

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.2.073>

## 발사체 소형엔진용 적층제조 기술 동향

이금오<sup>a,\*</sup> · 임병직<sup>a</sup> · 김대진<sup>b</sup> · 홍문근<sup>c</sup> · 이기주<sup>a</sup>

# Technology Trends in Additively Manufactured Small Rocket Engines for Launcher Applications

Keum-Oh Lee<sup>a,\*</sup> · Byoungjik Lim<sup>a</sup> · Dae-Jin Kim<sup>b</sup> · Moongeun Hong<sup>c</sup> · Keejoo Lee<sup>a</sup><sup>a</sup>Future Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>b</sup>Turbopump Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>c</sup>Launcher Propulsion Control Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: kol@kari.re.kr

### ABSTRACT

Additively manufactured, small rocket engines are perhaps the focal activities of space startups that are developing low-cost launch vehicles. Rocket engine companies such as SpaceX and Rocket Lab in the United States, Ariane Group in Europe, and IHI in Japan have already adopted the additive manufacturing process in building key components of their rocket engines. In this paper on technology trends, an existing valve housing of a rocket engine is chosen as a case study to examine the feasibility of using additively manufactured parts for rocket engines.

### 초 록

저비용 발사체를 개발 중인 많은 스타트업들이 소형 로켓 엔진을 확보하기 위해 적층제조 기법을 개발 중이다. 또한, 미국의 SpaceX, Rocket Lab 등을 비롯하여, 유럽의 Ariane Group, 일본의 IHI와 같은 엔진 제작업체들은 로켓 엔진의 주요부품에 적층제조를 채택하여 생산하고 있다. 본 논문에서는 적층제작기법의 타당성을 조사하기 위해서 기존 로켓 엔진의 밸브 하우징을 적층제조 하는 사례 연구 결과를 소개한다.

Key Words: Additive Manufacturing(적층제조), 3D Printing(3D 프린팅), Liquid Rocket Engine(액체 로켓엔진), Thrust Chamber(연소기), Turbopump(터보펌프), Valve(밸브)

### 1. 서 론

적층제조(Additive Manufacturing, AM)는 최근에 3D 프린팅이라는 이름으로 소량의 복잡한

제품을 생산하는데 많이 활용되고 있다. 금속을 레이저로 정밀하게 프린팅하여 생산하는 기술의 품질이 좋아지면서, 항공우주 및 국방 분야와 바이오 분야에 AM 방식이 많이 응용되고 있다. 금속을 프린팅 하는 대표적인 방식으로 PBF(Powder Bed Fusion)와 DED(Directed Energy Deposition)가 가장 많이 사용되고 있다.

PBF는 미세한 분말 입자를 챔버 내에 얇은

Received 2 December 2019 / Revised 7 March 2020 / Accepted 10 March 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 추계학술대회(2019. 11. 27-29, 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

층으로 뿌린 후에 레이저나 전자빔과 같은 열원을 가하여 복잡한 형상을 제작하는 방식이다[1]. 이 방식은 매우 정교한 부품을 제작할 수 있으며 제작 후에 제품의 표면 거칠기도 매우 우수하게 제작할 수 있는 장점이 있다. 하지만, 크기가 제한된 챔버 내에서 제작해야 하기 때문에 제품의 크기가 대부분 크지 않은 편이며, 제작 가격도 비교적 높게 형성되어 있다. 대표적인 PBF 방식으로 SLS(Selective Laser Sintering), SLM(Selective Laser Melting), DMLS(Direct Metal Laser Sintering), EBM(Electron Beam Melting) 등이 있다[1]. 이 중 레이저를 사용하는 SLS와 SLM, DMLS 등은 매우 유사하며, 부분적으로 녹인다는 개념의 소결(sintering)이나 완전히 녹인다는 용해(melting)의 개념들이 차이가 있다고는 하지만 현재는 거의 구별없이 사용되고 있고, SLS는 3d systems에서, SLM은 SLM solution에서, DMLS는 EOS에서 각자 자신의 기술을 설명하면서 사용하기 때문에 브랜드의 차이라고 보아도 무방하다[2]. EBM 방식은 고 에너지인 전자빔을 사용하여 분말을 녹이는 방식으로 에너지 밀도가 높아 SLS, SLM 방식에 비해서 빠른 속도로 제품을 제작할 수 있다.

DED는 분말 또는 와이어를 분사시 직접 녹여서 제작품에 층별로 배치하여 제작하는 방식이다[1]. DED는 일반적으로 불활성 가스나 진공이 필요한 챔버가 필요하지 않기 때문에 대형 금속 프린팅 제품을 제작하기에 적절하다고 할 수 있다. 또한 PBF 방식과 같이 제품이 아닌 부분까지 층층이 분말로 채울 필요가 없기 때문에 PBF에 비해 비교적 제작 속도가 빠른 장점이 있다. 그러나 DED로 제작된 제품은 표면 조도가 PBF에 비해서 좋지 않기 때문에 후가공을 필요로 하는 경우가 많다. 따라서 발사체 부품의 경우 엔진 부품에는 대부분 PBF 방식을 사용하며, 대형 부품인 탱크에는 DED 방식을 많이 사용한다.

