

금속 3D 프린팅된 티타늄 추력기의 초경량화를 위한 구조적 설계 및 검증 Structural design and evaluation for ultralightweight metal 3D printed Ti-6Al-4V thrusters

초록

본 연구에서는 레이저 분말 용융(Laser Powder Bed Fusion, PBF-LB/M) 공정으로 제조된 티타늄(Ti-6Al-4V) 박판 구조물을 대상으로, 시편 수준의 기계적 특성부터 시스템 수준의 추진 성능까지 크기 효과를 최초로 분석하여, 추진기 경량화를 위한 구조 설계와 검증을 수행하였다. 적층 제조된 벽 두께: 0.75, 0.50, 0.25 mm의 박판 구조물은 벽 두께가 감소함에도 불구하고, 공정 최적화를 통해 일정한 상대 밀도, 표면 거칠기, 미세조직을 유지하였으며, 그 결과 모든 시편에서 구조적으로 안정한 최대 인장 강도(~ 1152 MPa, 두께에 따른 편차: 16 MPa) 및 연신율($\sim 10\%$, 두께에 따른 편차: 1%)을 보여 조기 파손 없이 우수한 기계적 성능을 증명하였다. 이는 두께에 따른 물성 저하가 공정 최적화를 통해 상대 밀도(강도)와 표면 결함(연신율)을 제어함으로써 억제될 수 있음을 최초로 입증했을 뿐 아니라, 적층 제조된 티타늄(Ti-6Al-4V) 박판 추력기가 상업적 활용을 위한 ASTM B348 물성 기준을 충족함을 보여 실제 상용 및 사업적 적용 가능성을 확인하였다.

추진 시험에서는 벽 두께가 0.25, 0.50, 0.75 mm인 추력기를 적층 제조하고, 회전 아크 플라즈마(Rotating Gliding Arc, RGA)를 이용해 N_2O 단일 액체 추진제를 분해하는 추진 시스템에 적용하였다. 목표 추력 130 mN, 연소실 압력 3.0 bar에서 수행된 펄스 모드 및 장시간 작동 시험에서, 벽 두께와 관계없이 일정한 임펄스 효율(87.3%)과 특성 속도 효율(94.2%)이 나타나, 적층 제조된 추력기의 높은 재현성을 입증하였다. 특히, 두께 0.25 mm의 추력기는 두께 0.75 mm의 추력기와 동등한 추력 성능을 유지하면서 구조물 질량을 크게 감소시켜, 최대 16%의 높은 추력-중량비(Thrust-to-Weight Ratio, TWR)를 달성하였다. 이는 일반적인 근 뉴턴급 상용 추력기 대비 약 5.4배 높은 값으로, 누적 작동 시간 210 초 동안 구조적, 기능적 열화 없이 안정적인 추력 확보가 가능함을 보여준다.

본 연구는 기존의 시편 수준의 기계적 물성 평가를 넘어 추력기 시스템에서의 크기 효과를 정량적으로 분석하였으며, 향후 정밀 우주 응용 분야에 적용가능한 고효율 액추에이터의 구조 최적화를 위한 기초 자료를 제공한다.

Key Words : Thruster, Size effect, Mechanical properties, Propulsion performance, Laser powder bed fusion

서론

New Space 시대의 도래는 정밀 임무 수행 및 위성 군집 운용을 위한 다양한 우주 시스템의 급속한 발전을 견인하고 있다^[1-3]. 이러한 임무를 지원하기 위해서는 우주 공간에서의 정밀한 위치 및 자세 제어가 가능한 액추에이터 개발 중요성이 점점 커지고 있다^[4]. 다양한 추진 방식 중, 화학적 반응 에너지를 통해 반응 생성물을 초음속으로 분사함으로써 추력을 발생시키는 화학추진 시스템은 높은 추력-중량비(Thrust to Weight Ratio, TWR)와 신뢰성 덕분에 항공우주 분야에서 우위를 점하고 있다^[5-7]. 특히, 단일 액체 산화제를 분해하여 작동하는 액체 단일추진제 추력기(liquid monopropellant thruster)는 구조적 단순성, 높은 신뢰성, 서브뉴턴급 추력 생성 능력 등의 다양한 장점을 가져 최근 소형 우주 플랫폼에서 요구되는 정밀 자세 제어 및 소형 추진체 대응에 적합하다^[8-10].

액체 단일추진제 추력기에 관한 기존 연구는 수십 년간 추진제 선택, 촉매 제조, 점화 안정성 향상 등에 초점을 맞추어 왔다^[11, 12]. 그러나 높은 TWR을 달성하기 위한 경량화 설계 수요가 증가함에 따라, 추력기의 구조 설계 및 제조 기술이 고효율 소형 추진 시스템 구현을 위한 핵심 요소로 부상하고 있다^[4]. 이러한 측면에서 적층 제조(additive manufacturing, AM)는 기존의 기계 가공으로는 구현하기

어려운 복잡 형상, 내부 기능 통합, 경량 구조 구현이 가능하다는 점에서 유망한 제조 기술로 주목받고 있다. 다양한 AM 방식 중에서도, 선택적 레이저 용융(Selective Laser Melting, SLM)으로도 알려진 레이저 분말 용융(Laser Powder Bed Fusion, PBF-LB/M)은 미세 형상을 갖는 고성능 금속 구조체 제조에 적합하여 각광받고 있다. 특히, PBF-LB/M을 이용하면 수백 마이크로미터 이하의 두께를 갖는 격자 구조, 다공성 구조, 박판 구조체 등이 제작 가능하며, 이 중 박판 구조는 높은 강도 대비 낮은 중량비를 유지하면서도 구성 요소의 무게를 효과적으로 감소시킬 수 있어 추진 응용에서 점차 큰 관심을 받고 있다^[13-16].

하지만 이러한 박판 구조에 대한 수요 증가에 따라 두 가지의 주요 과제가 대두된다: 제조 가능성 및 기계적 성능이다. 예를 들어, 얇은 벽 구조체는 열 확산 제어의 어려움과 낮은 강성으로 인한 열 변형의 취약성으로 인해 기하학적 정밀도 및 일관성 확보가 어렵고, 이는 기계적 특성 저하로 이어질 수 있다^[17, 18]. 특히, 대부분의 박판 구조체는 후처리 없이 사용되기 때문에 두께 감소에 따른 기계적 특성 저하는 더욱 두드러지며, 이는 표면 거칠기 및 노치와 같은 결함의 영향이 주요 원인으로 지목된다^[19-25]. 벽 두께가 감소함에 따라 최대 인장 강도(Ultimate Tensile Strength, UTS) 및 연신율(Elongation)의 현저한 저하가 관찰되었으며, 이는 얇은 시편에서 표면 결함의 상대적 영향이 증가하고 유효 하중 지지 면적이 감소하며 응력 집중이 유발되기 때문이다^[20, 21]. 또한, 기공 결함(예: 기체 기공, 융합 부족 결함)은 두께가 얇아질수록 체적 대비 결함 비율이 증가하여, 벌크 구조체에 비해 박판 구조체의 기계적 거동에 더욱 큰 영향을 미친다^[22, 23]. 그러나 일부 연구에서는 두께가 얇아질수록 연신율이 증가한다는 상반된 결과도 보고하였는데, 이는 두꺼운 시편에서 등축 결정립이 형성되는 것과 달리, 얇은 시편에서는 열 구배에 따라 정렬된 주상형 β -입자가 형성되기 때문으로 해석된다^[26]. 이처럼 크기 효과에 대한 기존 연구는 일관되지 않으며, 명확한 규명이 필요한 상황이다.

이러한 모순은 두 가지 핵심 원인에서 기인한다. 첫째, 두께 감소는 공정 조건이 최적화되지 않은 경우 밀도 저하를 수반하기 때문에, 두께 효과를 독립적으로 분리하기 어렵다. 둘째, 얇은 시편에서 더 뚜렷이 나타나는 표면 결함은 벽 두께에 관계없이 일정한 표면 거칠기를 보이지 않는 한 배제하기 어렵기 때문에, 관찰된 물성 열화가 진정한 두께 효과인지 명확하게 판단하기 어렵다. 따라서 크기 효과가 기계적 물성에 중요한 영향을 미칠 수 있음에도 불구하고, 기존 연구는 대부분 샘플 수준의 분석에 국한되어 있으며, 실제 시스템에서 기능성 부품으로 통합된 경우에 대한 시스템 수준의 크기 효과 평가는 전무한 상황이다. 이와 같은 이유로, PBF-LB/M 공정을 활용한 경량 부품 설계에서는 단순한 시편 수준의 물성 확인을 넘어서, 시스템 차원에서의 성능 검증이 반드시 병행되어야 한다. 따라서 두께에 따른 기계적 거동을 체계적으로 이해하고 최적화하는 것은 고성능 경량 추력기 개발을 위한 필수적인 요소이다.

본 연구는 0.25–0.75 mm 범위의 마이크로스케일 박판 두께에서 발생하는 크기 효과를, 시편 수준의 인장 특성부터 실제 추력기 시스템의 추진 성능까지 확장하여 분석하였다. 이때 상대 밀도와 표면 거칠기를 일정하게 유지함으로써 두께 외의 변수는 통제하였다.

본 연구의 목적은, PBF-LB/M 공정으로 제조된 박판 구조를 포함하는 구조적으로 경량화된 추력기를 개발하고, 기존 인장 시험 기반 시편 수준 분석을 넘어 시스템 수준에서의 크기 효과를 최초로 규명하는 것이다. 이를 위해, 두께가 0.25, 0.50, 0.75 mm인 Ti-6Al-4V 박판 분해 챔버를 적층 제조하고, 실온 및 고온 인장 시험을 통해 실제 추진 조건을 모사한 상황에서의 구조적 건전성을 평가하였다. 시스템 수준의 추진 시험에서는 N_2O 를 단일추진제로 사용하고, 촉매 없이 빠른 분해가 가능한 회전 아크 플라즈마(RGA) 기반 추력기 시스템을 구현하였다. 동일 조건 하에서 추진 실험을 진행하여, 벽 두께가 추진 성능에 미치는 영향을 정량적으로 분석하였다. 이처럼, 본 연구는 PBF-LB/M으로 제작된 재료의 크기 효과 분석을 시편 수준에서 시스템 수준으로 확장함으로써, 박판 구조 추력기의 설계 방법 및 미래 우주 추진 시스템 구현을 위한 참조 자료를 제시하고자 한다.

2. 재료 및 방법

2.1. 추력기 3D 프린팅

벽 두께 0.25, 0.50, 0.75 mm인 박판 추력기와 동일한 두께를 갖는 중공 큐브 시편을, 자체 개발한 PBF-LB/M 시스템을 이용하여 제작하였다. 이 시스템은 파장 1070 nm, 최대 출력 200 W의 파이버 레이저(IPG, YLR-200-AC)와 파장 1064 nm, 레이저 스팟 사이즈 40 μm 의 스캐너(SCANLAB, intelliSCAN14)를 장착하고 있다. 공급 분말은 가스 분무 방식으로 제조된 Ti-6Al-4V ELI 분말(AP&C, GE Additive)로, 입자 크기 분포는 10–53 μm 이다.

