

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タが採用され、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[m²]、 n ：粒子密度[m⁻³]、 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/s²]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 Δv 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 μN 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 μm 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。

	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	$\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ 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。



講座 宇宙機用電気推進機のための計測法

2. 宇宙機用電気推進機のためのプローブ計測

2. Probe Measurement Methods for Study of Electric Propulsion

渡邊 裕樹

WATANABE Hiroki

宇宙航空研究開発機構

(原稿受付：2020年07月20日)

電気推進機自身の損失割合や宇宙空間での排気プラズマと宇宙機の相互干渉の予測、数値解析コードの検証などには、推進機から排気される推進剤イオンの特性をプローブにより計測する必要があります。本章では、推進剤イオンのプローブ計測器として代表的なガード電極付平面プローブ、逆電位アナライザ、 $E \times B$ プローブについて解説するとともに、すべてのプローブで必須の微小電流計測についても解説します。

Keywords:

electric rocket propulsion, Faraday probe, retarding potential analyzer, $E \times B$ probe, low-current measurement

2.1 はじめに

第1章で述べられた通り、電気推進機の推力発生の大半は推進剤イオンの噴射によるものなので、排気イオンの特性を計測し、把握することは推進機の放電状態や損失割合を予測する上で有効な手段になります。筆者はこれまでにホールスラストやイオンエンジンといった推進剤イオンを静電的に加速する静電加速型[1]の電気推進機の研究開発に従事してきました。放電チャンネル内で準中性的にイオン生成と加速が行われるホールスラストは、性能を把握するために、第4章で紹介されるように推力計測装置を用いて推力を計測します。推力計測により、投入した電気エネルギーが運動エネルギーにどの程度変換されたかを示すアノード効率を求めることができます。一方で、推力計測だけでは損失の内訳まで把握することはできません。

例えば、ホールスラストでは推進剤を100%電離し、加速することは困難です。このため、供給した推進剤の内、どの程度の推進剤が電離し、加速されたかを把握する必要があります。このためには静電プローブを用いてイオンビーム電流密度の空間分布を計測し、イオンビーム電流の総量を求める必要があります。加えて、イオンビームの空間分布からビームの発散角を求めることにより、宇宙機の加速・減速に寄与しない発散による損失を求めることができます。また、放電チャンネル内でのイオン生成にどの程度のエネルギーが費やされたかを予測するためには、イオンビーム電流の総量と放電電流の差分から、余分にアノードに流れた電子電流の値を算出する必要がありますし、中和電子がイオンビームを中和するのに要するエネルギーは、逆電位アナライザによりイオンエネルギーを、ラングミュアやエミッシブプローブのI-V特性から排気プラズマの電位を計

測し、放電電圧に対する割合を求める必要があります。加えて、多価イオン生成による損失や損耗に対する影響を予測するために $E \times B$ プローブにより多価イオンの生成量を計測する必要があります。より詳しいプローブ計測結果を用いたホールスラストの体系的な損失評価については、Brownらの論文[2]を確認ください。

一方、荷電分離によりイオンを加速するイオンエンジンの場合には排気されたイオンビーム電流が電気回路上で計測でき、イオンエネルギーも加速電圧でほぼ決まるため、推力計測やプローブ計測を行わなくても推力と損失割合を電流と電圧からある程度予測可能です。しかし、すべてのイオンが1価であるとの仮定が必要な点、また、イオンの発散による損失は考慮できないため、静電プローブによる発散角の算出や $E \times B$ プローブによる多価イオンの存在比の算出により、イオンビーム電流から算出した推力や損失割合の補正を行います[3]。

以上のように電気推進機の研究開発において、効率改善のために各種プローブによる排気プラズマ計測は有効です。また、プローブ計測はそれだけにとどまらず、人工衛星や探査機といった宇宙機に電気推進機を搭載する際には、推進機から排気される推進剤プラズマが宇宙機自身に衝突し、不必要なトルクやスパッタリングによる宇宙機表面の損耗、損耗物質の再付着による宇宙機表面の汚染が発生するため、プローブ計測により排気プラズマの密度の空間分布やエネルギーなどの素性を把握しておくことは、宇宙機の機能を維持する上で重要なことです[4]。加えて、プローブを挿入するのが困難な推進機内プラズマの挙動の把握や推進機の設計に使用される数値シミュレーションの検証や境界条件の設定にも排気プラズマの計測結果は活用

されます[5].

このため、プラズマ物理や核融合プラズマ分野の先人たちが構築してきた各種測定器の技術[6]をもとに、電気推進機からの排気プラズマの計測に適した各種プローブ形状の研究やその精度評価が推進機の研究開発とともに行われてきました。本章では、図1に外観を示す電気推進機用のガード電極付平面プローブ、逆電位アナライザ、 $E \times B$ プローブについて解説します。また、紙面の都合から、計測結果の処理や補正方法、計測精度の議論については文献を紹介するにとどめ、測定原理や計測結果の一例を説明した後、各プローブの製作方法について詳しく説明します。なお、計測結果の一例は過去に筆者が計測した小型ホルスラスタ[7]のものになります。

2.2 ガード電極付平面プローブ

電気推進機からの総イオンビーム電流の計測は、ビーム径に対して十分に大きな電極を推進機下流に設置し、負電圧に印加することによりイオン飽和電流を計測すれば、簡単に計測することができます。しかし、この方法の場合、電極材料がスパッタにより飛散し、推進機や真空チャンバーを汚染します。また、電極に衝突し、中性粒子に戻った残留推進剤が推進機の作動に影響を与える場合があります。加えて、イオンビームの発散角も計測できないため、一般的には、負電圧を印加した静電プローブを2軸の直線ステージや回転中心を推進機出口に合わせた回転ステージを使って掃引し、図2に示すようなある平面で

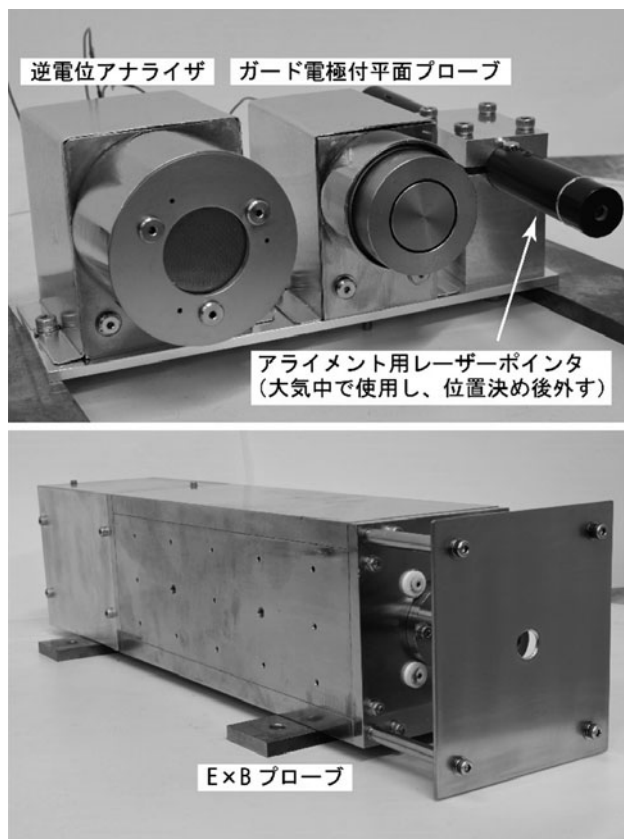


図1 各種プローブの外観写真。

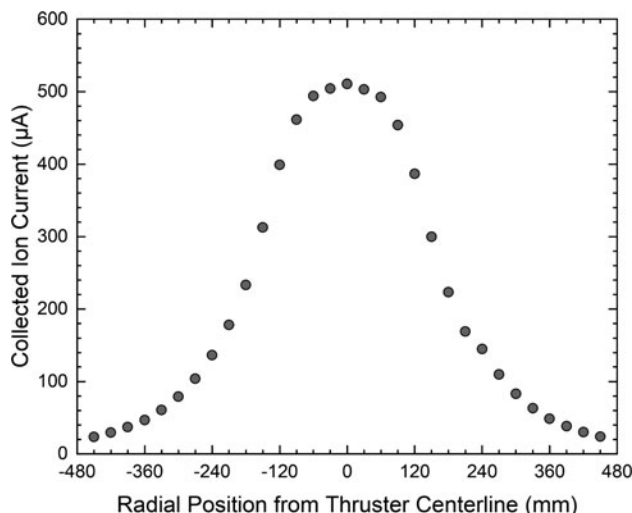


図2 ガード電極付平面プローブによる計測結果の一例。

のイオンビーム電流密度分布を計測し、積分により総イオンビーム電流や発散角を算出します。

空間的にプラズマ密度が大きく変化するイオンビーム電流密度を静電プローブで正確に計測するには、イオンの捕集面積を可能な限り一定に保つ必要があり、図3に示すようなシース端効果を抑制し、コレクタ電極表面積と同じ捕集面積を持ったシースを形成するためのガード電極付きの平面プローブ（電気推進機のコミュニティではこの静電プローブを「ファラデープローブ」と呼ぶことがあります）が良く使用されます。また、イオンビーム電流計測で一般的なファラデーカップ[8]も電気推進機の計測によく用いられますが、カップ内での残留推進剤とイオンの衝突による影響への懸念から、比較的大流量の推進剤を流すホルスラスタではガード付平面プローブが使われる傾向があります。一方で、真空ポンプの排気速度が十分でない場合には、一定量の推進剤が真空チャンバー内に残留し、推進機からの高速イオンと電荷交換衝突を起こし、低速イオンが発生、イオンビームが見かけ上広がるため、エネルギーに関係なく入射したイオンをすべて捕集するガード付平面プローブでは、真空チャンバー内圧力が高い場合に発散角の算出誤差が大きくなる傾向を持ちます。ファラデーカップは入口のコリメータにより指向性の弱い低速イオンがイオン捕集面に到達しにくい構造になっているため、電荷交換衝突による低速イオンの影響を受けにくい特性を持っています。

Mazouffreら[9]は、ガードの無い平面プローブ、ガード付平面プローブ、ファラデーカップの3つのプローブについて比較評価を行い、推進機作動時に 10^{-3} Pa 以下の真空チャンバー内圧力を保持できる真空環境下であれば、ガード付平面プローブとファラデーカップのイオン電流密度の空間分布が一致することを確認しています。また、電荷交換衝突による低速イオンの除去を目的に磁場によるフィルタリング[10]を実施するなど、残留推進剤による影響やイオンビーム電流計測に適した静電プローブについては、現在でも研究課題の1つです。

本節では、構造が簡素で、筆者が製作したことがある

ガード付平面プローブについて詳細に解説します。なお、ラングミュアプローブやエミッシブプローブのI-V特性による排気プラズマの温度や電位計測も2.1節で述べた通りで重要ですが、製作で大きく躓くことがないと思われる点、測定原理や精度、注意点など本誌で過去に集中講座[11]が組まれており、Lobbiaら[12]やSheehanら[13]がラングミュアおよびエミッシブプローブによる電気推進機のプラズマ計測について総説論文を出していますので、そちらを確認ください。また、ガード付平面プローブについてはBrownら[14]が、測定原理や製作方法をはじめ、捕集面積の補正方法や真空チャンバー内の残留推進剤との衝突による計測誤差、プローブの掃引方法や推進機とプローブ相対位置の補正などを網羅的に解説した総説論文を出していますので、本講座を読んで興味を持たれた方はそちらを確認することをお勧めします。

ガード付平面プローブは図3に示すように、イオン電流を計測するコレクタ電極、シース端の広がりを抑制するガード電極、これら2つを保持する絶縁物と電極に電線を結線するためのボルトの頭などをプラズマに曝露しないよう全体を覆うハウジングから構成されています。コレクタとガードは二次電子放出による影響を同じにするため、同じ材質で製作する必要があります。また、高速で入射するイオンによるスパッタリングに耐えるため、耐スパッタ性の強い材料を使用します。さらに、ガード付平面プローブには二次電子放出を抑制する機能が備わっていないため、推進剤であるキセノンなどのイオンの入射に対する二次電子放出係数についての実験データが存在する材料を選定し、次節以降で解説する逆電位アナライザや $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブなどによる計測結果から、二次電子放出による影響について補正[14]を行う必要があります。以上の観点から、コレクタおよびガード電極には純モリブデンや純タングステンが良く使われます。

コレクタとガードを固定する絶縁物は、各電極を構造的に支え、十分な電気絶縁性を持つ必要があります。コレクタ・ガード間の絶縁抵抗が低いとガードからコレクタへの漏れ電流が増加するため、イオンビーム電流が見かけ上増加し、計測誤差となります。このため、コレクタ・ガード間の絶縁抵抗は実験前後に絶縁抵抗計などにより、排気プラズマ・コレクタ間の抵抗に比べて十分に大きいことを確認する必要があります。また、イオンビームによりスパッ

タされ、飛散した真空チャンバー壁面材などにより絶縁抵抗が低下しないように、ハウジングによる保護やコレクタ・ガード電極間隙は図3のようなラビリンス構造にし、飛散物質の絶縁物上への堆積を抑制する必要があります。加えて、排気プラズマによりプローブは加熱されるため、耐熱性を考慮する必要があります。以上の観点から、絶縁物にはセラミックスを使用します。高熱伝導率、高耐熱衝撃の窒化ホウ素や高い強度を持つアルミナを使用するのが一般的ですが、加工コストが高くなります。このため、熱的な特性や機械的な特性は若干妥協して、マコール[®]などのガラス系のマシナブルセラミックスや熱的に耐えられるのであればPEEKなどの耐熱性樹脂を使用することも検討して良いと思います。これであれば、丸棒を購入し、大学の工作機械室で旋盤加工することができ、加工コストを抑制できます。

ハウジングもコレクタやガードと同様に、排気プラズマに曝露されるため、グラファイトやモリブデンなどの耐スパッタ性の強い材料を使用するに越したことはありません。しかし、ビームを正面から受けけない点、また、各電極や絶縁物と違い計測精度に大きな影響を及ぼす部品ではないため、加工コストを抑制するために、実験環境を考慮しながら、SUS316などの入手性の良い非磁性のステンレスを使用するのも良いと思います。ステンレスであれば、工作機械室で円板と円筒をそれぞれ加工し、TIG溶接機で点付けすることにより、安価に自作することができます。

以上、ガード電極付平面プローブの各部品の材料について述べてきましたが、設計にあたって重要な寸法は、コレクタの外径($2r_c$)、コレクタとガードの間隙(d_g)およびガードの外径($2r_p$)になります。図3に各寸法の設計指針[14]を示します。まず、コレクタ外径はイオンビーム電流密度の空間的な分解能により決まります。プローブを回転ステージに載せ、推進機の出口を中心軸に推進機出口から距離 r で円弧掃引した場合、電流密度の角度分解能 θ は $2r_c = r\theta$ の関係から求まります。例えば、スラストから1 m下流で角度分解能1 degを得たい場合には、コレクタ外径は17 mm程度に設定する必要があります。次に、電極間隙は均一なシース面を形成する観点からの寸法決定となるため、排気プラズマのデバイ長 λ_D の5~10倍以下に設定します。例えば、最大で 10^{16} m^{-3} 、1 eVの排気プラズマを考えた場合、デバイ長は0.08 mm程度のため、間隙は0.5 mmに設定します。プローブを推進機に近づけると排気プラズマ密度は上昇し、より狭い間隙が要求されるので、加工精度やはめ合いによるズレを考慮しながら、計測距離と間隙については設定してください。最後に、ガード外径は薄いシース条件が有効になるよう排気プラズマのデバイ長の100倍以上に設定します。例えば、 $5 \times 10^{14} \text{ m}^{-3}$ 、1 eVが下限の排気プラズマの計測の場合には、デバイ長は0.33 mm程度ですので、ガード外径は34 mm程度に設定します。

プローブ長さ方向の寸法ですが、特に大きな制限はありません。しかし、Brownら[15]により電極間隙に入射したイオンのコレクタ側面での捕集が実験的に示唆されており、コレクタ電極の長さ方向をパラメータにした補正が推

