

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1209

우주용 모듈화 형태의 경량 복합재료 전자장비 하우징 설계

장태성*, 조희근*, 서현석**, 김원석***, 이주훈****

Lightweight Composite Electronics Housing Design of Modular Type for Space Applications

Tae Seong Jang*, Hee Keun Cho*, Hyun-Suk Seo**, Wonseock Kim*** and Juhun Rhee****

ABSTRACT

This paper dealt with an alternative for maximizing mass savings in spacecraft design by replacing conventional aluminum alloy housing used for various spacecraft avionics by composite materials. Key requirements were defined for the purpose of composite housing design with sufficient durability and various functionalities as well as more lightweight characteristics as compared with aluminum alloy widely-used for conventional electronics housing. Conceptual design was also carried out for manufacturing modular, lightweight composite electronic housing equipped with high thermal and electrical conductivities, EMI protection, and radiation shielding characteristics as well as excellent structural performance; feasibility of enhancing mass savings in spacecraft design was presented.

초 록

본 연구는, 위성에 장착되는 각종 전자장비 하우징을 종래의 알루미늄 합금에서 복합재료로 대체함으로써 위성 경량화를 극대화할 수 있는 대안을 다루었다. 이를 위해, 기존 전자장비 하우징 재료로 널리 사용되는 알루미늄 합금에 비해 가벼우면서, 충분한 내구성과 다양한 기능성을 제공하는 복합재료 전자장비 하우징 설계를 위한 요구사항을 정의하였다. 또한, 열전도도, 전기전도도, EMI 보호, 방사차폐 특성과 더불어 강도가 우수한 구조적 특성을 갖춘 경량 복합재료 전자장비 하우징을 모듈화 방식으로 제작하기 위한 개념설계를 수행하고, 위성설계에 있어 무게절감을 크게 향상할 수 있는 가능성을 제시하였다.

Key Words : Composite Electronic Housing(복합재료 전자장비 하우징), Mass savings(경량화), Modular(모듈화), Spacecraft(인공위성)

1. 서 론

위성시스템 소형화, 탑재체 수용증대, 발사비용절감, 탐사임무 효율화 등의 요구로 인하여, 위성설계에 있어 경량화는 오랜 기간 진행되어온 연구주제였다. 이러한 연구결과로서, 위성 구조체를 복합재료로 대신하기 위한 구조 경량화 연구와 적용이 성과를 거두었으며, 현재 위성체 프레임이나 전개형 안테나, 광학구조물 등에 경량 탄

† 2010년 10월 12일 접수 ~ 2010년 10월 20일 심사완료

* 정희원, KAIST 인공위성연구센터

** 정희원, 한국항공우주산업(주)

*** 정희원, 한국항공우주연구원

**** 정희원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail : jrhee@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 115

소섬유 강화 복합재료(Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP)의 적용은 보편화되어 있다[1-3]. 특히 광학관측 위성탑재체의 경우, 기하학적 안정성(dimensional stability)과 경량화에 관한 높은 요구사항을 해결하기 위해 광범한 온도범위에도 열팽창계수가 0에 가깝고 높은 강성을 보이는 경량 고강성 복합재료를 적용하고 있다[4]. 이러한 경량화 성과와 위성전자장비 소형화 노력에 힘입어, 탑재체 수용능력이 크게 향상되었으며, 동일한 중량의 위성으로 수용할 수 있는 임무의 폭과 질이 향상되었다.

한편 위성시스템에서 전력, 통신, 명령·데이터처리, 자세제어, 관측기기의 각종 전자장비를 보호하는 하우징(housing) 구조물에는 여전히 금속재료가 광범하게 적용되고 있다. 특히 알루미늄 합금은 하우징 재료로 널리 사용되는데, 강도, 강성, 열전달, 우주방사 및 EMI 차폐특성과 더불어 가공성이 우수하다는 장점을 지닌 반면에, 금속재료로서 중량이 상당하여 위성경량화 관점에서는 한계를 갖게 하는 단점이 있다. 전자장비에 부여된 전자기능 측면에서 보면, 하우징은 기생 구조물로서, 경량으로 제공될수록 전자장비 전체 무게에서 전자유닛만의 무게가 차지하는 전기전자기능비(ratio of electronic functionality)가 향상되고 위성 경량화에 크게 기여할 수 있다.

