

## 技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.6.526

## 위성용 사각형 격자강화 구조의 다기능 구조체 개념설계

서현석\*, 장태성\*\*, 이주훈\*\*\*, 김원석\*\*\*\*, 현범석\*\*\*\*, 임재혁\*\*\*\*, 황도순\*\*\*\*, 이상곤\*\*\*\*, 조희근\*\*  
한은수\*, 김임수\*, 심은섭\*\*\*\*

## Conceptual Design of Multi-Functional Structure using Rectangular Grid-Stiffened Structure for Satellite

Hyun-Suk Seo\*, Tae Seong Jang\*\*, Juhun Rhee\*\*\*, Wonseock Kim\*\*\*\*, Bum-Seok Hyun\*\*\*\*, Jae Hyuk Lim\*\*\*\*, Do-Soon Hwang\*\*\*\*, Sang-Kon Lee\*\*\*\*, Hee Keun Cho\*\*, Eun-Soo Han\*, Im-Soo Kim\* and Eun-Sup Sim\*\*\*\*

### ABSTRACT

The MFS (Multi-Functional Structure) concept, which integrates the electronics, thermal control and structure into a single packaging system, has been developed and applied to reduce the volume and weight of the satellite. Therefore, this MFS can eliminate the bulky chassis/frames, cables and connectors of the electronic equipment. The main point of this traditional MFS is the replacement of the electrical chassis/frames with MCMs (Multi-Chip Modules) that require much costs and efforts for developing.

This paper shows the new MFS concept that effectively saves the volume and weight. The structure including the thermal control and radiation shielding elements will be designed and manufactured as the rectangular grid-stiffened structure. The rectangular grid-stiffened structure is the modification of the iso-grid structure, and provides the enough spaces for putting the general PCBs without the chassis/frames.

### 초 록

위성의 부피 및 무게 절감을 위하여, 전자, 열제어 및 구조를 하나의 시스템으로 일체화 시키는 다기능 구조체가 개발되어 적용되어 왔으며, 다기능 구조체는 전자장비 중 무게가 많이 나가는 새시/프레임들, 케이블들 및 커넥터들을 제거 할 수 있다. 이런 기존의 다기능 구조체의 주요 사항은 전기·전자의 새시/프레임들을 개발 비용 및 시간이 많이 요구 되는 MCMs (Multi-Chip Modules)로 대체 하는 것이다.

본 논문은 위성의 부피 및 무게를 효율적으로 절감할 수 있는 새로운 다기능 구조체의 개념을 보여준다. 구조는 열제어 및 우주방사차폐 기능을 포함한 사각형 격자강화 구조체로 설계 및 제작된다. 사각형 격자강화 구조체는 등방격자구조체의 수정형으로 일반적인 인쇄회로기판을 새시/프레임 없이 내장할 수 있는 충분한 공간을 제공한다.

**Key Words** : MFS(Multi-Functional Structure, 다기능 구조체), Grid-Stiffened Structure (격자강화 구조체), Electronic Equipment(전자장비), Satellite(인공위성)

† 2010년 10월 12일 접수 ~ 2011년 5월 30일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주산업(주)

\*\* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail : jrhee@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 115

\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

### 1. 서 론

미래의 인공위성 설계 개념은 보다 가볍고, 크기가 작은 위성체 설계 기술을 요구하고 있다.

이를 위해 지난 수십 년간 구조체 재질을 경량화된 복합소재로 대체하여 위성의 무게를 절감하기 위한 연구가 이루어졌다. 그러나, 단순한 위성 구조체만의 무게 절감을 통하여 전체 위성에 대하여 큰 효과를 도출해 내기는 어렵다. 위성의 구조체 무게는 위성 전체 무게의 약 10 ~ 20% 정도로 구조체의 무게를 10% 절감한다고 가정하여도 위성 전체의 무게 절감 효과는 약 1 ~ 2%로 이의 효과는 미미하다. 위성의 혁신적인 무게 절감을 위해서는 전기·전자, 열제어, 구조 혹은 기타 위성 설계 기능들의 동시공학 (Concurrent Engineering)적 기술 종합에 의하여 이루어 질 수 있다. 이와 같은 기술 종합의 설계 개념을 도입한 다기능 구조체(MFS: Multi-Functional Structure)는 전기·전자 모듈, 즉, 전자부(혹은 전자회로)를 위성의 주구조물에 합침시킴으로써, 기존의 블랙 박스 형태의 전자장비를 위성에 장착함으로써 발생하는 부피 및 무게 증가의 설계 인자를 제거 할 수 있다. 효율적으로 전자부를 위성 주구조물에 합침시키기 위하여 신 개념의 패키징 (2-D 혹은 3-D MCM/Multi-Chip Module 및 유연 케이블/Flexible Cable 등) 기술, 열제어 기술 및 최신 복합소재 적용이 필요하게 된다.

