

위성용 전개형 고안정 반사판 안테나 복합재 주반사판 설계 및 해석

김동건* · 구경래* · 김현국* · 송성찬* · 권성철*[†] · 임재혁** · 김영배**

Design and Analysis of Composite Reflector of High Stable Deployable Antenna for Satellite

Dong-Geon Kim*, Kyung-Rae Koo*, Hyun-Guk Kim*, Sung-Chan Song*,
Seong-Cheol Kwon*[†], Jae-Hyuk Lim**, Young-Bae Kim**

ABSTRACT: The deployable reflector antenna consists of 24 unit main reflectors, and is mounted on a launch vehicle in a folded state. This satellite reaches the operating orbit and the antenna of satellite is deployed, and performs a mission. The deployable reflector antenna has the advantage of reduce the storage volume of payload of launch vehicle, allowing large space structures to be mounted in the limited storage space of the launch vehicle. In this paper, structural analysis was performed on the main reflector constituting the deployable reflector antenna, and through this, the initial conceptual design was performed. Lightweight composite main reflector was designed by applying a carbon fiber composite and honeycomb core. The laminate pattern and shape were selected as design variables and a design that satisfies the operation conditions was derived. Then, the performance of the lightweight composite reflector antenna was analyzed by performing detailed structural analysis on modal analysis, quasi-static, thermal gradient, and dynamic behavior.

초 록: 전개형 반사판 안테나는 단위 구조물 형태의 반사판이 접힌 상태로 수납되어 발사체에 탑재된 후, 운용 궤도에 도달 및 전개되어 임무를 수행하는 위성체이다. 전개형 반사판 안테나는 수납 부피를 줄일 수 있어 발사체의 제한적 수납공간에 대형 우주 구조물을 탑재시킬 수 있으며, 경량소재를 적용할 경우 발사 및 운용 성능 향상에 용이한 장점이 있다. 본 논문에서는 전개형 반사판 안테나를 구성하는 주반사판에 대해 강성 및 강도 등의 구조적 분석을 통해 초기 개념설계를 수행하였다. 탄소섬유 복합재 및 허니콤 코어를 적용하여 경량 복합재 주반사판을 설계하였으며, 적층 패턴 및 형상을 설계 변수로 운용조건에 적합한 주반사판 설계안을 도출하였다. 이후 모드(Modal analysis), 준정적(Quasi-static), 열 구배(Thermal gradient) 및 동적(Dynamic) 거동에 대한 상세 구조해석을 수행하여 경량 복합재 반사판 안테나의 성능을 분석하였다

Key Words: 위성 구조체(Satellite structure), 전개형 안테나(Deployable antenna), 허니콤 샌드위치 복합재(Honeycomb sandwich composite), 유한요소해석(Finite element analysis)

1. 서 론

최근 국내에서는 고성능/고신뢰/고집적의 3대 핵심기술

을 바탕으로 우주 궤도에서 운용이 가능한 차기 군 정찰 위성을 개발 중이다. 차기 군 정찰위성은 고해상도로 한 반도 전역에 대한 감시정찰을 수행하며, 합성 개구 레이

Received 4 April 2023, received in revised form 21 April 2023, accepted 9 June May 2023

*Satellite System Team, Hanwha Systems

**Department of Mechanical Engineering, Jeonbuk National University

[†]Corresponding author (E-mail: seongcheol.kwon@hanwha.com)

다(SAR; Synthetic Aperture RADAR)를 적용하여 주/야 및 기상 조건에 관계없이 정찰 지역을 관측할 수 있는 핵심 위성이다. 특히 고해상도의 감시정찰 임무 수행에 매우 중요한 역할을 담당하고 있는 SAR 안테나는 무게 및 부피 관점에서 탑재체 중 가장 큰 비율을 차지하고 있으므로, 가능한 부피가 작고 가벼운 구조로 만드는 것이 매우 중요하다. 이를 위하여 전개형 고안정 반사판 안테나를 개발하여 적용하는 것이 일반적이며, 국내 뿐만 아니라, 독일, 이스라엘, 이탈리아 등 주요 선진국에서도 우주 궤도상에서 전개할 수 있는 방식의 고성능 SAR 안테나 개발이 활발히 진행 중이다[1-3].

위성체는 발사체에 탑재된 이후 발사 및 운용 임무를 완수할 때 까지 진동, 열 하중 등 가혹한 발사 및 우주 환경에 노출된다. 따라서 위성체의 운용 성능 및 비용을 고려하여 다양한 하중 조건에 대해 열적/구조적 건전성을 갖도록 설계 및 제작되어야 하며, 위성체 개발단계에서 이를 입증할 수 있는 충분한 연구를 수행해야 한다[4,5].

전개형 반사판 안테나의 주반사판은 전자장비를 제외한 위성 안테나 구조체 무게의 상당한 비중을 차지하며, 전개형 반사판 안테나의 무게 및 성능을 좌우하는 주요 핵심 요소 중의 하나이다.

본 연구에서는 (1) 샌드위치 복합재로 제작되는 전개형 고안정 반사판 안테나의 주반사판 설계 과정에서 크기, 무게 및 강성 등을 포함한 성능 요구조건을 식별하고, (2) 복합재 주반사판의 적층 패턴 및 재료 물성에 대한 설계 변수를 고려하여 운용조건에 적합한 경량 복합재 주반사판 설계방안을 제시하였다. (3) 또한 전개형 안테나 주반사판에 대해 모드(Modal analysis), 준정적(Quasi-static), 열 구배(Thermal gradient) 및 동적(Dynamic) 거동에 대한 상세 해석을 수행하여 (4) 제시한 경량 복합재 반사판 안테나의 구조적 건전성을 입증하였다.

2. 전개형 반사판 안테나 설계

2.1 전개형 반사판 안테나 설계 요구조건

본 연구에서는 대표적인 SAR 위성의 성능 및 기능 요구조건을 기준으로 전개형 반사판 안테나 설계 시 기계/구조적인 관점에서 고려해야 할 사항을 식별하였다. 안테나의 송-수신 성능을 고려하여 전개형 반사판 안테나의 직경은 전개 시 5,000 mm 이상으로 선정하였으며, 500 kg급 이상의 탑재 중량을 가지는 발사체를 고려하여 위성 본체를 제외한 안테나 전체 중량은 110 kg 이하로 제한하였다.

위성체는 임무 수행을 위해 발사체에 탑재되어 발사되며, 발사 과정에서 진동 및 소음 등의 발사 하중을 받게 된다. 따라서 발사 과정에서 발사체와 위성체가 서로 공진이 발생하지 않도록 하는 것이 매우 중요하다. 본 논문에서는 해외 발사체의 탑재 요구조건을 고려하여 위성체가 탑재

된 상태에서 안테나의 강성도가 33 Hz 이상이 되도록 하였다[6-9].

발사체가 위성의 운용 궤도에 도달하여 위성체가 운용을 시작하면, 위성체는 임무 프로파일에 따라 자세 제어 등 고기동 거동을 수행하게 되며, 전개된 안테나가 이로 인한 우주 궤도 상의 외란에 대해 직접적인 영향을 받지 않도록 하는 것이 필요하다. 본 논문에서는 반사판 안테나가 외란에 영향을 받지 않도록 전개 상태 안테나의 강성도가 3 Hz 이상이 되도록 가정하여 설계하였다[10].

