

## 論文

## 위성 안테나 구조물의 자유진동 및 정현파 강제 진동 해석

신원호\*, 오일권\*, 한재홍\*\*\*, 오세희\*, 이인\*\*+, 김천곤\*\*, 박종홍\*\*\*

Free Vibration and Forced Sinusoidal Vibration Analysis  
for Satellite Antenna StructuresWon-Ho Shin\*, Il-Kwon Oh\*, Jae-Hung Han\*\*\*, Se-Hee Oh\*,  
In Lee\*\*+, Chun-Gon Kim\*\*, and Jong-Heung Park\*\*\*

## ABSTRACT

This paper deals with finite element analysis for free vibration and forced sinusoidal vibration of Ka- and Ku-band antenna structures using MSC/NASTRAN. The structures are designed to satisfy minimum resonance frequency requirement in order to decouple the dynamic interaction of the satellite antenna with the spacecraft bus structure. The large mass method was utilized to analyze output acceleration according to the forced sinusoidal vibration inputs in X-, Y- and Z- directions. The analysis results can also be used for verification experimental planning of satellite antenna.

## 초 록

본 논문은 MSC/NASTRAN을 사용하여 Ka 와 Ku 대역 위성 탑재형 안테나 구조물의 자유진동현상 및 정현파 강제 진동 응답에 대한 유한요소해석을 수행하였다. 안테나 구조물과 위성 버스체간의 동적 연성을 피하고, 기본 강성 조건을 입증하기 위해 최소 고유진동수 조건을 만족하도록 설계하였다. 정현파 강제 진동의 경우, Large mass 방법을 사용하여 기저 진동형태로 해석하였고, X-, Y-, Z- 축에 대해 독립적으로 입력 가속도에 대한 응답 가속도들을 관찰하였다. 유한요소 해석을 통해 얻어진 결과들은 실제 위성 안테나 검증 실험에 있어서 검증 및 비교 자료로 사용될 수 있고, 시험 계획 수립에도 응용될 수 있다.

## 1. 서 론

위성체는 일반적으로 지상환경, 발사환경, 궤도환경에 노출되며 이 환경들에서 안정성이 보장되어야 한다. 지상환경은 위성이 발사되기 이전에 제작, 조립, 시험, 운반, 저장 등의 과정에서 겪게되는 모든 외부환경을 말하고 위성이 발사체에 실려 발사된 후부터 정상궤도에 진입을 완료할 시점까지의 환경을 발사환경이라 한다.

발사환경에서 위성은 발사체로부터 극심한 소음 및 진

동, 가속도에 의한 하중, 발사체 단 분리에 의한 충격과 대기압에서 진공상태로의 급격한 압력의 변화를 경험하게 된다. 이런 다양한 형태의 하중들은 발사 후 30분내에 집중되기 때문에 발사 환경 고려가 위성체 구조 설계에 있어 가장 중요한 부분 중 하나라 할 수 있다.

위성체는 일단 궤도에 올라가게 되면 보수나 수리가 어려움으로 다양한 형태의 외부환경을 구조적으로 견뎌내야 하고 구조적 안정성이 확보되어야한다. 그러기 위해서 이러한 환경 조건을 위성체에 걸리는 하중으로 모사하여 엄밀

\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 대학원

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

\*\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

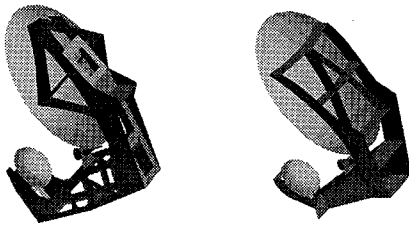
\*\*\* 한국전자통신연구원 통신위성개발센터

한 유한요소해석을 수행하는 것은 매우 중요하다.

본 연구에서는 MSC/NASTRAN을 이용하여 자유 진동 및 강제 진동에 관하여 위성시험 요구조건에 따른 안테나 시스템의 구조적 안정성 확보에 관한 유한요소해석을 수행하였다.

## 1.1 해석 안테나 시스템의 구성

Fig. 1은 본 연구에서 해석한 Ku와 Ka 대역 안테나 시스템의 기본 구성이다. 두 안테나 모두 그레고리안 탑재형 이중 반사판 안테나 형태로 설계하였다. Ku 대역 안테나의 경우, 부반사판 지지부 상단에 무지향성 옴니 안테나가 추가로 부착되게 설계하였다.