해외 선진 우주 개발 업체인 Lockheed Martin Astronautics (LMA)는 1998년 발사된 DS1 (Deep Space 1) 위성에 다기능 구조체를 적용하였으며, Fig. 1과 같이 우주용으로 개발된 고집적화 개념

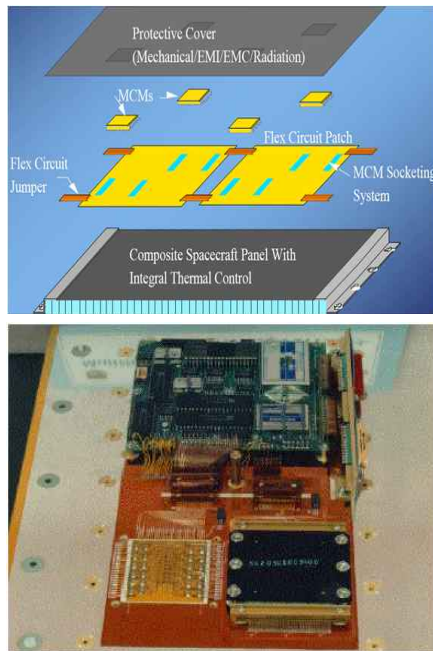


Fig. 1. MFS of DS1

의 MCMs 소자 및 유연 케이블 등을 활용하였다 [1]. 유럽의 다기능 구조체의 위성체 적용을 위한 기술 개발은 ESA의 AED (Advanced Equipment Design) 프로젝트의 일환으로 시작 되었으며[2,3], 참고문헌 4 및 5에는 다기능 구조체의 적용 사례들이 보여 진다. Fig. 2는 유럽에서 개발된 다기능 구조체의 예를 보여 준다. 상기의 사례들은 열제어 기능이 포함된 하니콤 코아 샌드위치 복합재 구조물과 샌드위치 구조물의 안쪽 스킨/면재 (Skin/Facesheet) 표면에 MCMs를 장착하여 다기능 구조체를 설계 및 제작 하였다.

국내에서는 Fig. 3과 같이 전자부를 과학기술위성(STSAT: Science & Technology SATellite)의 하니콤 샌드위치 복합재 구조물 내부에 삽입하여 다기능 구조체를 구현하였으며[6,7], 열제어 및 방사차폐 기능이 추가 되었다.

본 논문에서는 다기능 구조체의 구조로 하니콤 샌드위치 복합재 구조물 대신 격자강화 복합재 구조물을 도입하여 MCM의 개발 없이도 기존의 PCB (Printed-Circuit Board, 인쇄회로기판)를 내장할 수 있는 새로운 다기능 구조체의 개념을 보여준다. Fig. 4는 본 연구에서 개발 하고자 하는 다기능 구조체의 개념설계 결과 이다.

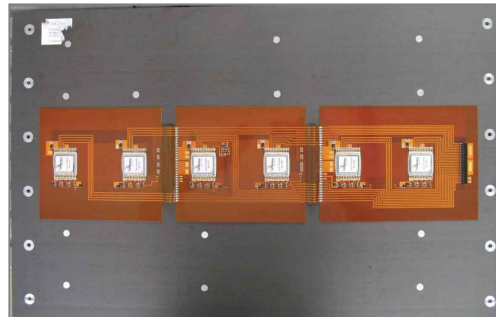


Fig. 2. MFS Developed by ESA

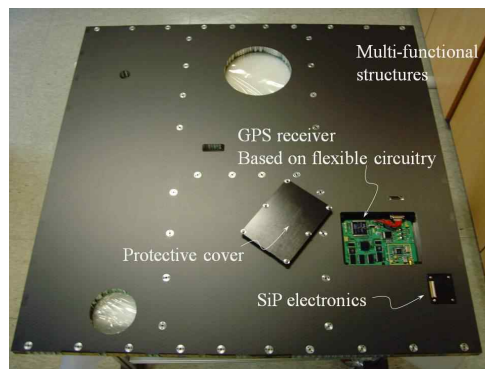


Fig. 3. MFS of STSAT-3

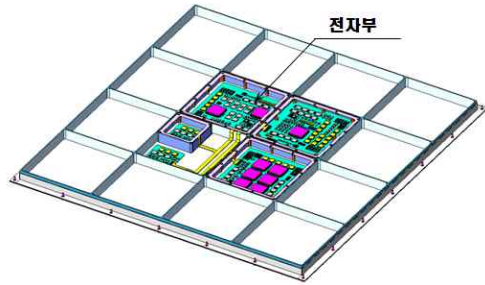


Fig. 4. MFS Conceptual Design using Rectangular Grid-stiffened Structure

Table 1. MFS System Comparison

MFS 기층	전자부 통합 방식	구현 방법의 특징	적용 사례
샌드위치 (CFRP/하니콤 코어/CFRP) 패널	전자회로 표면부착	<ul style="list-style-type: none"> <li>전자회로 부착/통합 용이</li> <li>구조체 공간 활용도 감소</li> </ul>	DS1 (LMA)
	전자회로 내장삽입	<ul style="list-style-type: none"> <li>구조체 공간 활용도 향상</li> <li>복수 개의 전자부 삽입 공간 제작 복잡</li> </ul>	STSAT-3 (MFS 개발)
격자강화 복합재 패널	전자회로 내장삽입	<ul style="list-style-type: none"> <li>공간 활용도 향상</li> <li>복수 개의 전자부 삽입 공간 생성 용이</li> </ul>	본 논문

Table 1은 NASA의 DS1, 과학기술위성 3호 및 본 논문의 다기능 구조체 구현 방법을 기층 (Substrate) 구조 및 전자부 통합/구성 방안으로 분류하여 비교한다[8,9].

