

論文

적층된 외피를 갖는 샌드위치로 구성된 위성체 안테나 시스템의 모드 해석과 파손안전성 판별

오세희*, 한재흥**, 오일권*, 신원호*, 김친곤***, 이인****, 박종흥**

Modal Analysis and Failure Safety Estimation for the Satellite Antenna System Composed of Sandwich Structure with Laminated Face Sheet

Se-Hee Oh*, Jae-Heung Han**, Il-Kwon Oh*, Won-Ho Shin*,
Chun-Gon Kim***, In Lee****, and Jong-Heung Park**

ABSTRACT

The satellite system experiences severe mechanical loads during the launch period. Therefore, the positive margin of safety of the satellite system must be demonstrated for every possible mechanical loading conditions during the launch period. This paper presents modal and stress analysis results due to quasi-static loads for the satellite antenna system. The failure tendency for the sandwich construction of the satellite antenna system has been studied with various lamination angles of unidirectional prepreg.

초 록

위성체 시스템은 발사 과정중에 매우 극심한 하중상태에 놓이게 된다. 따라서 위성체 시스템의 구조적 안정성을 보장하기 위하여 발사 과정중에 시스템에 발생할 수 있는 모든 하중상태에 대해서 위성체 시스템 모든 부분의 안전율(M.S. : Margin of Safety)는 양의 값이 되어야 한다. 본 논문은 위성체 안테나 시스템의 동적 특성을 분석하기 위하여 모드해석을 수행하였고, 준정적 하중이 시스템에 부과될 때 응력해석 결과를 나타내었다. 위성체 시스템 제작에 사용된 샌드위치 구조물에 대한 파손경향을 조사하였고, 샌드위치 구조물의 외피를 일방향 프리프레그를 다양한 각도로 적층하여 구성하였을 때 시스템의 거동변화를 관찰하였다.

1. 서 론

전세계적으로 통신 사용량의 증가에 따라 통신위성을 발사하는 국가와 그 횟수가 증가하고 있다. 통신위성에 탑재되는 통신관련 장비는 크게 나누어 안테나와 중계기(송수신기)로 구성된다. 통신 위성용 안테나는 위성 본체 내부에 주로 탑재되는 다른 탑재체들과는 달리 위성 본체 외부로 돌출되어 있어 발사 및 운용 시 극심한 기계/우주환경 하

중을 받게 된다. 안테나와 같은 통신 위성 탑재물들은 한번 발사되면 다시 수리가 되지 않는 구조물이므로 이러한 과도한 하중 상태에서 구조적 안전성이 보장되어야 한다. 위성 안테나에 가장 가혹한 기계적 하중이 가해지는 시기는 바로 발사체에 탑재되어 우주로 발사되는 시기이다.

위성이 발사 단계에서 접하게 되는 하중 조건은 발사체의 가속에 의한 준정적 하중, 천이성 저주파 진동, 음압 하중, 그리고 발사체 이륙, 단 분리, 위성체와 발사체간의 분리

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 대학원

** 한국전자통신연구원 통신위성개발센터

*** 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 교신저자(E-mail:cgkim@kaist.ac.kr)

**** 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

등에서 발생하는 충격 하중 등이 있다. 본 연구는 통신 위성 안테나 구조물을 개발하기 위한 기초적인 연구로서 구조물의 진동이나 음압 하중 해석에 필수적으로 연관되는 진동 모드의 경향을 파악하였다. 그리고 발사체의 가속에 의한 준정적 하중이 작용할 때 각 부재별 안정성을 판별하였다.

본 연구의 목적은 위성 안테나 구조물의 모드 해석과 안정성 판별로 구조물의 기본적인 특성을 파악한 뒤 구조물을 효율적으로 개선시키기 위해 구조물에 사용된 샌드위치 구조물의 면재(face sheet)에 다양한 적층각의 일방향 프리프레그 조합을 사용하여 원하는 진동 모드와 보다 가볍고 안정적인 시스템을 구성하고자 하는 것이다.

