

# 인공위성 전기추진기관의 상태 진단을 위한 플라즈마 측정 장비 구성에 관한 고찰

김진건<sup>1</sup> · 국승민<sup>1</sup> · 이민우<sup>1,\*</sup>

## Brief Review on Measurement Devices for the Plasma Diagnosis of Satellite Electric Propulsion Systems

Jingeon Kim<sup>1</sup>, Seungmin Guk<sup>1</sup>, and Minwoo Lee<sup>1,\*</sup>

### Abstract

Electric propulsion systems, including electrothermal, electrostatic, and electromagnetic thrusters, are promising systems for producing thrust from satellites. These systems generally operate under vacuum plasma conditions and exhibit high specific impulses and thrust-to-weight ratios. Despite their high efficiencies, electric propulsion systems are susceptible to performance variations due to physical factors such as plasma instabilities, which require an accurate diagnosis of their status during operation. In this study, we review various measurement systems adopted to diagnose electric propulsion systems operating under vacuum conditions. Specifically, we review electrical, optical, and other methods that can directly or indirectly measure the status of a thruster, with a particular focus on Hall effect thrusters. The system configurations and fundamental mechanisms of the different measurement systems are described based on case studies of the diagnosis of propulsion systems. We anticipate that this study will contribute to the efficient development and safe operation of electric propulsion systems for use in artificial satellites.

**Keywords:** Electric propulsion system, Plasma diagnostics, Satellite propulsion, Electric thruster

### 1. 서 론

전기추진기관은 전기적 에너지를 추진제의 운동에너지로 변환함으로써 추력을 획득하는 우주 추진시스템으로, 냉가스 추력기나 화학식 추력기에 비해 높은 비추력과 무게 대비 추력을 가져 인공위성 등 다양한 우주 시스템에 활용되고 있다[1-3]. 특히, 최근 고성능 인공위성의 대형화와 함께 궤도 보정 및 자세 제어를 위한 고출력 전기추진기관의 개발 및 운영이 보편화되고 있다[1,4]. 전기추진기관은 추력 발생 방식에 따라 전열식(electro-thermal), 정전식(electro-static) 및 전자기식(electro-magnetic) 등으로 구별되며, 일반적으로 진공 플라즈마 환경에서 추진제의 방전으로 작동한다[2]. 예를 들어, 정전식 추력기의 경우, 플라즈마 환경에서 이온화된 추진제(충전 입자)를 정전기

장으로 가속시킴으로써 추력을 생성한다[5].

이와 같은 작동 환경으로 인해 운용 중인 전기추진기관의 작동 상태는 추력기가 발생시키는 플라즈마 변수와 물리적인 연관성을 가진다. 즉, 추력 및 비추력과 직접적으로 관련된 이온 속도는 물론, 플라즈마 전위와 전자 밀도, 플라즈마 플룸의 기하학적 형상 등이 추진시스템의 특성을 종합적으로 정의하게 된다. 따라서, 전기추진기관의 상태 진단을 위해 플라즈마 유동장에 대한 계측이 필수적이며, 이러한 신호는 로드 셀 등으로 측정된 추력 신호보다 직접적이고 물리적으로 의미 있는 진단 결과를 제공한다[6]. 또한, 플라즈마 정보를 계측함으로써 전기추진기관의 작동 안정성을 모니터링할 수 있다. 일례로, 전기추력기 플라즈마 방전의 중단을 야기할 수 있는 방전 불안정 현상은 플라즈마 상태 진단을 통해 예측 및 제어할 수 있다[7,8].

본 연구에서는 이와 같이 전기추진기관의 상태 진단을 위한 플라즈마 측정 장비 구성을 고찰한다. 추력기 플라즈마 측정을 위한 장비는 크게 전기적 방식(electric plasma diagnostics), 광학적 방식(optical plasma diagnostics) 및 기타 방식으로 구분할 수 있다. 전기적 방식은 플라즈마 유동장에서 발생하는 전압 및 전류를 측정하여 플라즈마 특성을 계측하는 반면, 광학적 방식은 비침습적 계측 방식으로 플라즈마에서 발생하는 광신호를 광흡수 진단법 등으로 측정한다[9]. 또한, 우주환경 모사장비의 진

<sup>1</sup>국립한밭대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University)

N7, Hanbat National University, 125 Dongseodaero, Yuseong-gu, Daejeon 34158, Korea

\*Corresponding author: mwlee@hanbat.ac.kr

(Received: Jun. 20, 2024, Revised: Jul. 4, 2024, Accepted: Jul. 5, 2024)

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

공도 등으로 간접적인 추진기관 상태 진단을 수행하는 경우도 존재하였다[10]. 본 논문에서는 이러한 측정 장비 구성을 분류에 따라 고찰하고, 각 장비를 적용한 전기추진기관 진단 사례를 연구하고자 하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 아래의 2장에서 전기적 플라즈마 측정에 의한 추력기 진단 기법을 고찰하고, 해당 장치를 연구에 사용한 사례를 보고한다. 3장에서는 광학적 추력기 플라즈마 측정 장비에 관한 사례 연구를 수행하였다. 이러한 사례 연구를 통해 얻은 결론을 4장에 기술하였다.

## 2. 전기적 플라즈마 진단 장치

### 2.1 랑뮤어 프로브

랑뮤어 프로브(langmuir probe)는 플라즈마 상태 측정을 위한 전기 탐침법으로서, 기본적으로 Fig. 1과 같이 탐침(probe)과 전압 인가를 위한 회로 등의 전기장치로 구성된다[11]. 이는 플라즈마에 소량의 전압이 인가되었을 때 반향하는 전류 등의 플라즈마 신호를 분석하여 플라즈마 특성을 측정할 수 있는 장비로, 홀 추력기와 펄스 플라즈마 추력기 등 전기추진기관의 플라즈마 상태 측정에 폭넓게 활용되고 있다[11-13]. 랑뮤어 프로브의 탐침은 일반적으로 얇은 도선으로 제작된 원통형(cylindrical)의 형상을 가지나, 측정하고자 하는 추력기 플라즈마의 특성 및 시스템의 기하학적 형태에 따라 구형(spherical) 또는 평면형(planar) 형상의 탐침도 Fig. 2와 같이 종종 사용되고 있다[14].

