Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society
Vol. 22, No. 5 pp. 310-316, 2021

https://doi.org/10.5762/KAIS.2021.22.5.310
ISSN 1975-4701 / eISSN 2288-4688

소형위성용 태양전지 개발 동향 및 발전 방향

최준희
국방기술진흥연구소

Development trends of Solar cell technologies for Small satellite

Jun Hee Choi
Korea Research Institute for Defense Technology Planning and Advancement

요 약 기존의 인공위성은 다기능•높은 성능을 가진 대형위성을 국가 단위에서 운용하는 것이 일반적이었으나 최근의 전기•전자 및 광학 기술의 경량 소형화 발전에 따라 점차 소형위성이 주목받고 있다. 크기와 무게가 감소됨에 따라 적은 비용으로 개발 및 발사가 가능하여 위성 개발에 진입장벽이 낮아지고 있으나, 인공위성의 전력공급에 필수적인 태양전지 패널의 경우 태양광에 효율적으로 노출되기 위해 넓은 표면적이 필요하여 소형화 및 경량화가 제한적이다. 우주용 태양전지는 우주선과 태양열, 온도와 같은 다양한 우주환경을 고려하여 제작되어야하고, 부피를 최적화하기 위해 전개 매커니즘을 적용하며 경량화 및 고효율화를 위하여 태양전지 셀의 구조적 재료적인 연구개발이 필요하다. 현재 태양전지 패널로 개발되어 운용되고 있는 제품들은 고효율화를 위하여 주로 InGaP/GaAs/Ge 소재의 3중구조를 적용하고 있다. 최근에는 초고효율 다층구조 태양전지를 위하여 4중접합 이상의 구조가 연구되고 있으며, 나아가 소재적으로 경량화에 유리한 유연박막 태양전지, 유기 및 유무기 하이브리드 태양전지 등이 차세대 소형위성용 태양전지로 주목받고 있다.

Abstract Conventional satellites are generally large satellites that are multi-functional and have high performance. However, small satellites have been gradually drawing attention since the recent development of lightweight and integrated electric, electronic, and optical technologies. As the size and weight of a satellite decrease, the barrier to satellite development is becoming lower due to the cost of manufacture and cheaper launch. However, solar panels are essential for the power supply of satellites but have limitations in miniaturization and weight reduction because they require a large surface area to be efficiently exposed to sunlight. Space solar cells must be manufactured in consideration of various space environments such as spacecraft and environments with solar thermal temperatures. It is necessary to study structural materials for lightweight and high-efficiency solar cells by applying an unfolding mechanism that optimizes the surface-to-volume ratio. Currently, most products are developed and operated as solar cell panels for space applications with a triple-junction structure of InGaP/GaAs/Ge materials for high efficiency. Furthermore, multi-layered junctions have been studied for ultra-high-efficiency solar cells. Flexible thin-film solar cells and organic-inorganic hybrid solar cells are advantageous for material weight reduction and are attracting attention as next-generation solar cells for small satellites.

Keywords : Small Satellite, Solar Cell, Solar Cell Panel, Photovoltaics, Space Application

*Corresponding Author : Choi Jun Hee(Korea Research Institute for Defense Technology Planning and Advancement)
email: cjuny426@dtaq.re.kr
Received April 6, 2021 Revised May 4, 2021
Accepted May 7, 2021 Published May 31, 2021

1. 서론

전세계적으로 20세기의 위성개발은 수명 및 전력의 확보, 다수의 탑재체 수용 및 성능 향상 등의 이점을 가지고 있는 대형위성을 중심으로 국가주도하에 발전해왔다. 대형위성은 여러 가지 탑재체를 탑재하여 육상, 해양, 대기 등에서 발생하는 다양한 현상을 분석할 수 있고 높은 공간해상도와 빠른 기동력, 긴 수명 및 높은 신뢰성 등의 장점을 가지고 있지만, 개발과 발사를 위해 많은 예산과 시간이 소요된다.