추가적으로 발사체 발사 조건에서 작용하는 하중을 준정적 하중으로 모사하기 위해 x, y, z 축 방향으로 복합적으로 작용하는 하중(=15G)을 가정하여, 복합 하중 조건에서도 구조적 안정성을 확보할 수 있도록 설계하였다. 또한 궤도 운용 조건에서 안테나의 주반사판에 발생하는 열변형과 위성체 기동 중 발생하는 진동에 대해 복합재 반사판 안테나의 성능을 분석하였다.

2.2 전개형 반사판 안테나 설계 변수

전개형 반사판 안테나는 다수의 '단위 주반사판'으로 구성된 포물면 형상의 안테나 반사판이 접힌 상태로 발사체에 수납되며, 발사 단계를 거쳐 우주 궤도에 진입한 후에는 반사판을 전개하여 임무를 수행하게 된다.

위성체 부피 및 전개 성능을 고려하여 설계된 전개형 반사판 안테나는 24개의 단위 주반사판으로 구성되며, 전개형 반사판 안테나의 탑재 및 전개 형상은 Fig. 1, 2와 같다.

위성체의 성능 향상을 위해서는 가볍고 강성이 높은 재료를 적용하여 반사판 안테나를 제작해야 하며, 발사 및 임무 수행 단계에서 발생하는 다양한 하중에 견딜 수 있도록 구조적 건전성을 확보해야 한다.

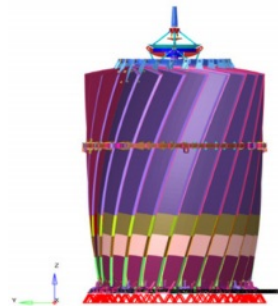


Fig. 1. Stowed configuration of deployable antenna

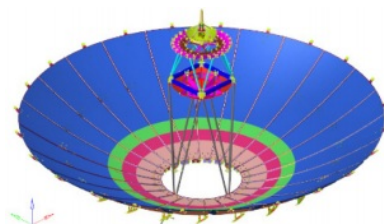


Fig. 2. Deployed configuration of deployable antenna

본 논문에서는 이러한 위성체의 특성을 고려하여 고강성의 탄소 섬유 및 허니콤 소재를 적용한 샌드위치 복합재로 전개형 반사판 안테나의 주반사판을 설계 및 분석하였다.

고성능의 주반사판 제작을 위해 Facesheet에 적용되는 탄소섬유는 강성이 500 GPa 이상인 우주용 고강성 탄소섬유인 YSH70A로 선정하였으며, 샌드위치 허니콤 코어는 경량화를 위해 밀도가 낮은 아라미드 재질의 코어인 ECK 4.8 코어를 적용하였다[11].

주반사판의 성능 향상 및 경량화를 위해 샌드위치 복합재 Facesheet의 적층 패턴 및 허니콤 코어의 설계도 매우 중요하며, 본 논문에서는 이를 변수로 하여 각 케이스에 대한 구조설계 및 해석을 수행하였다.

2.3 Facesheet 설계에 따른 주반사판 성능 분석

직교이방성 재료인 복합소재는 일방성의 금속재료와 달리 적층각도에 따라 구조체의 기계적 특성이 상이할 수 있다.

본 논문에서는 우주급 고강성 탄소섬유를 평직하여 제조된 YSH70A Fabric 소재를 적용하였으며, 복합재료 주반사판은 허니콤 샌드위치 코어를 적용한 샌드위치 복합재로 제작한다고 가정하였다. 샌드위치 복합재란 샌드위치

허니콤 코어를 기준으로 상, 하부에 CFRP Laminate Facesheet가 존재하는 구조물이다.

Facesheet 적층 패턴에 따른 구조체의 성능을 비교하기 위해 샌드위치 복합재의 코어는 동일한 아라미드 코어로 가정하였다.

Table 1과 같이 복합재 주반사판의 적층 각도를 변수로 하여 [0, 30, 45, 90]deg의 적층 각도가 적용된 5가지 경우를 선정하였으며, 각 Case에 대한 기계적 성능을 비교하기 위해 CLT(Classical Laminate Theory)를 통해 적층판의 물성을 계산하였다[12].

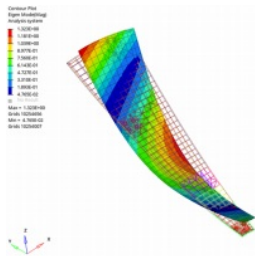
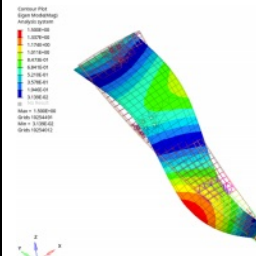
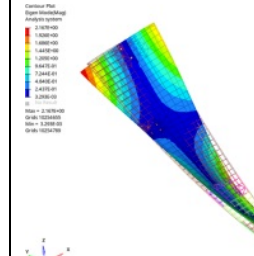
각 적층 각도에 따른 1, 2방향 강성(E_1 , E_2), 전단강성(G_{12}), 포아송비(ν_{12}), 굽힘강성(E_{fx} , E_{fy})을 계산한 결과, [0/90] 적층 패턴을 적용한 Case#1.2는 1, 2 방향 강성이 높게 계산되었으나, 전단 강성이 상대적으로 낮게 계산되었다. [45/-45] 적층 패턴을 적용한 Case#1.3는 전단강성이 G_{12} 가 기타 적층 패턴에 비해 높게 계산되었으나, 1, 2방향 강성(E_1 , E_2)이 기타 적층 패턴에 비해 50% 이상 낮게 계산되었다.

이론식을 통해 계산된 강성을 비교한 결과 [0/45] 적층 패턴을 적용한 Case#1.1 및 [0/30] 적층 패턴을 적용한 Case#1.4의 축 방향 강성 및 전단 강성이 평균적으로 높게 계산되었다.

Table 1. Laminate stacking sequence and effective modulus

Case	Stacking Sequence	Effective Modulus (unit : Pa)					
		E_1	E_2	G_{12}	ν_{12}	E_{fx}	E_{fy}
#1.1	[0/45/ $\overline{\text{core}}$] _s	2.09E+09	2.09E+09	5.28E+08	0.31559	4.85E+08	4.85E+08
#1.2	[0/90/ $\overline{\text{core}}$] _s	2.93E+09	2.93E+09	1.01E+08	0.040141	6.91E+08	6.91E+08
#1.3	[45/-45/ $\overline{\text{core}}$] _s	6.2E+08	6.42E+08	9.55E+08	0.78949	1.13E+08	1.13E+08
#1.4	[0/30/ $\overline{\text{core}}$] _s	2.34E+09	2.34E+09	3.22E+08	0.2339	5.46E+08	5.46E+08
#1.5	[30/-30/ $\overline{\text{core}}$] _s	1.48E+09	1.48E+09	6.43E+07	0.51638	3.28E+08	3.28E+08

Table 2. Results of modal analysis for laminate

Case	Stacking Sequence	Natural Frequency		
		Flexural 1 st mode	Flexural 2 nd mode	Torsional 1 st mode
#1.1	[0/45/ $\overline{\text{core}}$] _s			
#1.2	[0/90/ $\overline{\text{core}}$] _s	30.75Hz	70.22Hz	41.73Hz
#1.3	[45/-45/ $\overline{\text{core}}$] _s	16.15Hz	48.75Hz	57.97Hz
#1.4	[0/30/ $\overline{\text{core}}$] _s	28.28Hz	76.39Hz	80.03Hz
#1.5	[30/-30/ $\overline{\text{core}}$] _s	24.37Hz	71.94Hz	116.95Hz

2.4 Facesheet 적층 패턴에 따른 모드해석

각 Case별(#1.1~#1.5) 적층 각도에 대한 반사판 안테나의 모드 형상 및 고유진동수를 계산하기 위해 Hypermesh V2022 및 Optistrut를 사용하여 모드해석을 수행하였다.