2. FE 모델과 경계조건

2.1 유한요소모델

Fig. 1에 위성 안테나 시스템의 유한요소 모델을 나타내었다. Fig. 1에 보인 안테나는 옴셋 이중 반사판 안테나로, 사용 주파수 대역은 Ka (30/20 GHz) 대역이다. 안테나의 기하학적 형상은 참고 문헌 [1]에 소개된 바와 같이 전기적 특성 해석을 통하여 결정되었다. Pre-processor는 MSC/PATRAN을 사용하였으며, 사용한 요소는 ABAQUS에서 제공하는 2차원 쉘 요소로서 3절점 요소인 S3R과 4절점 요소인 S4R이다. 전체 요소 수는 2153개였으며, 전체 절점 수는 2053개였다.

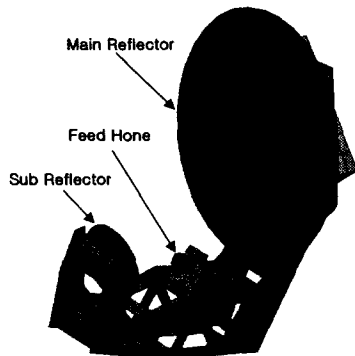


Fig. 1 FE modeling for the antenna system.

2.2 경계조건

Fig. 2에는 안테나 시스템의 경계 조건을 나타내었다. 본 연구에서 다루는 안테나는 위성의 Nadir 패널에 고정되는 팬넬 탑재형 안테나로 위성 본체에 대해 고정 지지된다. 안테나 구조물과 위성 본체의 열적/기계적 정합은 특별히 제작된 4개의 bracket을 사용하여 이루어지나, 안테나의 구조적 해석을 위해서는 이 네 곳에 고정 지지 경계조건을 부과하는 것이 타당하다.

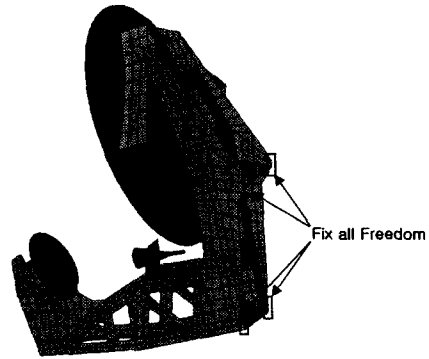


Fig. 2 Boundary condition for the antenna system.

3. 재료선택과 요구조건

3.1 재료선택

최근 발사되는 통신 위성용 안테나 구조물은 경량화 및 강성 조건을 동시에 만족시키기 위하여 샌드위치 구조물이 많이 사용된다. 우주 환경에서의 열변형을 최소화하기 위해 면재는 주로 탄소계열의 복합재료를 사용하였고, 심재(core)는 알루미늄 또는 Kevlar 하니콤 구조가 널리 사용된다.

당초 설계된 Ka 대역 안테나 구조물 (이하 기준 구조)은 심재로 Hexcel, Inc.의 HRH49-1/4-2.1를 사용하였다. 샌드위치 구조물은 대부분의 하중을 면재가 지지하므로, 전체 시스템의 거동에서 면재의 역할이 매우 중요하다. 기준 시스템의 주반사판과 지지부, 부반사판 등에는 탄소계열의 Xn50A/RS-3가 면재로 사용되었고, 타워패널부분에는 Kevlar계열의 Kevlar49/Ex1515가 사용되었다.

Table 1에는 기준 구조에 사용된 재료의 기계적 물성을 나타내었다[3]. 면재는 모두 직조형식으로 제조된 것으로 0.254mm의 두께를 갖는다. 면재의 특성을 살펴보면 Kevlar 면재가 밀도는 낮아서 무게 감소 효과는 있지만, 압축 강

도가 상대적으로 매우 낮은 것을 알 수 있다.