랑뮤어 프로브를 활용하여 플라즈마 특성을 정확하게 계측하기 위하여서는 ▲낮은 이온 운동에너지, ▲맥스웰 속도 분포를 따르는 전자의 열평형, ▲준중성(quasi-neutral) 플라즈마 상태, ▲비자화 및 비충돌 플라즈마 등의 가정이 반영된다. 이러한 가정 하에서 랑뮤어 프로브를 통해 플라즈마 전위, 부유 전위, 전자 밀도 및 온도, 에너지 분포 등 추력기 플라즈마에 관한 대부분의 정보를 획득할 수 있다 [15]. 상기한 바와 같이 랑뮤어 프로브에서는 탐침에 전압을 인가하여 흐르는 전류를 계측하여 전류-전압 특성 곡선(I-V characteristic curve)을 구성하고, 해당 특성 곡선의 영역에 따라 전자 전류의 특성을 진단한다. 구체적으로, 부유 전위(floating potential) 및 플라즈마 전위(plasma potential) 값에 따라 이온 포화 영역, 전자 전이 영역, 전자 포화 영역으로 전류-전압 특성 곡선의 각 영역을 구별한다. 각 영역에 따라 다양한 플라즈마 변수를 계측할 수 있으며, 이온 포화 영역에서는 부유 전위와 이온 밀도를, 전자 전이 영역에서는 전자 온도와 전자 에너지 분포 함수를, 그리고 전자 포화 영역에서는 전자 밀도와 플라즈마 전위를 측정할 수 있다[14-16].

랑뮤어 프로브는 계측하고자 하는 플라즈마에 탐침을 직접 삽입하여야 하는 침습적인 기법이므로, 탐침으로 인한 플라즈마 교란 문제에 본질적으로 취약하다. 또한, RF 진동 등으로 인해

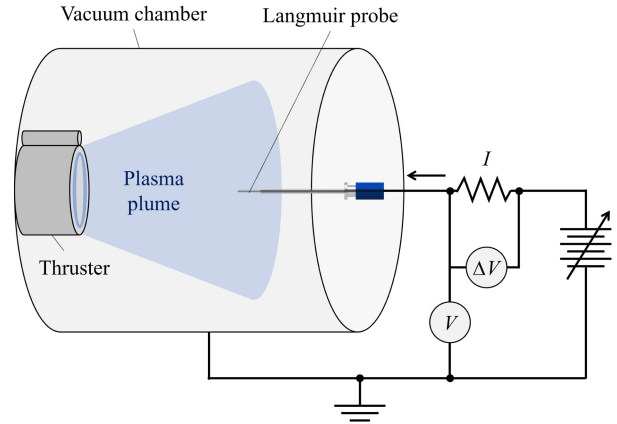


Fig. 1. Simplified configuration of a typical experimental setup for diagnosing the electric thruster plasma plume using a Langmuir probe.

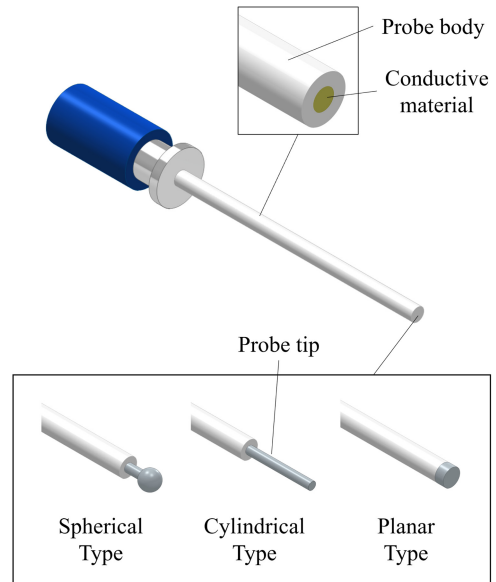


Fig. 2. Conceptual model of a typical Langmuir probe with various probe tip types.

정확한 전류-전압 특성 곡선을 획득하기 어려운 경우도 다수의 시스템에서 보고된다[17]. 그럼에도 불구하고 랑뮤어 프로브는 구조가 상대적으로 단순하고 계측할 수 있는 물리량이 다양하므로 전기추진기관의 상태 진단에 폭넓게 활용되고 있다. 특히, 랑뮤어 프로브를 활용하면 전자 밀도의 측정을 통해 전기추진기관 추진체의 이온화 정도를 파악할 수 있으므로, 홀 추력기와 같이 추진체의 이온화 과정에 대한 진단이 매우 중요한 추진 시스템의 계측에 유용하게 활용되고 있다[18-21]. 예를 들어, Reid 등[18]은 랑뮤어 프로브를 활용하여 6 kW급 홀 추력기의 양극 추진체 질량 유량에 따른 플라즈마 특성 진단을 수행하였다. 해당 연구는 전자 온도를 계측하였으며, 추진체 유량의 증가가 중성 입자의 충돌을 증가시켜 방전 효율의 손실을 일으키므로, 결

과적으로 추력기 효율의 감소로 이어짐을 확인하였다. 또한, Andreussi 등[20]은 홀 추력기 방전 채널의 침식을 최소화하기 위한 자기장 차폐의 효과를 실험적으로 확인하고자 하였으며, 이를 위해 랑뮤어 프로브를 활용하여 전자 온도와 플라스마 전위를 측정하였다. 구체적으로, 방전 채널 내부와 인근에 랑뮤어 프로브를 설치하여 전자의 최대 온도와 밀도가 계속되는 지점을 확인하였으며, 이를 통해 채널 침식 개선안을 제시하였다. 이외에도 Tichý 등[21]은 랑뮤어 프로브를 고속 이동 가능한 스테이지에 장착하여 200 W급 홀 추력기의 방전 채널 내부와 외부의 전자 에너지 분포 함수와 전자 온도 및 플라스마 밀도를 측정하였다. 또한, 3차원 수치해석을 통해 측정의 정확도를 확인하였으며, 채널 외부에 장착된 음극부에서 방출된 전자의 충돌 특성을 평가하였다. 이처럼 지난 수십 년간 다양한 선행 연구에서 랑뮤어 프로브를 전기추진기관의 플라스마 특성 측정에 활용한 사례가 다수 보고되었으며, 이를 추력기의 상태 진단 뿐 아니라 설계 최적화 등에도 활용할 수 있음을 확인하였다.