주반사판에 적용된 복합재 Facesheet는 2D Shell (CQUAD4), 허니콤 코어는 3D Solid(CHEXA) 요소로 모델링하였다. 적층 패턴에 따라 계산되는 고유진동수를 상대적으로 비교하기 위해 구속조건이 없는 free-free 조건으로 모드해석을 수행하였다.

모드해석 결과는 Table 2와 같다. 모드해석 결과 적층 패턴에 따라 고유진동수 차이가 있는 것을 알 수가 있다. 특히 Case#1.2의 경우에는 굽힘 모드에 대한 고유진동수는 높고 비틀림 모드에 대한 고유진동수는 크게 낮은 특성을 보이고 있으며, 이는 Table 1에서 보는 바와 같이 전단 강성이 상대적으로 낮은 것에 기인하는 것으로 판단된다.

2.5 Facesheet 적층 패턴 결정

앞에서 언급한 바와 같이 [0/90] 적층 패턴을 적용한 Case#1.2의 1차 굽힘 모드(Flexural mode)에 대한 고유진동수가 30.75 Hz로 가장 높게 계산되었으나, 비틀림 모드(Torsional mode)에 대한 고유진동수는 현저히 낮게 계산되었다.

[0/45] 적층 패턴을 적용한 Case#1.1의 2차 굽힘 모드가 78.09 Hz로 가장 높게 계산되었으며, 비틀림 모드는 [-30/30] 적층 패턴을 적용한 Case#1.5가 116.95 Hz로 가장 높게 계산되었다.

각 고유진동수가 평균적으로 높게 계산된 Case#1.1의 [0/45] 패턴이 전개형 반사판 안테나의 주반사판에 적용될 적층 패턴에 가장 적합한 것으로 판단되었다.

2.6 Honeycomb Core 설계에 따른 주반사판 성능 분석

본 논문에서는 적층 각도에 따른 주반사판의 성능 분석을 통해 전개형 반사판 안테나의 복합재 샌드위치 주반사판 적층 각도를 [0/45]로 선정하였다. 전개형 반사판 안테나의 단위 주반사판은 부채꼴 형상의 구조이며, 안테나 주반사판 전개 시 무게중심(CoG) 위치와 인접한 주반사판 끝단 부분이 전개 장치(힌지)와 연결된다(Fig. 2).

전개형 반사판 안테나 전개 이후, 위성체 거동에 대한 주반사판의 강성은 전개 장치(힌지)와 연결되는 주반사판 끝단 부분의 강성이 지배적일 것으로 판단하였다. 이에 따라 주반사판의 경량화 및 성능 극대화를 위해 주반사판을 Fig. 3과 같이 4개의 part로 구분하였다. 안테나의 CoG 위치와 인접한 반사판 끝단 부분인 part 1의 Facesheet는 상-하단 각 8 ply, 반사판 외곽 부분인 Part 4의 Facesheet는 상-하단 각 2 ply로 안테나의 C.G.와 가까워 질수록 복합재 적층 반복 횟수가 증가하는 형상의 주반사판을 가정하였다.

허니콤 코어는 경량 아라미드 코어인 ECK 4.8 코어를 선

정하였으며, 코어의 기본 두께는 16 mm로 가정하였다. Fig. 3과 같이 주반사판에 비교적 밀도가 높은 코어를 균일하게 적용하는 경우(Case#2.1), 주반사판에 비교적 밀도가 낮은 코어를 균일하게 적용하는 경우(Case#2.2), 주반사판을 4개의 Part로 분할하여 각 Part에 밀도가 다른 코어를 적용하는 경우(Case#2.3) 및 각 Part에 두께가 다른 코어를 적용하는 경우(Case#2.4)에 대한 비교분석을 수행하였다.

각 코어 설계 안에 대한 상대적인 비교를 위해 Facesheet는 동일한 적층 패턴 및 소재로 가정하였으며, 주반사판 단위 모델에 대해 무게 및 고유진동수를 비교하여 안테나 성능 향상에 유리한 허니콤 코어 설계를 선정하였다.

각 허니콤 코어 설계(Case#2.1~Case#2.4)에 따른 반사판 안테나의 무게 및 고유진동수를 계산하였다. 위성체 운용 상태를 가정하여 전개 장치와 연결되는 부분에 6자유도 구속 조건을 입력하였으며(Fig. 4), Case 별 무게 및 모드해석 결과는 Table 3과 같다.

모드해석 결과, 저밀도 코어를 적용한 Case#2.2 및 Part별 밀도가 다른 코어를 적용한 Case#2.3의 고유진동수가 상대적으로 높게 계산되었다.

하지만 Case#2.3는 밀도가 상이한 Core를 접착하여 제작하는 공정이 추가되고, 품질관리 측면에서 24개 주반사판

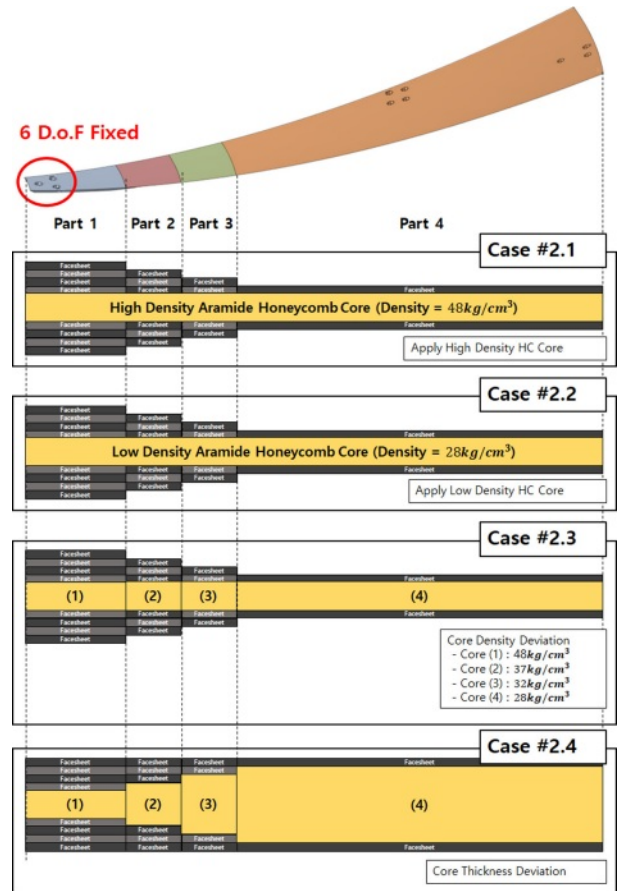


Fig. 3. Main reflector design under honeycomb core

Table 3. Results for modal analysis under honeycomb core

Case	#2.1	#2.2	#2.3	#2.4
Mass	2.725	2.487	2.512	2.714
1 st Mode Frequency	3.66	3.86	3.89	3.59
2 nd Mode Frequency	11.29	11.95	11.97	10.96
Manufacturability	10	10	6	6

