

아산화질소 단일추진제 기반 회전 아크 플라즈마 추력기의 추진 성능 및 추력제어 특성 분석

Performance and thrust control characteristics of N₂O-based rotating gliding arc thruster

초록

본 연구에서는 N₂O 단일추진제와 AC 전원 기반 회전 아크 플라즈마 (Rotating Gliding Arc, RGA)를 활용하는 새로운 전기화학적 추력기 개념을 제안하고, N₂O 유량과 인가 전력에 따른 추진 성능 및 추력 제어 특성을 체계적으로 분석하였다. RGA 추력기는 스웰 유동을 통해 arc를 회전시키면서 AC 아크 방전을 반복하여 지상 대기압의 약 7배에 달하는 최대 챔버 압력에서도 안정적인 방전이 유지되었다. 또한, 축매 없이 N₂O의 즉각적인 분해가 가능하였으며, 분해 후 남은 전력을 이용해 생성물을 추가 가열함으로써 성능이 향상되었다. 실험 결과, 모든 조건에서 특성 속도 효율이 100%를 초과하였고, 최대 136.5%의 효율을 달성하였다. 이 조건에서의 예상 가스 온도는 3410 K였으며, 진공 비추력은 278.9 s로 계산되어, 화학적으로 분해된 N₂O의 비추력인 202.8 s를 상회하는 성능을 보였다. 추력 제어 실험에서는 N₂O 유량과 인가 전력을 독립적으로 조절하여 목표 추력을 정확하게 생성할 수 있음을 확인하였다. 이를 바탕으로 연속적인 추력 제어 및 임펄스 비트 기반의 이산적인 추력 제어 가능성을 검증하였으며, 이는 보다 높은 기동성과 유연성을 요구하는 최신 우주 미션 트렌드에 효과적으로 부합할 수 있음을 보여준다.

Key Words : In-space propulsion, Green propellant, Space mobility, N₂O, Electro-chemical propulsion, Rotating gliding arc

서론

최근, 뉴스페이스 시장 규모가 급격히 성장함에 따라 궤도에 도달하는 기술적 및 경제적 장벽이 크게 낮아졌다. 이러한 비용 절감은 다양한 우주 임무의 가능성을 확장시키는 중요한 촉매제가 되었으며, 이를 통해 미션 궤도의 다변화와 더불어 지속 가능한 연구개발 및 상업적 환경이 조성되고 있다⁽¹⁾. 전통적으로 통신 및 지구 관측과 같은 단일 궤도 안착 미션이 주를 이루었으나^(2~4), 최근에는 우주 잔해 포집, 궤도상 급유와 같은 능동적인 기동이 요구되는 궤도 내 미션부터, 타 행성 및 심우주 탐사까지 그 범위가 확장되고 있다^(5~7). 이러한 임무는 보다 높은 수준의 기동성과 유연성을 요구하기에, 이를 위해서는 높은 추진 효율을 가지며, 재점화 및 추력 제어가 용이한 소형 추진 시스템이 필수적이다⁽⁸⁾.

우주 추진 시스템에서는 하이드라진 기반 단일추진제 추력기의 높은 신뢰성과 준수한 성능으로 인해 지금까지도 활용되고 있다. 그러나, 하이드라진은 인체에 치명적인 독성을 지니고 있어 광범위한 인프라와 안전 프로토콜이 필수적이며, 이로 인해 운영 비용이 증가하고 접근성이 제한되는 문제가 발생한다⁽⁹⁾. 이에 따라 상업 및 연구 부문 모두에서 접근성과 비용 효율성 개선에 대한 수요로 인해 친환경 추진제로의 전환이 점차 가속화되고 있다. 친환경 추진제는 일반적으로 친환경 산화제와 이온성 추진제로 나뉘며, 친환경 산화제로는 H₂O₂^(10~12)와 N₂O^(13,14)가, 대표적인 이온성 추진제로는 ammonium dinitramide (ADN)^(15,16) and hydroxylammonium nitrate (HAN)^(17,18)가 있다. 이 중, N₂O는 실온 및 상압에서 불연성이고 안전하여 취급이 용이하며, 넓은 온도 범위에서 장기 보관이 가능하다는 장점이 있다. 특히, 자발 가압이 가능하여 별도의 가압 시스템 없이 단순하면서 신뢰성 있는 시스템 구축이 가능하여 최근 각광받고 있다.

그러나 단일추진제로 사용할 경우, N₂O의 높은 안정성 때문에 분해가 어렵다. 비교적 높은 분해

개시 온도로 인해 귀금속 촉매와 예열 장치가 필수적이며, 사용까지 긴 예열 시간과 전력이 필요하다. 또한, 하이드라진 및 이온성 추진제 대비 낮은 비추력을 가진다는 한계점이 있다(3,14). 이를 극복하기 위해 N_2O 를 탄화수소 연료와 예혼합하거나^(19,20), 자발 가압 연료와 함께 이원추진제로 운영하는(21) 등 가스 온도를 높이기 위한 다양한 화학적 접근 방식이 제안되었다. 그러나 이러한 방법은 역화 방지를 위한 장치나 추가적인 공급 시스템을 필요로 하여 시스템의 복잡성을 높이고 잠재적 위험을 초래한다. 더 나아가, 이러한 접근 방식은 본질적으로 화학 반응에서 발생하는 열에 의해 제한되므로 달성 가능한 비추력에 상한을 부과한다.

화학에너지와 전기에너지를 하이브리드로 사용하는 전기화학적 방식은 한계 극복의 실마리가 될 수 있을 것으로 보인다. 질소, 아르곤 또는 수소와 같은 추진제를 레지스토젯, DC 아크 혹은 마이크로파로 가열하는데 전기에너지를 활용하는 전열(electro-thermal)추진은 이론적으로 화학반응만으로 달성한 것보다 더 높은 가스 온도 달성이 가능하다⁽²²⁾. 최근에는 N_2O ⁽²³⁾, ADN^(24~26) 및 HAN^(27~30)과 같은 단일추진제에 아크, (나노)펄스 방전, 마이크로파와 같은 다양한 전기-열 플라즈마를 적용하여 촉매대 예열 시간을 단축하거나 추진 성능을 향상시키는 연구가 주목받고 있다. 플라즈마는 화학 반응의 활성화 장벽을 낮추거나 억제할 수 있으며, 열에너지를 단일추진제로 빠르게 전달 가능하기에, 빠르고 안정적인 점화가 가능하다. 뿐만 아니라, 플라즈마를 지속적으로 방전 시 고온 환경이 지속되기에 추력 성능을 향상시킬 수 있다는 점도 입증되었다^(23,31).

본 연구에서는 N_2O 단일추진제 기반 전기화학적 추진 시스템의 새로운 개념을 제안한다. 화학적 평형 상태의 N_2O 추진 성능을 넘어서고, 촉매 없이도 즉각적인 분해를 위해 AC 전력 기반의 회전 아크 플라즈마 (Rotating Gliding Arc, RGA)를 활용하였다. RGA는 스윙 유동을 통해 아크를 회전시키는 동시에 AC 아크 방전을 반복하여 질식유동이 발생할 수 있는 고압 조건의 챔버 내에서도 균일한 열 분포를 유지하면서 전극 마모율을 최소화하는데 기여할 수 있다⁽³²⁾. 또한, 아크 기반 플라즈마는 마이크로파와 달리, 고주파 방전을 위한 복잡한 회로나 임피던스 매칭이 필요하지 않으며, 전극에서 매체로 직접 방전 가능하기에 시스템을 간단하고 신뢰성 있게 구성할 수 있다. 해당 논문에서는 RGA 추진기 작동 중 조정 가능한 파라미터인 인가 전력과 N_2O 유량에 따라 추진 성능인 챔버 압력, 추력, 특성 속도와 비추력 및 이의 경향성을 체계적으로 분석하여, RGA 플라즈마가 성능 향상에 기여하는 정도를 정량적으로 평가하였다. 이를 기반으로, 연속적으로 추력 변동을 구현한 추력 제어 및 임펄스 비트 기반의 이산적인 추력 제어를 실험적으로 검증하였다.

2. RGA 추력기 설계 및 실험 방법

2.1. RGA 추력기 설계

그림 1은 RGA 추력기의 설계 개념에 대한 기술 정보를 제공한다. RGA 추력기는 기체 상태의 N_2O 에 RGA를 방전하여 균일하게 가열된 벌크 가스가 초음속 흐름을 형성하도록 실험적으로 설계되었다. RGA 방전으로 N_2O 가 분해됨과 동시에, 분해에 사용된 전력 외에 남은 전력으로 생성물을 추가적으로 가열하여 성능 증대를 기대할 수 있다. RGA 추력기는 방전 챔버, 앵커링 파트, 그리고 초음속 노즐로 구성된다(그림 1(a)).

방전 챔버: RGA 추력기의 방전 챔버는 아크 방전을 시작하는 구성 요소이다. 안정적인 방전을 위해서는 적절한 시동 전압 범위에서 방전이 시작되어야 한다. 방전을 위해, 전원 공급 장치의 고전압 라인을 구리 전극에 연결하여 교류 전력을 인가하고, 스테인리스 스틸 방전 챔버에 접지선을 연결하였다. 이 두 부품은 세라믹 분리기로 전기적으로 분리되어 있으므로, 유일한 방전 경로는 구리 전극과 방전 챔버 간의 간격에 의해 형성된다. 본 연구에서는 RGA 시동을 위한 방전 간격을 실험적으로 0.7mm로 설계하였으며, 방전 챔버의 직경은 17mm로 설계되었다. 또한, 공간 내 열 분포를 균일하게 유지하고 전극 마모를 최소화하기 위해 N_2O 가스를 스윙 유동으로 공급하였다. 스윙 유동은 중앙에서 6mm 떨어진 위치에 직경 2mm의 구멍 3개가 있는 스왐퍼를 통해 발생하며(그림 1(b1)), 이를 통해 전극의 길이 방향으로 아크가 활공하도록 유도하여 아크를 안정화시키고, 작동 가스의 효율적인 가열을 가능하게 한다.