SpaceX의 Falcon 9 성공 이후 많은 민간 우주 업체들이 발사체 제작에 뛰어들었는데, 금속 AM을 사용하여 복잡한 발사체 엔진을 저렴하고 신속하게 제작하는 것이 가능해지면서, 발사체

분야에서의 AM의 사용은 갈수록 증가하고 있다 [3-17]. 본 연구에서는 발사체 엔진 분야에서의 AM 적용 기술에 대한 동향에 대해서 조사하였으며, 국내에서도 이러한 기술을 사용하여 차기 발사체 엔진 부품을 경량화 시키고 비용을 낮추는데 중요한 참고가 될 수 있다.

## 2. AM을 이용한 연소기 개발 동향

### 2.1 미국에서의 AM 연소기 개발 동향

미국에서는 발사체 업체들을 중심으로 AM을 이용하여 소형 연소기를 개발하고 있다. 많은 엔진들 중 가장 먼저 제작된 것으로 추정되는 AM 엔진은 SpaceX의 SuperDraco이다. SuperDraco는 지상추력이 71 kN이고 챔버 압력이 6.9 MPa로서 한국형발사체 7톤급 엔진과 추력 및 챔버 압력이 유사하다[3]. 지상 비추력은 235초로서 모노메틸히드라진(Monomethylhydrazine) 연료를 사용하여 다중 재점화에 유리하다. 초기에 개발된 제품은 AM을 사용한 제품이 아니었지만, 2013년에 DMLS 방식의 AM을 사용하여 제작하였으며, Inconel 초합금 분말을 사용하였다. SuperDraco는 Crew Dragon의 비행 중단 시스템(launch abort system)과 저궤도 재사용 프로토타입 로켓인 DragonFly에 사용될 예정이다 (Fig. 1).

2017년에 처음 발사 시도하였고, 2018년에 궤도에 도달한 발사체 Electron[4]에 사용된 Rocket



Fig. 1 SuperDraco engine of SpaceX[3].



Fig. 2 Peter Beck, CEO of the private spaceflight company Rocket Lab, holding a Rutherford engine and standing next to an Electron Rocket[4].

Lab의 Rutherford 엔진(Fig. 2)은 연소실, 인젝터, 펌프 및 주 추진 밸브가 EBM 방식의 3D 프린팅으로 제작되었다[5]. 전기펌프 공급 엔진이라는 기존에 발사체에 사용되지 않는 새로운 방식을 사용하였으며, 이로 인해 엔진 구조를 단순화 시키고 제작 시간을 단축시킬 수 있었다. 비록 배터리의 무게로 인하여 전체 엔진 무게를 증가시키는 문제가 있기는 하지만, 2019년 10월 현재까지 8번 비행에 성공하여 상업 발사 서비스 시장에 성공적으로 안착한 것으로 보인다. Rutherford 엔진의 지상 추력은 24 kN이며, 지상 비추력은 311초 이다[4].

뉴욕에 본사를 두고 있는 신생 벤처업체 Launcher는 DMLS를 사용하여 0.22톤 추력, 3.0 MPa 연소압을 가진 연소기 E-1 엔진을 개발하였고, 현재 시험 중에 있다. 3D 프린팅을 사용한 업체로서는 매우 드물게 구리합금을 챔버 소재로 프린팅 하는데 성공하였으며, 향후 10톤급의 다단 연소 방식의 엔진인 E-2를 DMLS를 사용하여 제작할 계획이다[6].

UC San Diego에서 시작한 벤처업체 Additive Rocket Corporation은 0.2톤 추력의 Nemesis 엔진을 DMLS를 사용하여 개발하였다. Nemesis는 Inconel 718 소재를 사용하여 일체형으로 프린팅한 엔진으로서 3D 프린팅의 장점을 활용하기 위해 혈관이나 나무뿌리와 같은 기하학적 구조



Fig. 3 Part of Aeon 1 engine sits inside a 3D printer[8].

(biomimetic 구조)를 사용하여 헤드부 차압을 줄이고 엔진을 경량화 하였다[7].

전체 발사체 제품의 95% 이상을 3D 프린팅으로 제작하려는 목표를 가진 Relativity Space는 그들의 발사체 Terran을 위하여 개발한 메탄엔진 Aeon 1을 SLS(Selective Laser Sintering) 방식으로 개발하였다(Fig. 3). 크게 두 파트를 나사 체결로 조립한 형태를 가지고 있는 Aeon 1은 단축 노즐 상태에서 연소시험을 수행하였다. 시험 장소는 NASA의 Stennis Space Center 였다 [8]. 또한 Relativity Space는 Terran의 직경 2.7 m, 높이 4.5 m의 대형 탱크를 DED 방식으로 제작하기 위해 Stargate라는 3D 프린터를 만들어서 제작하고 있다[5].