분말 층 두께는 평균 입자 크기($d_{50} = 20\ \mu\text{m}$)에 맞춰 20 μm 로 설정하여 적층으로 인한 표면 품질 저하를 최소화시켰다. 또한, 기판(Substrate) 주변의 잔류 응력을 완화하기 위해, Ti-6Al-4V 기판($\varnothing\ 120\ \text{mm}$)은 공정 전 80 $^{\circ}\text{C}$ 로 예열하였다. 공정은 순도 99.999%의 아르곤 분위기에서 수행되었으며, 산소 농도는 산소 및 압력 센서를 갖춘 실시간 모니터링 시스템을 통해 300 ppm 이하로 철저히 제어하였다.

균일한 미세조직 확보를 위해, 레이저는 67 $^{\circ}$ 회전 간격의 양방향 스캔이 사용되었으며, 스캔 속도(v)와 레이어 두께(h)는 각각 1000 mm/s, 20 μm 로 고정되었다. 이는 선행 단일 트랙 실험 결과를 기반으로, 전 레이저 출력(P) 영역에서 볼링(balling) 없이 안정적인 용융풀 형성이 가능하도록 설정하였다^[29]. 세 가지 레이저 출력(P)과 레이저 조사 간격(h) 조합은 각각 30%, 40%, 50% 중첩률 기준으로 설정되었으며, 이로 인한 에너지 밀도($E = P/vh$)는 50–100 J/mm³ 범위로 조정되었다 (표 1).

표 1. Ti-6Al-4V 박판 구조체 제작을 위한 공정 매개변수

에너지 밀도(J/mm ³)	레이저 출력(W)	스캔 속도 (mm/s)	레이저 조사 간격(μm)	분말 층 두께 (μm)
50	70	1000	70	20
67	80	1000	60	20
100	160	1000	80	20

2.2. 특성 분석

추력기의 주요 특성인 상대 밀도, 표면 거칠기, 미세조직, 인장 특성 등을 평가하기 위해, 추력기와 동일한 벽 두께(0.25, 0.50, 0.75 mm)를 갖는 중공 큐브 시편들을 별도로 제작하였다. 상대 밀도는 ASTM B962-08 기준에 따라 아르키메데스 밀도 측정기(AND, GX-324A, 분해능 0.1 mg)를 사용하여 측정하였다. 상부 표면은 광학 현미경(Olympus)을 이용해 분석하였으며, 전반적인 형상 분석과 측면 표면 거칠기 측정을 위해 3D 광학 프로파일로 미터(Keyence, VR-6200)를 활용하였다. 측정 신뢰성을 확보하기 위해, 상대 밀도와 표면 거칠기 측정은 시편당 5회 반복하였다. 결정상 확인을 위해 고해상도 X선 회절 분석(XRD, Rigaku SmartLab, 9 kW)을 수행하였고, 미세조직 분석을 위해 전자 후방 산란 회절(EBSD) 분석을 수행하였다. EBSD는 전계방출 주사전자현미경(FE-SEM, Hitachi SU8700)과 Velocity Ultra EBSD 검출기(EDAX)를 이용해 촬영하였으며, 분석 전 시편은 0.02 μm 크기의 콜로이드 실리카 서스펜션으로 연마 후 진동 연마(vibratory polishing)하여 고품질 표면을 확보하였다. 획득한 EBSD 데이터는 상용 소프트웨어(TSL-OIM version 7)를 통해 결정립 크기, 방향성, 결정 구조를 정량적으로 분석하였다.

인장 시험 시편은 중공 큐브로부터 게이지 길이 5 mm, 폭 2.5 mm의 도그본 형상으로 와이어 방전 가공(SODICK, AL600G)을 통해 제작하였으며^[30, 31], 별도의 표면 후처리 없이 제작 상태(as-built)로 시험하였다. 실온 인장 시험은 범용 시험기(Instron 5582)를 이용해 10⁻³ s⁻¹ 변형률로 수행하였으며, 정밀한 변형 추적을 위해 디지털 영상 상관기법(DIC; ARAMIS 12M, GOM Co.)을 사용하였다. 고온 시험은 단일추진제 분해 온도에 근접한 600 $^{\circ}\text{C}$ 에서 수행되었으며, 적외선 할로겐 퍼니스(DF-60HG, DaeHeung)가 장착된 Instron 8862 장비를 사용하였다. 시편은 시험 전 목표 온도에서 5분간 유지하여 열평형을 달성한 후 하중을 가하였다. 파단 후 연신율은 광학 현미경을 이용해 측정하였다.

2.3. 추진 성능 평가를 위한 실험 장치

그림 1은 N₂O RGA 추력기의 추진 성능을 체계적으로 평가하기 위한 실험 장치를 나타낸다. N₂O는 초기 압력 10 bar로 조절된 뒤, 질량 유량 제어기(MFC, SLA5800, Brooks Instrument)를 통해 추력기에 공급되었다. 가스 유량은 20 °C, 1 atm 조건에서 NLPM(Normal Liter Per Minute) 단위로 제어되었으며, DryCal 1020 교정 장비(MesaLabs)를 사용하여 측정 정확도를 확보하였다. 추력기의 작동에는 고전압 인버터(T&JT)가 사용되었으며, 최대 7 kV 피크 투 피크, 30 ± 3 kHz 주파수를 발생시켰다. 출력 전압 및 전류는 추력기의 부하 특성에 따라 수동적으로 결정되었으며, 고전압 선은 하단 전극에, 접지선은 챔버에 연결되었고, 세라믹 절연체로 전기적 절연이 유지되었다. 작동 중 수집된 전기적 신호는 고전압 프로브(Tektronix P6015A), 전류 프로브(Tektronix TCP0150), 오실로스코프(Tektronix MSO44 4-BW-200)를 통해 측정되었다. 추력기의 표면 온도는 적외선 카메라(FLIR A65, 30 Hz)로 측정되었다.

추진 성능 평가는 추력과 연소실 압력을 기반으로 이루어졌으며, 각각 독립된 시험 장치를 통해 측정되었다. 연소실 압력은 압력 센서(PSCD0010BCPG, Sensor System Technology Co.)를 통해 측정하였고, DAQ 시스템(GRAPHTEC GL-840)을 통해 10 Hz로 기록하였다. 추력은 로드셀(CUX-6200HX, CAS)과 추력기 고정 지그를 통해 측정되었으며, 측정 데이터는 10 Hz로 수집되고 NT-Works 소프트웨어로 해석되었다.

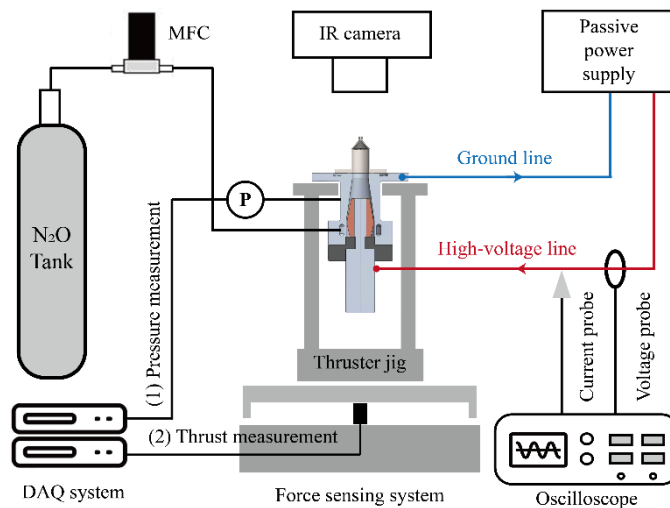


그림 1. N₂O RGA 추력기 추진 성능 평가용 실험 장치

2.4. N₂O RGA 추력기 구조 설계

추진 응용을 위한 PBF-LB/M 공정의 크기 효과를 정량적으로 평가하기 위해, 목표 연소실 압력 3.0 bar, 목표 추력 130 mN의 N₂O RGA 마이크로추력기를 설계하였다. 기존 N₂O 추력기와 달리, 본 설계는 촉매층이나 추진제 예열 없이 아크 방전을 이용해 즉시 작동이 가능하도록 설계되었다. 고온·고압 조건에서 아크 방전의 안정성을 확보하는 것이 핵심 기술이며, 본 추력기는 아크 방전 개시 및 안정화를 위한 방전부와, N₂O 분해 및 추력 생성을 위한 분해 챔버로 구성된다(그림 2(a-c)).

이론적 추진 성능은 Chemical Equilibrium with Applications (CEA) 프로그램을 활용해, 연소실 압력과 대기압 조건(1 atm)에서 평가하였다. 이때, 이론적 특이 임펄스는 104.1 s로 계산되었고, 질량 및 체적 유량은 식(1)을 통해 각각 0.127 g/min, 4.27 NLPM으로 도출되었다. 입력 전력은 121.97 W로 측정되었고, 분해 효율은 선행 연구를 바탕으로 80%로 설정하였다. 이를 바탕으로 공학적 특성 속도는 881.7 m/s로 계산되었다.

식 (1): $F = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g_0$ (여기서, F : 추력(N), \dot{m} : 질량 유량(g/s), I_{sp} : 특이 임펄스(s), g_0 : 표준 중력

가속도(9.81 m/s^2)

방전부에서는 고전압 전극과 접지 사이 0.7 mm 간격에서 아크 컬럼이 형성되며, 전극 끝단과 수렴부 사이에 아크가 고정되도록 직경 10 mm 의 수렴 구조를 도입하였고, 아크 길이를 연장하여 열 전달 효율을 극대화하였다. 또한, 방전부 하단에는 두 개의 직경 1 mm 구멍이 중심에서 7 mm 떨어진 위치에 배치된 스왈러(swirl inducer)를 설계하여, 기체 상태의 N_2O 에 회전을 유도하였다(그림 2(d1)). 이러한 스왈 흐름은 고정된 아크 컬럼의 안정성을 향상시키며, 아크에서 생성된 고에너지 종이 주변 가스로 확산되도록 도와 플라즈마 제트 형성을 유도하고, 이는 방전부 말단에 N_2O 분해를 유도한다(그림 2(d2)).

분해 챔버는 추진제 분해를 위한 반응 영역과 추력 생성을 위한 초음속 노즐로 구성된다. 벽 두께가 $0.25, 0.50, 0.75 \text{ mm}$ 인 박판형 챔버를 제작하여 구조적 크기에 따른 기계적 안정성과, 질량 감소 및 냉각 성능 개선 효과를 분석하였다. 챔버의 직경 대 길이 비(L/D)는 충분한 분해 반응을 확보하기 위해 1.4 로 설정하였고, 직경 10 mm , 길이 14 mm 로 설계되어 방전부와 일치하도록 하였다. 그림 2(b)는 각각의 벽 두께에 대해 제작된 분해 챔버의 3D 프로파일 측정 결과를 보여주며, 기하학적으로 일관된 형상과 두께($0.25, 0.50, 0.75 \text{ mm}$)를 확인할 수 있다.