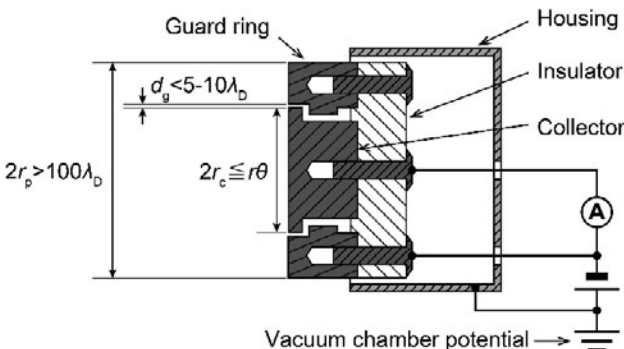


図3 ガード電極付平面プローブの概要。

奨されているため、絶縁物に固定するために必要な雌ねじが加工できる最小の長さにコレクタおよびガード電極は設定するのが良いと思います。また、ハウジングの長さは、電線の結線が十分に行え、それを覆える程度に設計する必要があります。

最後に、各部の配線やコレクタに流れるイオン電流計測については、逆電位アナライザや $E \times B$ プローブと共通な点が多いため、2.5節にまとめますが、ガード付平面プローブはイオン飽和電流を測る機器ですので、コレクタおよびガードの負電圧をどの程度に設定すべきか、本格的な計測の前に印加電圧をパラメータに流れるイオン電流値を計測し、電流が飽和しているか確認する必要があります。通常であれば、 -20 V 以下にすれば十分に飽和します。また、ガード電極の効果を確認するために、飽和する電圧以下の領域で印加電圧を変更してもイオン電流が大きく変化しないことを確認してください。

2.3 逆電位アナライザ

図4に排気された推進剤イオンのエネルギー分布関数を計測するための逆電位アナライザの概要を示します。逆電位アナライザは、4枚の多孔グリッド電極とイオンコレクタ電極、それらを保持する絶縁スペーサやハウジングで構成されています。グリッド1は電位を浮遊にし、アナライザの電位が外に漏れださないように測定位置付近のプラズマ浮遊電位に設定します。グリッド2および4は直流電源により一定の負電圧を印加し、グリッド2は入射プラズマからの電子を排斥し、グリッド4は各グリッドやコレクタに入射したイオンによる2次電子放出を抑制するために用います。グリッド3は一定速度以下のイオンを排斥するフィルタとしての役割を持たせるため、直流電源により正電圧を印加、掃引します。なお、グリッド2および4の電位は十分に電子を排斥するために -30 V 程度に設定し、グリッド3については予想されるイオンエネルギーの1.5倍程度の電圧まで掃引します。

2.1節で述べた通り、一般的に電気推進機の排気プラズマには多価イオンが含まれていますが、2.4節で示すように、排気イオンの90%は1価イオンが占めます。このため、価数によらず、単位電荷あたりのイオンの運動エネルギー

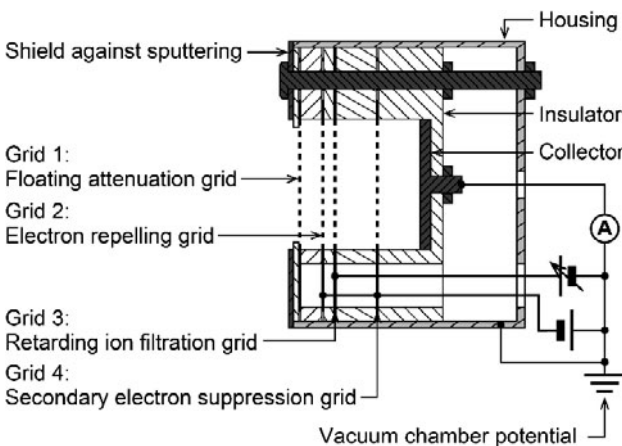


図4 逆電位アナライザの概要。

は一定と仮定した場合、イオンのエネルギー分布関数 $f(V)$ は計測したイオン電流 I_{coll} をグリッド3の掃引電圧 V_{bias} で微分することにより、以下のように求まります。

$$\frac{dI_{\text{coll}}}{dV_{\text{bias}}} = -A_c \frac{n_e e^2 q_{\text{eff}}^2}{m_i} f(V) \quad (1)$$

ここで、 A_c はイオン捕集面積、 n_e は電子密度、 m_i は推進剤質量です。また、実効的なイオンの価数 q_{eff} は、 j 価のイオンの密度 n_j と価数 q_j を用いて、以下のように定義します。

$$q_{\text{eff}}^2 = \frac{\sum_j (n_j q_j^2)}{\sum_j n_j} \quad (2)$$

図5に逆電位アナライザによる計測結果の一例として、掃引電圧に対する捕集電流のプロットとその微分を示します。なお、図5ではイオンエネルギーのピークを検出しやすいように、Savitzky-Golay法により計測値を平滑化し、数値的に微分を行っています。電気推進機の損失を予測する際には、1つの方法として、このイオンエネルギーのピークを最確イオンポテンシャル V_{mp} として求め、静電加速の実効的な加速電圧 V_a を算出します。ただし、図4に示すように逆電位アナライザの基準電位は多くの場合、真空チャンバ電位（接地電位）にしますので、真空チャンバ電位に対する排気プラズマ電位 V_p をラングミュアやエミッシブプローブのI-V特性から求め、実効的な加速電圧を求める際にはその分を除く必要があります ($V_a = V_{\text{mp}} - V_p$)。

以上のように、逆電位アナライザは電場によってイオンをフィルタリングするため、計測結果から1価と多価を区別することはできず、あくまで単位電荷あたりのエネルギー分布関数を計測していることに注意してください。また、平行平板電極間に電圧を印加し、入射したイオンの軌道を電場により偏向し、イオンのエネルギー分布関数を計測する装置[16]も電気推進機の排気プラズマ計測では使用されており、Bealら[17]が2つの測定器を使った逆電位アナライザの相対評価を行っていますので、逆電位アナライザの計測精度についての議論はそちらを確認してください。

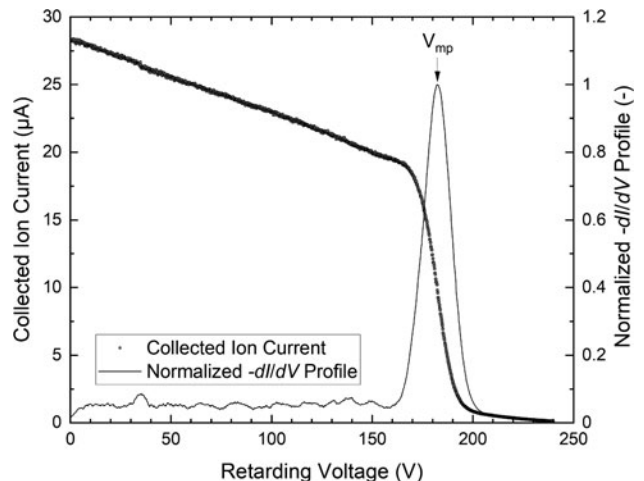


図5 逆電位アナライザによる計測結果の一例。

電子やイオンをフィルタリングするグリッド電極には、市販の金属メッシュやイオンスパッタ装置の加速グリッドのような多孔加工をした金属板を使用します。イオンビームが衝突する部品のため、耐スパッタ性の高いものを使用するのが望ましいですが、市販されている金属メッシュはステンレス製が多く、モリブデンなどの多孔加工も高コストのため、SUS316などの非磁性のステンレスが良く用いられます。また、ステンレスであれば化学エッチングにより安価に多孔加工が可能で、電位を与えるための電線を溶接により簡単に取り付けることが可能になります。フィルタリングされたイオンを受けるコレクタ電極も耐スパッタ材のモリブデンなどで製作するのが望ましいですが、ガード電極付平面プローブに比べ、図5のように電流としてはnAからμAオーダーと、グリッドにより入射するイオンの量はかなり絞られますので、ステンレスや銅で製作することもあります。絶縁スペーサは2.2節の静電プローブと同様の理由から、窒化ホウ素やアルミナが望ましいですが、使用条件によってはガラス系マシナブルセラミックスや耐熱性樹脂の使用を検討しても問題ありません。ハウジングに関しても同様にSUS316などで問題ありませんが、イオンビームが直撃する正面部分のシールド機能を担う箇所には、耐スパッタ材であるグラファイトやモリブデンの円板を用いるのが推奨されます。

逆電位アナライザで重要な寸法は、イオンを通す空間の大きさを決めるメッシュの目開き l_g もしくはグリッド孔径 $2r_g$ 、排気プラズマを荷電分離しイオンを減速する領域であるグリッド2とグリッド3の距離 d_{2-3} になります[18]。目開きや孔径がデバイ長より大きい場合には、孔の中心での電位が低下するため、一様な電場を維持するために $l_g < 2\lambda_D$ や $2r_g < 2\lambda_D$ に設定する必要があります。2.2節で述べた通り、最も濃いプラズマ計測時でデバイ長は0.08 mm程度ですので、200メッシュ以上のステンレスメッシュや孔径0.1 mm程度のグリッドが良く使われます。また、グリッド3よりコレクタ側はイオンのみが存在する領域になるため、空間電荷制限を回避するために、上流からのイオンの量を絞る観点から、グリッドの開孔率は30%程度に設定するのが一般的です。

グリッド間距離は空間電荷制限を回避するために、以下の関係から設定します。

$$d_{2-3} < \frac{2}{3} \left[\frac{2}{\exp(-1)} \right]^{1/4} \left(\frac{eV_{2-3}}{T_e} \right)^{3/4} \lambda_D \quad (3)$$

ここで V_{2-3} はグリッド2・グリッド3間の電位差になります。先に述べたようにグリッド2には電子を十分に排斥するために-30 V程度の電圧を一般的に印加しますので、 V_{2-3} の最小値は30 V程度になります。また、排気プラズマの電子温度を1 eV、デバイ長を0.08 mmとすると、グリッド間距離は1 mm程度に設定する必要があります。逆電位アナライザのグリッドはイオン光学系ですので、より正確に電場の張り出しやイオン軌道を把握し、最適な各グリッドの孔径や各グリッド間距離を設定するには数値シミュレーション[19]の助けを借りる必要があります。

2.4 ExB プローブ

図6に排気プラズマ中の多価イオンの存在比を計測するためのE×Bプローブの概要を示します。E×Bプローブは上流側のコレクタで直進するイオンビームのみをプローブ内に入射させ、ビームに対して垂直かつ互いに直交する電場と磁場により形成されたウィーンフィルタによりイオン速度 u の選別を行い、再度下流のコレクタで直進性を担保し、最下流のイオンコレクタにより各イオン速度のイオン電流を計測する機器です。ウィーンフィルタ部ではローレンツ力 F によりイオンの軌道は変化しますが、電場 E と磁場 B の影響が相殺するローレンツ力がゼロとなる速度を持ったイオンは直進します。この通過イオン速度 u_{pass} は以下の関係から求められます。

$$F = q_i e (\mathbf{E} - \mathbf{u} \times \mathbf{B}) = 0 \quad (4)$$

$$u_{pass} = \frac{E_y}{B_z} = \frac{V_{bias}/d_p}{B_z} \quad (5)$$

ここで、各ベクトルは一方向の成分のみを持ちます。

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= (u_x, 0, 0) \\ \mathbf{E} &= (0, E_y, 0) \\ \mathbf{B} &= (0, 0, B_z) \end{aligned} \quad (6)$$

通過させるイオンの選別は式(5)より電場か磁場を変化させる必要がありますが、磁場は永久磁石により一定の強さを印加し、距離 d_p を保った平行電極平板間に印加する電圧 V_{bias} を変化させることにより印加電場を調整するのが計測実施の観点から容易なため、一般的に採用されます。

静電加速型の電気推進機の場合、推進剤質量や加速電圧は既知もしくは予測しやすいため、以下の式より*j*価イオンの速度 u_j を予測することができます。

$$u_j = \sqrt{\frac{2q_j e V_a}{m_i}} \quad (7)$$

例えば、キセノンを推進剤とした放電電圧200 V作動のホールスラスタの場合、推進剤質量は 2.18×10^{-25} kg、実効的な加速電圧は180 V程度であるので、イオン速度は16.3 km/s (1価)、23.0 km/s (2価)、28.2 km/s (3価)となります。このため、E×Bプローブにより各イオン速度でのイオン電流を計測することにより、図7のように価数分離することが可能となり、各価数の相対的なイオン電流値

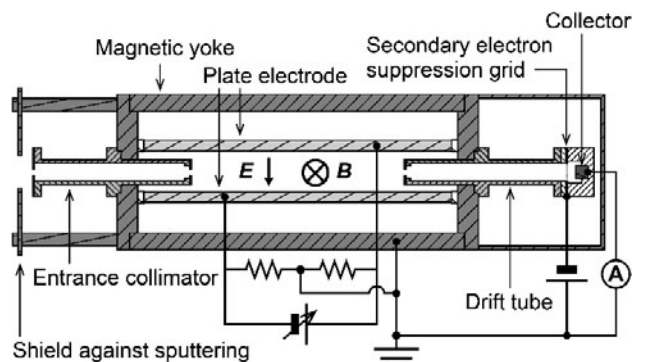


図6 ExB プローブの概要。

や存在比を求めることができます。存在比を求める際には各価数のイオン電流のピーク値を求める方法、正規分布や三角形でのフィッティングにより面積を求める方法があり、Shastry ら [20] が真空チャンバー内の残留推進剤との衝突による計測誤差とともに、データ解析方法による誤差について言及しているの、そちらを確認してください。

ウィーンフィルタ部に一様な方向磁場を形成するためには直方体のヨークを構築する必要があります。ヨークには磁気特性が良好な電磁軟鉄を使用しますが、柔らかく、加工が難しいため、重量は増加しますが入手性が良く、加工がしやすい SS400 などの炭素が多く含まれた構造鋼を使用しても問題ありません。ただし、ヨーク内での磁気飽和が起らないよう磁場シミュレーションにより各寸法を決定してください。また、常に真空中にプローブを置いておく場合は問題ありませんが、大気で保管する可能性がある場合には、防錆の観点から無電解ニッケルめっきを加工後に実施することをお勧めします。また、上下流のコリメータもフィルタ内に挿入する場合には、磁場の浸透を防止するためにヨークと同じ材質で製作します。磁場の発生には、許容温度に収まるようであれば、入手性が良く、大きな板状のものがラインナップ化されているフェライト磁石をお勧めしますが、耐熱性が必要な場合にはサマリウムコバルト磁石を用いる必要があります。例えば、電極間距離を 10 mm とすると、先に挙げた数十 km/s のイオンを選別するのに電極間に印加する電圧を 50 V 以下に抑えようとした場合、式 (5) より、磁場は 0.1 T 程度となりフェライト磁石でも簡単に形成できます。一方で、広範囲のイオン速度を計測する場合に、電場の強化だけでは対応できない場合には、永久磁石ではなく、電磁石による磁場発生を検討してください。

$\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブは後述するエネルギー分解能を高めるため、コリメータにより入射イオンの量をかなり絞り、イオン電流は pA から nA オーダーになります。このため、ウィーンフィルタ部での偏向により平板電極に入射するイオンによるスパッタ量は微少のため、電極には軽量で加工性が良いジュラルミンなどのアルミ材料を使っても問題ありません。また、一様電場を発生させるため、電極は十分な剛性を持ち、側面に雌ねじが加工できる程度の板厚を設定してください。なお、コレクタやグリッド電極、入口のシールドの材料の選定は 2.3 節と同様です。

$\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブは上下流にコリメータを配置し、可能な限り直進イオンのみをコレクタに入射するように設計しますが、孔の直径やコリメータ部の長さは有限のため、ウィーンフィルタ部で若干軌道が曲がったイオンもコレクタに入射します。このため、図 7 に示すように、計測されるイオン電流は、あるピークイオンエネルギー $V_i (= 1/2 m_i u_i^2)$ に対して、あるエネルギーの幅 w を持ちます。この $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブのエネルギー分解能 w は以下の関係式 [21] から求められます。

$$w \leq \frac{d_p V_i}{l_f} \left(\frac{a_1 + a_2}{l_c} + \frac{a_3 + a_4}{l_m} \right) \quad (8)$$

