となる。それ以降の動作は直流放電のエネルギー伝達モデル Fig. 4 (a) と同じとなる。投入電力と引き出しイオン電流との関係からマイクロ波放電のイオン生成コストは次式である。

$$C_i \equiv \frac{P_\mu}{I_s} \quad (6)$$

Fig. 4 (b) に示された入出力要素を等式化して式 (6) に代入すると次式を得る。

$$C_i = \frac{\varepsilon_p^*}{\alpha f_S \{1 - \exp(-\sigma_F n_n L)\}} \quad (7)$$

本式を式 (3) と比較検討すると大変興味深い。式 (3) の第一項分母の β に替り式 (7) には α が現れる。さらに式 (3) の第二項に相当するものは消失する。このことは ECR 加熱が電子にだけ選択的にエネルギー伝達されてイオンには不感であることを意味する。結果としてイオンへのエネルギー損失は起こらず、また加熱されたイオンによる材料損傷も伴わない。このようにマイクロ波放電による利点が定式化され、直流放電よりも有利にイオン生成できる可能性を示唆する。Fig. 6 に各モデルの性能比較を示し、初期型モデルから漸次性能向上が図られていることが分かる⁸⁾。これが α の向上に依存していると仮定すると、最高性能作動点において当初が 0.4 程度であったものが最新式モデルでは 0.65 程度まで改善した。

Fig. 6. Performance comparison between Hayabusa installed model, Hayabusa2 model and latest laboratory model.

4. マイクロ波放電式中和器

前章ではマイクロ波放電によるプラズマ生成はイオンスパッタリングを伴わずイオンエンジンの長寿命化に寄与すると主張したのであるが、中和器に関しては少し事情が異なる。プラズマ源はイオンを放出する代わりに容器の壁面で電子を受け取ることで電流回路が成り立つ。この時電子が壁面へ衝突しても材料損傷は起こらない。一方、中和器はマイクロ波放電により生成されたプラズマから電子を空間に向けて放出し、その代わりに内部壁面へはイオン電流を生ずる。大きな電子電流を放出する際にはプラズマと壁面間の電位差が大きくなる傾向にあり、イオンスパッタリングを誘発する。直流放電式イオンエンジンが用いるホロー中和器は電極から積極的に熱電子放出を行っており、壁面へのイオン電流を主体としていない。事実、はやぶさ初号機では中和器の故障が頻発しミッション達成を危うくした。このような経緯を踏まえ中和器の劣化に関する研究を精力的に進め、1) 推力スロットリング時の希薄な中性ガス密度環境では電子のECR加熱が進み多価イオンが生成されやすい、2) 多価イオンはスパッタリング閾値を超える大きなエネルギーで壁面衝突する、3) 低密度であっても1万時間級長時間作動にてスパッタリングによる損傷を来す、ということが分かってきた¹⁰⁾。いくつかの改良を行った上で地上における耐久試験を2012年から実施して今なお継続中

であり、実に6万時間以上の作動耐久性を証明した⁵⁾。

宇宙のみならず地上への展開として省電力・小型・堅牢という性質を活かしマイクロ波放電式中和器から放出される荷電粒子にて、半導体製造や真空蒸着等の高真空中でのプロセス中の接触・摩擦帯電を中和や緩和する研究¹¹⁾を進め、私企業へ技術移転して産業分野に向けて製品が上市された¹²⁾。Fig. 7に、真空中で三つのロールでフィルムを回転させると-1 kVに帯電していたものが、中和器からのプラズマ噴射によって速やかに除電される実験例を示す。

5. ま と め

宇宙機器には省電力性と長寿命性が求められる。マイクロ波放電式プラズマ源は、「はやぶさ」「はやぶさ2」小惑星探査機の主推進装置の要部品として地球～小惑星間往復動力航行に貢献しその高性能を余すことなく示した。電子サイクロトロン共鳴放電は電子のみを加熱しイオンスパッタリング損傷を誘発しないことが長寿命性の由来であり、理論的にも実験的にも、宇宙実用の場面においても証明された。中和器固有のイオンスパッタリング劣化に関しても、性能改善研究や実時間地上耐久試験、宇宙における知見経験蓄積により課題解決された。このイオンエンジンを主推進とする将来計画が複数立案されており、日本の宇宙開発の基幹技術である。さらなる宇宙応用のみならず、産業応用にも努力中である。

Fig. 7. Demonstration test about charging of rotating film and its discharging by ECR neutralizer in vacuum.

文 献

- 1) E.Y. チャウエリ (國中均翻訳) : 日経サイエンス **29**, 2 (2009).
- 2) H.R. Kaufman : *Adv. Electron. Electron Phys.* **36**, 265 (1975).
- 3) 國中 均 : 日本航空宇宙学会誌 **46**, 174 (1998).
- 4) 國中 均, 堀内康男, 西山和孝, 船木一幸, 清水幸夫, 山田哲哉 : 日本航空宇宙学会誌 **53**, 203 (2005).
- 5) K. Nishiyama, S. Hosoda, R. Tsukizaki and H. Kuninaka : *Acta Astronaut.* **166**, 69 (2020).
- 6) J.R. Brophy and P.J. Wilbur : *AIAA J.* **23**, 1731 (1985).
- 7) J.R. Brophy and P.J. Wilbur : *AIAA J.* **24**, 1516 (1986).
- 8) Y. Tani, R. Tsukizaki, D. Koda, K. Nishiyama and H. Kuninaka : *Acta Astronaut.* **157**, 425 (2019).
- 9) 國中 均 : “イオンエンジンによる動力航行” 宇宙工学シリーズ (コロナ社, 2006).
- 10) W. Ohmichi and H. Kuninaka : *J. Propuls. Power* **30**, 1368 (2014).
- 11) T. Morishita, D. Koda, S. Hosoda, T. Mogami, K. Minemura, N. Nomura and H. Kuninaka : *J. Phys. Conf. Ser.* **1322**, 012018 (2019).
- 12) 小惑星探査機「はやぶさ2」のイオンエンジン技術を応用した「マイクロ波プラズマ除電処理システム」の開発について, 2019年10月8日, 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構, 春日電機株式会社, http://www.jaxa.jp/press/2019/10/20191008a_j.html