앵커링 파트: 앵커링 파트는 고압 조건에서도 안정적인 아크 방전을 보장하기 위한 구성 요소이다. 고압 환경에서는 분자 충돌 빈도가 증가하여 안정적인 아크 방전이 어려워지므로, 아크 칼럼을

구조적으로 안정화할 수 있는 설계가 필요하다. 이를 위해 전극보다 높은 위치에 계단 구조를 배치하여 아크를 안정화시키고, 아크의 길이를 늘려 열교환을 극대화하였다. 이때, 아크 칼럼의 한쪽 끝은 구리 전극의 말단에 위치하고, 반대쪽 끝은 앵커링 파트의 계단 부분에 위치하며, 스윙 유동에 의해 회전하게 된다(그림 1(b2)). 아크 칼럼이 앵커링 파트에 안정적으로 고정되면, 아크 칼럼에서 방출된 고에너지 종들이 주변으로 확산되어 애프터 챔버에 플라즈마 제트가 형성된다. 즉, 아크 칼럼으로 인해 N_2O 가 분해됨과 동시에, 추가적인 에너지 공급으로 생성된 이온화되고 활성화된 기체 종들이 애프터 챔버를 채우게 된다. 그 결과, 애프터 챔버 내부의 벌크 가스의 온도와 압력이 균일하게 상승하게 된다.

초음속 노즐: De-Laval 노즐은 애프터 챔버의 하단에 위치하여 가스의 흐름을 초음속으로 가속하는 역할을 한다(그림 1(b3)). 노즐 목 부분과 출구 직경은 각각 2.4mm, 2.7mm로 설계 및 가공되었으며, 노즐 목 길이는 마모를 방지하기 위해 5mm로 설계되었다. 수렴 및 발산 각도는 각각 60도와 15도로 설계되었다.

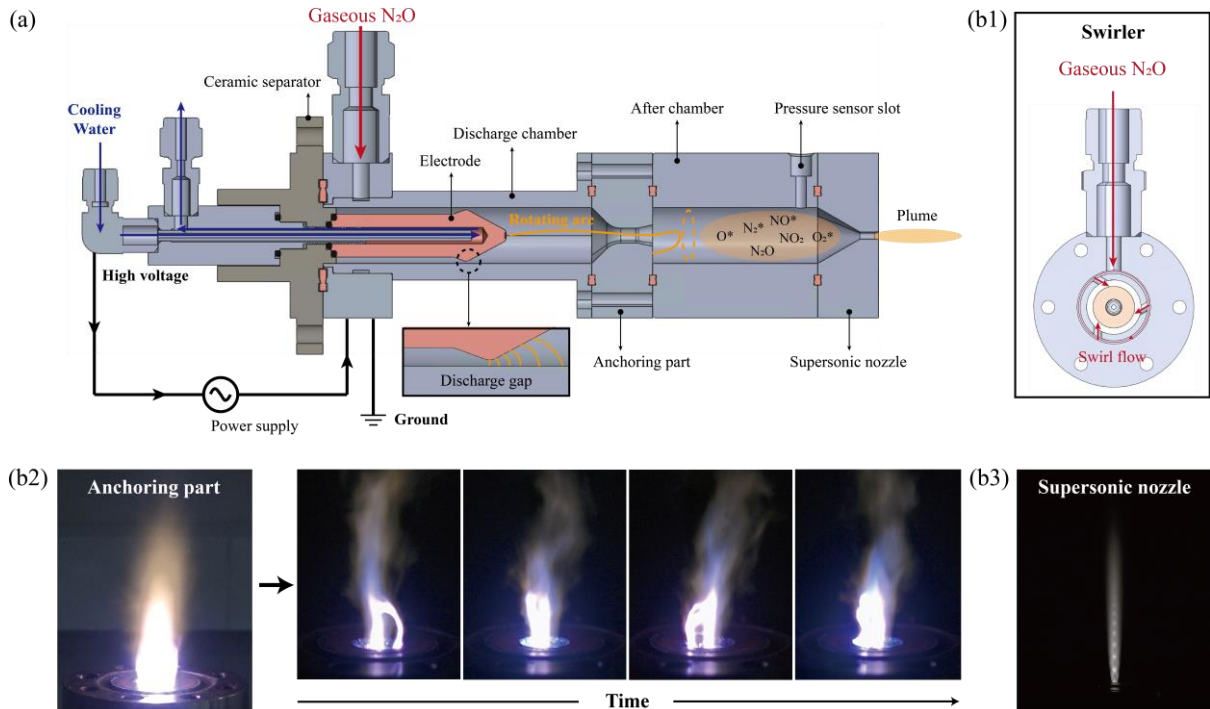


그림. 1. (a) RGA 추력기 개략도, (b1) 스윌러, (b2) 초고속 카메라로 관찰 한 앵커링 파트의 모습, (b3) 초음속 노즐에 의해서 발생한 마하 다이아몬드 플룸

2.2. 추력 시험 구성

본 연구에서는 N_2O 유량과 투입 전력에 따른 RGA 추력기에서 N_2O 의 분해 여부 및 추가적인 추진 성능 향상을 체계적으로 분석하기 위해, 그림 2와 같은 실험 장치를 구축하였다. 우선 추진제 공급은, 액체 상태로 압력 용기에 저장된 N_2O 를 레귤레이터를 통해 압력을 10 bar로 낮춘 후, 유량 제어기(MFC)를 통해 제어된 유량으로 RGA 추력기에 공급하였다. 해당 MFC는 20℃, 1기압 조건에서의 기체 부피 유량(NLPM)을 기준으로 한다. 사용된 MFC 모델은 N_2 로 교정되었기 때문에 N_2O 사용 시 정확한 유량 측정이 필요하다. MFC의 사양에서 제공하는 N_2O 에 대한 센서 계수를 설정한 후, 설정 유량과 실제 유량의 차이를 MesaLabs DryCal 1020 장치를 통해 정밀하게 비교 분석하였다. 모든 추진 성능 파라미터는 실제 값에 기반하여 계산하였으나, 실험 조건을 명시한 결과에서는 '설정 유량'으로 표기하였다. 표 1은 설정된 유량 값에 따른 N_2O 공급 조건에서의 실제 유량 값을 나타낸다. 설정 유량이 70 L/min(LPM)을 초과하는 경우, 고압 환경에서 아크 방전이 발생하지 않았으며, 30 LPM 미만에서는 초음속 흐름이 발생하지 않아, 본 연구에서는 N_2O 유량을 30에서 70 LPM 범위로 10 LPM 간격으로 설정하여 공급하였으며, 이에 따른 추진 성능을 분석하였다.

표 1. N₂O의 설정 유량과 보정된 실제 유량

설정 유량(LPM)	30	40	50	60	70
실제 유량(LPM)	28.58	37.84	49.94	56.93	67.21

RGA 추력기는 고전압 AC 전원 공급 장치에 의해 작동된다. 주문 제작된 AC 전원 공급 장치는 대한민국의 PowerFactors Co., Ltd.에서 개발하였다. 전원 공급 장치의 무부하 전압은 6 kV로 설정되었으며, 방전 주파수는 20 kHz로 고정되었다. RGA에 공급되는 전력은 입력 전류를 제어하여 조정되었으며, 최대 입력 전류는 6.0 A이다. 여러 N₂O 유량 조건에서 3.0 A 미만의 설정 전류에서는 아크 방전이 발생하지 않아, 본 연구에서는 6.0 A, 4.5 A, 그리고 3.0 A의 조건에서 실험을 수행하였다. 실험 중에는 고전압 프로브 (Tektronix P6015A)와 전류 프로브 (Tektronix TCP0150)를 사용하여 RGA의 전기적 데이터를 계측하고, 오실로스코프(Tektronix MSO44 4-BW-200)를 통해 모니터링하며 각 입력 전류에서의 추진 성능을 분석하였다. 또한, 초음속 노즐을 통해 방출된 플룸은 고속 카메라로 촬영하였다.

RGA 추력기의 추진 성능은 챔버 압력과 추력을 기반으로 평가되었다. 이를 정량적으로 평가하기 위해 챔버에서의 N₂O 분해율을 측정하였다. 비교적 작은 추력 스케일로 인해 감지 부품 및 배관이 많아질수록 정확한 추력 측정이 어려워질 수 있기 때문에, 압력, 추력, 그리고 분해율 측정은 각각 별도의 실험 세트에서 수행되었다. 압력 계측은 PSCD0010BCPG(Sensor System Technology Co., Ltd, 대한민국)를 사용하여 이루어졌으며, GRAPHTEC GL-840 데이터 수집 시스템(DAQ)을 통해 10 Hz의 샘플링 속도로 기록되었다. 추력은 CUX-6200HX 인디케이터를 통해 측정되었으며, 추력기와는 지그를 통해 결합되었다. 이후, NT-works 프로그램이 설치된 PC를 통해 10 Hz의 샘플링 속도로 기록되었다. 또한, 챔버 내부에 열전대를 삽입할 경우 센서 말단에서 아크 방전이 발생할 가능성을 고려하여 챔버 내부 온도는 직접 측정하지 않았다.

