

저궤도 위성용 Ka-band 메쉬 안테나 반사판의 열 해석 및 성능 검증

Thermal Analysis of Ka-Band Mesh Antenna Reflector for LEO Satellites

김 연 재 · 구 경 래* · 이 재 욱

Yeon-Jae Kim · Kyung-Rae Koo* · Jae-Wook Lee

요 약

최근 초소형 위성을 저비용/단기간으로 대량 생산하여 지구 저궤도에서 군집을 이뤄 운용하는 저궤도 군집 위성통신 시스템이 주목받고 있다. 그에 따라 경량화 반사판 안테나인 메쉬 안테나에 관한 연구가 활발하게 이루어지고 있다. OPI (openings per inch)는 메쉬 제직 밀도의 척도로, OPI가 커질수록 메쉬 안테나의 성능은 좋아지나 비용과 무게가 증가한다는 단점이 있다. 따라서 본 논문의 초반부에서는 목표 이득 이상을 달성하는 최소 OPI를 제안하였으며 그 결과, 본 연구의 목표 이득인 50 dBi 이상을 달성하는 OPI는 40 OPI로 도출되었다. 위성에 탑재된 메쉬 안테나는 극한의 온도 환경에서 운용되며, 특히 저궤도 위성은 하루에도 여러 차례 큰 온도 변화를 겪는다. 이러한 우주의 온도 변화는 메쉬 안테나의 반사판에 열변형을 가해 안테나의 성능에도 영향을 미친다. 본 논문에서는 메쉬 안테나가 겪을 수 있는 최대 열 변형 환경을 가정하여 실제 사용되고 있는 몰리브덴 메쉬 반사판에 대한 열적 신뢰성을 검증하였다.

Abstract

With recent advances in low earth orbit (LEO) satellite communication systems, research on deployable antennas, specifically mesh antennas, has been actively conducted. The performance of the mesh antenna can be improved by increasing the opening per inch (OPI), which is a measure of mesh weaving density. However, a higher OPI can also increase cost and weight. Therefore, this study proposes a minimum OPI that achieves the target gain. The results indicate that an OPI of 40 is sufficient to achieve 50 dBi, which is the target gain in this research. Mesh antennas mounted on satellites operate in extreme temperature environments, particularly when LEO satellites experience significant temperature fluctuations multiple times daily. These extreme temperature changes deform the mesh reflector and affect the performance of the antenna. This study assumes a maximum thermal deformation environment that a mesh antenna may encounter and verifies the thermal reliability of the molybdenum mesh reflector currently in use.

Key words: Mesh Reflectors, Mesh Antenna, Thermal Analysis, Ka-Band, LEO Satellites

I. 서 론

최근 초소형 위성을 저비용/단기간으로 대량 생산하여 지구 저궤도에서 군집을 이뤄 운용하는 저궤도 군집 위

성통신시스템이 주목받고 있다. 안테나는 위성 탑재체 중에서도 부피와 무게를 많이 차지하는 부품 중 하나이나, 안테나의 크기는 위성의 통신 성능과 직결되기 때문에 크기를 줄이는 데에는 한계가 있다. 따라서 탑재체의 무

「이 논문은 2024년도 한화시스템(주)의 재원을 지원 받아 수행된 연구임.」

한국항공대학교 항공전자정보공학부(School of Electronics and Information Engineering, Korea Aerospace University)

*한화시스템, 위성시스템 1팀(Satellite System 1 Team, Hanwha Systems)

· Manuscript received August 13, 2024 ; Revised August 19, 2024 ; Accepted September 2, 2024. (ID No. 20240813-083)

· Corresponding Author: Yeon-Jae Kim (e-mail: bestlegina@gmail.com)

게와 부피는 최소화하면서도 위성의 통신 성능은 극대화하는 안테나 개발이 필수적이다. 그에 따라 경량화 반사판 안테나인 메쉬 안테나에 관한 연구가 활발하게 이루어지고 있다^[1]. 전개형 메쉬 안테나의 반사면은 얇은 금속 그물망으로 이루어져 있어, 기존 파라볼릭 안테나에 비해 부피가 작고 가벼우며 전개가 용이해 높은 수납성을 가진다.

OPI(openings per inch)는 메쉬 제작 밀도의 척도로, OPI가 커질수록 메쉬 안테나의 성능은 좋아지나 비용과 무게가 증가한다는 단점이 있다^[1]. 따라서 본 논문의 초반부에서는 목표 이득 이상을 달성하는 최소 OPI를 제안한다.

