

상용 태양전지 셀을 이용한 소형 SAR 위성의 태양전지 어레이 개념설계 및 경량화 연구

김태득[†]

국방과학연구소 국방위성체계개발단

A Study on Mass Reduction in the Conceptual Design of Solar Array with Commercial Solar Cells for Small SAR Satellites

Kim Tae-Deuk[†]

Agency for Defense Development, Defense Satellite Systems

[†]Corresponding author: ktd1009@add.re.kr

Abstract

Solar cells have widely been utilized for a satellite to convert sunlight energy into electricity in space. Many different types of solar cells appropriate for each satellite program are available in current markets, which enables us to construct a solar array light and small often required from a low Earth orbit (LEO) synthetic aperture radar (SAR) satellite. Thus, it is important to choose a proper solar cell satisfying the requirements of mass and size for the solar array. In this article, we have surveyed typical suppliers and have discussed some characteristics of solar cells. Conceptual design examples of the solar array for LEO SAR satellites using several types of solar cells have been performed to show the pros and cons of solar cells by comparison of the total mass and size necessary for the solar array.

Keywords: 태양전지 셀(Solar cell), 태양전지 어레이(Solar array), 위성(Satellite), 저궤도(low Earth orbit)

기호설명

P_{SA} : 요구 생산 전력 (W)

P_d : 일(sunlight) 기간 요구 전력 (W)

P_e : 식(eclipse) 기간 요구 전력 (W)

T_d : 일 기간 (분)

T_e : 식 기간 (분)

X_d : 일 기간 효율

X_e : 식 기간 효율



Journal of the Korean Solar Energy Society
Vol.37, No.5, pp.49-63, October 2017
<https://doi.org/10.7836/kses.2017.37.5.049>

pISSN : 1598-6411

eISSN : 2508-3562

Received: 22 June 2017

Revised: 27 October 2017

Accepted: 30 October 2017

Copyright © Korean Solar Energy Society

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution NonCommercial License which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

- P_{IN} : 입사되는 태양광의 에너지 밀도 [mW/cm^2]
- X_{SA} : 태양전지의 에너지 변환 효율
- I_d : 고유 감쇄
- P_{BOL} : 태양전지 셀의 임무 초기 단위 면적당 생산 전력 [W/m^2]
- P_{EOL} : 태양전지 셀의 임무 말기 단위 면적당 생산 전력 [W/m^2]
- L_d : 태양전지 셀의 성능 감쇄
- A_{SA} : 물리적, 기계적 요소를 고려하지 않은 SA 면적 [m^2]
- $A_{Substrate}$: 하부 구조체 면적 [m^2]
- A_{SP} : 물리적, 기계적 요소를 고려한 SA 면적 [m^2]
- m_{SA} : 단위 면적당 태양전지 셀의 질량 [kg/m^2]
- M_{SA} : 물리적, 기계적 요소를 고려하지 않은 SA 질량 [kg]
- M_{CIC} : CIC 추가 질량 [kg]
- $M_{Substrate}$: 하부 구조체 질량 [kg]
- M_{SP} : 물리적, 기계적 요소를 고려한 질량 [kg]

그리스 문자

- θ : 태양광 입사각 [°]

1. 서론

태양전지 셀(solar cell)은 태양광을 전기에너지로 변환하는 장치로서 어디서나 자가발전이 가능하고 유지 보수 및 무인화가 쉽다는 장점으로 인해 다양한 분야에서 활용되고 있다. 위성의 경우 태양은 전기에너지로 변환할 수 있는 유일한 에너지 원천이므로 예전부터 태양전지 셀은 널리 사용되어 왔다. 최근에는 중량 500 kg 이하의 소형 SAR 위성을 다수로 제작하여 위성군의 형태로 운용하는 추세에 있으며 이때 소형 경량화에 적합한 태양전지 셀의 선택과 효율적인 태양전지 어레이(SA, solar array) 설계가 중요한 기술로 인식되고 있다. 특히 수동형 SAR 위성의 경우 영상촬영을 위해 위성체 자체를 기동해야 하므로 높은 기동성을 제공하기 위해서는 위성의 질량을 가볍게 하고 MOI(Moment of Inertia)를 줄이려는 노력이 필요하다. SA는 전력부 질량의 20~30%를 차지하므로 SA의 소형화 및 경량화를 통해 발사비용을 절감하고 MOI를 줄여 기동성을 확보하고자 한다.

본 논문에서는 소형 SAR 위성의 전력부 경량화를 위하여 구매 가능한 우주급 상용 태양전지 셀 제품들을 조사하고 특성들을 분석하였다. 또한 조사된 제품들을 SA 설계에 직접 적용하여 요구되는 SA 면적과 질량을 비교

함으로써 소형 경량화에 적합한 제품을 제시하였다.