경량화를 위한 획기적 대안으로서, 전기전자, 열전달, 방사차폐, 구조기능을 통합한 다기능구조체 기술이 주목을 받고 있다[5-6]. 그러나 규모가 큰 전자부품의 장착이 필연적인 전력시스템의 경우, 전자부 집적화나 다기능 통합화에 한계가 있을 수밖에 없으며, 이러한 경우 보완적으로 전자장비 하우징을 경량화하는 것이 위성경량화에 효과적인 대안이 될 수 있다. 이러한 이유로 기존에 알루미늄 합금으로 제작된 전자장비 하우징을 경량 복합재료로 대체하고자 하는데 관심이 집중되었다. Krumweide 등[7]은, 구조 경량화를 위해 CFRP 소재로 구성된 하우징의 설계개념을 제시하고, 하우징의 열전달 성능을 강화하기 위해 피치열(pitch-based) CFRP의 적용을 설계에 반영하였다. 또한 Aglietti[8]는 CFRP 하니컴코어 패널의 조합을 통한 경량 전자장비 하우징을 제안하였고, 장착된 전자보드(PCB)의 강성 증가를 위해 진동억제지지물(Anti-vibration rod)의 도입이 효과적임을 제시하였다.

전자장비 하우징을 경량 CFRP로 대체하는 데에는 여러 가지의 가능한 설계방식이 있을 수 있으나, 경량 복합재료 하우징에 열 및 전기 전도도, 복사차폐, EMI 보호 성능이 우수한 특성을

갖추도록 다양한 기능성을 통합 구비하는 것과 동일한 공정에 의해 재제작이 용이한 모듈화 방식으로 구성되는 것이 핵심이다. 본 연구는, 이러한 목적에서 경량 하우징 구현을 위한 요구사항을 분석, 정의하고, 상세한 개념설계를 통해 열전도도, 전기전도도, EMI보호, 방사차폐의 특성과 더불어 강성과 강도가 우수한 구조적 특성을 갖춘 경량 복합재료 전자장비 하우징의 제작가능성과 위성설계에 있어 효과적인 경량화 대안을 제시하였다.

II. 기존 설계개념 분석

2.1 기존 전자장비 하우징 구성

기존 위성의 전자장비 개발과정에서는, 전자부의 성능을 향상시키는 방향으로 노력이 주로 진행되어왔으며, 하우징은 전자부 보호 및 하중지지 측면에서 금속재료를 이용하여 설계가 이루어졌다. Fig. 1은 알루미늄 하우징으로 구성된 전형적인 위성 전자유닛의 형상을 나타내고 있다. 알루미늄으로 제작된 하우징에 전자보드(PCB)를 체결하고, 전기접속을 위한 커넥터를 설치할 수 있도록 구성된다. 알루미늄 하우징은 충격하중, 랜덤진동 등의 발사환경으로부터 전자보드를 보호하고, 전자보드에서 발생된 열을 하우징을 통해 외부로 전달하는 역할을 수행한다.

그러나 하우징의 구조적 신뢰도 확보에 보수적인 접근을 하면, 전자장비의 전기전자기능비를 떨어뜨리는 요인이 된다. 실제 설계된 위성전자장비의 예를 통해 해당 유닛의 전기전자기능비를 Table 1에 제시하였으며, 전기전자기능비가 대략 40~60%에 머물고 있음을 알 수 있다. 전자장비 설계에 있어서, 전기전자기능비의 향상은 경량화와 직결되지만, 알루미늄을 적용한 하우징의 설계에 있어서는 경량화에 한계가 있다. 유럽의 경



Fig. 1. Typical electronics housing and PCBs

Table 1. Ratio of electronic functionality for selected avionics of STSAT-3

위성전자 유닛	전자기능비
전력분배 유닛	58.3
전력조절 유닛	56.3
명령 및 데이터 처리 유닛	48.2
자세제어 인터페이스 유닛	48.8
S대역 송수신 유닛	45.1
X대역 송신 유닛	34.9

우에도 일반적으로 전자장비 중량의 1/4~1/3 정도를 알루미늄 하우징이 차지하고 있으며[8], 수행기능에 비해 하우징 중량비율이 높은 편이다.

2.2 경량화 대안 분석

Table 2에 제시한 Wertz와 Larson [9]의 위성 중량분석에 따르면 구조계가 차지하는 중량비율은, 통신위성에서 21.3%, 항법위성에서 23.5%, 원격탐사위성에서 18.9%, 소형위성에서 22.7%로서, 평균적으로 21.7% 정도를 차지한다. 알루미늄의 비중이 2.7인데 비해, CFRP의 비중은 레진 함량에 따라 변동이 있으나 대략 1.6~1.7정도인 것을 감안하면, 구조계를 고강도 복합재료로 대체한다면, 기존 구조계 대비 약 40%의 중량절감이 가능하며, 이는 위성 총건조중량 대비 약 8~9%의 절감효과에 해당한다.