2015년에 설립된 Ursa Major는 소형발사체를 위한 전문 엔진 제작 기업이며, 2.2톤급의 Hadley 엔진을 3D 프린팅을 사용하여 개발하였다[9,10]. Hadley 엔진은 연료로 케로신을 사용하여 산화제 과잉 다단 연소 사이클을 채택한 엔진으로서 연소시험을 수행하였다. Ursa Major는 최근에 Hadley보다 7배 정도 높은 15.5톤급의 케로신 다단엔진인 Ripley 엔진을 제작하고 있다(Fig. 4). Hadley와 Ripley 엔진의 제조방식은 알려져 있지 않지만 제작된 형태로 볼 때 PBF 방식으로 제작이 된 것으로 보인다.

Table 1에는 미국에서 적층 제조 방식으로 제작한 소형 엔진들에 대한 주요 사양이 나타나 있다. 대부분의 엔진들은 RP-1을 사용한 케로신 계의 엔진들이며, 대부분 PBF 방식으로 제작되었다.



Fig. 4 Hadley(small) and Ripley(large) Engine of Ursa Major Technologies [9].

## 2.2 유럽에서의 AM 연소기 개발 동향

유럽의 대표 발사체인 Ariane 로켓의 1단 엔진인 Vulcain 2를 저비용에 목표를 두고 Vulcain 2.1로 개량하는 과정에서, AM을 적극 활용하여 성능 손실 없이 제작비용 및 시간을 줄이는 노력을 하였다. Vulcain 2.1에 적용된 AM 기술 중 가장 대표적인 방식은 GKN에서 제작하는 노즐 확장부를 샌드위치 방식으로 변경한 것이다. 이 방식을 통해 기존의 튜브 용접방식과 비교하여 부품 수를 10% 수준으로 줄였으며, 제작시간, 제작비용을 각각 30%, 40% 감소시켰다[11]. 또한 가스발생기는 전체를 3개 부품으로 나누어서 AM으로만 완성하였고, 성능 시험도 마무리하였다.

상단엔진으로 개발되는 Vinci 엔진 연소기 역시 248개의 부품을 1개로 통합한 인젝터 헤드를 제작하여 50%의 비용 절감효과와 상당한 수준의 제작시간 감소가 이루어졌다(Fig. 5).

Table 1. AM engine specifications made in USA.

Developer	Engine	Thrust (kN)	Propellant	AM Type
SpaceX	SuperDraco	71(V)	MMH	DMLS
RocketLab	Rutherford	24(SL)	RP-1	EBM
Launcher	E-1	2.2(SL)	RP-1	DMLS
ARC	Nemesis	2(SL)	RP-1	DMLS
Relativity Space	Aeon 1	86.8(V)	CH4	SLS
Ursa Major	Hadley	22.2(SL)	RP-1	
Ursa Major	Ripley	155(SL)	RP-1	



Fig. 5 Injector head consolidation using DMLS for Vinci engine[12].

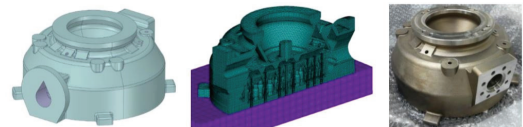


Fig. 6 Injector head from Ariane Group for FLPP[13].

Ariane Group은 상단엔진 개량 프로그램에 해당하는 FLPP(Future Launcher Preparatory Program)도 진행 중이다. FLPP은 상단용으로 사용될 저비용의 가벼운 팽창식 사이클 엔진 개발을 2020년까지 TRL 6로 달성하는 목표를 가지

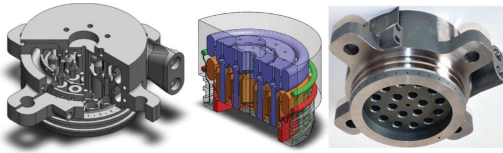


Fig. 7 Injector head design for additive manufacturing and manufactured Injector head for SMILE project from DLR[15].



Fig. 8 Thrust chamber made by EBM technology for 5 kN expander cycle engine from CIRA[17].

고 있다. 이 과정에서 연소기의 헤드부는 AM을 이용하여 하나의 부품(all in one)으로 제작하고 (Fig. 6), 노즐 확장부는 Vulcain 2.1과 같이 샌드위치 기술을 적용하였으며, 확대 노즐부는 내열 금속을 이용한 복사냉각 방식이 적용된다.