위성에 탑재된 메쉬 안테나는 극한의 온도 환경에서 운용되며, 특히 저궤도 위성은 하루에도 여러 차례 큰 온도 변화를 겪는다^[2]. 이러한 우주의 온도 변화는 메쉬 안테나의 반사판에 열변형을 가해 안테나의 성능에도 영향을 미친다. 따라서 본 논문에서는 저궤도 소형 통신 위성에서 운용되는 ka-band 메쉬 안테나 반사판의 최적 OPI를 제안하고, 메쉬 안테나가 겪을 수 있는 최대 열 변형 환경을 가정하여 실제 사용되고 있는 몰리브덴 메쉬 반사판에 대한 열적 신뢰성을 검증하였다.

II. 시뮬레이션 환경 가정 및 메쉬 등가 이론

2-1 메쉬 소재 종류 및 구조 설정

2-1-1 메쉬 소재 선정

본 연구에 사용될 메쉬 소재로는 실제 메쉬 안테나에 사용되는 금도금 몰리브덴(gold-plated molybdenum)과, 이에 반해 높은 열팽창 계수를 가지는 알루미늄(aluminum)을 선정하였다. 금도금 몰리브덴은 우수한 전기적 특성과 내열성을 지니고 있어 메쉬 안테나의 주요 소재로 사용되며, 알루미늄은 상대적으로 높은 열팽창 계수를 갖고 있어 두 소재 간의 열적 특성을 비교하는 데 유용하다. 몰리브덴은 낮은 전기전도도를 보완하기 위해 주로 금도금 처리가 이루어진다(표 1).

2-1-2 메쉬 구조 선정

가장 단순한 구조인 Square 구조(그림 1)와, 실제 사용

표 1.알루미늄과 몰리브덴의 열팽창 계수와 전기전도도
Table 1. Thermal expansion coefficient and conductivity of aluminum and molybdenum (at 20°C).

Material	Coefficient of thermal expansion [1/°C]	Conductivity σ_0 [S/m]
Aluminum	2.31×10^{-5}	3.816×10^7
Molybdenum	0.51×10^{-5}	2.000×10^7

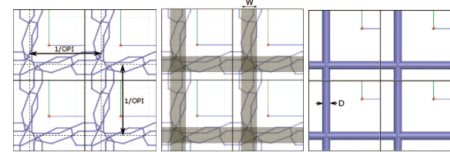


그림 1. Tricot knit 구조 메쉬의 등가 모델^[3]
Fig. 1. Equivalent model of Tricot knit mesh^[3].

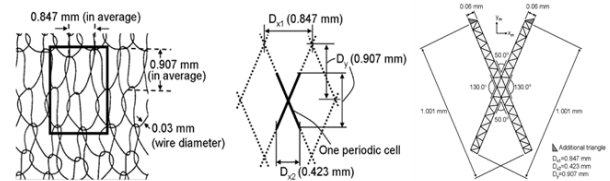


그림 2. Single Atlas 구조 메쉬의 등가 모델^[4]
Fig. 2. Equivalent model of single atlas mesh^[4].

되는 보편적인 구조 중 하나인 atlas 구조(그림 2)를 선정하였다.

각각의 구조는 사각형과 마름모꼴로 등가하여 사용하였다^{[3],[4]}. 지름 0.03 mm의 와이어를 사용하였으며, 몰리브덴의 금도금 두께는 0.3 μm 로 하였다.

2-2 위성 궤도에서의 열 환경 설정

본 연구의 메쉬 안테나는 고도 700 km의 저궤도(LEO) 소형 통신 위성에 탑재되었다고 가정하며, 안테나의 사용 주파수 대역은 ka-band(26.5~40 GHz)로 한다. 위성의 공전 주기는 6,000초로 하였으며 그중 위성이 지구에 가려지는 시간인 eclipse time은 겨울 기준 1,623초이다.

$$Total\ Flux = Solar\ Flux \times (1 - Albedo) + EarthIR^{[1]} \quad (1)$$

식 (1) 및 표 2의 값을 이용하여 위성이 받는 열 유속(heat flux)값을 계산한다. 위성이 받는 최대 열 유속은 1,159 W/m²이며, Eclipse time에서의 최소 열 유속은 Earth

표 2. 열 유속 열 해석을 위한 궤도 환경^[2]Table 2. Orbit parameter for heat flux analysis^[2].

Season	Date	LTDN	Solar flux [W/m ²]
Winter	22/12/21	16:00	1,420
Albedo [%]	Eclipse time (sec)	Earth IR [W/m ²]	
0.35	1,623	249	

IR 값인 249 W/m²이다. 계산값을 바탕으로 메쉬에 열원을 가하여 변형을 관찰한다.