(a) Ka band antenna. (b) Ku band antenna.

Fig. 1 Dual reflector antenna systems.

주반사판과 부반사판, 그리고 RF 급전부의 위치는 요구 주파수 대역과 출력이 정해지면 결정된다[1]. Fig. 2에 표시된 것처럼, 포물선(주반사판)의 초점과 급전부의 위치가 타원(부반사판)의 두 초점이 되게 설계한다. 요구 조건을 만족시키도록 설계된 주반사판과 부반사판, 급전부의 형상 변수를 Table 1에 정리하였다.

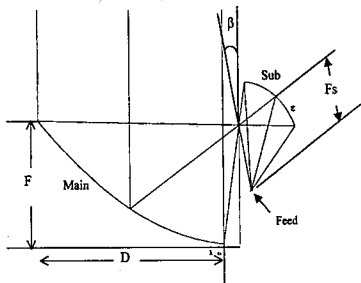


Fig. 2 Geometry parameters of antenna system.

일단 주반사판과 부반사판, RF 급전부의 위치가 결정되면 서로를 고정시켜주는 지지 구조물의 역할이 중요하게 된다. 안테나 구조물은 높은 구조적 비강도와 강성을 갖고, 무게를 최소화하기 위해 주로 강성이 높은 복합재 면재와 밀도가 낮은 심재로 이루어진 샌드위치 형태로 제작된다. 샌드위치 구조는 심재의 낮은 밀도로 인하여 무게가 매우 작으면서도 구조적으로 복합하중을 효과적으로 분산시키는 특성을 갖고 있다[2].

Table 1 Main parameter of dual reflector antenna

Parameter	Ku	Ka
D (mm)	1500	900
F (mm)	800	500
$\beta$	12	10
$\epsilon$	0.44	0.45
Fs (mm)	450	300

## 2. 물성치 특성 및 해석 기법

### 2.1 샌드위치 구성

위성 안테나용 구조 형태는 경량화와 열적 치수 안정성을 위해 하나씩 샌드위치 구조를 사용한다. Ku와 Ka 대역 위성 안테나 구조 해석에 사용된 재료와 두께 치수를 Table 2에 정리하였다.

반사판의 경우, 구조적인 특성상 면재로, 방향성이 없는 fabric 계열을 사용한다. 지지 구조물도 제작상의 용이성에 의해 fabric을 면재로 사용하지만 설계 최적화를 위해 적층을 하는 경우도 있다. 면재와 심재로는 Koreasat3 제작 시에 사용된 재료(Table 3)들을 사용하는 것으로 가정하였다.

Table 2 Information of sandwich construction for antenna structures

Ka-Band Antenna		Ku-Band Antenna	
Ref. & fixer	XN50A/RS-3 0.254mm (face) HRH 49-1/4-2.1 6.53mm (core)	Reflector	XN50A/RS-3 0.254mm (face) HRH 49-1/4-2.1 6.53mm (core)
Tower Panels	Kevlar49/Ex1515 0.254mm (face) HRH 49-1/4-2.1 13.6mm (core)	Tower Panels	Kevlar49/Ex1515 0.254mm (face) HRH 49-1/4-2.1 13.6mm (core)
RF horn	Al	RF horn	Al

Table 3 Material properties

	E (MPa)	G (MPa)	$\nu$	$\rho$ (Kg m <sup>3</sup> )	Comp Str (MPa)	Tens Str (MPa)	Shear Str (MPa)
XN50A/RS-3	70330	25370	0.32	1600	99.28	194.9	82.74
Kevlar49/Ex1515	19310	5240	0.33	1450	38.61	252.3	102.0
HRH49-1/4-2.1	174.44 (comp)	19.58(L) 7.308(W)		33.6	0.689		0.207

## 2.2 유한요소 모델 구성

RF 설계조건을 만족하는 주반사판과 부반사판, 급전부의 크기와 위치 등 안테나의 전반적인 형상 결정을 한 후, 각 부를 연결하는 지지부를 설계하였다. 이렇게 설계된 3차원 Solid 모델을 2차원 쉘(Shell) 모델로 변환시켰다. 샌드위치 모델의 경우 두께 방향으로 면재, 심재, 면재의 순으로 적층된 적층판으로 간주하여 해석하였다. 변환시킨 모델에 대한 유한 요소를 생성한 후, 자유진동해석을 수행한 결과가 요구 사항을 만족되지 않는 경우, RF 설계 부분은 고정된 채 지지부의 설계부분을 변경한 뒤 다시 위의 과정을 다시 반복하였다. Fig. 3에 최종으로 해석한 Ka와 Ku모델의 유한요소정보와 경계조건을 나타내었다.