의 구조적 특성을 동일하게 제작하기 어려운 문제점이 있을 수 있다. 이를 고려하여 각 조건에 대해 제작성 평가 항목을 검토하였으며, 제작성은 샌드위치 복합재를 제작하는 공정에 대한 편의성을 나타낸 수치로, #2.3, #2.4와 같이 허니콤 코어가 상이한 소재를 적용할 경우 각 코어 간 접착 공정이 추가되면서 발생할 수 있는 공정 변수를 고려하여 기타 설계(안)에 비해 40% 낮은 제작성능을 가정하였다.

각 설계안에 대해 무게, 강성 및 제작성을 종합적으로 고려하였을 때 Table 3에서 보는 바와 같이 저밀도 코어를 균일 적용한 Case#2.2 설계안이 전개형 반사판 안테나의 주 반사판 허니콤 코어에 가장 적합한 설계로 나타났다.

3. 전개형 반사판 안테나 성능 분석

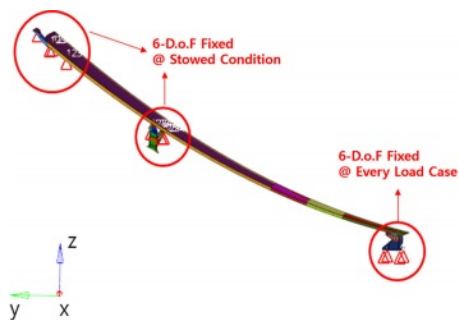
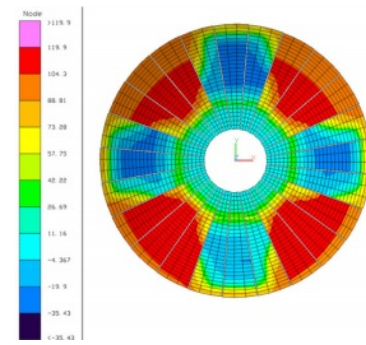
3.1 주반사판 상세 해석

앞에서 가정한 복합재 주반사판 Facesheet의 적층패턴 및 코어 설계를 기반으로 주반사판 단위모델에 대한 모드해석, 정적 구조해석 및 열탄성 해석을 수행하였다.

상대적인 성능 비교를 위해 고밀도 코어를 적용한 Case#2.1와 저밀도 코어를 적용한 Case#2.2에 대한 해석을 수행하였다.

모드해석은 주반사판이 발사 과정에서 수납된 조건(Stowed Condition)과 궤도에서 전개된 후 운용되는 전개 조건(Deployed Condition)에 대해서 수행하였다. 두 조건 모두 전개장치 하단에 6 자유도를 모두 구속하는 것으로 가정하였으며, 개념설계 단계에서 주반사판의 설계 변수에 대한 영향을 확인하기 위해 전개장치는 강제 조건으로 가정하였다.

단, 수납 조건의 경우는 주반사판 상단 및 중단이 별도의 체결장치로 구속되는 것을 고려하여 상단 및 중단 위치에

**Fig. 4.** Boundary condition for main reflector**Fig. 5.** Thermal gradient contour under on-orbit condition

6자유도 구속조건을 추가하였다(Fig. 4).

정적 구조해석은 지상에서 1G의 하중을 받는 구조체가 우주 궤도에 도달하여 무중력(0G) 조건이 되었을 때를 가정하여 수행하였다.

중력 가속도의 변화로 인하여 안테나 반사면 형상이 변형될 수 있으며, 이에 따라 안테나 성능 등 변화를 최소화하기 위해 구조해석을 통해 안테나의 변형을 정량적으로 분석하였다. 이 해석을 위하여 전개 조건과 동일하게 힌지 부분에 6자유도 구속조건을 입력하였으며, z방향으로 1G의 중력이 가해지는 조건에 대한 구조해석을 수행하여 주 반사판 끝단의 z방향 최대변위를 비교하였다.

열 하중 해석에 대한 입력 조건은 Fig. 5와 같다. 위성체는 운용 도중 태양과의 위치, 거리 및 임무 조건에 따라 저온부터 고온까지 다양한 열 하중이 작용할 수 있다. 본 논문에서는 위성체 운용 중 온도 구배가 크게 발생하는 최악 고온 조건(Worst Hot Condition)을 가정하여 구조해석을 수행하였다. 구조해석을 통해 주반사판 z방향 변위에 대한 RMS(Root Mean Square) 값을 비교하였다[13].

각 조건에 대한 해석 결과는 Table 4와 같다. Case#2.2는 Case#2.1에 비해 무게가 약 8.8% 감소되는 것을 확인하였다. 모드해석 결과, 전개형 반사판 안테나의 전개 상태에 대한 고유진동수 요구조건(3 Hz 이상)을 모두 만족하였으며(Fig. 6), 구조적 관점에서 저밀도 코어로 구성된 Case#2.2 주

Table 4. FEa results of petal scale structural analysis

	#2.1	#2.2
Mass [kg]	2.725	2.487
1 st modal Frequency [Hz] (Stowed)	93.42	97.94
2 nd modal Frequency [Hz] (Stowed)	123.24	130.95
1 st modal Frequency [Hz] (Deployed)	3.66	3.84
2 nd modal Frequency [Hz] (Deployed)	11.29	11.77
Maximum Displacement @ 1G [m]	-2.09E-05	-1.89E-05
RMS Displacement @ Thermal Gradient [m]	9.49E-04	8.59E-04

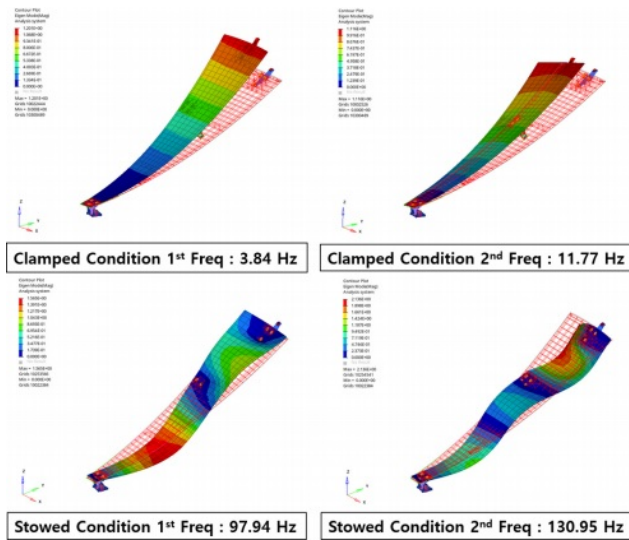


Fig. 6. Modal analysis for low density Core Model(#2.2)

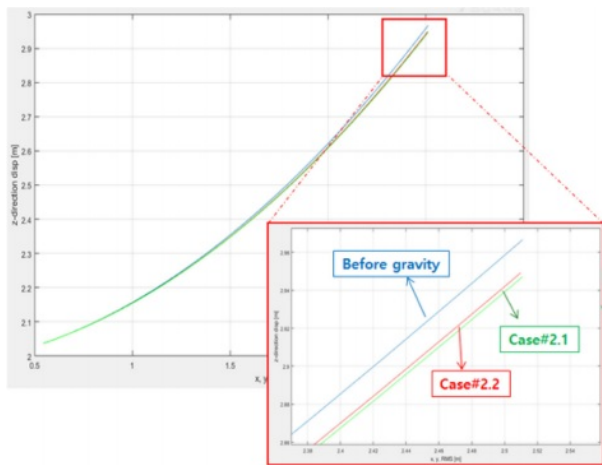


Fig. 7. 1G release analysis result

반사판의 성능이 상대적으로 높게 계산된 것을 확인하였다.

