https://doi.org/10.7735/ksmte.2021.30.1.60

J. Korean Soc. Manuf. Technol. Eng. ISSN 2508-5107(Online)

Check for updates

적층제조설계기법을 이용한 위성용 경량화 전개장치 구조물 개발

정화영^{a*}, 이재은^a, 김효태^a, 김기승^a, 박성우^a

Development of Deployment Structures for Lightweight Satellites Using Design for Additive Manufacturing Technology

Hwa-Young Jung^{a*}, Jae-Eun Lee^a, Hyo-Tae Kim^a, Ki-Seung Kim^a, Sung-Woo Park^a

^a Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd

ARTICLE INFO

Article hist	tory:		
Received	21	December	2020
Revised	13	January	2021
Accepted	19	January	2021
Keywords:			
Metal 3D	printir	ıg	
DfAM (Des	sign fo	or Additive N	/lanufacturing)
PBF (Powe	der Be	ed Fusion)	
Deploymen	t stru	cture	
Topology of	optimi	zation	

ABSTRACT

Additive manufacturing technology in metals allows for the design and fabrication of integrated satellite structures that reduce part counts and improve performance. This paper, proposes the application of the design for additive manufacturing (DfAM) process in the space environment. The small lightweight deployment mechanism structure was investigated for the strength and stiffness performance. The weight reduction was maximized through shape optimization by applying a topology optimization technique. In addition, a validation of the deployment mechanism structure design was confirmed under strength and vibration conditions through structural analysis. The mechanical properties of Ti64 Grade23 were compared and evaluated by the test of specimens and products manufactured using the power bed fusion (PBF) method.

1. 서 론

적층 제조(Additive Manufacturing) 기술은 국내의 주력산업 (자동차, 의료, 국방, 발전, 항공우주, 조선 등)에서 생산 공정을 혁신할 수 있는 기술로 평가 받고 있으며, 최근 시제품 제작 위주에 서 직접 부품을 제작할 수 있는 기술로 발전하고 있다. 플라스틱, 금속, 세라믹 등 다양한 재료에 대하여 압출, 레이저, 잉크젯 등의 기술을 활용하여 3차원 형상 데이터로부터 공구이동 경로를 생성 하여 한 층씩 쌓아 올리는 방식을 사용함에 따라 다양한 형태의 적층 기술들이 있다. 이러한 기술들 중 복잡하고 정밀한 형상이 요구되는 금속 부품 제작이 가능한 기술로는 금속 분말을 한 층씩 도포하고 레이저로 선택적으로 용융시켜 3차원 형상을 만들 수 있 는 PBF (Powder Bed Fusion) 방식의 3D 프린팅 기술이 많이 활용되고 있다^[1]. 이와 같은 3D프린팅 기술의 발전추세에 맞춰 국내 및 해외선진 국에서는 차세대 핵심분야 및 제조혁신기술 경쟁력 향상을 위해 설계 및 제작 기술개발과 표준화 활동은 세계적인 추세이다. 4차산 업혁명의 기술개발 일환으로 산업통산자원부에서는 국내 3D프린 팅산업 진흥을 위한 종합적인 실천전략으로써 "3D프린팅 산업 진 흥 기본계획('17~'19)"을 수립하고 "3D프린팅 글로벌 선도국가 도약"이라는 비전을 구현하기 위해 2017년부터 2019년까지 4대 추진전략과 12대 정책과제를 진행하였다. 특히 주력산업분야인 자 동차, 발전 및 항공·우주분야에서 3D프린팅을 이용한 첨단 제조 경쟁력 강화와 극한환경에서 견딜 수 있는 소형·경량화 부품에 적 용하기 위해 노력하고 있다. 국외의 경우 항공·우주 선진국에서는 저비용 및 경량화된 위성체에 임무수행이 가능하도록 3D 프린팅 으로 제작된 소형·경량화 제품의 다양한 연구가 수행되고 있다. 중국의 경우 430 kg 이하의 달관측용 소형위성의 심우주 미션과

^{*} Corresponding author. Tel.: +82-31-8026-4250

E-mail address: hwayoung.jung@lignex1.com (Hwa-Young Jung).