### 2.2 패러데이 프로브

전기추진기관 후류에 형성되는 플라스마는 위 단락에 기술한 바와 같이 전자 온도와 같은 플라스마 내부 특성도 중요하나, 위성체 및 타 부품에 추력기의 영향을 평가하기 위해서는 플라스마 플룸의 공간적 특성을 평가하여야 한다. 또한, 플룸 발산각 등 기하학적 형상은 추진효율에도 주요한 영향을 미치므로 플룸 정보의 측정이 필수적이다[22,23]. 이러한 관점에서, Fig. 3과 같은 패러데이 프로브(faraday probe)는 위치에 따른 이온의 전류 밀도를 측정하는 장치로, 플라스마 플룸의 공간 특성을 평가하는 데 효율적이다[24]. 패러데이 프로브는 이온을 수집하는 수집기(collector)와 수집기 말단에서 전위 등고선(potential contour)을 균일한 형태로 유지하기 위한 가드 링(guard ring)으로 구성되어 있다. 2.1절에 기술한 랑뮤어 프로브와 달리 패러데이 프로브는 전자에 대한 정보를 배제하고 이온만을 수집하기 때문에 플라스마 내 전자는 측정되지 않도록 시스템을 구성한다[23]. 이를 위해 수집기와 가드 링에 같은 절대값을 가지는 음전압을 인가하여 이온 정보만 수집되도록 한다.

패러데이 프로브는 전기추진기관 후류 플라스마 이온 전류 밀도의 공간적 분포를 측정하기 위한 용도로 사용되므로, 플룸의 기하학적 특성을 파악하기 위해 Fig. 4와 같이 선형 및 회전 스테이지 등을 활용하여 프로브를 이동시키며 측정하거나 다수의 프로브를 배열하여 측정을 수행하는 경우가 일반적이다. 이러한 경우, 전체 이온 빔 전류의 3차원 분포는 전류 밀도를 공간적 분함으로써 획득한다[25,26]. 또한, 해당 전류 정보의 간단한 삼각함수 적분을 통해 플룸의 발산각을 계산할 수 있으며, 이를 통해 추력기가 위성체에 미치는 플라스마 부식 등의 영향을 추산할 수 있다.

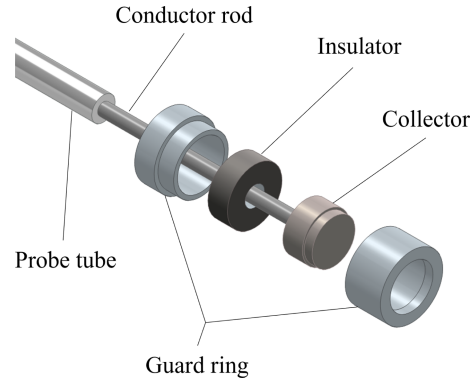


Fig. 3. Simplified configuration of a typical Faraday probe.

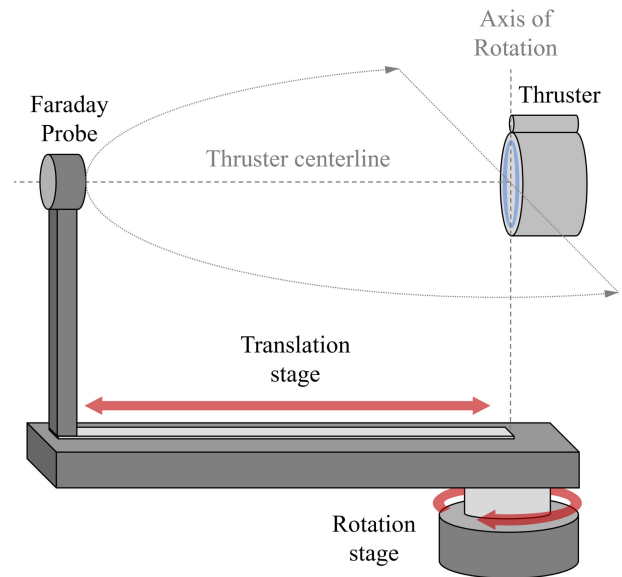


Fig. 4. Conceptual figure of a Faraday probe installed on translation and rotation stages for Hall thruster plasma plume measurement.

패러데이 프로브를 활용한 전기추진기관 진단 연구로, Hallouin 등[27]은 100 W급 홀 추력기의 원거리장(far-field) 측정을 수행하였으며, 방전 전압과 양극 유량 변화에 따른 전류 밀도의 변화를 패러데이 프로브 및 하술할 지연 전위 분석기를 통해 관측하였다. 아크 형태의 패러데이 프로브 및 지연 전위 분석기 측정을 통해 대부분의 이온 빔 에너지가  $-40^\circ$ 에서  $40^\circ$  범위의 플룸 코어에 집중되어 있음을 확인하였다. Huang 등[28]은 미 항공우주국(NASA) 우주 임무를 위해 개발하는 10-15 kW급 홀 추력기의 원거리장 특성 평가를 위해 패러데이 프로브와 랑뮤어 프로브를 활용하였다. 특히, 자기장 차폐를 통해 플룸 발산각을 감소시켜 추력기의 전력 효율과 추력 효율을 2% 가량 증대할 수 있음을 보고하였다. 이와 같이 패러데이 프로브는 추력기 플라스마 플룸의 기하학적 특성을 파악하여 추력기 효율과 위성체 간섭을 실험적으로 최적화하는 데 활용할 수 있음을 확인하였다.

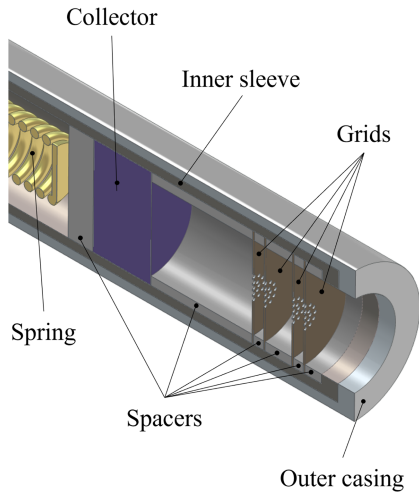


Fig. 5. Simplified configuration of a retarding potential analyzer.

