

## 이중막 구조를 적용한 우주용 전개형 메쉬 안테나의 열적 특성 분석

김혜인<sup>1</sup> · 채봉건<sup>2</sup> · 오현웅<sup>1,2,†</sup><sup>1</sup>조선대학교 스마트이동체융합시스템공학부 우주기술융합연구실<sup>2</sup>(주)스텝랩

## Thermal Characteristics Investigation of Spaceborne Mesh Antenna with Dual-parabolic Surfaces

Hye-In Kim<sup>1</sup>, Bong-Geon Chae<sup>2</sup> and Hyun-Ung Oh<sup>1,2,†</sup><sup>1</sup>Department of Smart Vehicle System Engineering, Chosun University<sup>2</sup>STEP Lab Ltd.

## Abstract

Generally, a deployable solar panel is used primarily to achieve sufficient power output to perform the mission. However, temperature distribution on the antenna reflector may increase due to the shading effect induced by the presence of the deployable solar panels. Appropriate thermal design is critical to minimize the thermal deformation of the mesh antenna reflector in harsh on-orbit thermal environments to ensure remote frequency (RF) performance. In this paper, we proposed a dual-surface primary reflector consisting of a mesh antenna and a flexible fabric membrane sheet. This design strategy can contribute to thermal stabilization by using a flexible solar panel on the rear side of membrane sheet to reduce the temperature distribution caused by the deployable solar panel. The effectiveness of the mesh antenna design strategy investigates through on-orbit thermal analysis.

## 초 록

우주용 전개형 메쉬 안테나는 궤도 운용 시 RF 성능을 보장하기 위해 극한의 궤도 열 환경 하에서 극심한 온도변화에 의한 열변형을 최소화할 수 있는 열설계가 필수적이다. 일반적으로 궤도 상에서 전력 생성을 위해 전개형 태양전지판이 주로 적용되고 있으나, 태양전지판으로 인한 그림자로 인해 안테나 표면에 극심한 온도구배가 발생할 수 있다. 본 논문에서는 전개형 메쉬 안테나 후면부에 멤브레인 시트를 적용하고, 시트 후면부에 유연 태양전지셀을 부착하여 전개형 태양전지판으로 인한 온도구배를 최소화할 수 있는 이중막 구조의 설계 방식을 제안하였다. 제안된 안테나 열설계의 유효성을 검증하기 위해 궤도 열해석을 통해 안테나 표면에서 발생하는 온도구배 분석을 수행하였다.

**Key Words :** Mesh Antenna(메쉬 안테나), Thermal Design(열설계), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석), Deployable Solar Panel(전개형 태양전지판)

## 1. 서 론

최근 우주개발은 New Space 트렌드에 기반하여 민간 우주개발기업 주도로 100kg급 초소형 위성을 저비용/단기간에 양산하고, 이를 대량으로 발사하여 군집운

용하는 추세이다 [1, 2]. 기술 발전에 따라 초소형 군집위성을 활용하여 영상레이더/통신/신호정보감청 등 고도화된 임무를 수행하고 있으며, 군집운용에 따라 관심지역에 대한 재방문주기를 최소화하여 관측대상에 대한 실시간 관측을 수행하고 있다[3]. 이처럼 초소형 위성 개발에 있어 위성체의 성능을 극대화하기 위해 고이득성 보장이 가능한 안테나 개발이 필수적이다.

이와 같은 초소형위성의 고도화된 임무 구현에 있어 핵심 기술 중 하나로 파라볼라 형태의 전개형 메쉬 안

Received: Jul. 21, 2022 Revised: Aug. 23, 2022 Accepted: Aug. 24, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-62-230-7728, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

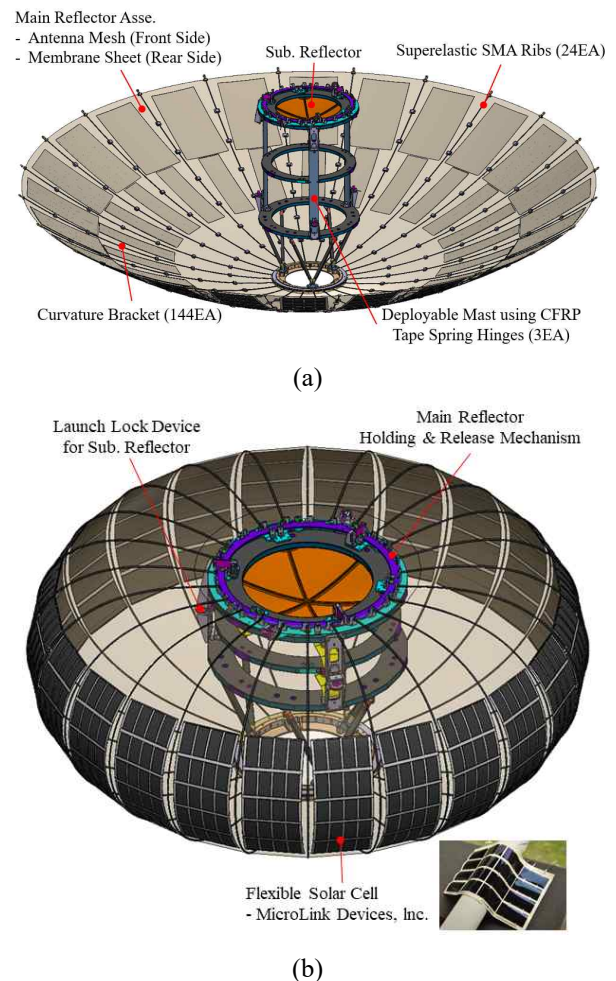
© The Society for Aerospace System Engineering