기존 다목적실용위성 (KOMPSAT: KOREA Multi-Purpose SATellite)의 알루미늄 (Al: Aluminum) 하니콤 샌드위치 패널로 설계된 측면패널을 본 연구의 사각형 격자강화 복합재 패널로 대체하여 무게 절감을 비교하였다.

사각형 격자강화 구조체 내부의 열제어 및 PCBs 내장 기술을 증명하기 위하여 두가지 형태의 PCBs를 설계한다. 열을 적게 및 많이 방출하는 모듈을 모사할 수 있는 더미 전자회로를 설계/제작하여 구조체에 내장한다.

그리고, 방사차폐 기술 검증을 위한 간단한 전자회로 및 집적화 개념의 검증을 위한 CC (Chip Carrier) 소자를 이용한 더미 전자회로를 설계/제작 하여 구조체에 내장한다.

종래에 시도되지 않은 복합재 격자강화 구조체의 다기능 구조체로의 활용을 통해 강성 및 열전도성이 크게 향상된 시스템의 구현을 추진하며, 궁극적으로 부피 절감을 극대화하여 질량 감소를 획득하는 방식으로 접근한다. 또한, 다기능 구조체의 개념설계는 새시/프레임들이 없는 전자부 구성과 구조체 내 전자부 삽입, 열전달 경로 설계 및 방사차폐 기능을 통합하여 전기·전자, 열제어 및 방사차폐 기능을 겸비한 하중 지지물로서의 다기능 구조체 개발을 시도한다.

본 연구의 다기능 구조체 개발 가능성을 증명하기 위하여 내장, 열제어 및 방사차폐 설계 관련 전자부는 특정 전자장비의 전자회로 대신 더미회로 구현하여 설계, 제작, 시험 및 분석/평가된다.

## II. 본 론

### 2.1 사각형 격자강화 구조체 설계

NASA의 NMP (New Millenium Program) 일환으로 개발된 DS1 위성에 적용된 다기능 구조체 기술은 하니콤 샌드위치 구조 패널에 집적화된 전자회로를 부착시키는 방식을 택하였다. 이러한 전자회로-표면부착방식은 제작성이 용이하나 개발 비용 및 시간이 많이 요구되는 MCMs 사용이 필수적이다. 본 연구에서는 다기능 구조체 기층을 격자강화 복합재 패널로 구성함으로써, 격자강화가 생성하는 격자 공간에 전자회로를 삽입하고 내장하는 용도로 활용하고자 한다. 격자강화 구조는 가볍고, 비강성이 우수한 구조물을 만드는데 널리 활용되며, 알루미늄 혹은 복합재 재료의 발사체, 위성체 및 태양전지판 구조물 등에 삼각형 형상의 등방성 격자강화 구조 (Iso-grid Stiffened Structure)로 적용되고 있다 (Fig. 5)[8,9].

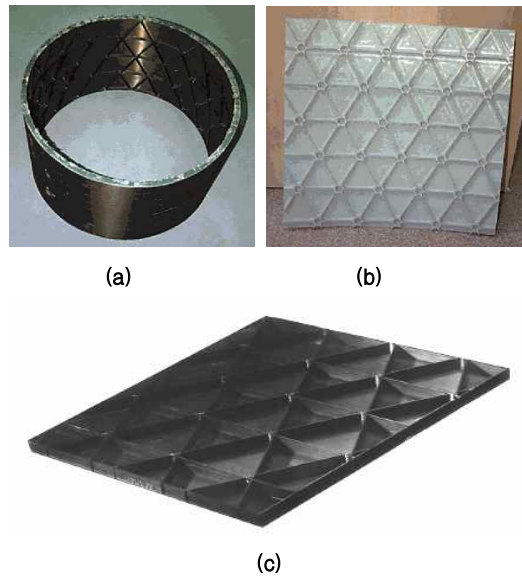


Fig. 5. Examples of Iso-grid Stiffened Structures ((a): Composite Cylinder, (b): Aluminum Curved Plate, (c): Composite Panel)

격자 형상은 삼각형, 사각형 혹은 혼합형 등의 여러 가지 요소가 될 수 있으며, 격자강화의 배치 간격, 두께 및 높이 그리고 면재의 두께와 같은 기하학적 변수의 조합에 의해 패널의 강성 및 강도가 제어된다는 것이 특징이다. 이러한 격자강화 복합재 패널은 일정 간격으로 배치된 격자에 의해 강성을 증가시킬 뿐만 아니라, 패널 상에 자연스럽게 공간이 생성되는 것이 특징으로, 생성된 공간에 전자회로를 용이하게 삽입하여 배치할 수 있는 것이 큰 장점이다. 격자강화 복합재 구조를 이용한 다기능 구조체는, 전기·전자 기능을 배치하기 위한 공간을 인위적으로 제작하지 않아도 되며, 격자에 의해 생성된 복수 개의 공간에 복수 개의 전자회로 배치가 가능하다.

사각 격자 구조가 삼각 격자 구조 보다 상대적으로 강성이 떨어지나 일반적인 사각 형상의 PCB를 취급한다고 가정하면, 본 연구의 다기능 구조체 개념 구현을 용이하게 할 수 있다. 사각 격자 구조가 적용 가능한 충분한 강성을 제공하면, 삼각 격자 구조 보다 Tooling Block 설계 및 Fiber Lay-up 과정을 수월하게 한다.