Table 1 Material properties for base system

	Face sheet		Core
	Xn50A/RS-3	Kevlar49/ Ex1515	HRH49-1/ 4-2.1
E (MPa)	70330	19310	174.4
G (MPa)	25370	5240	19.58(L) 7.31(W)
ν	0.32	0.334	-
ρ (kg/m ³)	1600	1450	33.62
X _t (MPa)	194.9	252.3	-
X _c (MPa)	99.3	38.6	0.69
S (MPa)	82.7	102	0.21

Table 2 Material properties for various unidirectional Gr/Ep prepreg

	Torayca (P3051)	SKC USN- 1250	HFG125NS	T300/5208
Stiffness (Modulus unit : GPa)				
E ₁	127.9	134	141.1	137.8
E ₂ , E ₃	9.4	10.3	8.65	10
G ₁₂ , G ₁₃	4.2	5.5	5.45	5.5
G ₂₃	3.1	3.2	4.23	4.1
ν_{12} , ν_{13}	0.28	0.33	0.3	0.3
ν_{23}	0.52	0.53		0.6
Strength (Unit : MPa)				
X _t	1726	1758	1682.2	1498
X _c	1051		1078	1489
Y _t , Z _t	61	52	74.5	65
Y _c , Z _c	141	207	132.1	200
S	61	52	103.6	86
Density (kg/m ³)				
ρ	1520	-	1500	1540

직조된 면재는 제조시 그 강성과 강도가 결정되어 버리므로 시스템이 요구하는 강성과 강도를 만족시키기 위해서는 이에 적합한 물성의 재료를 선택하거나 두께를 변화시키는 수 밖에 없다. 그러나 일방향 프리프레그(Unidirectional prepreg)를 사용하면 이들을 다양하게 적층하여 여러가지 특성을 지니는 재료를 제조할 수 있으므로 시스템의 요구조건을 만족시키는데 많은 편리성을 지니고 있다. 따라서 본 연구에서는 Kevlar면재가 사용된 부분을 탄소 계열의

일방향 프리프레그를 사용하여 다양한 적층각으로 적층하여 구성하였을 때 거동변화를 살펴보았다. Table 2에는 면재에 사용가능한 여러가지 일방향 복합재의 기계적 물성들을 나타내었다. 각 재료의 특성을 살펴보면 HFG 125NS의 상대적 강성과 강도가 비교적 높은 값을 지니며, 밀도 또한 낮은 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 HFG 125NS를 샌드위치 구조물의 면재로 사용하여 해석을 수행하였다.

3.2 요구조건

본 연구에서는 안테나의 진동 모드 해석과 발사 시 준정적 하중을 고려한 관성 하중에 대한 정적 해석을 수행하였다. 위성 안테나의 고유 진동수는 버스체와의 동적 연성과 밀접하게 관계되므로 시스템 차원에서 요구하는 최소 고유진동수보다 크도록 설계되어야 한다. 본 연구에서 다루는 Ka대역 안테나 모델의 경우에는 구조물의 고유진동수가 45Hz 이상이어야 한다.

관성력의 부과를 위한 하중 조건은 x, y, z의 각 방향으로 30g라는 가속도 조건이 부과되었다. 지구를 탈출하는 로켓의 속도는 5g 이하이다. 그러나 로켓내부의 탑재체는 외부로부터의 진동에 의하여 부분적으로 매우 높은 가속도가 부과되기도 한다. 비행 모델의 하중 시험 조건은 각 방향 24g이나 인증 모델의 경우 안전계수(S.F.) 1.25를 부과하여 30g의 가속도를 부과하여 시험하고 구조 설계 시에도 30g의 하중을 고려한다.

관성력에 의한 준정적 해석시 요구조건은 시스템에서 발생한 응력으로 인한 안전율 (Margin of Safety)이 0보다 큰 값을 가져야 한다. 본 연구에서는 샌드위치 구조물의 면재와 심재에 대하여 다음과 같은 안전율 식을 사용하였다. 본 연구에서는 모든 안전계수를 1.25로 동일하게 적용하였다[3,5].

• Face sheer:

$$M.S._{facesheet} = \frac{1}{I_{T_{sai-Wa}} \times S.F.} - 1 \tag{1}$$

• Core:

$$M.S._{core} = \frac{\tau_{transverse, strength}}{\tau_{transverse, analysis} \times S.F.} - 1 \tag{2}$$

$M.S._{facesheet}$: Margin of safety for facesheet.

$M.S._{core}$: Margin of safety for core.

$I_{Tsai-Wu}$: Tsai-Wu index.