후속 발사체의 주력 엔진인 PROMETHEUS는 차세대 저비용을 최우선 목표로 하고 있으며, AM 공정을 최대한 활용하는 것을 그 수단으로 하고 있다. 그 동안의 연구를 통해 필요한 기초 기술을 상당부분 검증하였고 대형 엔진을 시험 수행을 위해 설비를 구축하고 있는 중이다[14]. PROMETHEUS 엔진 연소기 구성품 중 인젝터와 연소실에 대해서는 많은 진전이 있었으며, 연소실 전체를 AM으로 제작하는 방향으로 개발이 추진되고 있다. 전체를 AM으로 제작한 가스발생기에 대한 제작과 성능은 2017년, 2018년의 2회 시험 과정을 통해 확인되었으며, 곧 최종 성능 시험을 통해 최종 설계에 대한 검증이 이루어질 예정이다.

독일의 항공우주연구원에 해당하는 DLR에서는 유럽의 소형위성 발사체를 목표로 하는 SMILE 프로젝트를 통해 AM을 이용한 연소기 헤드 제작을 진행하였으며, 연소시험을 통해 성능 적합성도 검증하였다. AM을 이용한 연소기 헤드 제작으로 30개의 부품을 1개로 통합하여 잠재적인 누설이나 조립 불량의 가능성을 낮추

었고, 헤드부의 무게도 10% 정도 감소시킬 수 있었다(Fig. 7).

이탈리아 발사체 개발을 주도하고 있는 AVIO와 CIRA에서도 AM을 이용한 연소기 제작이 이루어지고 있다. 목표는 VEGA 발사체 상단 엔진을 메탄을 사용하는 다중 점화 방식의 팽창식 사이클로 구성하여 발사비용을 줄이고 임무를 다각화하여 VEGA-E 발사체의 경쟁력을 증가시키는 것이다[16].

CIRA에서는 HYPROB 프로그램으로 추력 5 kN 규모의 축소형 연소기를 통해 메탄엔진 연소기에 대한 개발을 수행하고 있다. 그 과정에서 AM을 이용한 연소기 제작도 추진되고 있으며, Ti-6Al-4V 합금을 활용하여 EBM 방식의 AM을 적용한다. 축소형 연소기는 헤드와 연소실 2개로 구성되며(Fig. 8), 2019년에 기능시험을 수행하여 AM 제작 연소기의 가능성을 검증할 계획이다[17].

AVIO는 추력 10 kN 규모의 유럽 최초 팽창식 메탄 엔진인 M10을 개발하고 있으며, 2019년에 PDR를 완료하였고 2024년 인증을 목표로 하고 있다. M10 엔진 연소기 제작은 Single Material Single Part (SMSPP) 개념을 적용하여 PBF 방식의 AM 기술이 적용된다. PBF 방식 장비의 제약 조건으로 인하여 축소형 연소기는 2개의 구성품(헤드+연소실)으로 구성되며, 실물형 연소기는 3개의 구성품(헤드+연소실+노즐부)으로 제작된다(Fig. 9). 축소형 연소기 시험은 성공적으로 수행되었으며, 실물형 연소기도 제작되어 제작성 및 강도 시험등을 수행하였다. 3차로만 들어지고 있는 실물형 연소기는 2019년 하반기부터 연소시험이 수행될 예정이다[16].

대부분 정부 기관과 함께 개발을 추진하는 유럽의 다른 기관과 달리 발사서비스를 목표로 하여 발사체를 개발하는 민간 기업 차원에서 Orbex라는 스코틀랜드 소재 회사가 있다. Orbex는 2019년 2월 경 소형위성발사체를 공개하면서 세계에서 가장 큰 AM 제작 방식의 로켓엔진을 소개하였다. Orbex에서 소개한 연소기의 내부 구조 및 형상은 알려진 바가 없으나 AM 기술 전시회에서 소개된 SLM solutions 사의 내용으

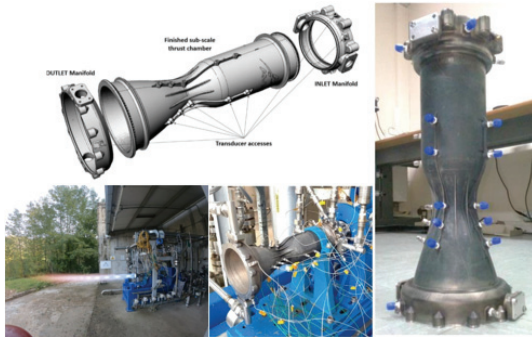


Fig. 9 Subscale thrust chamber made by SMSP technology for M10 engine[16].

로 유추할 때 Fig. 10과 같이 냉각채널은 격자 구조를 가지고 동축형 분사기를 사용하는 방식으로 추정된다[18].