테나가 주목받고 있다[4, 5]. 전개형 메쉬 안테나는 경량의 금속 그물로 안테나 반사면을 이루고 있어 경량화 및 전개면적 대비 수납효율 관점에서 뛰어난 장점을 갖는다. 최근 i-QPS(일본), Umbra Labs(미국), Capella Space(미국) 등과 같은 해외 민간기업에서는 다양한 수납/전개 방식의 전개형 메쉬 안테나 기술을 확보하였다[6-8]. 그러나 국내에서는 상대적으로 이와 같은 메쉬 안테나 관련 연구사례 및 지적 기반이 미비한 수준이다.

이와 같은 우주용 전개형 안테나는 궤도 열환경 하에서 온도구배에 의해 안테나 반사판에 열변형이 발생할 수 있다. 온도구배로 인한 왜곡은 안테나 반사판의 표면 정밀도에 영향을 미치기 때문에 RF(Radio Frequency) 성능 및 안테나 지향 정확도를 저하시킬 수 있다. 따라서 안테나의 온도구배를 최소화할 수 있는 열설계가 필수적이다[9-11]. 우주용 대형 전개형 안테나의 경우, 시스템 단순화 및 신뢰성 보장을 위해 수동형 열설계가 주로 적용된다[12]. 수동형 열제어 방식을 기반의 안테나 열설계는 일반적으로 낮은 흡수율과 높은 방사율 특성을 가지는 White paint를 적용하거나 안테나에 입사되는 외부 열원 차단을 위해 MLI(Multi-layer Insulation)를 적용한다. 일례로, Park et al. [13]은 전개형 파라볼라 안테나의 열설계를 위해 다양한 코팅재료에 따른 온도구배를 분석하였으며, 온도구배에 따른 표면 오차 분석을 수행하였다. Marco et al. [14]은 12m급 대형 전개형 메쉬 안테나 표면에서 발생하는 온도구배에 따른 RF 특성 변화 분석을 위해 다양한 작동 시나리오에 따른 열해석을 수행하였다. Wei et al. [15]은 원형 대칭 형태의 15m급 Astromesh 안테나 열-구조적 특성 분석 시 모델링 단순화를 위해 전체 형상 중 1/4만을 구축하여 분석을 수행할 수 있는 1/4 대칭모델(Quarter-symmetric Model)을 활용하여 열/구조해석을 수행하였다. 구축된 모델링을 기반으로 과도한 열부하 환경에서의 온도분포를 획득하고, 이에 따른 열변형 및 열응력해석을 수행하여 안테나 표면에서의 왜곡 분석을 수행하였다. 이처럼 극한의 궤도 열환경 하에서 안테나의 온도구배 분석은 필수적이며, 온도구배를 최소화할 수 있는 열설계가 수행되어야 한다.

또한, 위성체의 고도화된 임무에 따라 요구되는 전력

량이 높아지고 있으며, 이를 만족시키기 위해 태양전지판의 면적이 넓어지고 있다 [16]. 일반적으로 면적 증가를 위해 전개형 태양전지판을 적용하고 있으나, 전개형 태양전지판의 그림자에 의해 안테나 일부가 가려져 전체적인 온도구배를 증가시킬 수 있다. 본 논문에서는 효율적인 전력 생산 및 태양전지판으로 인한 안테나 온도구배를 최소화하기 위해 메쉬형 안테나 후면부에 멤브레인 시트를 적용하고, 시트 후면부에 유연 태양전지셀을 적용할 수 있는 이중막 구조의 안테나 설계방안을 제안하였다. 본 연구에서 제안된 메쉬형 안테나의 열설계 타당성을 해석적으로 입증하기 위해 궤도 열해석을 수행하였으며, 해석결과를 기반으로 안테나 표면에서 발생하는 온도구배 분석을 수행하였다.