2. 위성용 태양전지 셀 현황

2.1 삼중접합 태양전지 셀

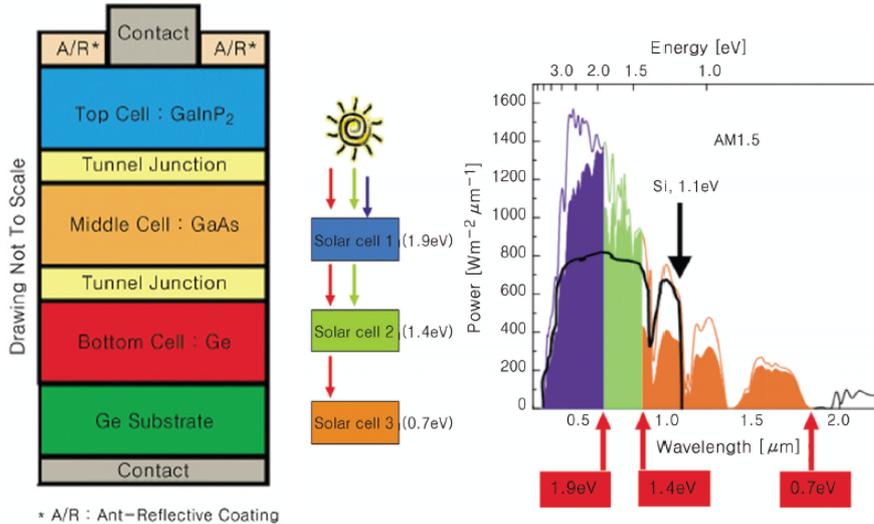


Fig. 1 Structure and spectrum of triple junction solar cell¹⁾

위성용 태양전지 셀에는 실리콘 태양전지 셀, GaAs 태양전지 셀, 다중접합(Multi-junction) 태양전지 셀 등이 있으며 각광을 받고 있는 다중접합 태양전지 셀은 밴드갭이 서로 다른 물질을 이용해 다층 구조를 형성함으로써 태양광 파장 대역에서 최대한 빛을 흡수해 고효율(우주 광조건 AM0에서 30% 이상), 고성능을 내도록 제작된다. 다중접합 태양전지 셀은 이론적으로 접합층을 여러 층으로 확장할 경우 최대 86.6%까지 효율을 향상시킬 수 있다. 그러나 제작비용 등의 문제로 접합층을 크게 증가시킬 수 없으므로, 우주용 태양전지 셀은 제조비용 대비 내방사선 특성 및 변환효율을 고려하여 가성비가 좋은 GaInP, GaAs, Ge 등을 삼중접합(Triple-junction) 하여 사용한다. 삼중접합 태양전지 셀의 상부 전지는 빛이 들어오는 곳으로서 밴드갭이 1.9 eV인 GaInP 화합물 반도체를 사용하여 p-n 접합으로 이루어진다. 중앙부 전지는 밴드갭이 1.4 eV인 InGaAs 화합물 반도체를 사용한 p-n 접합이며 하부 전지는 밴드갭이 0.7 eV인 Ge 기판으로 형성하는 p-n 접합이다. 다음 Fig. 1은 삼중접합 태양전지 셀의 구조와 스펙트럼을 나타낸 것이다^{2,3,4,5)}.

2.2 위성용 태양전지 셀의 현황

위성용 태양전지 셀을 생산하는 주요 업체에는 SpectroLab, Emcore, SolAero, AzurSpace 등이 있으며 각 제조사별 제품 및 변환효율은 다음 Fig. 2와 같다.

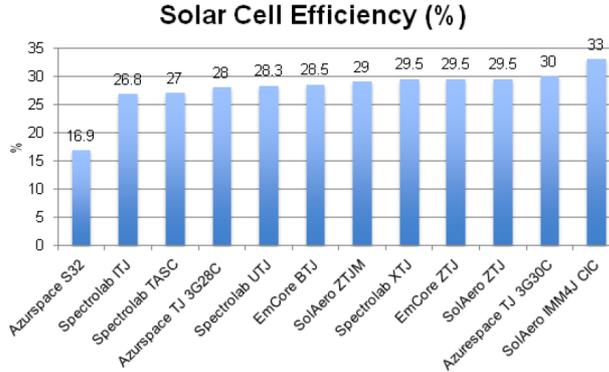


Fig. 2 Efficiency of solar cells⁶⁾

위 제품들의 태양전지 셀들의 특성을 정리하면 다음 Table 1과 같다.

Table 1 Comparison of models

Model	XTJ	ZTJ	IMM4J	S32	3G30C
Manufacturer	SpectroLab	SolAero	SolAero	AzureSpace	AzureSpace
Structure	Triple-Junction	Triple-Junction	Quadruple-Junction	Silicon	Triple-Junction
Efficiency	29.5%	29.5%	33%	16.9%	30%
Mass	84 mg/cm ²	84 mg/cm ²	49 mg/cm ²	32 mg/cm ²	130 mg/cm ²
Anti-radiation *	85%	85%	81%	74%	90%

*Anti-Radiation (P/Po @ 1 MeV, 1E15 e/cm² fluence)

XTJ는 SpectroLab에서 생산하는 제품으로 InGaP/InGaAs/Ge 구조로 이루어진 삼중접합 태양전지 셀이며, 효율이 BOL (Begin of Life)에서 29.5%이다. 내방사선 특성이 우수하여 1 MeV의 에너지를 갖는 우주방사선의 조사량(fluence)이 $1 \times 10^{15} e/cm^2$ 일 때 효율은 BOL의 85%이다. 일반적으로 정지궤도위성이 15년 동안 임무 수행 시 노출되는 우주방사선이 $1 \times 10^{15} e/cm^2$ 이하임을 고려할 때 내방사선 특성이 우수함을 알 수 있다.