Table 2에 따르면, 전력계, 원격검침·추적 및 명령계, 자세제어계 등 전자장비의 중량비율이 상당하며, 탑재체 전자장비까지 포함한다면, 대략 위성 총건조중량의 40~50%에 해당한다. 이들 전자장비에서 전기전자기능비가 60% 정도 차지한다면, 하우징 중량분율은 40%정도로서, 위성 총건조중량의 최대 20%가 하우징의 무게로 추정된다. 따라서 위성 경량화 관점에서는 전자장비의 하우징을 최대한 감소시키는 것이 큰 효과를 발휘할 수 있다. 알루미늄 하우징을 유사한 구조 특성의 경량 CFRP로 대체한다면, 위성 총건조중

Table 2. Mass distribution for satellites [9]

위성분류	위성건조중량 대비 하부계 중량비율(%)							
	탑재체	구조	열	전력	TT&C	ADCS	추진	
통신	27.4	21.3	3.6	31.9	4.8	6.9	3.8	
항법	21.2	23.5	9.9	32.1	4.7	5.6	3.2	
원격탐사	34.6	18.9	2.1	24.3	3.4	4.5	6.1	
소형위성	24.4	22.7	1.7	24.6	12.7	11.3	2.7	
평균	26.7	21.7	3.4	27.9	7.5	8.0	3.7	

량 대비 8%의 추가적인 질량절감이 가능한 것으로 예측된다. 이는 위성 구조계를 경량 CFRP로 대체한 것과 유사한 큰 중량절감효과를 제공할 수 있음을 의미한다.

한편 경량화와 소형화는 불가분의 관계로서, 전자장비 소형화는 필연적으로 전자장비 하우징의 부피축소와 자연적인 질량절감을 유도한다. 특히, 허용중량이 위성 임무에 매우 큰 제약으로 대두되는 탐사임무설계의 경우, 소형화와 경량화는 임무 실현을 위한 핵심적인 사안이라고 할 수 있다. 따라서 CFRP를 적용한 하우징 제작 개념은 전자장비 소형화와 더불어 위성경량화에 상당한 기여를 할 수 있는 대안으로 평가된다.

III. 설계 요구사항 분석

일반적인 CFRP 소재는, 알루미늄에 비해 가볍고 비강성과 비강도가 우수하나, 차폐특성과 열전달 특성이 알루미늄에 비해 떨어진다. 이러한 점을 보완하여 CFRP 하우징 설계에 필요한 기계, 전기, 열 설계 요구사항을 분석하였다.

3.1 CFRP 하우징 강도 및 강성

CFRP 하우징의 강도에 관하여, 준정적인증하중 20G에 견디고, NASA-GEVS-SE 규격을 준용하여 랜덤진동 14.1Grms에도 충분한 내구성을 갖출 것을 정의하였다. 문헌 [9]에 의하면 대다수 발사체 시스템은 35Hz 이하의 고유진동수를 가지며, 국내에서 개발된 위성 대부분은 100Hz 미만의 위성체 고유진동수를 갖는다. 이에 따라 하우징의 강성은, 발사체 진동모드 및 위성체 저차진동모드와 공진을 회피하는데 충분한 값으로 정의하였으며, 구체적으로는 하우징의 고유진동수가 100Hz 이상이 되도록 설정하였다.

3.2 방사차폐

지자계에 붙잡힌 고에너지 양성자 및 전자, 태양에너지입자(SEP), 고에너지 우주입자(GCR)에 의한 방사선으로부터 전자장비를 보호하기 위해, CFRP 하우징은 충분한 방사차폐능을 확보하여야 한다. 일반적으로 CFRP는 알루미늄보다 밀도가 낮아 방사차폐능이 떨어지는 것이 단점이다. 방사차폐특성의 보안을 위한 요구조건으로, 알루미늄 2mm 두께가 갖는 양성자 차폐능과 등가한 특성을 지니도록 요구사항을 정의하였다. 수치적으로는 19.3MeV의 양성자빔이 CFRP하우징에 입사하여 정지되는 성능을 지니도록 설계한다.

3.3 EMI 차폐

CFRP 하우징 내 장착된 전자장비의 EMI 차폐를 위해, 10GHz에서 20dB 이상의 EMI 차폐특성을 가질 것을 정의하였다. 또한, 하우징의 전기적 접지능은 2.5mΩ 이하로 정의하여, 전자보드의 사시접지를 충분히 수용할 수 있도록 설계한다.