플랫폼의 최적화 목적을 달성하기 위하여 위상최적화 기법과 3D 프린팅 제조기법을 적용한 소형·경량화 구조물을 설계·제작하고 비행모델에 적용하였으며, 2019년 발사체에 위성을 탑재하여 미 션을 수행중에 있다^[2]. 미국의 3D 프린팅 안테나 업체는 소형위성 용 파라볼릭 안테나 최적화를 위해 초고주파와 급전모듈 최적화 설계기법과 3D프린팅을 접목하여 소형경량화된 송수신용 급전 부를 제작하였다^[3]. 이와 같이 제작된 송수신용 급전부는 래인큐 브(RainCube)라는 실험용 위성(6U CubeSat)의 전개형 안테나 에 장착되어 미션 수행 중이다^[4]. 유럽의 항공우주 대표기업인 에어버스(Airbus)에서는 3D프린팅 제조기법을 적용하여 위성에 적용할 수 있는 여러 기능이 통합된 초고주파 도파관의 필터를 제작하고 엄격한 우주환경 시험을 거쳐, 우주급 부품임을 검증 (Qualification Model)하였다. 특히 PBF방식으로 제작된 필터는 일체 구조설계를 통해 비용 및 중량감소효과와 초고주파 성능측면 에서 좋은 결과가 나타났음을 확인하였으며, 이를 구현하기 위해 다양한 분야(재료, 초고주파, 기계)의 전문가들이 새로운 접근법으 로 설계 및 제작법을 연구하였다^[5]. 또한 유럽 우주국(ESA)에서는 소형통신위성 개발을 위한 적층제조기법의 장단점을 분석하고 이 를 적용하기 위한 연구가 진행 중이다^[6].

국내의 경우 일반산업계에서는 3D 프린팅을 이용한 제품개발은 활발하게 진행되고 있지만 극한 환경에 노출되는 항공·우주의 제품 개발은 아직 시작단계에 있으며 해외 사례와 같이 비행모델(Flight Model)에 적용한 사례는 전무한 실정이다. 국내 항공/우주분야의 3D 프린팅을 이용한 개발동향을 살펴보면 발사체의 고도보정용 3D 프린팅 확장-굴절 노즐에 관한 실험적 연구를 통해 발사체 확장-굴 절 노즐을 금속 3D 프린터로 제작하여 후처리 전/후 실험적 연구가 진행되었으며, 아직은 검증비행모델에 적용하지 못하는 실정이다^[7]. 따라서 본 연구에서는 국내의 3D 프린팅을 이용한 항공·우주부품 적용에 대한 저변확대와 설계 및 제작 가능성을 확인하기 위해 비행 모델의 전단계인 비행인증모델(Qualification Model)에 적용할 수 있는 소형·경량화된 안테나 전개장치를 개발하고자 한다. 3D 프린 팅의 소재는 초기에 플라스틱 수지로 많이 적용 되었으나 최근 금속 분말에서 세라믹, 전도성 소재 및 바이오 소재 등 매우 다양하게 확산되고 있으며, 특히 극한 우주환경에서 적용할 수 있는 3D 프린 팅의 소재는 매우 한정적으로, 강성과 강도의 이점과 열팽창율이 적어야 하는 높은 기능성 소재 선택이 중요하다. 이와 같은 요구조건 에 부합하기 위해 위성의 소형 및 경량화 구현과 열팽창율이 일반 강 또는 알루미늄 소재보다 낮고, 비강성과 강도가 높은 티타늄 소재 를 적용하였다. Fig. 1(a)는 위성 탑재체 안테나의 형상을 나타낸 것으로 크게 RF 신호 전달을 위한 피더(feeder)와 삼발이(tripod) 구조, 반사판과 안테나 전반을 지지하는 중앙링(central ring)으로 구성되어 있다. Fig. 1(b)는 반사판을 전개하는 전개장치 구조물의



(b) Preliminary 3D modeling for deployment structure Fig. 1 3D modeling for antenna and deployment structure