지난 수십 년 간 마이크로-나노 전자기술 및 미세 가공기술의 비약적인 발전으로 고집적화 및 양산 기술 확보를 통해 위성 주요부품의 소형·경화를 저비용, 고성능으로 가능해짐에 따라 민간이 주도하는 더 빠르고, 저렴한 소형위성 개발 연구가 계속되고 있다. 기존에는 500 kg 이하의 위성을 소형위성으로 분류하였으나 기술발전 추세에 따라 최근 미국 항공우주국(NASA : National Aeronautics and Space Administration)은 소형위성의 기준을 180 kg 이하의 무게를 가진 위성으로 분류하였다[1]. 이러한 소형 위성은 단기간 내에 상대적으로 적은 비용으로 개발이 가능하며, 신기술의 진입 장벽이 낮고, 적은 발사비용으로 보다 많은 우주비행의 기회를 가질 수 있어 우주기술 개발에 필요한 기초기술 확보에 유리한 장점이 있다[2-6].

하지만 위성의 소형화가 진행됨에 따라 그 크기 및 무게를 확보하기 위하여 추진제, 배터리의 탑재가 제한되고, 이로 인해 임무수명이 짧고 고장 위험이 높아 신뢰성이 낮다는 한계점을 가지고 있다. 특히 전력 생산을 담당하는 태양전지 패널의 경우 많은 기술의 발달이 있었으나 여전히 낮은 광에너지 전환 효율 때문에 큰 면적이 요구되고 이로 인해 위성체 전체 무게에서 많은 부분을 차지하고 있다.

본 논문에서는 위성용 태양전지의 원리 및 특성을 분석하고 현재 운용되고 있는 소형위성을 통하여 태양전지 패널을 중심으로 전력 생산 시스템 개발 동향을 알아본다. 또한 큰 무게와 부피의 문제를 해결하여 소형위성에 적용되기 위해 개발되고 있는 다층접합 태양전지 셀 등의 차세대 고효율 경량화 태양전지 기술 등을 알아보고자 하며 주요 연구절차 개념도는 아래 Fig 1.과 같다.

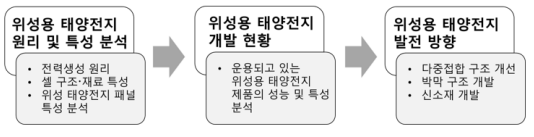


Fig. 1. Process diagram for this research

2. 위성용 태양전지 원리 및 특성

2.1 위성용 태양전지 원리

위성 전력 생산 시스템의 가장 중요한 요소는 태양전지이다. 태양전지는 태양에서 나오는 빛 에너지를 전기에너지로 전환시키는 광전 반도체 소자이며, 기본적으로 P형 반도체와 N형 반도체를 접합시켜 구성되는 PN다이오드 구조를 가지고 있다. 이러한 PN접합구조에 태양빛이 흡수되게 되면 소자 내부에 전자-정공 쌍이 생성되게 되어 전력이 생성된다. 태양전지의 효율(Efficiency)은 흡수된 빛 에너지의 총량 대비 전환된 전기 에너지량으로 계산되며 아래와 같은 수식으로 표현할 수 있다[7].

$$Efficiency = \frac{P_m}{E \times A_c} \quad (1)$$

Where, P_m denotes the ratio of the maximum power point, E denotes the input light irradiance and A_c denotes the surface area of the solar cell

여기서 우주에서 운용되는 태양전지의 성능을 측정하기 위해 일반적으로 태양전지에 닿게되는 태양빛의 양을 나타내기 위해 대기 질량 계수(AM : Air Mass)가 사용되고 대기성분이 없는 우주에서는 AM 0 (조사량 약 1,353 kW/m^2)을 기준으로 태양빛을 모사한다. 최종적으로 태양전지에 수직으로 조사하며 측정한 Fig. 2과 같은 전류-전압 커브 중 최대출력점(P_m)에서 효율을 계산하게 된다.