ZTJ는 SolAero에서 생산하는 제품으로 InGaP/InGaAs/Ge 구조로 이루어진 삼중접합 태양전지 셀이며, 효율이 BOL에서 29.5%이다. 내방사선 특성은 감쇄 후 효율이 BOL의 85%(@ 1 MeV, 1E15 e/cm² fluence)이므로 우수하다. IMM4J 역시 SolAero에서 생산하는 제품으로 InGaP/GaAs/InGaAs/InGaAs 구조로 이루어진 사중접합(Quadruple-Junction) 태양전지 셀이며, 판매중인 위성용 태양전지 셀 제품 중 효율이 가장 높은 33% (BOL 기준)이다. 내방사선 특성은 자사의 삼중접합 제품인 ZTJ에 비해서는 낮으나 BOL대비 81% (@ 1 MeV, 1E15 e/cm² fluence)로서 우수한 편이며 질량 또한 ZTJ에 비해 40% 정도 가볍다. 그러나 아직은 높은 가격과 낮은 기술성숙도(TRL, Technology Readiness Levels)로 인해 시장에서 널리 사용되고 있지는 않다. S32는 AzurSpace에서 생산하는 제품으로 효율이 16.9%로 높은 편은 아니지만 질량이 32 mg/cm²로 다른 제품의 질

반 수준으로 가볍다. 3G30C는 AzurSpace사의 생산모델 중 효율이 가장 높은 제품으로서 BOL기준 효율이 30%이며, InGaP/GaAs/Ge로 구성된 삼중접합 태양전지 셀이다. 3G30C는 주요 제품들 중 무거운 편이나 최고 수준의 내방사선 특성을 가진 제품으로 감쇄 후 효율이 BOL의 90%(@ 1 MeV, 1E15 e/cm² fluence)로 매우 높다⁶⁾.

3. 소형 SAR 위성의 SA 개념설계

3.1 설계변수 식별 및 설정

소형 SAR 위성의 SA 개념설계는 위성체가 요구하는 전력량에 따라 달라지므로 설계 전 위성체의 소비전력에 대한 분석이 우선되어야 한다. 소비전력 분석에는 위성의 운용고도, 궤도 정보(일(sunlight) 기간 및 식(eclipse) 기간), 위성의 수명, 탑재체 성능(해상도, 촬영시간) 등의 설계변수들에 대한 설정이 필요하며 이들 설계변수들과 위성이 실제로 궤도에서 운용되는 환경을 모사한 임무 운용시나리오를 통해 소비전력을 추정한다. 소비전력이 추정되면 이를 충족하는 SA 설계가 시작된다. 본 논문에서 사용한 소비전력 추정에 필요한 설계변수들은 저궤도 소형 SAR 관측위성인 IAI사의 TecSAR(운용고도 581km, 수명 5년, 경사각 41.02°, 공전주기 94.46분, 하루 공전횟수 15.22회)를 참조하여 다음과 같이 설정하였다. 위성의 고도는 저궤도 SAR 관측위성들이 사용하는 600 km로 이 고도에서는 공기가 매우 희박하여 AM0 (Air Mass 0, 태양광이 공기를 통과하지 않고 SA에 도달)의 환경이며 이때 SA에 입사되는 태양광 에너지의 밀도는 135.3 mW/cm^2 이다⁷⁾. 수명 기간 동안 위성이 운용되는 고도는 추진부에 의해 600 km로 일정하게 유지되므로 이에 따라 태양광 에너지의 입사 밀도 또한 일정하다. 궤도는 태양동기궤도에 비해 식(Eclipse) 기간이 길어서 설계에 불리한 경사궤도를 선택하였으며 궤도경사각은 적도궤도(0°)와 태양동기궤도(90°)의 중간인 45°로 설정하였다. 설정된 고도와 궤도로부터 계산된 궤도 주기는 대략 95분 정도이다. 경사궤도의 경우 계절에 따라 위성의 일 기간과 식 기간의 길이가 달라지므로 1년 중에 궤도주기 95분 동안 태양광을 가장 짧게 받는 60분을 일 기간으로, 그리고 나머지 35분을 식 기간으로 설정하였다. 위성의 수명은 통상 사용하는 5년으로 설정하였으며 위성이 최대로 전력을 소비하는 경우는 표준모드로 연속해서 촬영할 때 발생한다고 가정하였다. 일반적으로 SAR 탑재체는 표준모드 보다 해상도가 좋은 고해상 모드로 동작할 때 더 큰 전력이 필요하나 고해상 모드의 경우 촬영시간이 1 scene 당 10초 이내이므로 에너지의 관점에서 수 십~수 백초 연속해서 촬영하는 표준모드가 더 많은 전력량을 요구하게 된다. 또한 표준모드 해상도는 현재 운용되는 상용 SAR 위성들을 참고하여 3 m로 설정하였으며 최대 연속촬영 시간은 한반도를 동서로 비행하면서 충분히 촬영이 가능하도록 100초로 설정하였다. 이상을 요약하면 다음 Table 2와 같다.

Table 2 Orbit parameters & requirement

Parameters	Value	Remark
Altitude	~ 600 Km	LEO satellite
Inclination	45°	
Orbit period / sunlight / eclipse time	95 min. / 60 min. / 35 min.	15 orbit per day
Life time	5 years	
Payload required specification	Strip mode (3 m Resolution) 100 s continuous imaging	

임무 시나리오는 표준모드로 운용된다는 가정 하에 95분의 궤도주기를 세분화시켜 각 구간별로 탑재체와 플랫폼이 동작하는 형태에 따라 소비전력을 추정하였다. 위성의 임무수행 횟수는 궤도당 1회로 이는 위성이 촬영 목표지역인 한반도를 궤도당 1회만 지나가기 때문이다. 또한 임무를 수행하는 시기는 궤도에 따라 일 기간인 경우와 식 기간인 경우가 모두 있으나 전력의 관점에서 worst case에 해당되는 식 기간에 수행한다고 가정한다. 일 기간에서는 태양전지에 의해 생산된 전력을 이용하여 임무수행이 가능하나 식 기간에는 온전히 배터리에 저장된 에너지를 이용하여 임무를 수행해야 한다. 이때 배터리에 저장된 에너지 사용 시 배터리의 충/방전효율(약 80%)에 의한 전력 손실이 발생하므로 전력의 관점에서 식 기간 임무수행이 worst case인 것이다. 아래 Table 3은 임무 시나리오에 따른 탑재체(SAR 영상촬영장비(SAR Instrument)) 및 플랫폼(전력부(EPS), 원격통신부(TS), 명령데이터처리부(CDHS), 자세제어부(AOCS), 추진부(PS), 열제어부(TCS))의 모드별 소비전력을 나타낸 것이다.