전체 질량은 Ka대역 안테나 구조의 경우 3.378 Kg, Ku 대역 안테나의 경우에는 5.657 Kg로 계산되었다. 그러나 실제 위성 안테나의 전체 질량은 접합부의 보강 구조 및 각종 조인트와 브래킷 등에 의해 계산된 값보다는 다소 큰 값을 갖게 된다.

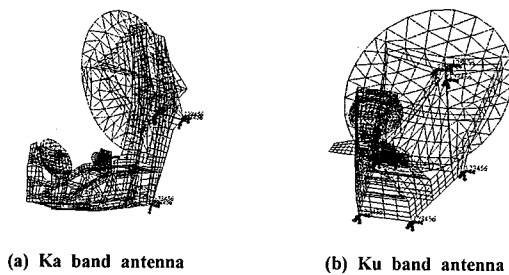


Fig. 3 FE data of antenna systems for models.

## 2.3 정현파 강제진동

정현파 진동은 랜덤 음향 진동에 비해 위성체에 가하는 동적 하중의 크기는 작지만 위성체 구조물과 공진을 일으

킬 수 있으므로 반드시 고려되어야 하는 문제이다. 위성체 및 주요 부품에 대한 강제 진동 해석의 경우, 몇몇의 해석 결과들이 보고되어지고 있으나[3], 안테나 구조물의 경우에는 발표된 연구결과들이 거의 없다.

Table 4 Sinusoidal vibration levels applied to antenna module

AXIS	Qualification		Protoflight		Flight	
	Freq(Hz)	Level (g)	Freq(Hz)	Level (g)	Freq(Hz)	Level (g)
X	5-17	0.5in D.A.	5-16	0.5in D.A.	5-14	0.5in D.A.
	17-35	7.5	16-35	6.3	14-35	5.0
	35-60	8.0	35-60	6.6	35-60	5.3
	60-90	5.5	60-90	4.6	60-90	3.7
	90-100	2.6	90-100	2.1	90-100	1.7
Y, Z	5-15	0.5in D.A.	5-14	0.5in D.A.	5-12.5	0.5in D.A.
	15-25	6.0	14-25	5.0	12.5-25	4.0
	25-50	3.5	25-50	2.9	25-50	2.3
	50-75	2.8	50-75	2.4	50-75	1.9
	75-100	1.5	75-100	1.3	75-100	1.9
Sweep Rate	2 Octave/min		2.7 Octave/min		4 Octave/min	

안테나 제작업체에서는 정현파 진동 입력은 위성체와 안테나 사이의 접촉면에서 가해진다고 가정하여 안테나 구조물을 대형 전자기식 가진기를 사용하여 강제 진동 실험을 수행하고 있으므로 이를 유한 요소 해석으로 구현하기 위해서, Fig. 4에서처럼 위성체를 large mass로, 안테나 구조물은 위성체와 강체바로 연결되어 있다고 가정하고 large mass가 진동하는 것으로 설정하였다. 가진 입력값은 발사체와 위성체에 따라 결정된다. 본 해석에서는 Table 4에 정리된 Korea Satellite의 강제 진동 시험 시의 입력값을 사용하였다.

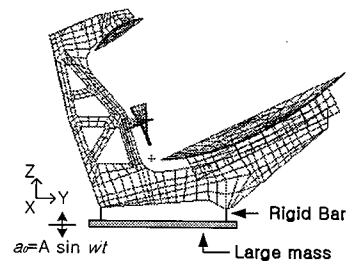


Fig. 4 Base excitation of antenna systems.