스킨 및 리브 (Rib)로 구성된 Fig. 6의 격자강화 복합재 구조체는 제작이 용이한 Pan 계열의 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics)로 설계/제작되며, Pan 계열 CFRP의 열전달 효과를 보완하기 위하여 높은 열전달계수를 갖는 Pitch 계열의 CFRP를 Pan 계열의 스킨 바깥쪽에 접착한다 (Table 3의 K<sub>11</sub> 참조).

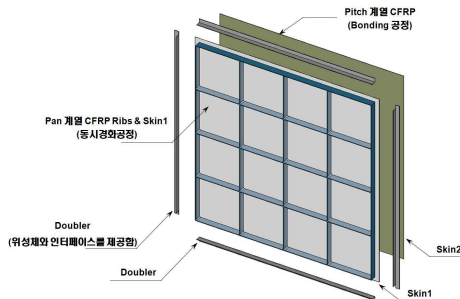


Fig. 6. Rectangular Grid-stiffened CFRP Panel

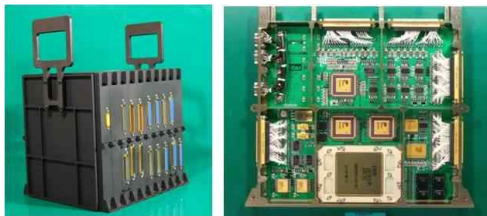


Fig. 7. KOMPASAT PCU and Interior Circuit w/o Chassis (but, w/ Frame)

무게 절감 효과를 비교하기 위하여 저궤도 지구 관측 위성인 KOMPASAT의 PCU(Power Control Unit, 총 무게: 43kg, 새시/프레임들: 21kg, 전자회로: 22kg, Fig. 7)가 장착된 알루미늄 하니콤 샌드위치 패널로 설계된 측면패널을 본 연구의 사각형 격자강화 복합재 패널로 대체하며, 동일한 PCU 기능이 MFS 개념으로 구현된다고 가정하면, PCU 전자회로가 사각형 격자강화 복합재 패널에 내장되게 된다. 전자회로가 패널에 내장되는 경우, PCU의 새시 및 프레임들은 제거된다. Fig. 8은 KOMPASAT의 PCU가 장착된 860(가로) × 890(세로) × 26.62(높이)mm 알루미늄 하니콤 패널(무게: 4.48kg, Table 2)과 대체될 MFS 패널(무게: 2.98kg, Table 3)을 보여 준다. 본 연구의 MFS 패널 해석 시, 위성체와의 접촉을 위한 20mm의 더블러 (Doubler)는 제외되었으며, 더블러를 포함한 MFS 패널의 크기는 900(가로) × 930(세로) × 31.44(높이)mm 이다.

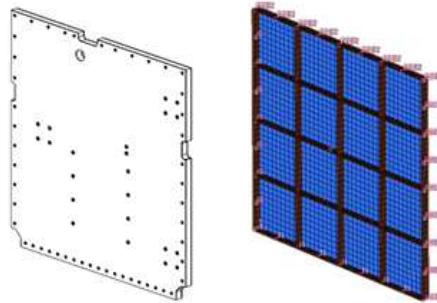


Fig. 8. KOMPASAT AI Side Panel (Left) and Substituted CFRP MFS Panel (Right)

Table 2. Material and Geometry of AI Honeycomb Sandwich Panel

	Material	Geometry	Thickness
Skin	Al2024		0.81mm
Core	Al5056	1/8-5056-3.1pcf	25mm

Table 3. MFS Material and Geometry

Item	Material	Geometry	Purpose
Ribs	M55J/#3800	Thickness : 2.4mm Height : 30mm [0 <sub>20</sub> ]	Substrate Manufacturing with High Modulus and Low Cost (k <sub>11</sub> =41.4W/mK)
Skin1	M55J/#3800	Thickness : 0.48mm [0/90] <sub>s</sub>	
Skin2	YS95A/RS36	Thickness : 0.96mm [0 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>	Provide High Thermal Conductivity (k <sub>11</sub> =368.4W/mK)
Bonding	Hysol 9321	Thickness : 200μm	Cold-bonding between Skin1 & Skin2



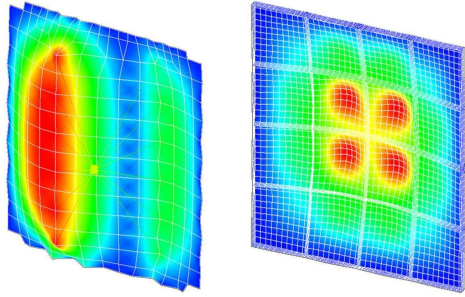


Fig. 9. 1<sup>st</sup> Natural Frequency of KOMPSAT Al Side Panel (Left) and Substituted CFRP MFS Panel (Right)