N₂O 분해율을 평가하기 위해, 애프터 챔버의 포트에서 일부 가스를 샘플링하여 RGA 추력기 작동 중 실시간으로 N₂O 분해율을 측정하였다. MIDAC 장치는 FT-IR 방식을 활용하여 N₂O 분해율을 정량적으로 분석하였다. 장치의 농도 측정 한계를 고려하여, 먼저 순수 N₂O를 반응기 내부에 주입한 후 약 1 lpm의 미량을 펌프를 이용해 배출하여 dilution chamber로 보내었다. 이 과정에서 N₂ 가스를 추가로 주입하여 N₂O를 희석하였으며, 초기 희석 농도는 MIDAC 장치가 신뢰성 있는 측정값을 제공할 수 있는 최대 한계값인 42000 - 45000 ppm 수준으로 설정하였다. N₂O와 N₂의 유량을 조절하여 목표한 N₂O 분해율과 MIDAC 결과가 일치함을 확인하였다.

RGA 추력기의 시험 절차는 다음과 같다. 먼저 저장 탱크에서 MFC를 이용해 RGA 추력기로 N₂O 공급한다. 이때 기체 상태의 N₂O가 공급되는 시점을 냉가스 모드라 하며, 이 모드는 10초 동안 지속된다. 이후 고전압 AC 전원 공급 장치를 켜서 arc 방전을 시작하는데, 이 시점을 플라스마 모드라 정의한다. 아크 칼럼은 갭에서 발생된 후, 기체 상태의 N₂O와 스왈러에 의해 즉시 길어지며, 이후 앵커링 파트에서 안정적으로 회전하며 N₂O를 분해하고 가열한다. 방출된 가스는 애프터 챔버를 거쳐 초음속 노즐에 의해 가속되어 추력을 발생시킨다. 플라스마 모드는 압력과 추력을 측정할 때는 10초 동안 지속되며, 분해율 측정 시에는 60초 동안 지속된다. 이후 냉가스 모드가 5초간 지속된 후 가스 공급이 중단된다. 이 N₂O 및 전력 공급 절차는 모두 수동으로 수행되었기 때문에, 공급 타이밍에 약간의 오차가 발생하였다.

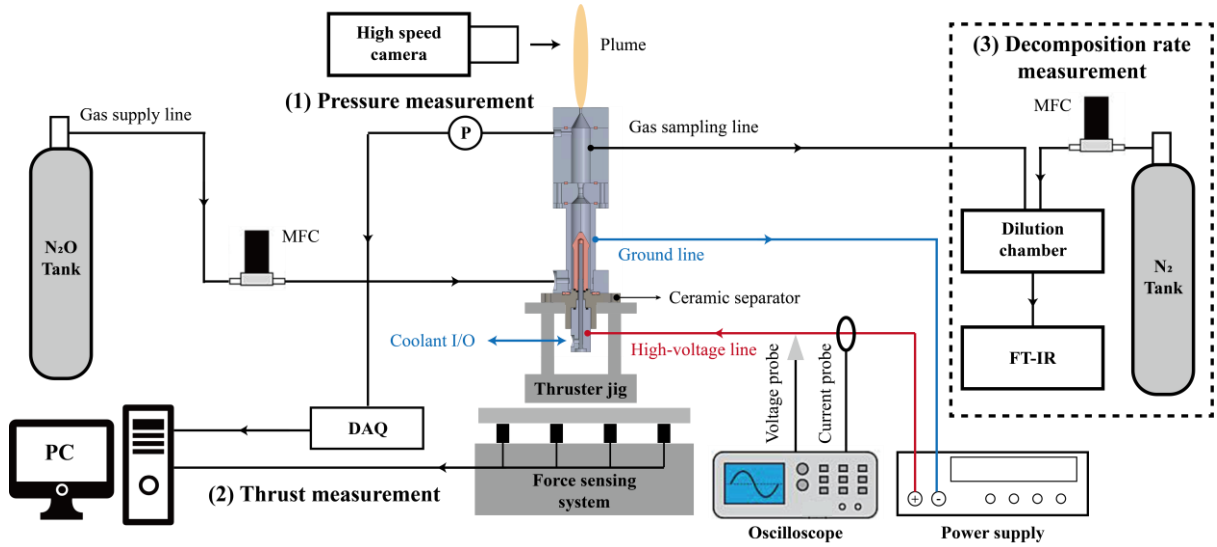


그림 2. RGA 추력기의 성능 계측을 위한 실험 세팅 모습

3. 결과 및 분석

3.1. N₂O 유량 및 인가 전력에 따른 압력 및 추력 분석

인가 전력과 (그림 3(a) 및 표 2(a)) N₂O의 유량 (그림 3(b) 및 표 2(b))이 RGA 추력기의 챔버 압력과 추력에 미치는 경향성을 분석하였다. 이 과정에서, 적용 전력으로 인한 플라즈마 방전이 N₂O 분해와 추가적인 온도 상승에 미치는 영향을 평가하기 위해 먼저 N₂O 분해율을 측정하였다. 또한, 실험의 반복성과 신뢰성을 검증하기 위해 대표적인 사례에 대해 펄스 모드 추진 시험을 수행하였다.

가장 낮은 에너지를 사용하는 3.0 A의 설정 입력 전류 조건을 포함하여 대표적인 사례에 대해 N₂O 분해율을 측정하였다. 가장 낮은 에너지 조건에서의 FT-IR 데이터를 참고한 결과, N₂O가 모두 분해되었음을 확인할 수 있었다. 따라서, 기술하는 모든 조건에서는 N₂O가 100% 분해된 상태에서 추력 성능을 평가하였다.

인가 전력에 따른 성능 경향성을 확인하기 위해 50 LPM의 설정 유량에서 각각 6.0, 4.5, 3.0 A의 설정 인가 전류 조건으로 실험을 수행하였다. 그림 3(a1)과 3(a2)에 표시된 시간 축(x축)은 MFC를 통해 50 LPM으로 추진제 공급이 시작된 시점(0초)부터의 누적 시간을 나타낸다. N₂O만 공급되는 냉가스 모드는 10초 동안 지속되었으며, 정상 상태에서의 압력과 추력은 각각 0.548 bar, 0.243 N으로 측정되었다. 그 후, 10초간 플라즈마 모드로 전환하여 운영되었다. 전원이 켜지면 즉시 방전이 시작되었고, 별도의 촉매 및 예열 과정 없이도 압력과 추력이 즉각적으로 상승하여 우수한 응답 특성을 나타냈다. 압력 및 추력은 약 1.7초의 상승 시간을 거쳐 정상 상태에 도달하였다. 여기서 상승 시간은 냉가스 모드에서의 정상 상태 압력 및 추력이 5%를 초과한 시점부터, 플라즈마 모드의 정상 상태 압력 및 추력이 95%에 도달하는 데 걸린 시간을 의미한다.

$$V_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T V_{arc}^2(t) dt} \quad (1)$$

$$I_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T I_{arc}^2(t) dt} \quad (2)$$

$$P = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} V_{arc}(t) \times I_{arc}(t) dt \quad (3)$$

프로브를 통해 계측된 전압과 전류 데이터는 각각 식 (1)과 (2)를 통해 평가되었으며, 인가 전력은 식 (3)을 통해 산출되었다. 각 설정 인가 전류 조건에서 평균 인가 전력은 각각 3.149, 2.655, 1.984 kW로 계산되었다. 플라즈마 모드에서 측정된 정상 상태의 압력과 추력은 표 2에 기재되었다. 전반적으로, 설정된 인가 전류가 높아질수록 인가 전력이 증가하여 N_2O 분해 후 생성물의 추가적인 온도 상승이 발생하고, 그로 인해 높은 압력과 추력이 발생한 것으로 보인다. 각 설정 인가 전류 조건에 따른 구체적인 추진 성능 지표들은 표 2(a)에 상세히 기재되어 있다.

그림 3(b1)과 3(b2)는 유량에 따른 성능 경향을 확인하기 위해 동일한 설정 입력 전류 6.0 A 조건에서 70, 50, 30 LPM의 설정 유량에서의 실험 결과를 보여준다. 각 유량에서의 냉가스 모드 정상 상태 압력 및 추력은 표 2(b)에 기재되었다. 70 LPM의 경우, 초기 압력 파형에 진동이 발생하는데, 이는 실험에 사용된 MFC가 높은 유량을 공급할 때 제어기 특성상 안정화되기까지 시간이 소요되기 때문이다. 하지만 콜드 가스 모드 이후에는 안정화되어 플라즈마 모드에는 영향을 미치지 않았다. 상승 시간은 세 가지 경우 모두 평균 1.67초로 도출되었다. 동일한 설정 인가 전류에도 불구하고 유량에 따라 절연 파괴 및 이온화를 위한 전압이 달라지기 때문에, 인가 전력도 차이가 있었다. 각 유량에서의 적용 전력은 각각 3.608, 3.149, 2.742 kW로 나타났다. 플라즈마 모드에서 측정된 정상 상태 압력 및 추력은 표 2(b)에 기재되어 있으며, 유량이 증가함에 따라 발생 압력과 추력도 증가하는 경향을 보였다. 또한, 설정 인가 전류보다 설정 유량을 변화시킬 때 더 큰 폭으로 추력이 변동하는 것을 확인할 수 있었다.