## 3. 안테나 구조물의 구조해석

### 3.1 자유진동 해석

자유진동해석은 구조물의 동적 특성을 파악하는데 있어서 가장 기초적인 해석 단계이다. 최소고유진동수 조건은 발사체 제작업체에서 위성체 전체와 발사체와의 연성 하중 해석(CLA: Coupled Load Analysis)을 통해 위성체 설계 이전에 결정된다. 본 논문에서는 기존 무궁화 위성에서 사용되었던 강성 조건을 사용하였다. 최소고유진동수는 Ka 대역 안테나가 45 Hz 이상, Ku 대역 안테나는 30 Hz 이상을 요구 조건으로 하고, 응력 집중 현상 및 RF 설계 출력 저하를 피하기 위해서 특정 부분들의 국부적인 모드들은 나타나지 않도록 요구하였다. 유한요소설계 모델에 대한 자유진동해석을 수행한 결과를 Table 5에 정리하였다.

Table 5 Natural frequency of Ka and Ku band antenna

	Ka band Antenna ( $f_{\text{resonance}} > 45 \text{ Hz}$ )	Ku band Antenna ( $f_{\text{resonance}} > 30 \text{ Hz}$ )
1st mode freq.	52.881 Hz	41.431 Hz
2nd mode freq.	56.546 Hz	51.983 Hz
3rd mode freq.	73.004 Hz	53.074 Hz
4th mode freq.	80.043 Hz	79.337 Hz
5th mode freq.	88.105 Hz	81.716 Hz

#### 3.1.1 Ka 대역 안테나의 자유진동 해석

Ka 대역 안테나의 저차 다섯 개의 모드를 살펴보면 첫 번째 고유진동수의 경우 52.881 Hz로 45 Hz 이상의 조건을 만족했고, 저차 다섯 개의 모드 내에 급전부의 국부적인 모드가 발생하지 않았다. 급전부는 주반사판과 부반사판의 위치에 정밀하게 계산되어 설계되어있기 때문에 급전부의 국부적인 모드가 저차에 발생하면 안테나의 성능 저하에 큰 영향을 준다. Fig. 5(a)~(d)는 Ka 대역 안테나의 저차 4 개의 모드 형상을 나타내었다. 주반사판의 셀 변형 거동은 아홉 번째 모드에 가서야 발생하였다.

#### 3.1.2 Ku 대역 안테나의 자유진동 해석

Ku 대역 안테나의 저차 다섯 개의 모드를 살펴보면 첫 번째 고유진동수가 41.431 Hz로 30 Hz 이상의 조건을 만족하고, Ka 대역 안테나와 마찬가지로 저차 다섯 개의 모드 내에 급전부의 국부적인 모드가 발생하지는 않았다. Fig. 6(a)~(d)는 Ku 대역 안테나의 저차 4개의 진동모드 형상을 나타내었다. 다섯 번째 모드에 옴니 안테나에 의한 모드가 나타나는 것이 Ka 대역 안테나와는 다른 현상이다.

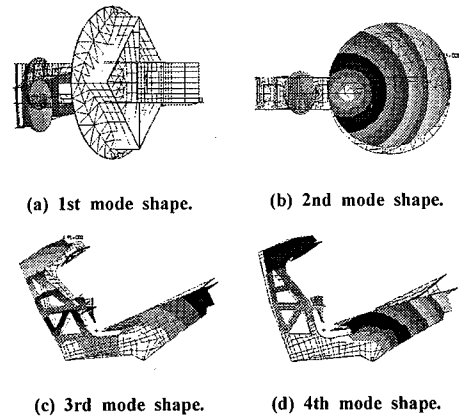


Fig. 5 Mode shapes of Ka band antenna.

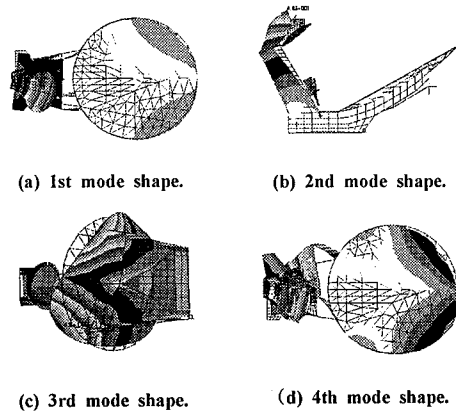


Fig. 6 Mode shapes of Ku band antenna.