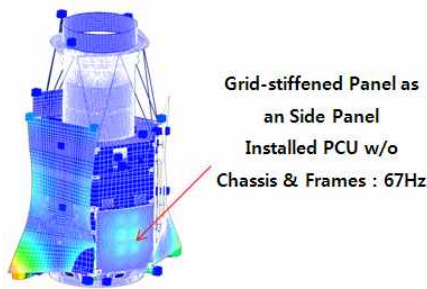


Fig. 10. 1<sup>st</sup> Natural Frequency of KOMPSAT w/ CFRP MFS Panel

강성(Stiffness) 해석을 위한 KOMPSAT 및 다기능 구조체의 고유진동수 요구조건은 위성체 횡방향 (패널의 면의 방향) 고유진동수 > 15Hz, 위성체 축방향 (패널의 면내 방향) 고유진동수 > 35Hz 이다[10]. 강도(Strength) 해석을 위한 설계하중(Design Load)은 위성체 축방향 (패널의 면내 방향) 준정적하중 (Quasi-static Load): ±11g, 횡방향 (패널의 면의 방향) 준정적하중: ±3.5g 이며, 다기능 구조체는 안전계수(Factor of Safety, 복합재: 2.0)를 고려한 설계하중에 대해 안전여유(Margin of Safety)가 0 (Stability 경우는 0.15) 보다 커야 한다는 요구사항을 정의한다[10].

Fig. 9의 해석 결과에 의하면, 43kg의 PCU를 장착한 알루미늄 하니콤 샌드위치 패널(Fig. 8의 왼쪽 그림 및 Table 2)의 고유진동수는 91Hz이며, 새시/프레임들이 제거된 22kg의 전자회로를 내장한 MFS 패널(Fig. 8의 오른쪽 그림 및 Table 3)의 고유진동수는 69Hz이다. Fig. 10은 43kg의 PCU가 장착된 다목적실용위성의 측면패널을 22kg의 전자회로가 내장된 MFS 패널로 대체했을 시의 고유진동수 결과이다. Figs. 9-10의 결과에 따라 MFS 패널이 강성 요구조건을 만족할 만큼 충분한 강성을 확보한 것으로 고려할 수 있다.

Table 4. Buckling Factor of MFS CFRP Panel

Mode No.	Eigenvalue, $\lambda$	$P_{cr} = P_{app}$	Buckling Factor
1	3.86	6.95 ton	2.86
2	3.99	7.18 ton	2.99
3	4.02	7.24 ton	3.02
4	4.04	7.27 ton	3.04
5	4.22	7.60 ton	3.22

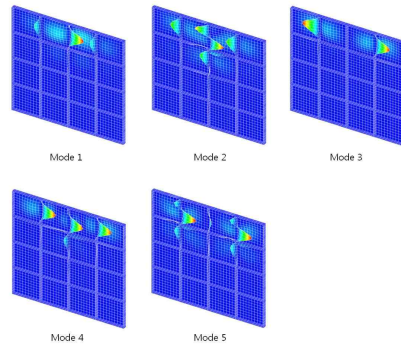


Fig. 11. Buckling Results of CFRP MFS Panel

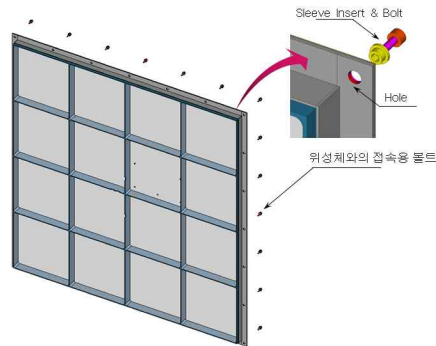


Fig. 12. Mechanical Interface between CFRP MFS Panel and Spacecraft

Table 4 및 Fig. 11은, 위성의 무게 1톤이 준정적으로 11g의 가속도를 받는다는 가정 하에, Table 3의 리브 높이 30mm에 대한 좌굴해석 결과이며, 2.0 이상의 좌굴지수 (Buckling Factor, 요구조건: > 1.0)로 안전함이 확인 되었다.

다기능 구조체의 위성체와의 기계 접속을 위하여 격자강화 복합재 패널 가장자리에 더블러가 경화 공정으로 접착됨으로써, 구조체 패널은 기계 접속 시 가장자리 영역에서의 굽힘 강성 및 체결 강도를 보강할 수 있다. 기계적 체결은 스프링 와셔 및 볼트들 조합의 체결을 통해 이루어지며, 금속의 스프링 와셔 혹은 볼트의 직접 적

용에 의한 복합재료 표면의 흠 (Flaw), 긁힘 (Scratch) 및 섬유 파단 (Fiber Breakage) 등의 유발과 누적된 반복 하중에 따른 균열 (Crack) 및 국소 적응 분리(Delamination) 등의 약기를 피하기 위하여 더블러에 볼트 체결을 위한 일련의 홀 (Hole)을 제작할 때는 Fig. 12와 같은 알루미늄의 슬리브 인서트(Sleeve Insert)를 홀에 경화시킨다.

2.2 전자부 설계

전자회로를 삽입할 수 있는 격자 공간의 부피는, 4 × 4 격자 배치에 의해 결정되는데, 하나의 격자 공간 당 212 × 219.5 × 30mm<sup>3</sup>으로 할당된다. 발열이 적은 회로 혹은 PCB의 양면에 부품실장이 필요한 전자회로의 경우에는 스페이서 (Spacer)를 이용하여 PCB를 격자 공간에 띄워서 배치할 수 있도록 한다. 발열이 많은 전자회로 혹은 PCB 단면실장으로 구현이 가능한 전자회로의 경우, 격자 공간 바닥면에 접착하여 고정하는 방식을 활용한다. 발열원이 많은 검증회로와 고집적화 검증회로가 이에 속한다. Table 5는 다기능 구조체에 적용될 전자부를 나타낸다.