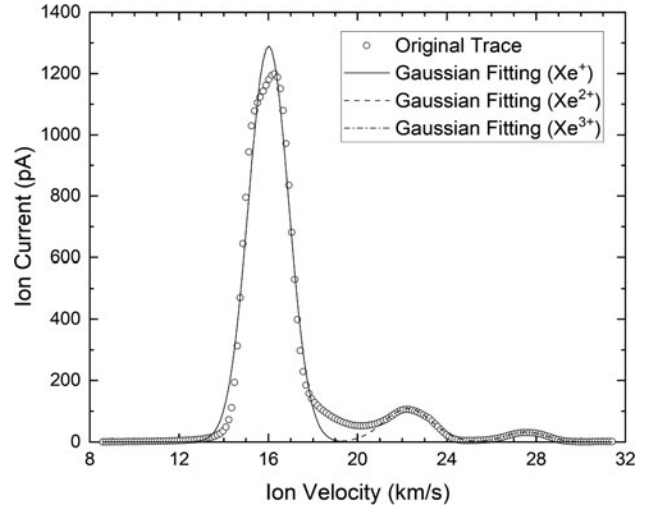


図 7 $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブによる計測結果の一例。

ここで、 a_1, a_2, a_3, a_4 はそれぞれ上流コリメータの入口孔径と出口孔径、下流コリメータの入口孔径と円筒コレクタの外径になります。また、 l_f, l_c, l_m はそれぞれウィーンフィルタ部の長さ、上流コリメータの長さ、下流コリメータの長さになります。式 (8) より、分解能を上げるためには各孔径を小さくするか、各部の長さを大きくする必要がありますが、孔径を小さくするとコレクタへの入射イオン電流が減少し、計測が困難になり、長さを大きくするとプローブの重量増加を招きます。このため、多価イオンのピークが検出できる分解能を検討し、精度よく計測可能なイオン電流と許容できるプローブ重量を踏まえながら、各寸法を決定してください。また、プローブに入射したイオンは壁面で中性粒子に戻りますが、プローブ外に流出しにくいいため、プローブ内でのイオンとの衝突を抑制するために、ヨーク側面にガス抜き孔をいくつか開けることをお勧めします。

これまで述べてきた通り、 $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブはウィーンフィルタ部で直進したイオンを計測する装置です。このため、上流コリメータと下流コリメータの軸合わせが非常に重要です。組み上げ時には真直度が高い棒状の治具などを使い、軸合わせを行ってください。一方で、どんなに軸合わせをしても加工精度やはめ合いによる軸ずれは起こるため、その分、イオン電流のピークが出るイオン速度の値は不確かなものになります。このため、今回は解説記事のため厳密性を求めずに図 7 のように横軸をイオン速度としましたが、一般的には $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブの横軸は電極間に印加した電圧を取り、多価イオンの存在比のみを算出するようにし、イオンエネルギーの情報については逆電位アナライザから算出します。ただし、軸ずれによるイオン速度は価数に関係なくオフセットするため、逆電位アナライザで得られない 1 価と 2 価で単位電荷あたりの運動エネルギーは同じかなど、相対的な議論には $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブの計測結果は用いることができます。

2.5 微小電流計測

これまで解説してきた通り、どのプローブを用いる場合

でもイオン電流の計測は非常に重要です。電流計測ではじめに思い浮かぶのが、図8(a)のように計測したい電流ラインに既知の抵抗値を持ったシャント抵抗 R_s を挿入し、そこに発生する電圧降下 V_s を計測することにより、流れている電流($I_s = V_s/R_s$)を算出する方法だと思えます。シャント抵抗方式では計測対象の電流が小さくなる場合、電圧降下を一定するにはシャント抵抗の値を大きくする必要があります。しかし、電圧降下を計測する電圧計の入力インピーダンスはシャント抵抗より十分に大きくしなければならぬため、シャント抵抗と電圧計を結線する電線や入力部の絶縁抵抗を高く保つ必要があります。また、実験室でよく使用するデータロガーやオシロスコープの入力インピーダンスは数~数十M Ω のため、ガード電極付平面プローブのmA- μ Aオーダーの電流計測が限界です。このため、逆電位アナライザや $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ プローブのpA-nAオーダーの電流を計測する場合には、シャント抵抗と電圧計の間に入力抵抗の高い直流増幅器を挿入することも考えられますが、図8(b)に示すようなオペアンプを使ったフィードバック方式が良く使用されます。

フィードバック方式の電流計測は市販のピコアンメータで採用されています[22]。この方式では計測する電流はオペアンプの反転入力・出力間に接続されたフィードバック抵抗 R_f にほとんど流れるため、オペアンプの出力電圧 V_s を計測することによって流れている電流($I_s = -V_s/R_f$)を算出します。手元にKeithleyの6400シリーズやエーディシーの5350などのピコアンメータがあれば、それを使用すればよいですが、無い場合には購入するか、自作する必要があります。フィードバック方式の設計で最も重要なことは計測する電流に比べて、十分小さい入力バイアス電流のオペアンプ、例えば、AD549JHZなどを使用することです。このほかにどのような素子を使用すべきか、また、オペアンプの発振防止のためにどのようなキャパシタを挿入すべきか、文献[23]などを参考にしてください。また、反転入力端子を基板にはんだ付けすると基板を介した漏れ電流が発生し、フィードバック抵抗以外の電流経路ができるなど、実装についても注意すべき点がありますので文献[22, 23]などを参考にしてください。

以上の通り、各プローブで計測される電流値は非常に小さいので、配線にも注意が必要です。イオン電流計測以外のプラズマのフィルタリングのための電極への配線は、真空中でのアウトガスが少ないふっ素樹脂電線の単線をツイストさせて実施しても問題ありません。一方、イオン電流が流れるラインは推進機や真空ポンプなどからの誘導や放射ノイズを可能な限り遮断するために同軸ケーブルを使用

することをお勧めします。電気推進機を試験する真空チャンパーは推進機の動作を担保するために大型になるため、真空フィードスルーからプローブまでの配線は長くなります。加えて、チャンパー内で回転ステージなど駆動装置にプローブを載せるために配線はさらに長くなります。このため、各プローブの背面の可能な限り直近でBNCやSMAなどの同軸コネクタを取り付け、真空チャンパー内は同軸ケーブルで配線してください。真空チャンパー内の配線はカプトン被覆の同軸ケーブルなどが市販されていますが、費用とアウトガスの影響のバランスを見ながら、耐熱性に注意し、RG58などの一般用途の同軸ケーブルの使用を検討しても良いと思います。また、フィードスルーについても可能であれば同軸コネクタのものを使用するのが望ましいです。加えて、同軸ケーブルで内部導体から外部導体に流れる漏れ電流によるオフセットが大きく、さらに変動する場合にはドライビングガードと三重同軸ケーブルの使用[22]も検討してください。最後に同軸ケーブルを曲げたり、振動させたりした場合に発生する摩擦電気効果による微小電流など様々なノイズ源がありますので、文献[24]などを確認しながら、真空チャンパー内での同軸ケーブルの這わせ方にも注意をしてください。また、プラズマ実験におけるノイズに関しては本誌で過去に講座[25]が掲載されていますので、そちらを一読ください。

2.6 おわりに

以上、電気推進機の排気プラズマを計測する代表的なプローブについて材料選定や設計に重きを置いて解説してきました。本章の内容が学部生や大学院生といったはじめて研究活動に取り組む方の計測器製作の助けになれば幸いです。また、MPDスラスタやパルスプラズマスラスタなどの電磁加速型の電気推進機で使用する磁気プローブ[26]や電気推進機内の高密度プラズマを計測するための高速掃引機構を備えた静電プローブ計測装置[27]など、それぞれの用途に特化したプローブも研究開発されていますので、参考文献を確認していただければ幸いです。

参考文献

- [1] D. Goebel and I. Katz, *Fundamentals of Electric Propulsion* (Wiley, 2008), p. 3.
- [2] D. Brown *et al.*, *J. Propul. Power* **25**, 1163 (2009).
- [3] 荒川義博 他：イオンエンジンによる動力航行（コロナ社，2006），p.113.
- [4] T. Muranaka and Y. Inanaga, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* **16**, 366 (2018).
- [5] J. Boeuf, *J. Appl. Phys.* **121**, 011101 (2017).
- [6] I. Hutchinson, *Principles of Plasma Diagnostics* (Cambridge University Press, 1987), p. 6.
- [7] H. Watanabe *et al.*, *Acta Astronaut.* **166**, 227 (2020).
- [8] G. Gerdin *et al.*, *J. Appl. Phys.* **52**, 3269 (1981).
- [9] S. Mazouffre *et al.*, *Proc. 35th IEPC, IEPC-2017-336* (2017).
- [10] J. Rovey *et al.*, *Rev. Sci. Instrum.* **77**, 013503 (2006).
- [11] 雨宮 宏：プラズマ・核融合学会誌 **81**, 482 (2005).
- [12] R. Lobbia and B. Beal, *J. Propul. Power* **33**, 566 (2017).
- [13] J. Sheehan *et al.*, *J. Propul. Power* **33**, 614 (2017).

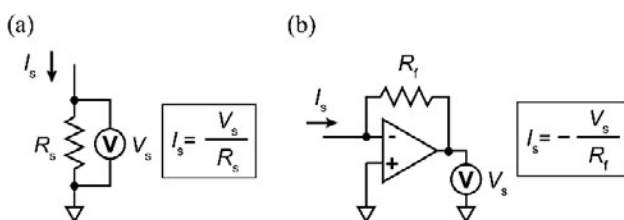


図8 微小電流の計測方法。

- [14] D. Brown *et al.*, J. Propul. Power **33**, 582 (2017).
[15] D. Brwon and A. Gallimore, Rev. Sci. Instrum. **81**, 063504 (2010).
[16] C. Farnell *et al.*, J. Propul. Power **33**, 638 (2017).
[17] B. Beal and A. Gallimore, Proc. 28th IEPC, IEPC-2003-035 (2003).
[18] C. Marrese *et al.*, Proc. 25th IEPC, IEPC-97-066 (1997).
[19] 船木一幸 他：プラズマ・核融合学会誌 **90**, 234 (2014).
[20] R. Shastry *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **80**, 063502 (2009).
[21] S. Kim, Ph. D Dissertation, The University of Michigan (1999).
[22] 鈴木直司：応用物理 **70**, 868 (2001).
[23] 本多信三：トランジスタ技術 SPECIAL **126**, 87 (2014).
[24] 内山正敏：計測と制御 **44**, 681 (2005).
[25] 井 通暁：プラズマ・核融合学会誌 **95**, 563 (2019).
[26] K. Polzin *et al.*, J. Propul. Power **33**, 659 (2017).
[27] J. Hass *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **71**, 4131 (2000).



わた なべ ひろ き
渡 邊 裕 樹

宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任研究開発員、首都大学東京大学院・システムデザイン研究科・博士後期課程を修了(博士(工学))。研究分野は宇宙推進工学、

特にホールスラストやイオンエンジンをはじめとした電気推進機の性能および信頼性向上に関する研究を進めています。今年4月から現職に就き、日本の宇宙開発の発展に貢献できるよう日々精進しています。



3. 電気推進機のための分光計測

3. Spectroscopic Measurements for Electric Thruster

月崎 竜童, 山下 裕介¹⁾

TSUKIZAKI Ryudo and YAMASHITA Yusuke¹⁾

宇宙航空研究開発機構, 東京大学大学院¹⁾

(原稿受付: 2020年08月20日)

前章ではプローブによるプラズマパラメータ計測を解説したが, 本章ではレーザーや分光器を活用したプラズマ分光計測を取り扱う. プローブ計測と比較し, レーザーや分光器, 検出器などの機器の導入コストが1桁以上高い反面, 非接触計測のためプラズマへの擾乱が少なく, プローブ計測では難しい磁化されたプラズマのイオン速度関数や電子速度関数や密度を直接計測できるのは大きなメリットである.

Keywords:

laser-induced fluorescence spectroscopy, laser absorption spectroscopy, Thomson scattering, two-photon

3.1 はじめに

第1章では外燃機関である電気推進機の作動原理・メカニズムについて紹介した. 電気推進は推進剤を電離させイオンを電磁的に加速噴射するタイプのものと, 電離せずに電熱的加速排気することで推力を生み出すタイプの二種類に分けられる. 前者のタイプは, イオンエンジンやホールスラスタが代表的なスラスタである. 推進剤には電離エネルギーが小さく容易に電離し, かつ原子量が大きく電力当たりの推力が高く取れるものが使われる. かつては水銀やセシウムなどが使われていたが, 現在は宇宙機汚染の心配がなく取り扱いが容易なキセノンやクリプトンなどが主流となっている[1, 2]. SpaceXのStarlink衛星のホールスラスタや「はやぶさ2」のマイクロ波イオンエンジンを始め, 現在宇宙に飛んでいるものの主流となっている[3, 4]. 後者のタイプは, 電離する必要がなくまた高い排気速度を実現でき燃料の質量を節約できる原子番号の小さい原子が推進剤として好まれる. 水素やヘリウムなどが理想的だが貯蔵に難があるため, 実際にはヒドラジンやアンモニア, 水素原子を多く含んだ分子を使用することが多い. 分子は乖離エネルギーがとられるので, 分子のままに効率的に加熱し熱速度を高め排気するかがポイントとなる. 実用例はイオンエンジンやホールスラスタ程は多くないが, アメリカ軍の衛星や日本でも「こだま」に搭載されたDCアークジェットなどがある[5, 6].

第2章のプローブ計測では, 主として前者を対象に, 電離メカニズムや排気されるイオンの特性を定量的に調査するには必須のプローブ計測について紹介した. プローブは古典的な手法で信頼性が高いとされるが, 磁場の影響を無視できない. 磁場の影響により電子が入射する方向が制限

されるため, 磁場中のプローブ理論は複雑かつ難解である. 実際にイオンエンジンやホールスラスタなどにおいては, 加速されたあとのブルーム下流域では, 磁場の影響は無視できるほど小さいが, 電気推進機の性能評価において重要であるプラズマ生成部は, 0.01–1 T程度の磁場が存在し影響は無視できない. またプローブの挿入によって場が乱れるため, プラズマの流れに沿って挿入した場合と直行して挿入した場合で, 擾乱の影響に違いが出るなどある. さらにイオンエンジン内部は1 kV程度の高電圧に印加されているため, 絶縁トランスや光アンプをいれたりするなど測定系の構築に工夫が必要である[7]. またホールスラスタやホローカソードなどのプラズマ密度が高く熱環境の厳しい条件では, 核融合分野で用いられるような高速ステージにのせ瞬間的に計測をする必要がある[8].

本章では, 第2章同様にイオンエンジンやホールスラスタなどに用いられる分光計測を紹介する. これらのスラスタはプラズマ密度が $10^{16-18} \text{ m}^{-3}$, 電子温度は低温で0.1–10 eV程度, 高温でも20–50 eV程度と考えられている. 筆者が研究するマイクロ波イオンエンジンは2温度が特徴であるが, プローブ計測によって正確に捉えることは難しい[9]. また中性粒子は $10^{18-21} \text{ m}^{-3}$, 300–1000 K程度の熱速度で, 一般的には低温低密度プラズマに分類される. このような状況では熱平衡状態とは言い難い. 一般的なスラスタの代表長は数cmから数十cm程度であり, 低温のイオンや中性粒子などの重粒子に電子が飛び交いながら, 平均自由行程が数十cmから数十m程度で電離衝突, 励起衝突, 運動量交換衝突などの種々の衝突が起きている. 一般に数値計算では, 電子・重粒子ともに粒子で扱うFull-PIC法が最も正確であるが, 計算コストの高さから3次元

は難しく、2次元軸対称や電子を流体近似する Hybrid-PIC法などを用いて計算コストを抑えている[10, 11]。また本章では取り扱わないが、他にも下記のような計測法があり参考文献も付与しておく。

1. 発光分光法による衝突輻射モデルによる電子温度・密度計測[12, 13]
2. キャビティリングダウン (Cavity Ring Down) 法によるスラスタ損耗計測[14]
3. 時間分解能のある発光分光法やレーザー誘起蛍光法[15]
4. 電気光学 (Electro-Optic) 素子のポッケルス効果を使ったマイクロ波電界強度計測[16]
5. マイクロ波干渉計による電子密度計測[17]

本章では筆者がこれまで取り組んだ、レーザー吸収分光法、レーザー誘起蛍光法、2光子レーザー誘起蛍光法、レーザートムソン散乱法を、実現しやすい順を追って説明する[18-20]。

3.2 レーザー吸収分光

レーザー吸収分光法 (Laser Absorption Spectroscopy, 以下レーザー吸収分光法) は、測定する粒子のエネルギー準位にレーザーの波長を合わせ、その準位の広がりよりも十分に狭いスペクトル線幅を持つレーザーの波長を掃引することにより行う。測定対象は基底・準安定準位・励起準位など様々であるが、電気推進においてはイオン数密度が検出下限を下回ることが多く、図1に示すような中性粒子の励起準位への適用例が多い。励起される準位の数密度に応じてレーザー光の吸収が起きる。吸収プロファイルは様々な要因によって広がりを持っており、自然広がり、圧力広がり、Zeeman 広がり、Stark 広がり、ドップラー広がりなどの影響を受ける。