### 3.2 정현파 강제진동 해석

Ka와 Ku 대역 안테나 두 경우 모두 주반사판 끝단과 부반사판 끝단에서의 응답 가속도들을 살펴보았다. Ku 대역 안테나의 경우에는 옴니 안테나의 응답 가속도를 추가하여 관찰하였다. 본 해석 모델은 30G의 준정적 하중에 대한 파손 안정성 해석이 이미 수행되었고, [5] 유사 모델인 KOREA SAT의 강제 정현파 시험의 경우, 30-40G 내의 응답 가속도 내에서는 동안정성을 보장하였다. Ka와 Ku, 각 경우에 대한 최대 응답 가속도 값을 Table 6에 정리하였다.

Table 6 Maximum acceleration of Ka and Ku band antenna

(a) Acceleration of Ka antenna with forced vibration

	X-forced vibration		Y-forced vibration		Z-forced vibration	
	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$
main ref. tip	76	64.43	54	25.00	74	9.666
sub ref. tip	70	37.37	50	32.16	74	5.994

(b) Acceleration of Ku antenna with forced vibration

	X-forced vibration		Y-forced vibration		Z-forced vibration	
	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$	$f_{\max}(\text{Hz})$	$a_{\max}(\text{g})$
main ref. tip	50	8.335	50	7.645	50	3.531
sub ref. tip	50	63.71	44	39.94	50	7.937
omni	52	67.09	44	36.52	50	9.524

### 3.2.1 Ka 대역 안테나의 정현파 강제진동

Ka 대역 안테나의 주반사판과 부반사판의 끝단에서 각 입력 주파수에 해당하는 응답 가속도 값들을 Fig. 6과 Fig. 7에 도식화하였다. X-축 강제 진동의 경우, 주반사판에서 세 번째와 네 번째 모드의 영향을 받은 것으로 보이는 76 Hz와 84 Hz에서 높은 응답이 발생하였다. Y-축과 Z-축 방향에 대한 가진에 대해서는 전반적으로 안정한 결과를 나타내었다. 부반사판의 경우에는 모든 방향에 대해서 40G 내의 응답을 나타내었다.

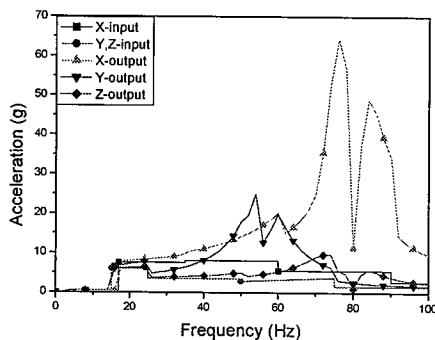


Fig. 6 Output acceleration of main ref. tip. (Ka band antenna)

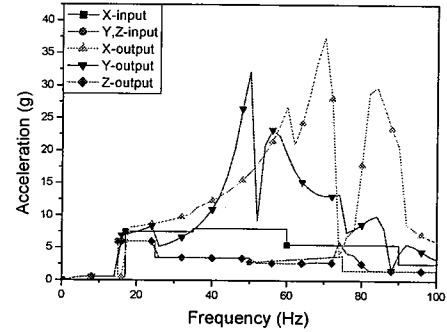


Fig. 7 Output acceleration of sub ref. tip. (Ka band antenna)

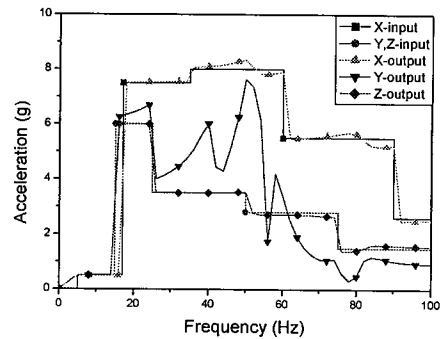


Fig. 8 Output acceleration of main ref. tip. (Ku band antenna)

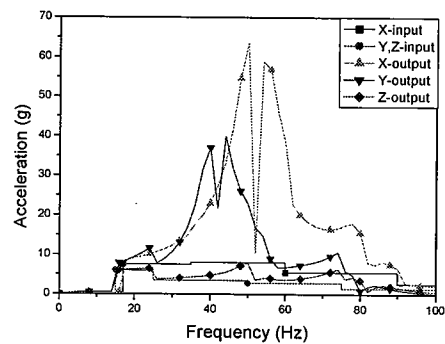


Fig. 9 Output acceleration of sub ref. tip. (Ku band antenna)