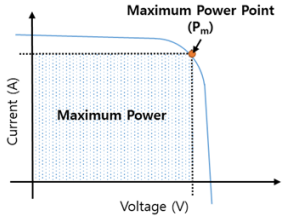


Fig. 2. Current-Voltage (IV) characteristic curve of solar cell

2.2 위성용 태양전지 셀의 구조·재료적 특성

1958년 Vangurad-1 발사된 이후부터 초기의 위성용 태양전지 셀은 실리콘 기반의 단일 접합 태양전지셀이 주를 이루었으며 10% 초반의 효율을 보여주었다[7]. 이후 1972년 AlGaAs/GaAs 태양전지가 개발되면서 20%의 효율을 달성하게 되었으며, 내열, 내방사선 특성이 우수하여 1990년대 초부터 우주용 태양전지로 활용

되어왔다[8]. 다양한 구조의 다중접합이 가능한 GaAs 계열의 재료적 특성을 활용하여 최근 위성체는 각 파장대별로 최적화된 광흡수 층을 여러개 적층시킨 다중 접합 태양전지를 사용하고 있으며, Fig. 3와 같이 넓은 스펙트럼의 태양빛을 흡수, 전기 에너지로 전환시킨다[9]. 현재는 비용대비 효과가 가장 큰 InGaP/GaAs/Ge 3중 접합 태양전지가 주로 사용되고 있으며, 그 효율은 약 30%에 다다르며 위성용 전력 생산 패널로 가장 큰 주목을 받고 있다[10].

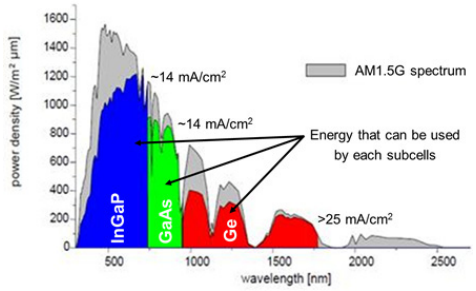
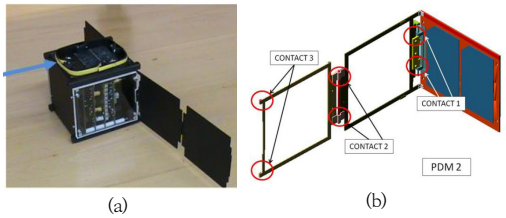


Fig. 3. Sunlight absorption spectrum of InGaP/InGaAs/Ge Triple-junction solar cell[9]

2.3 위성용 태양전지 패널 특성

위성용 태양전지는 위성 시스템에 활용하기 위한 충분한 전력을 생성하기 위해 넓은 표면적이 필요한데, 발사 시 제한된 공간에 태양 전지판을 수납하고 궤도상에서 전개되기 위해서 전개 매커니즘이 핵심 기술이다. 이러한 전개형 태양전지 패널은 탑재체 요구사항이 높아지고 있는 소형위성의 전력 생산 및 공급량을 증가시키기 위해 적용되고 있으며, 단일 힌지를 가지고 있는 가장 간단한 구조의 전개형 시스템부터[11], Fig. 4처럼 다양한 접합부를 가지고 전개 전후의 표면적 차이를 극대화한 복합구조 태양전지 패널이 연구되고 있다[12].



(a) (b)

Fig. 4. Solar penal mechanism built into the project Xatcobeo prototype and penal deployment mechanism simulation[12]

우주용 태양전지 패널은 효율적으로 전력을 생산하기 위하여, 의도적으로 태양빛에 노출되어야하기 때문에 인공위성의 궤도 위치에 따라 패널의 온도가 -150 ℃에서 120 ℃로 반복적으로 변화하며 또한 우주선 등으로부터 발생되는 양성자들과 전자에 직접적으로 노출됨으로써 성능이 빠르게 감쇄된다는 차이점이 있다[13, 14]. 따라서 패널 전체의 출력전력은 위성이 운용됨에 따라 지속적으로 감소되며, 태양전지를 외부 환경 노출로부터 보호하기 위하여 모듈화 공정에서 궤도의 고도와 주기 등에 따른 우주 환경과 임무시간 및 목표출력을 고려한 설계가 요구된다.

소형 위성체의 한정된 무게/크기 안에서 다양한 임무를 수행하기 위하여 전력시스템의 고효율화가 요구된다. 더불어 우주 환경에서 효율적이고 안정적으로 전력을 생성하기 위해 경량화를 확보하면서도 넓은 표면적과 높은 내방사선을 가진 패널 구조체가 필요하다.

