

표준 모듈화 공정을 고려한 2단 구조의 태양전지판 구조설계

박제홍*, 이영찬**, 장준환***

*캐스트 유한회사, **(주)솔탑 위성시스템연구소, ***유한대학교 기계설계학과
e-mail:jhjang@yuhan.ac.kr

Structural Design for Body-deployed Two-stage Solar Array based on Standard Solar Panel Design

Je-Hong Park*, Young Chan Lee**, Jun Hwan Jang***

*CAEST Inc., **SOLTOP Co.,Ltd

***Dept. of Mechanical Design, Yuhan University

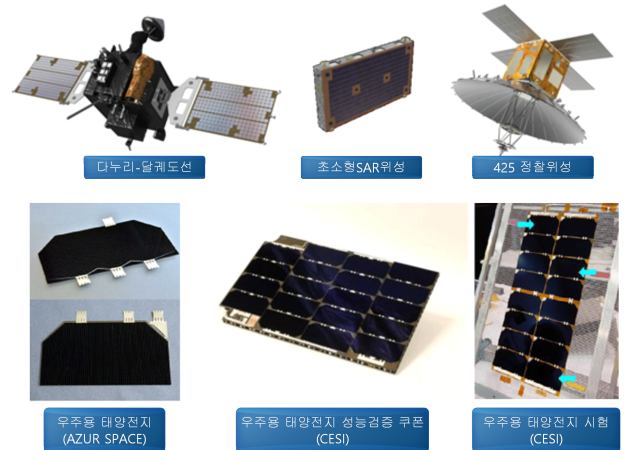
요약

국내 항공 전기전자 및 위성기술이 비약적으로 발전함에 따라 국방 및 우주 분야에서 다양한 중·소형위성 및 우주비행체의 개발을 진행하거나 계획 중에 있다. 군용 우주비행체로는 정찰위성과 통신중계위성이 개발되고 있으며, 이들은 군사 정보 수집 및 통신 기능을 수행하며 지구관측용 우주비행체로는 기상/환경 위성, 차기중형위성, 다목적실용위성 등이 개발되고 있어 지구의 기상 현상 및 환경 변화를 모니터링하고 예측하는 데 활용된다. 민·군용 우주비행체의 다양한 임무활용이 증가하면서 고밀도이면서 대용량의 전력 생산 및 운용이 요구되고 있어 태양판의 국산화 또는 해외 태양전지판을 우주용 태양전지 선별 기술과 부착 기술을 확보하기 위해 태양판의 부착공정을 살펴보고 발사체의 요구도에 부합하는 중형급 인공위성 태양판의 초기 설계와 해석을 수행하여 우주 환경 적합성을 검증한다.

1. 서론

국내 항공전자 및 위성기술의 발전은 국방 및 우주 분야에서 다양한 중·소형위성 및 우주비행체의 개발을 진행하거나 계획 중에 있다. 군용 우주비행체로는 정찰위성과 통신중계위성이 개발되고 있으며, 이들은 군사 정보 수집 및 통신 기능을 수행하며 지구관측용 우주비행체로는 기상/환경 위성, 차기중형위성, 다목적실용위성 등이 개발되고 있어 지구의 기상 현상 및 환경 변화를 모니터링하고 예측하는 데 활용된다. 민·군용 우주비행체의 다양한 임무활용이 증가하면서 고밀도이면서 대용량의 전력 생산 및 운용이 요구되고 있어 태양판의 국산화 또는 해외 태양전지를 부착하는 공정 개발이 요구되고 있다. 그러나 국내 위성에 장착되는 태양전지판은 전량 해외에서 도입되고 있는 실정이다.