### 2.3 지연 전위 분석기

지연 전위 분석기(Retarding Potential Analyzer, RPA)는 패러데이 프로브와 유사하게 전기추진기관 후류 플라즈마 플룸의 공간적 특성을 파악하는 데 사용되나, 이온 전류가 아닌 이온의 에너지 분포를 측정하는 데 활용된다는 점에서 구별되며, 방출되는 추진제가 보유한 에너지를 직접적으로 평가할 수 있다[29]. 구체적으로, 지연 전위 분석기는 전기적으로 이온의 진입 에너지 하한을 만들어 하한 이상의 에너지를 가지는 이온을 수집, 측정하며, 이를 통해 추진제의 가속, 화학 반응 및 전압 효율에 대한 정보를 획득할 수 있다[30].

지연 전위 분석기에는 Fig. 5와 같이 전자와 이온의 유입량을 제한하는 부유 그리드(floating grid), 전자를 차단하고 이온만을 통과시키는 전자 차단 그리드(electron repelling grid), 측정할 이온 에너지의 하한을 설정하는 이온 지연 그리드(ion retarding grid) 등의 그리드가 배치되며, 이렇게 그리드를 통과한 이온의 전류를 수집기(collector)에서 측정한다. 이렇게 측정한 전류-전압 특성곡선을 전압에 대해 미분하여 에너지 분포를 획득할 수 있다[29]. 이때 그리드 간 공간(spacing)은 입자가 그리드에 축적되어 이온 이동을 방해하지 않도록 디바이 길이(debye length) 등을 고려하여 설정되어야 한다[31]. 전기추진기관 후류 플라즈마의 구조 및 에너지 분석 시 지연 전위 분석기는 패러데이 프로브 등 다른 측정 장비와 더불어 사용되는 경우가 많다. 예를 들어, Su 등[32]은 제논 및 크립톤 추진제를 사용하는 9 kW급 홀 추력기의 플라즈마 플룸 특성 평가를 위해 지연 전위 분석기를 포함한 플라즈마 및 추력 측정 장비를 활용하였으며, 저출력 및 고출력 조건에서 플룸의 이온 에너지의 스케일링 효과를 분석하였다.

그러나, 본 분석 기기의 한계로서, 일반적인 지연 전위 분석 기법으로는 이온가에 따른 이온 에너지 분포를 식별할 수 없다.

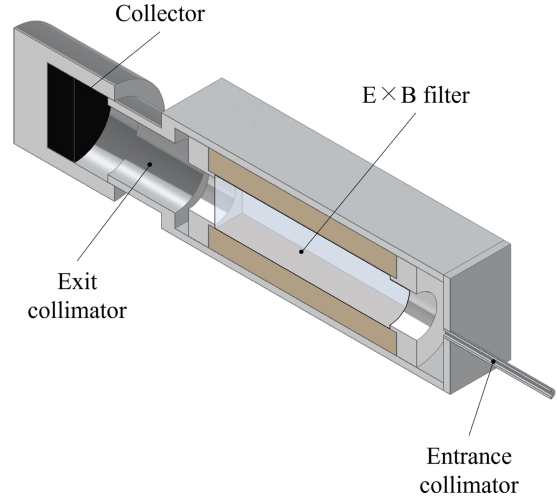


Fig. 6. Simplified configuration of a ExB filter installed upstream of the collector.

하지만 다양한 이온가로 구성된 플라즈마는 단일 이온 플라즈마와 물리적 특성이 크게 상이한 경우가 많으며, 이에 따라 분석 양상 등이 다르게 나타나므로, 이러한 한계를 극복하기 위해 ExB 필터와 같이 다중 이온 분포를 측정하기 위한 장치가 함께 사용되기도 한다[33]. 지연 전위 분석기와 함께 또는 단독으로 사용되는 ExB 필터는 이온 진행 방향에 수직 방향 자기장을 인가하고, 자기장에 수직 방향으로 전압을 인가하여 특정한 이온가와 질량을 가지는 이온만을 통과시키는 원리로 작동한다(Fig. 6 참조). 예를 들어, Ekholm 등[33]은 ExB 필터가 장착된 프로브를 활용하여 제논 이온가에 따른 에너지와 전류, 이온 속도를 측정하였으며, 위치 및 각도별  $Xe^{1+}$ ,  $Xe^{2+}$  및  $Xe^{3+}$  이온의 전류 프로파일과 구성 비율을 분석하였다.

## 3. 광학적 플라즈마 진단 장치

### 3.1 광 방출 분광법

2장에 기술한 전기적 플라즈마 진단 장치는 간단한 설비 구성에 비해 획득할 수 있는 물리량이 다양하나, 대부분의 경우 플라즈마에 직접 접촉이 필요한 침습적 기법으로 측정이 수행된다. 따라서, 플라즈마 플룸을 교란하지 않고 측정이 가능한 광학적(optical) 측정 방식이 플라즈마 측정 신뢰도를 제고할 수 있는 방안으로 평가받고 있다[34,35]. 광 방출 분광법(Optical Emission Spectroscopy, OES)은 대표적인 광학적 전기추진기관 플라즈마 진단 장치로서, 중성 입자, 이온 및 라디칼이 여기 상태(excited state)에서 저준위로 천이하며 방출하는 광신호를 측정하는 방식으로 작동한다[34]. 이때 발생하는 광신호를 주파수 대역에서 분석하여 이온 등 각 화학종의 밀도를 파악할 수 있으며, 도플러 확장(doppler broadening) 기법을 활용하여 전자의

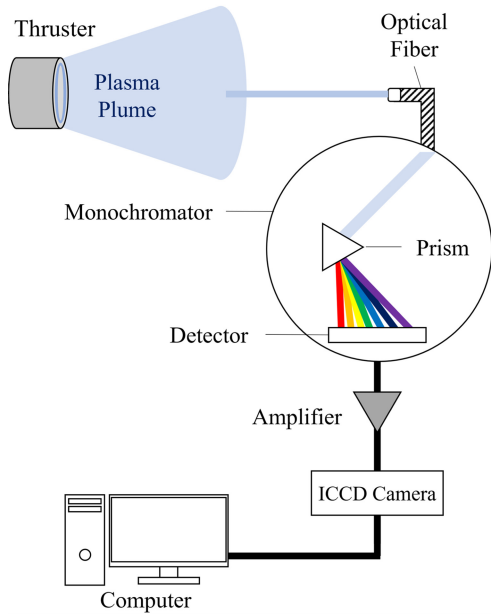


Fig. 7. Typical schematic of an optical emission spectroscopy setup for thruster plasma plume measurement.