초기 개념설계 방안을 나타낸 것으로서, 반사판을 회전하는 힌지축 과 중앙링 구조물 연결을 위한 전개장치 구조물로 구성된다. 초기 개념설계에서 도출된 전개구조물의 중량은 103.0 g으로 안테나 의 회전공간확보와 중앙링의 안정적인 강성확보를 위해 소형경량 화가 필요하다. 이를 구현하고자 우주환경을 고려한 적층제조설계 (Design for Additive Manufacturing) 프로세스를 제안하고 위상 최적화 기법을 적용한 형상최적화를 통해 소형경량화를 극대화하고 자 한다. 또한 구조해석을 통한 강도와 진동조건에서 구조적 안전성 을 확인하며, PBF 방식으로 제작된 제품과 동일한 공정상의 시편시 험을 통해 기계적물성치를 비교평가 하였다.

2. 전개장치 구조물 적층제조설계

2.1 우주환경을 고려한 적층제조설계(DfAM) 프로세스

금속 3D 프린팅의 적층제조설계는 적합한 소재의 선정부터 적 층형상 디자인 및 적층공정에 대한 파라미터 최적화로 이루어진다. 특히 적층제조(Additive Manufacturing) 공정은 출력품의 형상이 크고 복합한 경우 보다 효과적으로 적용할 수 있으며, 적층제조공 정 파라미터는 최종 출력품의 품질과 비용에 직접 영향을 미치게 됨으로 중요하게 고려할 사항이다^[8].

일반적으로 알려진 금속 3D 프린팅의 적층제조 공정 시뮬레이 션 프로세스는 형상 디자인과 적층공정으로 나누어지며, 형상 디 자인 시뮬레이션은 초기 형상 설계를 바탕으로 주어진 설계 요구



Fig. 2 Additive Manufacturing process simulation flow chart with ANSYS Additive Suite^[9]



Fig. 3 Design for Additive Manufacturing process

조건인 하중, 강성, 온도 및 구속조건 등을 고려하여 형상 최적화 (topology optimized) 수행하고 검증하는 과정을 거친다. 또한 적 정한 재료의 선택을 통해 적층 공정에 적용할 서포터 생성과 적층 제조 파라미터 분석 그리고 제조공정 분석을 통합적으로 시뮬레이 션 한다. Fig. 2는 ANSYS Additive Suite을 이용한 적층제조 공 정 시뮬레이션 작업 프로세스를 나타낸 것이다^[9]. 본 연구에서는 위성체용 구조물에 적용할 수 있도록 적절한 설계·제작 프로세스 가 필요하므로 아래와 같은 프로세스로 진행하였다. 우주환경조건 의 분석을 통해 요구조건을 도출하고, 주어진 환경조건에 최적인 적층제조 재료를 선택한다. 초기 형상 설계를 통해 주어진 환경조 건의 구속조건하에서 형상최적설계를 수행하고, 적층제조과정과 기능·성능 및 구조 분석 시뮬레이션을 통해 최적의 형상설계과정 을 반복적으로 수행한다. 마지막으로 최종제작공차에 적합한 후가 공이 가능한 설계인지 확인을 통해 제품을 제작할 수 있다. 이와 같이 우주환경을 고려한 적층제조설계(DfAM)의 프로세스는 Fig. 3에 나타내었다.

2.2 우주환경조건 분석

우주환경조건을 분석하기 위해 발사환경과 운용환경의 이해가 필요하며, 구조물의 하중관점에서 발사체별로 허용되는 설계하중 을 검토할 필요가 있다. 본 연구에서 진행중인 위성 탑재체의 안테 나는 발사체의 조건이 확정되지는 않았으며, 안테나의 설계를 위한 발사가능한 발사체의 공간 및 설계조건을 검토한 결과 국내에서 개 발되는 위성 탑재체의 전체중량이 1100 kg 및 직경 2.2 m 이하로 제작되었을 때 모든 발사체에 탑재가 가능함을 확인하였다¹⁰.