최근에는 전기전자기술과 광학기술 등의 발전으로 인해 레이다영상, 초분광 카메라 등과 같은 복잡한 고전력 임무에서도 중소형위성을 이용하는 추세로 태양전지판의 개발도 진화하여 다중접합 구조의 태양전지/패널이 개발되고 있으며, 소형위성에는 고해상도의 탑재체와 고기동성을 요구하는 본체의 성능이 필요하여 전력생산 시스템도 고효율 저중량 태양전지/패널이 요구된다. 이에 따라 그림1과 같이 대형위성에 버금가는 탑재체 성능이 요구되고 있어 무게와 크기 면에서 제한적인 소형위성에서 충분한 전력을 확보하기 위해 고효율이고 경량화된 GaAs 기반의 고효율 태양전지를 이용한 300W ~ 500W급 중형 태양전지시스템의 개발 필요성이 대두되고 있다.



[그림 1] 국내 개발위성과 우주용 태양전지 및 검증 시험품 사례

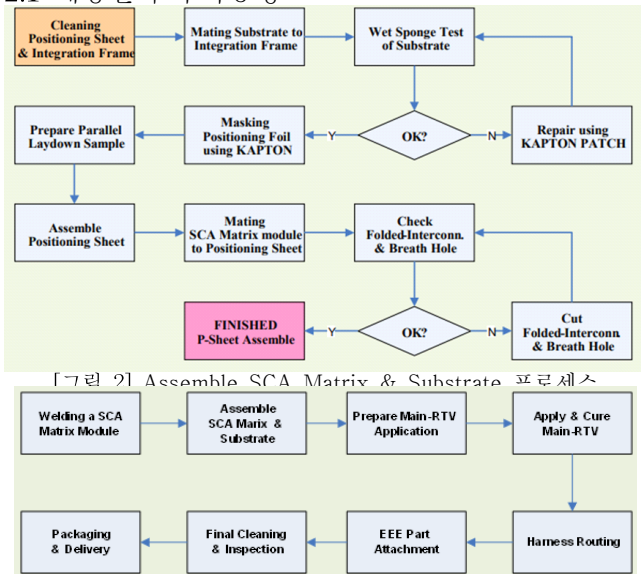
하지만 현재 국내에서는 태양전지판 개발에 대한 연구가 이루어졌지만 산업적인 실용화에는 실패하여 해외에 의존하고 있는 상황으로 국내 기술은 비용 측면에서 상대적으로 저렴한 GaAs 기반 다중접합 태양전지의 내환경성이 검증되고 양산이 가능한 기술이 부족하다. 국내에서 중·소형위성에 적용되는 태양전지의 개발과 실용화에 더 많은 연구와 투자가 필요하다. 해외 개발사 중 DHV Technology는 Azur 및 CESI사의 3G30C 태양전지 셀을 활용하여 CFRP 기반 기반의 태양전지판을 개발 중이며, 100W, 250W, 500W, 1000W의 소형위성 플랫폼에 적용하기 위한 다중 전개형 구조 태양전지를 개발하고 있다. EnduroSat은 InGaP/GaAs/Ge의 삼중구조를 가진 태양전지 셀을 사용하여 고효율 태양전지 패널을 제작하고 있으며, Airbus Defense and Space(NE)은 Azur사의 3G30A 셀을 사용하여 고효율 Sparkwing 태양전지 패널을

개발하였다. Innovative Solution In Space는 초소형 위성(큐브 위성) 24U 크기의 태양전지 패널을 제작하고 있으며, Azur사의 3G30x 셀을 사용하여 고효율을 가진 패널을 개발하고 있다. 이러한 해외 기업들은 고효율과 성능을 갖춘 태양전지판을 제공하고 있으나, 국내 수출은 제한적인 상황으로 국내에서도 태양전지판 개발 및 생산 역량을 강화하여 국내 수요를 충족시키고 수출 경쟁력을 향상시킬 필요가 있다.

본 논문에서는 민-군 우주비행체에 공통적으로 사용 가능한 저체도 우주용 태양전지판 제작을 위한 태양판의 부착공정을 살펴보고 발사체의 요구도에 부합하는 인공위성 태양판의 초기 설계와 해석을 수행하여 우주 환경 적합성을 검증한다.