### 3. AM을 이용한 터보펌프 개발 동향

터보펌프는 발사체에서 움직임이 있는 몇 안 되는 구성품 중 하나로 엔진의 다른 구성품에 비해 설계, 해석, 모델 검증에 많은 시간이 소요된다. 그 뿐 아니라 수십 개의 부품으로 나뉘어 있으며, 각 부품별로 제작 방법이 각기 다르다. 이런 이유가 반영된 탓인지 SpaceX 사 Merlin 엔진의 전신으로 알려진 FASTRAC 엔진에서는 터보펌프의 제작 비용이 전체 엔진의 45%를 차지한다는 보고도 있다[19]. 이에 터보펌프 제작에 AM 기술을 접목하려는 시도가 여러 국가에서 다양한 형태로 이루어지고 있다. 터보펌프는 주요 부품의 형상이 복잡하고 기능 구현에 필요한 형상 제약이 있기 때문에 차별화된 AM 전략이 필요하다. 또한 일부 자료들에서 언급되는 비용 및 시간 절감은 같은 터보펌프를 AM과 전통적인 방법으로 생산했을 때를 비교한 결과가 아니기 때문에 주의가 필요하다. 이번 절에서는 미국, 유럽, 일본의 AM 터보펌프 개발 사례를 간략하게 언급하도록 하겠다.

#### 3.1 미국의 AM 터보펌프 개발 동향

SpaceX가 Falcon series로 세계 발사체 산업을 재편한 이후 미국에서는 다양한 형태의 발사체 관련 스타트업들이 활발하게 활동하고 있다. 이

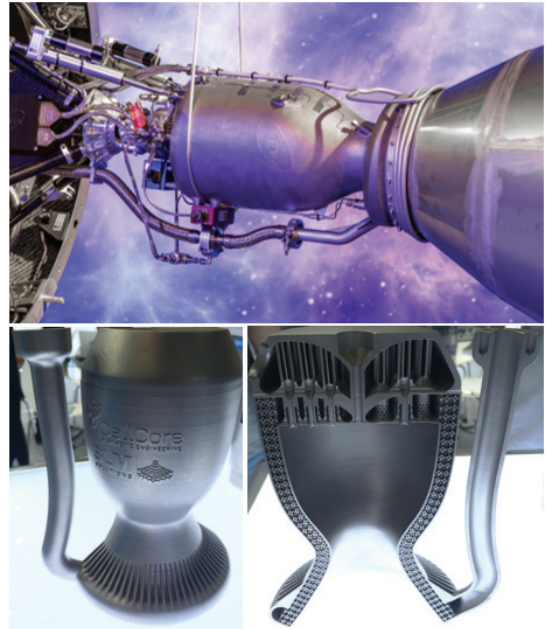


Fig. 10 Prototype of Obex's small satellite launch vehicle and internal configuration of its thrust chamber made from SLM solutions[18].

들이 내세우는 주요 차별점 중 하나가 비용 절감에 있는 만큼 AM은 발사체의 전 부분에 적용되고 있으며, 제작 비용이 많이 소요되는 터보펌프 역시 예외가 아니다. 앞서 언급된 Rocket Lab(Fig. 2)과 Ursa Major(Fig. 4)에서 공개한 터보펌프의 외형을 보면 AM 기술로 제작되었다는 것을 쉽게 유추할 수 있다. 다만 이들 스타트업들은 논문 등을 통해 개발 과정이나 성과를 드러내지 않기 때문에 개발의 자세한 내용에 대해서는 파악하기 힘들다.

NASA 역시 Low Cost Upper Stage Project나 Additive Manufacturing Demonstrator Engine 등의 개발 과제를 통해 소형 터보펌프의 AM 적용 가능성을 타진하고 있다. 특히 2015년 액체수소를 추진제로 하는 연료펌프의 AM 개발 시제의 시험[20]을 실시한 데 이어 2016년에는 동일한 연료펌프를 사용하여 메탄을 추진제로 구동한 사례[21]은 관심 있게 지켜볼 필요가 있다(Fig. 11). NASA에서는 이 연료펌프의 개발을 통해 구성품 수량 감소, 비용 및 일정 절감, 설

계 유연성 확보 등의 성과를 거두었다고 언급하고 있다. 특히 제작 기간이 짧기 때문에 시험을 통한 설계의 조기 검증이 유리한 점은 주목해야 한다.

### 3.2 유럽의 AM 터보펌프 개발 동향

Ariane 5 발사체로 세계 발사체 시장에서 영향력을 행사하던 유럽은 SpaceX의 등장으로 피해를 입고 있다. 이를 의식해서인지 ESA는 PROMETHEUS라는 100톤급 가스발생기 방식의 메탄 엔진을 최종 양산 단가 100만 유로 수준으로 개발할 것을 천명하고 있다[22]. 이를 위해 그동안 Ariane 5 터보펌프의 터빈을 개발해오던 스웨덴의 GKN은 직경 400mm의 부품까지 제작 가능한 EOS의 M400 장비를 활용하여 터빈 디스크와 케이싱의 제작을 추진 중인 것으로 파악된다(Fig. 12). 이에 반해 Ariane 6 상단에 사용될 것으로 알려진 Vinci 엔진의 터빈은 쉬라우드가 없는 터빈 블리스크를 전통적인 방법으로 제작할 것으로 알려져 있으며, AM을 활용한 개발은 후속 사업으로 남겨두었다[23].