이와 같은 조건으로 위성 탑재체의 전체중량을 고려하여 설계제 한하중을 도출할 필요가 있다. 설계제한하중(Design Load Limit) 은 탑재체의 하중과 발사체의 설계제한하중을 참고하여 수식으로 계산이 가능하다^[11]. 위성 탑재체의 전체중량을 1100 kg으로 가정 하고 국외 발사가능한 발사체 중 Vega 발사체를 선정하였다. Fig. 4는 Vega 발사체 매뉴얼에서 제공되는 탑재체의 준정적설계제한 하중(Quasi-static design load limit)을 나타낸 것이며, Table 1은 발사 단계별의 하중값을 세분화하여 나타낸 것으로서 종방향은 3



Fig. 4 Spacecraft design limit loads for Vega launcher

Table 1 Design limit load factors for Vega launcher

T and arrest	Quasi-static load (g)			
Load event	Longitud	linal	Lateral	
Lift-off phase	-4.5	+3.0	±0.9	
Flight with maximum dynamic pressure	-3.0	N/A ⁽¹⁾	±0.9	
1 st stage flight with maximal acceleration and tail off	-5.0	N/A	±0.7	
2 nd stage ignition and flight, 3 rd stage ignition	-5.0	+3.0	±0.7	
3 rd stage maximal acceleration	-7.0 + M ⁽²⁾ /1000	N/A	±0.2	
AVUM ⁽³⁾ flight	-1.0	+0.5	±0.7	

[™] Load status: + = tension, - = Compression

N/A⁽¹⁾: Not Applicable

M⁽²⁾: Mass [kg] of the spacecraft

AVUM⁽³⁾: Attitude & Vernier Upper Module

Load case	Condition of application		
Design Limit Load	Longitudinal	Lateral	
Design Linni Load	11.7 g	1.7 g	
Frequency (Hz)	> 85 Hz		
Temperature (°C)	- 66.4°C ~ + 86.9°C		

Table 2 Load case conditions for LEO Satellite structure system

Table 3 Load cases for Deployment structure

Force &	Outer hole (N)			Inner hole (N)		
Moment	Case 1	Case 2	Case 3	Case 1	Case 2	Case 3
Tx	80.2	139.8	147.0	142.3	201.1	144.3
Ту	83.8	90.5	36.5	59.0	58.3	31.7
Tz	329.8	326.4	121.5	263.6	287.2	84.1
Rx	-	-	-	-	-	-
Ry	5445.8	5604.7	2893.0	1522.2	1538.4	1047.6
Rz	3724.9	4472.1	2496.3	2321.9	2842.1	2003.7

단 분리 후 최대 가속구간에서 질량에 비례하는 준정적하중의 최 대값을 나타내며, 횡방향은 최대 0.9 g의 준정적하중이 발생함을 알 수 있다^[12]. 탑재체의 중량을 1100 kg으로 설정하고 아래와 같 은 수식을 통해 비행검증모델에 대한 설계제한하중(Design Limit Load)을 산출할 수 있다.

$$D.L.L_{long} = Accel.(g) \times KQ \times FOSY \times KLD$$
(1)

$$D.L.L_{lateral} = Accel.(g) \times KQ \times FOSY \times KLD$$
⁽²⁾

여기서 D.L.Liong와 D.L.Liateral는 종방향 및 횡방향에 대한 설계 제한하중을 나타낸다. 또한 KQ (Qualification test factor)는 비 행검증모델에 대한 가중치 계수, FOSY (Yield design factor of safety)는 항복설계의 안전계수 및 KLD (Local design factor)는 구성품 설계계수를 나타내며, ECSS 핸드북을 참고하여 KQ 및 FOSY는 1.25와 KLD는 1.2를 적용하여 계산하였다. 설계제한하 중은 발사체의 충격하중 및 음향진동에서 발생되는 하중 등을 모 두 포락하는 초기 설계조건으로 고려될 수 있다. 또한 전개장치 구조물은 적정한 강성조건과 온도조건을 고려해야 한다. 이를 적용하기 위해 Vega발사체의 매뉴얼을 참고하여 종방향 및 횡 방향 최대 강성조건인 60 Hz의 √2 배인 85 Hz로 강성조건을 설정하였다. 저궤도에서 임무를 수행하는 위성용 시스템은 태양 복사 등으로 인한 극한 온도환경을 고려해야 한다. 특히 위성 외 부에 장착될 안테나는 극한 온도차로 인한 열변형으로 안테나 성 능에 치명적인 영향을 미치므로 궤도환경과 운용임무를 고려한 온도범위를 도출하여야 한다. 선행연구의 결과로 복사해석 전용 소프트웨어인 SINDA/Fluint를 이용하여 궤도 열해석을 수행한