2. 태양전지판 부착공정

2.1 태양전지 부착공정



[그림 3] 태양전지 Lay down 프로세스

우주용 태양전지는 AMO의 태양광 파장 및 우주방사선 등의 우주환경에서의 전력생산을 위해 Spectrum filter와 태양전지가 결합된 SCA(Solar Cell Assembly) 형태로 공급된다. 태양전지 부착프로세스는 설계에 맞게 연결된 SCA Matrix를 발사체의 진동환경과 우주케도운용상의 열변형 환경에서 견딜 수 있도록 태양전지구조물에 접착하는 방법으로 부착공정 순서는 크게 그림 2와 그림 3의 프로세스로 나뉜다. 부착공정은 순차적으로 진행되며 요약하면 다음과 같다.

- Positioning Sheet에 태양전지셀을 부착한다.
- 태양전지셀과 패널의 접착면에 프라이머 용액을 도포 후 1시간 이상 경화한다.
- RTV(Room temperature Vulcanizing) 실리콘 접착제 Part A와 B를 섞은 후 점도 측정 장치로 실시간으로 점도를 측정하며 특정 수치에 도달하게 된다면 Squeeze 방식에 따라 접착제를 태양전지셀 또는 패널에 도포한다.
- RTV 실리콘 접착제 도포가 완료되면 셀과 패널에 대해 SCA-matrix & Substrate matching을 한다.
- 태양 전지판 접착과정 중 접착제 경화시간과 Vacuum application 압력을 조정한다.

2.2 태양전지판 쿠폰 제작

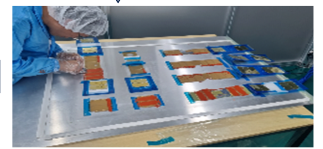
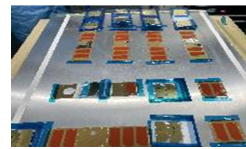
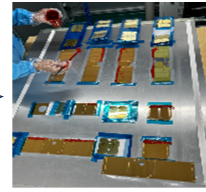
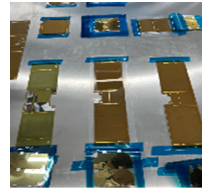
태양전지 부착공정의 최적화 여부 검증을 위해 Substrate surface 재질과 SCA 재질에 따라 특별하게 최적화된 세부 부착공정을 개발하여 사용한다. 그림 4는 FR4-Epoxy 복합소재 표면과 Goldflash 표면으로 구성된 태양전지 부착을 위해 개발된 공정의 검증을 위해 저체도 큐브위성용 태양전지판을 제작하는 공정을 보여준다.

최적 공정을 통해 Micro-air-entrapment를 포함하여 전체 태양전지 면적의 90% 이상이 균일 RTV로 접착됨을 볼 수 있다. Template Squeeze 방식은 그림 4와 같이 RTV 실리콘

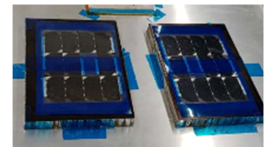
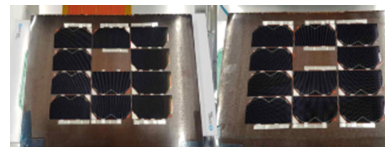
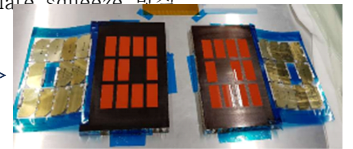
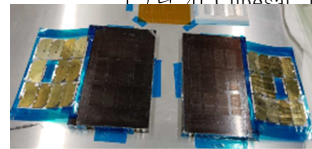
을 전용칼로 얇게 도포하는 방식으로 패널에 도포하는 방식이다. 표 1과 같이 Template Squeeze 방식은 큐브위성(Cubesat)과 같은 소형 패널에 주로 사용되는 방식으로 100kg급 이상의 위성에 사용되는 비교적 큰 태양전지판에 적용할 경우 누적공차로 인해 셀을 접착체가 도포된 곳에 정확이 부착하는데 어려움이 있다. 표준 모듈화 공정을 고려한 2단 구조의 태양전지판을 구현하기 위하여 Template Squeeze 방식을 적용하여 소규모의 셀 부착 시험 후 Screen printing 방식을 적용하여 규모를 확대하여 신뢰성을 검증한다.