목표 연소실 압력을 달성하기 위해, 노즐 목부 직경을 $680 \mu\text{m}$ 으로 설정하였다. 실제로 측정된 노즐 목부 직경은 각각 $681, 683, 680 \mu\text{m}$ 으로, 높은 제작 정밀도를 보여준다(그림 2(c)). 목표 작동 조건 하에서 계산된 노즐 출구 마하수는 1.377 이며, 이때의 최적 팽창비는 1.11 로 도출된다. 이에 따른 이상적인 출구 직경은 $713.2 \mu\text{m}$ 이나, 얇은 벽을 갖는 분해 챔버에서 고팽창비 조건에서의 PBF-LB/M 공정의 확장 가능성을 검증하기 위해, 실제 설계는 1.0 mm 로 상향 조정하였다. 벽 두께가 $0.25, 0.50, 0.75 \text{ mm}$ 인 분해 챔버의 무게는 각각 $6.90 \text{ g}, 7.09 \text{ g}, 7.69 \text{ g}$ 으로 측정되었다.

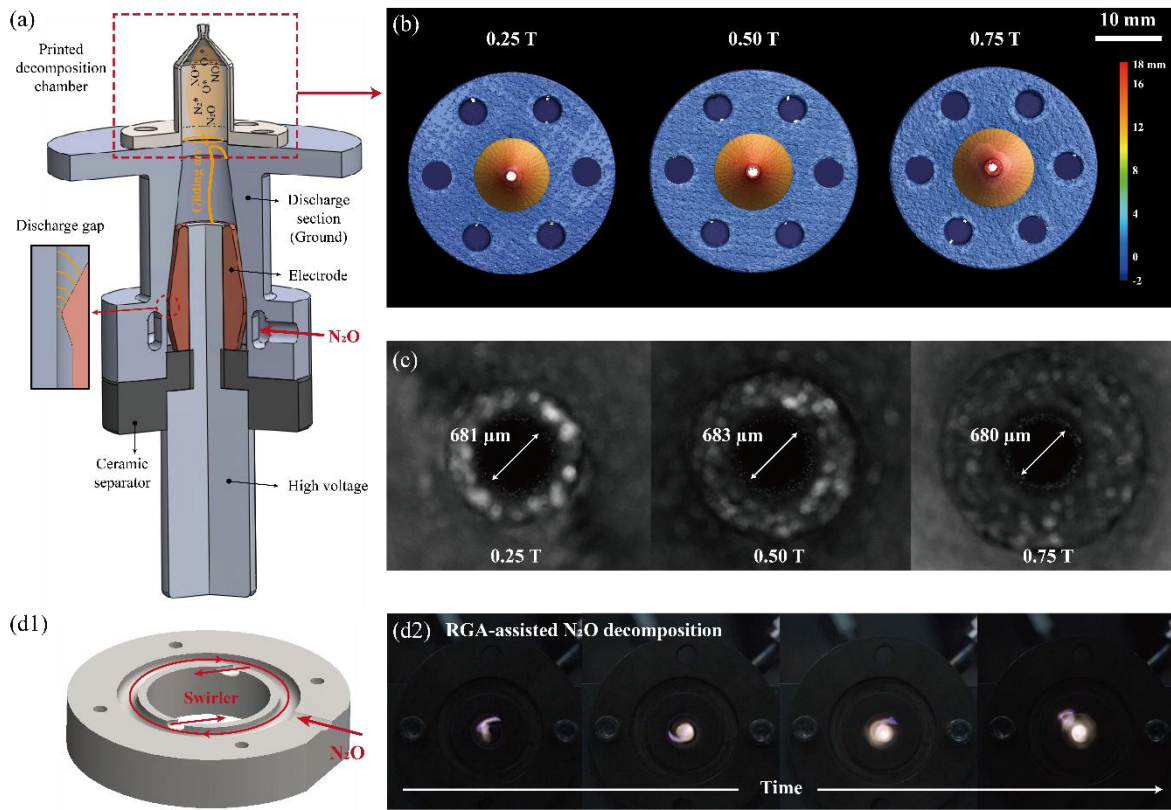


그림 2. (a) N_2O RGA 추력기 개략도, (b) 벽 두께별 제작된 추력기의 3D 스캔 이미지, (c) 제작된 추력기의 노즐 목부 직경 측정 결과, (d1) 회전 흐름을 유도하는 스왐러 구조, (d2) 스왐 흐름에 의해 유도되는 글라이딩 아크 기반 N_2O 분해 현상

3. 결과 및 고찰

3.1. 두께에 따라 변화하는 박판 구조 물성 최적화

경량화, 내구성, 고성능을 동시에 만족하는 추력기를 구현하기 위해, 박판 구조체의 두께 의존적 기계적 거동을 분석하고, 에너지 밀도(E)를 기준으로 최적화하였다. 실제 추력기의 벽 높이(12 mm)가 짧고 곡면 구조를 갖기 때문에 직접 인장 시편을 절취할 수 없어, 동일한 벽 두께(0.25, 0.50, 0.75 mm)를 갖는 중공 큐브 시편을 제작하여 인장 시험에 활용하였다.

그림 3a는 서로 다른 E 값과 벽 두께에 따른 응력-변형률 곡선을 보여준다. 전반적으로, 낮은 E 값과 얇은 벽 두께일수록 강도 및 연신율이 감소하는 경향을 나타냈다. 구체적으로, 벽 두께 0.75 mm에서 0.25 mm로 감소함에 따라, $E = 50, 67, 100 \text{ J/mm}^3$ 조건에서의 최대 인장 강도(UTS)는 각각 986–879 MPa, 1162–1147 MPa, 1179–1117 MPa로 감소하였다(그림 3b). 특히 $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 에서는 UTS가 12.2% 감소하여 강한 크기 효과를 보였으나, $E = 67$ 및 100 J/mm^3 에서는 각각 1.3%, 5.6%로 미미한 감소에 그쳤다. $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 조건에서 나타난 뚜렷한 크기 효과는, 동일한 E 값에서도 두께가 줄어들수록 상대 밀도가 저하되기 때문으로 분석된다. 이는 그림 4a에 제시된 상대 밀도 결과를 통해 확인된다.

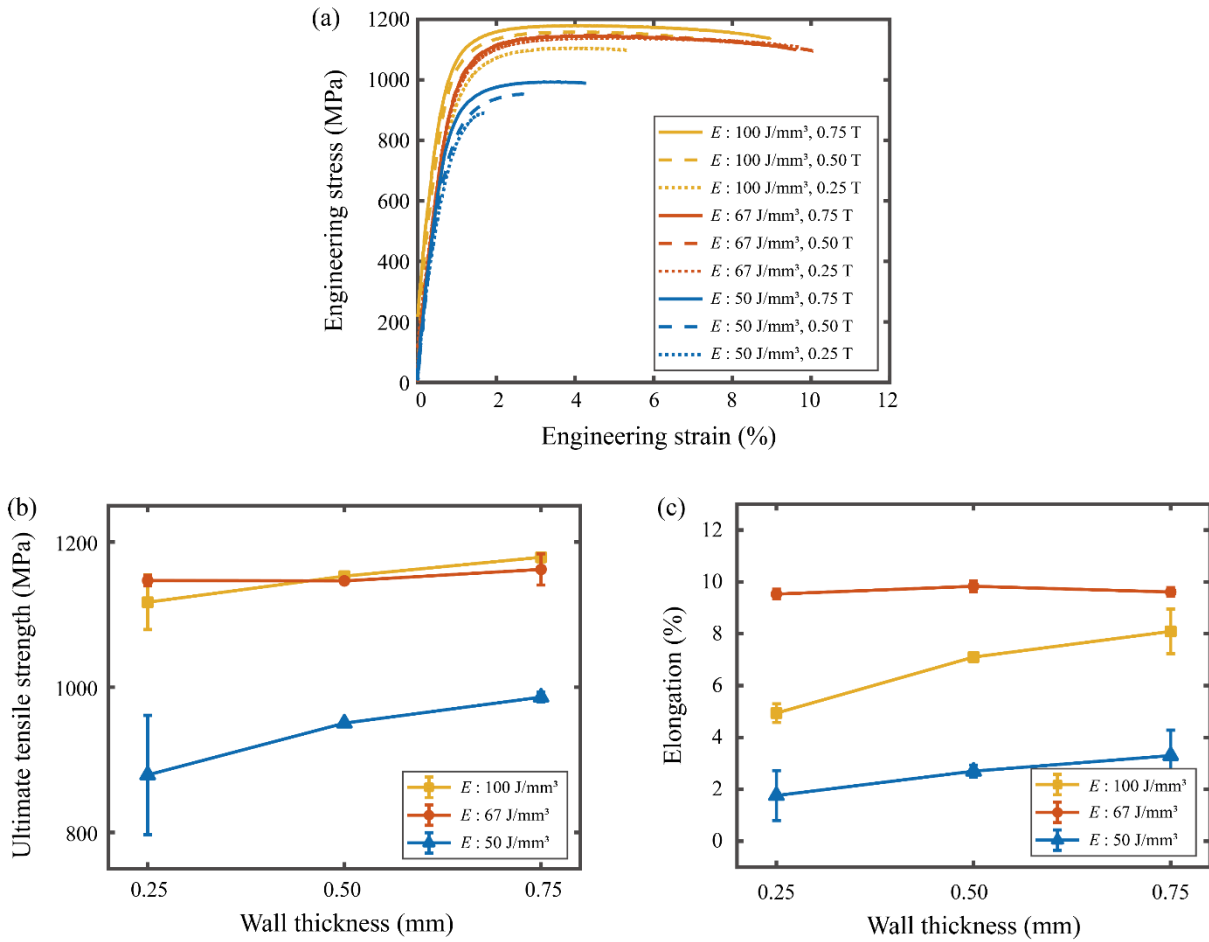


그림 3. (a) 에너지 밀도 및 벽 두께에 따른 응력-변형률 곡선, (b) 최대 인장 강도, (c) 연신율과 벽두께의 관계

$E = 67$ 및 100 J/mm^3 조건에서는, 벽 두께가 0.75 mm 에서 0.25 mm 로 감소하더라도 상대 밀도는 각각 $99.9\text{--}99.8\%$, $99.7\text{--}99.6\%$ 수준으로 거의 일정하게 유지되어, 두께에 따른 영향이 거의 없었다. 반면, $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 조건에서는 상대 밀도가 98.6% 에서 95.5% 로 크게 감소하여 강한 크기 효과가 나타났다. 이러한 결과는 기존에 보고된 사이즈 효과 메커니즘^[21-23, 32]과 일치하며, 벽 두께가 얇아지면 표면 대 부피 비(surface-to-volume ratio)가 증가하고, 이로 인해 열이 빠르게 소산되어 냉각 속도가 증가하고 레이저-분말 상호작용 시간이 짧아져 융합 부족(lack-of-fusion) 결함이 증가하게 된다.