Fig. 5 Definition of design space for topology optimization

결과 최저 -66.4℃에서 최고 86.9℃의 온도조건을 도출하였다^[13]. Table 2는 식 (1)과 식 (2)를 이용하여 얻은 종방향 및 횡방향의 설계 제한 하중 값과 강성 및 온도조건을 정리한 것이다. Table 3는 Table 2에서 도출된 설계제한하중(Design Load Limit)를 고려하여 전개장치 구조물이 받을 수 있는 하중조건들을 나타낸 것이다.

2.3 위상최적화를 통한 형상설계

위상최적화를 통한 형상설계의 이점은 설계영역을 각 요소로 이산화 하여 밀도 값으로 표현된 영역에 대하여 목적함수와 구속 조건에 따른 요소의 유무를 판단함으로써 최적의 설계형상을 표현할 수 있다. 최적형상으로 표현된 구조물로 구조적 안정성을 검증하여 최종 형상이 결정되는 과정을 거친다. Fig. 5는 초기 개념설계에서 진행된 전개장치 구조물의 단순화된 형상설계를 나타낸 것으로서, 설계영역 자체의 크기에 따른 제약조건을 완화 하고 최적화의 자유도를 높이기 위해 보다 큰 형상으로 모델을 설정하였다. 전개장치 구조물은 위성에 장착될 안테나 반사판을 회전하는 힌지축의 인터페이스와 복합재로 제작될 중앙링 구조 물의 접합부로 나누어지며, 단순화된 형상설계의 예상 중량은 약 197 g이다.

전개장치 구조물에 적용될 재질은 Table 2에서 제시된 극한온도 차에 의해 발생할 수 있는 열팽창계수(Coefficient of Thermal Expansion)차에 의한 장착부의 파손을 최소화하고 충분한 강도와 강성을 가진 재료가 적용되어야 한다. 또한 우주환경은 고진공상 태로서 200 km 이상의 고도에서는 10⁻⁵ torr (1기압=760 torr) 이하로 내려간다. 대부분의 재료는 진공 환경하에서 적어도 어느 정도는 가스나 증기 분출(outgassing)과 분출을 통해 체적이 감소 하는 현상이 나타나며, 따라서 위성체 적용실적(heritage)과 3D 프린팅용 금속소재를 검토하여 EOS 社의 티타늄 재질인 Ti64 Grade23을 적용하기로 한다.

위상최적화를 수행하기 위해 안테나 반사판을 회전하는 힌지 축의 바깥쪽 홀(outer hole)과 안쪽 홀(inner hole)의 하중조건을 적용하여야 한다. 또한 전개장치 구조물은 중앙링 구조물과 본딩



(e) Design validation (f) 1st Solid part after validation Fig. 6 Procedure for Optimization result from Concept design

으로 구속되는 조건을 고려하여 모든 하중 방향에 고정이 되도록 하였다. 이와 같은 조건을 고려하여 전개장치 구조물과 축으로 연결되는 홀(outer & inner hole)에 Table 3에 제시된 복합하중 조건을 적용하였다. Fig. 5에 나타낸 것과 같이 위상최적화 제외 영역(keep space) 및 비위상 최적화 영역(fixed displacement)을 구분하였으며, 구조물의 체결위치와 본딩부위는 설계회피 영역으 로 지정하여 위상 최적화 대상영역(design space)을 설정하였다.