吸収係数 k 、長さ d_0 の一様な物質を通過するレーザー強度 I は入射強度 I_0 に対して Beer-Lambert の法則により次式であらわされる。

$$I = I_0 \exp(-kd_0) \tag{1}$$

吸収係数 k は振動数 ν の関数でありフォークトプロファイルをもつ。

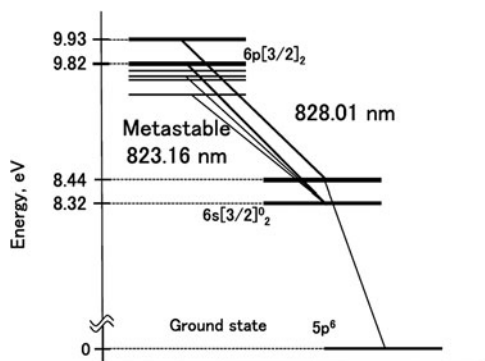


図1 キセノンの中性粒子のグロトリアン線図。

$$k(\nu) = K \frac{2}{\Delta\nu_D} \sqrt{\frac{\ln 2}{\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\exp(-t^2)}{y^2 + (x-t)^2} dt$$

$$x = (\nu - \nu_0) \frac{\sqrt{\ln 2}}{\Delta\nu_D}$$

$$y = \Delta\nu_L \frac{\sqrt{\ln 2}}{\Delta\nu_D} \tag{2}$$

ここでは ν_0 は吸収中心振動数、 K は積分吸収係数、 $\Delta\nu_D$ はドップラー幅、 $\Delta\nu_L$ はローレンツ幅である。レーザー掃引周波数ごとに描いた吸収曲線の積分値より積分吸収係数が求められ、測定対象の数密度を求めることができる。またドップラー幅からは並進温度を求められる。ローレンツ幅は Stark 広がりや Zeeman 効果によるスペクトルシフトなどの影響を受けており複雑ではあるが、プラズマ条件により積分吸収係数から励起した粒子の数密度を推定することができる。また絶対数密度への換算は、後述するアインシュタイン A 係数などの物性値が既知である必要がある。NIST 等のデータベースを参照すると良い[21]。

吸収準位の数密度に対して、レーザー強度が高いとき、励起される粒子の電子の数密度の減少が無視できなくなり吸収率が低下し正しく数密度を評価し難くなる。レーザー強度 I と減少した積分吸収係数 K の関係式を次に示す。

$$K = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{I}{I_{\text{sat}}}}} K_0 \tag{3}$$

K_0 は飽和が起きていない時の積分吸収係数、 I_{sat} は飽和強度と呼ばれ、圧力広がり $\Delta\nu_c$ に依存する。

$$I_{\text{sat}} = \frac{g_2}{g_1 + g_2} \frac{\pi c \Delta\nu_c}{2} \frac{A_{21} + Q}{B_{12}} \tag{4}$$

ここで g_1, g_2 は各々吸収準位、励起準位の統計重率、 A_{21}, B_{12} はアインシュタイン A, B 係数、 Q は衝突による失活を示す。数密度を正しく見積もるには入射するレーザー強度が I_{sat} よりも一桁以上、低くなければならない。電気推進では容易に吸収の飽和が起きるので、このあと説明するレーザー誘起蛍光法などでも、レーザー強度を変化させ実験的に確認する必要がある。

イオンや原子、分子などの粒子が一様な磁場中にあるとき、電子のスピンが持つ磁気モーメントとの相互作用により縮退が解け、スペクトルが分裂する。これにより吸収ラインがシフトし、これを Zeeman 効果という。一方、一様な外部電場の中に粒子が置かれたときにおいても、永久電気双極子モーメントが外部電場の影響を受け縮退が解け、複数のエネルギー準位に分裂することで吸収ラインが広がりを持つ。これを Stark 効果と呼ぶ。速度や温度を求めるには、これらの効果を正しく見積もらなければならないが、密度を求める場合にはその面積を求めればよい。これらの定量的な評価は文献[22]を当たると良い。

図2上に光ファイバを活用したマイクロ波イオンエンジンの内部測定系と結果を示す。実験には外部共振器レーザーから出たレーザー光を光ファイバを用いて真空チャン

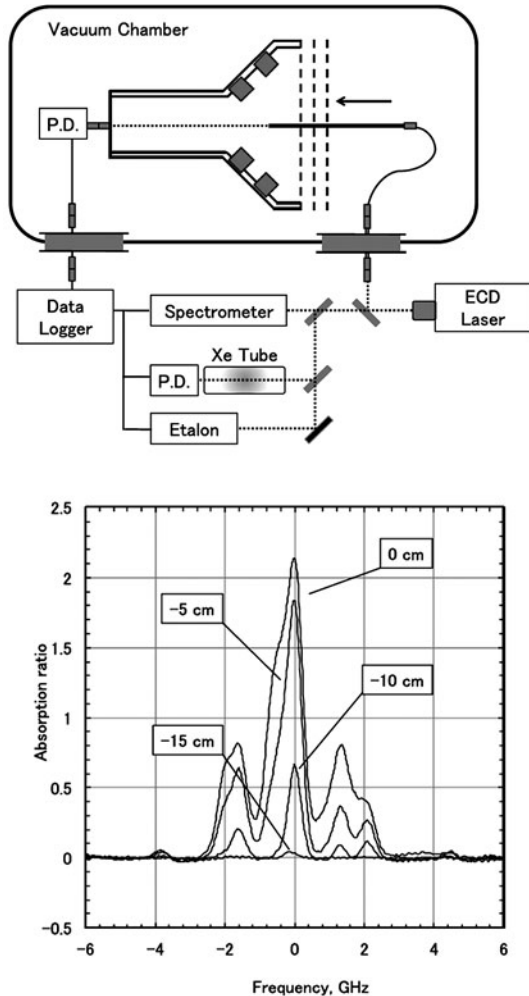


図2 光ファイバを活用したマイクロ波イオンエンジンへのレーザー吸収分光適用例(上)とレーザー吸収分光法の典型的な結果(下)。

バ内部まで導入した。検出には一般的なフォトディテクタを用いて、エンジンの最上流の中心に設置している。レーザー吸収分光で得られる情報はレーザー軸の積分情報であるため、分布を得るためには工夫が必要である。円筒軸対称等の場合はアーベル変換などの解析手法を用いて分布を得ることが多いが、筆者らはマイクロ波への擾乱が少なく高電圧にもアクセスできる光ファイバを製作し、内部を実験的に掃引することで、励起中性粒子の数密度分布を得た。図2下にあるのが吸収のスペクトルだが、キセノンの同位体による複数のピークが確認できる。またプローブ先端がエンジン内部にどれだけ挿入されたか位置も合わせて示されている。エンジンの奥に行けば行くほど、プラズマが存在しなくなるので吸収が小さくなっていることがわかる。このグラフの面積の減少から数密度を得ている。

3.3 レーザー誘起蛍光法

レーザー誘起蛍光法 (Laser-induced Fluorescence Spectroscopy) は、レーザー吸収分光法と同じく波長可変のダイオードレーザーなどを用いてプラズマ中の粒子の励起準位に相当する波長の光を発生させることにより、粒子がレーザー光のエネルギーを受けて上準位に励起される。こ

の吸収率を計測したのが前章のレーザー吸収分光法であるが、図3に示すように励起された粒子はその後、蛍光を放出して下準位へ遷移する。レーザービームと分光検出系の軸が交差する局所的な場所におけるプラズマの計測が可能となる。吸収分光と同じく、スペクトル形から速度関数、ドップラーシフト、相対密度などの励起された粒子のパラメータを計測することができる。レーザーの吸収率を評価するレーザー吸収分光法として感度が高いことが特徴であり、前章では難しかった励起イオンの検出も可能である。吸収分光法ではレーザー光に起因するベースラインのノイズがレーザー吸収分光法の感度限界だったが、レーザー誘起蛍光法ではベースラインのノイズはプラズマ発光なので除去しやすい。レーザー誘起蛍光法はその高い感度を利用して、電気推進では主としてイオンの励起粒子の速度関数を評価するために用いられることが多い。また励起粒子の速度関数は基底準位を含めイオン全体の速度関数とみなしていることが多い。

図4に示すように、レーザー誘起蛍光法において対象粒子が運動している場合、ドップラー効果によってプローブレーザーが励起させる波長がシフトする。粒子の速度と波長の変化の関係を式(5)に示す。ここで、 V は粒子の速度、 λ_0 は波長、 $\Delta\lambda$ は波長の変化、 c は光速、 $\cos\theta$ は図3に示すように速度方向とレーザー光のなす角度である。

$$V = \frac{-c\Delta\lambda}{\lambda_0 \cos\theta} \tag{5}$$

マイクロ波イオンエンジンに適用した実験系を図5に示

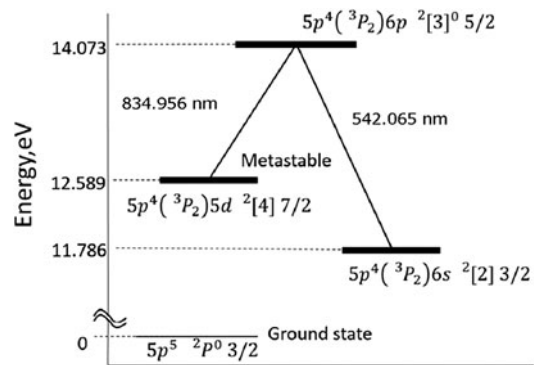


図3 キセノンイオンのグロトリアン線図。

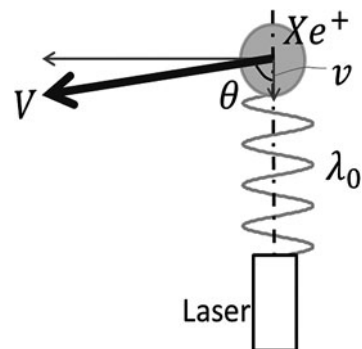


図4 レーザー誘起蛍光法における励起レーザーに対するドップラーシフト。

す。レーザー吸収分光法と同じく外部共振器レーザー (Toptica社製 DL100出力 30 mW) を用いた。シングルモード光ファイバ導入によって出力が不足したため増強用アンプ BoosTA によって出力を10倍ほど高めているが、真空チャンバ内には数十 mW が導入されている。放電管は、速度 0 m/s の参照用信号として用いている。図 5 (下) には真空チャンバ内の写真を示す。(上) に示したイオン源の測定と同様に、検出器にはフォトディテクタより高感度な光電子増倍管を用い、レーザー出射部と同じステージに載せることで、レーザーと検出系のアライメントを保持したままライン計測やエリア計測が可能となる。また先に述べたプラズマ発光等に起因するノイズ対策として、チョッパーや波長変調による高感度化がある。特に電気推進機のプルームはプラズマ生成部と比較し、プラズマ密度 $10^{16-17} \text{ m}^{-3}$ と 1, 2 桁低いいため、レーザー誘起蛍光法の実験では、蛍光信号がノイズに埋もれて検出が困難である。

図 5 (上) の測定系で得られた結果の一部を図 6 に示す。波長 (真空) 834.955 nm 付近に運動量交換衝突によって発生している低速イオンのピークが存在していることがわ

かる。このピークは、チャンバの排圧を意図的に悪化させるため、エンジン外部から導入したキセノン流量を 0 から 3.5 sccm 増やしていくと、高くなっていく。肝心のイオンの速度関数は図 6 の右側に見えている。電気推進機の作動条件に応じて、様々な重ね合わせが確認できる。詳細は参考 [19] を参照されたい。

3.4 2光子レーザー誘起蛍光法

前章までに励起粒子を計測するレーザー吸収分光法やレーザー誘起蛍光法を紹介した。中性粒子は電気推進機の性能向上、寿命、放電振動を理解し改善する上で最重要パラメータの一つであるが、励起粒子の計測によって、基底粒子まで含めた全粒子密度分布を計測することは難しい。図 1 や 3 で示したように、励起粒子計測は、電子との励起衝突によってエネルギーを得た一部の粒子が測定対象であり、数 eV 程度の電気推進特有の低温プラズマにおいて大部分を占める基底粒子や、全粒子数との密度の関係性が特定できない欠点がある。キセノンなどの希ガスの基底粒子を計測するには、波長 100 nm 前後の真空紫外レーザーが必須であるが商用的には入手が困難である。本章で紹介する 2 光子レーザー誘起蛍光法は、Two-photon Absorption Laser-Induced Fluorescence Spectroscopy と呼ばれ、一般に TALIF 法と呼ばれる。これは、図 7 に示すようにレーザーから放たれる 2 つの光子を同時に粒子が吸収することで、1 光子あたり励起するエネルギーが半分で済むため、

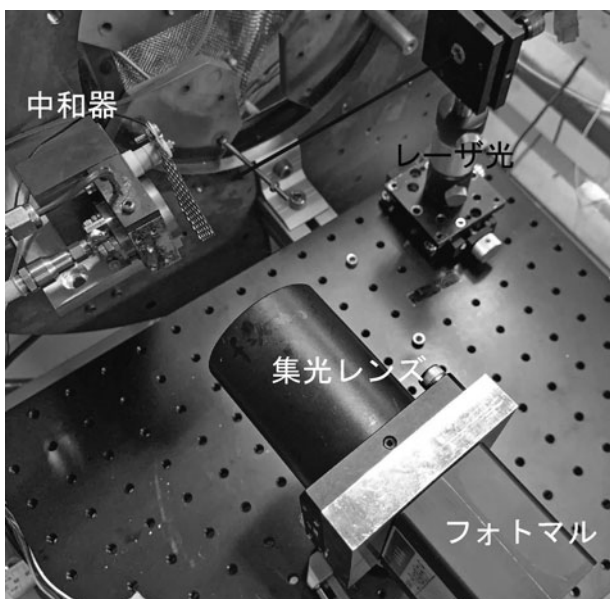
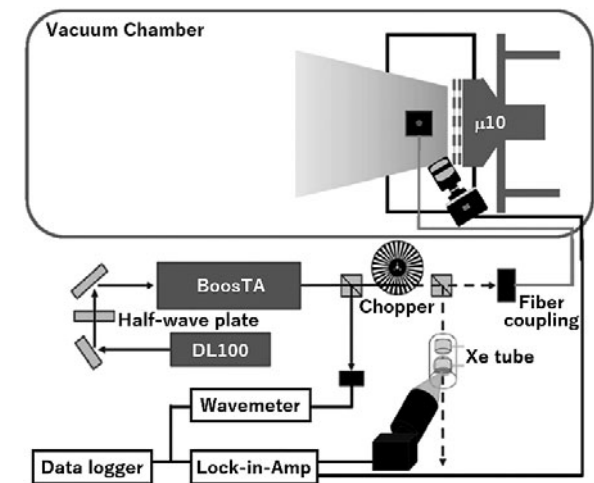


図 5 レーザー誘起蛍光法をイオンエンジンのイオン源に適用した図(上)と中和器に適用した写真(下)。

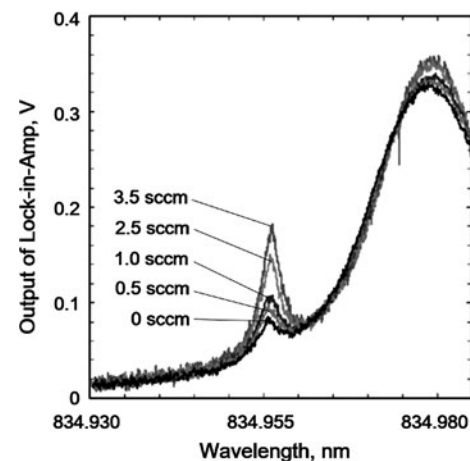


図 6 レーザー誘起蛍光法によるマイクロ波イオンエンジンプルーム測定系。

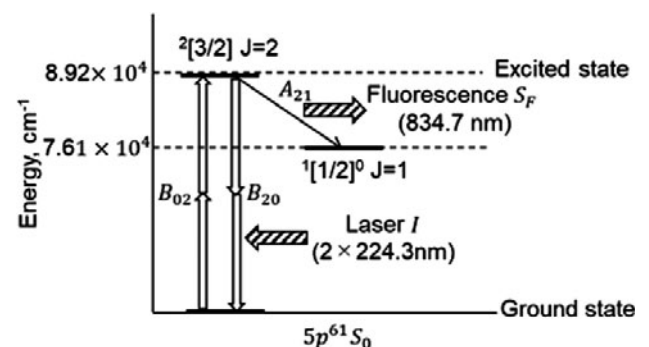


図 7 2光子レーザー誘起蛍光法におけるグロトリアン線。

倍波長のレーザー光を励起することが出来る。200 nm程度の波長であれば、色素レーザーを用いれば大気中で発振可能である。

前章までは、数十万円～数百万円程度の比較的安価なダイオードレーザーで、10–100 mWのCWレーザーだった。本手法は高いエネルギー密度で2光子を吸収する必要があるため、色素レーザーとそれにエネルギーを与えるNd:YAGレーザーのセットおよそ2千万円前後となり導入コストは1桁あがる。また1–10 nsec, 1–10 mJのパルスレーザーで、ポイント計測のためアライメントも大変難しくLIF法に比べて更に敷居の高い計測である。