3.4 열 전달 및 소산

일반적인 CFRP의 경우, 열전도계수가 알루미늄 합금에 비해 낮아, 열설계에 상대적으로 취약하여 보완이 필요하다. CFRP를 적용한 전자장비 하우징이 알루미늄 합금으로 제작된 하우징의 제공하는 열전달 특성 (125W/m·K)과 등가하거나 우수한 특성을 지닐 것을 요구사항으로 설정한다.

3.5 제작성

소재 특성상 CFRP 기계가공비는 알루미늄 합금 가공비에 비해 비싼 것이 특징이다. 경량화의 보상으로 고비용의 제작 비용을 부담하는 것은 복합재료 하우징 제작의 장점을 훼손한다. 따라서 머시닝 장비에 의한 가공을 최소화하는 것이 필요하며, 워터제트(waterjet) 방법에 의한 동일 패턴 가공을 지향하도록 설계하여 저비용 복합재료 가공방법을 활용한다.

IV. 복합재료 하우징 개념설계

4.1 전자 PCB 접속 설계

전자장비 하우징은, 기본적으로 PCB 장착 수월성과, 복수 개 전자 PCB로의 확장성을 갖출 수 있도록 개념설계를 하였다. 또한, PCB를 견고하게 지지하고, PCB에서 발생된 열원을 효과적으로 하우징 구조부로 전달하기 위해서는 PCB 양단에서 면접촉을 통한 지지방식이 효과적이다. 이에 따라 열전도 특성이 우수한 금속재료의 locking retainer를 이용하여, 복수 개 PCB를 용이하게 장착하는 방식을 고려했다. 복수 개의 PCB는 FR4 재료로 이루어지며, 표준 Eurocard 6U 규격을 준용하여 160mm×233mm의 동일한 크기를 가정하였다. 가용면적상에 전자부품을 실장하고, 전력수급 및 데이터전달 등 전기접속에 필요한 D-sub 커넥터를 구비한다. locking retainer를 이용한 복합재료 하우징 내 PCB 장착 개념을 Fig. 2에 제시하였다.

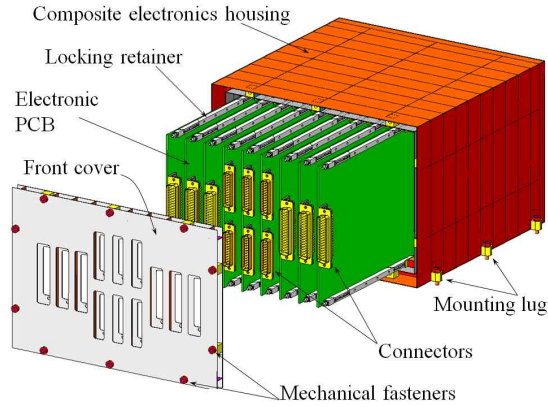


Fig. 2. PCB supporting and locking concept

대표적인 locking retainer [10]의 재질은 열전도특성이 좋은 알루미늄 6061-T6로서, 열저항은 대략 2°C/W/in 정도로 PCB발열원의 전도에 효과적이다.

4.2 경량 하우징 구조 설계

전자장비 하우징을 복합재료로 제작하는 방식에는 RTM(resin transfer molding) 방식이 있으나, 이와 같은 주문제작 방식은 정밀도가 높으나 개별적인 전자장비를 제작하는데 있어 각각 특징적으로 설계된 금형이 필수적으로 필요하며, 많은 제작비를 요구하는 등 다소 비효율적이라고 할 수 있다. 따라서, CFRP 면재를 적용하여 굽힘강성이 우수하고, 범용 제작성을 갖춘 모듈화 하우징 개념을 고려했다. 육면체 하우징 프레임을 구성하는 6개의 패널은 대칭 설계에 따라, 동일 패턴의 단품으로 구성이 되어 제작 용이성을 확보할 수 있으며, Eurocard 6U PCB의 기하학적 수치에 따라서 전자장비 하우징의 크기가 결정된다.