3. 적용결과 및 고찰

3.1 위상최적화를 통한 초기 형상 설계

Fig. 6는 위상최적화 과정을 순차적으로 나타낸 것이다. 전개장 치 구조물의 경우 기계가공으로 제작되는 초기 설계개념을 적용 하여 직각 형상 및 원형 훌형상이 많아 기존 형상 그대로 위상최 적화를 수행하기에는 어려움이 존재한다. 따라서 Fig. 1(b)에서 수행된 전개장치 구조물의 초기 개념설계 방안으로부터 위상최적 화를 수행하기 위해 기계가공의 초기 절삭단계의 형상으로부터 단순화된 형상 모델을 Fig. 6(a)와 같이 도출하였다. Table 2의 설계하중으로부터 위상최적화의 경계조건을 부여하기 위해 전개 장치 구조물의 기계적 인터페이스를 고려하여 Table 3과 같은 설 계하중의 조건들을 산출할 수 있었다. 반사판과의 공진조건을 고

Table 4 T	opology	optimization	results	for	deployment	structure
-----------	---------	--------------	---------	-----	------------	-----------

Case	Concept design Result	Result after 1 st optimization	Result after final optimization
Strength	294.9 MPa	443.1 MPa	815.4 MPa
Stiffness	195 Hz	80 Hz	92.9 Hz
Mass	197.0 g	96.2 g	56.1 g

려하여 고유진동수 85 Hz 이상의 조건과 구조물 재질의 강도를 고려하여 최대등가응력 940 MPa 이하의 제한조건을 설정하였다. 또한 소형경량화 관점에서 질량감소율 30% 이상을 만족하는 위 상 최적화 과정을 수행하였다. Fig. 6(b) ~ Fig. 6(c)는 위상 최적 화 형상 변화과정을 나타낸 것으로 이를 수행하기 위해 ANSYS Discovery Live를 활용하였다. 단순화된 모델을 통해 위상 최적 화과정을 수행하여 Fig. 6(b) 및 Fig. 6(c)와 같은 초기형상을 구 현하였으며, 이를 통해 Fig. 6(f)같은 1차 최적화 설계형상을 구현 하였다. 물리적 조건의 형상 최적화 과정을 통해 주어진 강성/강 도 요구조건을 검증하고 소재의 허용강도 한계 내에서 30% 이상 의 경량화조건을 만족하기 위하여 정형화 모델의 강도 해석을 수 행하였다.

3.2 구조분석과 형상최적화를 통한 제품의 경량화

단순화된 모델과 1차 위상최적화로 얻어진 모델에 대한 강성/강 도 및 중량결과는 Table 4에 비교하여 나타내었다. 초기모델의 경 우 재료의 분포가 높은 관계로 낮은 응력분포와 높은 강성의 결과 를 확인할 수 있었으며, 주어진 강도조건(최대강도 950 MPa)과 강성조건(85 Hz 이상)에 맞춰 1차 위상최적화를 수행한 결과 강도 조건과 중량설정의 30% 이상에 대한 설정한 요구조건을 만족하였 으나, 강성요구조건인 85 Hz은 만족하지 못함을 확인하였다. 또한 초기 개념설계 예측중량인 103.0 g 대비 96.2 g의 결과를 얻어 중량감소량을 극대화하지 못하는 결과를 얻었다. 이를 극복하기 위해 1차 위상최적화로 얻은 형상모델을 통해 2차 위상최적화를 수행하였다. 강성 및 강도조건은 동일하게 설정하였으며, 중량감소 를 극대화하기 위해 최대 40% 이상의 경량화조건으로 재설정하였 다. Fig. 7은 최대중량감소를 실현한 형상최적화 유한요소모델형 상과 Table 3의 경계조건에 대한 강도해석 결과와 강성해석 결과 를 나타낸 것이다. 안테나 반사판을 지지하는 중앙링의 본딩부를 구속조건으로 적용하여 92.9 Hz 이상의 강성과 힌지축간 연결홀 에 대한 리브위치에서 최대응력이 815.4 MPa 발생함을 확인하여 강성 및 강도 요구조건이 충족함을 확인하였다. 또한 예상되는 중 량은 약 56.1 g으로서 초기 개념설계 중량인 103 g 대비 약 45% 의 중량 감소율을 가짐을 알 수 있다.