2-3 등가 모델링 기법 및 적용

2-3-1 전기전도도를 이용한 메쉬 등가 방법

그물 구조의 메쉬 안테나는 시뮬레이션에 많은 시간이 소요되는 문제가 발생한다. 이러한 시뮬레이션 복잡도를 줄이기 위해 본 연구에서는 전기전도도를 이용한 메쉬 반사판의 등가 모델링 기법을 사용하였다^[5]. 표면 임피던스 이론을 바탕으로 유도한 식 (2)를 통해, 도출한 메쉬의 S_{11} 을 이용하여 메쉬 표면의 등가 전도도 계산이 가능하다.

$$\sigma = \frac{4\pi\mu_0 f_0 (1 - |S_{11}|^2)^2}{Z_w^2 ((1 + |S_{11}|^2) - \sqrt{(-|S_{11}|^4 + 6|S_{11}|^2 - 1)})^2} [S/m]^{[5]}$$

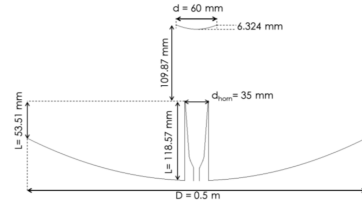
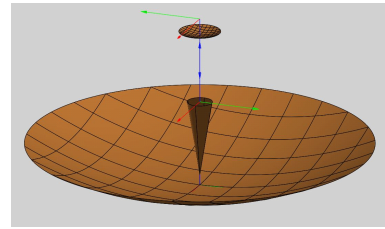
$$Z_w = \frac{2\pi f_0 \mu_0}{\sqrt{(2\pi f_0)^2 \mu_0 \epsilon_0 - k_c^2}} : \text{wave impedance} \quad (2)$$

이와 같은 방법을 통해 열변형 전후 메쉬를 솔리드로 등가하여 보다 간단하게 이득 변화를 관찰할 수 있다.

2-3-2 등가 파라볼릭 안테나 설계

메쉬의 등가 전도도를 적용하여 이득 변화를 관찰하기 위한 파라볼릭 안테나를 설계하였다. 안테나는 참고문헌 [6]을 참고하여 TICRA사의 GRASP^[7] 소프트웨어에서 설계하였다. 6U(10×20×30 cm³) 규격의 큐브위성의 1.5U(10×10×15 cm³) 공간에 탑재되는 안테나를 전제로 한다(그림 3 및 그림 4).

수납의 용이성과 전개 시의 복잡성을 줄이기 위한 이중 카세그레인 구조로 설계하였다. 주 반사판의 물성 중 ‘finite conductivity’에 각 상황에 따른 등가 전도도를 적용

그림 3. 안테나 설계 매개변수^[6]Fig. 3. Antenna design parameter^[6].그림 4. TICRA GRASP^[7]에서 구현한 형상Fig. 4. Antenna geometry modeled in TICRA GRASP^[7].

하여 이득을 관찰하였다. 급전 안테나로는 다중 플레어 혼 안테나(multiflare horn)의 tabulated 패턴을 소스로 하였다. 부 반사판은 쌍곡선 반사판으로써 카세그레인 안테나의 특징적인 구조이다. 본 연구는 열에 의한 성능변화를 독립적으로 관찰하려는 목적이기에 스트럿은 제외하였다. 부 반사판의 재질은 완전도체(PEC: perfect electric conductor)로 하였다.

주 반사판이 완전도체인 이상적인 환경에서 51.226 dBi의 우수한 최대 이득을 보인다(그림 5).

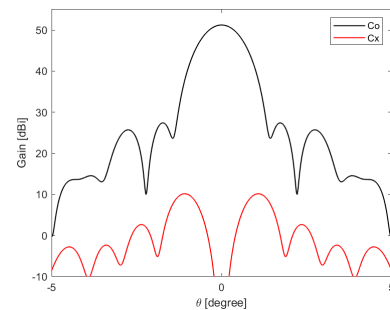


그림 5. 그림 4의 안테나의 이상적인 방사 패턴 결과(주 반사판이 완전도체일 때, 35.75 GHz)

Fig. 5. Ideal radiation pattern of Fig. 4. antenna (in the case of a PEC main reflector, 35.75 GHz).

III. 시뮬레이션

3-1 최적 OPI 제안

OPI(openings per inch)는 1 inch에 들어가는 구멍의 개수를 나타내는 메쉬 제작 밀도의 척도이다. OPI가 커질수록 메쉬 안테나의 성능은 좋아지나, 그에 따라 비용과 무게가 증가한다는 단점이 있다. 따라서 III장 1절에서는 시뮬레이션을 통해 성능이 보장되는 최소 OPI를 제안한다(그림 6).