그림 3(a3)과 3(b3)는 각각 설정 인가 전류와 설정 유량에 따라 시간에 따른 인가 전력을 보여준다. AC 전력이 인가되었기 때문에, 전력 파형은 식 (3)과 같이 시간에 따른 전압과 전류 파형의 곱으로 결정된다. 그림 3(a3)에서 50 LPM으로 고정된 설정 유량 조건에서 설정 인가 전류 값이 증가함에 따라 전력 파형이 변화하는 것을 확인할 수 있다. 전력 파형이 상승하는 구간에서 설정 인가 전류가 증가할수록 전력 곡선의 최대값은 커지지만, 도달 시간은 점차 지연된다. 이는 전력 파형의 주기가 일정하므로, 최대값에 도달하는 시간이 늦어질수록 파형이 더 날카로워지며 피크 팩터($= V_{peak}/V_{rms}$)가 증가했음을 의미한다. 전력 곡선은 최고점에 도달한 후 하강하게 되는데, 설정 인가 전류가 높을수록 하강 속도는 완만해진다. 이는 높은 설정 인가 전류에서 아크 컬럼 내 이온화된 종들의 밀도와 에너지가 높아져 수명이 길어지기 때문이다. 특히, 6.0 A와 4.5 A 설정 인가 전류 조건에서는 전력 파형이 한 주기가 끝나기 직전에도 0에 도달하지 않는 것을 관찰할 수 있다. 이는 zero-crossing 지점에 도달하기 전까지도 아크 컬럼이 유지된다는 것을 의미하며, 이러한 현상은 메모리 효과로 알려져 있다. 여기서 메모리 효과는 이전 방전에서 남아 있는 방전 조건이 다음 방전에 미치는 영향을 의미한다⁽³³⁾. 이 효과는 이전 주기의 아크 방전이 발생한 위치에서 다음 주기에도 아크 방전이 재발생할 가능성을 높여 아크 길이를 더욱 길게 유지하고, 가스에 대한 에너지 전달 효율을 높일 수 있다. 반면, 3.0 A 조건에서는 전력 파형이 한 주기 내에서 0에 도달하므로, 아크 컬럼이 한 주기 내에서 소멸된다는 것을 나타낸다. 이는 낮은 설정 인가 전류 조건에서 높은 유량을 유지할 경우 아크 컬럼을 안정적으로 유지하기 어려움을 시사한다. 그림 3(b3)의 경우, 동일한 설정 인가 전류가 인가되었기 때문에 유량이 변화해도 전력 파형의 최대값에 도달하는 시간은 거의 동일하다. 유량이 증가함에 따라 전력 파형의 최대값이 상승하였으며, 이는 피크 팩터의 증가를 의미한다. 모든 설정 유량 조건에서 zero-crossing 직전까지 전력 파형이 0에 도달하지 않는 점을 통해, 이온화된 아크 컬럼이 주기 내내 유지되고 있음을 확인할 수 있다.

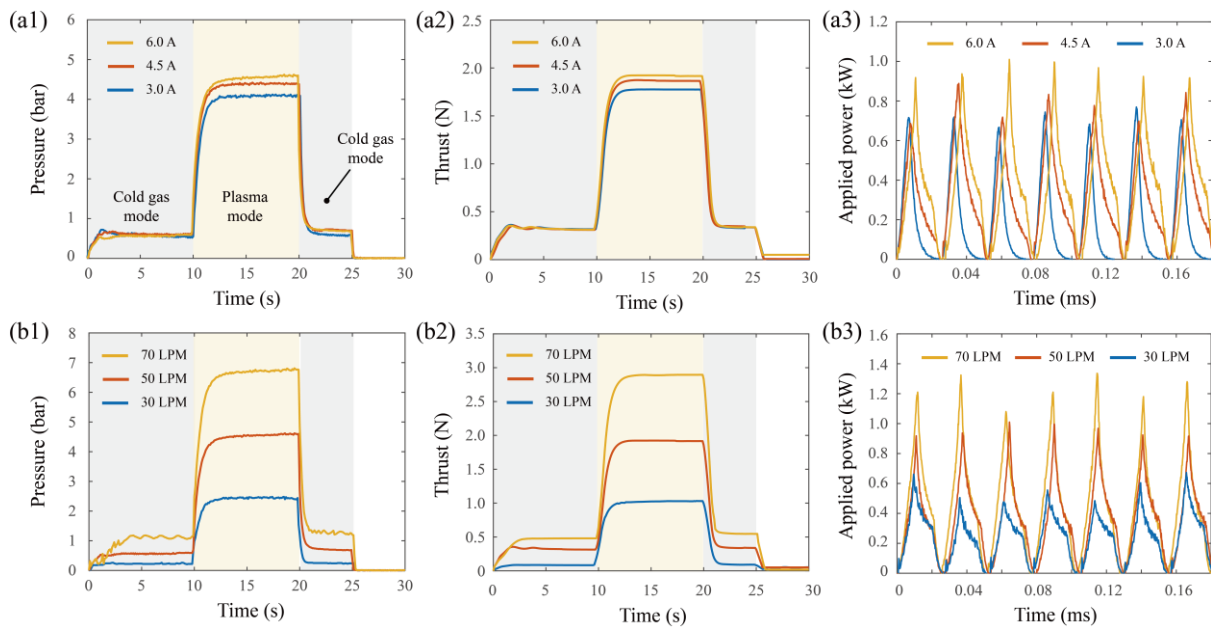


그림 3. N_2O 유량과 인가 전력에 따른 압력 및 추력 경향성. (a) 50 LPM의 설정 유량 조건에서 설정 입력 전류를 각각 6.0, 4.5, 3.0 A로 설정했을 때의 (a1) 압력, (a2) 추력, 및 (a3) 인가 전력. 회색 영역은 냉가스 모드를, 노란색 영역은 플라즈마 모드를 나타낸다. (b) 6.0 A의 설정된 인가 전류에서 설정 유량을 70, 50, 30 LPM으로 조정했을 때의 (b1) 압력, (b2) 추력, 및 (b3) 인가 전력.

표 2. (a) 50 LPM의 설정 유량에서 설정 인가 전류를 조정한 경우, (b) 6.0 A의 설정 인가 전류에서 유량을 조정한 경우의 정상 상태 압력 및 추력.

(a)

설정 인가 전류	6.0 A	4.5 A	3.0 A
냉가스 모드	0.548 bar/ 0.243 N		
상승 시간	1.7 s	1.6 s	1.7 s
플라즈마 모드	4.54 bar/1.92 N	4.38 bar/1.87 N	4.13 bar/1.74 N
인가전력	3.15 kW	2.66 kW	1.98 kW

(b)

설정 유량	70 LPM	50 LPM	30 LPM
냉가스 모드	1.01 bar/0.482 N	0.548 bar/0.243 N	0.161 bar/0.0893 N
상승 시간	1.7 s	1.7 s	1.6 s
플라즈마 모드	6.76 bar/2.93 N	4.38 bar/1.92 N	2.45 bar/1.03 N
인가전력	3.61 kW	3.15 kW	2.74 kW

그림 4에서는 70 LPM, 6.0 A 조건에서 5 사이클로 구성된 펄스 모드 추진 시험을 수행하여 도출된 압력과 추력을 통해 성능의 반복성과 신뢰성을 검증하였다. 각 사이클은 10초의 냉가스 모드와 10초의 플라즈마 모드로 구성되며, 5 사이클 동안 중단 없이 동일한 패턴으로 펄스 작동을 수행하였다. 표 3에는 각 사이클 별로 정상 상태에서의 압력과 추력 데이터를 기재하였으며, 각각의 변동 계수는 0.727%, 0.691%로 매우 높은 반복성을 나타내었다.

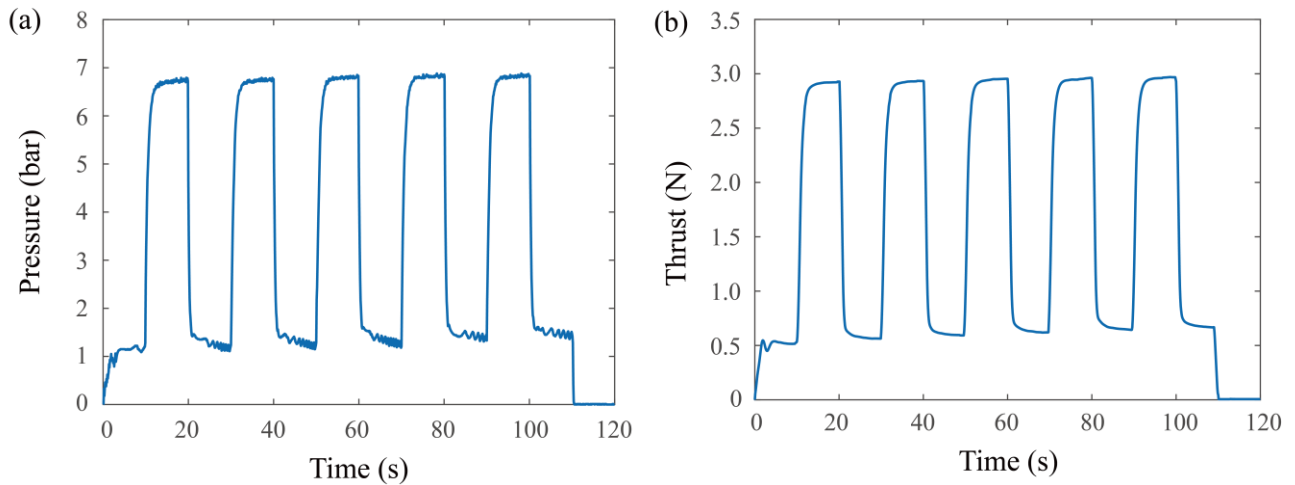


그림 4. 70 LPM, 6.0 A 조건에서의 (a) 압력 및 (b) 추력 반복성 평가.