Table 3 Mission scenario & power consumption

	Sun						Eclipse					
Time (sec)	3600	300	360	90	60	60	60	100	60	180	60	770
Platform mode	HK	HK	-	slew	-	-	slew	-	slew	-	slew	HK
Payload mode	HK	HK	warm-up		SAR D/L		-	Imaging	-	SAR D/L		HK
Power Consumption (W)												
SAR instrument	63	63	210	254	535	795	660	1030	223	358	188	63
EPS	41	41	41	41	41	41	41	41	41	41	41	41
TS	0	0	40	40	40	40	40	40	40	40	40	0
CDHS	23	23	23	23	23	23	23	23	23	23	23	23
AOCS	134	134	134	1980	134	660	1980	660	1980	660	1980	134
PS	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14
TCS	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150
S/C Total	425	425	612	2502	937	1723	2908	1958	2471	1286	2436	425

앞서 설명한 대로 영상촬영은 100초 동안 표준모드로 운용되고 있음을 보이며, 임무초기 원격측정 및 원격명령을 위한 관제소 방향으로의 위성 기동은 90초, 영상촬영 및 지상전송을 위한 위성의 기동은 각각 60초로 가정

하였다. 자료전송은 영상촬영 전에는 이전 궤도에서 보내지 못한 잔여영상을 지상으로 전송한다는 개념을 도입하였으며 현재 궤도에서 촬영한 영상의 전송은 3분으로 설정하였다. 위성체 수준에서의 최대 요구전력은 촬영 지역으로 위성을 신속히 기동시키는 구간으로서 2908 W가 요구된다. 임무시나리오 중에 기동과 영상촬영 그리고 자료전송 외의 구간에는 탑재장비를 보호하기 위해 HK(House-Keeping)모드에서 지구를 지향한다고 가정하였다. SAR 탑재체 warm-up 기간은 송신기를 full power 송출 전 사전가열 기간을 의미하며 60초가 필요하다고 가정하였다.

3.2 SA 생산 요구전력

위에서 설정된 설계변수들과 임무시나리오를 기반으로 SA의 생산 요구전력을 추정해야 한다. 위성은 일 기간에는 SA에서 생산된 전력을 직접 이용하며, 식 기간에는 SA에 의해 일 기간 동안 충전된 배터리를 통해 전력을 공급받는다. 따라서 SA의 생산 요구전력 추정 시 일 기간과 식 기간에서의 위성이 사용하는 소비전력 전체를 고려해야 한다. 일 기간 동안 SA가 생산해야 하는 생산전력은 위성 개념설계 교재로 널리 쓰이는 SMAD(Space Mission Analysis and Design)⁸⁾에 제시된 다음 수식을 이용하여 추정한다.

$$P_{SA} = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_e}}{T_d} \quad (1)^8$$

식(1)에서 일 기간과 식 기간의 전력 효율이 다른 것은 일 기간에는 SA에서 생산된 전력이 부하로 전달되는 반면, 식 기간에는 전력공급 시 배터리를 거치게 되므로 배터리 충/방전 효율이 고려된 것이다. 본 논문에서는 다목적위성시리즈의 설계결과를 참조하여 일 기간 효율을 0.89, 식 기간 효율을 0.74로 추정하였으며, 위의 수식을 이용하여 소형 SAR 위성에 필요한 SA 생산 요구전력은 1250 W 정도로 추정되었다. SA 생산전력을 이용하는 위성의 전력 Load Profile을 아래 Fig. 3과 같이 나타내었다. SA의 생산전력이 1250 W일 때 배터리의 용량은 3200 Wh로 임무수행 후에도 방전심도(DoD, Depth of Discharge)는 30%이내를 만족하므로 1궤도주기(95분) 동안 위성의 전력은 에너지 밸런싱을 이루고 있음을 알 수 있다⁸⁾.

SA에서 생산되는 전력은 SAR(Solar Array Regulator)를 통해 제어되는데, 식 기간 동안 방전된 배터리의 완충을 위해서는 MPPT (Maximum Power Point Tracking)모드로 전력생산을 최대화 하여 배터리를 충전하고 배터리 완충 이후에는 CV (Constant Voltage) 모드로 전환하여 배터리에 저장된 에너지를 일정하게 유지하며, 과충전 시에는 DET (Direct Energy Transfer) 모드로 전환하여 SA의 전력생산을 감소시키게 된다⁹⁾. 본 논문에서는 SA의 전력생산을 MPPT 모드로 제어하여 일 기간 동안 1250 W의 전력이 일정하게 생산된다고 가정하여 설계하였다. 또한, 배터리의 용량은 식 기간 중 배터리에 저장된 에너지로 임무를 수행하여도 DOD가 30%를

넘지 않도록 3200 Wh로 설계되었으며 50 V의 버스전압을 기준으로 64 Ah의 전류용량을 갖는다.