3-1-1 시뮬레이션 환경

최적 OPI를 도출하기 위해 10 OPI부터 100 OPI까지 증가시키며 금도금 몰리브덴 메쉬의 S_{11} 을 도출하였다. 시뮬레이션은 CST^[8]에서 WR-28 도파관을 사용하여 진행하였으며, 상세 매개변수는 표 3과 같다. OPI 변화에 대한 이득의 변화는 그림 7의 square 구조, atlas 구조, 편파를 고려하기 위한 가로 atlas 구조, 총 세 구조에 대하여 관찰

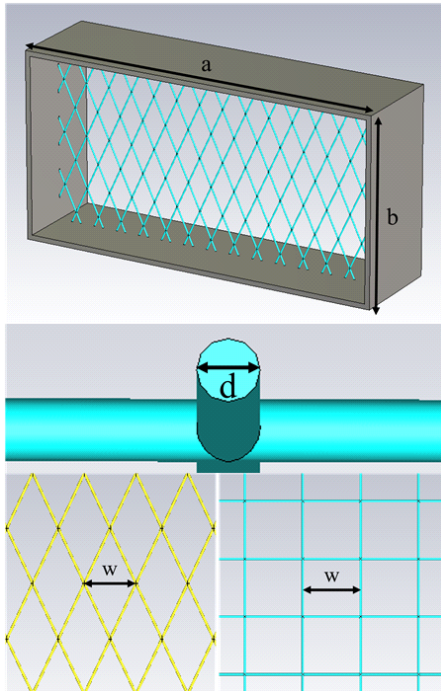


그림 6. 산란계수 시뮬레이션 환경 및 와이어 직경
Fig. 6. S -parameter simulation setup and wire diameter.

표 3. 시뮬레이션 환경 매개변수

Table 3. Simulation setup parameter.

f_0 [GHz]	a [mm]	b [mm]	d [mm]	Plating thickness [μ m]
35.75	7.11	3.56	0.03	0.3

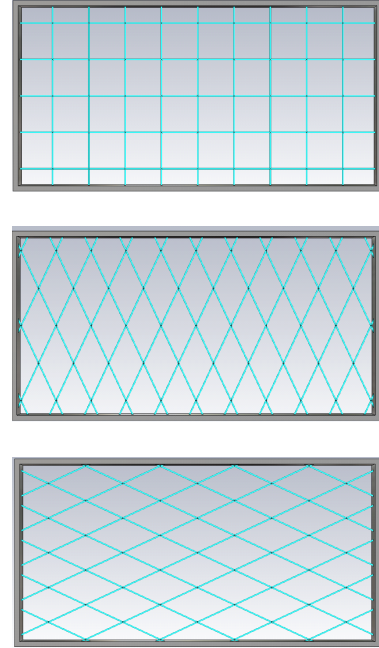


그림 7. 35 OPI에서 구조별 모습(위부터 square, atlas, atlas rotated)

fig. 7. Mesh structure at 35 OPI (from top: square, atlas, atlas rotated).

하였다.

OPI별 단위 셀 메쉬의 가로 길이 w 는 1×1 inch 면적 안에 들어가는 구멍 한 개의 넓이를 계산하여 구하였다. 계산 결과는 표 4에 나타내었다.

3-1-2 OPI에 따른 이득 관찰 및 최적 OPI 선정

Ka-band의 35.75 GHz 단일 대역에서 최적 OPI를 찾기 위해 그림 7 구조의 금도금 몰리브덴 메쉬의 OPI를 변화시키며 시뮬레이션 상에서 S_{11} 을 도출하였다. 도출한 OPI별 메쉬의 S_{11} 을 바탕으로 등가 전도도를 계산하여 그림 4의 안테나 반사판에 적용하여 최대 이득을 관찰하였다. 이때 모든 구조에서 목표 이득인 50 dBi 이상을 보장하는 최소 OPI를 선정한다(그림 8).

표 4. OPI별 단위 셀 메쉬 가로 길이(w)
Table 4. Unit cell mesh width by OPI (w).

OPI	Area per hole [mm ²]	Square [mm]	Atlas [mm]	Atlas rotated [mm]
10	6.4516	2.540	2.453	2.453
15	2.8673	1.693	1.635	1.635
20	1.6129	1.270	1.226	1.226
25	1.0323	1.016	0.981	0.981
30	0.7168	0.847	0.818	0.818
35	0.5267	0.726	0.701	0.701
40	0.4032	0.635	0.613	0.613
50	0.2581	0.508	0.491	0.491
60	0.1792	0.423	0.409	0.409
100	0.06452	0.254	0.245	0.245

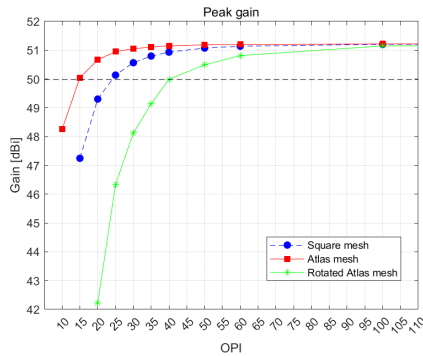


그림 8. 35.75 GHz에서 OPI에 따른 최대 이득
Fig. 8. Peak gain at 35.75 GHz depending on OPI.

