

## 전개형 경량 위성 안테나 반사판의 재료분석 및 형상 최적화

곽도혁<sup>a\*</sup>, 정화영<sup>a</sup>, 이재은<sup>a</sup>, 강광희<sup>a</sup>

## Material Analysis and Shape Optimization of a Deployable Lightweight Satellite Antenna Reflector

Do Hyuk Kwak<sup>a\*</sup>, Hwa Young Jung<sup>a</sup>, Jae Eun Lee<sup>a</sup>, Kwang Hee Kang<sup>a</sup><sup>a</sup> Mechanical Engineering R&D Lab, LIGNEX Co., Ltd  
333, Pangyo-ro, Bundang-gu, Seongnam, Gyeonggi-do, 16911, Korea

## ARTICLE INFO

## Article history:

Received	27	February	2017
Revised	11	April	2017
Accepted	14	April	2017

## Keywords:

SAR (synthetic aperture radar)  
Lightweight  
CFRP (carbon fiber reinforced plastic)  
Deployable antenna  
Reflector

## ABSTRACT

In this paper, we reviewed major design parameters for a solid type of deployable antenna and its structural design. We performed modal analysis for a single reflector panel made of aluminum and CFRP (carbon fiber reinforced plastic) to confirm the appropriateness of selected materials. We then predicted the elastic modulus of CFRP using the principles of unidirectional composite elasticity stiffness predictions such as the ROM (Rule of Mixture) and HSR (Hart Smith 10% Rule). To optimize the shape of the antenna reflector, a structural stiffness analysis was performed using derived numerical optimization factors. Six structural stiffness analyses were performed using the constructed experimental design method. The resulting optimal shape conditions are proposed to meet the structural stiffness requirements while minimizing weight.

## 1. 서론

최근 들어 지구관측에 대한 국가 공공수요를 충족시키기 위해 지구관측 위성인 고 정밀 다목적 실용위성의 개발이 지속적으로 추진되고 있다. 이에 따라 기상, 해양, 환경, 통신 등에 활용 가능한 정지궤도복합위성 개발 및 우주과학 임무를 위한 차세대 소형 위성 개발 또한 활발히 진행되고 있다. 이러한 국내의 위성개발은 국가우주개발 중장기 계획을 통해 위성분야 미래과제의 다양한 분야들로 선정되어 기술개발 역량 확보와 기술자립화에 노력하고 있다.

특히, 위성 영상레이더(synthetic aperture radar, SAR)는 기상 조건이나 주야에 무관하게 관심지역을 전천후로 관측할 수 있는

전략적으로 중요한 핵심기술이다. 세계적으로 위성 SAR는 독일의 TerraSAR-X, SAR-Lupe, 이스라엘의 TecSAR, 이탈리아의 Cosmo Skymed 등 소형 경량의 군용 및 민수용의 저궤도, 고해상도 위성을 경쟁적으로 개발하였다. 이에 미래창조과학부는 SAR의 기술자립화를 위해 500 kg급 중형 위성용 SAR 탑재체 국산화 고 유모델 개발과 핵심부품의 엔지니어링모델(EM) 및 인증모델(QM) 선행개발 등을 통하여 비행모델(FM) 국내독자개발 기반 확보를 계획하고 있다<sup>1,2)</sup>.

위성체에 탑재되는 SAR 안테나는 대부분 탑재체에서 가장 큰 무게를 차지하며, 구조적으로 넓은 부피를 차지한다. 위성체의 무게를 줄이고, 이에 따라 발사 시 탑재에 용이한 형태인 전개형 안테나의 중요성이 높아지고 있다. 따라서 국내외에서 다양한 형태의

\* Corresponding author. Tel.: +82-31-288-9497

Fax: +82-31-8026-7084

E-mail address: kwak.dohyuk@lignex1.com (Do Hyuk Kwak).

전개형 경량 위성 안테나 개발이 활발하게 이루지고 있다. 전개형 경량 위성 안테나는 고 강도, 고 강성, 고 기하학적 안정성 등의 특성을 가지고 있는 우주구조물이며, 일반적으로 안테나 형태는 솔리드(solid) 안테나, 메쉬(mesh) 안테나, 인플레터블(inflatable) 안테나 등이 있다. 솔리드 안테나는 반사판이 금속 또는 복합소재 등 고체재료로 되어 있고, 표면 정확도가 높으며, 40 GHz 이상의 고주파 대역까지 사용될 수 있다. 발사체의 크기 및 기계적 복잡성으로 인해 솔리드 안테나의 경우 직경이 10 m 이하로 제한되고 있다. 전개형 안테나로 가장 많이 사용되는 메쉬 안테나의 경우 경량의 금속 그물 메쉬가 불연속적으로 연결되어 반사판의 역할을 수행하도록 제작되며, 40 GHz 이하의 주파수에서 주로 사용되고 있다. 인플레터블 안테나는 유연하고 가벼운 재료를 이용하여 매우 작은 부피로 수납이 용이하게 제작할 수 있으며, 우주에서 팽창을 통해 대형의 구조물로 전개된다. 전개된 상태에서 태양의 자외선과 고온에서 서서히 경화되면서 강화된다. 다만, 매우 팽창이 잘되어 높은 전개 신뢰도를 가지지만 고 정밀 형상 정확도를 얻기가 어려운 단점이 있다<sup>3,4)</sup>.