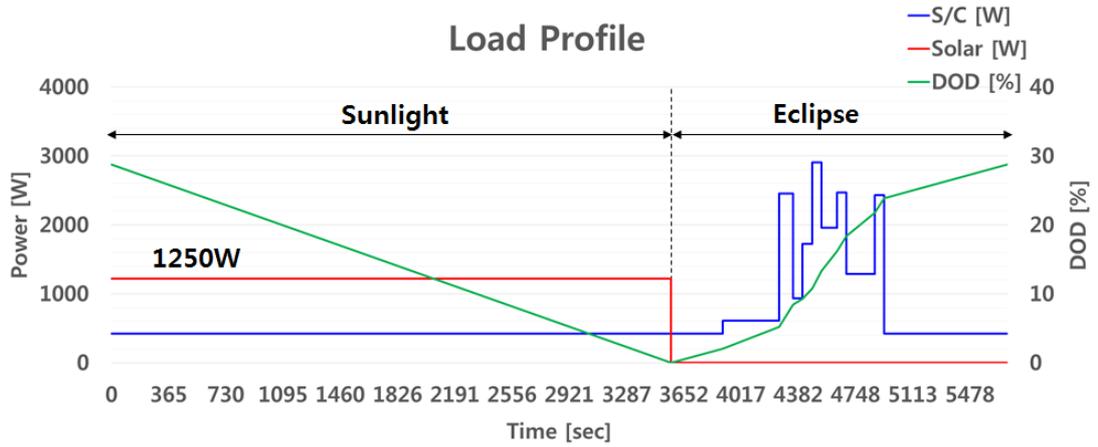


Fig. 3 Load profile

일반적인 위성체의 분류는 질량을 기준으로 소형/중형/대형위성으로 구분되며, 위성체 질량이 100~500 kg 인 위성을 소형위성, 500~1000 kg인 위성을 중형위성, 1000 kg 이상인 위성을 대형위성이라 한다¹⁰⁾. 본 논문에서 설계된 위성은 소형위성으로 질량이 500 kg이며 높이가 3.0 m 폭이 1.8 m이다. 아래 Table 4는 소형위성의 제원을 나타낸 것이다.

Table 4 Small SAR Satellite Specifications

Parameter	Value	Remark
Spacecraft mass	~ 500 kg	Dry, small satellite
Spacecraft height	3.0 m	
Spacecraft width	1.8 m	Main structure
Power	1250 W	
Battery capacity	3200 Wh (64 Ah @ 50 V)	

3.3 태양전지 셀 선정 및 SA 개념설계 결과

3.2절에서 추정된 SA 생산 요구전력을 생산하기 위해 SA에 사용할 태양전지 셀을 선정하고 이로부터 SA의 질량과 면적을 구하고자 한다. SA 개념설계는 2.2절에서 조사한 다양한 태양전지 셀 제품들을 이용하여 수행하였으며 최종 설계된 SA들의 질량과 면적을 비교함으로써 소형 SAR 위성에 적합한 태양전지 셀 제품을 식별하였다.

먼저 SA의 질량과 면적을 구하는 과정을 살펴보면 다음과 같다. 위의 식(1)을 이용하여 SA의 생산 요구전력이 추정되면 태양전지 셀의 생산 전력을 추정하여 SA의 면적을 개략적으로 계산할 수 있다. 태양전지 셀의 생산

전력은 임무 초기와 임무 말기로 나누어 고려해야하는데 이는 성능감쇄에 의한 생성 전력의 차이가 발생하기 때문이다. 따라서 임무 초기의 단위 면적당 태양전지 셀의 생산 전력(P_{BOL})을 먼저 구하고 성능 감쇄를 고려하여 임무 말기에 단위 면적당 생산 전력(P_{EOL})을 추정하여 SA의 면적을 계산해야 한다. 태양전지 셀의 임무 초기 단위면적당 생산전력은 입사되는 태양광 에너지의 밀도(P_{IN}), 태양전지 셀의 효율(X_{SA}), 고유 감쇄(I_d), 태양광 입사각(θ)을 고려하여 식(2)와 같이 구할 수 있다. 입사 태양광의 에너지 밀도는 위에서 설명한 바와 같이 우주환경에서 135.3 m W/cm^2 이며, 태양전지 셀의 효율은 Table 1 또는 제품별 datasheet를 통해 확인이 가능하다. 또한, 고유 감쇄(Inherent Degradation)는 태양전지 셀 제조 및 어레이 조립과정에서 발생하는 감쇄를 말하는데 일반적으로 삼중접합 태양전지 셀의 경우 0.77 정도가 된다.⁸⁾ 태양광 입사각(θ)의 경우 본 위성이 태양을 지향 하도록 설계되었으므로 0° 로 가정하여 계산한다.

$$P_{BOL} = P_{IN} \times X_{SA} \times I_d \times \cos\theta \tag{2)^8}$$

임무 초기 단위 면적당 생산 전력(P_{BOL})이 구해지면 열과 우주방사선에 의한 태양전지 셀의 성능 감쇄(L_d)를 고려하여 임무 말기 단위 면적당 생산 전력(P_{EOL})을 추정할 수 있다. 태양전지 셀의 성능 감쇄는 연간 성능 감쇄율 만큼 일정한 비율로 위성의 수명 기간 동안 감쇄가 진행되므로 다음 식(3)과 같이 나타낼 수 있으며, 연간 성능 감쇄는 Table 1 또는 제품별 datasheet를 통해 확인할 수 있다. 이렇게 추정된 임무 초기 단위 면적당 생산 전력(P_{BOL})과 태양전지 셀의 성능 감쇄(L_d)를 이용하여 임무 말기 단위 면적당 생산 전력(P_{EOL})을 구하면 식(4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$L_d = (1 - \text{de gradation per year})^{year} \tag{3)^8}$$

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times L_d \tag{4)^8}$$

SA는 임무 말기에도 위성의 운용에 필요한 전력을 충분히 공급할 수 있어야 하므로 식(5)와 같이 임무 말기 단위 면적당 생산 전력(P_{EOL})으로 요구 생산 전력(P_{SA})을 나누어 SA의 면적을 구해야 한다. 또한 Table 1 및 제품별 datasheet를 통해 확인한 단위 면적당 태양전지 셀의 질량(m_{SA})을 식(6)과 같이 SA의 면적(A_{SA})에 곱하여 SA의 질량(M_{SA})을 추정할 수 있다.

$$A_{SA} = P_{SA} / P_{EOL} \tag{5)^8}$$

$$M_{SA} = A_{SA} \times m_{SA} \tag{6}$$

이상의 관계식들을 이용하여 Table 3에 제시된 태양전지 셀들의 제품별 SA 설계결과는 Fig. 4와 같다.