1) 열환경 검증용 더미회로

다기능 구조체의 효율적인 열 성능의 개선을 위하여 Pitch 계열 복합소재를 적용함으로써 위성 구조체의 열전도 특성을 개선하고자 하였다. Table 3의 Pitch 계열 CFRP YS95A의 섬유방향 적응판에 대한 열전달계수  $k_{11}$ 는 368.4W/m·K로서 Pan 계열 CFRP M55J (41.4W/m·K), 알루미늄합금 (125W/m·K) 혹은 구리 (350W/m·K) 보다 우수하다.

이를 검증하기 위하여 더미회로를 각각 열원이 적거나 많은 더미회로로 설계하였고 (Fig. 13), 실제 시제품의 열 환경시험을 통하여 검증을 수행하는 방안을 수립하였다.

Table 5. Electronic Modules for CFRP MFS Panel

회로 종류	PCB 크기(mm <sup>2</sup> ) 부품실장 방식	회로 내장 방식	특징
발열원 적은 열전달 검증 더미회로	190×200 (TBD) 양면실장	복수 개 PCB 장착	저발열원 검증 복수 개 PCB 실장
고발열원 열전달 검증 더미회로	190×200 (TBD) 단면실장	표면장착	파워 모듈 등을 활용한 열방출 시뮬레이터 회로
방사차폐 검증회로	86×90 (TBD) 단면실장	표면장착	MOSFET을 이용한 방사선량 측정기능
고집적화 검증회로	190×200 (TBD) 단면실장	표면장착	CC(Chip Carrier) 소자를 적용한 회로 고집적화

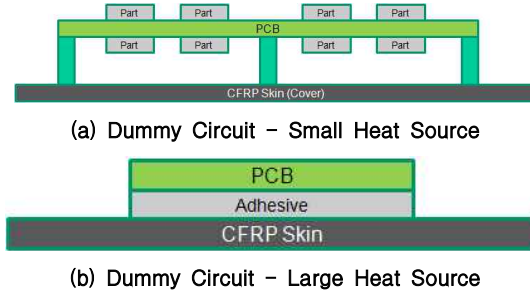


Fig. 13. Dummy Circuit for Thermal Verification

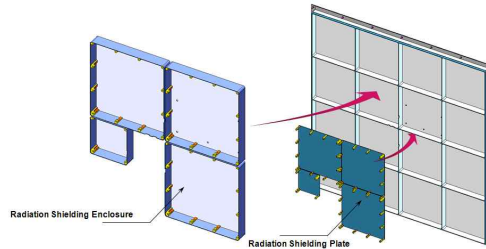


Fig. 14. Radiation Shielding Structure

2) 방사차폐 검증용 더미회로

새시/프레임들이 없는 다기능 구조체의 특성 상 효과적인 우주방사 차폐 수단이 필요하다. 이를 위해 Fig. 14와 같은 격자 공간에 꼭 맞는 방사차폐 구조가 설치되며, 경화 공정에 의하여 부착된다. 전자회로는 격자 공간에 끼워 맞추어 부착된 방사차폐 구조에 접착되거나 체결된다.

우주 방사능에 대한 검증을 위한 시험을 수행하기 위하여 동일 형태의 더미회로를 2개 제작한다. 1개는 방사차폐용 재질을 적용하고 나머지 1개는 방사차폐용 재질을 적용하지 않은 상태에서 방사능 시험을 수행함으로써 상호간의 차이를 비교 검토하는 방법을 채택하였다.

다기능 구조체에 효과적인 방사차폐 구조를 설계 및 제작하기 위하여 다양한 재료에 대한 양성자빔(Proton Beam)의 차폐 효과를 분석하였다. 저궤도 위성의 전자부품 새시 설계에 많이 적용되는 알루미늄 2mm 두께가 차폐할 수 있는 양성자의 에너지는 대략 20MeV 정도이다. 경량화를 고려한 방사차폐 소재를 설계하는데 있어서, 단위질량당 방사차폐 효과가 좋은 CFRP를 주재료로 활용하되, 고에너지 방사에 대한 정지효과가 우수한 텅스텐(W)을 다층재료에 적용하는 것을 고려하였다[6-7]. Table 6은 이의 결과를 보여주며, 본 연구의 예비/상세 설계를 통하여 방사차폐 구조의 무게를 최소화 하기 위한 CFRP/W/CFRP 두께 혹은 재질에 대한 분석이 계속 진행될 예정이다.