Fig. 7 Stiffness and Stress validation result of final model



Fig. 8 Metal 3D printed deployment structure

Fable 5	6 Building	platform	and	exposure	conditions
-----------	------------	----------	-----	----------	------------

	Item			
Building Platform conditions	building platform Temperature: 35°C			
	Present Beam offset: 0.056 mm			
	Move to Dosage Position: 400 mm/s			
	Recoating: 80 mm/s			
	Laser Power: 280 W			
Exposure Parameter	Scanning speed: 1200 mm/s			
	Layer Thickness: 0.03 mm			

Table 6 Mechanical properties of EOS Titanium Ti64 Grade 23

Item	Vertical direction	Horizontal direction	
Yield Strength	980 MPa	940 MPa	
Tensile Strength	1050 MPa	1050 MPa	
Number of Samples	84	72	
Average Density	4.4	g/cm ³	

Table 7 Mechanical properties of 3D printed specimens

Case	Yield strength	Tensile strength	Elongation at break
1	1004 MPa	1088 MPa	13%
2	999 MPa	1088 MPa	13%
3	992 MPa	1086 MPa	13%
4	1000 MPa	1086 MPa	13%
5	991 MPa	1076 MPa	14%
6	990 MPa	1078 MPa	14%
7	994 MPa	1079 MPa	13%

Table 8 Density of 3D printed specimens

Item	1	2	3	4	5
Density (g/cm ³)	4.37	4.37	4.35	4.36	4.36

3.3 시제품 제작 및 재료강도 평가

전개장치 구조물의 시제품 제작에 앞서 모서리와 힌지축 연결부 의 응력집중을 피하기 위해 라운딩(Rounding) 및 단순화 설계를 추가로 적용하였다. 3D 프린팅으로부터 제작된 제품의 정확한 강 도 및 강성을 확인하기 위해 인장시편과 밀도측정시편을 제품과 함께 제작하였다.

Fig. 8은 시제품의 형상을 나타낸 것으로서 제작을 위해 EOS社 M290 제품을 사용하였으며, 3D 프린팅의 제작 운용 조건들은 Table 5에 기술하였다. 3D 프린팅으로 제작된 제품의 강도검증을 위해 같이 제작된 시편을 이용하여 기계적 물성치를 확인하였다.

Table 6는 EOS社에서 제공하는 티타늄 재질인 Ti64 Grade23 의 기계적 물성치와 시편개수를 정리한 것이며, Table 7은 시제품 과 동시에 제작된 7개의 시편시험으로부터 획득된 기계적 물성치 를 정리한 것이다. 시편시험을 통해 얻은 항복강도, 인장강도 및 연신율 시험값은 EOS 社에서 제공되는 물성치와 비교하였을 때 동등 이상의 값이 확보되었다. 또한 Table 8은 5개의 밀도시편으 로 얻은 시험값들은 EOS사에서 제시한 밀도값에 유사함을 확인 하였다.

4. 결 론

위성 탑재체에 장착할 안테나의 경량화를 위해 위상최적화 기법

을 이용하여 전개장치 구조물의 소형경량화 설계를 수행하였다. 이를 위해 우주환경조건을 고려한 적층제조설계 프로세스를 검토 하였으며, 개념설계안으로부터 위상최적화과정을 통해 주어진 요 구조건을 만족하고 최대의 중량감소를 실현 할 수 있는 최적설계 안을 도출하였다. 또한 3D 프린팅을 통해 시제품을 제작하였으며, 시편시험을 통해 3D 프린팅으로 제작된 시제품의 구조강도검증을 수행하였다. 본 연구를 통해 얻어진 우주환경을 고려한 적층제조 설계(DfAM) 프로세스는 위상최적화 및 3D프린팅 제조기법의 복 합적인 과정과 시제품을 적용하기 위한 일련의 과정을 순차적으로 설명하고 있으며, 위성 탑재체의 소형경량화 구현관점에서 적용할 수 있는 설계/제작 프로세스를 제안하였다.