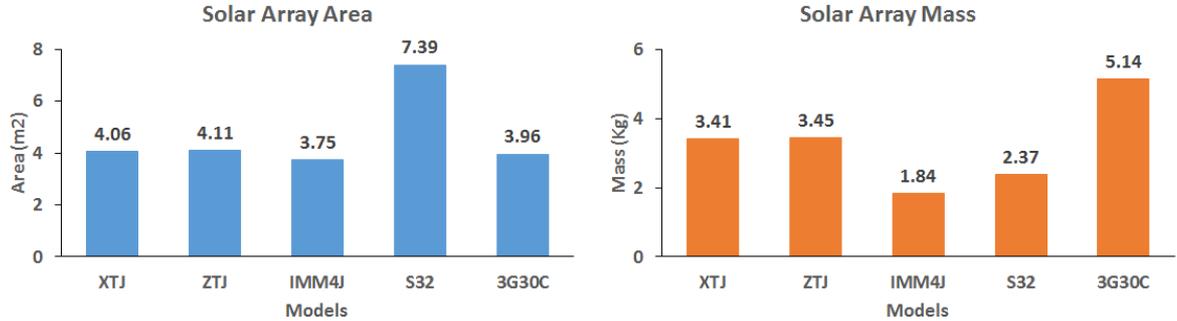


Fig. 4 Design results without manufacturing constraints

요구전력을 생산하기 위해 필요한 SA 면적은 S32가 7.39 m²로 가장 크고, IMM4J가 3.75 m²로 가장 작아 S32의 50% 수준이다. 이는 태양전지 셀의 효율에 따라 동일한 전력생산을 위해 필요한 SA 크기가 달라지기 때문이며, 따라서 효율이 가장 낮은 실리콘 태양전지 셀인 S32 사용 시 필요한 SA 면적이 가장 크다. 또한 설계된 SA 질량은 IMM4J가 1.84 kg으로 가장 가볍고, 3G30C가 5.14 kg으로 가장 무겁다. SA 면적 및 질량의 두 가지 측면에서 고려한다면 XTJ, ZTJ, IMM4J가 적합하며, S32는 면적측면에서 부적합하고, 3C30C는 질량측면에서 부적합한 것으로 판단된다. 분석된 설계결과는 태양전지 셀의 특성에 따라 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 여기서는 생산 요구전력에 대해 단순히 태양전지 셀만으로 구성된 SA의 질량과 크기만을 비교하였으나 실제로는 SA 제작 시 태양전지 셀의 배열 관련 물리적, 기계적인 제작요소를 고려해야 한다.

SA는 하부 구조체(substrate)에 태양전지 셀 부착 시 라우팅 공간 확보를 위해 실제 태양전지 셀의 면적에 비해 큰 면적이 필요하다. 이때 하부 구조체 면적 대비 태양전지 셀의 면적이 차지하는 비율을 filling factor라 하는데 일반적으로 filling factor는 0.7~0.8 정도이다. 본 논문에서는 다목적 위성들의 설계를 바탕으로 filling factor의 평균치를 산출하여 적용하였으며, 그 결과는 아래 Table 5와 같다. 추정된 filling factor를 식(7)과 같이 태양전지 셀의 전체 면적에서 나누어 주면 하부 구조체의 면적이 산출되며, 산출된 하부 구조체의 면적이 곧 물리적, 기계적인 제작요소를 고려한 SA의 면적이 된다.

Table 5 Filling Factor

Satellite	Substrate area (m ²)	Solar cell area (m ²)	Filling factor
K6	10.950	7.990	0.730
K5	8.290	6.820	0.823
K3	6.870	5.514	0.803
K3A	6.620	5.800	0.876
	Average		0.808

$$A_{Substrate} = \frac{A_{SA}}{0.808} \tag{7}$$

또한 하부 구조체에는 CIC (Cover and Interconnect and Cell)가 부착되는데 CIC는 태양전지 셀에 우주방사선으로부터 태양전지 셀을 보호하기 위한 Coverglass와 태양전지 셀간 연결을 위한 Interconnect, 회로 보호를 위한 Bypass diode가 추가된 형태이다. 따라서 CIC와 하부 구조체의 질량까지 고려할 때 SA 질량은 증가하게 된다.

본 논문에서는 주요 위성용 태양전지 제조사에서 판매중인 CIC 제품과 태양전지 셀의 단위면적당 질량 차를 바탕으로 제품별 CIC를 추가함으로써 증가되는 단위면적당 질량들을 산출하고, 이들의 평균치를 설계에 적용하였다. 그 결과는 다음 Table 6과 같으며, 추정된 단위면적당 CIC 추가 질량을 식(8)과 같이 태양전지 셀의 전체 면적과 곱하여 CIC에 의해 증가되는 질량을 산출하였다.