$\tau_{transverse, strength}$: Transverse shear strength.

$\tau_{transverse, analysis}$: Transverse shear stress result.

4. 기준구조물의 해석결과

4.1 모드해석

Fig. 3에는 직조된 면재를 사용한 기준 구조의 모드 형상을 나타내었다. 시스템의 첫번째 고유진동수는 48.1 Hz로서 요구조건인 45 Hz를 만족함을 알 수 있다. 모드해석의 결과에서 시스템의 6번째 변형모드에서 피드혼(feed hone)의 지지부가 변형되는 현상이 나타났다.

피드혼은 전파의 송수신에 직접적으로 관련되는 매우 중요한 부분이다. 따라서 이러한 변형모드가 시스템에 발생하지 않도록 추가적인 보강이 필요하다. 시스템의 7번째 진동모드에서는 주반사판의 셸(shell)모드가 나타났다.

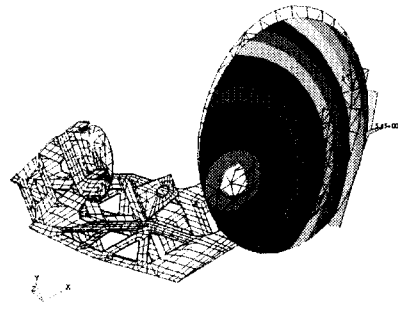
4.1.1 피드혼 보강모델

피드혼은 전파의 송수신에 매우 중요한 부분이므로 피드혼부분에 발생하는 변형은 바람직하지 않다. 기준구조물의 모드해석 시 6번째 모드에서 피드혼의 지지부가 변형하는 모드가 발생하였다. Fig. 4에는 피드혼의 지지부를 보강한 형상을 나타내었고 Fig. 5에는 보강된 구조물의 피드혼 부분의 변형모드를 나타내었다. 보강된 구조물은 피드혼 지지부의 변형모드가 고유 진동수 180 Hz, 10번째 모드로 지연됨을 확인할 수 있었다.

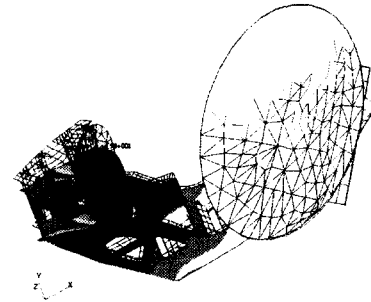
4.2 준정적해석

Fig. 6에는 각 방향에 대한 변형형상을 나타내었다. Y방향의 하중에 대해서 4.58 mm의 최대 변위가 발생하였다.

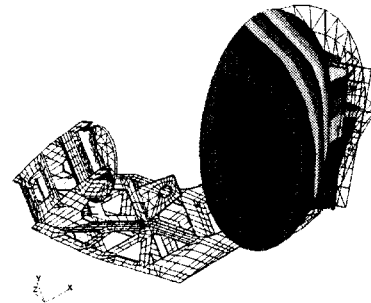
Table 3에는 각각의 하중에 대하여 면재와 심재에서의 안전율을 나타내었다. 결과를 보면 y방향의 하중에 대해서 면재의 안전율이 (-)값을 나타냄을 알 수 있다. 안전율이 (-)인 부분은 전체 구조물을 고정 지지하는 bracket부분이다. 이러한 파손이 발생하는 이유는 이 부분의 외피로 사용된 재료인 Kevlar49/Ex1515의 면내 압축강도가 다른 재료에 비하여 현저히 떨어지기 때문이다. Kevlar49/Ex1515의 밀도는 다른 재료에 비하여 낮은 값을 가져 무게 감소 효과가 있지만, 면내 압축강도가 현저히 떨어지므로 이 부분은 다른 재료로 전환하는 것이 안전하다고 생각된다.