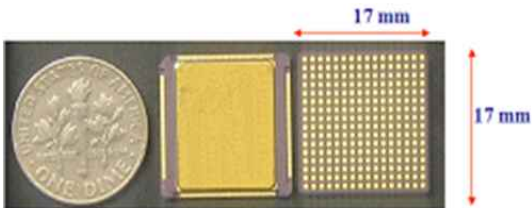
**Table 6. CFRP/W/CFRP Radiation Shielding Material**

Materials	Specific Density	20MeV Proton Stopping Distance	Density × Distance	Weight Ratio
Aluminum Only	2.698	2.11 mm	5.69	100%
CFRP/W/CFRP	CFRP	1.00 mm	5.35	94%
	W	0.10 mm		
	CFRP	0.94 mm		

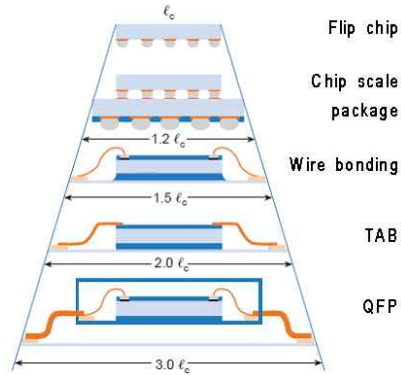
3) Chip Carrier 검증용 더미회로

다기능 구조체의 근본 취지인 전자부의 무게 및 부피 절감을 위하여 전자부 모듈의 고집적화가 요구된다. 해외 개발사례의 경우 다기능 구조체 개발은 이미 고집적화가 이루어진 2D/3D 패키징 소자를 직접 패널부에 장착함으로써 이와 같은 효과를 극대화 하였다. 대표적인 예가 MCM과 같은 고집적화 소자를 적용하여 개발하는 방법이다. 그러나, 이와 같은 고집적화 소자의 경우 독립적인 개발과제 수행을 통해 습득될 수 있는 우주 원천 기술로서 국내에서는 개발사례가 전무한 실정이다. 또한, MCM 등과 같이 고집적화된 우주용 부품 개발에 있어 우주 인증을 득한 웨이퍼 혹은 베어다이(Bare Die)는 수급의 많은 어려움으로 인하여 대안적인 개발 방법을 연구하고 있다. 대안적인 방법으로는 Fig. 15의 세라믹 기반의 Chip Carrier 소자를 이용하여 MCM 등을 개발하는 방법이다[11].

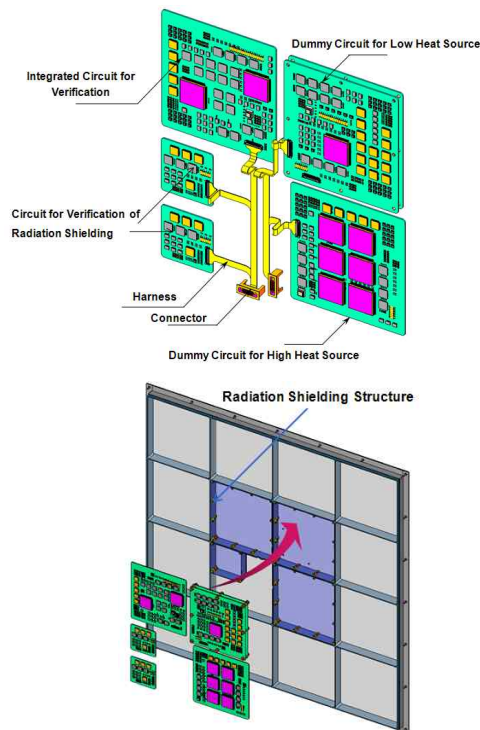
세라믹 기반의 Chip Carrier 경우 Fig. 16의 와이어 본딩 (Wire Bonding) 버전으로 일반적인 소자보다 2배 이상의 크기를 절감할 수 있으나 Fig. 16의 Flip Chip 버전 혹은 베어다이를 기층에 장착하고 이를 다시 밀봉 (Hermetic) 패키징을 수행하여 구현된 기존의 MCM 보다는 고집적화 및 부피 절감 효과가 상대적으로 낮다. 그러나, Chip Carrier는 일반적인 소자를 장착하는 개념보다는 충분히 고집적화를 구현할 수 있는



**Fig. 15. Chip Carrier Type Electronic Component**



**Fig. 16. Electronic Component Mounting Method (QFP: Quad Flat Package, TAB: Table Automated Bond)**



**Fig. 17. Examples of Installing Electronics Inside Structure**

며, 수급이 어려운 반도체 웨이퍼 및 베어다이를 대체할 수 있는 MCM 개발 방법으로 사용되고 있다. 이를 이용한 MCM을 MCCM (Multi Chip Carrier Module) 이라고 한다. 본 연구에서는 이와 같은 개념을 이용하여 간략한 모듈을 구성하며, 우주환경시험에 대한 안정성을 검증하는 방안을 수립하였다.

Fig. 17은 2.2절의 전자부 설계를 그림으로 보여 주는 예이다.

### III. 고 찰

상기의 개념설계 결과에 의한, 저궤도 지구 관측 위성인 KOMPSAT의 PCU가 장착된 알루미늄 하니콤 코어 샌드위치 패널로 설계된 측면패널을 본 연구의 사각형 격자강화 복합재 패널로 대체할 시, 격자강화 복합재 패널의 무게는 알루미늄 하니콤 샌드위치 패널에 비하여 약 33% ( $4.48 - 2.98 = 1.5\text{kg}$ )의 무게 절감 효과가 있으며, PCU의 새시/프레임들 없이 전자회로 전체가 격자강화 복합재 패널에 내장된다고 가정하면, 약 47% ( $((4.48 + 43) - (2.98 + 22)) = 22.5\text{kg}$ )의 무게 절감 효과를 얻을 수 있다.