본 연구에서는 전개형 경량 위성 안테나 개발을 위해 높은 표면 정확도와 40 GHz 이상의 고주파 대역까지 사용가능한 솔리드 형태의 안테나 초기구조설계를 진행하였다. 안테나 설계에 필요한 구조적인 제한 조건을 설정하였으며, 안테나에서 가장 부피가 크고 중량이 무거운 반사판의 재료 분석을 통해 재료를 선정하였다. 그리고 반사판 및 리브의 형상최적조건을 도출하기 위해 실험계획법을 구성하여 두께와 리브의 폭을 기준으로 유한요소모델을 이용한 구조강성해석을 통해 반사판의 형상최적설계를 구현하였다.

## 2. 전개형 경량 위성 안테나 반사판 설계

### 2.1 요구 규격 및 제한조건

위성체 설계는 초기 개념 정립으로부터 시작하여 실제 제작의 시점 또는 위성체를 발사장에 운반하기 직전까지로 볼 수 있다. 설계과정을 요구조건 분석 단계, 초기 개념 및 예비설계 단계, 세부상세설계 단계(구조 최적화를 포함), 제작 단계, 시험 및 검증 단계로 크게 다섯 가지 단계로 구분할 수 있다. 요구조건 분석 단계에는 위성의 개념설계에서 나온 임무 요구조건을 기준한 규격서를 작성하는 것으로 위성의 임무, 우주환경(발사 환경 포함), 운반/저장 및 시스템 요구조건을 검토하는 단계이다. 초기 개념 및 예비설계 단계에는 구조형상 설정, 교환연구(trade-off), 재료의 선정, 정합성 검토, 기본 부품들의 구조 및 크기 결정 등을 수행하는 단계로 추후 세부 상세설계 및 해석, 최적화 시 적용될 기준들을 결정한다. 세부상세설계단계에는 구조물의 하중 설정, 동적 해석, 응력 해석 등을

수행하며, 이는 선정된 재료와 설계된 구조가 발사 환경 및 우주 환경을 만족시키는지 검증하기 위함이다. 일반적인 방법으로 유한요소해석 프로그램을 사용하여 유한요소 수학적 모델을 통해 구조의 정적, 동적, 열적 등 해석과 공진 주파수와 모드 형상(mode shape) 등을 계산할 수 있다. 제작 단계에는 위성 구조물의 요구조건을 실제 생산에 반영하기 위해 작업지시서(manufacturing shop order, MSO)를 작성하여 공정(process), 도면, 부분품 리스트 등이 만족되는지 확인한다. 마지막으로 시험 및 검증 단계에는 구조물의 모델링 및 해석을 통하여 구조물이 외부 환경을 견디는데 적절한지, 그리고 설계 조립의 해석적 모델과의 상관관계를 전체 시험 또는 제한된 시험을 통하여 증명하는 단계이다. 이와 같이 위성체 설계에 대한 전체과정은 Fig. 1에 구체적으로 표현하였다<sup>5)</sup>.

본 연구에서는 초기 개념 및 예비설계 단계에서의 전개형 경량 위성 안테나의 반사판 재료 선정과 형상의 최적화 설계 및 고유진동수의 제한조건에 대한 만족 여부를 확인하고자 한다. 전개형 경량 위성 안테나는 경량화가 중요하며, 경량화를 위한 안테나의 핵심 형상설계 요소로서 발사 시 부피의 최소화이다. 이를 위해 안테나의 반사판이 전개 및 수납 될 때의 형상이 다르며, 각각의 요구되는 강성 요구조건이 있다. 안테나의 강성은 각 형상에 따른 1차 고유진동수를 구하여 판단하였다. 수납 시 요구되는 안테나의 1차 고유진동수는 25 Hz 이상이며, 전개 시 요구되는 안테나의 1차 고유진동수는 5 Hz 이상으로, 기 개발된 안테나의 요구조건과 유사하게 적용하였다.

### 2.2 반사판 형상 설계

전개형 경량 위성 안테나의 반사판은 안테나의 가장 중요한 부분으로 안테나의 수납과 전개가 가능한 구조여야 하며, 요구되는 구

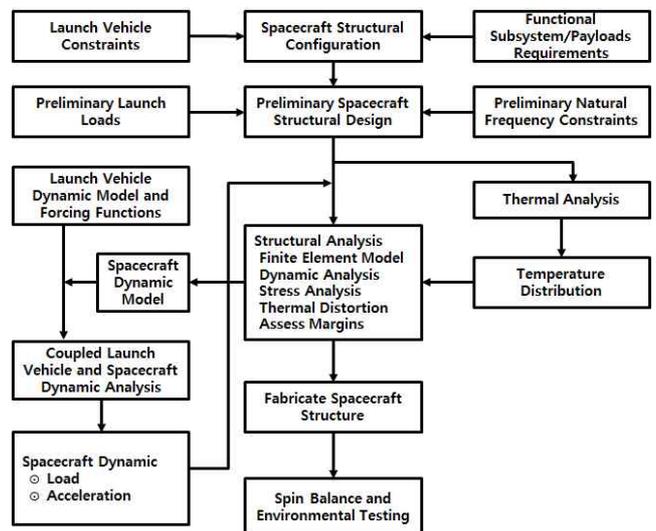


Fig. 1 Spacecraft structural design and analysis process

조적인 제한조건을 만족함과 동시에 경량화된 최적화 설계가 필요하다. 전체적인 안테나의 형상은 Fig. 2와 같으며, 크게 RF 신호 전달을 위한 피더(feeder)와 삼발이(tripod) 구조, 반사판과 안테나 전반을 지지하는 중앙 링(central ring)으로 구성되어 있다. 반사판은 다수의 전개형 반사판으로 나누어지며, 전개형 반사판 뒤쪽에는 구조적인 강성 유지를 위한 리브(rib)로 구성되어 있다. 반사판의 전개 상태와 수납 상태의 전체 형상은 Fig. 3과 같다.