밀도와 온도 등을 측정할 수 있다. 광 방출 분광법은 Fig. 7에 표기된 바와 같이 광섬유를 활용한 광신호 측정부와 분광기(monochromator)를 이용한 파장 대역별 분광부, 그리고 광 검출기로 파장별 강도를 측정하는 검출부로 구성된다[37].

플라즈마 내 각 화학종의 밀도를 비침습적으로 측정할 수 있다는 장점으로 인해 광 방출 분광법은 추력기 부식 특성 평가에 자주 활용된다. 구체적으로, 추력 발생 과정에서 하전 입자가 추력기 채널 벽면에 충돌하여 질화붕소(Boron Nitride) 등 채널 재료가 이온화되며 부식이 발생하는데, 이러한 부식 문제는 추력기의 수명에 직접적인 영향을 미치기 때문에 부식율(erosion rate)과 같은 채널 부식 특성을 평가하는 것이 필수적이다. 이때 광 방출 분광법을 활용하면 채널 재료에 해당하는 방출선을 검출하여 방전 시 이온화된 채널 재료의 분포와 밀도를 파악함으로써 부식율을 효과적으로 계산할 수 있다. 예를 들어, Wang 등 [34]은 광 방출 분광법을 활용하여 1 kW급 홀 추력기 채널 내부 부식 특성을 평가하였으며, 충돌-방사 모델 및 이온화-여기 모델을 활용하여 채널 내 입자 충돌 프로세스를 규명하였다. 이와 유사한 방식으로, Lim 등[35]은 광 방출 분광법을 활용하여 크립톤 연료 기반 홀 추력기의 채널 부식율을 실시간으로 모니터링할 수 있음을 제시하였다.

### 3.2 레이저 유도 형광법

상기한 바와 같이 광학적 플라즈마 진단 기법을 활용하면 비침습적으로 추력기 후류 플룸의 특성을 진단할 수 있다. 이러한 특성에 따라, 이온 가속 영역에서 추진제의 속도 등을 정확히

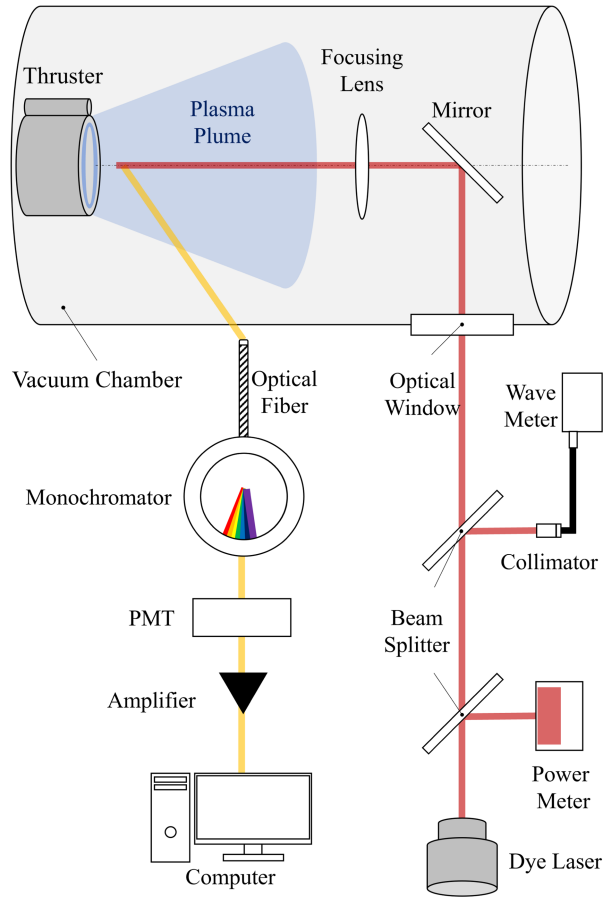


Fig. 8. Typical schematic of a laser-induced fluorescence setup for thruster plasma plume measurement. PMT: Photomultiplier tube.

측정할 수 있다면 추력, 비추력 및 추진 효율과 같은 추진시스템 특성을 정확히 파악할 수 있다. 레이저 유도 형광법(Laser-Induced Fluorescence, LIF)은 레이저를 활용하여 관심 영역에서 이온 및 중성 입자의 속도를 측정하는 장치로, 관측하고자 하는 입자에 레이저를 시준하여 여기 상태로 에너지 준위를 상승시킨 후 다시 안정화되며 방출하는 형광(fluorescence) 신호를 측정하는 방식으로 작동한다[38]. 이때, 시준한 레이저 파장에 해당하는 입자만 조사에 반응하여 여기되고 형광 신호를 방출하기 때문에, 각 이온 및 중성 입자의 속도 분포를 정밀하게 측정할 수 있다. 예를 들어, 홀 추력기 연료로서 자주 활용되는 제논 중성 입자 측정을 위하여 834.7 nm 파장의 레이저 시준이 필요하다[39]. 상기 장점으로 인해 레이저 유도 형광법은 연소 시스템에서의 화염 진단 및 의학, 바이오 신호 진단 등에도 범용적으로 활용되고 있다[40,41].