표 1 태양전지판 부착방식에 따른 비교

	Template Squeeze	Screen printing
도포위치	패널	셀 뒷면
적용분야	큐브위성	100kg급 이상의 위성



Cubesat Template squeeze



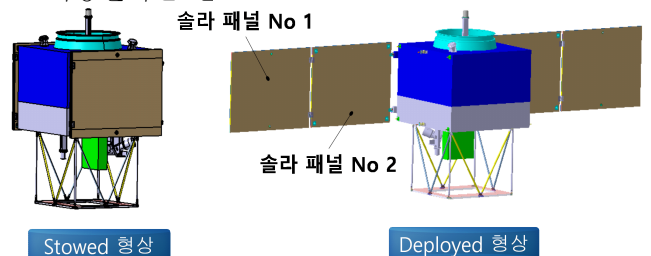
CFRP Coupon Template squeeze

[그림 5] CFRP Coupon Template squeeze 방식

그림 5는 Polyimide film으로 코팅된 Modular carbon laminated-Al sandwich panel Goldflash 표면으로 구성된 태양전지 부착을 위해 개발된 공정의 검증을 위한 태양전지 쿠폰 제작과정을 보여준다. 동 공정에서 사용된 Carbon laminate는 M55J/M18 재질이 사용되었으며, EA9394 Mechanical adhesive를 이용한 mechanical insert가 추가적으로 모사되었다.

3. 태양전지판 구조설계

3.1 태양전지판 설계요구조건



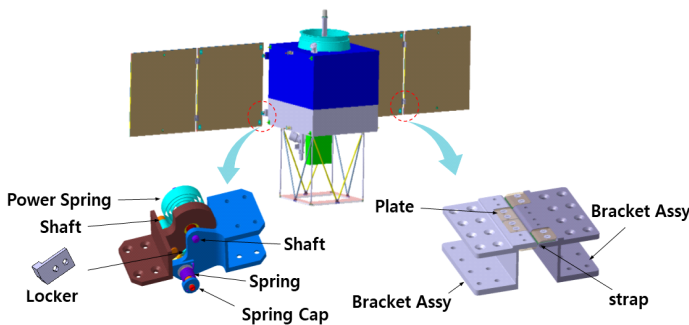
[그림 6] 표준 모듈화 공정을 고려한 2단 구조의 태양전지판

그림 6는 표준 모듈화 공정을 고려한 2단 구조의 태양전지판 형상이다. 2단구조이기 때문에 위성본체-태양판 사이는 스파이럴 힌지가 적용되며 태양판-태양판 사이는 형상기억 합금 힌지 구조설계가 적용된다. 표 2은 태양판을 설계하기 위한 기본정보이다. 1000km 이하의 고도에서 5년 이하의 임무를 수행하며 궤도는 LEO, SSO (Alt. basis 550km)이다.

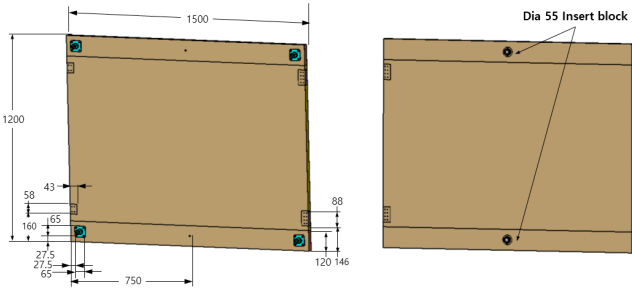
[표 2] 태양전지판의 초기 설계를 위한 기본 정보

Type	Size (mm)	Mass (kg)	REMARK
Body mounted	1,500 × 1,200 × 20	10	Wing based value w/ hinges & HRM w/o NEA
Body deployment	1,600 × 1,200 × 35	13	
Body deployment (2-panel / wing)	1,600 × 1,200 × 60	26	