### 2.2.1 반사판 설계 요소

전개형 안테나 반사판 크기를 결정짓는 요소로 반사판의 내/외곽 반경과 반사판 폭이 있으며, 반사판의 포물면은 안테나 성능에서 고려되는 초점거리에 따라 결정된다. 전개와 수납의 극대화를 위해서 반사판은 중앙 링과 힌지로 연결되어 있으며, 중심기준으로 일정한 편심도를 가지고 설계된다. 또한 제작성을 고려하여 다수의 반사판을 동일한 형상이 되도록 설계된다<sup>6)</sup>.

### 2.2.2 반사판 크기 및 리브 형상

반사판의 내/외곽 반경은 안테나의 크기를 결정하는 요소로 안테나의 RF 성능과도 관련이 있다. 반사판 내측 반경은 780 mm, 외측반경은 2500 mm로 설계하였다. 내측 반경이 커질수록 수납 시 직경이 커지게 되어 전체적인 수납성이 떨어진다. 반사판의 폭은 반사판의 개수에 따라 결정되며, 폭은 360°를 반사판 개수로 나눈 값이다. 반사판이 좁을수록 수납성이 좋아지지만 수납 시 회전에

필요한 힌지 장착공간이 작아져 설계제한이 발생한다. 힌지 장착공간을 고려한 반사판의 개수를 36개로 선정하여 반사판의 폭을 10°로 하였다.

반사판 뒤쪽에 구성되는 리브는 얇은 반사판의 구조적인 강성을 확보하며, 안테나 중량에 상당 부분을 차지하는 요소로 최적화된 형상 설계가 필요하다. 그리고 리브의 위치가 안테나 수납 시간섭이 없도록 설계되어야 한다. 리브의 형상은 Fig. 4와 같은 형상으로 반사판의 넓은 부분으로 갈수록 좁아지는 구조이며, 리브의 좁아지는 부분의 폭을 조정하여 반사판의 강성을 최적화하고자 한다.

### 2.3 반사판 재료 선정

위성용 구조체 및 안테나에 사용되는 재료는 경량 및 강성이 확보되어야 하며, 위성의 임무수행 기간 동안 그 강도와 형태를 유지하여야 한다. 일반적으로 알루미늄은 위성용 구조체의 재료로 가장 보편적으로 사용되고 있다. 최근에는 복합소재의 발달로 인하여 위성체의 하중 지지구조, 광학 구조물 및 안테나와 같은 고안정성 구조와 경량 대형 부착물 등에 응용되어 사용되고 있다. 따라서 우주용 안테나 반사판의 초기 개념단계 및 예비설계의 일환으로 구조강성관점에서 최적의 재료를 검토하였다.

복합소재는 대표적으로 유리 섬유, 아라미드 섬유, 탄소 섬유가 있으며, 유리 섬유의 경우 일반 산업계에서는 광범위하게 사용이 되나, 제한된 기계적 물성 치로 위성체에는 주로 사용되지 않고 있다. 아라미드 섬유는 저밀도, 고 인장강도를 가지고 있으나 압축강도와 전단강도가 상대적으로 낮은 편이다. 탄소 섬유의 경우 저 밀도, 고 강도, 고 탄성률을 가지고 있어 주요 미사일 구조체와 위성체에 적용되는 현재 가장 좋은 복합소재이다. 탄소 섬유는 탄성률에 따라 저 탄성(200 GPa 미만), 표준(200~250 GPa), 중간(250-325 GPa), 고 탄성(325 GPa 이상)으로 구분되어 지며, 이 중 고 탄성 탄소 섬유가 주로 위성체에 적용되어 지고 있다. 고 탄성률 탄소 섬유로는 M35J (343 GPa), M40J (377 GPa), M46J (436 GPa) 등이 있다<sup>7)</sup>.