그림 4c는 E 값에 따른 0.5 mm 두께 중공 큐브 시편의 내부 단면을 보여준다. $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 에서는 융합 부족으로 인해 상대 밀도가 96.3% 까지 저하되었지만, $E = 67$ 및 100 J/mm^3 에서는 상대 밀도가 거의 일정하게 유지되었고 벽 두께 변화에 따른 최대 오차도 0.2% 이내였다. 특히, $E = 100 \text{ J/mm}^3$ 조건에서는 키홀(keyhole) 불안정성으로 인해 미세한 기공이 생성되었지만, 이로 인한 밀도 저하는 $E = 67 \text{ J/mm}^3$ 과 비교해 미미하였고, 융합 부족 결함이 존재하지 않는 이상 두께 감소에 따른 밀도 저하는 발생하지 않았다.

즉, 레이저 에너지가 부족하여 융합 부족이 발생하는 $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 조건을 제외하면, $E = 67$ 및 100 J/mm^3 에서는 두께 감소($0.75 \text{ mm} \rightarrow 0.25 \text{ mm}$)에도 불구하고 UTS 변화($1162 \rightarrow 1147 \text{ MPa}$ 및 $1179 \rightarrow 1117 \text{ MPa}$)와 상대 밀도 변화($99.9 \rightarrow 99.8\%$ 및 $99.7 \rightarrow 99.6\%$)가 매우 작아, 사이즈 효과가 거의 없거나 미미한 수준임을 확인할 수 있다.

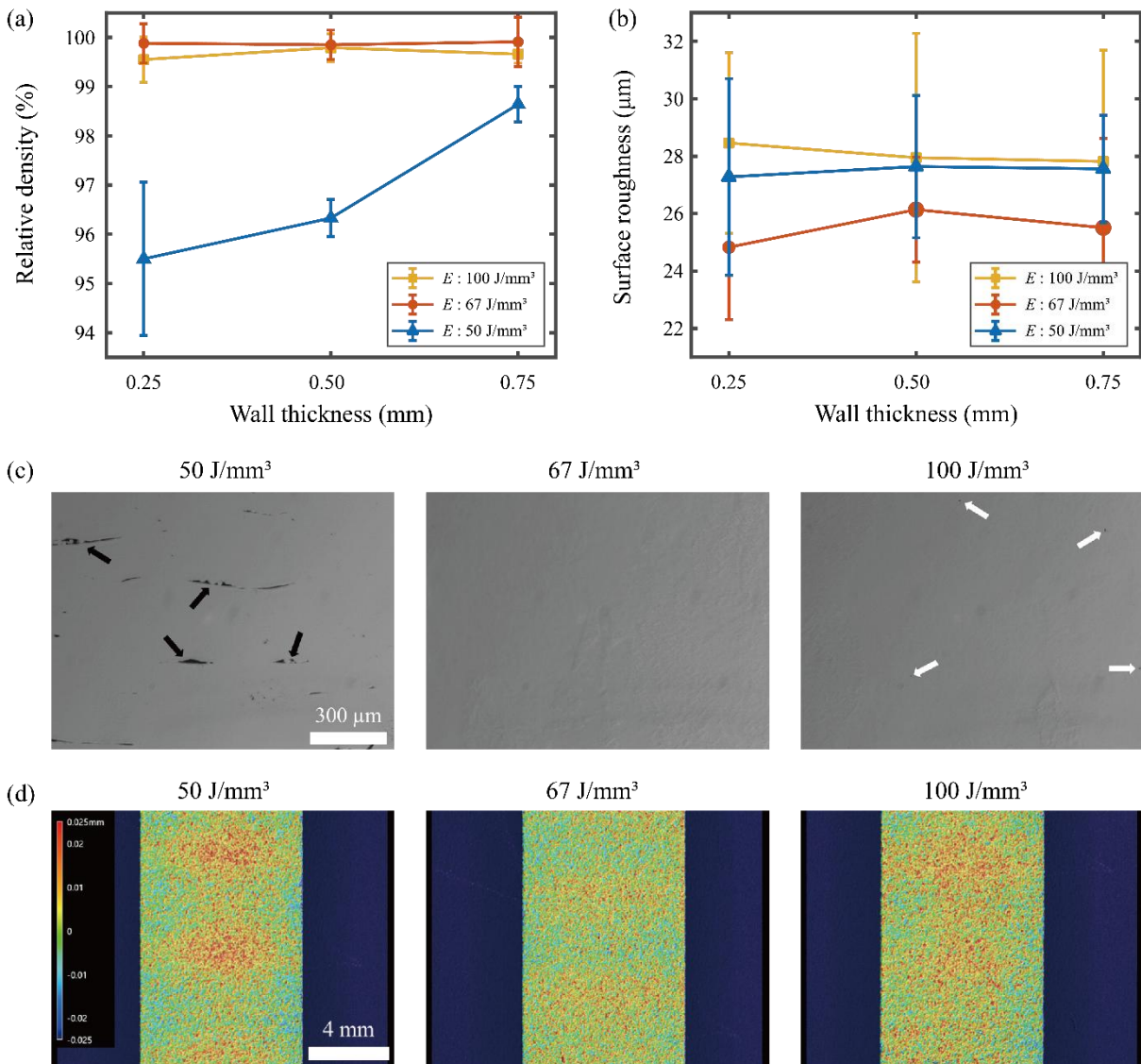


그림 4. (a) 벽 두께에 따른 상대 밀도, (b) 벽 두께에 따른 측면 표면 거칠기(R_a), (c) 에너지 밀도별 박판 중공 큐브의 내부 단면 이미지, (d) 동일 조건하에서 측면 3D 스캔 이미지

반면, 연신율은 강도보다 훨씬 더 큰 사이즈 효과를 보였다. 예를 들어, 두께가 0.75 mm 에서 0.25 mm 로 감소할 때, 연신율은 다음과 같이 감소하였다:

- $E = 50 \text{ J/mm}^3$: $3.30\% \rightarrow 1.76\%$ (87.5% 감소)

- $E = 67 \text{ J/mm}^3$: 9.61% → 9.53% (0.8% 감소)
- $E = 100 \text{ J/mm}^3$: 8.09% → 4.94% (63.8% 감소)

즉, $E = 67 \text{ J/mm}^3$ 를 제외한 모든 조건에서 두께 감소에 따른 연신율 저하가 두드러졌다. 특히 $E = 100 \text{ J/mm}^3$ 에서는 상대 밀도(~99.7%)와 강도(~1149.7 MPa)의 차이가 거의 없었음에도 불구하고, 연신율은 두께 감소에 따라 크게 저하되었다. 이는 연신율 저하가 밀도만으로 설명되지 않으며, 표면 결함이나 거칠기 등의 영향이 더욱 중요함을 시사한다. 그림 4b 는 E 값 및 두께에 따른 측면 표면 거칠기(R_a)를 보여준다. 평균 거칠기 및 벽 두께에 따른 최대 편차는 다음과 같다:

- $E = 50 \text{ J/mm}^3$: 평균 $27.5 \mu\text{m}$ (편차 $0.4 \mu\text{m}$)
- $E = 67 \text{ J/mm}^3$: 평균 $25.5 \mu\text{m}$ (편차 $1.3 \mu\text{m}$)
- $E = 100 \text{ J/mm}^3$: 평균 $28.1 \mu\text{m}$ (편차 $0.6 \mu\text{m}$)

$E = 50 \text{ J/mm}^3$ (융합 부족) 및 $E = 100 \text{ J/mm}^3$ (키홀 용융) 조건은 $E = 67 \text{ J/mm}^3$ (전도 용융)에 비해 평균 거칠기가 약간 높았지만, 전체적으로 봤을 때 두께 변화에 따른 거칠기 편차는 작아, 명확한 크기 효과는 나타나지 않았다. 그러나 평균 거칠기는 유사할지라도, 표면 형상(topography) 및 내부 결함은 E 값 및 벽 두께에 따라 현저히 달랐다. 그림 5 는 박막 중공 큐브의 측면 단면 이미지를 보여준다. $E = 50 \text{ J/mm}^3$ 에서는 인접 분말 층 및 스캔 트랙 간 융합 부족으로 인해 내부 균열이 표면까지 확장된 노치형 결함이 뚜렷하게 관찰되었다. 반면, 두께가 증가할수록 용융 깊이가 증가하면서 이러한 결함이 줄어들었고, 밀도, 강도, 연신율도 향상되었다(그림 3, 4 참조).

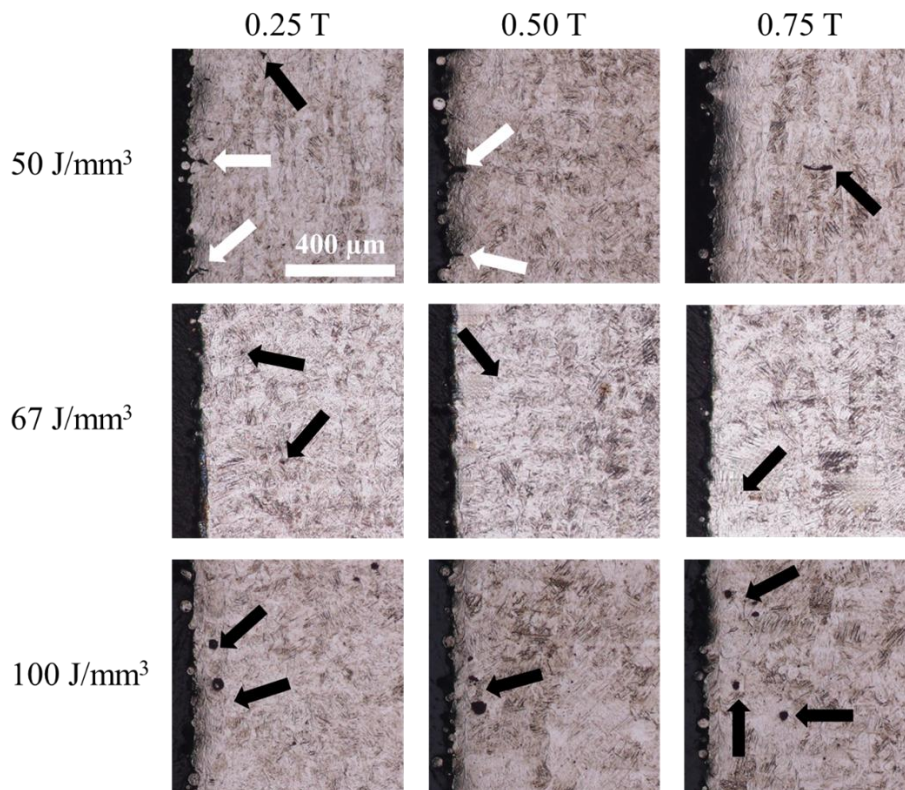


그림 5. 다양한 에너지 밀도 및 벽 두께 조건에서 제작된 박판 중공 큐브의 측면 단면 이미지. 흰색 화살표: 외부 결함, 검은색 화살표: 내부 결함

$E = 67 \text{ J/mm}^3$ 에서는 측면 형상이 가장 매끄러웠으며, 수 마이크로미터 크기의 미세 기공만 일부 관찰되었다. 이는 기체 포획 또는 분말 기화에 의한 것으로 추정된다. 반면, $E = 100 \text{ J/mm}^3$ 에서는 기공 불안정성으로 인해 가장 불규칙한 표면 형상을 나타냈으며, 수~수십 마이크로미터 크기의 내부 및 표면 근접 기공이 관찰되었다. 이는 레이저 스캔 경로에서 가속과 감속 중 낮은 스캔 속도로 인해 국소 에너지 밀도가 높아지는 것이 원인이다 [33]. 이러한 표면 불균일성과 대형 표면 근접 기공은 인장 하중 조건에서 응력 집중을 유발하고 균열 전파를 촉진하므로^[34-36], 유사 상대 밀도 조건(>99.7%)에서도 두께에 따른 연신율 차이를 발생시킨다. 실제로, $E = 100 \text{ J/mm}^3$ 조건에서 0.75 mm 두께 시편은 연신율이 8.1%였던 반면, 0.25 mm 시편은 4.9%로 크게 낮았다.