3. 소형위성용 태양전지 개발 현황 및 발전방향

3.1 소형위성용 태양전지 개발 현황

소형위성용 태양전지는 고효율, 경량화를 달성하기 위해 다양한 제품들이 개발되고 있으나, 현재까지는 우주공간에서 활용하기 위하여 내환경성이 검증되고 양산이 가능하여 비용측면에서 상대적으로 저렴한 3중접합 태양전지가 사용되고 있다. 특히 소형위성 중 가장 보편적으로 사용되는 큐브위성 플랫폼의 기준 크기인 유닛(U=Unit, 10x10x10 cm)을 기준으로 제작된 제품들이 대부분이다.

AAC Clyde Space사는 탄소섬유강화 복합재(CFRP : Carbon fiber-reinforced plastic) 기판을 인쇄 회로 보드로 활용, Spectrolab 사의 Ultra Triple Junction(UTJ)태양전지 셀을 결합하여 28.3%의 효율을 태양전지 패널을 개발하였다. 이미 많은 소형위성에 적용되었으며 스프링구조로 탑재되어 전개되는 매커니즘을 가지고 있다[15]. Spectrolab 사의 UTJ 셀은 27.7에서 28.3%의 효율을 가지고 있으며, 저궤도와 정지궤도에서 모두 성능검증을 완료하여 운용되고 있다[16].

DHV Techonology사는 Azur사의 3G30C 태양전지 셀을 활용하여 CFRP 기판 기반의 다양한 크기의 태양전지 패널을 개발하였으며, 소형위성 플랫폼에 적용하기 위하여 다중 전개형 구조 태양전지를 개발 중에 있다[17].

EnduroSat 사는 InGaP/GaAs/Ge의 삼중구조를 가진 태양전지 셀을 사용하여 29.5% 효율을 내는 태양전지 패널을 제작하였으며, 각 셀의 두께는 약 150μm 수준에 이른다. 다중전개 구조로 제작되었으며, 3U의 크기의 경우 무게는 0.115 kg 수준이다[18].

네덜란드의 Airbus Defense and Space 사는 Azur 사의 3G30A 셀을 사용하여 29.5% 효율의 Sparkwing 태양전지 패널을 개발하였으며 적용되는 위성체에 따라 30개의 다양한 크기의 패널을 제작할 수 있다. 해당 태양전지 패널은 400 x 700 mm 크기의 1 패널에서 저궤도 기준 66 W의 출력을 낼 수 있으며, Fig. 5와 같이 위성체와 결합, 전개할 수 있는 힌지구조로 설계되어있다. 적용된 Azur사의 태양전지 셀은 GaInP/GaAs/Ge로 적층되어있는 3중 접합구조를 가지고 있으며, 최근에는 32%의 효율을 가진 4중 접합 셀을 개발하여 40 x 80 mm의 크기에서 2900 mV의 구동 전압을 출력할 수 있다[19].

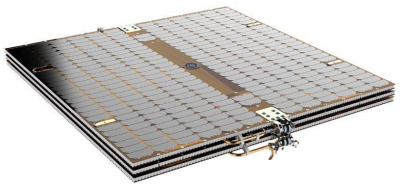


Fig. 5. Sparkwing solar panel[19].

Innovative Solutions In Space사는 최대 24U 크기의 태양전지 패널을 제작하고 있으며, 30% 이상의 효율을 가진 Azur사의 3G30x 셀을 사용하고 있다. EXA DSA 모델은 전개 매커니즘을 위하여 티타늄 스캐폴드를 사용하여, 0.25 mm의 얇은 두께를 달성함과 동시에 경량화에 성공하였다[20].

MMA Design사는 HaWK(High Watts per Kilogram)이라는 모델의 태양전지 패널을 제작하였다. 사용되는 태양전지 셀의 종류에 따라 Spectrolab의 UTJ는 28.3 %, XTJ-Prime은 30.7 %의 효율을 보인다. 3U부터 16U에 이르기까지 다양한 크기의 태양전지 패널을 지원하며 16U 크기에서는 220 W 이상의 출력을 제공한다. HaWK의 파생모델인 rHaWK은 28 ℃에서 면적대비로는 93 kW/m^3, 무게대비로 130 W/kg의 출력을 보여준다[21].