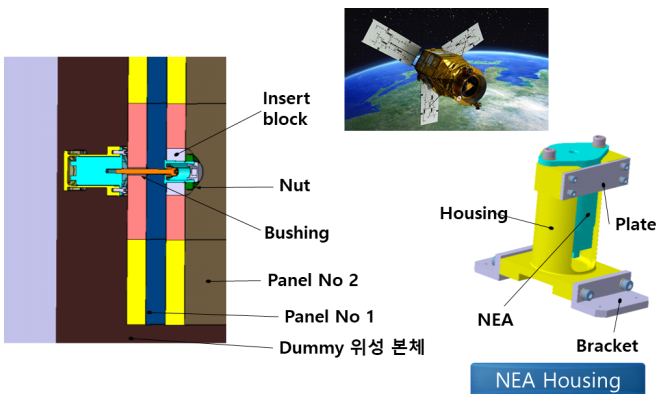
3.2 태양전지판 및 인터페이스 설계



[그림 7] 2단 구조의 태양전지판의 장착 인터페이스



[그림 8] 2단 구조의 태양전지판 형상



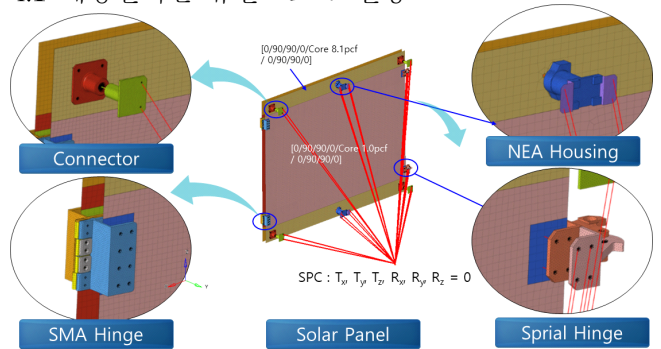
[그림 9] NEA 체결 단면(2개소 동일)

그림 7와 같이 위성본체와 태양판, 태양판과 태양판을 연결하는 힌지를 설계하였다. 스파이럴 형상의 파워스프링이 스트링의 역할을 하면서 태양판이 전개를 부드럽게 펼칠 수 있도록 적용 되었으며 형상기억합금은 폴링 타입으로 2단의 태양판과 연결된다. 그림 8과 같이 태양전지판은 1500×1200mm로 M55J의 초고강도 복합재료가 적용되며 일부지역에서

T700 복합재료가 적용된 샌드위치 타입이 적용된다. 태양전지판은 2단구조로 접혀진 상태로 발사체에 장착된다. 전력을 생산하기 위해 태양전지판을 펼쳐내기 위한 비폭발 전개를 위한 부품을 설계하였다. 그림 9와 같은 형상이며 KOMPSAT-3(아리랑 3호) HDRM과 동일 컨셉이다. 전기신호가 들어가면 안쪽을 너트가 풀리면서 전개되는 방식이다.

4. 태양전지판 구조해석

4.1 태양전지판 유한요소 모델링



[그림 10] 2단 접힌형태의 태양전지판 유한요소 모델

그림 10와 같이 태양전지판의 구조해석을 수행하기 위해 유한요소모델을 구성하였다. 2단 접힌 태양판 구조물은 알루미늄 재질과 복합재료를 적용하여 힌지는 3차원 모델, 태양판은 2차원 모델로 구성하였다. 태양판의 적용하는 CFRP의 재질은 표 3에 정리하였다. M18/32%116/M55J의 CFRP Unidirectional Tape으로 개별 PLY의 두께는 0.121mm이다. 하중은 Space-X 발사체에서 제공하는 준 정적하중 (Quasi-Static Load)을 적용하였으며 아래 표 4와 같다.