**Fig. 1** Configuration of the proposed mesh antenna mechanism ((a) Deployed view, (b) Stowed view)

## 2. 본 론

### 2.1 전개형 메쉬 안테나 설계 개요

Figures 1 (a)와 (b)는 각각 제안된 메쉬 안테나의 전개 및 수납 형상을 나타낸다. 안테나의 크기는 수납 시 직경 0.98m, 높이 0.41m, 전개 시 직경 2m, 높이 0.68m를 가지며, 안테나의 총 질량은 약 12.1kg이다. 제안된 메쉬 안테나 메커니즘은 크게 주 반사판과 부 반사판, 각 반사판을 수납 및 전개 시키기 위한 구속 분리장치로 구성된다. 주 반사판은 이중막 구조가 적용됨에 따라 전면부에 금코팅 폴리브덴 와이어로 직조된 메쉬와 후면부에 얇은 멤브레인 시트로 이루어져 있다. 이는 전개형 태양전지판으로 인한 그림자 효과를 최소화할 수 있으며, 이에 따라 안테나에서 발생하는 열변형을 감소시킬 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 멤브레인 시트 후면부에는 곡률면에 적용이 용이한 유연 태양전지판을 적용하였다. 이에 따라 Table 1과 같이 본 논문에서 제안한 멤브레인 시트의 중량은 0.18kg으로, 동일 면적의 일반적인 허니컴 기반 전개형 태양전지판 대비 단위면적당 40배가량 무게 감소가 가능하다.

또한, 주 반사판의 곡률 유지를 위해 24개의 초탄성 SMA(Shape Memory Alloy) 리브와 144개의 곡률 브라켓을 적용하였으며, SMA 리브는 주 반사경 후면의 멤브레인 시트에 마련된 포켓에 고정된다. 주/부 반사판은 Fig. 1 (b)와 같이 HRM(Holding & Release Mechanism)에 의해 구속되고, 구속분리장치 작동에 따라 궤도 상에서 구속이 해제되어 전개된다. 주 반사판 수납 시에는 SAM Rib 끝단이 부 반사판 조립체 상단에 위치한 전개 메커니즘에 구속된다. 전개 시 발사구속장치 작동에 따라 SMA Rib 자체의 탄성 변형 에너지에 따른 복원력으로 Rib의 전개가 이루어지게 된다. 따라서 종래의 트러스 링크 또는 관절형 Rib 구조 대비 단순한 구조로 시스템 간소화가 가능하며, 주 반사판 질량 최소화가 가능한 장점이 있다. 또한, 부 반사판은 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic) 테이프 스프링 힌지 기반 전개장치가 적용되며, 테이프 스프링 힌지와 코일 스프링의 복원력을 통해 전개가 이루어진다.

Table 1 Comparison of solar panel mass

Item	Size (m <sup>2</sup> )	Mass (kg)	Remark ( $\frac{Mass}{Size}$ , (kg/m <sup>2</sup> ))
Membrane Sheet	1.73	0.18	0.10
Al Honeycomb Solar Panel [17]	1.09	5.33	4.89

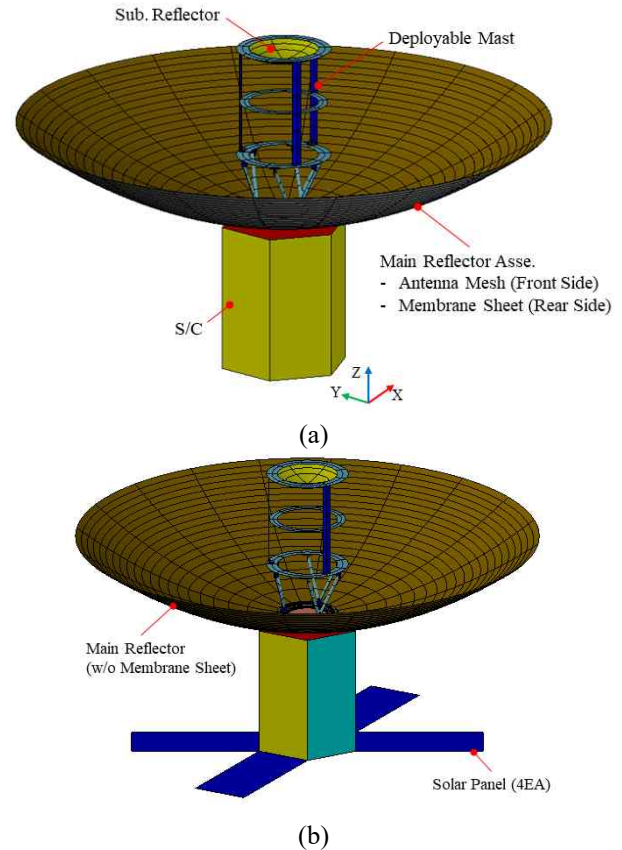


Fig. 2 Thermal mathematical model of mesh antenna system ((a) with Membrane sheet, (b) with Deployable solar panel)