### 3.3 일본의 AM 터보펌프 개발 동향

유럽이 새로운 발사체로 Ariane 6을 개발하고 있다면 일본은 H-3 발사체를 개발 중이다. 특히 H-3의 주엔진인 LE-9 엔진은 기존 H-2A의 LE-7에서 사용하던 연료과잉 다단 엔진이 아닌 expander-bleed 방식의 엔진을 사용하기 때문에 터보펌프의 규격 및 형상에도 차이가 있을 것으로 예상된다. 최근 발표된 개발 동향에 따르면 LE-9 엔진의 연소기, 밸브, 고압 배관 등에는 AM 기술이 일부 적용되나, 터보펌프에는 AM을 적극적으로 사용하지 않는 것으로 알려져 있다[24]. 반면 3톤급 메탄 expander 엔진을 개발하고 있는 IHI는 터보펌프의 펌프 케이싱과 임펠러(Fig. 13)를 AM으로 가공하였으며, 제작 시간과 비용 절감의 효과가 있었다고 언급하였다. 또한 IHI 측은 터보펌프의 크기가 작을수록 표면 조도가 성능에 큰 영향을 미치는 경향이 있으며, 개발 중인 터보펌프의 경우 임펠러의 조도 개선을 통해 펌프의 양정을 최대 15% 이상 높였다고



Fig. 11 AM fuel pump test of NASA using LCH4 [21].



Fig. 12 Turbine blisk for PROMETHEUS engine [22]

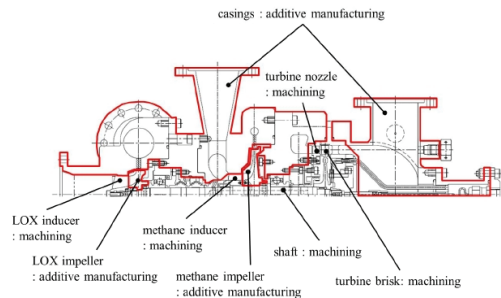


Fig. 13 Manufacturing map of IHI 3-ton class turbopump [25].

주장하였다[25].

## 4. AM을 이용한 국내 엔진 부품 개발 동향

한국형발사체 7톤급 엔진용으로 사용되는, 주유로 내경이 32 mm인 연소기 산화제 개폐밸브는 주요 부품들이 정밀기계가공으로 제작되며,

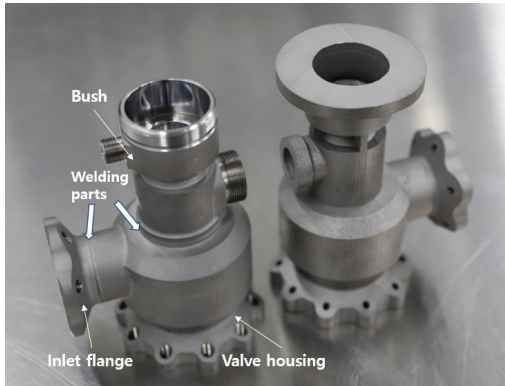


Fig. 14 End product of the valve housing manufactured by machining and welding (left) and intermediate product of valve housing produced by AM prior to final machining (right).

밸브 하우징의 경우에는 밸브 몸체와 부쉬(Bush), 그리고 입구플랜지의 세 부품이 전자빔 용접 과정을 거쳐 하위 조립체 형태로 완성된다(Fig. 14의 왼쪽 밸브 하우징 참조). 기계가공만으로 밸브 하우징을 일체형으로 제작할 수 없는 한계점이 있기 때문에 부품들 간의 용접은 필수적인 공정이며, 이와 같은 고난이도의 용접 공정으로 인해 제작의 어려움이 있을 뿐만 아니라, 용접에 대한 품질관리 또한 상당한 비용과 시간이 요구된다. 이에 밸브 하우징을 Inconel 분말을 사용한 SLM 방식의 AM을 통해 제작함으로써, 용접 공정 전체를 없애는 등 전체적인 제작 시간을 크게 줄일 수 있고, 더 나아가 AM 기술의 이점을 십분 활용하여 기존보다 가벼운 밸브 하우징을 설계 제작 중에 있다. 한편 Fig. 14에서 후처리 기계가공 이전의 AM 밸브 하우징 모습을 확인할 수 있다.