Table 6 CIC additional mass

Model	Manufacturer	CIC mass (kg/m ²)	Solar cell mass (kg/m ²)	Additional mass (kg/m ²)
ATJ	SolAero	2.25	0.84	1.41
UTJ	Spectrolab	1.76	0.84	0.92
XTJ	Spectrolab	1.76	0.84	0.92
ITJ	Spectrolab	1.76	0.84	0.92
	Average			1.04

$$M_{CIC} = 1.04A_{SA} \tag{8}$$

하부 구조체의 질량은 태양전지 셀이 부착될 facesheet와 태양전지를 지탱해주는 core로 나누어 추정하였다. facesheet의 경우 Carbon-fiber 소재인 M55J/Epoxy를 사용하여 0.5 mm 두께로 제작되며, core는 경량화를 위한 벌집모양의 honeycomb 형태로 두께가 25 mm이며 Aluminum 소재인 3.1-1/8-5056를 사용해 제작된다고 추정하였다. 아래 Table 7은 facesheet와 core의 치수 및 소재를 나타낸 표이며, 각 소재는 다목적 위성에서

사용된 소재이다. 표에 나타난 수치를 바탕으로 식(9)와 같이 하부 구조체의 면적과 두께로 산출한 부피에 소재의 밀도를 곱해 식(10)을 도출하고 이를 통해 하부 구조체의 질량을 추정할 수 있다.

Table 7 Substrate mass

Structure	Material	Thickness (mm)	Density (kg/m ²)	Remark
Facesheet	M55J/Epoxy	0.5	1623	Carbon-fiber
Core	3.1-1/8-5056	25	50	Aluminum

$$M_{substrate} = A_{substrate} [m^2] \times 0.5 [mm] \times 1623 [kg/m^3] \times 2 + A_{substrate} [m^2] \times 25 [mm] \times 50 [kg/m^3] \quad (9)$$

$$= 2.873 A_{substrate} \quad (10)$$

위와 같이 물리적, 기계적 제작 요소를 고려하면 SA의 면적(A_{SP})은 filling factor로 인해 더 넓어지고, 질량(M_{SP})은 태양전지 셀의 질량(M_{SA})에 CIC의 질량(M_{CIC}) 하부 구조체의 질량($M_{substrate}$)이 추가되어 더 증가하므로 식(11), 식(12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$A_{SP} = \frac{A_{SA}}{0.808} \quad (11)$$

$$M_{SP} = M_{SA} + M_{CIC} + M_{substrate} \quad (12)$$

SA 제작 시 물리적, 기계적인 제작요소를 고려한 SA 설계 결과는 아래 Fig. 5와 같다.

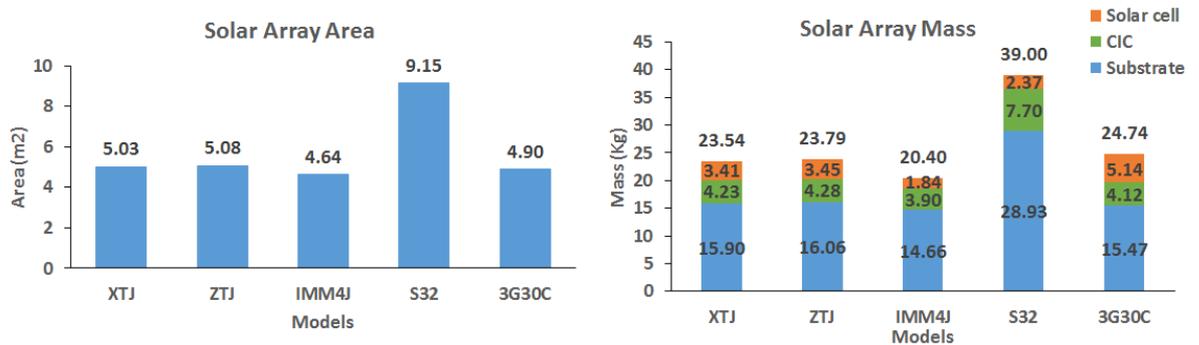


Fig. 5 Design results with manufacturing constraints

Fig. 5에서 물리적인 제작요소를 고려할 경우에도 가장 작고 가벼운 제품은 IMM4J로서 면적이 4.64 m²이며

좁은 면적으로 인해 CIC의 질량이 3.90 kg, 하부 구조체인 Substrate의 질량이 14.66 kg이 되어 전체 SA의 질량은 20.40 kg이므로 소형 SAR 위성에 가장 적합할 것으로 판단된다. XTJ, ZTJ 역시 제작요소를 고려하여도 질량과 면적의 관점에서 소형위성에 사용 가능할 것으로 보인다. 하지만 S32는 제작요소를 고려하지 않을 경우의 질량은 2.37 kg 정도였으나 제작요소를 고려하면 면적이 넓어져 CIC의 질량이 7.70 kg, 하부 구조체인 Substrate의 질량이 28.93 kg이 되어 전체 SA의 질량은 39.00 kg으로 급증하게 된다. 3G30C는 제작요소를 고려하지 않을 경우의 질량은 5.14 kg으로 가장 무거우나 높은 효율로 인해 SA 전체 면적이 좁아 CIC의 질량이 4.12 kg, 하부 구조체인 Substrate의 질량이 15.47 kg이 되어 전체 SA의 질량은 XTJ, ZTJ와 비슷한 수준이 된다. 상용 태양전지 셀 제품들을 이용한 SA 제작 시 질량 및 면적의 절감 효과를 확인하기 위하여 상대적인 비교를 Tables 8, 9에 나타내었다. 여기서 가로축은 기준이 되는 태양전지 셀 제품들이고 세로축은 기준 제품과 비교하는 기타의 제품들로서 상대적인 절감 효과를 나타낸 것이다. Table 8에서 보면 SA 설계면적이 가장 작은 사중 접합 태양전지 셀인 IMM4J 사용 시 S32를 사용할 경우의 51%이며, ZTJ를 사용할 경우의 91%에 해당됨을 알 수 있다.