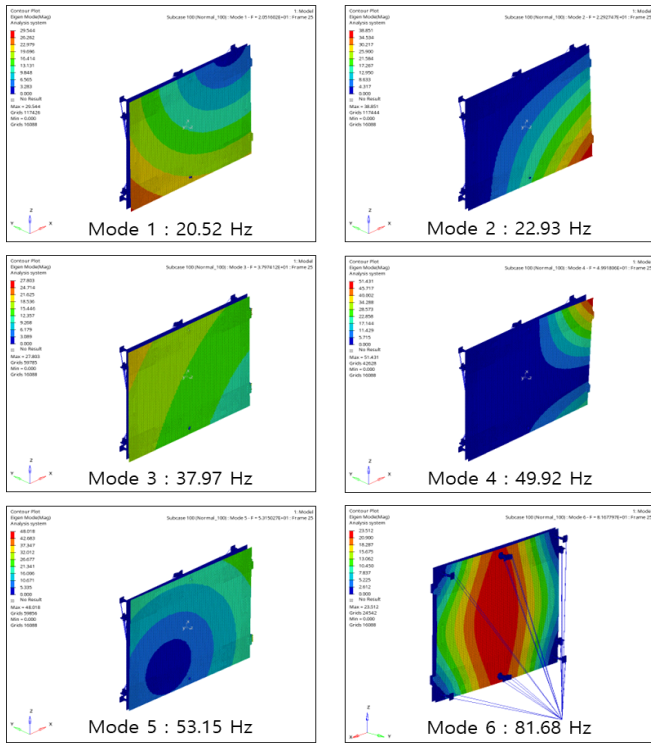
[표 3] 태양전지판 복합재료 재질정보

Loadcase	Item	Allable	Unit
$E_{t,0}$	0° tensile modulus	301	GPa
$E_{t,90}$	90° tensile modulus	5.9	GPa
$E_{c,0}$	0° compressive modulus	-	GPa
$E_{c,90}$	90° compressive modulus	-	GPa
G_{12}	Shear modulus	4.6	GPa
$F_{t,0}$	0° tensile strength	1784	MPa
$F_{t,90}$	90° tensile strength	21	MPa
$F_{c,0}$	0° compressive strength	602	MPa
$F_{c,90}$	90° compressive strength	110	MPa
F_{12}	Shear strength	53	MPa
ν_{12}	Possion'sratio	0.28	

[표 4] 태양전지판의 초기 설계를 준 정적하중 케이스

Loadcase	Longitudinal (g)	Lateral (g)	Normal (g)
101	15.00	7.00	0.00
102	15.00	-7.00	0.00
103	-15.00	7.00	0.00
104	-15.00	-7.00	0.00
105	15.00	0.00	7.00
106	15.00	0.00	-7.00
107	-15.00	0.00	7.00
108	-15.00	0.00	-7.00
109	15.00	0.00	20.00

4.2 태양전지판 유한요소 모델링 검증을 위한 모드해석

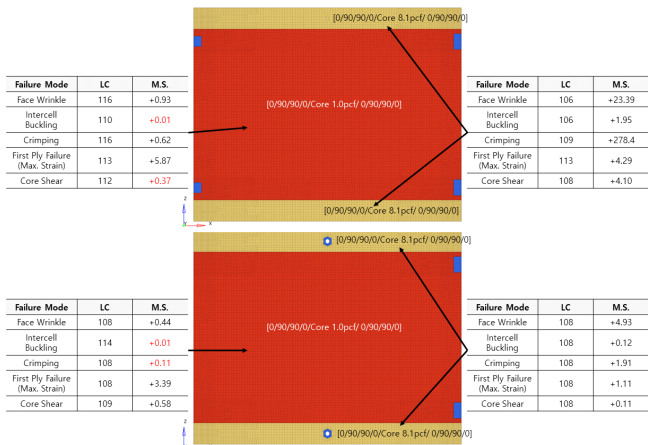


[그림 11] 접힌 상태의 2단 태양전지판 모드해석 결과

2차원, 3차원 유한요소모델을 검증하기 위하여 모드해석을 수행하였다. 그림 11와 같이 태양전지판의 모드와 6번째 모드까지 2단 접힘 현지와 태양판의 움직임과 모드를 보면서 유한요소모델의 이상없음을 확인하였다. 중형급 태양전지판의 일반적인 요구도인 면에 수직한 방향으로 80Hz 이상의 강성 요구조건을 만족함을 확인하였다. 그림 11의 6번째 모드가 면의 수직방향의 강성조건을 만족한 결과이다.