진기추진기관 플라즈마 진단을 위한 일반적인 레이저 유도 형광법 시험장치 구성은 Fig. 8과 같다. 레이저 빔은 최초에 빔 스플리터(bean splitter)를 통과하며, 일부 광은 레이저의 세기 및 파장을 확인하는 데 사용되고, 레이저 파형 확인을 위해 초과

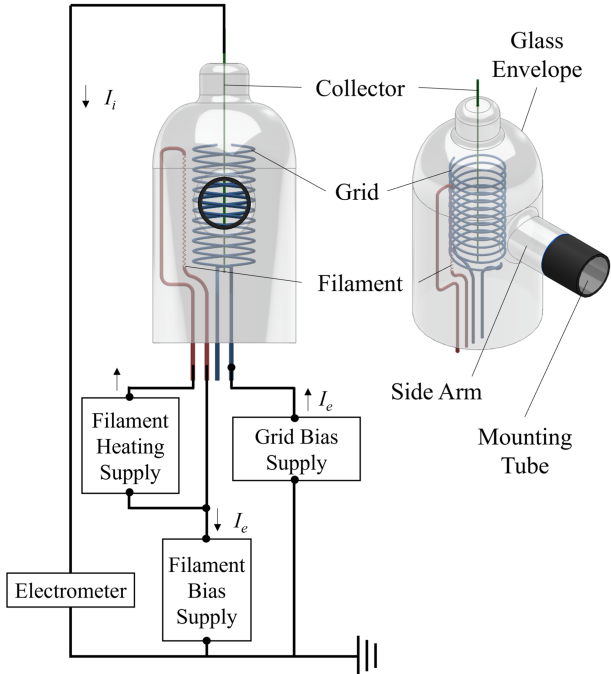


Fig. 9. Typical schematic of a hot cathode gauge (hot-filament ionization gauge) for measuring vacuum pressure.

(chopper)를 사용한다. 입자에서 발생한 형광은 집광 장비(collection optics)를 통해 집광되고 분광기 및 광증폭관(photomultiplier tube)을 통해 광신호를 계측한다. 최종적으로, 역 가우스 필터 등 후처리를 통해 이온 속도 분포를 공간적으로 산출할 수 있다[42]. 레이저 유도 형광법을 활용하면 전기추진기관 채널 내외부 공간에서 입자 종류에 따른 속도 분포 등 운동 특성을 종합적으로 계측할 수 있기 때문에, 추진 특성은 물론 위성체 등 타 시스템에 미치는 영향도 효과적으로 분석할 수 있다. 일례로, 1990년대 말 Cedolin 등[39]은 레이저 유도 형광법을 활용하여 제논 홀 추력기 중성 입자 및 이온의 축 방향 속도장을 계측하였다. 이후 유사한 방법론의 연구가 지속적으로 수행되었으며, Spektor 등[43]은 근거리 속도장의 LIF 기반 계측을 통해 배경 압력이 홀 추력기 플라즈마 플룸에 미치는 영향을 분석하였다. 나아가, Doh 등[44]은 레이저 유도 형광법을 활용하여 홀 추력기 이온 가속 영역의 구조를 분석하였으며, 제논 2가 이온의 속도 및 에너지 분포 분석을 통해 가속 영역의 특성을 파악하였다.

그러나, Romadanov 등[45]은 호흡 모드(breathing mode) 등 전기추진기관의 방전 불안정이 발생하는 경우 레이저 형광 유도법의 불확실성이 높아져 부정확한 계측 결과가 도출될 수 있음을 지적하였다. 참고적으로, 호흡 모드는 대표적인 플라즈마 불안정 현상으로, 10-30 kHz 대역에서 방전 전류의 자력진동(self-oscillation) [46,47] 형태로 발생하는 방전 섭동이며, 시스템 식별 기법 또는 복잡도-엔트로피 인과평면 기법 등으로 예측 및 제어가 가능한 것으로 알려져 있다[7,8]. 따라서, 레이저 형광 유도법을 활용하여 추진 특성을 정확하게 평가하기 위해서

는 방전 진동이 제거된 안정 작동 환경에서 계측이 수행되어야 할 것이다.

#### 4. 결 론

본 연구를 통해 인공위성 전기추진기관의 플라즈마 진단을 위해 사용되는 다양한 계측 기법 및 장치에 대해 고찰하였다. 사례 연구를 통해 전기적 방식의 측정 기법은 단순한 장치로 플라즈마 전위와 에너지 밀도, 전자 밀도 및 온도 등 여러 물리량을 계측할 수 있고, 플라즈마 플룸의 공간적 특성도 파악할 수 있었으나, 침습적 특성으로 인해 플라즈마 교란을 유발할 수 있음을 재확인하였다. 반면, 광학적 측정은 비침습적인 특성으로 이온 밀도 및 속도장 등의 플라즈마 상태에 대한 정확한 측정이 가능하나 상대적으로 복잡한 계측 체계 및 후처리가 필요함을 파악하였다. 또한, 사례 연구를 통해 이러한 플라즈마 측정 기법들은 전기추진기관의 종류와 출력, 개발 단계에 따라 단독 또는 복합적으로 다양하게 적용되었음을 확인할 수 있었다.

본 논문에 별개의 분류로 작성하지 않은 플라즈마 계측 방법으로서 간접적 진단 방식도 존재하였다. 간접적 진단 기법은 전기추진기관이 발생시키는 플라즈마를 직접적으로 계측하지 않고, 추력기가 만들어내는 우주 모사 환경의 변화를 계측하여 추진기관의 상태를 간접적으로 진단하며, 추력기 작동 시 추진기관 지상시험이 수행되는 진공 챔버의 진공도를 Fig. 9와 같은 열음극 센서[48] 및 피라니 게이지[49] 등 센서로 모니터링하는 방식으로 수행되었다. 그러나 이러한 계측 방식은 위성 추진기관의 플라즈마 진단 기법으로 분류하기에 다소 무리가 있고, 추진제 유량 등 특정 물리량의 계측이 중요한 특수한 상황에만 활용됨을 확인하였다.

향후 국내외에서 인공위성 전기추진기관의 개발 시 플라즈마 계측의 목적과 범위에 따라 적절한 계측 시스템이 구성되어야 할 것이며, 본 논문의 고찰이 이러한 관점에서 유용한 참고 자료로서 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

#### 감사의 글

본 논문은 2024년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력기반 지역혁신 사업의 결과입니다(2021RIS-004).