샌드위치 복합재의 기계적 물성은 탄소섬유 복합재로 구성된 Facesheet의 물성 및 허니콤 코어의 두께에 비례한다. 이에 따라 기계적 물성 및 밀도가 상대적으로 낮은 Case#2.2를 적용하여 샌드위치 복합재를 제작할 경우 강성 감소비율보다 무게 감소비율이 더 높아 고유진동수가 높게 계산된 것으로 판단된다.

1G 조건에 대한 구조해석 결과는 Fig. 7과 같다. 단위 주반사판 모델 전개 형상에 대해 z방향으로 1G 하중을 입력하였으며, 저밀도 및 고밀도 코어에 대한 주반사판 끝단의 z방향 변위를 계산하였다.

Case#2.1은 1G 중력에 대한 끝단의 변위가 -2.09×10^{-5} m로 계산되었으며, Case#2.2는 -1.89×10^{-5} m로 계산되어 고밀도 코어의 변위에 비해 상대적으로 낮게 계산되었다.

저밀도 코어로 구성된 주반사판의 정적 하중에 대한 강

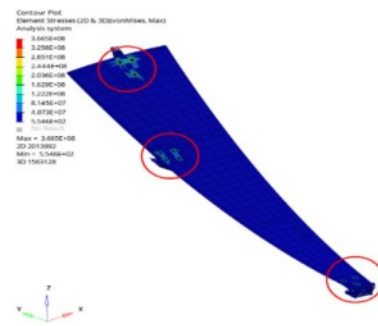


Fig. 8. Stress concentration under thermal gradient condition

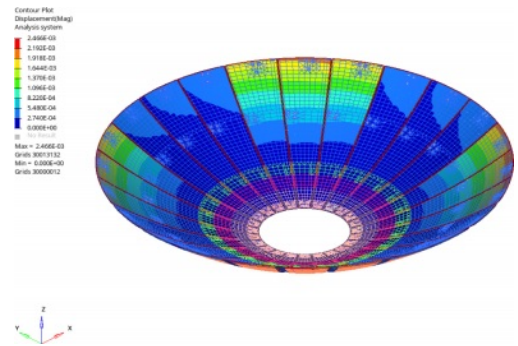


Fig. 9. Deflection under thermal gradient condition

성이 고밀도 코어로 구성된 주반사판보다 낮지만, 무게가 감소됨에 따라 동일한 중력 조건에서 구조체에 가해지는 하중이 감소하여 저밀도 코어로 구성된 주반사판의 변위가 낮게 계산된 것으로 판단된다.

열 하중에 대한 구조해석 결과 Case#2.1의 RMS는 9.49×10^{-4} m, Case#2.2의 변위는 8.59×10^{-4} m로 계산되었으며, 저밀도 코어로 구성된 주반사판의 RMS 변위값이 상대적으로 낮게 계산되었다.

단위 주반사판에는 Fig. 8과 같이 중심 부분에 티타늄 재질의 힌지, 상단부에 발사체 탑재 조건에서 안테나 구속을 위한 티타늄 재질의 구속부품 및 알루미늄 재질의 인서트로 구성되어 있다. 열 구배 조건에 대한 구조해석 결과, 열 하중에 의해 발생하는 인서트 부 최대 응력은 366.65 MPa로 인서트 허용 강도에 대해 안전계수를 확보할 수 있는 것으로 확인되었다.

주반사판을 구성하는 각 재료의 열팽창 계수는 코어의 밀도와 관계없이 동일하나, 이종 재료로 구성된 구조물은 열 하중이 작용할 때 열팽창 계수가 상이한 재료의 접촉지점에서 반력 및 응력 집중이 발생하게 된다. 주반사판에 대한 열변형 해석 결과, 강성이 낮은 저밀도 코어로 구성된 Case#2.2 주반사판의 반력이 상대적으로 적게 발생하여 열 하중에 대한 변위가 작게 계산된 것으로 판단된다.

3.2 안테나 조립체 상세 해석

본 절에서는 단위 주반사판에 대해 수행한 분석 및 해석

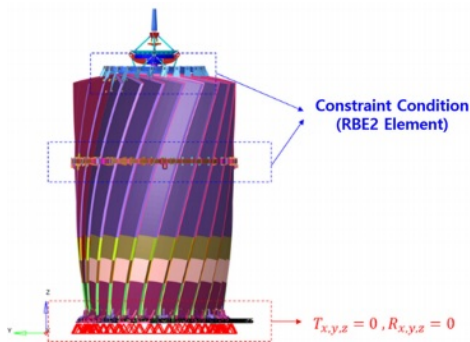


Fig. 10. Boundary condition for stowed model

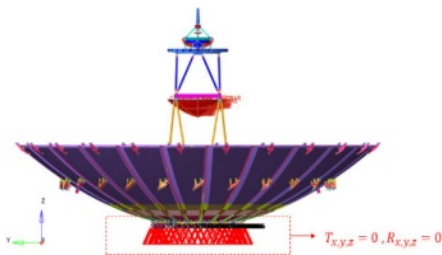


Fig. 11. Boundary condition for deployed model

결과를 토대로 총 24개의 주반사판이 결합된 전개형 반사판 안테나 조립체에 대한 기계/구조적 특성을 분석하였다.

안테나 조립체에 적용되는 단위 주반사판의 형태는 상대적으로 열적/구조적 특성이 우수한 Case#2.1 및 Case#2.2 두가지 경우로 가정하였으며 두 가지 경우 모두 전개형 반사판 안테나를 구성하는 부품을 포함하여 안테나의 무게 요구조건(110 kg 이하)를 만족하는 것을 확인하였다. 각각의 단위 주반사판으로 구성된 안테나 조립체에 대해 모드 해석과 정적(Static) 하중조건에 대한 강도해석을 수행하였으며 우주궤도상에서 위성체 운용 및 기동에 의하여 안테나 조립체에 미치는 동적인 특성을 분석하였다.

모드해석의 경우 단위 주반사판에 대한 구조해석 조건과 동일하게 발사체 탑재조건인 ‘안테나 Stowed 조건’과 우주궤도 운용조건인 ‘안테나 Deployed 조건’에 대해 상세 분석을 수행하였다. 각 조건에 대한 형상 및 구속조건은 Fig. 10, 11과 같다.