AM 이후 추가적으로 요구되는 정밀기계가공 측면에서 기존 소재에 비해 절삭성 등 기계가공성이 떨어지는 단점은 있지만, 소재 강도가 대략 1.5배가량 우수하며 보다 중요하게는 AM 제작성 및 제품 품질이 충분히 검증된 AM 소재라는 점에서 Inconel 분말을 밸브 하우징 소재로 사용하였다. 소재의 증가된 강도 이점을 감안하여 구조해석을 통해 기존 밸브 두께에 비해 대략 13%

가량 얇게 설계-제작하였다. 한편, 연소기 산화제 개폐밸브는 극저온 환경(-183 °C)에서 운용되는 특수한 상황을 고려하여야만 한다. 이에 AM 소재의 세 가지(0°, 45°, 90°) 적층방향 변화에 따른 상온 및 극저온 환경에서의 강도와 취성 특성을 확인하기 위해 인장시험과 샤르피 충격시험을 수행하였으며, 항복강도와 극저온 충격에너지가 각각 요구조건을 충분히 만족하는 것으로 확인되었다.

AM 밸브 하우징에 대한 후처리 정밀기계가공 이후 밸브 하우징에 대한 강도시험을 수행하여 구조적 건전성을 확인할 예정이다. 이후로는 다른 밸브 부품들과 함께 AM 밸브 하우징을 사용한 밸브를 조립하여 엔진 납품에 필요한 밸브 인증시험을 통해 밸브 성능을 최종 확인할 계획이다.

의미 있고 지속 가능한 AM적용 밸브 하우징 개발을 위해서는 두 가지 주요한 부분에 대한 면밀한 접근이 필요한 것으로 보인다. 첫째는 AM을 이용한 밸브 구조 최적화로서, 첫 개발품이 AM 가능성에 초점을 맞췄다면 이후 개발품은 구조적으로나 기능적으로 불필요한 부분을 과감히 제거하고 격자(lattice) 등 경량화 구조를 활용함으로써 AM만이 제공할 수 있는 구조적 이점을 최대한 끌어내야 한다는 것이다. 둘째로는 제작비용 즉 경제적인 관점에서의 접근으로서, 상당한 정밀도가 요구되는 밸브 하우징의 경우에는 AM 제작비용뿐만 아니라 후처리 정밀기계가공에 필요한 비용 또한 무시할 수 없이 높은 수준이다. AM 밸브 하우징이 현시점에서 다른 방식으로 제작된 제품에 비해 일정 수준 가격 경쟁력을 갖추기 위해서는 AM 비용 자체를 줄이는 것뿐만 아니라, 후처리 정밀가공에 필요한 비용을 낮출 수 있는 AM 소재 및 열처리 공정 등에 대한 깊이 있는 검토가 요구될 수밖에 없다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 발사체 소형 엔진 개발을 위하



여 미국과 유럽, 일본 등에서 사용하고 있는 적층제조 현황과 국내의 개발 현황 등에 대해서 조사하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 발사체 엔진 부품을 제작하기 위해서 사용하는 적층 제조 방식은 대부분 PBF 방식으로서, DMLS, SLM, SLS, EBM 등의 기법들이 사용되었다.
- (2) 적층제조를 사용한 발사체 엔진 부품의 개발은 PBF 방식의 특징상 대형 제품을 제작하기 어렵기 때문에 대부분 낮은 추력을 가지고 있는 엔진 부품을 제작하고 있었다.
- (3) 엔진 부품을 적층제조를 사용하여 제작하는 이유는 제작 비용이 절감되고 제작 시간이 짧아지는 장점이 가장 큰 이유였으며, 또한 구성품 수량 감소, 설계 유연성 확보, 경량화 등의 장점들이 있기 때문에 사용 범위가 갈수록 넓어지고 있다.
- (4) 적층 제조를 사용하여 발사까지 성공한 엔진은 2019년 말까지 SpaceX의 SuperDraco와 Rocket Lab의 Rutherford Engine 밖에 없다.
- (5) 현재 발사체 엔진 부품의 적층 제조에 사용되었던 소재는 대부분 Inconel 718이었으며, 일부 Ti-6Al-4V 또는 구리합금 등을 사용하는 업체가 있었다.

