

## 講座

## 宇宙機用電気推進機のための計測法

## Measurement Methods for Study of Electric Propulsion for Spacecraft

## 1. はじめに

## 1. Introduction

桑原大介

KUWAHARA Daisuke

中部大学工学部

(原稿受付：2020年7月20日)

本講座では電気推進機に関わる実験的研究を始める大学院生をターゲットに、様々な計測器の原理や実装法について3号に渡り解説します。特に、実際に計測器を開発する際に必要な素材、配線や真空容器への実装法などの教科書に載っておらず学生が躓きがちな部分について手厚く解説します。電気推進機に限らず一般的なプラズマ計測器開発においても有益な情報があると思います。

電気推進機は人工衛星や宇宙探査機などで用いられる宇宙空間用推進機です。所謂、火を吹きながら飛んでいくロケットエンジン（化学推進機）と比べると一般に馴染みのあるものとは言えないのですが、「はやぶさ」や「はやぶさ2」の快挙により搭載された電気推進機であるイオンエンジンも脚光を浴び、知名度の向上を実感しています[1,2]。また、再利用ロケットで一躍有名になったSpaceX社が開発を進めている衛星コンステレーションによるブロードバンドインターネットサービスStarLinkにおいても、用いられる1万機以上の通信衛星の軌道保持推進機としてホールスラストが採用され、既に数百機の打ち上げに成功しています。今後、探査機などの科学用探査機での活用に以上に通信、気象観測や新たな宇宙ビジネス等の商用衛星における利用が一層進むと考えられ、大学や研究所、大手企業による研究開発の他にもベンチャーの起業も盛んになっています。

電気推進機について少し解説します。宇宙用推進機の性能で重要なのは(1)式で示される推力 $F$ [N]と(2)式で示される燃費の指標である比推力 $I_{SP}$ [s]です。ここで、 $F$ ：推力[N]、 $A$ ：排気面積[m<sup>2</sup>]、 $n$ ：粒子密度[m<sup>-3</sup>]、 $k_B$ ：ボルツマン定数[J/K]、 $T$ ：粒子温度[K]、 $m$ ：粒子重量

[kg]、 $v$ ：粒子速度[m/s]、 $\dot{m}$ ：推進剤流量[kg/s]、 $g$ ：重力加速度[m/s<sup>2</sup>]です。推力は推進剤を電気的なエネルギーを用いて噴射した際に推進機が受ける反作用による力で、密度と温度による静圧と密度と粒子速度による動圧を排気面の面積で積分することで得られます。ただ、各圧力は空間分布を持つことを考慮する必要があります。比推力は1gの推進剤で1mNの推力を発生させることのできる時間を示し、燃費の指標となります。

$$F = \int_A (nk_B T + nmv^2) dA \quad (1)$$

$$I_{SP} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{v}{g} \quad (2)$$

粒子種が電子、イオン、中性粒子など複数あるのでそれぞれ積算する必要があります。

化学推進機では推進剤と酸化剤の化学反応によるエネルギーで燃焼ガスを排気します。ガス粒子当たりのエネルギーは化学反応による数eVで、ノズルによって流体力学的に加速されます。液体燃料を用いたロケットエンジンで3-4 km/s程度の排気速度、すなわち300-400秒程度の比推力、推力は大きいもので1MNにもなります。対する電気推進機では、多くの方式で推進剤をプラズマ化し、静電的・電磁氣的に加速を行うため1粒子当たりのエネルギーは化学推進機を大きく上回ります。はやぶさで用いられたイオンエンジン $\mu 10$ では3,400sの比推力が実現されていますが、プラズマの密度が薄いため推力は8.5mNです。

宇宙用推進機にとって燃費は打ち上げコストに直結するため極めて重要です。燃費が良ければ燃料の積載量を低減

して打ち上げコストを抑えたり、より長い期間の運用が可能になったり、機体が軽くなるため増速分  $\Delta v$  が向上し、より遠くの天体に早く到達できるようになります。ただし、多くの場合燃費と推力はトレードオフの関係となっており、電気推進機は噴射するプラズマの密度が少ないため推力は数十 mN のものが大半であり、長時間運用が基本となります。

電気推進機には多くの方式があります[3]。既に実用化され商用となっているものにイオンエンジンとホールスラスタがあります。前者はマイクロ波や DC 放電で生成したプラズマ中のイオンを、高電圧で加速・噴射して推力を得ます。後者はリング上の放電容器内に流れる電子によるホール電流によりプラズマ生成を行い、電場によりイオンを加速・排気します（原理の詳細は[3]を参照ください）。これらの方式はプラズマ中の質量の大半を占めるイオンを主に排気するため、放っておくと残された電子で機体が負に帯電しイオンが引き戻されてしまうため、これを防ぐためホローカソード等の中和器から電子を噴射して中和します。

これらの方式の性能向上のための研究は盛んに行われていますが、他にも同軸電極間で大電流アーク放電を発生させ、発生した磁場によるローレンツ力でプラズマを排気する Magneto Plasma Dynamic (MPD) スラスタ[3]や、高周波放電による高密度プラズマを軸方向磁場に沿って排気して推力を得る高周波プラズマスラスタ[4]、固体燃料等をパルス放電で電離して噴射するパルスプラズマスラスタ等、様々な方式の電気推進機の研究開発が進められています。

これらの電気推進機の性能向上のためには推力、比推力等の直接的な推進性能の評価のほか、プラズマパラメータ把握のためのプラズマ計測が重要です。表 1 に電気推進機研究で用いられている計測対象と計測法を列挙しました。一応、得意とする計測対象を○、難しいが推定可能といった対象を△と私の独断で示しましたが、それぞれの計測の中にも細かい方式が存在するので確実なことは言えないことはご了承ください。また、一概にイオン、中性粒子計測といっても、イオンには価数がありますし、中性粒子には