세 구조에서 목표 이득인 50 dBi 이상을 만족하는 OPI는 40 OPI이다. 이를 바탕으로 본 연구에서는 40 OPI의 메쉬를 사용하였다.

3-2 열 시뮬레이션

3-2-1 열 시뮬레이션 환경

열 해석은 Murata 사의 Femtet^[9]을 사용하였다. 메쉬 열 해석 전, 2×2×2 mm³ 크기의 알루미늄 정육면체를 스테인리스 챔버에 넣어 열 팽창계수를 관찰하여 참값과 비교하였다. 열 팽창계수의 시뮬레이션 값은 식 (3)을 통해 계산하였으며, 표 5에 결과를 나타내었다(그림 9).

표 5 열 팽창계수 결과 비교

Table 5. Comparison of thermal expansion coefficients.

	Simulation value	True value	Error rate [%]
Coefficient of thermal expansion [1/°C]	2.308×10 ⁻⁵	2.310×10 ⁻⁵	0.087

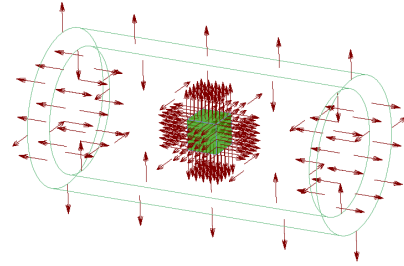


그림 9. 알루미늄 정육면체를 진공 챔버 안에 배치한 모습
Fig. 9. Aluminum cube placed inside a vacuum chamber.

$$\alpha = \frac{(dx/a)}{\Delta T} = \frac{(dy/b)}{\Delta T} \quad (3)$$

α : 열 팽창 계수,
 dx, dy : 변위,
 a, b : 원래 길이,
 ΔT : 온도 변화

II 장 1절에서 설정한 열 유속 열원을 4 주기 동안 메쉬에 가하며 최대 변형값을 관찰하였다. 이때 메쉬의 OPI는 1절에서 도출한 40 OPI로 하였다.

그림 10은 진공 챔버를 열 유속 열원으로 하고, 메쉬와 진공 챔버는 표면 간 복사가 되도록 설정한 모습이다.

열 유속 값을 4 주기로 확장하여 그림 11과 같이 열원

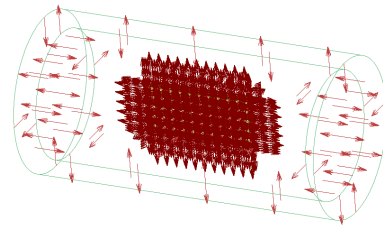


그림 10. 메쉬를 진공 챔버 안에 배치한 모습
Fig. 10. Mesh placed inside a vacuum chamber.

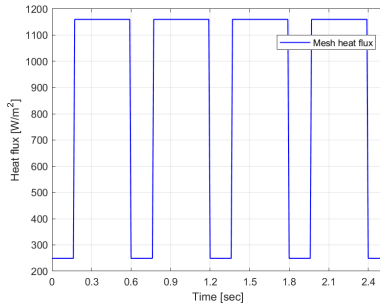


그림 11. 4 주기 동안 열 유속 값
Fig. 11. Heat flux over 4 cycles.

표 6. 열 해석을 위한 물성 정보
Table 6. Material parameter for thermal analysis.

Aluminum elastic/ isotropic		Gold plated molybdenum elasto-plastic/ bilinear	
Specific heat	902 J/kg/°C	Specific Heat	251 J/kg/°C
Density	2,698.9 kg/m³	Density	10,220 kg/m³
Thermal conductivity	237 W/m/°C	Thermal conductivity	138 W/m/°C
Coefficient of thermal expansion	2.31×10 ⁻⁵ 1/°C	Coefficient of thermal expansion	5.1×10 ⁻⁶ 1/°C
		Young's modulus	324 GPa
Young's modulus	68.5 GPa	Strain hardening rate	0.725 GPa
Poisson's ratio	0.34	Poisson's ratio	0.293
		Yield stress	550 MPa

을 설정하였다. 금속의 비응력 온도는 20℃, 외부 환경 온도는 우주 온도인 -270℃로 설정하였다(표 6).

3-2-2 온도 결과

그림 12는 4 주기 동안 메쉬와 챔버의 온도가 비슷하게 증감하였음을 보여준다. 최고 온도는 183.092℃이며, eclipse time에서의 최저온도는 64.605℃로 나타났다.