図8上に電気推進機への適用例を示す。我々の研究グループでは、波長532 nmのNd:YAGレーザーを色素レーザーに導入し、10 mJ程度の出力を得ている。波長220–250 nm程度まで可変できる。純石英の真空窓から真空チャンバ内へ導入しレンズで集光している。励起された中性粒子は、834.7 nmの蛍光を放出するので、集光用のレンズでファイバカップリングし、光電子増倍管の検出器で検出する。レーザー強度の変動やプラズマ発光に起因するランダムノイズ除去のため、数千回程度の積算を行う。またプラズマ発光除去にはバンドパスフィルタやモノクロメータなどの分光器を使用することが有効である。計測波形を図8下に示す。蛍光は指数関数的な減衰波形を示し、積算することで蛍光強度を取得できる。

絶対密度への換算は、チャンバ内を一様にガスで満たし電離真空計の値と、光電子増倍管との信号の関係性と予め

取得しておき、絶対密度への換算を行うことができる。ただし圧力が高いと蛍光強度と圧力が線形の関係にならないので注意する必要がある。

他の測定方法と比較としては、中山らのプレッシャーゲージを活用したプローブ法、光ファイバ計測[23,24]、レイリー散乱計測等[25]が挙げられる。TALIF法は、プローブ法、光ファイバ計測と比べて非接触である点が利点である。また、レイリー散乱計測は、散乱光とレーザー光の波長が同じであるため、高い迷光除去能力を必要とする一方、TALIF法は、レーザー波長と散乱光の波長が異なるため、それほどレーザー迷光除去には苦勞しない。

TALIF法では、計測対象の背景のプラズマノイズ、蛍光強度に応じて決定するため、波長と共に紹介する。波長とその発光強度は、参考文献[26]にまとめられている。中性粒子のみの場への適用は、コロラド大が行っており、最も蛍光強度が強い823.16 nmを用いて検出精度は 10^{14} m^{-3} を達成している[27]。エンジン外部のブルームは、中性粒子密度が $10^{15} \sim 10^{18} \text{ m}^{-3}$ 程度であり、宇宙機本体への帯電影響を与える電荷交換衝突 (Charge exchange, CEX) の解析に約立つと考えられる[28]。ドイツでは、RF放電のイオンエンジンRITに対して、プラズマの発光と蛍光強度から波長を787.7 nmを用いており、ビーム電流とブルーム中の密度の関係を調べている[29,30]。ホールスラスタでも同じ波長を用いており、カソード近傍の中性粒子の速度を波長掃引することで調べている[31]。我々のグループでは、マイクロ波カソード出口で計測を行い、陽極陰極間の陽光柱プラズマの発生前後で密度の急激な変化の測定に成功した[20]。

3.5 レーザートムソン散乱法

レーザートムソン散乱法 (Laser Thomson Scattering) は、主に非協同散乱 (Coherent Thomson Scattering)、協同散乱 (Incoherent Thomson Scattering) の2種類に大別される[32]。協同散乱では、イオンをデバイ遮蔽する電子密度揺動が計測できる。一方、非協同散乱では、電子の熱運動つまり速度分布関数が観測できる。非協同散乱か協同散乱かは、トムソン散乱スペクトルの差波長とデバイ長の関係で決定される。差波長がデバイ長よりも十分に小さい場合は、電子のランダムな熱運動を観測しているため、この意味を取って、非協同散乱と呼ばれている。散乱形式を決定する式は、

$$\alpha = \frac{4\pi\lambda_i \sin \frac{\theta}{2}}{\lambda_D} \quad (6)$$

である[32]。

典型的なレーザーパラメータ $\lambda_i = 532 \text{ nm}$, $\theta = 90^\circ$, 電子温度を10 eVと仮定し、 $\alpha = 1$ となる電子密度を求めると、 $n_e \sim 4 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$ 程度となる。イオンエンジンやホールスラスタの電子密度が $10^{16} \sim 10^{18} \text{ m}^{-3}$ であることを留意すると、多くの場合で、非協同散乱となる。

しかし近年の電気推進の研究課題の一つとして、電子が磁場を横断する異常輸送 (anomalous transport) が注目さ

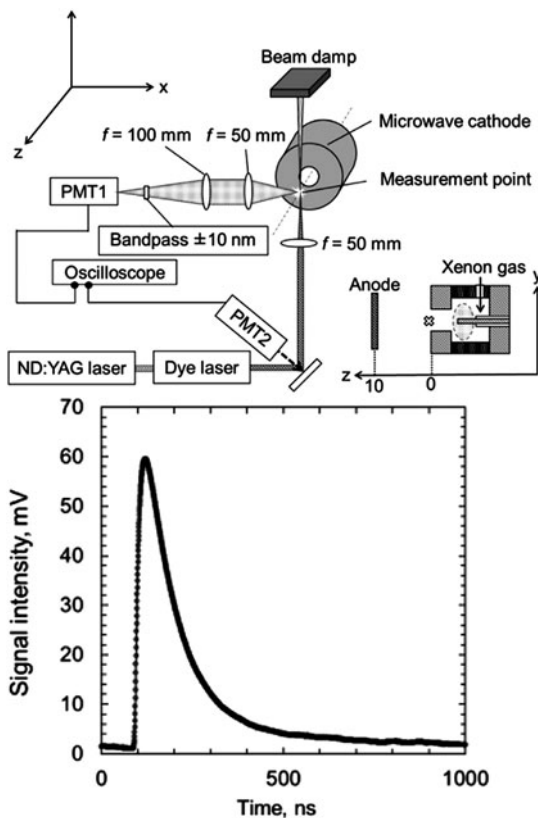


図8 2光子レーザー誘起蛍光法の実験系(上)と典型的な結果(下)。

れている。異常輸送の仮説の一つとして、電子のドリフト不安定性 (Electron Cyclotron Drift Instability, ECDI) が提唱されており、これは電子の密度揺動に起因する[33]。そのため協同散乱法による電子の密度揺動計測による ECDI の解明に用いられている。

一方、非協同散乱では、電子密度・温度・電子速度分布関数が測定できることから多くの適用例がある。例えば、イオンエンジン内部の電子密度、温度測定を行い、グリッド解析ツールの入力条件として利用された[34]。また、ホールスラスタでは、 $E \times B$ ドリフトの速度同定に使用されている[35]。多くの場合では、非協同散乱は低密度プラズマへの適用であり、散乱強度は小さいためマクスウェル関数でない速度関数をもつ電子の精密測定は難しい。しかし、S/N の改善によりホールスラスタのブルームで non-Maxwellian の測定に成功した例もある。高エネルギー電子とバルク電子の重ね合和さった信号が見られ、磁場の極性を反転することによって、その向きが反転している[35]。

図9左に電気推進機への非協同トムソン散乱法の適用例を示す。非協同散乱では、プラズマの低密度ゆえの散乱強度が小さいため、高出力なレーザーである CO₂ レーザーや Nd:YAG レーザーが用いられる。前章の2光子レーザー誘起蛍光法で使用した Nd:YAG レーザーも転用可能である。

トムソン散乱の計測には、TALIF 法と同様にポイント計測が必要である。更に、レーザー波長とほぼ同じ波長領域に散乱スペクトルが存在するため、レーザー光自身の迷光を除去する必要がある。更に敷居が高くなる。パルスレーザーの出力は数百 mJ もあり目視できないほど強い一方、トムソン散乱スペクトルはフォトンカウントする必要があるほど微弱となる。そこで図9右に示すようなノッチスリットとよばれるフィルターを内蔵した分光器を用いる。測定領域で散乱されたレーザー光は電子速度関数に応じた波長スペクトルで散乱する。散乱光は集光レンズによって直接分光器に導入され、波長分解される。そのとき、レーザー波長に有限な幅を持つノッチスリットを配置する。典型的には、ノッチスリットの幅は、レーザー中心波長 ± 1 nm 程度である。分光器は使用する回折格子 (グレーティング) の数に応じて、シングル、ダブル、トリプルグレーティングの分光器があり、回折格子の数は、透過率と迷光除去能力のトレードオフで決定され、各研究グループ

によって異なる[34, 35]。

検出器は、一般的に CCD カメラと光電子増倍管のいずれかを用いる。CCD カメラの最大の利点は、各波長のトムソン散乱スペクトルを同時に得ることができる点である。一方、PMT は単一波長の感度は良いので、実験の立ち上げの段階で測定するのに便利である。また、パルスレーザーであるため、レーザーを打っている間にカメラを露光させる必要がある。CCD には同期機能がついていることが多いが、光電子増倍管だと別途同期機構が必要であることを留意する。

TALIF 法と同様に、1回のレーザーショットで得られるスペクトルはノイズに埋もれるため、多数のレーザーショットで得られたスペクトルを積算するフォトンカウント法が用いられる。典型的な積算回数は、数千回程度である。例えば、積算回数3000回で、パルスレーザーの繰り返し周波数が10 Hz ならば、測定には $3000/10 = 300$ 秒要する。原理的には、積算回数の平方根に比例して S/N 比は改善されるが、現実にはエンジンの状態が300秒間完全に定常というのは難しく、おのずと回数の限界がある。

真のスペクトルとノイズのない理想的な計測結果を比較すると、

1. レーザー中心波長付近の信号がない。
2. スペクトルが広がる。

の2点が挙げられる。まず、1に関しては特に、電子速度関数の決定を困難にしている。電子速度関数は、マクスウェル分布なら、レーザー波長とピーク位置の差波長に対応するが、多くの場合、レーザー光をカットするノッチスリットによって散乱光のピークが見えないため、ピーク位置の波長から離れた散乱光からフィッティングにより求める必要がある。また、計測のスペクトルは、分光器による影響と計測スペクトルの畳み込み積分になっていることに留意すると、スペクトルが真の結果よりも広がるため、その補正が必要である。更に電気推進の典型的な燃料であるキセノンプラズマの場合、レーザー波長 532 nm に近い 529 nm と 533 nm に発光が存在し、ノイズとなる。

これらのノイズ除去には、距離をとって無駄な光を取り込まない、レーザー光の壁面からの乱反射をなくす等、種々の地道な努力が必須である。S/N 比の向上によってマクスウェル関数でない速度関数を正確に計測できるレベルになれば、磁化されたプラズマ中の複雑な電子の振る舞いを解き明かすことにつながる。

また近年、従来では高出力レーザーが必要不可欠だったが、光ファイバに導入可能な低出力レーザーを用いて、高反射ミラーによる Cavity Enhanced Thomson Scattering (CETS) も実証されている[36, 37]。高反射率のミラーで、レーザーを往復させることで、低い出力のレーザーでもトムソン散乱法を実現できる方法である。光ファイバによるアクセス性が改善されると、ステージによる掃引によって電気推進機を網羅的に計測することが可能となる。

3.6 おわりに

レーザーや半導体技術の発達にともない、半導体レー

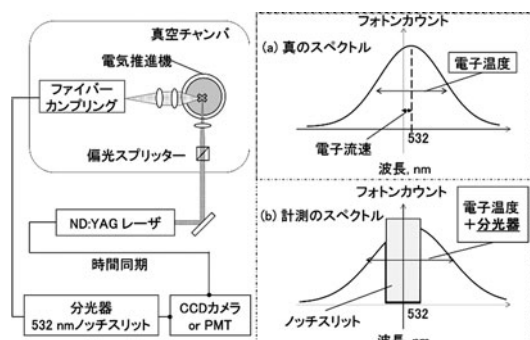


図9 レーザートムソン散乱の実験系(左)と典型的な結果(右)。

ザーや分光器, ICCD カメラなどの検出器のコストが低下し, プラズマ分光計測の敷居は低くなった. レーザー誘起蛍光法やレーザー吸収分光法は数百万円程度の設備投資で実施できる一方で, 色素レーザーやCO₂ レーザーなどの高出力レーザーを用いる TALIF 法やレーザートムソン散乱法には数千万円の投資が必要となり敷居が高い. 高反射ミラーを活用したキャビティを活用することで低出力レーザーでも実現できるようになれば, 価格が低下するだけでなくステージにマウントした光ファイバの活用によってポイント計測から2次元3次元の空間計測に発展できる.

プラズマ分光計測はプローブ計測ではアクセスできないような温度環境の厳しい領域にもアクセスでき, プローブ計測では得られない電子速度関数や CEX の影響も定量的に評価できる. さらに放電振動と同期させることで, 従来の時間平均の測定から時間分解能のある測定にも発展可能である. また磁場中のプローブ計測は, 電子の運動が制限される効果を解析モデルに取り込むことが必要があり, 無磁場と比較して複雑化し解析結果の信頼性も低下する要因となる.

レーザー分光計測の電気推進機への適用に関し, キセノンやクリプトンなどの希ガスを推進剤に使うことが多いため, 水素やヘリウムなどのシンプルな原子に比べ, 同位体や超微細構造などの影響もあるが, 実験機器の広がりなどの影響と合わせきちんと検証すれば, プローブ計測では得られない情報を正確に捉えることができる.

謝 辞

2光子レーザー誘起蛍光法やトムソン散乱の研究実施にあたっては, 日本学術振興会科研費若手研究(A) JP17H04973 の助成を受けた謝意を記す. またレーザー誘起蛍光法を実験室で構築してくれた卒業生の山本雄大氏にも謝意を記す.

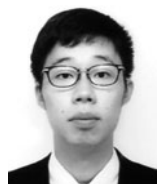
参考文献

- [1] 荒川義博 他: 電気推進ロケット入門 (東京大学出版会, 2003).
- [2] D.M. Goebel *et al.*, *Fundamentals of Electric Propulsion* (Wiley, 2008).
- [3] <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/explosive-growth-in-electric-propulsion/>
- [4] K. Nishiyama *et al.*, *Acta Astronaut.* **166**, 69 (2020). doi: 10.1016/j.actaastro.2019.10.005.
- [5] D. Zube *et al.*, *Proc. 35th Joint Propul. Conf. and Exhibit.*, AIAA 1999-2272 (1999).
- [6] 堀井道明 他, 宇宙航空研究開発機構特別資料: 低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集, JAXA-SP-07-020, 7 (2008).
- [7] B. Dankongkakul and R.E. Wirz, *J. Appl. Phys.* **122**, 243303 (2017). <https://doi.org/10.1063/1.4995638>
- [8] K. Dannenmayer *et al.*, *Rev. Sci. Instrum.* **83**, 123503 (2012). <https://doi.org/10.1063/1.4769052>
- [9] Giulio Coral *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **27**, 095015 (2018).
- [10] J.P. Boeuf, *J. Appl. Phys.* **121**, 011101 (2017).
- [11] K. Hara, *Plasma Sources Sci. Technol.* **28**, 044001 (2019).
- [12] Y. Chiu, B.L. Austin *et al.*, *J. Appl. Phys.* **99**, 113304 (2006).
- [13] G.F. Karabadzak, *J. Appl. Phys.* **99**, 113305 (2006).
- [14] B.C. Lee *et al.*, *Rev. Sci. Instrum.* **85**, 053111 (2014). <https://doi.org/10.1063/1.4879135>
- [15] A. Lucca Fabris *et al.*, *J. Appl. Phys.* **118**, 233301 (2015). <https://doi.org/10.1063/1.4937272>
- [16] T. Ise *et al.*, *Rev. Sci. Instrum.* **83**, 124702 (2012).
- [17] 間瀬 淳, 川端一男: プラズマ・核融合学会誌 **87**, 315 (2011).
- [18] R. Tsukizaki *et al.*, *J. Propul. Power* **30**, 1383 (2014). doi: 10.2514/1.B35118
- [19] R. Tsukizaki *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **27**, 015013 (2018).
- [20] Y. Yamashita *et al.*, *Vacuum*, **168**, 108846 (2019). doi: 10.1016/j.vacuum.2019.108846
- [21] <https://www.nist.gov/pml/atomic-spectra-database>
- [22] W. Huang, University of Michigan, Ph.D. Dissertation, 2011.
- [23] Y. Nakayama, *Proc. 35th Int. Electric Propul. Conf. IEPC-2017-558* (2017).
- [24] Y. Nakayama and K. Narisawa, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.* **12**, Pb_73 (2014).
- [25] M. Iwamoto *et al.*, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.* **60**, 327 (2017).
- [26] K. Kinefuchi *et al.*, *Acta Astronaut.* **161**, 382 (2019).
- [27] A.J. Friss *et al.*, *Proc. 36th Int. Electric Propul. Conf. IEPC-2019-689* (2019).
- [28] T. Muranaka and Y. Inanaga, *Trans. Jpn Soc. Aeronaut. Space. Sci.* **16**, 366 (2018).
- [29] C. Eichhorn *et al.*, *J. Propul. Power* **28**, 1116 (2012).
- [30] C. Eichhorn *et al.*, *J. Propul. Power* **35**, 1175 (2019).
- [31] M.W. Crofton *et al.*, *Proc. 33rd Int. Electric Propul. Conf. IECP-2013-399* (2013).
- [32] H.J. Van Der Meiden *et al.*, *Rev. Sci. Instrum.* **79**, 013505 (2008).
- [33] S. Tsikata *et al.*, *Phys. Plasmas* **16**, 033506 (2009).
- [34] N. Yamamoto *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **19**, 045009 (2010).
- [35] B. Vincent *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **29**, 035015 (2020).
- [36] T. Wegner *et al.*, *Proc. 36th Int. Electric Propul. Conf. IEPC-2019-A-663* (2019).
- [37] A.J. Friss and A.P. Yalin, *Optics Letters* **43**, 5343 (2018).