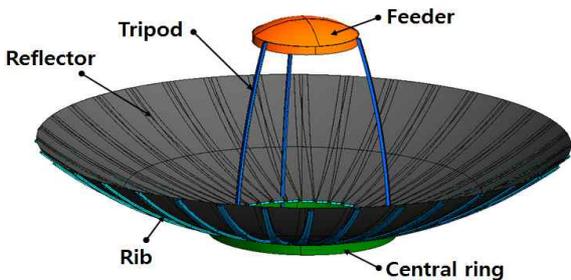


Fig. 2 Antenna constitution

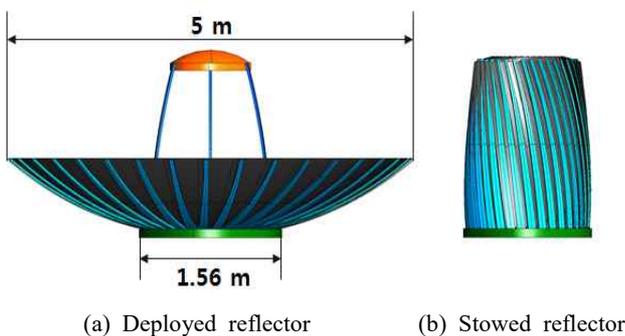


Fig. 3 Antenna configuration

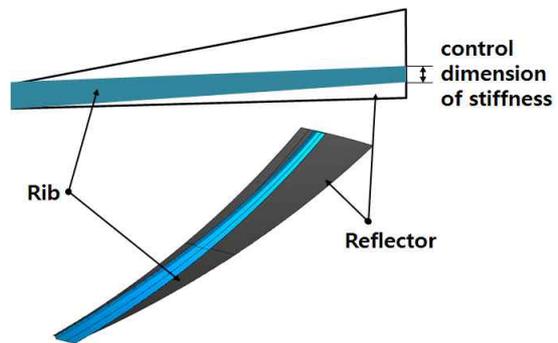


Fig. 4 Shape of rib

본 연구에서 검토한 재료는 위성용 경량재료로 일반적으로 쓰이는 알루미늄(Al 6061-T6)과 고 탄성률을 가진 탄소 섬유 복합소재(CFRP, M46J/Epoxy)를 선정하였다. Table 1은 구조강성해석을 위해 사용된 물성 치를 나타낸 것이다. 안테나 반사판의 운용기능은 전개 및 수납 상태 유지이며, 전개 상태의 구조강성 만족여부가 안테나 성능을 좌우한다. 따라서 반사판 재료 선정은 전개 상태를 고려한 안테나 반사판 1개를 이용하여 구조강성 값을 확인하였다. 구조강성을 확인하기 위해 상용 프로그램인 I-deas를 사용하여 안테나 반사판 1개의 유한요소 모델을 쉘(shell)요소와 빔(beam)요소로 Fig. 5과 같이 구현하였으며, 전개 후 반사판 고정점은 완전구속조건을 적용하였다. 안테나 반사판 두께는 0.4 mm로 선정하였으며, 알루미늄 안테나 반사판 1개의 중량은 약 0.876 kg으로 나타났으며, 복합소재 안테나 반사판은 약 0.597 kg이었다. Fig. 6은 구조강성결과를 나타낸 그림으로서 1차 고유진동수는 알루미늄 안테나 반사판의 경우 5.8 Hz이며 복합소재 안테나 반사판은 9.8 Hz임을 확인하였다. Table 2는 재료 대비 구조강성과 중량 결과를 정리한 것으로서, 복합소재 안테나 반사판의 경우 중량대비 강성비가 높아 알루미늄 안테나 반사판에 비해 약 1.7배의 높은 강성값을 확인할 수 있었다.

2.3.1 복합소재 적층각도, 적층두께에 따른 탄성 강성 분석

복합소재는 일반적인 금속과 달리 적층각도에 따라 탄성 강성이나 허용응력, 포이송 비, 전단 강성과 같은 기계적 특성이 달라진다.

Table 1 Material property for Al 6061-T6 and M46J/Epoxy

Property	Unit	Al (6061-T6)	M46J/Epoxy (0°/90° Layup, t:0.4 mm)
Density	kg/m <sup>3</sup>	2700	1840
Elastic modulus	GPa	73.1	144.7

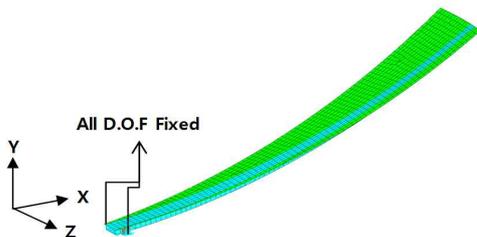
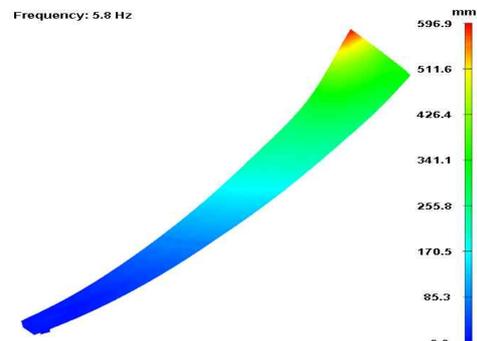


Fig. 5 FE Model for single reflector

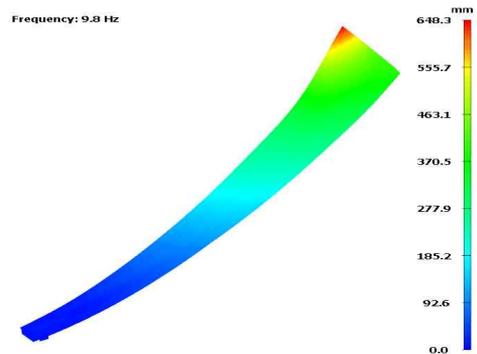
Table 2 Results for modal analysis and weight (single reflector)

Material	1 <sup>st</sup> Mode [Hz]	Weight [kg]
Al 6061-T6	5.8	0.876
M46J (CFRP)	9.8	0.597

이러한 복합소재의 적층각도에 따른 물성 치 변화를 예측하는 것이 구조설계에 상당히 중요하다. 복합소재의 탄성 강성을 예측하는 이론은 현재 여러 방식으로 연구되어 있으며, 단방향 복합소재 탄성 강성 예측에 대해 Richardson이 제시한 ROM(rule of mixture), HSR(Hart-Smith 10% rule), CLA(classical laminate analysis), LAP(laminate analysis program) 이론이 있다. 이들 이론들 중 ROM과 HSR이론을 적용하여 복합소재의 적층각도 및 적층두께에 따른탄성 강성을 분석하였다. ROM은 단방향 복합소재의 탄성 강성을 예측하는 기본 이론으로 복합소재를 구성하는 강화재(fiber)와 기지재(matrix)의 탄성 강성과 체적을 알고 있을 시 이들의 조합으로 제작되는 복합소재의 탄성을 예측하는 이론이다. HSR은 0°방향의 플라이(ply)가 전체 라미네이트(laminate)의 강성을 지배하고 45° 또는 90° 방향의 플라이가 전