Pumpkin사는 큐브위성의 태양전지 패널로 가장 많이 사용되는 회사이며 SpectroLab사의 XTJ Prime을 사용하는 SUPERNOVA 제품군은 6U의 크기에서 30.7%의 효율로 64W의 출력을 가지고 있다. 또한 초소형위성체에 사용될 수 있는 전개형 태양전지 모듈인 PMDSAS(Pumpkin's Modular Deployable Solar Array System)을 개발하여 판매하고 있다[22].

3.1절에서 조사한 다양한 제조사에서 개발한 태양전지 패널의 특성에 대하여 Table 1에 정리하였다. 대부분의 제조사는 3중접합 구조의 태양전지를 활용하여 패널을 제작하였고 그 효율은 27-32% 이다. 특히 1)CFRP와 같이 내방사성이 뛰어나며 경량화가 가능한 소재의 적용, 2)효과적인 표면적 확보를 위한 다중 전개형 구조 개발, 3)고효율화를 위한 다중 적층 구조 등의 공정개발의 특징을 보이고 있다.

Table 1. Properties of commercial solar cells for small satellites

제조사	셀	효율(%)	특징
AAC Clyde Space	Spectrolab UTJ	27.7-28.3	CFRP로 경량화
DHV Techonology	Azur 3G30C	30	다중 전개형 구조
Endurosat	-	29.5	셀 두께 150um
Airbus Defense and Space	Azur 3G30A	29.5-32	4중접합 구조로 고효율화
Innovative Solutions in Space	Azur 3G30x	30 이상	티타늄 스캐폴드로 250um 두께 달성
MMA Design	Spectrolab	28.3-30.7	130 W/kg의 출력
Pumpkin	Spectrolab	30.7	초소형위성용 모듈 판매

3.2 소형위성용 태양전지의 발전방향

다중접합 구조의 태양전지/패널로 개발되고 있으나 앞으로 소형위성에도 고해상도의 탑재체, 고기동의 본체의 성능이 요구되고 있다. 이러한 성능을 구현하기 위하여 전력 생산 시스템에도 유연 기판, 유기 태양전지 등 새로운 기술들이 지속적으로 개발되고 있다.

기존에 많이 사용되는 GaInP/GaAs/Ge 소재의 3중접합 태양전지는 기판으로 사용되는 GaAs와 격자상수가 모두 일치하기 때문에, 고품질의 박막을 성장시킬 수 있으나, 밴드갭이 차례대로 1.9/1.4/0.7 eV로 GaAs와 Ge 사이의 큰 밴드갭 차이로 효율적인 광전효과를 얻기 어렵다[23]. 이를 극복하기 위하여 GaInAs, GaInAsN, 등의 다양한 화합물반도체 성장기술을 개발하여 적용하는 연구가 진행되고 있다. 미국의 Solar Junction은 이중 1.0 eV의 밴드갭을 가진 InGaAsN을 중간층으로 활용하여 4중접합 태양전지를 개발해, AM0에서 33% 효율을

기록하였다[24]. 나아가 우주용 태양전지 전문 업체인 미국 Boeing 사의 SpectroLab 연구소에서는 Fig. 6(a)의 GaInP/GaInAs/Ge 3중 접합 구조에서 서로 다른 재료의 격자 간의 차이를 줄여 Fig. 6(b)의 IV 커브에서 확인할 수 있듯이 최대 41.6%의 효율을 달성하였다[25]. 이러한 다중접합 태양전지는 이론적으로 50% 이상의 효율을 달성할 수 있을거라고 예측[26]되어 앞으로도 지속적인 연구개발이 이루어질 것으로 보인다.