4.2 태양전지판 초기설계 사이징 결과

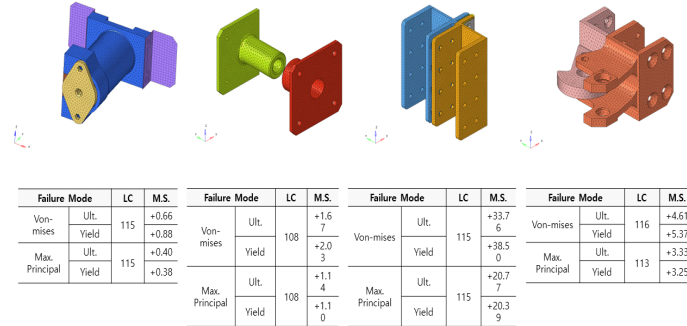
그림 12은 유한요소모델에 Space-X 발사체에서 제공하는 준정적하중(Quasi-Static Load)을 적용한 결과이다. 샌드위치의 강도해석에서 적용하는 파괴모드 5개(Face Wrinkle, Intercell Buckling, Crimping, First Ply Failure, Core Shear)에서 안전여유를 계산하였다. 위성본체와 직접 연결되는 첫 번째 패널에서 보다 큰 모멘트가 전달되기 때문에 전체적인 안전여유가 적다.



[그림 12] 태양전지판 초기설계 사이징 결과

위성본체와 직접 연결되는 첫 번째 패널에서 보다 큰 모멘트

가 전달되기 때문에 전체적인 안전여유가 적다. 그림 13은 태양판의 금속재 구성품을 강도해석 수행하여 안전여유를 계산한 결과이고 충분한 여유마진을 확보한 것을 볼 수 있다.



[그림 13] 태양전지판 금속재 연결부 초기설계 사이징 결과

4. 결론

본 연구에서는 군 우주비행체에 사용할 저궤도 우주용 ITAR Free 태양전지판을 우주용 태양전지 선별 기술과 부착 기술을 확보하기 위해 태양판의 부착공정을 검토하였다. 표준 모듈화 공정을 고려한 2단 구조의 태양전지판의 초기 설계를 수행하였다. 2단구조이기 때문에 위성본체-태양판 사이는 스콕이럴 현지가 적용되며 태양판-태양판 사이는 형상 기억합금 현지 구조설계를 적용하였다. 더불어 발사체의 요구도에 부합하는 인공위성 태양판의 초기 설계에 대한 정적 해석을 수행하여 우주 환경 적합성을 검증하였다.

Acknowledgement

본 연구는 대한민국 정부 (산업통상자원부 및 방위사업청) 재원으로 민군협력진흥원에서 수행하는 민군기술협력사업의 연구비 지원으로 수행되었습니다.(협약번호 22CM00AE24)

참고문헌

- [1] 항공우주연구원, “차세대중형위성개발 선행연구”, 미래창조과학부, 3월, 2014년.
- [2] Hexagon Corporation, “MSC/NASTRAN Linear Static Analysis User’s Manual Guide Version, 제 2권, 2023년.
- [3] Eaton cooperation, “Separation nut”, <https://www.eaton.com/kr/ko-kr/catalog/mil-aero-connectors-cable-assemblies/separation-nuts.html>.
- [4] NASA-STD-5001B, “STRUCTURAL DESIGN AND TEST FACTORS OF SAFETY FOR SPACEFLIGHT HARDWARE”, NASA, 1월, 2014년.
- [5] SPACE X, “FALCON USER GUIDE”, SPACE X, 9월, 2021년.