(a) Aluminium single reflector



(b) CFRP single reflector

Fig. 6 Modal analysis results for single reflector

Table 3 Calculation of Elastic/Shear modulus

Layup	Thickness (Ply) [mm]	$E_x$ (X axis Elastic modulus) [GPa]	$E_y$ (Y axis Elastic modulus) [GPa]	$G_{xy}$ (Shear modulus) [GPa]
0°/90°	0.4 (2 ply)	144.7	144.7	7.4
	0.6 (3 ply)	184.2	105.2	7.4
	0.8 (4 ply)	144.7	144.7	7.4

체 강성의 10%를 차지한다는 이론이다. ROM과 HSR은 항공 분야에 자주 활용되고 있는 탄성 강성 예측 이론이며 이의 관계식은 다음과 같다<sup>8)</sup>.

$$E_{11} = E_f V_f + E_m V_m \quad (1)$$

$$E_x = E_{11} (0.1 + 0.9 \times \%Plies \text{ at } 0^\circ) \quad (2)$$

$$G_{xy} = E_{11} (0.028 + 0.234 \times \%Plies \text{ at } \pm 45^\circ) \quad (3)$$

여기서  $E_f$ ,  $V_f$ 는 강화재의 탄성 강성과 체적이며,  $E_m$ ,  $V_m$ 은 기지재의 탄성 강성과 체적이고, %Plies는 특정 각도로 적층된 복합소재의 적층 개수이다. 식 (1)을 통해 단방향 탄성 강성을 계산할 수 있으며, 식 (2)을 통해 적층각도  $0^\circ$  플라이의 개수를 전체 플라이 개수에 대한 비율로 놓고 계산을 하면 탄성 강성  $E_x$ 를 예측 가능하다. 또한 식 (3)을 통해 강화재와 기지재의 물성 값없이 전단 강성  $G_{xy}$ 를 예측할 수 있다. 이러한 이론식을 바탕으로 복합소재의 적층 각도와 적층두께에 따른 탄성 강성의 계산 결과 값을 Table 3에 나타내었다. 복합소재의 적층각도는  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  방향으로 적층하였고, 적층두께는 0.4 mm (2 ply), 0.6 mm (3 ply), 0.8 mm (4 ply)로 구분하여 탄성 강성 값을 계산하였다.

### 2.3.2 복합소재 등가 물성 치

반사판 및 리브에 적용되는 복합소재는 이방성 소재를  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  방향으로 적층한 3차원 형상으로 제작됨으로, 일반적인 판형이나 원통으로 제작되는 복합소재 구조물과 달리 특정 방향으로 탄성 강성이 강하게 나타나지 않고 등방성 재료와 같이 3축 방향으로 유사한 탄성 강성을 가질 수 있다. 이러한 이유로 이방성 소재로 구성된 복합소재지만 등방성 재료와 유사한 동특성을 나타낼 수 있으므로 복합소재 물성 치를 식 (4)~식 (6)을 활용하여 등방성 물성 치를 계산하였다<sup>9)</sup>.

$$E = \frac{3}{8} E_x + \frac{5}{8} E_y \quad (4)$$

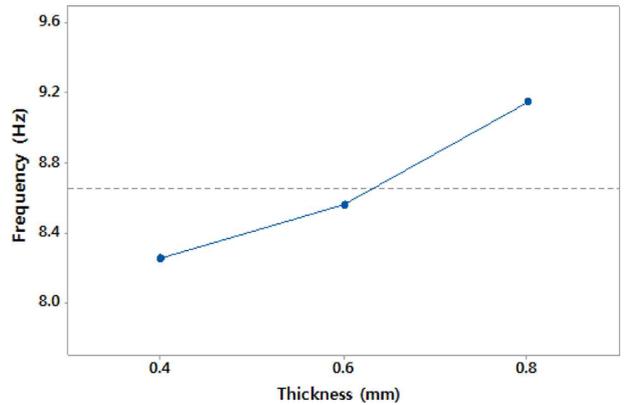
$$G = \frac{1}{8} E_x + \frac{1}{4} E_y \quad (5)$$

**Table 4** Equivalent mechanical properties of M46J/Epoxy ( $0^\circ/90^\circ$  Layup, t:0.4~0.8 mm)

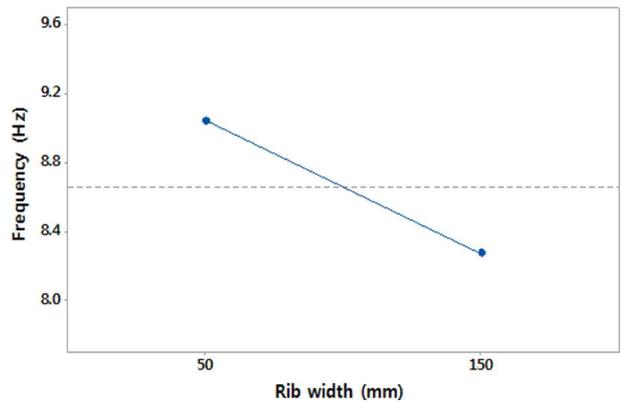
Layup	Thickness (Ply) [mm]	E (Elastic modulus) [GPa]	G (Shear modulus) [GPa]	$\nu$ (Poisson's ratio) [GPa]
$0^\circ/90^\circ$	0.4 (2 ply)	144.7	54.3	0.33
	0.6 (3 ply)	134.8	49.3	0.37
	0.8 (4 ply)	144.7	54.3	0.33