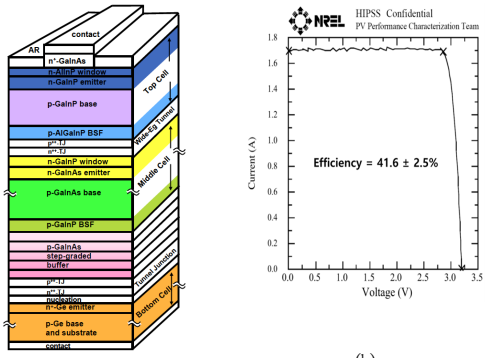


Fig. 6. (a) Lattice-Matched triple junction cell cross-section (b) IV curve of Spectrolab GaInP/GaInAs/Ge 3-juction cell[25]

기존의 배열 패널은 제작이 용이하고, 충격에 강하며, 대형화가 쉽다는 장점이 있으나, 소형위성의 제한된 공간 내에 탑재되기 어렵다는 한계점이 있다. 이러한 한계점을 극복하기 위해 대안으로 제시되는 것이 유리나 플라스틱 기판위에 박막을 올려 제작되는 유연 박막 태양전지 셀이다. 박막기술의 발전으로 기존의 350 μm 대비 수 μm의 광전층의 두께를 가지면서 큰 전력밀도, 높은 내방사성 등을 확보할 수 있다. 비정질의 채널을 가진 유연 박막은 단결정의 소자보다 외부 방사선 노출에 영향이 적다는 것이 밝혀져 위성에서의 활용성이 주목받고 있다[27, 28]. 최근 Oklahoma 대학에서 Cu(In,Ga)Se_2(CIGS) 소재를 활용하여 저온 저압에서 태양전지 셀을 제작하는데 성공하였고, 외우주 환경의 열시험에도 안정적인 성능을 유지하여 유연 박막 태양전지의 가능성을 확인하였다[29].

유기 및 유무기 하이브리드 태양전지는 상대적으로 적은 제작비용과, 광활성층의 높은 광흡수율을 가지고 있으면서 수백 nm의 두께로 공정이 가능하다는 장점을 가지고 있다. 이는 무기 박막 태양전지보다도 열배 이상 박막화된 것이며 더불어 우주 임무에 가장 중요한 특성인 무게 대비 전력 생산량(W/kg)이 유기 태양전지는 10 kW/kg, 하이브리드 태양전지는 23 kW/kg로 보고되고 있어 경량화가 중요한 소형위성용 태양전지로 주목받고 있다[30, 31]. Toyobo 사와 프랑스 연구소인 CEA는 Fig. 7과 같이 유기 태양전지를 유연 기판상에 제작하는데 성공하였으나, 아직은 낮은 효율과 신뢰성을 보이고 있다. 우주환경의 방사선 환경에 대한 안정성 확보를 위한 추가적인 연구가 필요한 시점이다[32].

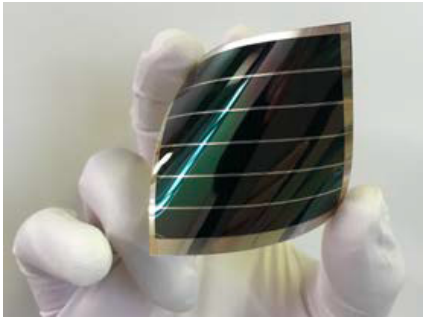


Fig. 7. Organic photovoltaics solar cell module on plastic film substrate[32]

전력시스템에서 핵심적인 전력생산을 수행하는 태양전지는 크게 태양광을 흡수, 전력으로 변환하는 태양전지 셀과 셀을 배열로 배치하여 위성에 연결되는 패널로 구성되어있으며 각 구성요소가 소형위성에 적합하게 운용되기 위하여 필요한 요소 및 개발 방향은 아래 Table 2와 같다.