つきざきりゅうどう
月崎 竜童

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 助教。研究分野：電気推進，プラズマ分光。
2013年，東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻にて博士（工学）取得。「はやぶさ2」のイオンエンジン担当として，研究・開発・運用を務める。2020年12月6日に地球帰還を果たすカプセル回収のため，隔離の日々を経て，豪州出張中。趣味はランニングでフルマラソンは2時間30分台。



やましただゆうすけ
山下 裕介

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻，博士課程2年。日本学術振興会特別研究員 DC2。研究分野：電気推進，レーザー分光，プラズマ解析。2017年，大阪府立大学工学域機械系学類航空宇宙工学課程を卒業。2019年，東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻の修士課程を修了。宇宙科学研究所にて，マイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ を対象に，レーザー分光とプラズマ解析を実施している。趣味は，キャッチボール。

講座 宇宙機用電気推進機のための計測法

4. 宇宙機用電気推進機のための推力測定

4. Thrust Measurement Methods for Electric Propulsion

各務 聡

KAKAMI Akira

東京都立大学

(原稿受付：2020年9月20日)

電気推進機は、燃費の良さを表す比推力が高いため、「はやぶさ」のような探査機の主推進や静止衛星の南北制御に使われてきました。その一方で、スラストヘッドは、重量が10 N級であるにもかかわらず、推力がnNから100 mNと非常に小さいため、打ち上げ用のロケットエンジンの性能評価で利用されているようなロードセルを用いることができません。そのため、その測定には、重力の影響を打ち消すことができる振り子が用いられてきました。そこで、本講座では、推力測定装置（スラストスタンド）について解説します。また、微小推力の場合や、推進機への供給系に可撓性が低い要素がある場合は、スラストスタンドでの推力測定が困難になることがあります。その場合、スラストターゲットと呼ばれる、プルームを振り子に当てその変位から推力を求める方式が用いられることもあるためこれについても紹介します。

Keywords:

electric rocket propulsion, thrust measurement, thrust stand, thrust target

4.1 はじめに

第1章でも言及されていますが、電気推進の推力は、非常に小さくmNクラスは普通で、 μN オーダーも珍しくありません。また、放電時間が短くインパルス状の推力（力積、以下、推力インパルス）を発生するパルス型プラズマ推進機（pulsed plasma thruster）も存在します。宇宙機用の化学推進でもMR-103のような軌道調整用のものは推力が僅か0.9 Nで力強さの代名詞のようなロケットエンジンという言葉からは想像できないくらい小推力のものもあります。

そのため、特に電気推進では、推力重量比が1を大きく下回り、ロードセルで推力を測定することが困難です。そこで、重力の影響を排除して推力を高精度で測定するため、図1のような振り子が推力測定に供されてきました。これは、ヒンジを回転軸とする水平振り子で、重心を回転

軸状に移動させるためのカウンタウエイト、余分な振動を抑制するための渦電流ダンパを取り付けています。推進機の発生する推力（インパルス）と振り子の変位（振動の振幅）が比例することを用いて、振り子の変位により推力を測定します。

また、PPTなど推力重量比が著しく小さい推進機では、スラストターゲットも用いられています。これは、推進機のプルームをスラストターゲットに当てて振り子の変位から推力を算出する方式で高い感度が得られます。本章では、電気推進機の性能評価に必須である推力測定について紹介します。

4.2 偏位法（定常推力測定）

原理は非常に簡単で、振り子の変位が外力に比例することを利用して[1-4]。振り子は、その振動面により、水平振り子と垂直振り子に大別されますが原理は同じです。ただし、復元力の発生源が異なり、前者が弾性ヒンジ、後者が重力のみまたは重力と弾性ヒンジに由来します。そこで、水平振り子を用いて解説します。

図2は、水平振り子型のスラストスタンドです。弾性ヒンジを支点としたアームに推進機とカウンタウエイトを搭載しています。カウンタウエイトは、重心を支点に移動させて、真空ポンプや歩行による振動を絶縁し、振動に由来するノイズの抑制が可能です。また、不要な振動を抑制するためにダンパが設けられており、振り子の変位は、レーザー変位計などで測定されています。

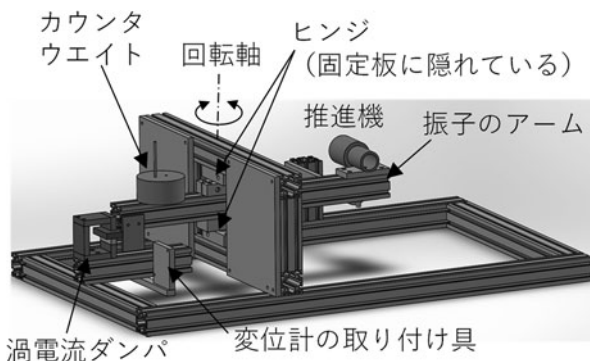


図1 試作した水平振り子型スラストスタンド。

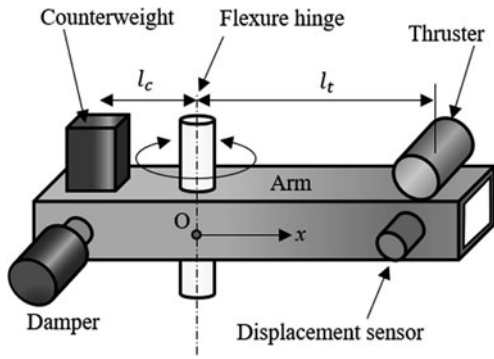


図2 偏位法を用いたスラストスタンド。

次に、推力測定を力学的観点から検討します。簡単のために、アームを剛体として考えるとすると、回転の運動方程式は[5]、角度を θ 、推力を T として、

$$I\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + k\theta = l_t T \quad (1)$$

$$x = l_d \theta \quad (2)$$

ここで、 I は慣性モーメント、 c は減衰係数、 k はばね定数、 l_t は支点と推進機の距離、 l_d は支点と変位計までの距離、 x は変位計が計測する変位です。 k は、水平振り子の場合には弾性ヒンジのばね定数ですが、垂直振り子の場合には、弾性ヒンジのばね定数 k_s と振り子の重量 mg （推進機やアームなどの総重量）によるばね定数の和になります。

$$k = k_s + mgl_G \quad (3)$$

l_G は支点から重心までの距離です。すると、推力一定の場合、式(1)の解の過渡項は減衰するので感度 x/T [m/N]は、

$$\frac{x}{T} = \frac{l_t l_d}{k} \quad (4)$$

以下、これを仮に定常感度と呼ぶことにします。よって、水平振り子では、定常感度は、ばね定数が小さいほど、変位計やスラストの位置が支点から離れているほど高いことが分かります。一方、垂直振り子では、ばね定数が式(3)で表され、 l_G が l_t に伴って増加するため、 k も l_t に伴って増加することに注意が必要です。

しかし、実際には、推力や振り子の変位は変動するため、振動について理解する必要があります。そこで、式(1)(2)を用いて解析するため次のように一般化します。

$$\ddot{x} + 2\xi\omega_n\dot{x} + \omega_n^2 x = \frac{l_d l_t}{l} T \quad (5)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{I}} \quad (6)$$

$$\xi = \frac{c}{2} \sqrt{\frac{I}{k}} \quad (7)$$

ここで、 ω_n は固有角振動数です。式(5)の解は、減衰比 ξ により形が異なりますが、ダンパの設計上、臨界制振や過制振にするのは手間がかかり応答性を損なうため、不足制振($\xi < 1$)になっていることが多いです。すると、ス

テップ状の理想的な推力(推力 T_0)が $t=0$ で発生したとき、変位 x は

$$x = \frac{l_d l_t T_0}{k} \left[1 - \exp(-\xi\omega_n t) \times \left\{ \frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^2}} \sin \sqrt{1-\xi^2} \omega_n t + \cos \sqrt{1-\xi^2} \omega_n t \right\} \right] \quad (8)$$

となります。式(8)の第1項が定常項で、第2項が過渡項であり、これをもとに規格化変位を図示したものが図3です。規格化変位は、一定推力 T_0 が加えられたときの定常時の変位($l_t l_d T_0 / k$)で規格化したもので、1のときに推力を正確に評価していることを示します。ダンパがないとき($\xi = 0$)を除き、過渡項は $\exp(-\xi\omega_n t)$ で減衰しますが、定常項は最後まで残り1に収束します。このように、変位は推力の瞬間値を必ずしも表していません。

研究している推進機が点火後に迅速に推力を発生して、過渡項の減衰より長く安定作動しているのであれば、減衰を待ってから定常感度を用いて推力を評価すれば問題ありません。しかし、過渡応答は推力を表していないことを覚えておいてください。オーバーシュートを推力として算出している論文を散見しますが、これは間違いです。なお、ロードセルによる推力測定も原理は偏位法であるため、過渡項の取り扱いには同様な注意が必要です。

過渡項の扱いを間違えると、せっかくの推進機の魅力が削がれます。一般に、変動や遅れは制御を不安定にする原因です。そのため、過渡項がある図3の波形を推力履歴として扱おうと、ステップ状の推力を生成する理想的な推進機なのにもかかわらず、システム設計者の目には推力に変動や遅れがある危険な要素として映ってしまいます。

また、推進機の作動時間が、過渡応答が残存する時間とほぼ同じ場合は、スラストスタンドのチューニングが必要です。ただし、作動時間が振り子の固有周期よりも十分に小さければ、4.3の方法で推力インパルスを求められます。

では、偏位法は、推力変動をどこまで正しく評価できるのでしょうか。そこで、変位の周波数応答を考えます。図4は、横軸が固有振動数で規格化した推力の変動周波数で、縦軸が各周波数成分に対する感度を定常感度(式(3))で規格化したものです。これは、式(1)と(2)をフーリエ

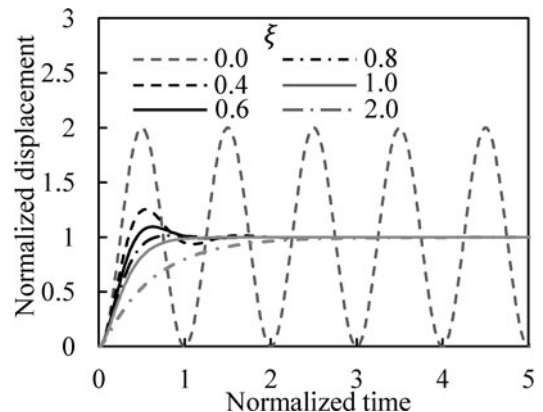


図3 ステップ応答。

変換することにより求められます。ξ=0 はダンパがない場合に相当し、固有振動数で共振するためこの時の感度は無限大です。0<ξ<1 では、推力の変動周波数に伴って感度が増加して共振点で振幅がピークになり、その後減衰します。位相は、推力変動の周波数が固有振動数より十分に小さければ、推力変動に遅れなく追従しますが、共振点に近づくときと看過できない遅れが生じ推力変動の周波数に伴ってさらに増加していきます(図5)。一方で、過制振または臨界制振(ξ≧1)になると、図3のようにオーバーシュートが消失しますが、図4と5のように低周波数から感度が減衰し位相も遅れ推力変動の測定が困難になります。

以上のように、推力変動の計測可能な周波数は、固有振動数より低くなります。また、感度と周波数応答は二律背反です。高感度化には、小さなばね定数kが好ましいですが、固有振動数が低下し高域での周波数応答が劣化します。逆に、応答性を求めると感度が低下します。

それでは、周波数応答はどのように向上すれば良いのでしょうか。一般に、感度は、推力、変位センサ、真空容器の直径の制約を受け、ばね定数の決定では定常感度を優先せざるを得ません。よって、所要の定常感度のもとで、周波数特性を向上する方法を模索するのが正着手です。そこで、ダンパを調整することで可能な限り周波数特性を向上させることを考えます。最適な減衰比は、許容できる誤差に依存し、1%までの感度の誤差を許すのであれば、図4より、減衰比を0.70前後にすることで固有振動数の40%程度まで測定可能になります。ただし、位相の遅れは34°に達してしまいます。位相の精度を求めるには減衰比を小さく

すれば良く、ξ=0.3以下にすることで固有振動数の10%程度まで感度と位相の誤差を1%以内にできます。しかし、減衰比を下げすぎると過渡項の減衰に時間を要します。以上のように、力学の理解は正確な推力測定に貢献します。なお、ロードセルは、力学系が振り子と等価で測定可能周波数に上限があります。カタログ上の固有振動数は、ロードセル単独の値で、推進機を付けたときの系の固有振動数(f_{n,lt})は、推進機質量のためにロードセル単独の固有振動数より著しく低下します。感度と位相に1%の測定誤差を許すとしたとき、0.1f_{n,lt}が限界です。推力測定が可能な周波数は、カタログに記載された固有振動数や測定可能周波数より低くなることをゆめゆめ忘れてください。

4.3 偏位法 (推力インパルス測定)

4.2では、振り子の固有周期よりも十分に作動時間が長い推進機の推力測定法を述べました。一方で、PPTのようなパルス型推進機では、作動時間がマイクロ秒オーダーで、振り子が推力に追従できません。そこで、振り子の周期よりも推進機作動時間が十分に短い場合は、推力履歴の計測を諦めて、推力インパルスを求めるのが一般的です[5-7]。推力インパルスをI_tとしたとき、角速度の初期値は、

$$\theta(0) = \frac{I_d I_t}{I} \tag{9}$$

となります。すると、不足制振の変位は、式(1)(2)を解くと

$$x = \frac{I_d I_t}{I \sqrt{1-\xi^2} \omega_n} \exp(-\xi \omega_n t) \sin(\sqrt{1-\xi^2} \omega_n t) \tag{10}$$

を得ます。係数にI_tが含まれていることから、推力インパルスは振幅から算出できます。

本方式は、10 μNsのような微小な推力インパルスを測定可能です。このような微小なインパルスは想像つかないかもしれませんが、おおよそ、掌でゆっくりと扇いだときの風のインパルスです。ため息は個人差があるでしょうが100 μNsを優に超えます(意図せず偶然に実測、レンジオーバーのため正確な値は不明、再測の予定なし)。

ただし、慣性モーメントIの0.5乗の項(Iω_n)が分母にあるため、推力重量比が著しく小さいと変位が極めて小さくなり、測定が困難になります。そのような場合、4.5で説明するスラストターゲットを利用することがあります。

4.4 零位法

零位法は、振り子の変位を0に保つようにアクチュエータを制御し、駆動電流や電圧により推力を評価する方法です[8-11]。すなわち、原理は天秤と同じで錘の代わりにアクチュエータを使用します。零位法は、偏位法より迂遠に感じるかもしれませんが、出力が入力に対して非線形で、感度が入力により変化するセンサが多々あるため、零位法は広く利用されています。すなわち、零位法は、非線形性を逆手に取り、高感度化・高精度化を実現する方法

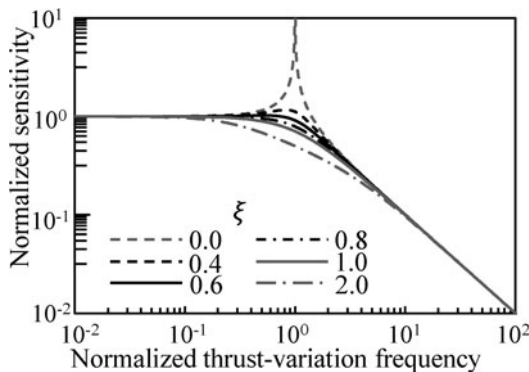


図4 周波数応答 (振幅).