### 2.2 열해석 모델 및 해석 조건

Figure 2는 제안된 안테나 시스템의 열적 특성 분석을 위해 구축된 열해석 모델을 나타낸다. 상기 열해석 모델은 금코팅 폴리브덴 와이어로 직조된 주 반사판과 CFRP로 제작된 솔리드 부 반사판, 그리고 부 반사판 전개를 위한 마스트로 구성되어 있다. Fig. 2 (a)는 메쉬 안테나 후면부에 적용되는 멤브레인 시트의 열적 영향성 분석을 위해 구축된 열해석 모델로, 이중막 구조로 안테나 전면부에는 금코팅 폴리브덴 와이어 그물망이 적용되었다. 또한, 후면부에는 멤브레인 시트가

**Table 2** Thermal Properties used for Analysis

Material Properties				
Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Specific Heat (J/kg/K)	Remark
Al 6061	171	2,700	920	Base, Bracket
CFRP	46.97	1,623	827.05	Mast
Al Core	$k_x=k_y=3.94$ $k_z=70.45$	49.66	879.2	Mast
PTFE	0.25	2,200	970	Sub. Reflector
Gold Molybdenum [15]	178.38 (@-100°C) 146.4 (@100°C) 129.21 (@300°C) 127.17 (@500°C)	19,200	185.12 (@-200°C) 238.93 (@0°C) 277.27 (@200°C) 315.62 (@400°C)	Main Reflector
Fiberglass Woven Fabric (Beta Cloth)	0.05	1,185	764	Membrane
MLI	0	300	1,200	MLI
Thermo-optical Properties				
Material	Solar Absorptivity ( $\alpha$ ) (BOL/EOL)	IR Emissivity ( $\epsilon$ )	$\alpha/\epsilon$	Remark
White Paint	0.2 / 0.7	0.9	0.222 / 0.778	Sub. Reflector, Solar Panel
Gold Molybdenum [15]	0.6	0.09	0.15	Main Reflector
GaAs	0.438	0.687	0.638	Membrane (External), Solar Panel
Beta Cloth	0.09	0.6	0.465	Membrane (Internal)
MLI	0.014	0.005	2.8	S/C

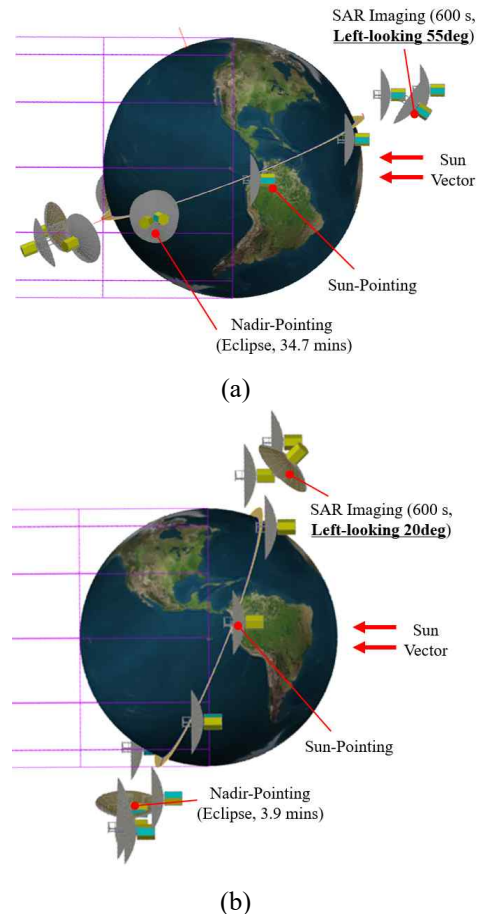
적용되며, 외부에는 유연 태양전지셀 물성치를 적용하

모사하기 위해 33°C의 경계온도조건을 적용하였으며,

**Table 3** On-orbit parameter for thermal analysis

Parameter	Cold Case	Hot Case
Altitude (km)	550	550
Inclination (deg.)	45	45
Date (mm/dd)	06/20 (Summer Solstice)	12/21 (Winter Solstice)
Beta Angle (deg.)	-21.2	-68.1
RAAN (deg.)	7.8	190
Solar Constant (W/m <sup>2</sup> )	1,287	1,420
Albedo	0.30	0.35
Planetary IR Flux (W/m <sup>2</sup> )	227	249

였다. Fig. 2 (b)는 종래의 전개형 태양전지판을 적용한 메쉬 안테나의 열해석 모델을 나타낸다. 본 해석 상에서는 4개의 전개형 태양전지판 적용에 따른 영향성을 분석하였으며, 열해석모델 간소화를 위해 태양전지판 전면부에는 태양전지셀, 후면부에는 White Paint의 광학 물성치를 적용하였다. 본 해석 상에서는 4개의 전개형 태양전지판 적용에 따른 영향성을 분석하였으며, 열해석모델 간소화를 위해 태양전지판 전면부에는 태양전지셀, 후면부에는 White Paint의 광학 물성치를 적용하였다. 추가로, Fig 2 조건에서 안테나 후면부에 MLI 적용시에 대한 해석을 수행하였다. 안테나가 결합되는 위성체(S/C)는 궤도상에서 위성체의 온도조건을