결론적으로, 기존 연구에서 보고된 바와 같은 “두께 감소 시 밀도, 강도, 연신율의 불가피한 저하” 현상은, 본 연구에서는 공정 최적화를 통해 상대 밀도(강도)와 표면 결함(연신율)을 제어함으로써 억제 가능성이 입증되었다. 따라서 본 연구에서는, 경량·내열·고성능 추력기 제작을 위한 최적 에너지 밀도를 $E = 67 \text{ J/mm}^3$ 로 설정하였으며, 해당 조건에서 고온 인장 시험 및 시스템 수준 추진 성능 평가를 수행하였다.

3.2. 시편 수준의 크기 효과: 박판 구조체의 기계적 특성

그림 6은 최적화된 공정 조건($E = 67 \text{ J/mm}^3$)에서 벽 두께 0.25, 0.50, 0.75 mm로 제작된 박판 중공 큐브 시편들을 보여준다. 광학 현미경을 통한 상부 표면 분석 결과, 융합 불량이나 미완성된 용융 트랙 없이 치밀하고 높은 품질의 표면 상태를 나타냈다. 그 결과, 모든 시편은 ~99.8%의 높은 상대 밀도를 일관되게 유지하였으며(그림 4a), 본 연구의 조건에서는 두께 변화에 따라 상대 밀도가 영향을 받지 않음을 입증하였다. 또한, SEM 이미지를 통해 제작된 박판 구조체가 전 두께 범위에서 우수한 기하학적 정밀도를 갖추고 있음을 확인할 수 있었으며, 이는 이전 연구들에서 두께가 감소함에 따라 형상 왜곡 또는 표면 품질 저하가 나타났던 사례와는 명확히 대비된다^[20, 21].

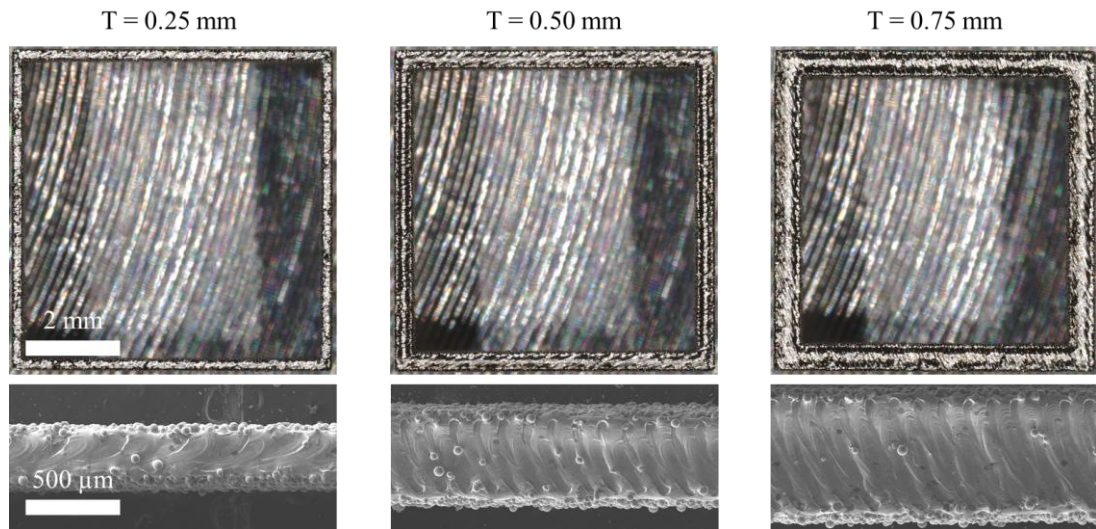


그림 6. 적층 제조된 박판 중공 큐브의 윗면 광학 현미경(OM) 이미지와 해당 두께에 대한 SEM 이미지

그림 7(a1)은 0.25 T, 0.50 T, 0.75 T 시편의 X 선 회절(XRD) 결과를 보여준다. 세 시편 모두 α/α' 상이 우세하게 나타났으며, 이는 본 최적 공정 조건에서 마르텐사이트 형태의 α' 상이 주요 상으로 형성되었음을 의미한다. 그림 7(b)는 각 시편에 대한 EBSD 역극점도(IPF) 이미지로, 열 구배에 따라 조성된 주상형 선행 β 결정립 내에 미세한 침상 형태의 α' 마르텐사이트가 형성된 것을 확인할 수 있다. 이러한 결정립은 적층 방향을 따라 상방향으로 성장하며, 이는 PBF-LB/M 공정 특성상 나타나는 온도 구배에 기인한다. 빠른 냉각 속도는 매우 미세한 침상 α' 마르텐사이트 형성을 촉진한다. 주목할 점은, 세 시편 모두 유사한 결정립 크기와 β 상 잔류 분율을 나타낸다는 점이다. 구체적으로, 결정립 크기는 각각 $4.3\mu\text{m}$ (0.25 T), $6.1\mu\text{m}$ (0.5 T), $5.0\mu\text{m}$ (0.75 T)였고, β 상 분율은 각각 0.7%, 1.0%, 0.8%로 큰 차이가 없었다. 이는 그림 7(a2-3)에 제시된 상분포도(phase map)를 통해 추가적으로 확인할 수 있다. 결과적으로, 벽 두께가 달라도 공정 조건을 일정하게 유지하면, 미세조직은 유사하게 유지되며, 이는 두께에 따른 미세조직 변화(크기 효과)가 미미하다는 것을 시사한다.

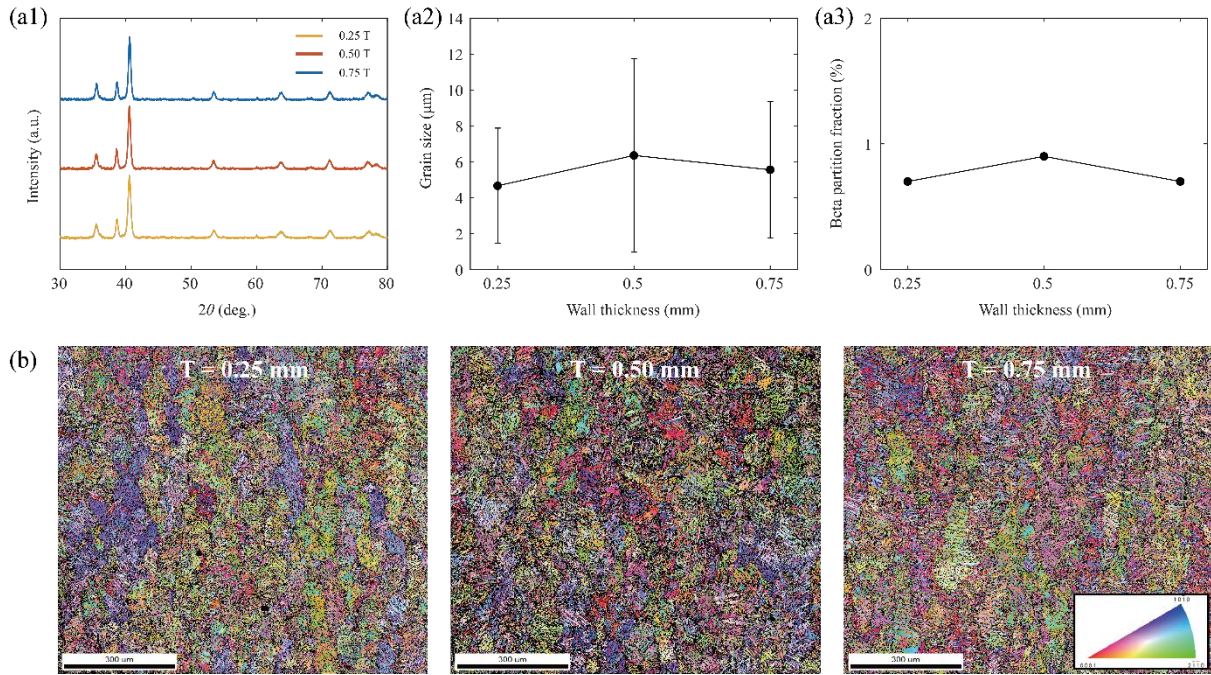


그림 7. (a1) XRD 분석 결과, (a2) 결정립 크기, (a3) β 상 분율과 벽 두께의 관계, (b) 박판 구조체에 대한 EBSD 이미지.

인장 시험은 빌드 방향을 따라 실온(23 °C) 및 고온(600 °C) 조건에서 수행되었다. 고온 조건은 추진 시험 중 추력기에서 관찰된 최대 표면 온도를 반영하여 설정되었으며, 이는 이후 3.3 절에서 자세히 설명된다. 그림 8a 는 실온에서의 응력-변형률 곡선을 보여주며, 세 시편 모두 약 1152 MPa 수준의 최대 인장 강도와 약 10%의 연신율을 나타냈다. 조기 파손 없이 안정적인 변형 거동이 확인되었다. 600 °C 에서 수행된 고온 인장 시험 결과(그림 8b)는 UTS 가 약 300 MPa 로 감소하고, 연신율은 약 60%까지 증가함을 보여주었다. 고온에서의 강도 감소는 α' 마르텐사이트 상의 열적 불안정성과 열 활성화된 원자 확산에 기인한다. 특히 주목할 점은, 실온과 고온 모두에서 세 시편 간 강도 및 연신율 차이가 거의 없었다는 점이다. 이는 세 시편이 모두 유사한 상대 밀도, 기하학적 정밀도, 표면 거칠기, 그리고 미세조직을 갖도록 공정을 최적화했기에 가능한 결과이다.