$$\nu = \frac{E}{2G} - 1 \quad (6)$$

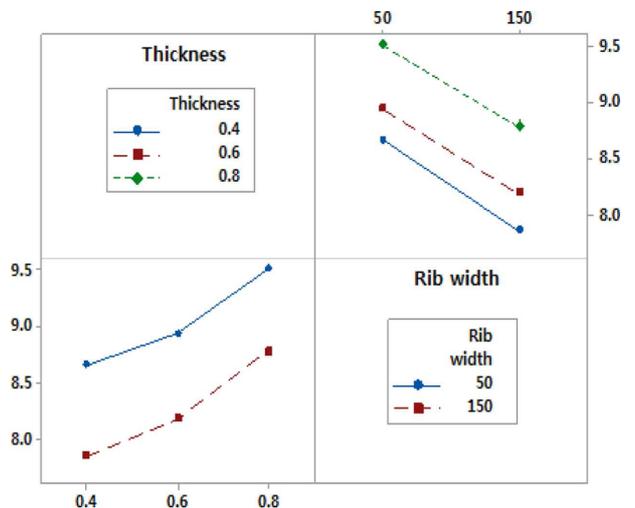
여기서 등방성 탄성 강성  $E$ 값과 전단 강성  $G$ 값은 앞서 계산한 단방향 탄성 강성  $E_x$ ,  $E_y$ 로 계산되며, 푸아송비( $\nu$ )는  $E$ 와  $G$ 로 계산할 수 있다. 계산 결과 값은 Table 4와 같다.



(a) Main effect for thickness of 1st Mode (Deployed)



(b) Main effect for Rib width of 1st Mode (Deployed)



(c) Interaction plot for thickness and Rib width (Deployed)  
**Fig. 8** Results analysis for Main effect and Interaction (Deployed)

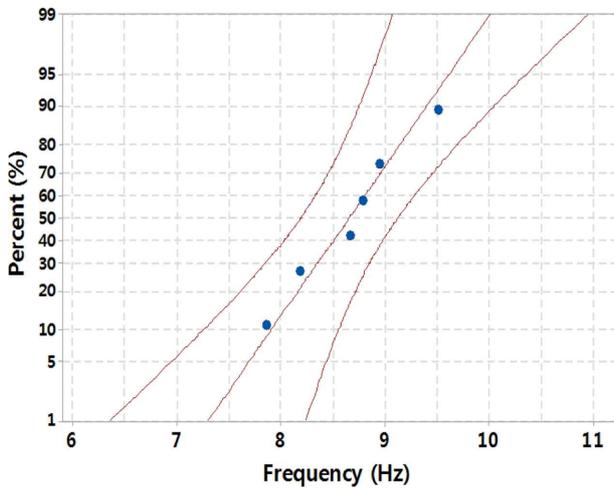
### 3. 구조 강성 해석

#### 3.1 반사판 형상최적설계

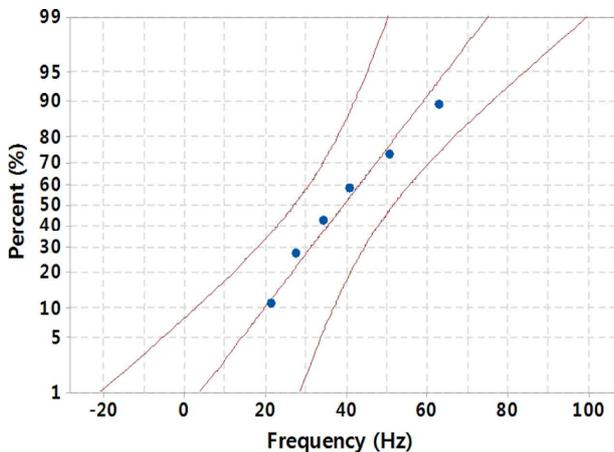
위성용 구조체 및 안테나는 초기 구조설계 단계에서 고유진동수 제한조건과 방사체에 따른 초기발사 하중조건 만족여부를 확인하여야 한다. 본 연구에서는 방사체의 세부 하중조건 및 고유진동수 제한조건이 확정되지 않았으므로, 기존의 유사연구 사례를 바탕으로 수납 상태의 1차 고유진동수는 25 Hz 이상 및 전개 상태의 반사판 은 5 Hz 이상으로 1차 고유진동수 제한조건을 선정하였다<sup>[10]</sup>.

앞서 도출된 최적재료 결과를 바탕으로 안테나 반사판의 형상 최적화 구현을 위해 형상설계의 수치화 가능한 인자를 선정하였다. 안테나 반사판은 포물면을 고려하여 모두 동일한 형상을 갖도록 하였으며, 반사판과 강성보강을 위해 리브로 구성하였다. Fig. 4는 반사판과 리브의 형상을 나타난 것으로서 형상최적화하기 위한 인자를 반사판 및 리브의 두께(thickness)와 반사판

리브 끝단의 폭(width)으로 선정하였다. Table 5는 형상최적설계를 진행하기 위해 선정된 두께와 리브 끝단의 폭의 범위를 나타낸 것이다.