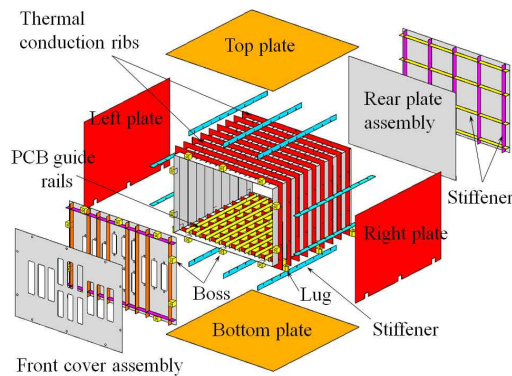


Fig. 3. Configuration of composite housing

얇은 구조용 복합재료 면재를 이용하여 전자 장비 하우징 프레임을 구성하되, 충분한 내구성을 확보하기 위해서 각각의 프레임 단면 도시에 대해 면적모멘트가 큰 값을 가질 수 있도록 강화격자를 적용하는 것을 특징으로 구조개념을 설계하고, Fig. 3에 복합재료 하우징의 구성 형상을 나타내었다. CFRP 면재의 소재로는 USN150 (SK 케미칼, 한국)을 고려하였으며, $[0/90]_s$ 준등방성으로 적용한 두께 0.5mm의 면재를 적용하였다. Table 3은 적용된 CFRP의 물성치를 나타낸다.

각 패널은 굽힘강성이 우수하도록 두 장의 면재와 높이 10mm의 강화격자(stiffener)로 이루어진다. 모든 패널요소와 강화격자는 1m×1m 크기로 제작된 면재로부터 워터제트 가공에 의해 얻어지며, 특히 강화격자에는 홈을 가공하여 직교할 수 있도록 설계되었다. Fig. 4는 면재 단품들로부터 패널이 구성되는 예를 도시한 것이다.

전도성 에폭시 접착제를 이용하여 개별적인 면재와 강화격자를 상온경화(cold bonding)를 통해 패널로 제작한다. 상, 하, 좌, 우, 후면은 최종적으로 일체형으로 접착 제작되고, 구성된 하우징에 locking retainer를 이용하여 전자 PCB를 장착하게 된다. 전면 패널은 최종적으로 볼트와 같은 체결부품에 의해 측면 패널과 기계적으로 조립된다. 전장박스를 체결부에는 알루미늄과 같

은 금속재료를 적용하였으며, 러그(lug)와 보스(boss)가 대표적인 적용 예에 해당한다. Locking retainer는 PCB 양쪽 끝단을 하우징의 인도레일에 밀착시킴으로써, 외부하중으로부터 PCB를 견고하게 지지한다.

러그 및 보스의 재질인 알루미늄은 열팽창계수가 24ppm/℃으로서, 특히 USN150 섬유방향 열팽창계수와 차이를 보인다. 그러나 러그 및 보스와 CFRP간 접촉계면의 최대면적은 10×20mm로 매우 작으며, 상온경화용 에폭시를 이용하여 접착을 수행하는 접근방법을 적용함으로써, 이들 재질의 열팽창계수 차이로 인한 구조적 문제는 무시할 만하다고 고려된다.

4.3 열전도 링크 설계

PCB로부터 발생된 열원을 효과적으로 전달하기 위해, Fig. 5에 제시한 바와 같이, 복수개의 열전도 리브(ribs)가 패널 내부면재의 등간격 슬롯에 삽입되어 접착되는 구조로 이루어져 있다.

리브는 강화격자와 함께 복합재료 전장박스 프레임을 지지하는 역할을 수행할 뿐만 아니라, PCB 인도 레일의 역할을 동시에 수행한다. 발열원의 규모에 따라, 열전도 리브의 개수와 배치간격을 조정함으로써, 열전달 단면적을 변화시킬 수 있다. 두께 1mm의 알루미늄으로 이루어진 PCB 가이드 레일 (guide rail)이 리브 측면에 함께 접착되어 Locking retainer가 넓은 단면적으로 압착되도록 설계하였다.

열전도 리브 및 이와 직교하는 강화격자의 경우, USN150 대신 열전도도 및 전기전도도가 우수한 피치계열 (pitch-based) CFRP 면재를 이용한다. Table 4는 피치계열 CFRP의 열전도도를 제시한 것이다. 섬유방향 열전달계수가 알루미늄 (125W/m·K)에 비해 매우 클 뿐만 아니라, 복

Table 3. Mechanical properties of USN150

Properties	Values
Density (kg/m ³)	1540
Longitudinal modulus, E _x (GPa)	130
Transverse modulus, E _y (GPa)	10.5
Shear modulus, G _{xy} (GPa)	5.06
Poisson's ratio, ν _{xy}	0.28
CTE α _x , α _y (10 ⁻⁶ /℃)	-0.9, 27