Table 8 Relative ratio of required area for SA

	XTJ	ZTJ	IMM4J	S32	3G30C
XTJ	1	1.01	0.92	1.82	0.97
ZTJ	0.99	1	0.91	1.80	0.96
IMM4J	1.08	1.10	1	1.97	1.06
S32	0.55	0.56	0.51	1	0.53
3G30C	1.03	1.04	0.95	1.87	1

Table 9 Relative ratio of required mass for SA

	XTJ	ZTJ	IMM4J	S32	3G30C
XTJ	1	1.01	0.87	1.66	1.05
ZTJ	0.99	1	0.86	1.64	1.04
IMM4J	1.15	1.17	1	1.91	1.21
S32	0.60	0.61	0.52	1	0.63
3G30C	0.95	0.96	0.82	1.58	1

Table 9에서 보면 가장 가볍게 설계가 가능한 IMM4J를 사용 시 가장 무거운 S32를 사용한 경우와 비교해 52%의 질량에 해당되며 3G30C와 비교 시 82% 정도의 질량에 해당됨을 알 수 있다. Tables 8과 9로부터 IMM4J 제품이 질량 및 면적의 절감효과가 가장 큰 제품으로 확인되었다.

SA의 소형/경량화를 통하여 발사비용 절감과 기동에 영향을 미치는 MOI을 줄여 구동기의 비용 절감효과를 기대할 수 있다. 위성체 질량을 500kg 이하로 설계 시 발사 비용은 약 400억 원(Epsilon 발사체 기준)이며, 이는

위성체 질량이 500~1000 kg일 때의 발사 비용인 약 500억(Minotaur-C 발사체 기준)에 비해 100억 원 정도의 비용 절감효과가 있다. 또한 MOI를 줄이면 기동성이 향상되어 구동기 선정 시 토크가 큰 CMG (Control Momentum Gyro) 대신 토크가 작은 RW (Reaction Wheel)을 선정할 수 있으므로 구동기 비용을 약 80% 이상(Rockwell Collins사 RW 기준 : 25억, Airbus사 CMG 기준 : 150억) 절감할 수 있다.

1000 W급 SA의 태양전지 및 하부구조체와 CIC를 포함한 제작비용은 비교적 고가에 속하는 Azurspace사의 3G30C를 기준(Spectrolab사 UTJ 기준 : 10억 내외, SolAero사 ATJ 기준 : 20억 내외)으로 약 29억 원이며, 본 논문에서 설계된 위성의 생산요구전력을 만족하기 위해 IMM4J 셀을 적용하여 1250 W급 SA를 제작할 경우 IMM4J 셀의 단위면적당 제조비용이 3G30C의 2배라고 가정하여도 SA의 제작비용은 70억 원 내외로 추정된다. 따라서 SA 설계 시 조금 고가라 할지라도 효율이 높고 질량이 가벼운 태양전지를 선정한다면 SA의 소형/경량화로 인해 발사비용과 구동기 비용을 절감할 수 있으므로 위성체 전체의 비용 절감 측면에서는 훨씬 더 효과적이라고 볼 수 있다.

4. 결론

- (1) 소형 SAR 위성의 경량화된 SA 제작 시 고려되는 다양한 상용 태양전지 셀 제품들의 현황과 특성을 조사하였으며 이를 기반으로 한반도를 촬영할 수 있는 소형 SAR 위성의 SA에 대한 개념설계를 수행하였다.
- (2) 수행된 설계결과를 통하여 IMM4J 제품이 요구되는 질량 및 면적 관점에서 다른 제품들에 비해 경량화에 유리한 것으로 분석되었다.
- (3) SA를 소형/경량화함으로써 발사비용 및 구동기 비용을 절감할 수 있을 것으로 판단된다.
- (4) 본 논문에서 수행한 SA 개념설계 결과는 향후 소형 SAR 위성의 전력부 설계 시 태양전지 셀 선정 및 SA 경량화에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

REFERENCES

1. <http://www.spectrolab.com>
2. Park, H. S. and Cha, H. J., Electrical design of a solar array for LEO satellites, Int'l J. of Aeronautical & Space Sci., Vol. 17, No. 5, pp. 401-408, 2016.
3. Shin, K. H., Ryu, K. S., and Kim, H. M., Characteristics of GaAs solar cells applied the LEO satellite, The Korean Society For Aeronautical And Space Science, pp.1750-1753, 2007.
4. Lee, J. J., Jeong, S. I., Jeong, S. I., and Kim, K. H., Silicon Solar Cell Degradation by Space Radiation, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 1086-1088, 2008.
5. Han, W. S., Kim, H. S., Choi, B. S., and Oh, D. G., Trends of the next-generation solar cell technology, Electronics and Telecommunications of Trends, Vol. 22, No. 5, pp. 86-94, 2007.
6. NASA Mission Design Division, Small Spacecraft Technology State of the Art, 2015.

7. Kim, K. H., Lee, J. S., Solar Cell Engineering.
8. Wertz, J. R. and Larson, W. J., Space Mission Analysis and Design.
9. Park, S. W., Park, H. S., Jang, J. B., Jang, S. S., and Lee, S. K., Operation-mode Analysis of Solar Array Regulator, The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, pp. 1601-1604, 2008.
10. Yoon, Y. S. and Min, K. J., Industry trend and development status of nano/micro satellite, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 14, No. 1, pp. 18-25, 2016.