이를 토대로 선진국과 기술격차가 큰 위성 탑재체에 적용 가능 한 금속 3D 프린팅용 제품개발과 소형경량화 설계방안에 활용할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 '위성용 경량화 SAR 안테나 기술 개발' 사업의 일환 으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- Son, Y., 2020, DfAM Process Design for PBF Type Metal 3D Printing, Journal of KSME, 60:2 34-37.
- [2] Gao, Y. X., Ge, Y. M., Ma, L. X., Hu, Y. Q., Chen, Y. X., 2019, Optimization Design of Configuration and Layout for Queqiao Relay Satellite, Adv. Astronaut. Sci. Technol., 2 33-38, https://doi.org/10.1007/s42423-019-00034-0.
- [3] Hollenbeck, M., Smith, R., Cathey C., Opra, J., 2018, X-band Integrated Printed Antenna Measurement, IEEE/MTT-S International Microwave Symposium, 149-151, https://doi.org/ 10.1109/MWSYM.2018.8439526.
- [4] Radar in CubeSat(RainCube), n.d., viewed 4 December 2020, https://jpl.nasa.gov/cubesat/missions/raincube.php.
- [5] Booth, P., Lluch, E. V., 2017, Enhancing the Performance of Waveguide Filters Using Additive Manufacturing, Proceedings of the IEEE, 105:4 613-619, https://doi.org/10.1109/JPROC. 2016.2616494.
- [6] Martin-Iglesia, P., 2016, Impact of AM in Satellite Payloads, The 46th European Microwave Conference.
- [7] Lee, K. H., Park, S. H., Koo, J., Huh, H., 2019, Experimental Study on a 3D Printed Altitude-Compensating Expansion-

Deflection Nozzle for a Launch Vehicle, Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B, 43:12 859-869, https://doi.org/10.3795/KSME-B.2019.43.12.859.

- [8] Kim, Y. S., Choi, S. W., Yang, S. Y., 2019, Investigation to Metal 3D Printing Additive Manufacturing (AM) Process Simulation Technology (1), Journal of Drive and Control, 16:3 42-50, https://doi.org/10.7839/KSFC.2019.16.3.042.
- [9] ANSYS Additive Suite, n.d., viewed 4 December 2020, https://www.ansys.com/products/structures/ansys-additive-suite>.
- [10] Jung, H. Y., Lee, J. E., Kang, K. H., 2018, Study on Environment Load Condition for Structure Reliability of LEO Satellite, The Korean Society of Mechanical Engineers Spring Conferences, 11-12.
- [11] ECSS-E-ST-32-10C, 2008, ECSS Secretariat ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands.
- [12] Vega User's Manual Issue 4 Revision 0, 2014, viewed 4 December 2020, https://www.arianespace.com>.
- [13] Park, T. Y., Kim, S. Y., Yi, D. W., Jung, H. Y., Lee, J. E., Yun, J. H., Oh, H. U., 2020, Thermal Design and Analysis of Unfurlable CFRP Skin Based Parabolic Reflector for Spaceborne SAR Antenna, Int. J. Aeronaut. Space Sci., https://doi.org/10.1007/s42405-020-00301-7.



Hwa-Young Jung

Chief research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd. His research interest is SAR Antenna and Space System.

E-mail: hwayoung.jung@lignex1.com



Jae-Eun Lee

Chief research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd. His research interest is Fundamental Tech and Space System.

E-mail: jaeeun.lee@lignex1.com



Hyo-Tae Kim

Research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd. His research interest is Fundamental Tech and Space System.

E-mail: hyotae.kim@lignex1.com



Ki-Seung Kim

Research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd. His research interest is Fundamental Tech and Space System. E-mail: kimkiseung@lignex1.com



Sung-Woo Park Research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNex1 Co., Ltd. His research interest is Fundamental Tech and Space System.

E-mail: sungwoo.park@lignex1.com