Table 2. Requirements for the development of satellite solar cell

구성요소		필요요소	개발 방향
셀	구조	고효율, 다파장 흡수	다중 접합 구조
	재료	경량화	박막 공정, 유무기 하이브리드 신소재 개발
패널		넓은 표면적	다중 전개 구조
		경량화	내방사성 신소재 적용

4. 결론

소형위성이 점차 발전함에 따라 대형위성에 버금가는 탑재체의 성능이 요구되고 있다. 이러한 발전방향에 있어서 무게와 크기 면에서 제한적인 소형위성에 충분한 전력을 확보하기 위한 태양전지의 고효율화, 경량화 개발은

필수적이다. 본 논문에서 현재 소형위성에 운용되고 있는 태양전지 패널의 제작사와 그 성능 현황을 분석하였으며 저비용의 소형위성의 보편화로 인해 나아가 차세대 소형위성에 적용될 가능성이 있는 초고효율 다중접합 태양전지, 유연 박막 태양전지, 유기 및 유무기 하이브리드 태양전지의 연구 동향을 분석하였다. 상대적으로 저비용인 소형위성은 그 자체로 우주에서 기술을 검증하기 위한 플랫폼이 될 수 있으며 이를 기반으로 최근 주목받고 있는 여러 차세대 태양전지들의 기술발전이 가속화될 것이다.

References

[1] NASA. What are SmallSats and CubeSats?, c2017 [cited 2017 August 6], Available From: https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats (accessed Mar. 25, 2021)

[2] H.D. Kim, W.S. Choe, D.H. Jo, M.G. Kim, J.H. Kim, E.S. Sim, I.H., Hwang, J.C. Kim, S.D. Gang, I.H. Choe, "A Development of Core Technology for Space Exploration Using Nano-satellite", Korea Aerospace Research Institute, pp.17-20, Apr. 2014. DOI: https://doi.org/10.23000/TRKO201700000263

[3] S.W. Kang, J.T. Jang, H.C. Kong, "Current Status of Foreign Country's Space Exploration Using CubeSat", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol.12, No.2, 2014.

[4] J. Straub, D. Whalen, "Student expectations from participating in a small spacecraft development program", *Aerospace*, Vol.1, pp.18-30, 2014. DOI: https://doi.org/10.3390/aerospace1010018

[5] A. Poghosyan, A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science mission", *Prog.Aerosp.Sci.*, Vol.88, pp.59-83, 2017 DOI: https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.11.002

[6] M.N. Sweeting, "Modern Small Satellites-Changing the Economics of Space", *Proc.IEEE*, Vol.106, pp.343-361, 2018. DOI: https://doi.org/10.1109/JPROC.2018.2806218

[7] A. Luque, S. Hegedus. "Handbook of Photovoltaic Science and Engineering", Wiley, 2003, pp.1-43

[8] P.A. Iles. "Evolution of space solar cells". *Solar Energy Materials and Solar Cells*, Vol. 68, No.1, pp. 1-2, 2001 DOI: https://doi.org/10.1016/S0927-0248(00)00341-X

[9] Y.J. Kim, S.H. Jeong, H.S. Kim, E.Y. Sin, C.J. Kim, H.B. Sin, H.G. Gang, "Research trend and perspect of ultra-high efficiency III-V compound semiconductor solar cell", *Bulletin of the Korea Photovoltaic Society*, Vol.4, No.1, pp.5-15, 2018.

[10] R. Surampudi, "Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions", Strategic report, NASA/Jet Propulsion Laboratory-Caltech, pp.22-23

[11] T. Jansen, A. Reinders, G. Oomen, J. Bouwmeester, "Performance of the first flight experiment with dedicated space CIGS cells onboard the Delfi-C3 nanosatellite", *Proceedings of the 35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference(PVSC)2010*, Vol.20. No.25, pp.1128-1133, Jun. 2010. DOI: https://doi.org/10.1109/PVSC.2010.5614729

[12] J.M. Plaza, J.A. Vilan, F.A. Agelet, J.B. Mancheno, M.L. Estevez, C.M. Fernandez, F.S. Ares, Xatcobeo, "Small mechanisms for cubesat satellites antenna and solar array deployment", *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium*, NASA Kennedy Space Centre, pp. 415-429, May 12-14. 2010.

[13] E. Roibas-Millan, A. Alonso-moragon, A.G. Jimenez-Mateos, S. Pindado, "Testing solar panels for small-size satellites: the UPMSAT-2 mission", *Meas. Sci. Technol.*, Vol.28, No.11, pp.5801, 2017. DOI: https://doi.org/10.1088/1361-6501/aa85fc

[14] H.Y. Tada, J.R. Carter, Jr., B.E. Anspaugh, R.G. Downing, "Solar Cell Radiation Handbook Third Edition", NASA and JPL, USA, 1982.