3-2-3 열변형 결과

변형 전과 변형 후 메쉬의 가로 길이 변화를 표 7과 그

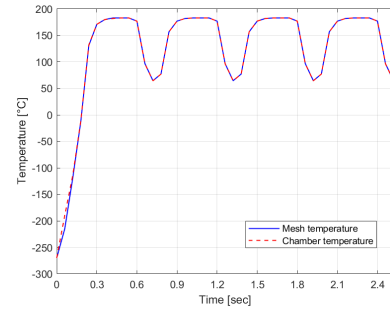


그림 12. 4 주기 동안 메쉬와 챔버의 온도
Fig. 12. Temperature of mesh and chamber over 4 cycles.

표 7. 열 변형 전후 메쉬 가로 길이 [mm]
Table 7. Mesh width before and after thermal deformation.

Material/ Structure	Width before deformation	Width after deformation	Wire diameter before deformation	Wire diameter after deformation
Al/square	7.11000	7.13681	0.03000	0.03011
Mo/square	7.11000	7.11592	0.03000	0.03002
Al/atlas	7.11000	7.13681	0.03000	0.03011
Mo/atlas	7.11000	7.11592	0.03000	0.03002

림 13에 나타내었다. 변형 전 메쉬의 크기는 WR-28 도파관 크기, 7.11×3.56 mm²이다.

가로 길이와 와이어 반지름의 팽창 정도를 보았을 때 알루미늄이 몰리브덴에 비해 더 크게 팽창함을 확인하였다.

3-3 열변형에 따른 이득 변화 관찰

III장 3절에서는 2절의 열 변형 결과를 바탕으로 열 변

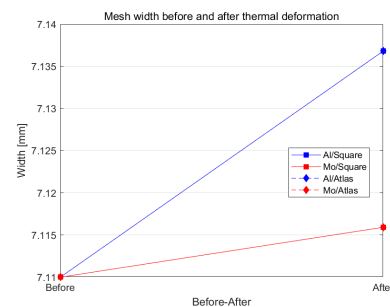


그림 13. 열 변형 전후 메쉬 가로 길이 비교
Fig. 13. Mesh width before and after thermal deformation.

형 전후의 이득을 관찰한다. 이때 몰리브덴은 실제 메쉬와 같이 도금하여 사용하였다. 도금 두께는 일반적으로 0.03 mm 지름의 와이어에 도금되는 두께인 0.3 μm 로 하였다.

3-3-1 S11 도출 및 등가 전도도 계산

시뮬레이션을 통한 이득 측정을 위해 식 (2)의 방법으로 열 변형 전후 메쉬의 등가 전도도를 계산한다. S_{11} 은 그림 6 및 표 3의 시뮬레이션 환경을 통해 도출한다. S_{11} 측정 시 온도에 따라 변하는 금속 자체의 전기전도도를 고려해야 한다. 열 변형 전의 메쉬에는 20°C의 전기전도도를, 열 팽창한 메쉬 모델은 최고 온도인 183.092°C에서의 메쉬이므로 약 180°C에서의 전기전도도를 메쉬의 재질에 적용하였다. 온도에 따른 전기전도도는 식 (4)을 통해 계산할 수 있다(표 8 및 그림 14).

$$\sigma(T) = \frac{\sigma_0}{1 + \alpha(T - T_0)} \quad (4)$$

T_0 : 20°C

σ_0 : Conductivity at 20°C

α : Temperature coefficient [$1/^\circ\text{C}$]

열 변형 전후 메쉬의 S_{11} 을 바탕으로 등가 전기전도도

표 8. 알루미늄, 몰리브덴의 전기전도도(20°C, 180°C)

Table 8. Conductivity of aluminum, molybdenum.

$\sigma_{0,Al}$	$\sigma_{Al}(180)$	$\sigma_{0,Mo}$	$\sigma_{Mo}(180)$
3.81×10^7	2.350×10^7	2.000×10^7	1.130×10^7

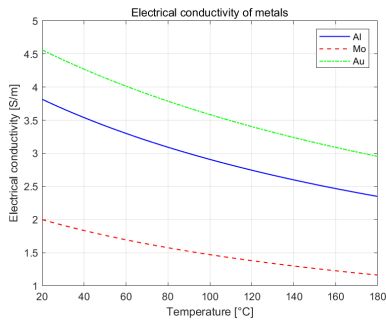


그림 14. 온도에 따른 알루미늄, 몰리브덴, 금의 전기전도도
Fig. 14. Conductivity of aluminum, molybdenum and gold depending on temperature.

를 계산한다. 알루미늄/몰리브덴, Square/Atlas, 열변형 전/후로 하여 총 8가지 경우의 메쉬로 시뮬레이션을 진행하였다(그림 15).

열 변형 후의 등가 전도도가 모든 경우에서 낮음을 확인하였다. 또한 몰리브덴의 등가 전도도가 알루미늄의 등가 전도도보다 우수하게 나타남으로써 그 영향이 미미하기는 하나, 열변형에 의한 등가 전도도의 변화가 분명하게 나타남을 확인하였다.