위성체는 발사 과정에서 다양한 하중에 노출되며, 일반적으로 100 Hz 이하의 저주파 대역에서 인가되는 정현파 진동(Sinusoidal Vibration)에 대한 구조적 안전성은 준정적(Quasi-static)하중으로 변환하여 구조안전성을 판단할 수 있다. 본 논문에서는 발사체 발사 조건에서 작용하는 하중을 준정적 하중으로 모사하여 X, Y, Z 각 축에 하중이 복합적으로 작용하는(X, Y, Z Combination Load(=15G)) 조건에 대한 구조해석을 수행하였다.

위성체는 궤도 운용 중 특정 지역에 대한 Spotlight 촬영이 요구될 수 있으며[16], 이를 위해서는 높은 수준의 각속

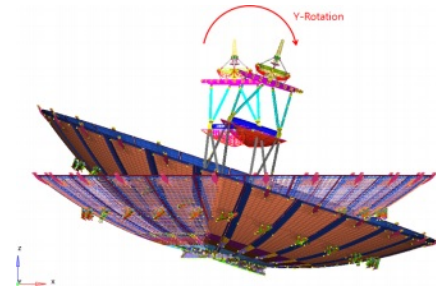


Fig. 12. Attitude control configuration

도로 자세를 제어하는 고기동 거동이 필요하다. 고기동 거동에 따라 위성체는 특정 축에 대해 (+) 방향 또는 (-) 방향으로 기동할 수 있다. 위성체의 고기동 거동은 안테나 주반사판부의 진동을 유발하며, 이러한 진동에 의해 안테나 촬영 임무 수행 간 획득되는 영상 품질이 저하될 수 있다.

본 논문에서는 위성체 운용 중 Cooler, Gimbal Appendages 등 외란 발생원에 의한 미소진동을 매우 작다고 가정하였으며, 주반사판의 설계에 따라 위성체 기동 이후 발생하는 진동의 영향성을 판단하기 위해 동적 구조해석을 수행하였다[17].

아라미드 재료의 고밀도 및 저밀도 코어를 적용한 모델에 동일한 자세 제어 입력 함수 및 템핑 계수를 입력하여 코어 물성에 따른 고기동 조건의 진동 거동을 상대적으로 비교하였다.

안테나 전체 모델의 고기동 거동에 대한 동적 구조해석은 Fig. 12와 같이 y축을 기준으로 3초동안 기동하는 조건을 가정하여 구조해석을 수행하였다. 주반사판 설계에 따른 동적 특성을 상대적으로 비교하기 위해 임의의 하중을 입력하여 고기동 거동을 모사하였다. 동적 구조해석에 소요되는 시간을 고려하여 0~7초 동안의 위성체 거동에 대한 동적 구조해석(Dynamic transient analysis)을 수행하였으며, 고기동 조건에 의해 변위가 가장 크게 발생하는 단위 주반사판의 최대 변위를 상대적으로 비교하였다. 고기동 거동 이후 진동에 대한 주반사판 설계별 영향성을 비교하기 위해 위성체 기동 종료 후, 약 4초간의 안정화 시간에 대한

Table 5. FEA results of full scale structural analysis

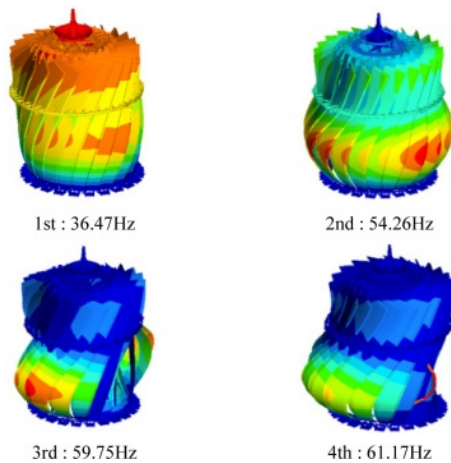
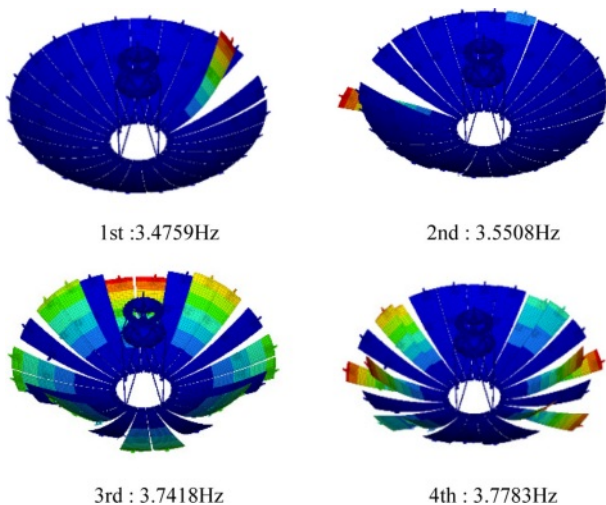
	#2.1	#2.2
Mass ; Full Scale [kg]	100.250	94.538
1 st modal Frequency [Hz] (Stowed)	35.38	36.47
2 nd modal Frequency [Hz] (Stowed)	51.76	54.26
1 st modal Frequency [Hz] (Deployed)	3.345	3.475
2 nd modal Frequency [Hz] (Deployed)	3.410	3.550
Quasi-static MOS @ Facesheet (SF = 2)	0.52	0.67
Quasi-static MOS @ Honeycomb Core (SF = 2)	4.81	6.98
RMS Displacement @ Attitude Control	1.390E-05	1.198E-05

Table 6. Quasi-static analysis and MOS for Case#2.1 ; High density honeycomb core applied

[unit : MPa]	Case#2.1 ; High Density Core Model (Disp_max: 2.835mm)				MOS (Margin of safety)			
Laminate	$\sigma_{1,Tensile}$	56.70	$\sigma_{1,Comp}$	-39.92	$\sigma_{1,Tensile}$	2.47	$\sigma_{1,Comp}$	0.52
	$\sigma_{2,Tensile}$	37.85	$\sigma_{2,Comp}$	-33.29	$\sigma_{2,Tensile}$	4.19	$\sigma_{2,Comp}$	0.82
	σ_{Shear}	1.54			σ_{Shear}	6.31		
Core	L-dir.	0.129	W-dir	0.077	L-dir.	4.81	W-dir	8.74
	thickness-dir.		0.013		thickness-dir.		56.69	

Table 7. Quasi-static analysis and MOS for Case#2.2 ; Low density honeycomb core applied

[unit : MPa]	Case#2.1 ; High Density Core Model (Disp_max: 2.835mm)				MOS (Margin of safety)			
Laminate	$\sigma_{1,Tensile}$	50.87	$\sigma_{1,Comp}$	-36.15	$\sigma_{1,Tensile}$	2.86	$\sigma_{1,Comp}$	0.67
	$\sigma_{2,Tensile}$	32.83	$\sigma_{2,Comp}$	-29.71	$\sigma_{2,Tensile}$	4.99	$\sigma_{2,Comp}$	1.04
	σ_{Shear}	1.44			σ_{Shear}	6.81		
Core	L-dir.	0.097	W-dir	0.054	L-dir.	6.98	W-dir	12.89
	thickness-dir.		0.009		thickness-dir.		92.75	

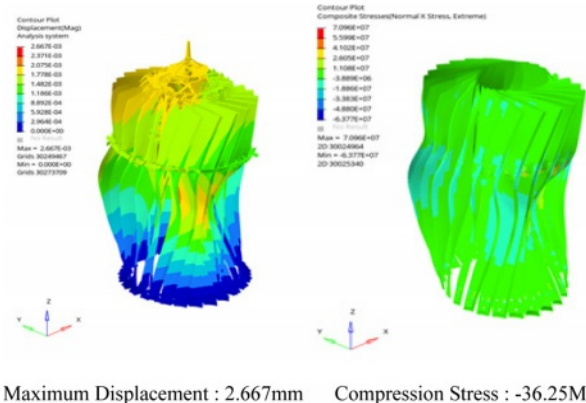
**Fig. 13.** Modal analysis results for stowed condition(#2.2)**Fig. 14.** Modal analysis results for deployed condition (#2.2)

z방향 변위 RMS 값을 계산하였다.