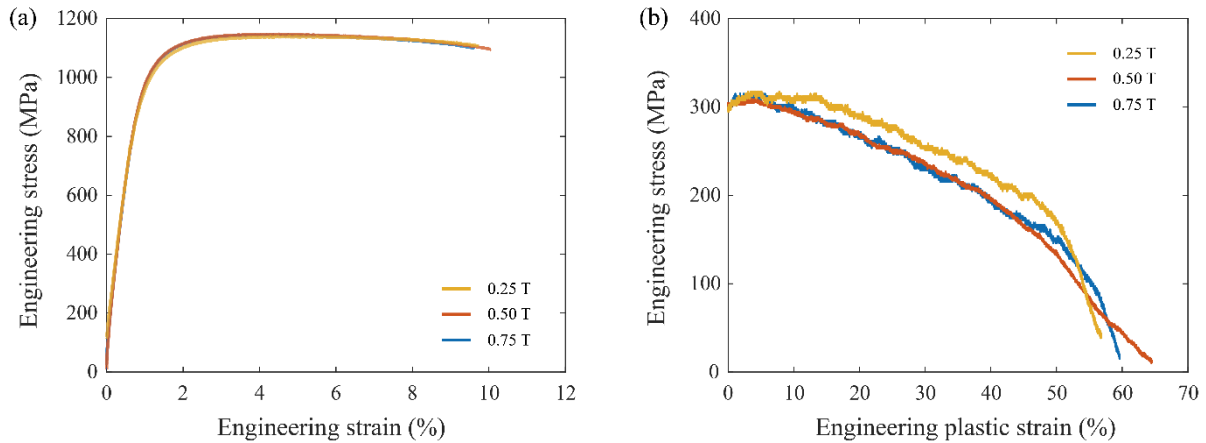


그림 8. 박판 구조체의 응력-변형률 곡선: (a) 실온(23 °C) 조건, (b) 고온(600 °C) 조건

3.3. 시스템 수준의 사이즈 효과: N₂O 박판 추력기의 추진 성능

N₂O의 단일 분해 온도는 약 1640 °C에 달하지만, 회전 흐름(swirling flow)에 의해 냉각 효과가 발생한다. 이에 따라 45 초 동안의 작동 중, 각기 다른 벽 두께를 가진 추력기의 외벽 표면 온도를 적외선(IR) 카메라로 측정하였다. 측정 결과, 최대 국부 온도는 노즐 목(throat) 부근에서 나타났으며, 이는 시스템 내 최대 열유속이 발생하는 지점이다(그림 9(a)). 이를 기반으로, 각 두께별 노즐 목 부근의 온도 변화 곡선을 도시하였으며, 그 결과는 그림 9(b)에 나타나 있다. 안정 상태에서의 표면 온도는 다음과 같았다:

- 0.25 T: 535.7 °C
- 0.50 T: 493.5 °C
- 0.75 T: 437.5 °C

우주 공간에서는 복사 냉각(radiative cooling)이 주요 열 방출 메커니즘이므로, 벽 두께가 얇은 구조일수록 표면 온도가 높고, 열 관리에 더 유리함을 확인할 수 있다. 더불어, 푸리에 열전도 법칙(Fourier's law)을 활용하여 Ti-6Al-4V의 열전도도(6.6 W/m·K), 벽 두께, 측정된 표면 온도를 바탕으로 내부 벽 온도를 추정하였다. 그 결과, 추력기 구조가 경험하는 최대 온도는 약 589.4 °C로 산정되었다.

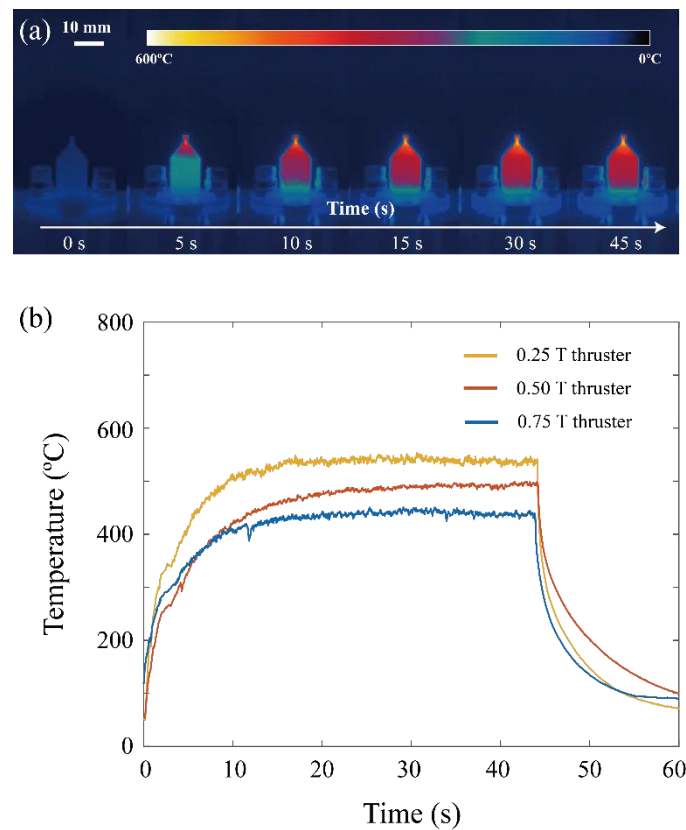


그림 9. (a) 작동 45 초 동안 측정된 0.5 T 추력기의 적외선(IR) 온도 이미지, (b) 0.25, 0.50, 0.75 T 추력기에서의 노즐 목 부근 온도 변화 곡선

추진 성능 및 반복성과 구조체 제조 재현성을 검증하기 위해, 펄스 모드(pulse-mode) 작동 시험을 수행하였다. 각 시험 시퀀스는 다음과 같은 단계를 포함하였다:

1. 냉가스 모드(차가운 N_2O 주입) – 10 초
2. 전력 인가에 의한 분해 모드 – 30 초
3. 다시 냉가스 모드 – 20 초

→ 이 과정을 총 5 회 반복

세 종류의 추력기(두께: 0.25, 0.50, 0.75 mm)에 대해 각각 추력 및 연소실 압력을 독립적인 실험 장치에서 측정하였으며, 그 결과는 그림 10 에 제시되어 있다. 촉매층이나 추진제 예열 없이도 전력이 인가되자마자 추력 및 연소실 압력이 즉각 상승하는 반응이 관찰되었다. 펄스 모드 시험 동안, 각 추력기에서의 정상 상태 추력은 다음과 같았다:

- 0.25 T: 113.78 mN
- 0.50 T: 112.25 mN
- 0.75 T: 114.26 mN (그림 10(a))

추력의 반복성은, 각 사이클의 정상 상태 추력의 표준편차를 평균 추력으로 나눈 값(변동 계수, Coefficient of Variation, COV)으로 평가하였으며, 각각 다음과 같았다:

- 0.25 T: 0.304%
- 0.50 T: 1.038%
- 0.75 T: 0.299%

이는 모든 벽 두께에서 매우 높은 반복성을 나타냄을 의미한다. 마찬가지로, 정상 상태의 평균 연소실 압력은 다음과 같았으며(그림 10(b)):

- 0.25 T: 2.817 bar
- 0.50 T: 2.838 bar
- 0.75 T: 2.792 bar

압력 측정에서도 최대 COV가 0.258%로, 고도의 반복성이 확인되었다.

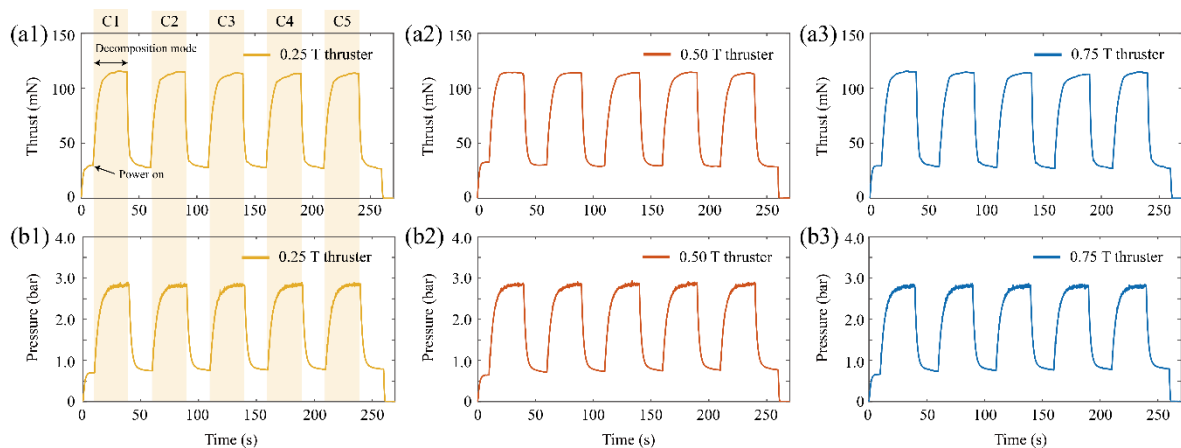


그림 10. 펄스 모드 추진 시험 결과: (a) 각 두께별 추력 측정 결과 (a1: 0.25 T, a2: 0.50 T, a3: 0.75 T), (b) 각 두께별 연소실 압력 측정 결과 (b1: 0.25 T, b2: 0.50 T, b3: 0.75 T)

그림 11(a)는 펄스 모드 시험에서 각 사이클 동안 생성된 추력을 비교한 결과로, 벽 두께에 관계없이 거의 동일한 수준의 추력이 유지되었음을 보여준다. 보다 정밀한 비교를 위해, 그림 11(b)에는 실험적으로 측정된 추력 및 압력을 기반으로 계산한 특이 임펄스(I_{sp}) 및 특성 속도 효율(η_{a*})을 도출되어 있다.

- 평균 특이 임펄스: 91.18 s
- 평균 특성 속도(C^*): 830.18 m/s
- 이론값 대비 효율: 특이 임펄스 효율(η_{sp}): 87.25% 및 특성 속도 효율(η_{a*}): 94.15%

비록 벽 두께별로 추진 성능에 약간의 차이는 존재했지만, 이는 정상 상태 추력 및 연소실 압력 측정의 오차 범위 내에서 발생한 미세한 편차로 간주된다. 따라서, 추진 성능은 두께 변화에 따른 사이즈 효과에 거의 영향을 받지 않음을 확인할 수 있다

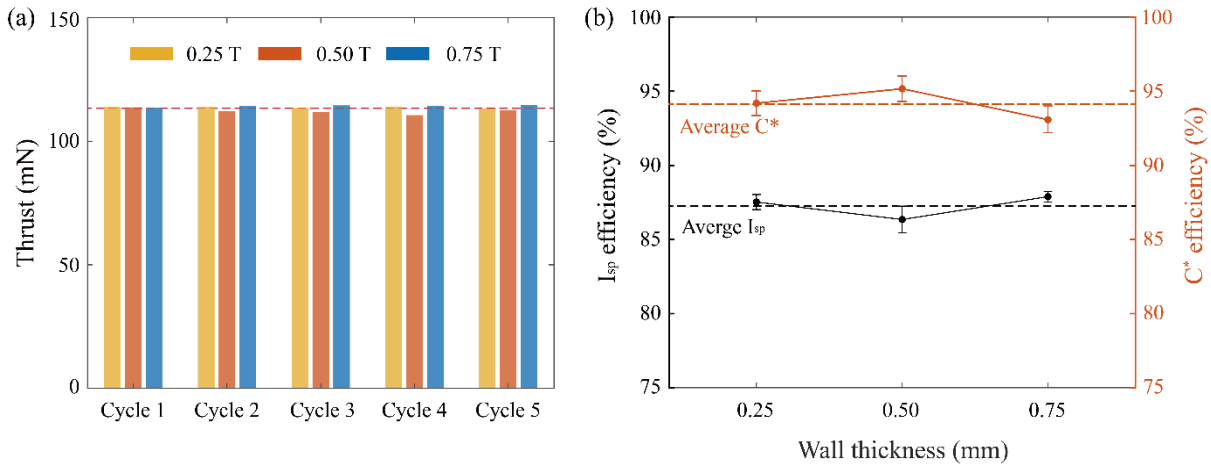


그림 11. (a) 펄스 모드 시험에서 각 추력기의 사이클별 추력 비교, (b) 벽 두께별 평균 특이 임펄스 및 특성 속도 효율

이후, 열역학적 기계 안정성과 장시간 작동 안정성을 평가하기 위해 60 초 이상의 장시간 작동 시험(long-duration operation tests)을 수행하였다. 이전 시험에 사용된 동일한 추력기 시편을 그대로 활용하였다. 각 시험 시퀀스는 다음과 같이 구성되었다:

1. 냉가스 모드 (10 초)
2. 분해 작동 모드 (60 초)
3. 냉가스 모드 종료 (20 초)

장시간 작동 중 측정된 연소실 압력은 다음과 같다:

- 0.25 T: 2.834 bar (불확실성: 0.783%)
- 0.50 T: 2.823 bar (불확실성: 0.809%)
- 0.75 T: 2.836 bar (불확실성: 0.881%)

(결과는 그림 12에 제시)

이러한 결과는 펄스 모드 시험과 매우 유사하며, 작동 시간 증가에도 불구하고 두께에 따른 성능 편차가 거의 없다는 것을 의미한다. 즉, 장시간 작동 조건에서도 사이즈 효과는 무시할 수 있는 수준으로 평가된다. 특히, 0.25 T 추력기는 구조 질량 감소 및 우수한 열 관리 성능을 유지하면서도 기존 두꺼운 벽 설계와 동등한 성능을 발휘하였다. 더불어, 펄스 모드 및 장시간 작동을 통해 총 210 초 동안 운전했음에도, 세 종류의 추력기 모두에서 노즐 목부 침식, 구조적 손상 또는 기능 저하가

관찰되지 않았다. 이는 박판형 추력기가 장시간 운전 조건에서도 구조적 건전성을 유지함을 강하게 뒷받침한다.

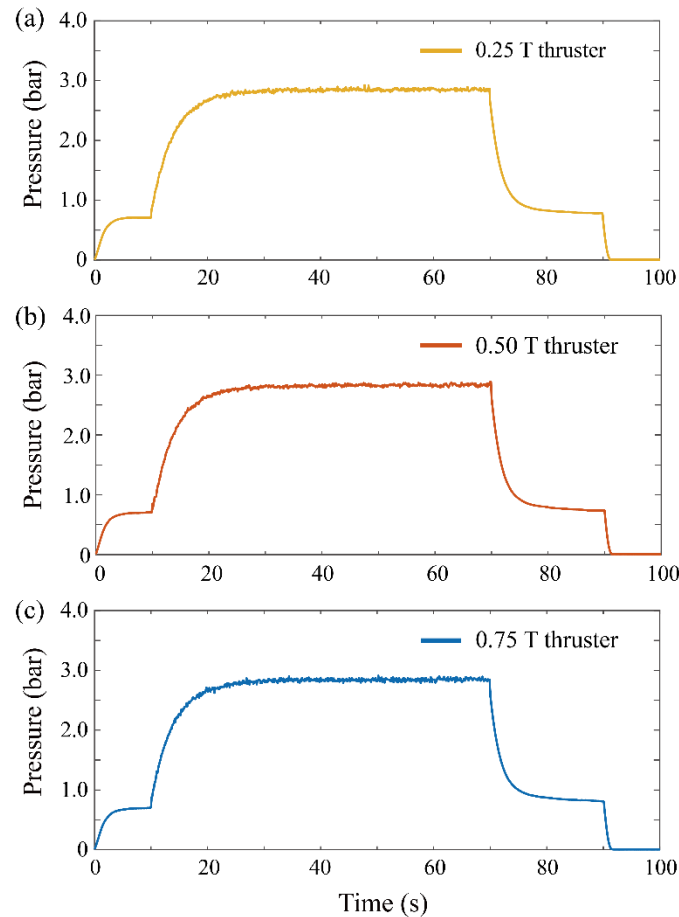


그림 12. 장시간 작동 시험에서 측정된 정상 상태 연소실 압력: (a) 0.25 T, (b): 0.50 T, and (c) 0.75 T

그림 13 은 본 연구에서 개발된 추력기의 추력-중량비(thrust-to-weight ratio, TWR)를 기존 상용 위성용 추력기들과 비교한 결과를 보여준다^[9, 39-41]. 이 비교에서의 질량은 각 추진 시스템에서의 추력기 본체(dry mass) 기준으로, 추진제를 제외한 무게를 의미한다. 추력의 최소화는 최소 임펄스 비트(minimum impulse bit)를 줄이는 데 직결되며, 이는 소형 위성 미션에서의 제어 정밀도 및 작동 효율성을 높이는 데 있어 매우 중요한 지표이다. 상용 서브뉴턴(sub-Newton)급 추력기의 경우, 일반적으로 질량이 200–300 g 수준이며, 이때의 TWR 은 0.5–1.8 정도에 불과하고, 심지어 뉴턴급 추력기조차도 3.0 을 초과하는 경우는 드물다. 반면, 본 연구에서 개발한 박판형 추력기는 실험을 위해 부착된 플랜지 구조 포함 상태에서도 TWR = 16 을 기록하였으며, 이는 일반 근 뉴턴급 상용 추력기보다 약 5.4 배 높은 수치이다. 더불어, 해당 구조물은 실험 편의를 위해 추가된 부품이 포함되어 있다는 점을 고려하면, 추후 구조 최적화를 통해 추가적인 질량 감소도 가능함을 시사한다.

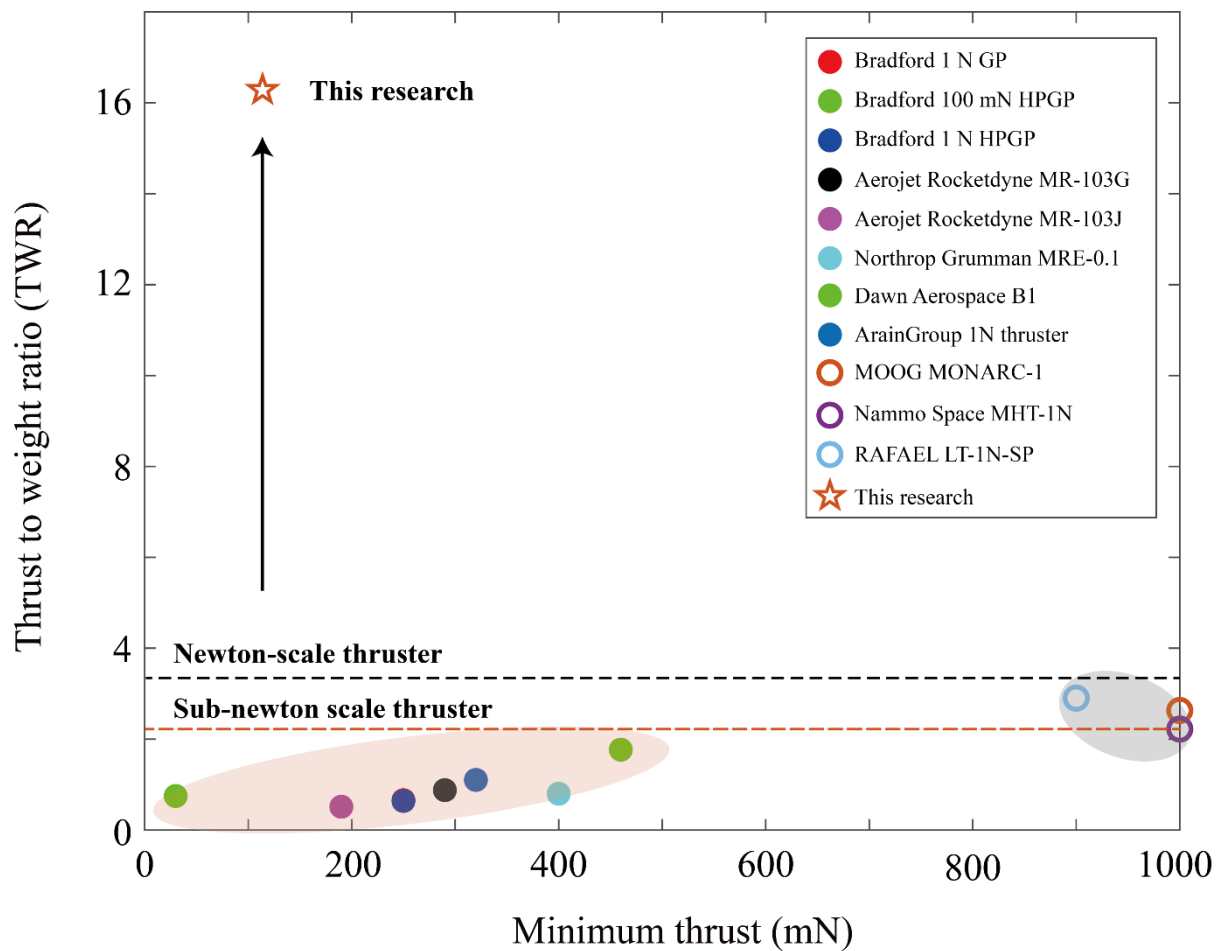


그림 13. 본 연구에서 개발된 추력기와 상용 위성 추력기의 최소 추력-중량비 비교

결론

본 연구는 PBF-LB/M 공정을 이용하여 제작된 Ti-6Al-4V 박판 액체 단일추진제 추력기의 시편 수준 기계적 물성과 시스템 수준 추진 성능에 대한 크기 효과를 종합적으로 분석한 최초의 연구이다. 주요 결론은 다음과 같다:

- 0.25, 0.50, 0.75 mm의 벽 두께를 갖는 Ti-6Al-4V 분해 챔버를 최적 공정 조건에서 성공적으로 제작하였으며, 세 두께 모두에서 일관된 높은 상대 밀도(~99.9%), 낮은 표면 거칠기(~25.5 μm), 높은 형상 절밀도가 두께에 관계없이 확보되었다.
- 실온(23 °C) 및 고온(600 °C) 조건에서 수행된 인장 시험 결과, 모든 시편이 조기 파단 없이 안정적인 변형 거동을 보였으며, 이는 공정 최적화를 통해 얻은 상대 밀도(강도)와 표면 결함(연신율)을 제어함으로써 두께 관련 물성 열화를 억제할 수 있음을 입증한다.
- 펄스 모드 및 장시간 작동 시험에서, 벽 두께에 관계없이 일관된 추진 성능이 유지되었으며, 측정된 특이 임펄스 효율은 87.25%, 특성 속도 효율은 94.15%로 나타났다.
- 총 210 초의 누적 작동 시간 동안, 추력 감소, 노즐 침식, 구조적 파손이 전혀 관찰되지 않았으며, 이는 박판 구조가 연속 작동 환경에서도 높은 구조적 안정성을 유지함을 의미한다.