표 3. 반복성 실험에서 각 사이클 별 정상 상태 압력 및 추력.

	Cycle 1	Cycle 2	Cycle 3	Cycle 4	Cycle 5
평균 압력	6.71 bar	6.72 bar	6.79 bar	6.81 bar	6.81 bar
평균 추력	2.91 N	2.92 N	2.94 N	2.95 N	2.97 N

3.2. 추진 성능의 파라메트릭 연구

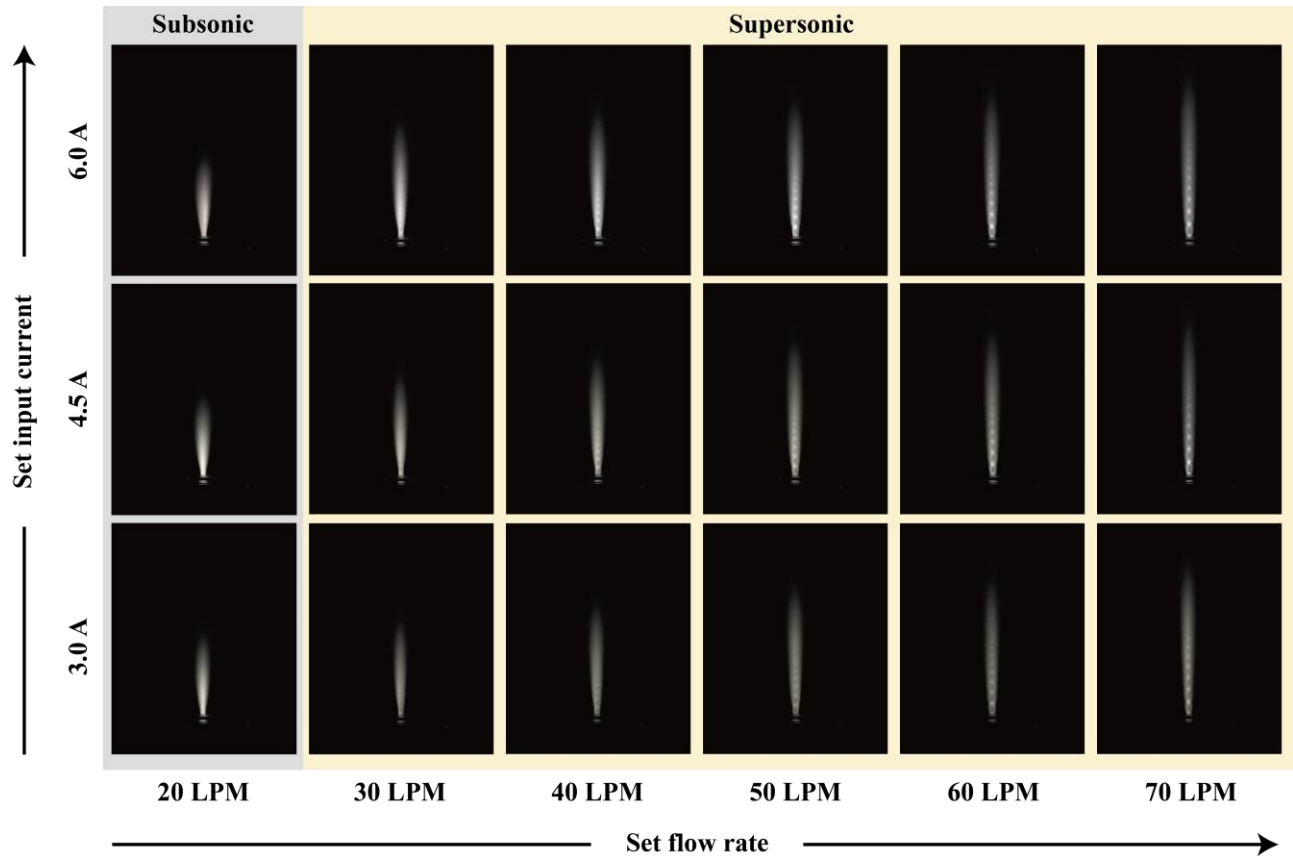


그림 5. N_2O 의 설정 인가 전류와 설정 유량에 따른 플룸 이미지

본 절에서는 3.0–6.0 A, 30–70 LPM의 인가 전류와 유량 범위에서 추진 성능에 미치는 영향을 체계적으로 분석하였다. 먼저 각 조건에서 발생하는 플룸을 통해 정성적인 분석을 수행하였으며, 이후 압력과 추력 데이터를 기반으로 각 조건에 대한 특성 속도와 비추력을 산출하여 이들의 경향성을 분석하였다. 더 나아가, N_2O 의 화학 반응열을 기반으로 한 특성속도값과 비교하여, RGA 플라즈마가 성능 향상에 얼마나 기여하는지 정량적으로 평가하였다.

그림 5는 설정된 인가 전류 및 유량 조건에서 플라즈마 모드 작동 시 플룸을 촬영한 이미지다. 아음속과 초음속 조건의 차이를 강조하기 위해 20 LPM과 30–70 LPM 조건을 비교하였다. 20 LPM에서는 모든 입력 전류에서 마하 다이아몬드가 관찰되지 않았으며, 이는 연소실내에서 충분한 압력이 형성되지 않아 질식 유동이 발생하지 않았음을 의미한다. 반면, 30–70 LPM에서는 유량과 입력 전류가 증가함에 따라 플룸이 길어지고, 마하 다이아몬드 형상이 더욱 선명하게 나타났다. 이는 유량과 입력 전류가 높아지면서 연소실 압력과 배기 가스 속도가 증가했기 때문으로 해석된다.

$$C^*_{\text{exp}} = P_c A_t / \dot{m} \quad (4)$$

$$I_{sp} = F / (\dot{m} g_0) \quad (5)$$

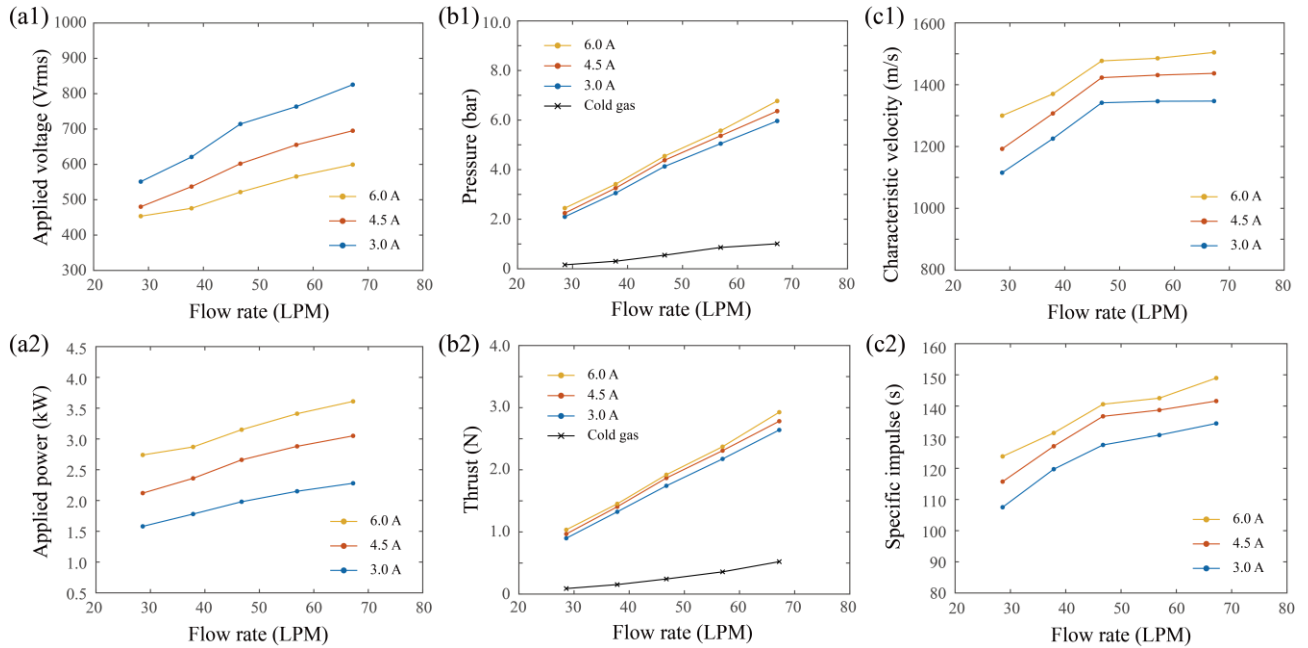


그림 6. 3.0 – 6.0 A, 30 – 70 LPM의 설정 인가 전류 및 설정 유량 조건에 대한 (a1) 인가 전압과 (a2) 인가 전력데이터, (b) 냉가스 및 플라즈마 모드에서의 정상 상태 (b1) 압력 및 (b2) 추력 데이터, (c) 플라즈마 모드에서의 (c1) 특성속도, (c2) 비추력 데이터. 본 그래프에서 모든 데이터는 실제 유량에 대해 도시되었다.

그림 5에서의 정성적 관찰을 바탕으로, 그림 6에서는 실험적으로 도출된 특성속도, C_{exp} 와 비추력을 통해 정량적으로 추진 성능을 분석하였다. 특성 속도와 비추력은 식 (4)와 (5)을 통해 계산되었으며, 질량 유량은 실험 환경에서의 온도(293.15 K)와 N_2O 의 분자량(44.013)을 바탕으로 실제 부피 유량을 이용해 산출하였다.