#### REFERENCES

[1] D. Lev, R. M. Myers, K. M. Lemmer, J. Kolbeck, H. Kozumi, and K. Polzin, "The technological and commercial

- expansion of electric propulsion”, *Acta Astronaut.*, Vol. 159, pp. 213-227, 2019.
- [2] D. M. Goebel and I. Katz, *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*, Hoboken, John Wiley & Sons, NJ, pp. 1-481, 2008.
- [3] H. Kim, S.-K. Kim, and S.-H. Won, “Current Status and Trends of Research and Development on Electric Thruster, Part I: Overseas”, *J. Korean Soc. Propuls. Eng.*, Vol. 23, No. 6, pp. 95-108, 2019.
- [4] M. Keidar, T. Zhuang, A. Shashurin, G. Teel, D. Chiu, J. Lukas, S. Haque, and L. Brieda, “Electric propulsion for small satellites”, *Plasma Phys. Control. Fusion*, Vol. 57, No. 1, pp. 014005(1)-014005(11), 2014.
- [5] H. R. Kaufman and R. S. Robinson, “Electric thruster performance for orbit raising and maneuvering”, *J. Spacecr. Rockets*, Vol. 21, No. 2, pp. 180-186, 1984.
- [6] M. Touzeau, M. Prioul, S. Roche, N. Gascon, C. Pérot, F. Darnon, S. Béchu, C. Philippe-Kadlec, L. Magne, P. Lasgorceix, D. Pagnon, A. Bouchoule, and M. Dudeck, “Plasma diagnostic systems for Hall-effect plasma thrusters”, *Plasma Phys. Control. Fusion*, Vol. 42, No. 12B, pp. B323-339, 2000.
- [7] E. Han, D. Kim, J. Lee, Y. Kim, and Minwoo Lee, “Analysis of the Hall-Effect Thruster Discharge Blowoff Using Complexity-Entropy Causality Plane”, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.*, Vol. 51, No. 4, pp. 263-271, 2023.
- [8] M. Lee, D. Kim, J. Lee, Y. Kim and M. Yi, “A data-driven approach for analyzing Hall thruster discharge instability leading to plasma blowoff”, *Acta Astronaut.*, Vol. 206, pp. 1-8, 2023.
- [9] B. E. Cherrington, “The use of electrostatic probes for plasma diagnostics-A review”, *Plasma Chem. Plasma Process.*, Vol. 2, pp. 113-140, 1982.
- [10] M. R. Nakles and W. A. Hargus Jr., “Background pressure effects on ion velocity distribution within a medium-power Hall thruster”, *J. Propuls. Power*, Vol. 27, No. 4, pp. 737-743, 2011.
- [11] R. B. Lobbia and B. E. Beal, “Recommended Practice for Use of Langmuir Probes in Electric Propulsion Testing”, *J. Propuls. Power*, Vol. 33, No. 3, pp. 566-581, 2017.
- [12] J. Linnell and A. Gallimore, “Internal Langmuir probe mapping of a Hall thruster with Xenon and Krypton propellant”, *Proc. of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, pp. 4470(1)-4470(18), Sacramento, USA, 2006.
- [13] R. Eckman, L. Byrne, N. A. Gatsonis, and E. J. Pencil, “Triple Langmuir probe measurements in the plume of a pulsed plasma thruster”, *J. Propuls. Power*, Vol. 17, No. 4, pp. 762-771, 2001.
- [14] C.-Z. Cheng and K. Oyama, *An Introduction to Space Instrumentation*, Tokyo, Terrapub, JP, pp. 1-240, 2013.
- [15] I. D. Sudit and R. C. Woods, “A study of the accuracy of various Langmuir probe theories”, *J. Appl. Phys.*, Vol. 76, No. 8, pp. 4488-4498, 1994.
- [16] K. Oyama, “DC Langmuir probe for measurement of space plasma: A brief review”, *J. Astron. Space Sci.*, Vol. 32, No. 3, pp. 167-180, 2015.
- [17] L. Oksuz, F. Soberon, and A. R. Ellingboe, “Analysis of uncompensated Langmuir probe characteristics in radio-frequency discharges revisited”, *J. Appl. Phys.*, Vol. 99, No. 1, p. 013304, 2006.
- [18] B. Reid and A. Gallimore, “Langmuir probe measurements in the discharge channel of a 6-kW Hall thruster”, *Proc. of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 4920, Hartford, USA, 2008.
- [19] R. Shastry, W. Huang, T. W. Haag, and H. Kamhawi, “Langmuir Probe Measurements Within the Discharge Channel of the 20-kW NASA-300M and NASA-300MS Hall Thrusters”, *Proc. of International Electric Propulsion Conference (IEPC)*, pp. 1-24, Washington, D.C., USA, 2013.
- [20] T. Andreussi, M. M. Saravia, and M. Andrenucci, “Plasma characterization in Hall thrusters by Langmuir probes”, *J. Instrum.*, Vol. 14, pp. C05011(1)-C05011(11), 2019.
- [21] M. Tichý, A. Pétin, P. Kudrna, M. Horký, and S. Mazouffre, “Electron energy distribution function in a low-power Hall thruster discharge and near-field plume”, *Phys. Plasmas*, Vol. 25, No. 6, p. 061205, 2018.
- [22] M. Keidar and I. D. Boyd, “Effect of a magnetic field on the plasma plume from Hall thrusters”, *J. Appl. Phys.*, Vol. 86, No. 9, pp. 4786-4791, 1999.
- [23] Y. Azziz, “Experimental and theoretical characterization of a Hall thruster plume”, Ph.D. Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 2007.
- [24] D. L. Brown and A. D. Gallimore, “Evaluation of ion collection area in Faraday probes”, *Rev. Sci. Instrum.*, Vol. 81, No. 6, pp. 063504(1)-063504(11), 2010.
- [25] D. L. Brown, M. L. R. Walker, J. Szabo, W. Huang, and J. E. Foster, “Recommended practice for use of Faraday probes in electric propulsion testing”, *J. Propuls. Power*, Vol. 33, No. 3, pp. 582-613, 2017.
- [26] Z. Zhang, Z. Zhang, S. Xu, W. Y. L. Ling, J. Ren, and H. Tang, “Three-dimensional measurement of a stationary plasma plume with a Faraday probe array”, *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 110, p. 106480, 2021.
- [27] T. Hallouin and S. Mazouffre, “Far-Field Plume Characterization of a 100-W Class Hall Thruster”, *Aerospace*, Vol. 7, No. 5, pp. 58(1)-58(21), 2020.
- [28] W. Huang, R. Shastry, G. C. Soulas, and H. Kamhawi, “Fairfield Plume Measurement and Analysis on the NASA-300M and NASA-300MS”, *Proc. of International Electric Propulsion Conference (IEPC)*, pp. 1-35, Washington, D.C., USA, 2013.
- [29] S. T. Lai and C. Miller, “Retarding potential analyzer: Principles, designs, and space applications”, *AIP Adv.*, Vol. 10, No. 9, pp. 095324(1)-095324(9), 2020.
- [30] L. Fanelli, S. Noel, G. D. Earle, C. Fish, R. L. Davidson, R. V. Robertson, P. Marquis, V. Garg, N. Somasundaram, L. Kordella, and P. Kennedy, “A versatile retarding potential analyzer for nano-satellite platforms”, *Rev. Sci. Instrum.*, Vol. 86, No. 12, pp. 124501(1)-124501(13), 2015.
- [31] F. Valsaque, G. Manfredi, J. P. Gunn, and E. Gauthier, “Kinetic simulations of ion temperature measurements from retarding field analyzers”, *Phys. Plasmas*, Vol. 9, No. 5, pp. 1806-1814, 2002.
- [32] L. L. Su, P. J. Roberts, T. Gill, W. Hurley, T. A. Marks, C.