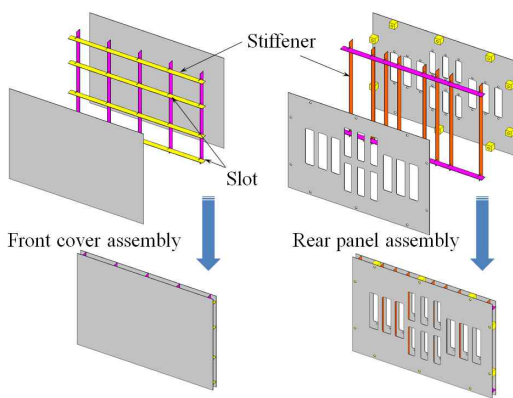


Fig. 4. Panel manufacturing process

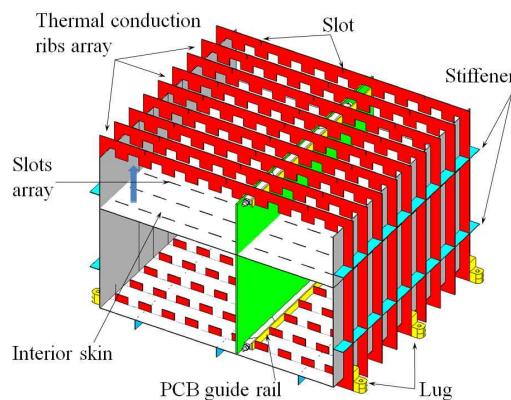


Fig. 5. Thermal conduction link design

Table 4. Thermal conductivities of pitch-based CFRP in fiber direction

Pitch-based fiber	k (W/m · K)
K1100 (Cytec)	900~1000
K-800X (Cytec)	750~850
K13C2U (Mitsubishi)	620
K13D2U (Mitsubishi)	800
YS-95A (NGF)	600

합재료 성형 후 비중은 대략 2.2 정도로서 이는 알루미늄 비중 2.7에 비해 작은 값이다. 따라서, 피치계열 CFRP의 높은 열전도 특성으로 인해, 발생열을 러그(lug)와 하면 패널에 신속히 전달할 수 있다. 제안된 열전도 리브는, 동일 패넌의 가공을 통해 제작이 용이하게 설계되어 있으며, 열전달과 경량화에 기여할 수 있는 소재특성 및 구조가 특징이다.

4.4 방사차폐 설계

Table 5는, 20MeV 에너지의 양성자빔을 입사 각 0°로 다양한 물질에 조사하였을 때, 물질 내 양성자의 비정(stopping) 거리를 SRIM 코드를 이용하여 모사한 결과를 나타낸다.

양성자빔에 대해 물질의 비중과 비정거리 곱의 계산결과에서, CFRP는 알루미늄 대비 81% 정도의 중량으로도 동등한 차폐성능을 제공할 수 있음을 알 수 있다. 폴리에틸렌의 경우 경량화에 상당히 효과적이지만, 차폐를 위해 적용할 두께가 크게 증가하는 단점이 발견된다.

이전의 연구결과 [6, 11]에 의하면, 방사차폐제를 제작하는데 있어서, 복합재료와 밀도가 높은 텅스텐 박막의 조합 (CFRP/W/CFRP)에 의해 알루미늄에 견줄만한 경량 차폐제를 구현할 수 있음을 제시하였다. 텅스텐 0.1mm를 적용한 총 두께 2.1mm의 CFRP/W/CFRP 다층조합물질 역시 2mm 두께 알루미늄의 차폐효과에 필적할 수 있

Table 5. Stopping range of proton in material

Material	Density	Stopping	product
Aluminum	2.698	2.11mm	5.69
Carbon	2.266	2.09mm	4.74
Tungsten (W)	19.292	0.53mm	10.24
Gadolinium	7.902	1.19mm	9.40
Polyethylene	0.930	4.20mm	3.91
Nickel	8.896	0.76mm	6.77
Copper	8.949	0.80mm	7.12
CFRP	1.765	2.61mm	4.61

음을 확인한 바 있다. 그러나 CFRP 또는 텅스텐을 포함한 다층재료로 방사차폐를 구성하더라도, 패넌외부 전역에 적용한다면, 경량화를 극대화하기에는 어려움이 있다. 따라서 우주방사환경에 강인한 전자부품을 사용하되, 방사환경에 민감한 전자칩에 대하여 다층조합물질을 접착하여 국부 방사차폐를 적용하는 개념이 더욱 효과적이라고 판단된다.