**Fig. 3** On-orbit profile for thermal analysis ((a))



### Cold case, (b) Hot case)

표면 물성치는 외부와의 열적 단열을 위해 MLI를 적용하였다. 열해석 모델 구축 시 사용된 체적 및 열적 광학 물성치는 Table 2에 나타내었다. 또한, 해석 시 적용된 Worst Hot 및 Cold에서의 궤도 조건 및 궤도 프로파일은 Table 3과 Fig. 3에 나타내었다. 해석 시 위성의 고도는 550km이고, 궤도경사각은 45°인 원형 궤도로 선정하였다. 선정된 궤도에서, Cold 및 Hot 조건은 각각 열 유입량이 가장 낮은 하지와 열 유입량이 가장 높은 동지인 경우로, 식구간은 각각 34.7분 및 3.9분이다. 또한, 일반적으로 일구간에서는 전력 생성을 위해 태양전지판이 태양을 지향하는 상태를 유지하며, 식구간에서는 안테나의 열손실을 최소화하기 위해 지구 지향을 수행한다. 이미징 구간에서는 10분 동안 일정 각도를 유지하며 영상촬영을 수행한다. 상기 열해석 모델을 통해 메쉬 안테나의 허용온도 만족 여부 검토 및 안테나 표면에서 발생하는 온도구배 분석을 수행하였다.

상기 열해석 모델 구축은 상용 소프트웨어인 Thermal Desktop[17]과 Rad Cad를 활용하였으며, Sinda/Fluint[18]를 통해 온도분포 해석을 수행하였다. 우주 궤도 열환경 하에서의 열전달은 전도와 복사만이 존재하므로, 이를 반영하여 해석을 수행해야한다. 본 논문에서 사용된 Sinda/Fluint는 식 (1)과 같이 노드에 대한 열에너지 평형방정식으로부터 열분포와 온도변화 예측을 실시한다.

$$\frac{2C_i}{\Delta t}(T_i^{m+1} - T_i^m) = 2Q_i + \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^m - T_i^m) + \widehat{G}_{ji}(T_j^m)^4 - (T_i^m)^4] + \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^{m+1} - T_i^{m+1}) + \widehat{G}_{ji}(T_j^{m+1})^4 - (T_i^{m+1})^4] \quad (1)$$

여기서,  $T_j$ 는 현재시간  $t$ 의 노드온도,  $T_i^{m+1}$ 은 현재 시간부터  $\Delta t$ 이후의 노드온도,  $C_i$ 는 노드  $i$ 의 열용량,  $Q$ 는 열원을 의미한다. 또한, 여기서 열적 복사는  $\widehat{G}_{ji}$ 로 노드 간의 열적 복사 계산을 수행한다. 구축된 열해석 모델의 총 노드 수는 1,668개이며, 모델링 구축 시 각 구성품 간의 접촉을 모사하는 Conductor는 42개이다.