3-3-2 파라볼릭 안테나에 적용하여 이득 도출

III 장 3절 1항에서 계산한 등가 전도도를 그림 4의 파라볼릭 안테나에 적용하여 이득을 도출한다. 주 반사판의 물성 중 'Finite conductivity'에 각 상황에 따른 등가 전도도를 적용하여 이득을 관찰하였다. 그림 16의 경우에 따른 최대 이득 값을 나타내었다.

최대 이득은 등가 전도도 결과와 비슷한 경향을 보인다. 이득의 차이가 매우 미미하긴 하나, 열 변형 후의 최대 이득이 모든 경우에서 낮으며, 등가 전도도와 마찬가지로 몰리브덴의 이득이 알루미늄의 이득보다 대체로 우

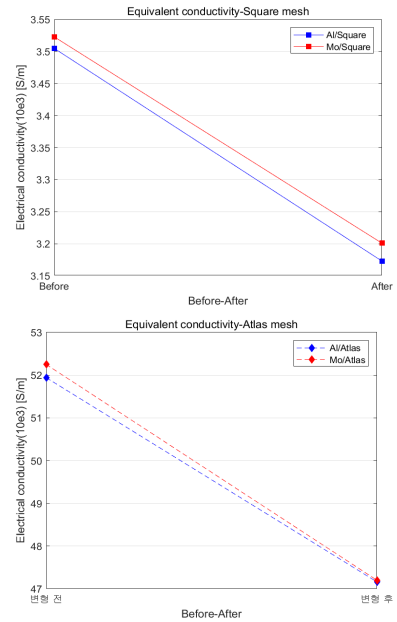


그림 15. 등가 전도도 결과(위부터 square, atlas)

Fig. 15. Equivalent conductivity results (from top: Square, atlas).

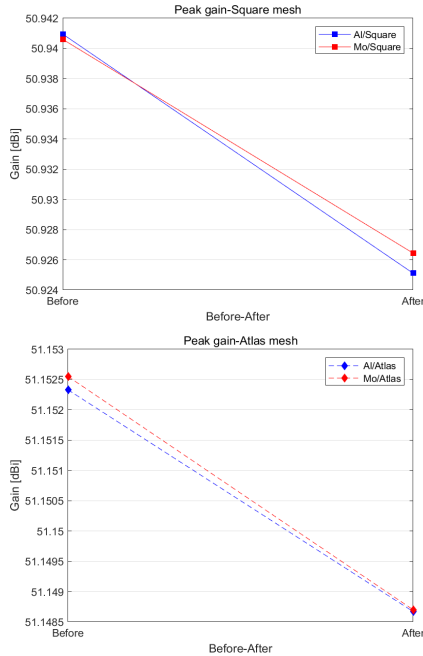


그림 16. 최대 이득 결과(위부터 전체, square, atlas)
Fig. 16. Peak gain results (From top: Overall, square, atlas).

수하게 나타났다.

본 연구의 예상 결과는 ‘열팽창 계수가 낮은 몰리브덴이 열적 신뢰성이 우수하며, 따라서 더 높은 최대 이득을 보일 것이다.’였으며, 이를 검증하고자 하였다. 본 연구 결과는 예상과 같은 경향을 보인다. 이득의 차이가 미미하긴 하나, 열 변형 후의 이득이 더 낮음을 확인하였으며 모든 경우에서 금도금 몰리브덴의 최대 이득이 더 우수하게 나타났다.

본 연구에서 사용된 메쉬의 시편은 WR-28 도파관 크기($7.11 \times 3.56 \text{ mm}^2$)의 작은 시편이기 때문에 도파관으로 관찰 시 열 변형에 의한 전도도의 변화보다 금속의 전기 전도도가 메쉬 자체의 전도도에 더 큰 영향을 미쳐 열변형에 의한 영향은 미미하게 나타난다. 그러나 열변형에 의한 성능의 변화는 분명히 나타나며, 몰리브덴의 열적 신뢰성이 알루미늄보다 우수함을 III 장 2절을 통해 확인하였다.

실제 운용되는 메쉬 안테나는 m 단위의 큰 안테나이다. 따라서 실제 크기의 안테나에서의 메쉬 반사판 자체의 팽창과 메쉬를 팽팽하게 당기고 있는 고어의 팽창을

고려한다면, 본 연구에서의 작은 팽창 정도도 메쉬를 당기는 장력을 약하게 하여 반사판의 표면 곡률이나, 매끄러운 정도 등을 변화시킬 것이다. 이와 같은 변화는 단순한 구멍 크기의 변화에 의한 영향보다 메쉬 안테나의 성능에 크게 영향을 미친다. 따라서 실제 메쉬 안테나 크기로 확장한다면 열 변형에 의한 성능 변화가 더 뚜렷하게 나타날 것이다. 이러한 열 변형에 의한 반사판의 표면 변화를 고려한 연구는 추후 진행하고자 한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 저궤도 소형 통신 위성에서 운용되는 Ka-band 메쉬 안테나 반사판의 최적 OPI를 제안하고, 열 변형률이 낮은 금도금 몰리브덴이 메쉬 반사판의 소재로 사용될 수 있는 열적, 전기적 신뢰성을 가지고 있음을 검증하였다.