4.5 EMI 차폐 및 접지설계

EMI 보호를 위해서는 CFRP 패넌의 외면 또는 내면에 7~10 μ m 두께의 니켈 또는 구리 코팅 처리를 한다. 전기도금(electroplating)이나 진공증착(vacuum deposition) 등의 방법이 적용될 수 있으며, 니켈이나 구리 박막(foil)을 적용하여 동시경화 또는 후접착과정을 통해 면재에 적용할 수 있다. CFRP의 섬유방향 전기전도성과 도전특성의 접착제 사용에도 불구하고, 전자장비 하우징은 사시 그라운드(chassis grounding)과 같은 전기적인 접지에 필요한 충분한 전기전도도의 확보가 어려울 수 있다. CFRP의 경우 두께방향으로 전기전도성이 낮으며, 전도성 접착제의 경우에도 전기전도성이 금속과 같은 정도로 우수하지는 않기 때문이다. 따라서 접지요구사항 (2.5m Ω)을 만족시키기 위해서는, 알루미늄으로 제작된 PCB 인도 레일 양단으로부터 Locking retainer까지 도전성이 확보되도록 와이어를 이용한 접지기능을 내장한다.

4.6 하우징 고유진동수 해석

Table 3에 제시된 USN150 물성치를 적용하여, 개념 설계된 복합재 전장박스에 대한 고유진동수 해석을 수행하였다. 전자부 PCB는 FR4 재질을 가정하였으며, 해석에 사용된 물성치를 Table 6에 제시하였다. 경험적으로 위성 전자유닛에 실장되는 전자부품의 실장밀도는 대략 1g/cm² 정도이다. 이 값을 PCB 실장품의 중량분포로 고려하였다.

우선 전자 PCB가 장착되지 않았을 때의 하우징의 고유진동모드를 계산하고, 9개의 PCB를 장착한 경우에 대한 고유진동모드를 계산하여 Fig. 6과 Fig. 7에 각각 나타내었다. Fig. 7은 하우징

Table 6. Mechanical properties of FR4

Properties	Values
Density (kg/m ³)	1850
Young's modulus, E (GPa)	22
Poisson's ratio, ν	0.15

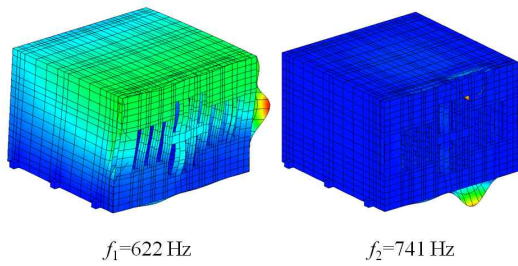


Fig. 6. Natural vibration modes of housing only

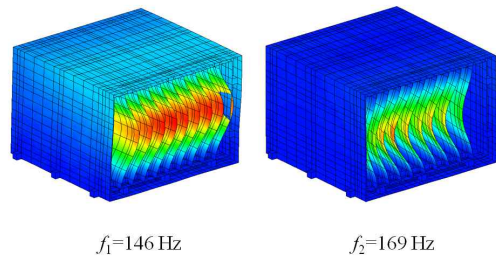


Fig. 7. Natural vibration modes of housing with electronics PCBs

내부 PCB의 진동모드를 관측하기 위해 전면 패널을 제외하여 모드를 가시화한 것이다. PCB를 장착하지 않은 경우, 하우징의 고유진동수는 600Hz 이상으로 매우 높은 상태이다. Eurocard 6U 규격의 9개 PCB가 장착된 하우징에서 얻어지는 첫 번째 고유진동수는 146Hz로서, PCB 진동에 의해 하우징의 고유진동 모드가 결정됨을 확인할 수 있다. 최저차 고유진동 주파수는 100Hz 이상의 값을 보이고 있으며, 요구사항을 충분히 만족함을 알 수 있다. 설계된 복합재료 하우징의 고유진동모드는 PCB의 평판 진동모드에 의해 지배됨을 알 수 있다.

V. 고 찰

설계된 복합재료 하우징 내 기능항목별 질량상세를 분석하여, Table 7에 상세히 제시하였다. CFRP 또는 다층차폐재료는 전자칩에 국부 적용하는 것을 고려하였으나, 개념설계 단계에서는 구체적인 전자회로가 정해지지 않았으며, 이에 따라 회로 내 차폐할 유효면적이 산출되기 어려운 관계로, 패널에 사용된 면재 중량의 40%를 방사차폐재 소요중량으로 가정하였다. 또한, 하우징 패널 접착에 사용되는 접착제 질량은 접착 유

Table 7. Mass budget of composite housing

Item	Mass(kg)	Fraction
Housing skin	0.662	10.5%
Housing grid	0.030	0.5%
Thermal link	0.249	3.9%
Boss & Lug	0.092	1.5%
Locking retainer	0.324	5.1%
PCB & electronics	4.654	73.7%
Adhesive	0.040	0.6%
EMI & spot shielding	0.260	4.1%
Sum	6.311	100%