### 2.3 열해석 결과

Figure 1과 같이 구성된 메쉬 안테나 시스템의 열설

계 유효성을 검토하기 위해 Fig. 2와 같이 구축된 열

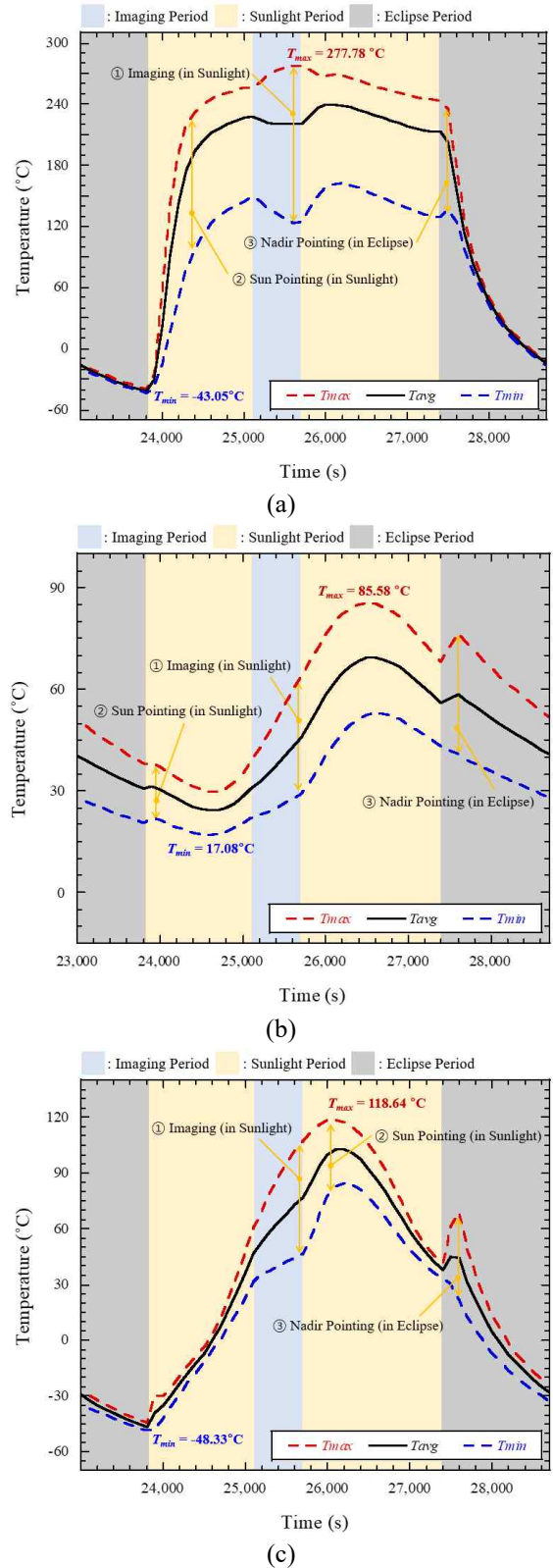
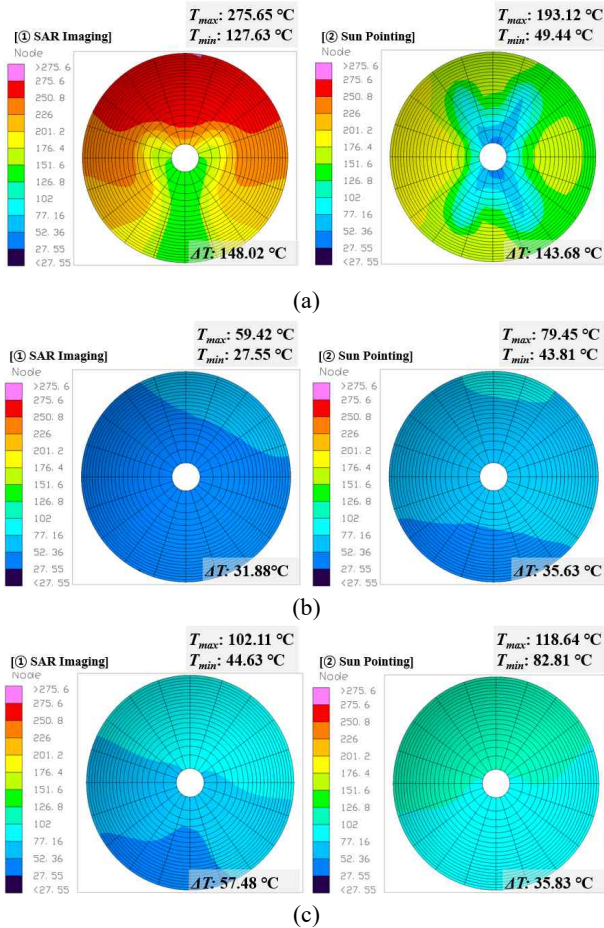


Fig. 4 Temperature profiles of primary reflector mesh antenna at cold case ((a) with

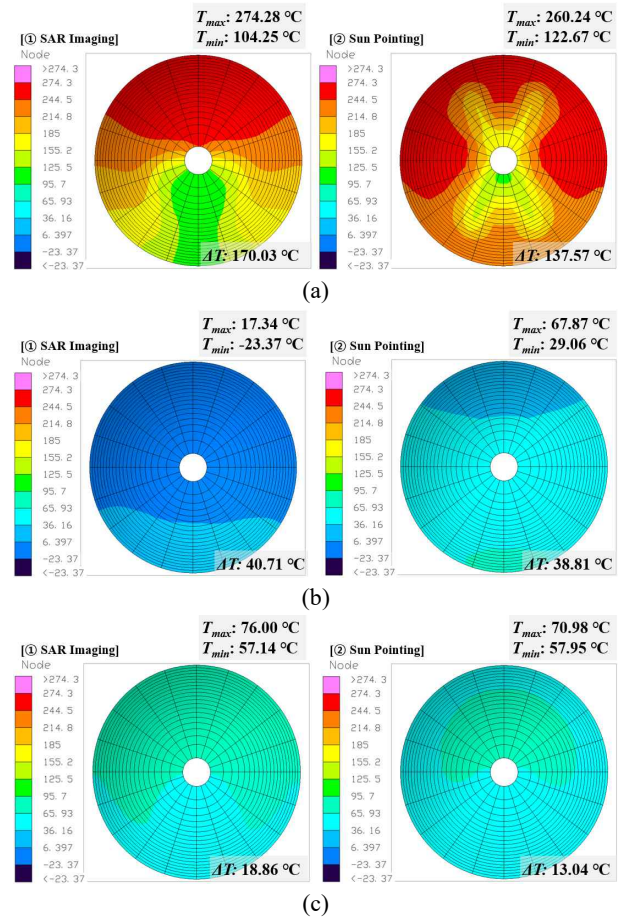
Depolyable solar panel, (b) with MLI, (c) with Membrane sheet)