그림 6(a1)에서는 실험한 전체 조건에 대한 유량과 설정 인가 전류 조건에서의 전압 변화를 보여준다. 모든 인가 전류 조건에서 유량이 증가할수록 전압이 상승하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 유량 증가에 따라 아크의 저항이 증가했기 때문이며, 전류가 일정하게 공급되는 상황에서 아크의 단면적이 감소하거나 길이가 길어질 때 저항이 증가하여 전압이 상승하는 경향을 보인다. 또한, 인가 전류가 증가하면 아크 내 이온화된 입자 밀도가 높아져 전기 전도도가 증가하므로 전압이 낮아지는 경향도 관찰되었다. 그림 6(a2)에서는 설정 인가 전류와 설정 유량이 증가할수록 인가 전력

상승하는 현상을 보여준다. 이는 전류가 증가하면서 전압이 상승하는 경향이 지속되기 때문이다.

그림 6(b1)와 6(b2)에서는 냉가스 모드와 플라즈마 모드에서의 정상 상태 압력과 추력을 나타내고 있으며, 인가 전류와 유량이 증가함에 따라 압력과 추력이 선형적으로 증가하는 패턴을 보인다. 이를 기반으로 그림 6(c1)과 6(c2)에서는 특성속도와 비추력을 도식화하였다. 특성속도와 비추력 또한 압력과 추력이 증가함에 따라 함께 상승하는 경향을 보였지만, 50 LPM을 초과하는 설정 유량에서는 성능 상승률이 둔화되었다. 이는 아크와 가스 사이의 에너지 전달 효율이 유량과 전력 외에도 RGA 추력기의 형상, 치수, 그리고 스웰 강도 등 구조적 요인에 의해 영향을 받기 때문이다. 50 LPM 조건에서는 에너지 전달 효율이 최적화되었으나, 그 이상의 유량에서는 전력이 증가하더라도 가스에 전달되는 에너지가 제한되어 온도 상승이 둔화된 것으로 추정된다. 그 결과, 특성속도는 일정하게 유지되며, 유량 증가로 인한 챔버 압력 상승으로 인해 비추력은 소폭 증가하는 양상을 보인다. 따라서, 더 높은 성능을 달성하기 위해서는 RGA 추력기의 구조적 개선을 통해 더 높은 유량에서도 효율적인 에너지 전달이 이루어져 가스 온도를 더욱 상승시키는 것이 필요할 것으로 보인다.

$$\eta_{C^*} = C_{\text{exp}}^* / C_{\text{chem}}^* \quad (6)$$

$$C_{\text{theo}}^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (7)$$

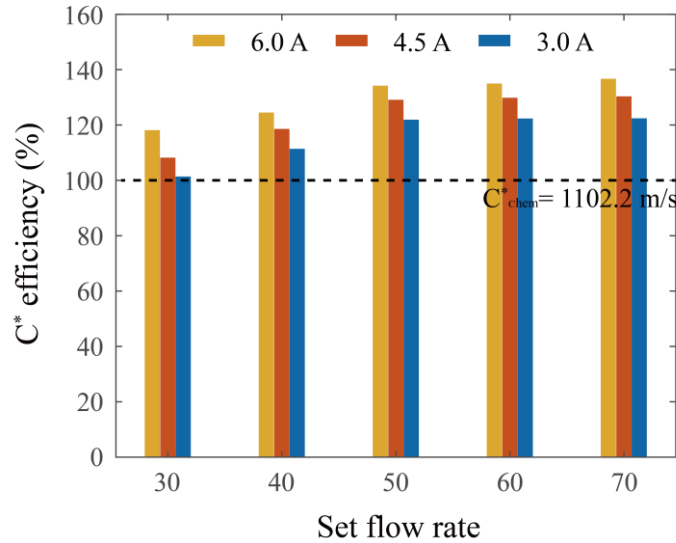


그림 7. 설정 인가 전류 및 유량에 따른 특성속도 효율

그림 7에서는 NASA Chemical Equilibrium and Applications (CEA)⁽³⁴⁾ 프로그램을 사용하여 N_2O 의 화학적 분해 시의 C_{chem} 값과 그림 6(b1)에서 플라즈마 방전에 의해 실험적으로 도출된 C_{exp} 값을 비교하였다. 우선, NASA CEA에서 주위 압력은 1기압, 팽창비는 1.27로 설정하고, 각 조건에서 도출된 연소실 압력을 대입하여 N_2O 분해 시 추진 성능을 계산하였다. 모든 조건에 대해 가스 온도는 1920K로 도출되었으며, 이때의 C_{chem} 역시 1102.2 m/s로 균일하게 나타났다. 식 (6)을 통해 구해진 특성속도 효율을 통해 RGA 플라즈마에 의한 성능 향상을 정량적으로 확인하였다. 본 연구에서 수행한 조건 중 가장 낮은 설정 인가 전류와 인가 전력 조건에서도 N_2O 분해율은 100%에 도달하였으며, 이때의 특성속도 효율은 101.2%로 나타났다. 이는 인가 전력이 N_2O 의 분해에 우선적으로 사용되었음을 의미한다. 따라서, C_{chem} 을 초과하는 값은 분해 후 남은 전력이 가스 온도 상승에 기여한 결과로 해석할 수 있다. 특성 속도 효율이 최대가 되는 시점은 70 LPM, 6.0 A 조건으로, 이때 효율은 136.5%에 달한다.

앵커링 파트에 고정된 아크 칼럼에 의해 애프터 챔버 내부의 벌크 가스가 균일하게 가열된다고 가정하면, 화학 평형을 통해 내부 환경을 추론할 수 있다. 가스 온도를 추정하는 방법은 다음과 같다.

먼저, N_2O 의 온도를 임의로 설정한 후 이를 CEA에 입력하여 비열비와 분자량을 계산한다. 그런 다음, 이를 식 (7)에 대입하여 계산한 C^*_{theo} 값이 실험값과 동일해질 때까지 값을 반복 조정하여 평형 가스 온도를 도출한다. 이 방식으로 계산된 온도는 최대 특성속도 효율 조건인 70 LPM, 6.0 A에서 약 3410K로 도출되었다. 동일한 설정 인가 전류 조건에서 50 LPM과 30 LPM에서는 각각 3300K, 2430K가 도출되었다. 이는 그림 6(b)의 결과에서 50 LPM 이후로 성능 상승폭이 감소하는 현상과 일치한다.

우주 환경에서의 유용성을 평가하기 위해, 본 연구에서 RGA 추력기로 달성한 최대 가스 온도 조건과 N_2O 의 단순 분해만 발생한 경우의 성능을 진공 상태 및 팽창비 100 조건에서 CEA를 통해 비교하였다. 그 결과, 단순 분해만으로 발생한 진공 비추력은 202.8 s로 계산되었으며, RGA 추력기에서는 278.9 s의 진공 비추력이 도출되어 37.5%의 성능 향상을 보여주었다. 이는 아크 방전에 의한 가스 온도 상승이 성능 증가에 유의미한 영향을 미친다는 것을 시사한다.

3.3. N_2O RGA 추력기 제어 성능 분석

3.3.1. 추력 제어 전략

전기-화학 방식 RGA 추력기는 화학적 방식과 전기적 방식을 모두 제어할 수 있는 독특한 추력 제어 방식을 제공하며, 이를 기반으로 새로운 추력 운영 개념을 제시하고 운영 전략을 검증하였다. 일반적으로 우주선에서는 전력 예산과 추진제 질량 예산이 모두 제한적이다. 그림 6(b1)에서 볼 수 있듯이, 동일한 추력을 발생시키기 위해 설정된 입력 전류와 유량의 조합은 다양할 수 있으며, 이러한 제한된 예산에 따라 적절한 전력과 추진제 유량 조합을 선택하는 것이 중요하다. 그림 8(a)에서는 2.0 N의 목표 추력을 달성하기 위해 3.0 A, 4.5 A, 6.0 A의 입력 전류에서 적절한 유량을 선택하였다. 그 결과, Case 1, 2, 3에서 각각 2.067 N, 2.063 N, 2.094 N의 평균 추력이 발생하여 거의 동일한 추력 값이 확인되었다. 이를 통해, 전력 예산이 충분하고 추진제 질량 예산이 제한적인 경우 높은 전력과 낮은 유량의 조합을, 반대로 전력이 제한적이고 추진제 질량이 충분한 경우 낮은 전력과 높은 유량의 조합을 선택하는 운영 전략이 가능함을 알 수 있다.

또한, 미션 상황에 따라 높은 추력이 우선적으로 필요할 때가 있고, 효율적인 추진제 활용이 더 중요한 경우도 있다. 이와 같은 상황에서는 비추력 대 전력 비 (Specific impulse power ratio, SPR)와 추력 대 전력 비(Thrust power ratio, TPR)의 경향을 활용하여 최적의 미션 운영 전략을 수립할 수 있다. 여기서 SPR과 TPR은 각각 단위 전력당 발생 가능한 비추력과 추력을 의미한다. 그림 8(b1)과 (b2)는 유량에 따른 SPR과 TPR 경향을 보여주며, SPR은 유량이 적을수록 증가하고, TPR은 유량이 많을수록 증가하는 경향을 보인다. 이는 유량이 적을수록 단위 전력당 비추력이, 유량이 많을수록 단위 전력당 추력이 증가함을 의미한다. 주목할 점은, 가장 낮은 입력 전류 조건인 3.0 A에서 TPR과 SPR이 가장 높게 나타났다는 것이다. 이는 N_2O 분해에 필요한 최소 전력만 투입하더라도 분해 과정에서 방출되는 화학적 에너지를 활용하여 전력 대비 높은 추진 효율을 달성할 수 있음을 시사한다.