#### References

1. "3D Printing Additive", 3D Systems, <https://make.3dexperience.3ds.com/processes/powder-bed-fusion>, 2 Mar. 2020.
2. "3D Printing and Design", <https://www.additive.blog/knowledge-base/3d-printers/laser-sintering-melting-sls-slm-dmls-dmp-ebm-shs/>, 2 Mar. 2020.
3. "Super Draco", Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/SuperDraco>, 25 Oct. 2019.
4. "Application Spotlight: 3D-Printed Rockets and the Future of Spacecraft Manufacturing", Autonomous Manufacturing, <https://amfg.ai/2019/08/28/application-spotlight-3d-printed-rockets-and-the-future-of-spacecraft-manufacturing/>, 25 Oct. 2019.
5. "Rocket Lab Aims to Win Cubesat-Launching Race", Space.com, <https://www.space.com/34364-rocket-lab-small-satellite-launch-race.html>, 26 Oct. 2019.
6. "Launcher a space start up making 3D Printed Rocket Engines", 3DPrint.com, <https://3dprint.com/220518/launcher-a-space-start-up-making-3d-printed-rocket-engines/>, 26 Oct. 2019.
7. "TritonTech: Additive Rocket Corporation", Freshbrewedtech, <https://freshbrewedtech.com/2019/02/02/tritonech-additive-rocket-corporation/>, 27 Oct. 2019.
8. "Relativity Space", Wikipedia, [https://en.wikipedia.org/wiki/Relativity\\_Space](https://en.wikipedia.org/wiki/Relativity_Space), 28 Oct. 2019.
9. "Ursa Major Tech", <https://www.ursamajortechnologies.com/>, 23 Oct. 2019.
10. "Ursa Major Technologies wants outsourcing engines to be the norm", Spacenews, <https://spacenews.com/ursa-major-technologies-wants-outsourcing-engines-to-be-the-norm/>, 23 Oct. 2019.
11. P. Sabin, A. Michallet, N. Meyers, S. Durteste, J.-F. Delange, S. Saubadine, and J.M. Ruault, "Vulcain 2.1, the European Reference for Ariane 6 Lower Stage cryogenic Propulsive System," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-FP0639, Madrid, Spain, 2019.
12. "Aerospace: ArianeGroup - Future Ariane propulsion module simplified by additive manufacturing", EOS, [https://www.eos.info/press/case\\_studies/future-ariane-propulsion-](https://www.eos.info/press/case_studies/future-ariane-propulsion-)

- module-simplified-with-3d-printing, 20 Oct. 2019.
13. L. Schelhorn, M. Gosch, L. Debeugny, P. Schroter, W. Schwarz, and S. Soller, "Optimal Design and Process Simulation for Additive Manufacturing," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-FP0354, Madrid, Spain, 2019.
  14. P. Simontacchi, R. Blasi, E. Edeline, S. Sagnier, N. Ravier, A. Espinosa-Ramos, J. Breteau, and Ph. Altenhoefer, "PROMETHEUS: Precursor of New Low-Cost Rocket Engine Family," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-FP0743, Madrid, Spain, 2019.
  15. "German Aerospace Center (DLR) Designs Liquid Rocker Engine Injector with 3D systems", World Wide Web location <https://www.3dsystems.com>, 28 Oct. 2019.
  16. D. kajon, D.Liuzzi, D. Boffa, M. Rudnykh, D. Drigo, L. Arione, N. Ierardo, and A. Sirbi, "Development of the Liquid Oxygen and Methane M10 Rocket Engine for the Vega-E Upper Stage," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-FP0315, Madrid, Spain, 2019.7.
  17. F. Battista, D. Ricci, P. Natale, D. Cardillo, M. Fragiaco, M. Ferraiuolo, R. Borrelli, and V. Salvatore, "The HYPROB Demonstrator Line: Status of the LOX/LCH4 Propulsion Activities," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2019-FP0621, Madrid, Spain, 2019.7.
  18. "Our Latest Updates", Orbex, <https://orbex.space/news>, 20 Oct. 2019.
  19. Derek O'Neal, "Evaluation of Additively Manufactured Demonstration Hardware for a Turbopump Application", NASA, <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140016517.pdf>, 20 Oct. 2019.
  20. "3-D Printed Fuel Pump: A Lot of Force in A Small Package", NASA MSFC, <https://www.youtube.com/watch?v=sVEPP0uHiJ8>, 28 Oct. 2019.
  21. "Marshall Tests 3D-Printed, Methane-Powered Turbopump", <https://www.youtube.com/watch?v=-Ufd2aV4Qa8>, 20 Oct. 2019.
  22. Tchou-Kien, D., Iannetti, I., Girard, N., Bonhomme, C., Ravier, N. Edeline, E., "PROMETHEUS, a low cost LOX/CH4 Engine Prototype," 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2017-4750, 2017.
  23. Forsberg, L. and Andersson, J., "Development and Qualification of Turbines for the Vinci Upper Stage Engine for Ariane 6," 69th International Astronautical Congress (IAC), IAC-18- C4.3.8, 2018.
  24. Ogawara, A., Kimura, T., Adachi, M., Nagasaki, A., Hiramatsu, N., Minoya, M., Tamura, T., Okita, K., Kawashima, H., Sakai, H., Higuchi, N., "Additive Manufacturing Development for LE-9 Engine," 69th International Astronautical Congress (IAC), IAC-18.C4.3.3, 2018.
  25. Tsukano, T., Nagao, N., Tomaru, H., and Kuga, T., "Component tests of a LOX/methane full-expander cycle rocket engine: Single-shaft LOX/methane turbopump," 8TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS), 2019.