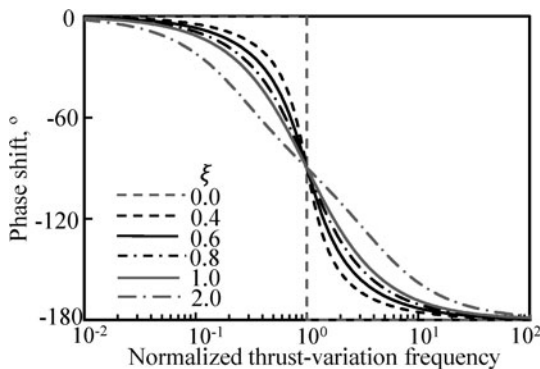


図5 周波数応答 (位相).

と言えます。変位センサにも、高精度で廉価だが距離により感度に変化する非線形型があります。偏位法への適用は困難ですが、零位法ならば、高感度が得られる距離を零位法の平衡点として変位測定の精度を高め、推力測定の精度や周波数応答を向上可能です。また、副次的な効果として、デジタル制御のパラメータの変更で、周波数特性や感度を柔軟に調整でき、一台で多くの推進機に対応できます。

次に、図6の剛体振り子モデルを用いて零位法による推力測定の原理を説明します。振り子の運動方程式は、ソレノイドアクチュエータを利用する場合、ソレノイドの推力 F は、駆動電流 i と距離により変化することから、

$$I\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + k\theta = l_t T + l_a F(i, \theta) \quad (11)$$

定置制御により、 $\ddot{\theta}, \dot{\theta}, \theta \approx 0$ となるので、

$$\frac{i}{T} = -\frac{l_t}{F_0 l_a} \quad (12)$$

となり、推力を駆動電流で表すことができます。なお、ここで、零位法により変位が小さくなるので、ソレノイドの推力電力比が位置によらず一定であるとしています。

次に、制御系について簡単に説明します。現在もお古典制御を利用することが多いため、PID（比例・積分・微分制御）を用いるとします。電流出力アンプを使う場合、

$$i = k_p \theta + k_D \dot{\theta} + k_I \int \theta dt \quad (13)$$

となります。ここで、 k_p は比例ゲイン、 k_D は微分ゲイン、 k_I は積分ゲインです。角速度や角度の積分は変位計による測定値から算出します。なお、電磁アクチュエータに電圧出力のアンプを利用する場合、インダクタンスのために、応答性が低下しますが、LR回路の時定数が、ミリ秒単位で、定置制御下の振り子の周期より小さいことが多く、LR回路による遅延を無視できることもあります。

PIDパラメータは、慣性モーメント、フィードライン（チューブやワイヤー）の剛性、弾性ヒンジのばね定数に応じて適切に設定する必要があります。不適切だと制御系が不安定になります。その調整のためにその役割を知っておくと良いでしょう。比例要素は、バネの働きをし変位の抑制と周波数応答の向上に貢献します。しかし、過大な値は、変

位を小さくし振り子の固有振動数を増加させるため、高精度な変位センサと高いデジタル制御周波数 f_d が求められます。また、微分要素は、ダンパの役割をして高周波帯の応答性に貢献しますが、過大な k_D は制御を不安定にします。

積分要素は、低周波数領域の測定精度を向上します。比例要素は、変位を0にする役割を持ちますが、低周波数領域では効果が薄く定常偏差 (θ_e) が生じます。すると、定常偏差による弾性力 ($k\theta_e$) がスラストスタンドに作用し誤差となります。そこで、変位を積分して、定常偏差や低周波数の推力変動による振動を抑制します。

PIDパラメータの決定には、ボード線図などで位相余裕、ゲイン余裕を評価し、制御系を安定化させます [12, 13]。また、現代制御理論を用いてもPIDパラメータを決定できます。式(10)、(13)、(14)、(15)を線形状態方程式で表せば、最適制御や局配置法を用いて設計可能です [13-15]。しかし、最適制御のQ行列やR行列、局配置法の極の値は、シミュレーションを用いて検討する必要があります。

なお、微分操作には注意を要します。多くの場合、速度は、変位の測定値を微分して求めますが、変位センサの出力にはノイズが含まれており、微分するとノイズの高周波成分が増幅されることから、適切なフィルタが必要です。変位計の出力にアナログフィルタを挿入しても良いですが、デジタルフィルタを使う手もあります [16]。FIR (Finite Impulse Response) フィルタは、過去値の線形和を用いるリアルタイムフィルタの一種で、係数を b_i 、 N 段とするとき、時刻 (n は、0以上の整数で時刻を表す) フィルタの出力値 $y[n]$ は、時刻 j におけるセンサの計測値 $x[j]$ として、

$$y[n] = \sum_{i=0}^N b_i x[n-i] \quad (14)$$

で表されます。なお、時系列データの平均を取る移動平均はFIRフィルタの一種です。所要の周波数特性から b_i を求めるには、Scilabなどの制御シミュレーションソフトの関数 (wfir, firlt など) を用いると良いでしょう [17]。

次に、ケーススタディーとして、直径1mの真空容器を用いて、重量1kg、推力10mNの推進機の推力測定を考えます。スラストスタンドの断面をジュラルミンの矩形管 (40×40 mm, 厚さ3 mm) とし、その他の諸元を表1に示

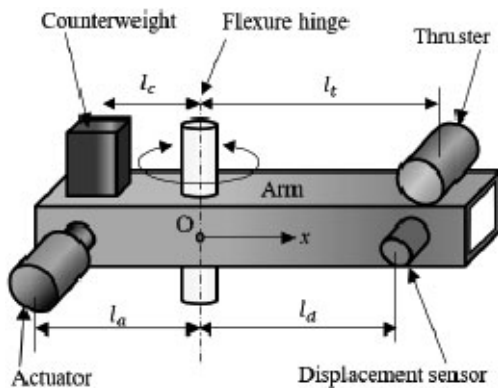


図6 零位法を用いたスラストスタンド。

表1 零位法のシミュレーションの想定パラメータ。

パラメータ	値
l_t , m	0.5
l_a , m	0.2
l_d , m	0.2
k_p	7500
k_D	100
K_I	100
f_d , Hz	1000
k_s , Nm/rad	0.76×2
F_0 , N/A	1.0

します。アクチュエータは線形性に優れるボイスコイルモータとし、分解能0.1 μmのレーザー変位計を使用することとします。この条件下で、Scilabを用いてシミュレーションをしました。

図7と8は、感度の周波数応答の計算結果です。図7では、1が正確に表されていることを、1未満は過小評価を、1以上は過大評価を示します。低周波数領域ではほぼ正確に推力変動を評価していますが、徐々に過大評価するようになり、1.1 Hzで1%の誤差が生じ、このときの位相は0.24°遅れます。それ以降は急激に過剰評価して、9.7 Hzでピークになり、それ以降は単調に減少するため、高い周波数の推力変動は計測できません。また、位相は、遅れが単調に増加します。このように、零位法も、高い周波数の推力変動の評価は困難です。

なお、測定可能周波数は、制御器の調整、デジタル制御の高周波数化、高分解能の変位計の利用により改善できますが、偏位法と同様、高い周波数の変動測定には限界があります。そこで、著者は、加速度計測で零位法を補償して直流から高周波数の推力変動を評価する方式を提案し、80 Hzまでの推力変動を評価できることを示しています[18]。弾性ヒンジの半径方向の弾性のために、振り子が推力方向に並進振動し80 Hzが上限ですが、重心位置の調整と加速度の2点計測により高周波数化する方法も提案しシミュレーションで実証しています[19]。

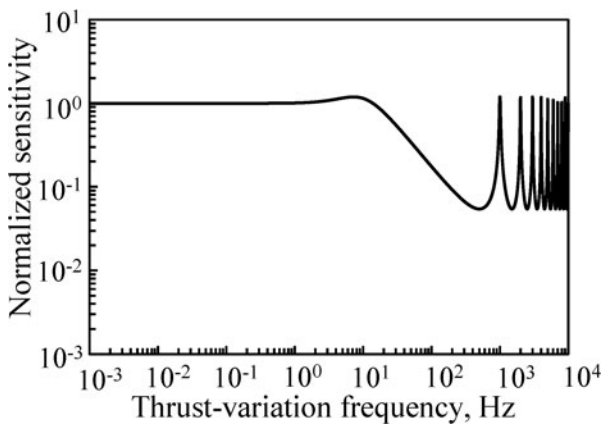


図7 零位法を用いたときの感度の周波数応答。

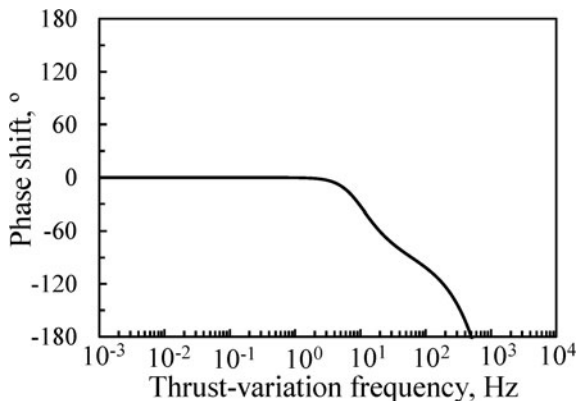


図8 零位法を用いたときの感度の周波数応答 (位相)。

4.5 スラストターゲット

推力重量比が小さいときや推進機に可撓性が悪いフィードラインがあると、スラストスタンドで測定できないことがあります。このような場合、スラストターゲットが利用されることがあります[20-22]。図9は、PPTで使用されてきたスラストターゲット[20]で、この他にもコーン型[20]やプレート[21, 22]など用いられました。

原理は、プルームをターゲットに衝突させることにより推力方向の運動量を振り子に吸収させてその運動に変換します。定常推力、推力インパルスを与えた時のターゲットの変位は、それぞれ式(8)、(10)のようになります。

定常推力の場合、式(8)の係数に質量が含まれていませんが、式(3)のように垂直振り子のばね定数は振り子の重さに比例するため、軽量化が容易なターゲットで高い感度が得られます。一方で、インパルス状の推力では、式(10)のように慣性モーメント I の0.5乗の項が分母にあるため、軽量なスラストターゲットによって感度の向上が可能です。以上より、定常型、パルス型の両方で、スラストターゲットを用いた高感度測定ができるようになります。

しかし、本方式は、誤差への不安を払拭しきれません。衝突後のプルームが悉く半径方向に進むことが前提ですが、これが崩れるとどうなるでしょうか。単純に考えると最大で2倍の誤差が生じます。高校物理の衝突を思い出してほしいのですが、質量 m の質点が速度 v で壁に完全弾性衝突して、反対方向に跳ね返ったとき、壁が受ける力積は $2mv$ です。すなわち、衝突後のプルームの角度によりターゲットが受ける力積が変化します。そのため、柳らは、PPT用スラストターゲット(図9)に円環を設けて中心軸方向のプルーム運動量を余すことなく回収し高精度化を図っています[19]。その上で、スラストスタンドで実測した結果と比較しスラストターゲットの妥当性を実証しました。しかし、推進機の種類や作動条件でプラズマの速度や密度などが異なり、衝突後のプルームが理想通りの挙動をするとは限りません。よって、精度を確実に担保するにはスラストスタンドが無難と言えます。

4.6 校正

いかなる測定器も校正せねばなりません。感度は理論的に求められますが、実験では、フィードラインが取り付けられ、その剛性は僅かな変形で変化します。そのため、既知の外力(以下、校正推力)を与え、出力(変位計の出力

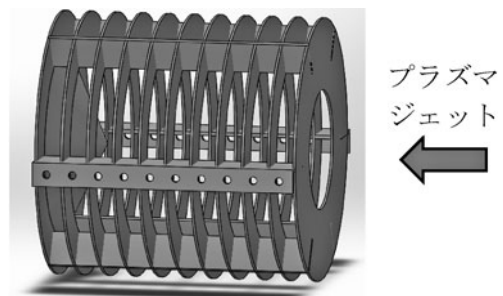


図9 スラストターゲット。

電圧など)との相関を求めることが必要です。

定常型推進機の校正では、一定の校正推力を与え続ける必要があるため、錘がよく使われます。錘を付けた紐の一端を推進機に固定し、プーリーを介して錘の重力を推進機に加え、錘の重さと変位センサ出力の相関を求めます。単純ですが、線形回帰の決定係数 R^2 は 0.99 以上にできます。

また、ロードセルを利用した校正も可能です。直流成分も計測可能なひずみゲージ型ロードセルに永久磁石を取り付けて、ソレノイドにより磁石に作用する電磁力を校正推力として与えます。駆動電流で校正推力を調整できるため校正作業を簡素化でき、真空中の校正も容易です。なお、ロードセルにコイルを取り付けるボイスコイルモータ (VCM) や静電アクチュエータ [4] でも校正できます。

推力インパルスの校正には、金属球などを錘とする振り子が用いられることがあります。これは、糸で吊した錘を衝突させる方式で、錘の質量と衝突前後の速度からインパルスを算出できます。錘の速度は、高速度カメラの画像から求めることが可能です。また、フォトインタラプタを用いれば錘の通過時間の差から速度が得られます。なお、衝突した錘を両面テープで振り子に接着させて、衝突後の速度評価を省くこともあるようです。

この他にも、圧電型のロードセルも校正に適用できます。これは、ひずみにより生じた電荷で力を評価するセンサで、直流や低周波数成分を測定できませんが、高剛性で応答性に優れ急速な変動を計測可能です。そこで、圧電型ロードセルをアームに取り付けて錘を衝突させ、そのときの校正推力の時間変化を測定します。また、このロードセルに磁石を取り付けてソレノイドをパルス駆動し、電磁力をアームに与えてもかまいません。なお、校正推力インパルスは、校正推力の時間変化を数値積分して求めます。また、駆動電流で校正推力インパルスや履歴を調整できますが、その発生時間の最小値は、ソレノイドの時定数 (L_s/R_s) 程度です。

なお、フィードラインは僅かな変形でも剛性が変化し感度に影響を与える可能性があります。そのため、推進機やフィードラインに触れたのならまず校正すべきでしょう。

4.7 各要素について

振り子のアームを剛体と仮定しましたが、実際には弾性を有し、弾性振動、特に固有周波数が小さい横振動 (長手方向に対して垂直方向の振動) に注意が必要です。意外にも、厳つく頑丈そうな金属も共振の前には無力で、いとも簡単に共振します。もし、振り子の周波数と弾性振動の周波数が近いと連成振動が起きて複雑な波形のノイズが乗ります。これは振幅を用いる推力インパルス測定では致命的です。その上、スラストスタンドは、端点に推進機を固定した片持ち梁で横振動が起りやすくなっています。また、振り子の固定のための部材も弾性変形します。そのため、スラストスタンドの軽量化や高精度化を望むなら、その固有振動数に対する配慮が必要です。なお、振り子をワイヤーで懸垂することもあります。ワイヤーは横振動はおろか縦振動の固有振動数も低いので注意してください。

図10は、スラストスタンドの設計の検証に使用した固有モード解析の結果で、SolidWorksに付属の有限要素解析 (FEM) ツールを用いました。なお、推進機は 1 kg の剛体でモデル化しています。図10は、フレームが変形する振動モードにおける変位を表しており、補強板を追加したにもかかわらず固有振動数はわずか 70 Hz です。

推力変動の周波数と弾性振動の固有振動数が一致しなければ弾性振動への配慮は不要と思えるかもしれませんが、しかし、ステップ関数やデルタ関数が広い周波数成分を含むため、点火時の急峻な推力変化や推力インパルスは、弾性振動を誘起します。また、零位法では、デジタル制御が弾性振動の原因になり得ます。デジタル制御では、制御周期ごとにアクチュエータを調整することから、制御周波数とその高調波を含む振動を振り子に与えるのと等価です。そのため、制御周波数と弾性振動の固有振動数が近いと、部材が共振して異音を生じ制御系が不安定になります。