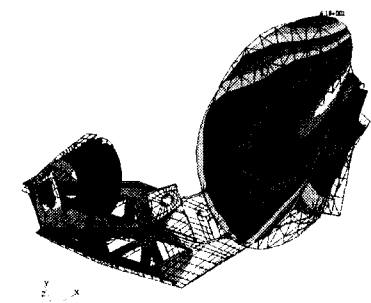
(a) 1st mode shape. (48.1 Hz)



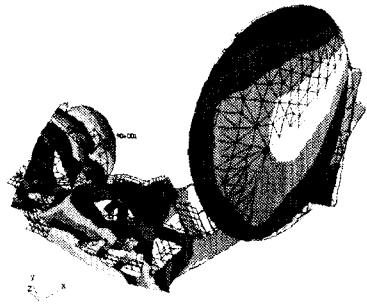
(b) 2nd mode shape. (56.6 Hz)



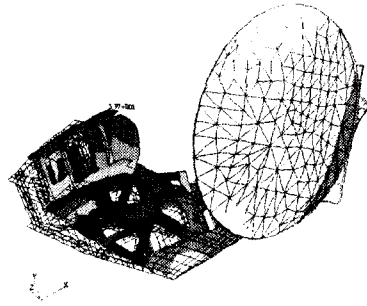
(c) 3rd mode shape. (69.2 Hz)



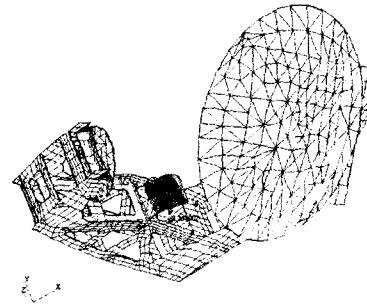
(d) 4th mode shape. (72.7 Hz)



(e) 5th mode shape. (74.1 Hz)



(f) 6th mode shape. (83.6 Hz)



(g) 7th mode shape. (112.8 Hz)

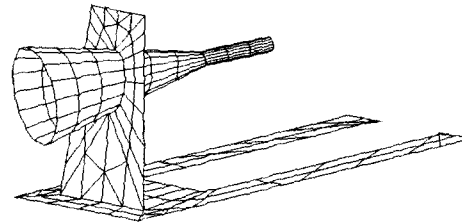
Fig. 3 Mode shape of original system.

Table 3 Margin of safety of base system for quasi-static loads in each direction

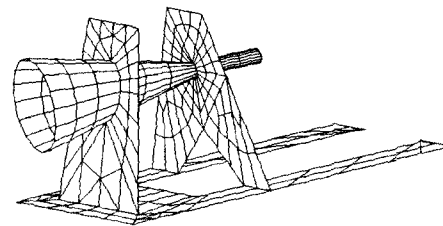
	X-dir	Y-dir	Z-dir
Face sheet	0.64	-0.42	1.59
Core	7.33	1.15	7.16

5. 외피적층각 변화에 따른 해석결과

기존 시스템의 지지구조물에 면재로 사용된 Kevlar49/Ex 1515의 낮은 면내 압축강도로 인하여 시스템의 파손 경향이 발생하였다. 따라서 시스템의 안정성을 보장하고, 보다 효율적인 시스템을 구성하기 위하여 주반사판과 지지부, 부반사판등을 제외한 전체 시스템 지지부의 샌드위치 구조물에 사용되는 면재를 3장에서 선택한 HFG 125NS를 사용하여 다양한 적층각으로 적층하여 구성하였다.



(a) Base model.



(b) Reinforced model.

Fig. 4 Feed hone part reinforced model.

5.1 적층각 구성

기본적인 적층각의 구성 원리는 직교 이방성과 면내 준 등방성 특성을 지니도록 구성하는 것이다. 면재의 두께는 기존 시스템과 거의 동일한 0.25mm로 구성하였다. 모든 면재는 대칭으로 적층하였으며 0°, ±45°, ±60°, 90°의 적층각을 조합하여 사용하였다. 사용한 적층각의 조합은 Table 4와 같다.

Table 4의 적층각을 살펴보면 (1), (2)번과 같이 0°, 90°층만을 사용한 경우는 면내 특성이 직교 이방성적인 특성을 지니게 된다. 이때 한 ply의 두께는 0.0625 mm가 된다.