효면적과 에폭시 비중을 고려하고, 충분한 질량 여유를 주어 예측하였다. Table 7의 결과에 의하면, 복합재료 하우징의 전기전자 기능비는 약 74% 정도로 추정되며, 기존의 알루미늄 하우징을 적용하여 통상적으로 얻는 40~60% 정도의 값보다 크게 향상된 것을 알 수 있다. PCB를 장착하는데 사용되는 locking retainer의 비율이 5%를 차지하며, 이 값을 제외한 순수 구조체의 중량비율은 21.2%에 불과하다.

본 연구에서 제안한 복합재료 하우징 설계 개념은, 충분한 강성을 확보하면서, 복합재료의 단점인 낮은 열전달특성을 피치계열 CFRP로 보완하고, 경량화에 효과적인 국부방사차폐를 고려함으로써, 전기전자 기능비를 극대화할 수 있음을 제시한다. 본 연구에서 제시한 경량 복합재료 전자장비 하우징 설계 개념을, 추후 실제 제작 및 성능평가를 통해 검증한다면, 위성전자장비의 경량화의 효과적인 대안이 될 수 있을 것이다.

VI. 결 론

위성설계에 있어, 위성 전자장비가 차지하는 중량은 상당하지만, 보수적인 기존설계 방법에서는 여전히 알루미늄합금을 기계가공하여 전자장비 하우징으로 사용하고 있으며, 이는 전기전자 기능비 향상의 걸림돌이 되어 왔다. 본 연구는 위성 전자장비 경량화를 극대화하기 위해, 경량 복합재료를 적용한 하우징 설계 요구사항을 정의하고, 모듈화된 하우징 제작 개념을 설계하였다. 또한 열전전도, 방사차폐 및 EMI보호 특성과 더불어 강성이 우수한 복합재료 하우징의 제작을 위한 기능구현 방안을 개념적으로 제시하였다. 모듈화 방식으로 설계된 복합재료 하우징은, 위성전자장비의 전기전자 기능비를 크게 향상할 것으로 예측되며, 위성 경량화의 효과적 대안이 될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업의 지원으로 수행되었으며, 이에 대하여 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Tremblay, G.A., Boyce, E.J., Pham, T.N., "Demonstrated Technology for affordable, High Performance Polymer Composite Spacecraft Structures", *Proceedings of the Space Programs and Technologies Conference*, held in Huntsville, AL, 1996, AIAA Meeting paper 96- 4312.
- 2) Rosanova, G.G., "Composite Bus Structure for the SMEX/WIRE Satellite", *Proceedings of the 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1998, (SSC98-IV-4).
- 3) Datashvili, L., "Multifunctional and Dimensionally Stable Flexible Fiber Composites for Space Applications", *Acta Astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 1081~1086.
- 4) Bailly, B., Cornu, J.L., Capdepuy, B., Leleu, F., Kornmann, M., Pradier, A., "Dimensionally Stable Structures", *Proceedings of the Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing*, 1996, pp. 361~369.
- 5) Guerrero, J., Fosness, E., Buckley, S., "Multifunctional structures", *Proceedings of AIAA Space 2001 Conference and Exposition*, held in Albuquerque, NM, 2001, AIAA-2001-4585.
- 6) Jang, T.S., Oh, D.S., Kim, J.K., Kang, K.I., Cha, W.H., Rhee, S.W., "Development of multifunctional composite structures with embedded electronics for space application", *Acta Astronautica*, Vol. 68, pp. 240-252, 2011.
- 7) Krumweide, G.C., Tremblay, G.A., "Issues to Address in Use of Composite Materials for Electronic Packaging", *Proceedings of the 17th Digital Avionics Systems Conference*, 1998, pp. H35-1~H35-8.
- 8) Aglietti, G.S., "A Lighter Enclosure for Electronics for Space Application", *Proc. Instn Mech. Engrs, Part G: J. Aerospace Engineering*, Vol. 216, 2002, pp. 131~142.
- 9) Wertz, J.R., Larson, W.J., *Space Mission Analysis & Design*, Space Technology Library, Torrance, CA, 1999, pp. 894~896 & p. 688.
- 10) <http://www.birtcherproducts.com/PDF/BirtcherThermal.pdf>
- 11) Spieth, B.D., Qassim, K.S., Pittman, R.N., Russell, D.A., "Shielding Electronics Behind Composite Structures", *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 45, No. 6, 1998, pp. 2752~2757.