특히, 0.25 T 추력기는 가장 큰 구조 질량 감소와 함께, TWR = 16 을 달성하였으며, 이는 기존 근 뉴턴급 상용 추력기보다 약 5.4 배 높은 수치로, 동일한 추력 성능을 유지하면서도 구조 최적화 가능성을 보여준다.

이와 같은 시편-시스템 수준에서의 크기 효과에 대한 정량적 평가는, 고효율·경량화 추력기 개발을 위한 설계 지침으로 활용 가능하며, 박판 액체 단일추진제 추력기의 최적화 및 실용화 기반을 제공한다.

참고문헌

- [1] C. Daehnick, J. Gang, I. Rozenkopf, Space launch: Are we heading for oversupply or a shortfall?, McKinsey Insights, April 17 (2023).
- [2] S. Malisuan, B. Kanchanarat, Small satellites for low-cost space access: launch, deployment, integration, and in-space logistics, American Journal of Industrial and Business Management 12(10) (2022) 1480–1497.
- [3] X. Luo, H.-H. Chen, Q. Guo, LEO/VLEO satellite communications in 6G and beyond networks—technologies, applications, and challenges, IEEE Network 38(5) (2024) 273–285.
- [4] A. Sarritzu, A. Pasini, Performance comparison of green propulsion systems for future Orbital Transfer Vehicles, Acta Astronautica 217 (2024) 100–115.
- [5] J. Lee, H. Jo, S. Kim, E. Lee, Y. Son, A. Lee, Lab-on-PCB for space propulsion: Integrated membraneless micro-ignitor for MEMS solid propellant thruster, Sensors and Actuators A: Physical 363 (2023) 114696.
- [6] J. Lee, S. Kim, H. Jo, A. Lee, Lab-on-PCB solid propellant microthruster with multi-mode thrust capabilities, Lab on a Chip 24(19) (2024) 4558–4570.
- [7] J. Lee, S. Kim, H. Jo, E. Lee, A. Lee, Design and fabrication of a scalable solid-propellant micro-thruster array using lab-on-PCB technology, Sensors and Actuators A: Physical 363 (2023) 114738.
- [8] H. Kang, J.W. Kim, J.R. Lee, S. Kwon, A mixture of hydrogen peroxide and tetraglyme as a green energetic monopropellant, Combustion and Flame 210 (2019) 43–53.
- [9] J. Lee, S. Kim, J. Ryoo, H. Kang, A. Lee, Conceptual demonstration of a Lego-like modular fabrication method for an engineering model of a small monopropellant PCB thrusters, Acta Astronautica 219 (2024) 506–516.
- [10] J. Lee, S. Kim, Y. Song, S. Lee, H. Kang, A. Lee, Lab-on-PCB technology for liquid monopropellant microthrusters: Design, fabrication, and performance evaluation, Sensors and Actuators A: Physical 372 (2024) 115347.
- [11] J. Huh, S. Kwon, Design, fabrication and thrust measurement of a micro liquid monopropellant thruster, Journal of Micromechanics and Microengineering 24(10) (2014) 104001.
- [12] J. Huh, D. Seo, S. Kwon, Fabrication of a liquid monopropellant microthruster with built-in regenerative micro-cooling channels, Sensors and Actuators A: Physical 263 (2017) 332–340.
- [13] J. Lee, J. Lee, R.E. Kim, S. Kim, K. Kim, Y. Kwon, H. Kang, G. Yun, D. Kim, A. Lee, Architecture of Ti-6Al-4V thin-walled microthrusters fabricated via laser powder bed fusion, Virtual and Physical Prototyping 20(1) (2025) e2533944.
- [14] M. Santi, I. Dorgnach, F. Barato, D. Pavarin, Design and Testing of a 3D Printed 10 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster, AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019, p. 4277.
- [15] F. Romei, A. Grubišić, D. Gibbon, Manufacturing of a high-temperature resistojet heat exchanger by selective laser melting, Acta Astronautica 138 (2017) 356–368.
- [16] M. Crachi, R. Sesana, C. Delprete, M. Pizzarelli, M. Pavese, N. Sicignano, D. Borrelli, Experimental characterization of a new L-PBF AM 65% copper–35% maraging steel metal–matrix–composite for liquid rocket engine thrust chambers, Materials Today Communications 45 (2025) 112146.

- [17] A. Hussain, J. Lee, J.H. Kim, H.J. Park, Y.S. Kwon, D. Kim, Critical geometrical constraints and buckling phenomena in Ti6Al4V ultra-thin walls printed by laser-based powder bed fusion, *Progress in Additive Manufacturing* (2025) 1–17.
- [18] A. Hussain, J. Lee, R.E. Kim, H.S. Kim, J. Ha, Y.S. Kwon, D. Kim, Fabrication of Robust High-Aspect-Ratio Ti-6Al-4V Ultra-Thin-Walled Structures using Powder Bed Fusion with in-situ Focused Infrared Heating, *Additive Manufacturing* (2025) 104867.
- [19] J.K. Algardh, T. Horn, H. West, R. Aman, A. Snis, H. Engqvist, J. Lausmaa, O. Harrysson, Thickness dependency of mechanical properties for thin-walled titanium parts manufactured by Electron Beam Melting (EBM)®, *Additive Manufacturing* 12 (2016) 45–50.
- [20] B. Brown, W. Everhart, J. Dinardo, Characterization of bulk to thin wall mechanical response transition in powder bed AM, *Rapid Prototyping Journal* 22(5) (2016) 801–809.
- [21] A.M. Roach, B.C. White, A. Garland, B.H. Jared, J.D. Carroll, B.L. Boyce, Size-dependent stochastic tensile properties in additively manufactured 316L stainless steel, *Additive Manufacturing* 32 (2020) 101090.
- [22] G. Demeneghi, B. Barnes, P. Gradl, J.R. Mayeur, K. Hazeli, Size effects on microstructure and mechanical properties of additively manufactured copper-chromium-niobium alloy, *Materials Science and Engineering: A* 820 (2021) 141511.
- [23] Y. Zhang, A. Majeed, M. Muzamil, J. Lv, T. Peng, V. Patel, Investigation for macro mechanical behavior explicitly for thin-walled parts of AlSi10Mg alloy using selective laser melting technique, *Journal of Manufacturing Processes* 66 (2021) 269–280.
- [24] B. Li, W. Zhang, W. Fu, F. Xuan, Laser powder bed fusion (L-PBF) 3D printing thin overhang walls of permalloy for a modified honeycomb magnetic-shield structure, *Thin-Walled Structures* 182 (2023) 110185.
- [25] A. Leicht, C. Pauzon, M. Rashidi, U. Klement, L. Nyborg, E. Hryha, Effect of part thickness on the microstructure and tensile properties of 316L parts produced by laser powder bed fusion, *Advances in Industrial and Manufacturing Engineering* 2 (2021) 100037.
- [26] D. June, J.R. Mayeur, P. Gradl, A. Wessman, K. Hazeli, Effects of size, geometry, and testing temperature on additively manufactured Ti-6Al-4V titanium alloy, *Additive Manufacturing* 80 (2024) 103970.
- [27] H. Kang, J. Lee, K.-T. Kim, Y.-H. Song, D.H. Lee, Conceptual demonstration of martian atmosphere-breathing electrical supersonic thruster with CO₂-based rotating gliding arc, *Acta Astronautica* 200 (2022) 196–200.
- [28] J. Lee, S. Kim, A. Lee, H. Kang, An experimental study of performance and thrust control characteristics of N₂O-based rotating gliding arc thrusters, *Advances in Space Research* 75(8) (2025) 6118–6131.
- [29] J. Lee, A. Hussain, J. Ha, Y. Kwon, R.E. Kim, H.S. Kim, D. Kim, Mechanical properties of Ti-6Al-4V thin walls fabricated by laser powder bed fusion, *Additive Manufacturing* 94 (2024) 104484.
- [30] R.E. Kim, G.H. Gu, S.Y. Ahn, Y.-U. Heo, J. Moon, Q. Wu, H. Chae, Y. Baik, W. Woo, H. Kwon, Dual-gradient structure induced spreadable phase transformation for simultaneously improving strength and ductility, *Acta Materialia* 275 (2024) 120060.
- [31] R.E. Kim, J.H. Lee, F. Haftlang, S.-H. Oh, B.-J. Lee, Q. Wu, Y.-U. Heo, H.S. Kim, Hierarchical ferrous medium entropy with heterogeneous precipitates embedded in core-shell grain structure for superior mechanical properties, *Acta Materialia* 281 (2024) 120397.
- [32] T. Mukherjee, T. DebRoy, Mitigation of lack of fusion defects in powder bed fusion additive manufacturing, *Journal of Manufacturing Processes* 36 (2018) 442–449.
- [33] A.A. Martin, N.P. Calta, S.A. Khairallah, J. Wang, P.J. Depond, A.Y. Fong, V. Thampy, G.M. Guss, A.M. Kiss, K.H. Stone, Dynamics of pore formation during laser powder bed fusion additive manufacturing, *Nature communications* 10(1) (2019) 1987.

- [34] H. Rafi, N. Karthik, H. Gong, T.L. Starr, B.E. Stucker, Microstructures and mechanical properties of Ti6Al4V parts fabricated by selective laser melting and electron beam melting, *Journal of materials engineering and performance* 22(12) (2013) 3872–3883.
- [35] D.K. Do, P. Li, The effect of laser energy input on the microstructure, physical and mechanical properties of Ti-6Al-4V alloys by selective laser melting, *Virtual and Physical Prototyping* 11(1) (2016) 41–47.
- [36] X. Shi, C. Yan, W. Feng, Y. Zhang, Z. Leng, Effect of high layer thickness on surface quality and defect behavior of Ti-6Al-4V fabricated by selective laser melting, *Optics & Laser Technology* 132 (2020) 106471.
- [37] F. Calignano, G. Cattano, D. Manfredi, Manufacturing of thin wall structures in AlSi10Mg alloy by laser powder bed fusion through process parameters, *Journal of Materials Processing Technology* 255 (2018) 773–783.
- [38] B. Ahuja, M. Karg, K.Y. Nagulin, M. Schmidt, Fabrication and characterization of high strength Al-Cu alloys processed using laser beam melting in metal powder bed, *Physics Procedia* 56 (2014) 135–146.
- [39] Nammo, MHT-1N, <https://www.nammo.com/product/mht-1n/> (2025) accessed 8 April.
- [40] ArianeGroup, 1N Hydrazine Thruster, <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-thrusters/1n-hydrazine-thruster.html> (2025) accessed 8 April.
- [41] Rafael, LT 1N SP Thruster, <https://www.satnow.com/products/thrusters/rafael/36-1175-lt-1n-sp> (2025) accessed 8 April.