(3), (4), (6)번의 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 을 사용한 적층각은 면내 특성이 완벽하게 준동방성 성질을 지니며 ply의 두께는 0.03125 mm이다. (5)번과 같이 0.03125mm의 ply를 $0^\circ, \pm 60^\circ$ 의 적층각으로 적층하면 면내 준동방성 성질은 조금 줄지만, 무게를 줄일 수 있는 장점이 있다. 무게를 줄일 수 있는 또 다른 방법은 심재의 두께를 줄이는 방법이다. 기존 시스템의 심재는 13mm와 6mm 두께의 심재가 사용되었으나, (6)번 해석의 경우에는 10mm와 5mm로 심재의 두께가 줄었을 때 구조물의 무게 감소와 거동변화를 살펴보았다.

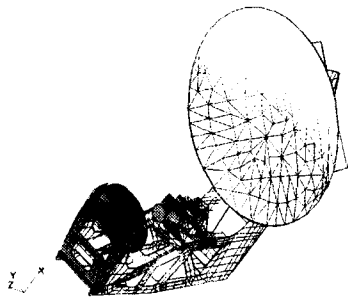
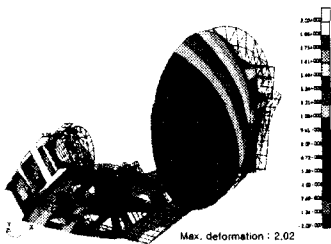
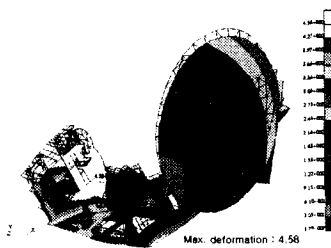


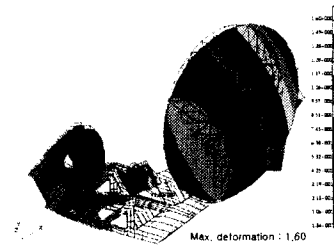
Fig. 5 Mode shape of feed hone part. (10th mode : 180.2 Hz)



(a) X-direction



(b) Y-direction



(c) Z-direction

Fig. 6 Deformation shape for each load case.

Table 4 Analysis case for laminated face sheet

Lamination angle	Core thickness(mm)
(1) [0/90]s	13mm and 6mm
(2) [90/0]s	13mm and 6mm
(3) [0/45/90/-45]s	13mm and 6mm
(4) [0/45/-45/90]s	13mm and 6mm
(5) [0/60/-60]s	13mm and 6mm
(6) [0/45/90/-45]s	10mm and 5mm

5.2 모드해석

Table 5에는 각 경우에 대한 고유진동수와 그에 따른 모드 형상의 종류를 나타내었다. 모든 결과가 45Hz이상으로서 요구 조건을 만족하며, 전체적으로 기존 시스템에 비하여 높은 고유진동수를 가짐을 알 수 있다. 이는 기존 시스템에 비하여 구조 강성이 증가하였음을 의미한다.

5.3 준정적 해석

Table 6에는 y방향으로 30g의 준정적 하중이 주어질 때 각 적층 방법에 대한 면재와 심재에서의 안전율 결과를 나타내었다. 기존 시스템의 결과에서 알 수 있었듯이 구조물이 y방향에 대하여 넓은 평판의 형상을 하고 있어서 y방향의 하중에 대해서 가장 취약한 특성을 지니고 있었다. 모든 최대 응력은 구조물의 고정 지지부에서 발생하였다. 고정 지지부의 구조물들을 일방향 프리프레그를 사용하여 적층판으로 구성하였을 때 기존 시스템에서 발생한 파손경향은 나타나지 않았다. 이는 기존 시스템에 사용된 Kevlar면재의 낮은 면내 압축강도로 인하여 압축응력에 취약한 특성을 압축하중에 우수한 특성을 지니는 재료로 교체함으로써 인해 시스템이 구조적으로 보강되어 발생한 결과이다. 전

체적으로 해석결과는 매우 안정적인 경향을 나타내었다. 이는 30g라는 가속도는 매우 큰 값이지만, 전체 구조물의 무게가 매우 적어 시스템에는 파손을 유발시킬 정도의 관성력이 발생하지 않기 때문이다.