高い剛性だけでなく、利便性や感度のためには軽量さも重要なことから、アルミフレームのような中空管が多用されています。もし、弾性振動が問題となるのならば、固有モード解析を使うとよいでしょう。固有モード解析用のツールの性能と入手性が良くなったため、これを活用しない手はありません。現に、図10の解析は 3DCAD のバンドルソフトで実施し、Elmer や SALOME-MECA のようなオープンソースが公開されています [23, 24]。

支点は、摩擦やヒステリシスを生ずることなく回転以外の運動を抑制する重要な要素で、flexural pivot などの弾性ヒンジなどが使用されています。これは、図11のように円管を板バネで結合したもので、摩擦やヒステリシスを生ずることなく復元力を発生します。また、半径方向の剛性が高く、しっかりと部材を固定できるため組み立てが簡単になり、実験中のずれもありません。しかし、いくつか注意

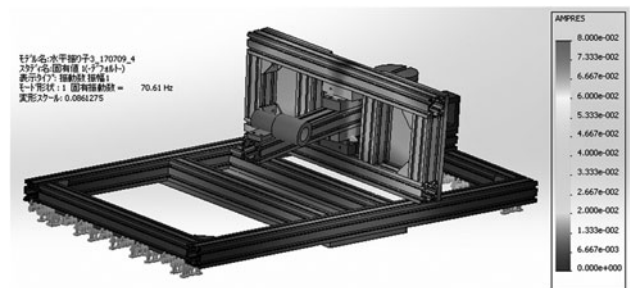
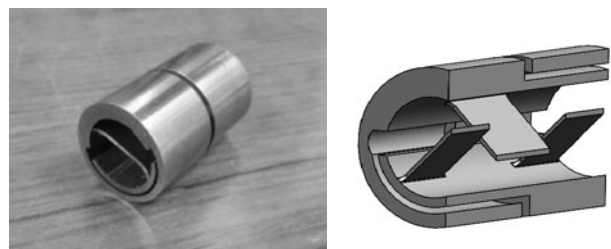


図10 スラストスタンドの固有モードの解析例。



(a)写真

(b)解析用モデル

図11 弾性ヒンジ。

があります。まず、一部の部材が磁性体であるため、強磁場が発生する推進機とは距離を取らねばなりません。

また、重量バランスがとれていないと、図12（静荷重解析の結果）のように半径方向に変形して、ばね定数が変化し、塑性変形するか壊れる可能性があります。さらに、この半径方向の弾性のために、振り子が半径方向の振動モードを持ちます。このばね定数はかなり大きいので問題にはなりにくいと思いますが、推進機が重い場合は、推力の変動周波数に近くなる可能性はあります。

ナイフエッジを垂直振り子の支点として用いることができます。その名の通り、先端がナイフのように鋭いくさび型のヒンジで、摩擦もヒステリシスも小さく製作が容易です。一方で、ナイフエッジには遊びがあり、正確な位置での固定が困難で、設置が悪いと点接触になって望まない方向の運動が起きるといった難があります。

カウンタウエイトは、機械的ノイズを振り子に伝えないための重要な要素です。外部の振動は、振り子の重心に慣性力として作用し、振り子の重心が支点からずれると振動が伝播して測定ノイズになります。そこで、カウンタウエイトを用いて重心を支点上に移動させて外部からの振動を絶縁します。推力インパルスの測定では、感度向上のために慣性モーメントと小さくする必要があります。そこで、錘を重くしてなるべく支点から近い位置に配置することにより、振動の絶縁によるノイズ低減と感度低下の防止を両立できます。なお、重心が支点の上にあるかを確認する簡便な方法として、振り子の長手方向（図2のx軸）周りに傾ける方法があります。傾けてもなお振り子の平衡点がずれなければ、重心と支点のずれは小さいと言えます。

ダンパは、振り子の無用な振動を減衰させる要素であり、代表的なものとしてオイルなどを用いた流体ダンパがあります[25]。構造が簡素で設計も容易ですが、シールによりヒステリシスが発生します。また、粘性流体を封止しなければヒステリシスや摩擦を防げますが、流体が真空中に暴露するため、蒸気圧は真空容器の背圧より低くしなければなりません。さもないと、沸騰して振動の原因になります。

渦電流ダンパも有用です。これは、静磁場中で導体が移動すると渦電流が発生し、ローレンツ力が導体の運動を妨

げる現象を利用しており、流体が不要でリークの心配もありません。また、ヒステリシスが極めて小さく減衰力は速度に比例し、減衰係数は磁石の種類や体積、磁気回路のギャップで調整可能です。単純な構造の渦電流ダンパであれば、減衰係数は理論的に求められます[25-27]。設計には磁束密度が必要ですが、磁気回路の断面が円筒形や矩形であればFEMMなどの二次元のFEMで簡単に求められます[28]。ただし、平行平板の二次元解析は、無限に長い平板を解析しているため、実際とは若干異なります。もし、複雑で高性能なダンパや解析に厳密さを求めるなら、三次元のFEMで渦電流を解析する必要があります。なお、ソレノイドでも磁場を得られますが発熱に注意してください。

アクチュエータは、零位法の位置制御、校正用の推力の発生、ダンパなどに利用できます。ソレノイドアクチュエータは、ソレノイドに可動鉄心が挿入されています。推力は強いが、プッシュまたはプル動作しかできないので、プッシュプル動作にはコイルが2個必要です。また、可動鉄心の位置で推力電流比が変化することに注意を要します。

VCMは、磁気回路の間隙に可動コイルを挿入し、電磁力を発生します。可動コイルが軽量なため応答性に優れ、電流の方向で力の方向を制御できます。また、推力電流比は可動コイルの位置や電流によらず一定で線形性も良いのが特徴です。ただ、推力が他の電磁アクチュエータより小さいという難点があります。なお、以上の電磁力を利用するアクチュエータの推力電流比、電気抵抗、インダクタンスはFEMで予測可能です。なお、静電力を利用したアクチュエータも使用されています[4]。

変位計には、分解能が高く線形性に優れ非接触測定が可能なものが使用されています。レーザー変位計は、設置の自由度が高く推力測定との適合性を有するセンサで、廉価なものでも分解能が0.5 μm あります。なお、変位が大きければ、同じ原理のLED変位計も使用可能です。また、渦電流変位計は、ソレノイドを高周波数の電流で駆動し、変動磁場が対向金属に加えられると渦電流が生じ、ソレノイドのインピーダンスが変化することを利用したセンサで、分解能0.2 μm が得られます。

差動トランス (LVDT) も使用されています。これは、可動鉄心をもつトランスで、一次側を10 kHz台の交流で駆動すると、可動鉄心の位置で二次側の電圧振幅が変化することを利用して、廉価で分解能が優れています。トランス内に鉄心を挿入しなければならず、設置がレーザー変位計などに比べてやや困難です。

この他にも、対向する金属とLC発振回路を形成し、その発振周波数が距離に依存することを利用したセンサもあります。変位と出力が非線形ながら廉価で高分解能 (50 nm未満も可) であるため零位法に適用可能です[18, 19]。

フィードラインの振り子への取り付けと配線方法も重要です。推進機からの伝熱やプラズマジェットからの輻射のため、フィードラインの温度が上昇して熱変形し、要らぬ外力を振り子に与え誤差となります。これは、サーマルドリフトと呼ばれています。その対策として、フィードライ

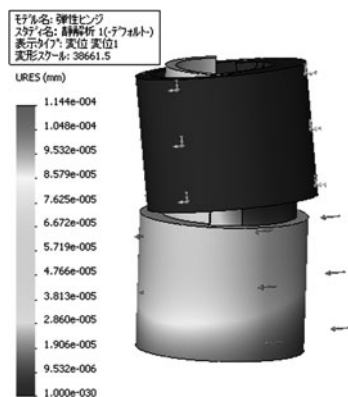


図12 弾性ヒンジの静荷重解析結果。

ンを振り子に固定するときは、支点に近い場所でしっかりと固定します。これにより熱変形に起因するモーメントを小さくできます。また、フィードラインに曲率を持たせるとサーマルドリフトを低減可能です[29]。

4.8 おわりに

以上のように、電気推進機の推力や推力インパルスの測定の原理や設計に関する注意事項を述べてきました。本章がこれから推力測定に挑戦する大学院生や学部生の皆さんのヒントとなれば幸いです。また、推力測定は、nNの分解能で測定する方法[4]など、今もなお改良が重ねられており、著者も加速度計測の併用によるDC～高周波数の推力変動を計測する方法[18]、磁気浮上を利用した推力ベクトル測定方法[30]を研究しています。優れた推進機の実現には、推力測定の高精度化だけでなく、推力偏向や変動の特性を知悉することが望ましく、推力測定法は発展の余地があると考えています。読者にも新しい推力測定法の創出にも興味を持っていただければ幸甚です。

参考文献

- [1] T.W. Haag, Tech. Rep. NASA-TN-D-7029 (1971).
- [2] M. Gamero-Castano, Rev. Sci. Instrum. **74**, 4509 (2003).
- [3] G. Hathaway, Rev. Sci. Instrum. **86**, 105116 (2015).
- [4] J. Soni and S. Roy, Rev. Sci. Instrum. **84**, 095103 (2013).
- [5] 近藤恭平：工学基礎 振動論（培風館，1993）。
- [6] T.W. Haag, Tech. Rep., NASA-TM-107066 (1995).
- [7] 小泉宏之 他：日本航空宇宙学会論文集 **51**, 593, 270

- (2003).
- [8] O. Stephane *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **73**, 7, 2694 (2002).
- [9] S Rocca *et al.*, Meas. Sci. Tech. **17**, 711 (2006).
- [10] N. Nagao *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **78**, 115108 (2007).
- [11] Kunning G. Xu *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **80**, 055103 (2009).
- [12] 河合素直：制御工学（昭晃堂，1996）。
- [13] 土谷武士，江上 正：新版 現代制御工学（産業図書，2000）。
- [14] 大住 晃：線形システム制御理論（森北出版，2003）。
- [15] 加藤寛一郎：最適制御入門（東京大学出版会，1996）。
- [16] 三上直樹：はじめて学ぶデジタル・フィルタと高速フーリエ変換（CQ出版，2005）。
- [17] Scilab, <https://www.scilab.org/>
- [18] A. Kakami *et al.*, Rev. of Sci. Instrum. **86**, 115114 (2015).
- [19] Y. Yamauchi, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan **17**, 175 (2019).
- [20] R. Yanagi and I. Kimura, J. Spacecraft Rockets, **19**, 3 (1982).
- [21] B.W. Longmier *et al.*, J. Propul. Power **25**, 746 (2009).
- [22] D. Kuwahara *et al.*, Plasma Fusion Res. **9**, 3406025 (2014).
- [23] Elmer, <https://www.csc.fi/web/elmer/>
- [24] Salome-MECA, <https://www.code-aster.org/>
- [25] 日本機械学会編：振動のダンピング技術（養賢堂，1998）。
- [26] 長屋幸助：精密工会誌 **55**, 12 (1989).
- [27] 背戸一登：日本機械学会論文集（C編）**56**, 525 (1990).
- [28] FEMM, <http://www.femm.info/>
- [29] 山内雄介：宇宙輸送シンポジウム，宇宙輸送シンポジウム STEP-2018-051 (2019).
- [30] A. Kakami *et al.*, Aero Space Tech. **104**, 105896 (2020).



かかみ あきら
各務 聡

東京都立大学 システムデザイン学部，航空宇宙システム工学科 准教授，学位：2003年東京大学大学院工学系研究科・博士（工学），パルス型プラズマ推進機に水推進

剤を利用する研究で博士号を取った後，九州工業大学で化学推進の研究に従事し，それ以来，宇宙機に搭載する電気・化学推進，推力測定装置を柱として研究してきました。



5. おわりに

5. Summary

桑原 大介

KUWAHARA Daisuke

中部大学工学部

(原稿受付：2020年10月19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主な対象に、代表的な計測であるプローブ法、光学法、推力計測法の原理や実装法について解説しました。

第1章では電気推進機の原理、現状、計測に対する要求を概説しました。詳細を省いた解説になってしまったので、より深く学びたい方は本誌過去記事など参考文献を参照してください。

第2章ではプラズマに電極等を挿入して密度、電位などの諸量を計測するプローブ法について解説しました。電気推進に限らず多くのプラズマ実験で使用される静電プローブに始まり、電気推進で重視されるイオンの加速に関わる電位を計測する逆電位アナライザ、イオンの荷電数を計測する質量分析器と同等の原理を用いた $E \times B$ プローブの3つについて詳細な原理や実装法を紹介しました。プラズマに挿入する計測なので、放電への影響を抑えられる・耐久性のある素材選びが重要なことや、プローブ法で多くの場合問題となる微小電流計測のテクニックにも触れました。

第3章では光学計測について解説しました。一口に光学計測と言ってもプラズマの自発光を用いる受動的計測や、共鳴波長のレーザーを用いて励起させ、脱励起光(蛍光)を用いるものや、レーザーの散乱を利用した能動的計測など多くの方法があります。光学計測の利点はプラズマと非接触に計測できることが挙げられます。極めて多くの計測法を持つ光学計測ですが、本章ではプラズマにレーザーを照射し、その吸収特性から対象粒子の数密度等を計測する吸収分光法、レーザーで対象粒子を励起させ、脱励起光の計測から対象粒子の速度分布関数等を計測するレーザー誘起蛍光法、プラズマによりレーザーが散乱されることを利用した電子密度・温度計測であるトムソン散乱計測を紹介しました。光学計測は高価なレーザーを使用することが多いので導入の難易度は高いですが、非接触計測や粒子速度の絶対計測ができるなど利点も数多い計測です。

第4章では電気推進機に特有の推力計測について解説しました。推力は電気推進機の最も重要な性能の一つであり、燃費の指標となる比推力や電力当たりの発生推力であ

る推力電力比など重要な性能の算出に用いられるため、重視されています。電気推進機以外のプラズマ分野でプラズマによる応力を計測することは少ないので馴染みのない方が多いと思われそうですが、真空容器内での可動機構の組み方など参考になる点は多いのではないのでしょうか。原理としては、推進機本体を振り子や天秤に搭載し、その振れ幅から推力を算出するというものです。その推力は一般的に数~数十 mN、超小型推進機では nN クラスと微小なので、いかに変位量を稼ぎ、ポンプの振動や磁場、配管の応力など外乱の影響をいかに低減するかが重要です。振り子の変位についての力学的な解説から始まり、ねじりばね、変位計などの要素部品の紹介、振動の減衰手法や零位法のような計測法について幅広く解説しました。

代表的な電気推進計測法を紹介させていただきましたが、多くのプラズマ分野でそうであるように、同じ計測法でも多くの方が自分の装置に適した形に変更したり、重視するパラメータをより高感度に計測できるよう改良を加えたりと、定まった形を持っていません。学生の皆さんは学会で知り合った者同士でお互いの装置を見学し合うなどして、計測原理に関わる高尚な話から、このコネクタが良い、この配線取り回しが良いといった手法の話まで、意見交換の中で思わぬ収穫を得られると思います。移動が難しい昨今ですが、遠隔会議サービスを使用して手持ちカメラによるバーチャル見学も良いかも知れません。といっても、偶々目に入った機器から閃きが得られることは良くあるので、肉眼で見られるに越したことはないのですが。

1, 3章でも言及していますが、再利用ロケットの実用化などによる打ち上げコストの減少から、数十から一万台超の人工衛星群(衛星コンステレーション)を用いた地球からの通信サービスや、高解像度カメラ衛星による宇宙からの監視サービスなど、これまで実現できなかったサービスの黎明期にあります。これらの人工衛星には軌道遷移・維持用に電気推進機が搭載されるはずで、電気推進機の高性能化研究は更に活発化すると考えられます。本講座が今後の先進計測開発の一助になれば幸いです。



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。お腹が邪魔で靴下を履くのが辛く
なったので、Nintendo Switch のエクササイズゲームで肉体
改造を試みています。運動時間を掛けたくないで、負荷を
強くするためにリストウエイトを増やすほど磨かれていく
体…。鏡を見る時間が増えて風邪をひいてしまいそうです。

講座 宇宙機用電気推進機のための計測法

Probe Measurement Methods for Study of Electric Propulsion

[2020年11月号 掲載]

1. はじめに 桑原大介
2. 宇宙機用電気推進機のためのプローブ計測 渡邊裕樹

[2020年12月号 掲載]

3. 電気推進のための分光計測 月崎竜童, 山下祐介

[2021年1月号 掲載]

4. 宇宙機用電気推進機のための推力測定 各務 聡
5. おわりに 桑原大介