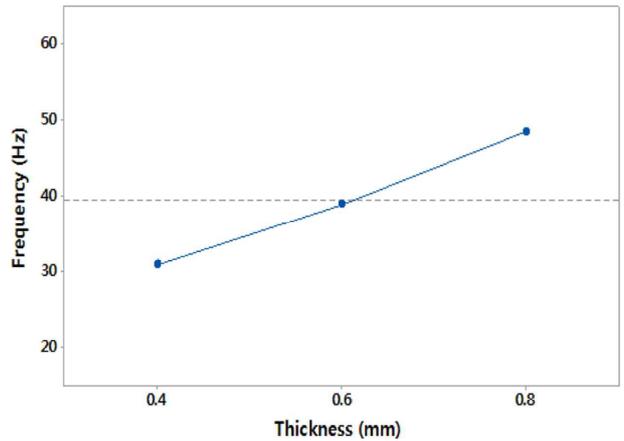


(a) Normality test for deployed results

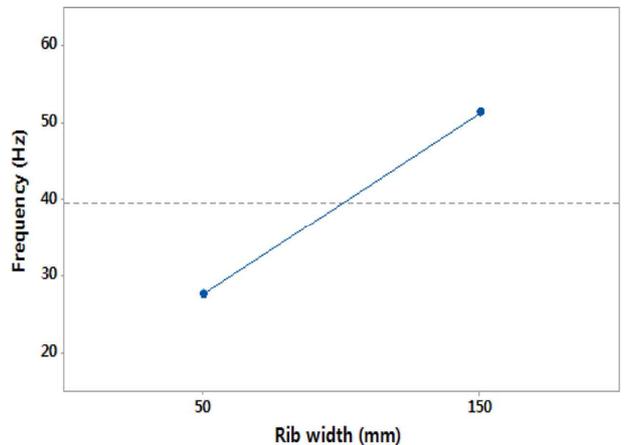


(b) Normality test for stowed results

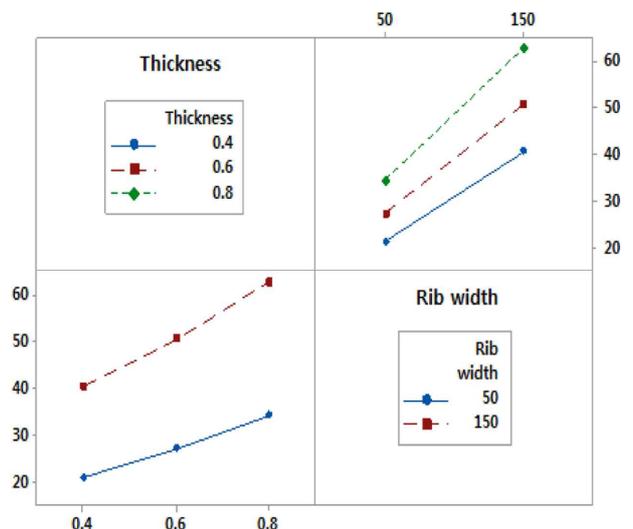
Fig. 7 Normality test for Modal analysis results



(a) Main effect for thickness of 1st Mode (Stowed)



(b) Main effect for Rib width of 1st Mode (Stowed)



(c) Interaction plot for thickness and Rib width (Stowed)

Fig. 9 Results analysis for Main effect and Interaction (Stowed)

### 3.2 구조강성해석 결과

형상최적조건을 도출하기 위해 실험계획법을 구성하였으며, 인자로 선택된 두께 및 리브의 폭을 기준으로 2인자 3수준으로 각 6회씩 계획하여 구조강성을 도출하였다. 실험 계획법은 상용 프로그램인 MiniTap을 이용하였다. Table 6은 구조강성해석의 수행 순서와 이의 결과를 정리한 것으로서 반사판 전개 상태와 수납 상태를 나누어 각각 총 6회를 수행하였다. Fig. 7은 전개 상태와 수납 상태 각각에 대한 구조강성결과의 정규분포성을 확인한 것으로서 P-값이 0.866과 0.895로 정규성이 만족함을 알 수 있었다.

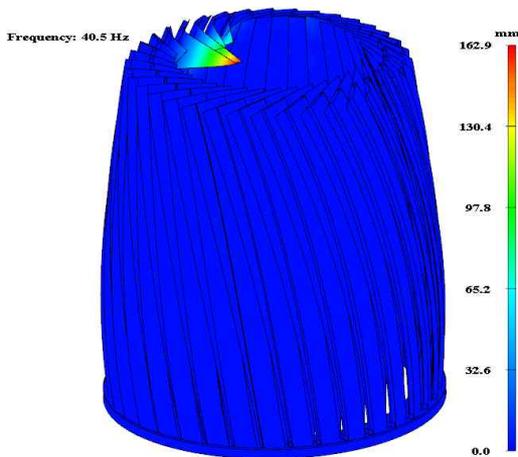
Fig. 8와 Fig. 9은 전개 상태 및 수납 상태에서 각 인자에 대한 주효과도와 교호작용의 분석결과를 나타낸 그래프로서 구조강성 결과들은 반사판 두께 및 리브 폭에 따라 통계적으로 유의함을 알 수 있었으며, 교호작용 역시 각각 영향을 미침을 알 수 있었다. 다만 전개 상태에서는 리브 폭이 증가함에 따라 중량이 같이 증가하게 되며, 중량대비 구조강성의 이득은 낮아짐을 확인할 수 있었다.