### 3.2.2 Ku 대역 안테나의 정현파 강제진동

Ku 대역 안테나는 주반사판과 부반사판의 끝단, 그리고 옴니 안테나에서의 응답 가속도들을 Fig. 8~10에 도식화하였다. 주반사판의 경우에는 각 축에 대하여 응답의 변화가 거의 없을 정도의 동 안정성을 나타내었다. 부반사판과 옴

니 안테나의 경우, X-축 방향의 응답 가속도에서 50 Hz 근방에서 첫 번째 모드와 두 번째 모드의 영향으로 보이는 높은 가속도 응답이 관찰되었다. Y-축과 Z-축 방향에 대한 가진 시, 40G 미만의 결과를 나타내었다.

두 안테나 구조물 모두 준정적하중에 대하여 안정성이 이미 검증되었으나, X-축 방향으로의 가진에 대하여 취약함을 나타내었다. Ka 대역 안테나의 경우, 주반사판이 불안정한 거동을 보였고 Ku 대역 안테나의 경우, 부반사판의 지지부가 불안정한 거동을 나타내었다. 구조 보강을 통하여 이런 불안정 거동을 제거할 수 있으나 이미 준정적 하중에 대한 안정성이 검증된 모델이기 때문에, 전체 질량에 민감한 우주 구조물로 구조 보강에 의한 설계변경보다는 경계 조건에 변화를 주는 것이 바람직하다. Ka 대역 안테나는 주반사판 밑단을 고정지지하는 경우 주파수 응답이 64G에서 9G까지 감소하였으며 Ku 대역 안테나는 부반사판 밑단을 고정지지하였을 때 67G에서 8G까지 떨어지는 것을 확인하였다.

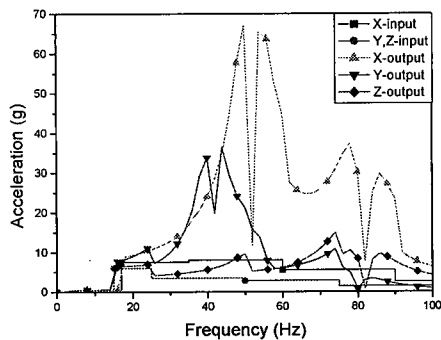


Fig. 10 Output acceleration of omni antenna.  
(Ku band antenna)

#### 4. 결 론

본 연구에서는 MSC/NASTRAN을 사용하여 RF 설계 요구를 만족하는 Ka와 Ku 대역 안테나의 지지부를 설계하고 그에 대하여 자유진동해석과 정현파 강제진동해석을 수행하였다. 안테나의 구조물의 최소 공진 주파수와 RF 출력을 떨어뜨리는 급전혼이나 주반사판 및 부반사판의 셀 거동 같은 특정 부위의 국부적인 모드가 없음을 만족시킴을 보였고, 강제 진동 해석을 통하여 구조물의 응답 가속도를 계산하여 구조 안정성을 살펴보았다. 해석 결과들을 통하여 준정적 안정성이 검증된 후라고 하여도, 강제 진동 해석이 수행되어야 한다는 것을 보였다. 본 연구 결과들은 국

내 위성 안테나 구조물 설계 및 개발 시 참고 자료로 사용될 수 있으며, 안테나 검증 실험 및 실제 위성체 탑재 시 관련 자료로 사용될 수 있다.

#### 참고문헌

- 1) 한재홍, 윤소현, 엄만석, 박종홍, 이성팔, "통신방송위성용 안테나 개념 설계," 한국항공우주학회 추계학술발표대회 논문집, 2000, pp. 195-199.
- 2) Liviu Liberscu, Terry Hause, "Recent Developments in Modeling and Behavior of Advanced Sandwich Constructions: a Suvey," Composite Structures, Vol. 48, pp. 1-17, 2000.
- 3) 박정석, "돛청 입력을 고려한 대형 통신위성의 정현파 진동시험," 한국항공우주학회지, 제 28권 제 3 호, pp. 142-149, 2000. 4.
- 4) Vinson, J. R., The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials, Technomic Pub.
- 5) 오세희, 한재홍, 오일권, 신원호, 김천곤, 이인, "적층된 외피를 갖는 샌드위치로 구성된 위성체 안테나 시스템의 모드해석과 파손 안정성 판별," 한국복합재료학회 추계학술발표대회 논문집, 2001. pp. 228-223.