그러나, 상기의 무게 절감 효과는 PCU 전자회로의 전체 내장 가능성 검토/분석, 열제어 및 방사차폐 재료 추가, Chip Carrier를 이용한 PCU 전자회로의 고집적화 가능성 등을 고려했을 시, 본 연구의 예비/상세 설계를 통하여 재 분석 될 것이다.

그리고, 좌굴해석 외의 상세 강도해석은 본 연구의 예비/상세 설계를 통하여 수행될 예정이며, KOMPSAT 개발의 경험을 바탕으로 가정할 시 본 논문의 개념설계 결과를 크게 변경 시키지는 못한다.

### IV. 결 론

위성의 무게를 절감하기 위하여 위성의 주구조물 및 부구조물을 복합소재로 대체하는 방법은 고전적인 방법으로 간주되고 있다. 위성의 무게를 혁신적으로 절감할 수 있는 다기능 구조체는 위성의 전자부를 주구조물에 직접 장착함으로써 전자부를 구성하고 있는 새시/프레임들 및 케이블의 무게를 동시에 줄이는 효과를 얻게된다. 그러나, 전자부가 주구조물에 직접 장착됨으로 인해 노출될 수 있는 열적 안정성, 방사차폐 및 주구조물에 전달되는 하중을 견딜 수 있는 설계가 요구된다. 또한, 전자부의 효율적인 탑재를 위하여 고집적화 설계가 요구된다.

본 논문에서는 다기능 구조체 개발을 통하여 위성의 무게 및 부피를 절감할 수 있는 개념설계를 수행하였다. 또한, 국내 주도 저궤도 관측위성용으로 개발된 메탈 재질의 위성체 구조물 및 전자유닛을 선정하여 상대 비교를 통한 정량화된

무게 절감 효과를 도출하였다. 구조체의 경우 기존 알루미늄 재질의 패널을 다기능 구조체로 적용함으로써 개별 구조체에 대한 무게 절감 효과를 도출하였고, 전자유닛의 경우 기계 가공부를 제거함으로써 개별 유닛에 대한 무게 절감효과를 도출하였다.

다기능 구조체가 실제 위성에 장착될 시 요구되는 설계 요구조건에 대한 적합성을 검증하기 위하여 개념설계 단계에서의 구조해석을 수행하였다. 주어진 강성 설계 조건을 이용하여 검토하였으며, 기존 국내 개발 위성의 설계 요구조건에 충분히 부합함을 확인하였다.

또한, 다양한 기능 및 환경조건 검증을 위한 전자부 설계 개념을 확립하였다. 현재 고안된 전자부는 우주 열환경을 효율적으로 검증하기 위한 모듈, 방사차폐 성능 검증 모듈 및 고집적화 구현을 위한 Chip Carrier 탑재 모듈로 구성되며, 적절한 기능 구현 및 운영 개념이 도입된 전자부간의 연결을 유연 케이블을 이용하여 연결하는 설계를 수행하였다.

이를 기반으로 제작 방법을 수립하였으며, 향후, 실제 시제품 개발을 위한 상세 설계/해석, 제작 및 환경시험을 통한 검증을 수행하고자 한다.

### 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 지원으로 수행되었으며, 이에 대하여 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Barnett, D. M. and Rawal, S. P., "Multi-functional Structures Technology Demonstration on New Millenium Program (NMP) Deep Space 1 (DS1)" in *DS1 Technology Validation Report*, JPL., 1999.
- 2) ESA/ESTEC Final Report, "Advanced Equipment Design (AED)", ESA Contract 16725/02/NL/CK, December 2004.
- 3) John, R., Atxaga, G., Frerker, H. J. and Newerla, A., "Advancement of Multifunctional Support Structure Technologies (AMFSST)", *EDA Publishing/THERMINIC*, September 2007.
- 4) 김대원, 이호영, 김용협, "위성 다기능 구조물 기술의 개발 현황", *한국항공우주학회지*, 제 32권 3호, 2004년 4월, PP 111-123.



5) Gottero, M., Poidomani, G., Tavera, S. and Sacchi, E., "Development of Light Weight Multifunctional Structures", *Proceedings of the 37th International Conference on Environmental Systems*, SAE Paper 2007-01-3130.

6) Jang, T. S., Oh, D. S., Kim, J. K., Kang, K. I., Cha, W. H. and Rhee, S.-W., "Development of Multi-Functional Composite Structures with Embedded Electronics for Space Application", *Acta Astronautica*, 2010.

7) 장태성, 오대수, 김진규, 차원호, 서정기, 서현석, 이주훈, "하니컴 샌드위치 구조를 이용한 다기능 구조체 개발", 한국항공우주공학회 추계 학술발표회 논문집, 2010.

8) 장태성, 다기능 구조체 시스템 및 복사 차폐 설계 연구(SaTReC)/위성 다기능 구조체 핵심기술 연구(KARI)의 위탁 보고서, 2011년 1월.

9) 이주훈, 위성 다기능 구조체 핵심기술 연구/우주탐사 효율성 향상을 위한 핵심기술 연구(KARI) 보고서, 2011년 1월.

10) 구조계, K3-CDA-SMS/KOMPSAT-3 Critical Design Audit Structures & Mechanisms Subsystem 발표자료, KARI, 2008년 8월.

11) Raymond Kaung, Ravenal Sampen and Lijie Zhao, "Chip Carrier Package as an Alternative for Known Good Die", MAPLD International Conference, 2004.