시뮬레이션 환경에서는 전체 크기가 아닌 작은 크기의 메쉬를 시뮬레이션하여 전체로 등가할 수밖에 없는 한계가 있어 아쉬움이 남는다. 추후 메쉬 크기를 확장하여 추가 연구를 진행해 보고자 한다. 또한 앞서 언급한 바와 같이 열변형에 의한 반사판의 표면 변화가 이득에 미치는 영향에 관한 연구도 추후 진행할 계획이다. 이때 메쉬 안테나의 리브(rib)나 스트럿(strut)을 고려한 열 해석도 진행하고자 한다.

References

- [1] B. G. Chae, H. I. Kim, H. K. Baek, and H. U. Oh, "Thermal characteristics investigation of space-borne deployable mesh antenna according to the mesh weaving density(OPI)," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 17, no. 4, pp. 1-9, Aug. 2023.
- [2] M. Y. Son, H. U. Oh, "On-orbit thermal environment characteristic according to launch time of CubeSat STEP Cube Lab-II," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 15, no. 5, 89-97, Oct. 2021.
- [3] V. Manohar, Y. Rahmat-Samii, "Characterization of Ka-band mesh surfaces for CubeSat reflector antennas: From

simple wire grid model to complex knits," in *2016 United States National Committee of URSI National Radio Science Meeting(USNC-URSI NRSM)*, Boulder, CO, Jan. 2016, pp. 1-2.

- [4] A. Miura, Y. Rahmat-Samii, "Spaceborne mesh reflector antennas with complex weaves: Extended PO/periodic-MoM analysis," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 55, no. 4, pp. 1022-1029, Apr. 2007.
- [5] S. S. Yoon, J. W. Lee, T. K. Lee, and J. H. Roh, "Insensitivity characteristics in the dual polarization of deployable CFRP reflector antennas for SAR," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 66, no. 1, pp. 88-95, Jan. 2018.
- [6] N. Chahat, R. E. Hodges, J. Sauder, M. Thomson, E. Peral, and Y. Rahmat-Samii, "CubeSat deployable Ka-

band mesh reflector antenna development for Earth science missions," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 64, no. 6, pp. 2083-2093, Jun. 2016.

- [7] TICRA, "GRASP Software," 2023. Available: <https://www.ticra.com/software/grasp/>
- [8] Dassault Systemes, "CST studio suite 2023," 2024. Available: <https://www.3ds.com/products/simulia/cst-studio-suite>
- [9] Murata, "Femtet 2023.0.1," 2023. Available: <https://www.muratasoftware.com/en/trial/>
- [10] D. Jang, T. H. Lim, S. Park, and H. Choo, "Broadband all-metal Vivaldi array antenna with pyramidal-shaped wings for LEO satellite applications," *Journal of Electromagnetic Engineering and Science*, vol. 23, no. 5, pp. 405-411, Sep. 2023.

김 연 재 [한국항공대학교/학부과정]

<https://orcid.org/0009-0000-0772-4480>



2021년 3월~현재: 한국항공대학교 항공 전자정보공학부 학부과정
[주 관심분야] RF, 안테나 이론 및 기술, 메쉬 안테나 등

이 재 욱 [한국항공대학교/교수]

<https://orcid.org/0000-0003-2903-5904>



1992년 2월: 한양대학교 전자공학과 (공학사)
1994년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학석사)
1998년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학박사)
1998년 3월~2004년 2월: 한국전자통신연구원

디지털방송연구단 전파기반연구그룹

2004년 3월~현재: 한국항공대학교 전기전자공학과 교수

[주 관심분야] 마이크로파 및 밀리미터파 능, 수동 소자 해석 및 설계, EMI/EMC 대책 기술, 고출력 증폭기 및 고출력 안테나 설계, 위성 통신 안테나, 전자장 수치 해석 등

구 경 래 [한화시스템/전문연구원]

<https://orcid.org/0009-0007-6305-5024>



2009년 8월: 부산대학교 기계공학부 (공학사)
2024년 8월: 연세대학교 우주국방학과 (공학석사)
2009년 1월~현재: 한화시스템 전문연구원
[주 관심분야] 위성 통신/레이다 안테나, 위성 SAR 시스템, 위성 기계, 위성 체계 등