**Fig. 5** Temperature distribution of primary reflector mesh antenna at cold case ((a) with Deployable solar panel, (b) with MLI, (c) with Membrane)

해석모델을 통해 궤도 열해석을 수행하였다. Figure 4는 Cold Case에서 멤브레인 유무에 따른 메쉬 안테나의 최대( $T_{max}$ ), 평균( $T_{avg}$ ), 최소( $T_{min}$ ) 온도 프로파일을 나타낸다. 전개형 태양전지판 적용 시 메쉬 안테나의 일부가 심우주에 노출되어 메쉬 소재의 높은 흡수율과 낮은 방사율로 인해 최대 온도가 277.78°C까지 상승하게 된다. 그러나 MLI 적용 시 안테나에 직접적으로 태양광이 입사되지 않기에 메쉬의 최대온도가 85.58°C로 가장 낮게 도출됨을 확인하였다. 또한, 안테나 후면부에 멤브레인 적용 시 멤브레인 시트의 흡수율, 방사율로 인하여 최대온도가 118.64°C로 열적 단열체로 활용되는 MLI 보다 33°C가량 상승하였다. 그러나 멤브레인 시트를 적용하더라도 메쉬의 주 재료인 금코팅 폴리리텐 와이어의 허용온도 범위 (-190°C~14

0°C)[19] 만족이 가능하다. 또한, 모든 조건에서, 이미



**Fig. 6** Temperature distribution of primary reflector mesh antenna at hot case ((a) with Deployable solar panel, (b) with MLI, (c) with Membrane)

징 모드에서 지향각에 따라 안테나의 일부만이 S/C본체에 의해 가려지고 그 외 영역은 태양광에 노출됨에 따라 가장 큰 온도구배가 발생된다.

Figures 5~6은 각각 전개형 태양전지판, MLI 및 멤브레인 시트 적용에 따른 이미징 구간, 일구간에서 메쉬 표면에서 발생하는 온도구배를 나타낸다. 모든 조건에서 전개형 태양전지판 적용 시 일부 구역이 태양광에 직접적으로 노출됨에 따라 최대 온도 또한 270°C까지 상승하며, 태양전지판 및 S/C로 인한 그림자 효과로 인해 최대 온도구배가 170.03°C로 비교적 크게 발생한다. 그러나 안테나 후면부에 MLI 또는 멤브레인 시트 적용 시 열적 단열 효과로 인하여 최대 온도구배가 각각 40.71°C, 57.48°C로 현저히 감소됨을 확인하였다.

상기 해석 결과에서 나타난 바와 같이, 메쉬 안테나

후면부에 MLI를 대체하여 얇은 멤브레인 시트를 적용하더라도 안테나에서 발생하는 온도구배를 큰 폭으로 감소시킬 수 있음에 따라 열설계 유효성을 확인하였다. 따라서 본 논문에서 제안한 이중막 구조의 메쉬 안테나를 적용하게 될 경우, 메쉬 안테나에서 발생하는 온도구배 저감이 가능함과 동시에 위성체 전체 중량 최소화가 가능할 것으로 판단된다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 안테나 성능 유지를 위해 극한의 궤도 열 환경에서도 높은 표면정밀도를 요구함에 따라 온도구배 최소화 방안으로 메쉬 반사판 후면부에 멤브레인을 적용한 이중막 구조의 메쉬 안테나를 제안하였다. 또한, 곡률면에 적용이 용이하고 전개형 태양전지판으로 인한 그림자 효과를 최소화하기 위해 메쉬 반사판 후면에 적용되는 멤브레인에 유연 태양전지판을 적용하였다. 멤브레인 시트를 적용함에 따라 안테나에 직접적으로 입사되는 태양광을 차단할 수 있어 메쉬 안테나 표면에서 발생하는 온도구배 최소화가 가능하며, 이중막 구조의 설계를 적용함에 따라 종래의 전개형 태양전지판 대비 전체 시스템의 무게 감소에 기여할 수 있다. 본 논문에서는 제안된 전개형 메쉬 안테나의 열설계 타당성 분석을 위해 궤도 열해석을 수행하였다. 해석 결과, 전개형 태양전지판을 적용할 경우 그림자 효과로 인해 메쉬 반사판은 최대 170.03℃의 온도구배가 발생하였으며, 안테나 후면부에 MLI 및 멤브레인시트 적용 시 온도구배는 각각 40.71℃, 57.48℃로 110℃ 가량 감소하였다. 이에 따라 후면부에 멤브레인시트를 적용하더라도 메쉬 안테나 표면에서 MLI 적용 시와 유사한 온도구배를 나타내는 것을 확인하였다. 또한, 점차 소형화되는 위성 개발 추세에 따라 멤브레인 시트 및 유연 태양전지셀 적용 시 무게 감소 측면에서 유리한 장점이 있다. 향후 궤도 환경조건에서의 발생하는 온도구배 결과를 기반으로 각 재료의 열팽창계수에 따른 열응력 및 열변형 분석을 수행하여 구조적 설계 유효성을 입증할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 2020년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지 사업의 지원을 받아 수행되었음(NRF-2020M1A3B8084734).