基底状態、励起状態等複数の準位があり、絶対値か相対値計測なのか、視野で言えば単点計測か、視線積分計測なのか、中々一言では言えません。

電気推進機の推力発生は推進剤の質量の大半を占めるイオンの噴射によるものなので、イオンの密度や速度の計測やイオンを加速するための電位の計測がプローブ計測によりもっぱら行われています。これらの計測は磁場閉じ込めプラズマや基礎プラズマ実験で用いられるものとはほぼ変わりません。

マイクロ波干渉計による電子密度計測や、レーザー誘起蛍光法によるイオンや中性粒子の速度分布関数計測は絶対値計測も可能なため重宝されます。ただしマイクロ波源やレーザー光源は高価なため、これらの計測を実施している研究室はあまり多くはありません。

推力、比推力、推力電力比（投入電力あたりの推力の比）の増加を図るためにはプラズマ損失を減少させる必要があります。このために放電容器内における電子・イオンに加え中性粒子密度の空間分布を把握し、これらを最適化することが求められます。中性粒子の密度を直接的に計測するのは難しいのですが、レーザー吸収分光やキャビティリングダウン吸収分光、衝突輻射モデルによる発光分光計測等による評価が行われています。

電気推進機計測で最も特徴的なのが直接的な推力計測、すなわちスラストスタンドです。プラズマ計測は数あれど、応力計測は電気推進特有のものといえます。化学推進機の推力は大きいものでは数 MN、小さいものでは数 N 程度ですが、多くの電気推進機の推力は数十 mN 程度と微弱です。また、CubeSat 等の小型宇宙機用電気推進機の推力は数十  $\mu$ N 程度と更に微弱で、真空容器内という制限のある環境で如何に微弱な力を検出するかが課題となります。一般的には感度の高い天秤や振り子の振幅から推力を計測する方法が用いられます。天秤や振り子に推進機を搭載したり、噴射したプラズマを受けるターゲット板を振り子に装着してその振れ幅を  $\mu$ m 程度の分解能を持つレーザー変位計で計測し、振れ幅と推力の校正は既知の応力である重りや電磁石により行います。難しい点としては推進機に接続される各種配線、推進剤供給の配管による応力や

表 1 電気推進機における代表的計測法。

No.	計測法	推力	比推力	電子		イオン			中性粒子		電位
				密度	温度	密度	速度	価数	密度	速度	
1	静電プローブ	-	-	○	○	△	-	-	-	-	△
2	エミッシブプローブ	-	-	-	-	△	-	-	-	-	○
3	<b>E×B</b> プローブ	-	-	-	-	-	-	○	-	-	-
4	イオンエネルギーアナライザー	-	-	-	-	△	○	-	-	-	-
5	マイクロ波干渉計	-	-	○	-	△	-	-	-	-	-
6	レーザー吸収分光法 (LAS)	-	-	-	-	-	-	-	○	○	-
7	キャビティリングダウン吸収分光 (CRDS)	-	-	-	-	-	-	-	○	-	-
8	レーザー誘起蛍光法 (LIF)	-	-	-	-	○	○	-	○	○	-
9	発光分光 (CR モデル等)	-	-	△	△	△	△	△	△	△	-
10	トムソン散乱	-	-	○	○	-	-	-	-	-	-
11	ラマン散乱	-	-	-	-	-	-	-	○	-	-
12	スラストスタンド	○	○	-	-	-	-	-	-	-	-

真空装置の振動の除去等があります。

以降の章立てですが、2章ではプローブ計測、3章では光学的な計測、4章では推力計測について取り扱い、5章ではまとめと本講座で触れられなかった計測、例えば電気推進機の寿命計測等の紹介も行います。本講座は計測について解説するものですが、真空容器内で用いるプローブなどの製法や各種配線の導入法などについても、各章の著者が実際に製作した機器を例に上げて紹介します。これらの情報は文献などを当たってもほとんど記載が無く、経験の少ない初学者は何を使えば良いか、どこから入手できるのか分からず手が止まってしまうことが多々あります。本講座が機器製作の一助になれば幸いです。

なお、本学会誌では電気推進機関連の論文が数多く出版

されていますのでそちらも参照いただければ幸いです[4-8]。

### 参考文献

- [1] 川口淳一郎：プラズマ・核融合学会誌 82, 215 (2006).
- [2] M. Yoshikawa *et al.*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan 12, Tk\_29 (2014).
- [3] 栗木恭一, 荒川義博：電気推進ロケット入門 (東京大学出版会, 2003)
- [4] 田原弘一：プラズマ・核融合学会誌 94, 58 (2018).
- [5] 小泉宏之：プラズマ・核融合学会誌 92, 501 (2016).
- [6] 小柴公也, 福成雅史：核融合学会誌 92, 323 (2016).
- [7] 篠原俊二郎：プラズマ・核融合学会誌 91, 412 (2015).
- [8] 高橋和貴, C.Charles, R.W.Boswell：プラズマ・核融合学会誌 88, 220 (2012).



くわ ほん だい すけ  
桑原 大介

中部大学 宇宙航空理工学科 講師。2012年東京工業大学総合理工学研究科博士 (工学)。東京農工大学助教を経て2018年より現職。主に高周波プラズマ推進機とマイクロ波計測器開発に従事。夢だった自前の電気推進機用真空容器を現実のものとするべく、図面を引いたりなんなりと奮闘しております。なお名前は Chu-Chamber (Chubu Univ. Chamber) の予定。