면재와 심재의 두께를 줄인 경우 전체적인 무게는 0.2-0.25kg정도가 감소되었다. 안전율은 그와 함께 조금 떨어지거나 오히려 증가하였다. 즉 현재 해석한 경우에 대해서는 시스템이 기계적으로는 매우 안정적인 상태이며, 각 부분별로 면재와 심재의 재료나 적층각조합, 두께변화등을 고려한 최적화를 수행하면, 전체적인 요구조건을 만족시키며 더 가벼운 효율적인 구조물의 설계가 가능하다고 생각한다.

하였으나, 준정적 하중에 대해 bracket과 같이 응력이 집중되는 부위에 대해서는 안정적인 경향을 나타내주지 못하였다. 이러한 문제점의 해결을 위하여 구조물의 고정 지지부에 일방향 프리프레그를 다양한 각도로 적층한 면재를 사용하여 샌드위치 구조물을 구성한 경우에 대하여 해석을 수행하였다. 자유 진동 해석에 대해서는 모두 요구 조건을 만족하였으며, 준정적 하중에 대해서도 해석 결과가 안전한 것으로 나타났다. 위성 안테나 개발을 위해서는 본 연구에서 다룬 하중 이외에 사인 진동에 의한 하중, 음압 진동에 의한 하중 등을 추가로 고려하여야 하고, 기계적 하중 외에 우주 궤도 환경에서의 환경 하중에 대한 영향에 대해서도 연구되어야 할 것이다. 안테나 구조를 구성하는 샌드위치 구조의 면재와 심재에 대한 두께, 적층각등을 변수로 최적화를 수행하면 이와 같은 여러 가지 요구 조건을 효율적으로 만족시키는 설계가 가능하리라 생각된다.

Table 5 Natural frequency for each lamination case (Unit : Hz)

	1 st	2 nd	3 rd	4 th	5 th
Base	48.1(a)	56.6(b)	69.2(c)	72.7(d)	74.1(e)
(1)	59.1(b)	64.9(a)	86.4(e)	94.1(d)	101.9(g)
(2)	59.1(b)	64.9(a)	86.4(e)	94.1(d)	101.9(g)
(3)	66.4(b)	74.3(a)	103.3(d)	105.3(e+f)	107.1(e+f)
(4)	66.4(b)	74.3(a)	103.3(d)	105.3(e+f)	107.1(e+f)
(5)	63.1(b)	70.5(a)	95.8(e+f)	99.3(f)	100.5(d)
(6)	60.6(b)	72.3(a)	89.6(f)	99.5(d)	104.6(g)

* (a)-(g) : Mode shape type from Fig. 3.

Table 6 Margin of safety for y-direction inertial load and mass of each lamination case

	Face sheet	Core	Mass (kg)
Origin	-0.42	1.15	2.79
(1)	4.16	1.99	2.84
(2)	4.16	1.99	2.84
(3)	4.76	2.36	2.84
(4)	4.76	2.36	2.84
(5)	4.03	2.2	2.61
(6)	5.2	2.3	2.66

참고문헌

- 1) 한재홍, 윤소현, 엄만석, 박종홍, 이성팔, “통신방송위성용 안테나 개념 설계,” 한국항공우주학회 추계학술발표대회 논문집, 2000, pp. 195-199.
- 2) Tom Bitzer, *Honeycomb Technology*, Chapman & Hall.
- 3) *Hexcel Honeycomb*, Hexcel Corporation.
- 4) 이인 외, *인공위성 구조설계 및 동역학/제어 설계*, 인공위성 기술 단기 강좌, 한국항공우주학회, 1997.
- 5) Jack R. Vinson, Ph. D., P.E., *The behavior of sandwich structures or isotropic and composite materials*, Technomic Pub.

6. 결론

통신위성 안테나 구조 개발을 위한 기초 연구로서 기계적 구조 해석에 대한 방법을 정립하고, 진동 모드 해석과 준정적 하중에 대한 각 구조 부분들에 대한 안전율을 계산하였다. 본 연구에서 비교 기준으로 삼았던 직조된 면재를 사용한 기준 안테나 시스템은 고유 진동수의 조건은 만족