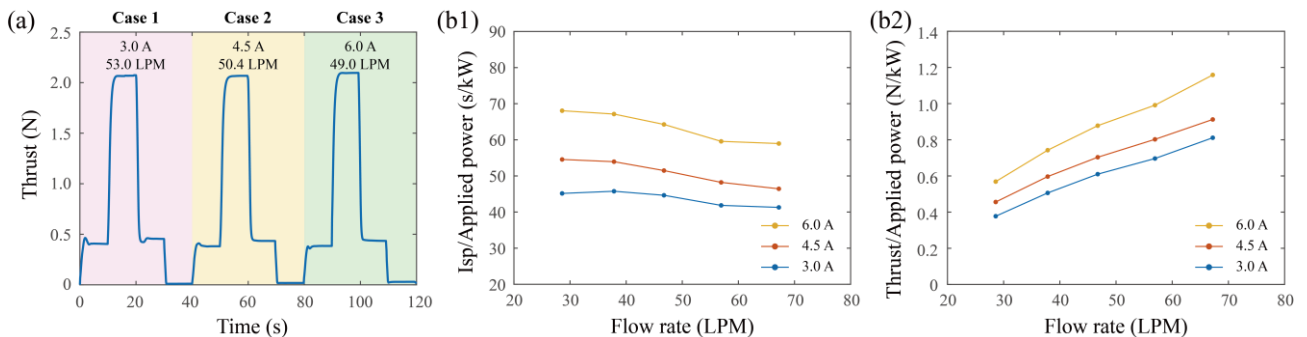


그림 8. (a) 서로 다른 유량과 인가 전류 조합으로 2.0 N의 목표 추력 발생. 유량에 따른 (b1) 비추력 대 전력비(SPR)와 (b2) 추력 대 전력비 (TPR) 경향성. 본 그래프에서 모든 데이터는 실제 유량으로 도시되었다.

3.3.2. 추력 제어

RGA 추력기를 효과적으로 활용하기 위한 추력 제어 방법에 대해 논의한다. 앞서 3.1과 3.2절에서 확인한 바와 같이, 추력은 입력 전력과 유량에 따라 변화할 수 있다. 그림 6(b1)의 데이터를 내삽하여, 목표 추력을 발생시키기 위한 적절한 입력 전력과 유량의 조합을 도출할 수 있다. 이를 바탕으로, 목표 추력 프로파일을 연속적으로 구현하는 추력 제어 시연을 수행하였으며, 임펄스 비트를 기반으로 한 이산적인 추력 제어 방식도 구현하였다.

그림 9(a)는 6.0 A, 4.5 A, 3.0 A의 설정된 입력 전류 조건에서 각각 적절한 유량을 선택하여 1.5 N, 1.0 N, 2.5 N의 추력이 순차적으로 변동되는 추력 제어 시연 결과를 보여준다. 그림 6(b1)의 데이터를 활용하여 각 추력에 맞는 설정 입력 전류와 유량의 조합을 도출하였다. 실험 절차는 10초간 냉가스 모드를 유지한 후, 각 추력 조건에서 10초씩 총 30초 동안 플라즈마 모드를 운영하는 방식으로 진행되었다. 이후 아크 방전을 종료하고 10초간 냉가스 모드를 유지한 뒤 실험을 마무리하였다. 총 5회의 실험 세트가 수행되었으며, 6.0 A 조건에서는 반복성 검증을 위해 T1부터 T3까지 3회의 실험이 수행되었고, T4는 4.5 A, T5는 3.0 A 조건에서 각각 진행되었다. 각 구간에서 측정된 플라즈마 모드의 정상 상태 추력 값은 표 4에 기록되었다. 그림 9(b)는 6.0 A 조건에서 각 구간별로 촬영된 플룸 사진을 보여준다.

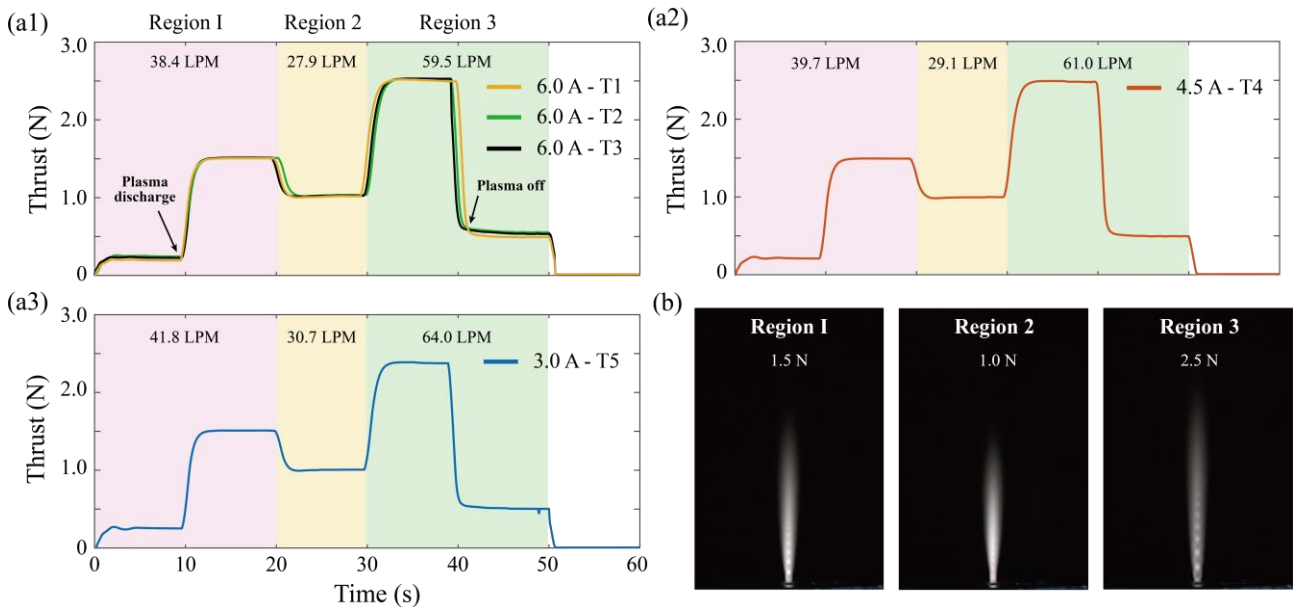


그림 9. (a1) 6.0 A, (a2) 4.5 A, (a3) 3.0 A의 설정 인가 전류 조건에서 연속 추력 제어 시연 결과. (b) 6.0 A 추력 제어 시연에서 각 Region 별 플룸 사진. 기재된 유량은 실제 값을 나타낸다.

표 4. 인가 전류 및 유량 조합에 따른 정상 상태 측정 추력

인가 전류	Region 1 (1.5 N)	Region 2 (1.0 N)	Region 3 (2.5 N)
6.0 A	1.505/1.513/ 1.511 N	1.014/1.025/ 1.029 N	2.510/2.529 /2.528 N
4.5 A	1.494 N	0.995 N	2.486 N
3.0 A	1.510 N	1.004 N	2.380 N

소형 추력기에서 임펄스 비트는 인공위성이나 우주비행체의 자세 제어에 있어 중요한 성능 변수로 간주된다. 플라즈마 방전에 의해 빠른 응답 특성을 갖춘 추력기는 매우 작은 임펄스 비트를 신뢰성 있게 생성할 수 있다. 이는 정확한 자세 제어뿐만 아니라, 추진제 사용의 효율성을 개선할 수 있음을

시사한다.

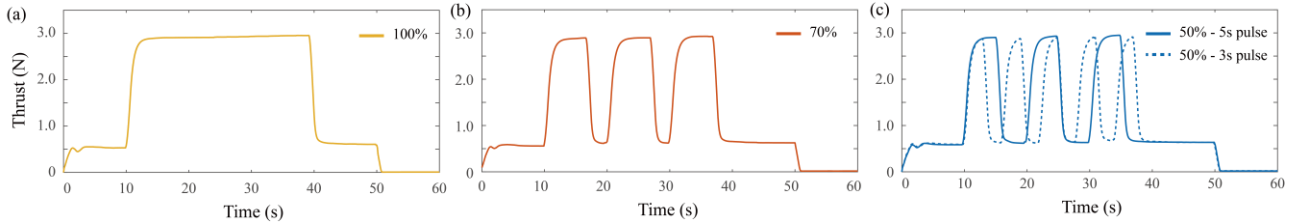


Fig 10. 펄스 폭 변조를 활용한 추력 제어 (a) 100% 듀티 사이클, (b) 70% 듀티 사이클, and (c) 50% 듀티 사이클

그림 10에서는 RGA 추력기를 70 LPM, 6.0 A 조건에서 펄스 폭 변조 (Pulse Width Modulation, PWM) 제어 방식을 모사하여 각각 100%, 70%, 50%의 듀티 사이클을 수동으로 구현한 실험 결과를 보여준다. 실험 절차는 10초간의 cold gas 모드 후, 30초 동안 PWM 듀티 사이클을 운영하는 방식으로 진행되었다. 그림 10(a)에서는 30초 동안 100% 듀티 사이클로 운영되었고, 그림 10(b)에서는 7초의 플라즈마 모드와 3초의 냉가스 모드를 반복하는 70% 듀티 사이클이 적용되었다. 마지막으로 그림 10(c)에서는 각각 5초의 플라즈마 모드와 3초의 냉가스 모드로 구성된 50% 듀티 사이클을 운영하였다. 이러한 조건에서 추력은 안정적으로 정상 상태 수준에 도달하였다. 이는 추력기의 빠른 응답 특성을 활용하여 PWM 방식으로 추력 제어가 가능함을 실험적으로 입증한 결과이다. 본 실험에서는 RGA 추력기의 엔지니어링 모델의 구조적 한계로 인해 최소 3초의 임펄스 길이에 대해 실험이 수행되었으므로, 최소 임펄스 비트 값은 제시되지 않았으나, 플라즈마 방전을 통한 빠른 응답 특성을 가진 추력기의 활용 가능성은 매우 높은 잠재력을 지니고 있다고 평가할 수 있다.