### References

- [1] K. J. Lee, K. Y. Oh and T. B. Chae, "Development and Application Status of Microsatellites," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 17 no. 2, pp. 113-124, Dec. 2019.
- [2] Logue, T. J. and Pelton, J, "Overview of Commercial Small Satellite Systems in the "New Space" Age," *Handbook of Small Satellites*, Springer Nature, Switzerland, 2019.
- [3] Ince F., "Nano and micro satellites as the pillar of the "new space" paradigm," *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, vol. 13 no. 2, pp. 235-250, July 2020.
- [4] Sun Z., Zhang Y. and Yang D., "Structural Design, Analysis, and Experimental Verification of an H-style Deployable Mechanism for Large Space-borne Mesh Antennas," *Acta Astronautica*, vol. 178, pp. 481-498, Jan. 2021.
- [5] Thomson M K, "AstroMesh deployable reflectors for Ku- and Ka- band commercial satellites," *20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit*, Montreal, Quebec, Canada, AIAA-2002-2032, May 2002.
- [6] <https://i-qps.net/>
- [7] <https://umbra.space/>
- [8] <https://www.capellaspace.com/>
- [9] J. H. Han, S. H. Yun, J. H. Park, and S. P. Lee, "Development and test procedures for communications and broadcasting satellite antennas," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2001 Spring Conference*, pp. 532-535, Jeju, Korea, April 2001.
- [10] L'Abbate M, Germani C, Torre A, Campolo G, Cascone D, Bombaci O, Soccorsi M, Iorio M,

- Varchetta S, and Federici S “Compact SAR and micro satellite solutions for Earth observation,” *31st space symposium*, Colorado, USA, pp. 1-17, April 2015.
- [11] Wang P, Wang F, Shi T, and Wang B “Thermal distortion compensation of a high precision umbrella antenna,” *Journal of Physics: Conference Series*, Taiyuan, China, pp. 1-8, Oct. 2017.
- [12] Reznik S. V., Prosuntsov P. V., and Novikov A. D. “Comparison of space antennas mirror reflectors parameters made of composite materials,” *MATEC Web of Conference*, vol. 110, pp. 1-4, June 2017.
- [13] T. Y. Park, S. Y. Kim, D. W. Yi, H. Y. Jung, J. E. Lee, J. H. Yun, and H. U. Oh, “Thermal design and analysis of unfurlable CFRP skin-based parabolic reflector for spaceborne SAR antenna,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22 no. 2, pp. 433-444, April 2021.
- [14] Gottero, M., Sacchi, E., Scialino, G. L., Reznik, S. V., and Kalinin, D. Y. “The large deployable antenna (LDA) a review of thermal aspects,” 35<sup>th</sup> *International Conference on Environmental Systems*, Roma, Italy, July 2005.
- [15] W. Guo, Y. Li, Y.Z. Li, S. Tian, and S. Wang, “Thermal-structural analysis of large deployable space antenna under extreme heat loads,” *Journal of Thermal Stresses*, vol. 39 no. 8, pp. 887-905, Jun 2016.
- [16] J. H. Choi, “Development Trends of Solar Cell Technologies for Small Satellite,” *Journal of the Korea Academia-Industrial Cooperation Society*, vol. 22 no. 5, pp. 310-316, May 2021.
- [17] Thermal Desktop User’s Guide, Ver. 6.1; Network Analysis Associates: Tempe, AZ, USA, 2006.
- [18] SINDA/FLUINT User’s Guide, Ver. 6.1; Network Analysis Associates: Tempe, AZ, USA, 2006.
- [19] Bettermann, I., Löcken, H., Greb, C., Gries, T., Oses, A., Pauw, J., Maghaldadze, N., and Datashvili, L. “Review and evaluation of warp-knitted patterns for metal-based large deployable reflector surfaces,” *CEAS Space Journal*, pp. 1-17, June 2022.