주반사판의 특성에 따른 안테나 성능 관련 구조해석 결과는 Table 5와 같다.

어떠한 주반사판을 적용하더라도 모두 안테나 무게 요구조건인 110 kg 이하를 만족하였으나, 저밀도 코어로 구성된 주반사판(Case#2.2)을 적용하는 경우 고밀도 코어로 구성된 주반사판(Case#2.1)을 적용한 경우 대비 안테나 조립체의 전체 무게가 약 5.7% 감소되어 경량화 성능이 상대적으로 우수한 것으로 확인되었다.

모드해석 결과, 두 가지 형상의 주반사판 모두 발사체 탑재 조건에 대한 고유진동수 요구조건(33 Hz 이상) 및 전개 상태에 대한 고유진동수 요구조건(3 Hz 이상)을 모두 만족하였으며, 저밀도 코어로 구성된 주반사판(Case#2.2)을 적용하는 경우 상대적으로 고유진동수가 높은 것으로 나타났다. 이는 저밀도 코어를 적용한 모델이 강성 감소비율보다 무게 감소비율이 더 높아 고유진동수가 높게 계산된 것

**Fig. 15.** Quasi-Static analysis results for deployed condition full model(#2.2)

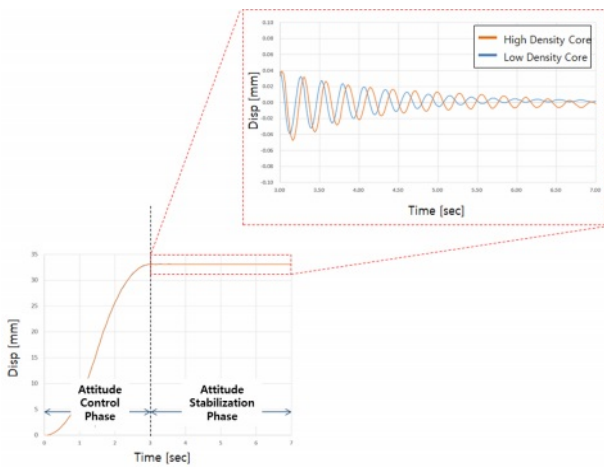


Fig. 16. Displacement under attitude control analysis(dynamic analysis)

으로 판단된다. 저밀도 코어로 구성된 주반사판(Case#2.2)을 적용하는 경우에 대한 모드해석 결과는 Fig. 13, 14와 같다.

정적 하중에 대한 구조해석 결과는 Table 6, 7, Fig. 15와 같다. 탄소섬유 복합재의 특성 및 공정변수를 고려하여 안전 계수(Safety Factor)는 2로 가정하여 구조해석을 통해 계산된 각 방향별 응력과 탄소섬유 복합재 및 허니콤 코어의 방향별 강도에 대해 Maximum stress theory를 적용하여 구조체의 안전여유(Margin of Safety)를 계산하였다.

구조해석 결과, 준정적 하중에 대해 두 모델 모두 구조적으로 안전함을 확인하였으며, 저밀도 코어로 구성된 주반

사판(Case#2.2)을 적용하는 경우 변위가 상대적으로 작고 MOS가 크게 계산되었다. 탄소섬유 및 허니콤의 방향별 MOS를 비교하였을 때, 탄소섬유 복합재로 구성된 Facesheet의 1방향 압축 하중에 대한 MOS가 가장 낮게 계산되어, 실제 준정적 하중이 크게 작용할 경우 탄소섬유복합재 Facesheet 1방향 압축 거동으로 파손이 발생할 것으로 판단된다.

주반사판의 특성에 따라 위성체 기동이 안테나 조립체의 동적 특성에 미치는 영향을 분석한 결과는 Fig. 16과 같다. 위성체 기동을 위해 3초간 위성체에 자세 제어 방향으로 각속도가 작용하게 되며, 위성체 기동 이후 주반사판에는 진동이 발생하고 3초 이후 고밀도 및 저밀도 코어의 주반사판 끝단의 변위를 비교하였다.

동적 거동에 대한 변위(u)는 감쇠비(ξ)와 고유진동수(ω_0)를 통해 계산되며, 감쇠비는 질량 및 강성에 반비례한다.

Case#2.2는 질량 감소비율이 강성 증가비율보다 높아 Case#2.1에 비해 감쇠비가 높게 계산되며, 이에 따라 동적 거동에 대한 RMS값이 감소하는 것을 확인하였다.

위성체 자세 안정화 시점 z방향 변위에 대한 RMS값을 계산한 결과, 고밀도 코어를 적용한 Case#2.1 모델은 1.390E-05m, 저밀도 코어를 적용한 Case#2.2 모델은 1.198E-05m로 밀도가 낮은 코어를 적용한 모델의 감쇠 성능이 RMS 변위 기준 약 13% 우수한 것을 확인하였다.

감쇠 성능이 높은 주반사판을 적용할 경우 고기동 이후 발생하는 진동을 안정화 하는 시간이 단축되어 영상 획득 시간 및 촬영 횟수를 추가확보가 가능하여 위성체의 성능을 향상시킬 수 있다.

Table 8. Results of deployable antenna structural analysis

Analysis Case			Case#2.1 ; High Density Honeycomb Core	Case#2.2 ; Low Density Honeycomb Core	Performance Improve Ratio
Petal Scale	Mass ; 1 Petal [kg]		2.725	2.487	8.73%
	Modal (Clamped)	1st mode [Hz]	3.66	3.84	4.92%
		2nd mode [Hz]	11.29	11.77	4.25%
	Modal (Stowed)	1st mode [Hz]	93.42	97.94	4.84%
		2nd mode [Hz]	123.24	130.95	6.26%
	Gravity(1G)	Disp. max [m]	-2.09E-05	-1.89E-05	9.57%
Full Scale	Thermal Expansion	Disp. z_RMS[m]	9.49E-04	8.59E-04	9.58%
	Mass ; Full scale		100.250	94.538	5.70%
	Modal (Deployed)	1st mode [Hz]	3.345	3.475	3.89%
		2nd mode [Hz]	3.410	3.550	4.11%
	Modal (Stowed)	1st mode [Hz]	35.38	36.47	3.08%
		2nd mode [Hz]	51.76	54.26	4.83%
	Quasi-static (15G)	Facesheet MOS (SF=2)	0.52 ($\sigma_{1,Comp}$)	0.67	8.73%
		Core MOS (SF=2)	4.81 (σ_{Shear})	6.98	8.73%
	Jitter	RMS[m]	1.390E-05	1.198E-05	13.81%

3.3 전개형 반사판 안테나 설계, 해석 결과 분석

전개형 반사판 안테나 주반사판에 적용될 우주용 고강성 탄소섬유의 적층 패턴에 대한 Case study 결과, 1, 2차 굽힘 모드에 대한 고유진동수 및 1차 비틀림 모드에 대한 고유진동수가 높은 [0/45] 적층 패턴을 적용하는 것이 주반사판 성능향상에 효과적일 것으로 판단하였다.