- L. Sercel, M. Allen, C. B. Whittaker, M. Byrne, Z. Brown, E. Viges, and B. Jorns, "Operation and Performance of a Magnetically Shielded Hall Thruster at Ultrahigh Current Densities on Xenon and Krypton", *Proc. of AIAA SCITECH 2023 Forum*, pp. 0842(1)-0842(32), National Harbor, USA, 2023.
- [33] J. Ekholm and W. Hargus, "E x B measurements of a 200 W xenon Hall thruster", *Proc. of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, pp. 4405(1)-4405(10), Tucson, USA, 2005.
- [34] Y. Wang, X. Zhu, R. Zou, S. Yan, J. Jia, Z. Ning, and D. Yu, "A novel optical emission spectroscopy method for diagnostics of contribution of different ionization mechanisms and flux of ions in different valences in discharge channel of a Hall Thruster", *Chinese J. Aeronaut.*, Vol. 37, No. 4, pp. 294-307, 2024.
- [35] J. W. M. Lim, I. Levchenko, S. Huang, L. Xu, R. Z. W. Sim, J. S. Yee, G.-C. Potrivitu, Y. Sun, K. Bazaka, X. Wen, J. Gao and S. Xu, "Plasma parameters and discharge characteristics of lab-based krypton-propelled miniaturized Hall thruster", *Plasma Sources Sci. Technol.*, Vol. 28, No. 6, p. 064003, 2019.
- [36] T. Belmonte, C. Noël, T. Gries, J. Martin, and G. Henrion, "Theoretical background of optical emission spectroscopy for analysis of atmospheric pressure plasmas", *Plasma Sources Sci. Technol.*, Vol. 24, No. 6, p. 064003, 2015.
- [37] Y.-F. Wang and X.-M. Zhu, "An optical emission spectroscopy method for determining the electron temperature and density in low-temperature xenon plasma by using a collisional-radiative model considering the hyperfine structure of emission line into metastable state", *Spectrochim. Acta Part B At. Spectrosc.*, Vol. 208, p. 106777, 2023.
- [38] R. P. Lucht, "Applications of Laser-Induced Fluorescence Spectroscopy for Combustion and Plasma Diagnostics", in *Laser spectroscopy and its applications*, R. W. Solarz, and J. A. Paisner, Eds. CRC Press, Boca Raton, pp. 623-676, 2017.
- [39] R. J. Cedolin, W. A. Hargus Jr., P. V. Storm, R. K. Hanson, and M. A. Cappelli, "Laser-induced fluorescence study of a xenon Hall thruster", *Appl. Phys. B*, Vol. 65, pp. 459-469, 1997.
- [40] H. Kang, M. Lee, and K. T. Kim, "Measurements of self-excited instabilities and nitrogen oxides emissions in a multi-element lean-premixed hydrogen/methane/air flame ensemble", *Proc. Combust. Inst.*, Vol. 39, No. 4, pp. 4721-4729, 2023.
- [41] M. Kwaśny and A. Bombalska, "Applications of laser-induced fluorescence in medicine", *Sensors*, Vol. 22, No. 8, pp. 2956(1)-2956(12), 2022.
- [42] S. Mazouffre, "Laser-induced fluorescence diagnostics of the cross-field discharge of Hall thrusters", *Plasma Sources Sci. Technol.*, Vol. 22, No. 1, pp. 013001(1)-013001(22), 2012.
- [43] R. Spektor and W. G. Tighe, "Laser induced fluorescence measurements in a hall thruster as a function of background pressure", *Proc. of 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, pp. 4624(1)-4624(7), Salt Lake City, USA, 2016.
- [44] G. Doh, H. Kim, D. Lee, S. Park, S. Mazouffre, and W. Choe, "Structure of the ion acceleration region in cylindrical Hall thruster plasmas", *J. Phys. D Appl. Phys.*, Vol. 55, No. 22, pp. 225204(1)-225204(15), 2022.
- [45] I. Romadanov, Y. Raitses, A. Diallo, K. Hara, I. D. Kaganovich, and A. Smolyakov, "On limitations of laser-induced fluorescence diagnostics for xenon ion velocity distribution function measurements in Hall thrusters", *Phys. Plasmas*, Vol. 25, No. 3, pp. 033501(1)-033501(7), 2018.
- [46] M. Lee, K. T. Kim, and J. Park, "A numerically efficient output-only system-identification framework for stochastically forced self-sustained oscillators", *Probabilistic Eng. Mech.*, Vol. 74, pp. 103516(1)-103516(17), 2023.
- [47] H. Son and M. Lee, "Continuous probabilistic solution to the transient self-oscillation under stochastic forcing: a PINN approach", *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 37, No. 8, pp. 3911-3918, 2023.
- [48] L. B. King and A. D. Gallimore, "Gridded retarding pressure sensor for ion and neutral particle analysis in flowing plasmas", *Rev. Sci. Instrum.*, Vol. 68, No. 2, pp. 1183-1188, 1997.
- [49] S. Shinohara, D. Kuwahara, Y. Ishigami, H. Horita, and S. Nakanishi, "Extremely small-diameter, high-density, radio frequency, plasma sources and central gas feeding for next-generation electrodeless plasma thrusters", *Rev. Sci. Instrum.*, Vol. 91, No. 7, pp. 073507(1)-073507(13), 2020.