[15] AAC-Clyde. Solutions for a New Age in Space Capability Overview. 2018.

[16] SpectroLab. Ultra Triple Junction (UTJ) Cells. c2018. [cited: 2018 July 16], Available From: http://www.spectrolab.com/DataSheets/cells/2015%20UTJ%20CIC%20Datsheet.pdf. (accessed Mar. 25, 2021)

[17] DHV technology Solar cell products. https://dhvtechnology.com/products/ (accessed Apr. 5, 2021)

[18] EnduroSat products. https://endurosat.com/products/ (accessed Apr. 5, 2021)

[19] Sparkwing Solar cell products. https://sparkwing.space/satellite-solar-panels (accessed Apr. 5, 2021)

[20] ISIS products. https://www.isispace.nl/satellite-solutions/ (accessed Apr. 5, 2021)

[21] M.Bailey, "BIG Power BIG Aperture small satellite", *GSFC Planetary CubeSats Symposium 2018*, NASA Goddard Space Flight Center, USA, Aug. 16-17, 2018.

[22] Pumpking Solar cell products. https://www.pumpkinspace.com/store/c23/Custom_Solar_Panels.html (accessed Apr. 5, 2021)

[23] S. R. Kurtz et al., Projected performance of threeand four-junction devices using GaAs and GaInP, Proceedings of the 26th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 1997.

[24] Solar Junction Corporation. http://www.sj-solar.com (accessed Apr. 5, 2021)

[25] R.R. King, "Raising the Efficiency Ceiling in Multijunction Solar Cells", *Energy Efficient Materials*

Seminar, UCSB Center, Santa Barbara, USA, Feb. 16, 2011.

[26] M. Bosi and C. Pelosi, "The potential of III-V semiconductors as terrestrial photovoltaic devices", *Prog. Photovolt: Res. Appl.,* Vol.15, No.51, pp.68, 2007.

[27] A. Jasenek et al., "Radiation resistance of Cu(In,Ga)Se2 solar cells under 1-MeV electron irradiation", *Thin Solid Films*, vol. 387, no. 1, pp. 228-230, 2001.

[28] L.M. Fraas, L.D. Partain. "Solar cells and their applications", Vol. 236. Wiley, 2010, pp.4.

[29] Brown, C. R., V. R. Whiteside, D. Poplavskyy, K. Hossain, M. Dhoubhadel, I. Sellers, "Flexible Cu(In,Ga)Se_2 Solar Cells for Outer Planetary Missions: Investigation Under Low-Intensity Low-Temperature Conditions" *IEEE Journal of Photovoltaics,* Vol.9, No.55, pp.2-8, 2019.

[30] D. Hoffman, T. Kerslake, A. Hepp, M. Jacobs, D. Ponnusamy, Thin-film photovoltaic solar array parametric assessment, *35th Intersoc. Energy Convers. Eng. Conf. Exhib.*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, 2000. Doi: https://doi.org/10.2514/6.2000-2919

[31] I. Cardinaletti, T. Vangerven, S. Nagels, R. Cornelissen, D. Schreurs, J. Hruby, J. Vodnik, D. Devisscher, J. Kesters, J. D'Haen, A. Franquet, V. Spampinato, T. Conard, W. Maes, W. Deferme, J.V. Manca, "Organic and perovskite solar cells for space applications", *Solar Energy Materials and Solar Cells*

[32] Toyobo to practicalize power-generating material for organic photovoltaics with world's top-level conversion efficiency under room light. c2020 [cited 2020 March 23] https://www.toyobo-global.com/news/2020/release_117.html (accessed Apr. 5, 2021)

최 준 희(Jun Hee Choi) **[정회원]**

- 2018년 2월 : 고려대학교 전기전자전파공학부 (전기전자전파공학과 박사)
- 2019년 12월 ~ 2020년 12월 : 국방기술품질원 지휘정찰연구2팀
- 2021년 1월 ~ 현재 : 국방기술진흥연구소 감시정찰기술기획팀

〈관심분야〉
전기전자, 항공우주