이후 선정된 적층 패턴을 적용하여 허니콤 코어 설계에 대한 고유진동수 해석을 수행하였으며, 공정 및 성능을 고려하여 저밀도 코어를 균일 적용한 설계안이 전개형 반사판 안테나의 주반사판 허니콤 코어에 가장 적합한 설계로 판단되었다.

단위 주반사판 및 안테나 전체 모델에 대한 구조해석 결과는 Table 8과 같다. 밀도가 낮은 허니콤 코어를 적용함에 따라 안테나 전체 구조체 기준 고밀도 허니콤 코어를 적용하는 모델에 비해 약 5.7%의 경량화가 가능하였으며, 위성체 전체적인 성능도 향상되는 것을 확인하였다.

본 연구에서 적용한 저밀도 코어는 고밀도 코어에 비해 허니콤 코어 자체의 기계적 물성이 약 50% 낮다. 하지만 기계적 물성이 낮은 허니콤 코어를 적용하였음에도 구조체의 강성이 감소되는 비율보다 무게가 감소되는 비율이 높아 고유진동수가 증가한 것으로 판단되었다. 또한 구조체의 무게가 감소함에 따라 중력이 작용할 때 구조체에 가해지는 하중이 감소하며, 동적 특성이 향상되어 준정적 하중, 열 하중 및 동적 하중에 대한 구조적 성능이 증가하는 것으로 판단되었다.

4. 결 론

본 논문에서는 전개형 고안정 반사판 안테나의 복합재 주반사판에 대해 우주용 고강성 탄소섬유 및 아라미드 허니콤 코어를 적용하여 복합재 적층 설계 및 재료 물성에 따른 주반사판의 구조적 성능을 분석하였다.

주반사판을 기준으로 저밀도 허니콤 코어를 적용한 모델이 고밀도 코어를 적용한 모델에 비해 약 8.8%의 경량화가 가능할 것으로 계산되었으며, 24개의 주반사판을 포함한 전체 안테나 조립체 기준으로는 약 5.7%의 경량화 효과가 있는 것으로 판단되었다. 위성체 발사 및 운용 환경에서 작용할 수 있는 하중을 고려하여 고유진동수, 준정적 하중, 열 하중 및 동적 하중에 대한 구조해석 결과, 저밀도 코어를 적용한 모델의 구조적 성능이 상대적으로 높다는 것을 확인하였다.

고밀도 코어에 비해 기계적 물성 및 밀도가 상대적으로 낮은 저밀도 코어를 적용하여도, 샌드위치 복합재의 구조적 성능은 탄소섬유 복합재로 구성된 Facesheet의 물성 및 허니콤 코어의 두께에 비례한다. 또한 샌드위치 복합재 주반사판에 강성 및 밀도가 낮은 코어를 적용할 경우 강성 감소비율 보다 무게 감소비율이 높아 고유진동수, 준정적 하

중, 동적 하중 및 열 하중에 대해 구조적 성능이 향상되는 것을 확인하였다.

추후에는 전개형 고안정 반사판 안테나를 구성하는 전개구조물, 주구조물 등 기타 구조물에 대한 설계 및 구조해석을 수행하여, 전개형 반사판 안테나 전체 모델에 대한 설계를 수행할 예정이다. 이후 결정된 설계안에 대해 국산화 기술을 적용하여 복합재 샌드위치 주반사판 및 안테나를 제작하며, 실험을 통한 설계 검증 및 평가를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 2021년 방위사업청의 제원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(20-207-B00-011-001).

REFERENCES

1. Maheshwaraa, U., Bourell, D., and Conner, S.C., "Design and Freeform Fabrication of Deployable Structure with Lattice Skins", *Rapid Prototyping Journal*, Vol. 13, No. 4, 2007, pp. 213-225.
2. Footdale, J.N., and Banik, J., "Design and Deployment Testing of the Multi-arm Radial Composite(MARCO) Reflector Antenna", *3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*, 2016.
3. Petrie, G., "Current & Future Spaceborne SAR Systems", *International Scientific & Technical Conference*, Sep. 2008.
4. Manfred, S., and Reiner, B., "Development Summary and Test Results of a 3 Meter Unfurlable CFRP Skin Antenna Reflector", *The 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, 2003, pp. 145-151.
5. Alberto, M., Di Cicco, L., Riccardo, R., and Davide, S., "Large Reflector Technologies at TAS-1", *3rd International Conference Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas*, 2018.
6. JAXA, "Epsilon Launch Vehicle User's Manual", 2016.
7. ILS, "Proton Launch System Mission Planner's Guide", 2009.
8. Arianespace, "Vega C User's Manual", 2018.
9. Arianespace, "Ariane 6 User's Manual", 2021.
10. Kim, T.H., Kim, D.Y., Suh, J.E., Han, J.H., Lee, J.E., and Jung, H.Y., "Vibration Analysis of SAR Antenna Reflectors During Satellite Maneuver", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 2, 2020, pp. 225-231.
11. Andrew, Q., "Design Allowables Re-evaluation of Ten Composite Materials; Mechanical Testing and Porosity Examination of M55J Fabric Coupons", *Space Systems/Loral*, June, 2013.
12. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, New York, 1975. *Scientific & Technical Conference*, Sep. 2008.
13. Park, T.Y., Kim, S.Y., Yi, D.W., Jung, H.Y., Lee, J.E., Yun, J.H., and Oh, H.U., "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, 2021, pp. 433-444.
14. Rochblatt, D.J., and Seidel, B.L., "Microwave Antenna Holography", *IEEE Transactions on Microwave Theory and Tech-*

niques, Vol. 40, No. 6, 1992, pp. 1294-1300.

15. Ruze, J., "Antenna Tolerance Theory—a Review", *Proc. IEEE*, Vol. 54, No. 4, 1966, pp. 633-640.
16. Kim, S., Song, C.M., Lee, S.H., Song, S.C., and Oh, H.U., "Design and Performance of X-Band SAR Payload for 80kg Class Flat-Panel-Type Microsatellite Based on Active Phased Array Antenna", *Aerospace*, Vol. 9, 2022, 213.
17. Kwon, S.C., Jo, M.S., and Oh, H.U., "Experimental Validation of Fly-wheel Passive Launch and On-Orbit Vibration Isolation System by Using a Superelastic SMA Mesh Washer Isolator", *International Journal of Aerospace Engineering*, 2017, pp. 1-16.