결론

본 연구에서는 N_2O 단일 추진제를 기반으로 한 새로운 개념의 전기-화학 추력기를 제안하고, 유량과 적용 전력의 매개변수 공간에서 추진 성능 및 추력 제어 특성을 체계적으로 분석한다. RGA 추력기는 별도의 촉매 없이도 N_2O 의 즉각적인 분해가 가능하며, 교류 전원을 사용하는 RGA는 6.77 bar의 높은 챔버 압력에서도 안정적인 아크 방전을 유지한다. 또한, 모든 매개변수 공간에서 100% 이상의 특성 속도 효율이 도출되었으며, 이는 RGA를 적용함으로써 화학적으로 분해된 N_2O 단일 추진제의 추진 성능을 능가할 수 있음을 확인한다. 특성 속도 효율이 최대가 되는 조건은 70 LPM, 6.0 A 조건으로, 이때의 효율은 136.5%에 달한다. 해당 조건에서 화학 평형을 가정하여 도출된 플라즈마로 가열된 가스 온도는 약 3410 K 수준으로 예측되며, 이때의 진공 비추력은 278.9 s로 계산되어 화학적으로 분해된 N_2O 단일 추진제 대비 37.5%의 성능 향상을 보여준다.

추력 제어에 관한 연구 결과, 동일한 추력을 발생시키기 위해 N_2O 유량과 적용 전력을 독립적으로 제어할 수 있음을 최초로 검증한다. 이는 본 연구에서 제시한 RGA 추력기가 전기적 및 화학적 방식으로 모두 제어 가능한 독특한 추력 조절 기능을 갖추고 있음을 입증하며, 우주선에서의 전력 및 추진제 질량 예산에 따른 최적의 추력 제어 전략을 제시한다. 이를 기반으로, 연속적으로 목표 추력 변동을 구현한 추력 제어 및 임펄스비트 기반의 이산적인 추력 제어를 성공적으로 검증한다. 이러한 결과는 인공위성이나 우주 비행체의 자세 제어를 위해 빠르고 정밀한 추력 제어 개념을 구현할 수 있음을 시사하며, 점차 높은 기동성과 추력 유연성을 요구하는 최신 우주 임무의 트렌드에 효과적으로 대응할 수 있음을 보여준다.

참고문헌

- [1] C. Daehnck, J. Gang, and I. Rozenkopf, "Space Launch: Are We Heading for Oversupply or a Shortfall?," McKinsey & Company, 2023.
- [2] S. Malisuwan and B. Kanchanarat, "Small Satellites for Low-Cost Space Access: Launch, Deployment, Integration, and In-Space Logistics," American Journal of Industrial and Business

- Management, vol. 12, no. 10, pp. 1480–1497, Oct. 2022.
- [3] J. Lee, et al., “Lab-on-PCB for space propulsion: Integrated membraneless micro-ignitor for MEMS solid propellant thruster,” *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 363, p. 114696, 2023.
 - [4] J. Lee, et al., “Design and fabrication of a scalable solid-propellant micro-thruster array using lab-on-PCB technology,” *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 363, p. 114738, 2023.
 - [5] A. Sarritzu and A. Pasini, “Performance comparison of green propulsion systems for future Orbital Transfer Vehicles,” *Acta Astronautica*, vol. 217, pp. 100–115, 2024.
 - [6] A. Cervone, et al., “LUMIO: A CubeSat for observing and characterizing micro-meteoroid impacts on the lunar far side,” *Acta Astronautica*, vol. 195, pp. 309–317, Jun. 2022.
 - [7] R. Walker, et al., “Deep-space CubeSats: thinking inside the box,” *Astronomy & Geophysics*, vol. 59, no. 5, pp. 5–24, Oct. 2018.
 - [8] J. Lee, et al., “Lab-on-PCB solid propellant microthruster with multi-mode thrust capabilities,” *Lab on a Chip*, 2024.
 - [9] H. N. Nguyen, et al., “The toxicity, pathophysiology, and treatment of acute hydrazine propellant exposure: A systematic review,” *Military Medicine*, vol. 186, pp. e319–e326, Feb. 2021.
 - [10] J. Lee, et al., “Conceptual demonstration of a Lego-like modular fabrication method for an engineering model of a small monopropellant PCB thrusters,” *Acta Astronautica*, vol. 219, pp. 506–516, 2024.
 - [11] J. Lee, et al., “Lab-on-PCB technology for liquid monopropellant microthrusters: Design, fabrication, and performance evaluation,” *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 372, p. 115347, 2024.
 - [12] H. Kang, et al., “A mixture of hydrogen peroxide and tetraglyme as a green energetic monopropellant,” *Combustion and Flame*, vol. 210, pp. 43–53, 2019.
 - [13] G. Cai, et al., “Design and performance characterization of a sub-Newton N₂O monopropellant thruster,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, no. 1, pp. 439–451, 2012.
 - [14] K. L. I., et al., “Design and experimental research of a sub-Newton N₂O monopropellant thruster with inner-heater,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 35, no. 5, pp. 309–318, 2022.
 - [15] L. Jing, et al., “Experimental and numerical studies of ammonium dinitramide based liquid propellant combustion in space thruster,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 161–170, 2017.
 - [16] L. Li, et al., “Effect of voltage and droplet size on electrical ignition characteristics of ADN-based liquid propellant droplet,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 93, p. 105314, 2019.
 - [17] W. S. Chai, et al., “A review on hydroxylammonium nitrate (HAN) decomposition techniques for propulsion application,” *Acta Astronautica*, vol. 196, pp. 194–214, 2022.
 - [18] T. Guo, et al., “Simulation study on optimization design of structural parameters of 150N-class hydroxylammonium nitrate (HAN)-based thruster,” *Acta Astronautica*, vol. 191, pp. 346–358, 2022.
 - [19] L. K. Werling, et al., “Experimental Performance Analysis (c* & c* Efficiency) of a Premixed Green Propellant consisting of N₂O and C₂H₄,” 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.
 - [20] A. Kakami, A. Kuranaga, and Y. Yano, “Premixing-type liquefied gas bipropellant thruster using nitrous oxide/dimethyl ether,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 94, p. 105351, 2019.
 - [21] J. P. Sahoo, D. N. Choudhary, and M. Praveen, “Experimental Evaluation and Design of Propulsion System For Cubesat: N₂O and C₂H₄ as Green Bipropellant,” *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*, pp. 126–140, 2022.
 - [22] G. P. Sutton and O. Biblarz, “Rocket propulsion elements,” John Wiley & Sons, 9th ed., 2016.
 - [23] F. J. Bosi, “Global model of microwave plasma assisted N₂O dissociation for monopropellant propulsion,” *Physics of Plasmas*, vol. 26, no. 3, 2019.

- [24] Y. Hou, et al., "Experimental study on microwave-assisted ignition and combustion characteristics of ADN-based liquid propellant," *ACS Omega*, vol. 6, no. 35, pp. 22937–22944, Aug. 2021.
- [25] Y. Hou, et al., "Experimental study on microwave ignition of ADN-based liquid propellant droplets doped with alumina nanoparticles," *Journal of Physics D: Applied Physics*, vol. 57, no. 14, p. 145505, Jan. 2024.
- [26] A. Wada and H. Habu, "Electric ignition characteristics of an ammonium–dinitramide–based ionic liquid monopropellant with discharge plasma," *AIAA SciTech 2020 Forum*, p. 1895, 2020.
- [27] Y. Tang, et al., "Ignition of an ionic liquid dual-mode monopropellant using a microwave plasma torch," *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 39, no. 4, pp. 5063–5071, 2023.
- [28] J. Thrasher, et al., "Pulsed Plasma Thruster Development Using a Novel HAN-Based Green Electric Monopropellant," *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, pp. 4846, Jul. 2016.
- [29] A. Wada, et al., "Effect of Geometric Swirl Number of Discharge Plasma Catalyzer on Green Monopropellant Reaction Characteristics," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, vol. 14, pp. 139–144, 2016.
- [30] A. Wada, H. Watanabe, and H. Takegahara, "Performance Evaluation of a Hydroxylammonium–Nitrate–Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4757, Jul. 2017.
- [31] A. Kakami, et al., "Design and experiments of a HAN-based monopropellant thruster using arc-discharge assisted combustion," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, vol. 10, pp. 13–17, 2012.
- [32] H. Kang, et al., "Conceptual demonstration of martian atmosphere-breathing electrical supersonic thruster with CO₂-based rotating gliding arc," *Acta Astronautica*, vol. 200, pp. 196–200, Nov. 2022.
- [33] Z. Zhao and J. Li, "Repetitively pulsed gas discharges: memory effect and discharge mode transition," *High Voltage*, vol. 5, no. 5, pp. 569–582, 2020.
- [34] S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," *NASA Reference Publication 1311*, 1994.