안테나 반사판 구조강성 결과를 살펴보면, 수납 상태의 두께 0.4 mm 및 리브 폭 50 mm를 제외한 모든 조건에서 구조강성조건을

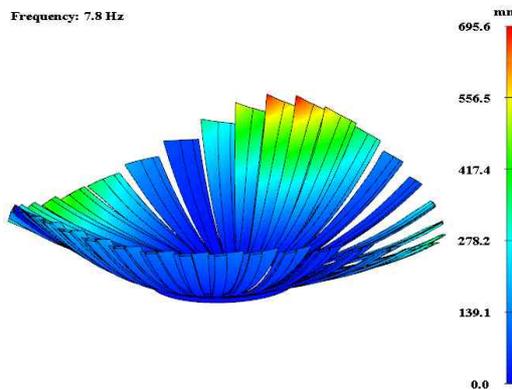
만족함을 알 수 있었다. Fig. 10은 두께 0.4 mm 및 리브 폭 150 mm 조건에서 수납 및 전개 상태의 구조강성 해석결과를 나타낸 것이다.

### 4. 결론

전개형 경량 위성 안테나는 위성체에 탑재하기 위해 무게가 가벼워야하며, 탑재에 용이한 최소의 부피를 가져야 한다. 또한 고강도, 고강성의 특성이 요구되는 우주구조물로 전개 및 수납 상태에서의 요구되는 강성 조건을 만족하여야 한다. 본 연구에서는 안테나의 초기 구조설계 단계에서 발사체의 고유진동수 제한조건을 충족여부를 확인하고자 하였다. 우선 안테나에서 가장 부피가 크고 무게가 무거운 반사판의 재료 선정을 통해 경량화를 고려하였다. 일반적으로 반사판 재료로 많이 사용되는 알루미늄(Al 6061-T6)과 복합소재(CFRP, M46J/Epoxy)를 비교하였고, 복합소재의 적층각도와 적층두께에 따른 탄성 강성 분석을 통하여 최적의 반사판 재료를 도출하였다. 복합소재 반사판의 경우 중량대비 강성비가 알루미늄에 비해 약 1.7배 높음을 확인하였다. 이렇게 도출된 재료의 특성을 바탕으로 안테나 반사판의 형상최적화 구현을 위한 설계인자를 두께와 리브의 폭으로 선정하였다. 선정된 인자를 기준으로 실험계획법을 구성하였으며, 2인자 3수준으로 각 6회씩 계획하여 구조강성해석을 수행하였다. 그 결과 안테나의 전개 상태 및 수납 상태에서의 각 인자에 대한 주효과도와 교호작용을 확인하였고, 안테나 반사판 구조강성결과 수납 상태의 두께 0.4 mm 및 리브 폭 50 mm를 제외한 모든 조건에서 요구되는 강성 조건에 대해 만족함을 확인하였다. 이러한 결과를 통해 최소 중량으로 예측되는 0.6 mm, 50 mm로 반사판 형상을 선택할 수 있었으며, 전개형 경량 위성 안테나 반사판의 형상최적화를 구현하였다.



(a) Modal analysis result for 1st Mode (Stowed)



(b) Modal analysis result for 1st Mode (Deployed)

Fig. 10 Modal analysis results for thickness 0.4 mm and rib width 150 mm conditions

### References

- [1] Ministry of Science, ICT and Future Planning, 2013, viewed 10 February.2017, Planning of Mid- and Long-term National Space Development Plan <<http://www.prism.go.kr/homepage/main/retrieveMain.do>>.
- [2] Kwag, Y. K., 2011, Satellite Synthetic Aperture Radar(SAR) Technical Trends, The Proceedings of the Korea Electromagnetic Engineering Society, 22:6 4-16.
- [3] Lee, T. K., 2014, Design of Deployable Lightweight Antenna for Satellite SAR, The Journal of the KIEES, 25:11 1104-1112.
- [4] Kim, J. Y., 2014, Deployable Space Structures in Aero-space Fields, Journal of the KASS, 14:2 6-14.

- [5] Jang, Y. K., Lee, D. H., 1997, *Satellite System*, Kyungmoon, Korea.
- [6] Jeong, S. Y., Lee, S. Y., Bae, M. J., Cho, K. D., 2014, Configuration design of a deployable SAR antenna for space application and tool-kit development, *Journal of the KSAS*, 42:8 683-691.
- [7] Lee, T. H., 2012, Review of the Composite Materials Application to the Solid Rocket Motor Cases, *Composites research*, 25:3 82-89.
- [8] Richardson, D., n.d., viewed 10 June.2015, The Fundamental Principles of Composite Material Stiffness Predictions, <<http://www.swcompositesgateway.co.uk/Property-Prediction.pdf>>.
- [9] Lee, J. E., Kang, D. S., Lee, B. H., Baek, J. H., Kim, J. G., Hwang, K. M., 2016, A Study on Elastic Modulus Predictions and Dynamic Characteristics Analysis of Composite Structures using CFRP (HPW193/RS1222), *Journal of the KSPE*, 33:10 821-828.
- [10] Schmid, M., Barho, R., 2003, Development Summary and Test Results of a 3 Meter Unfurlable CFRP Skin Antenna Reflector, 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 145-151.