

# 위성 안테나 구조물의 정현파 강제 진동에 대한 유한 요소 해석

신원호\*, 오일권\*, 한재흥\*\*, 오세희\*, 이인\*, 김천곤\*, 박종흥\*\*

## Finite Element Analysis for Satellite Antenna Structures Subject to Forced Sinusoidal Vibration

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

**Key Words:** Satellite antenna, Ku-band, Ka-band, finite element analysis, free vibration analysis, resonance frequency, forced sinusoidal vibration, sandwich.

### Abstract

This paper deals with finite element analysis for free vibration and forced sinusoidal vibration of Ka- and Ku- band antenna structures using MSC/PATRAN/NASTRAN. The structures are designed to satisfy minimum resonance frequency requirement in order to decouple the dynamic interaction of the satellite with the spacecraft bus structure. From the forced sinusoidal vibration, we have observed output acceleration versus input in X-, Y- and Z- direction, based on base excitation using large mass method. The results of finite elements analysis can be used as the reference data for the experimental test of satellite antenna, resulting in the reduction of cost and time by predicting and complementing experimental data.

### 1. 서론

위성체는 일반적으로 지상환경, 발사환경, 궤도 환경을 경험하게 되며 이 환경을 모두 견뎌내야 한다. 지상환경은 위성이 발사되기 이전에 제작, 조립, 시험, 운반, 저장 등의 과정에서 직면하게 되는 모든 외부환경을 말하며 일반적으로 매우 높은 청정도와 적합한 습도 및 온도 등이 유지되어야 한다. 위성이 발사체에 실려 발사된 후부터 정상궤도에 진입을 완료할 시점까지의 환경을 발사환경이라 한다. 이 과정에서는 인공위성은 발사체로부터 극심한 소음 및 진동, 가속도에 의한 하중, 발사체 단 분리에 의한 충격, 그리고 대기

압에서 진공상태로의 급격한 압력의 변화를 경험하게 된다. 이런 발사환경은 다양한 형태의 하중들이 발사 후 30분 이내에 집중되기 때문에 위성체 구조 설계에 있어 가장 중요한 변수라 할 수 있다. 궤도환경은 정상궤도 진입 이후부터 수명을 다할 때까지의 환경을 말한다. 궤도 환경에서는 높은 진공, 온도의 주기적 변화, 그리고 우주전자파 등의 조건들이 인공위성에 가해지게 된다. 위성체는 이러한 다양한 형태의 외부환경을 구조적으로 견뎌내야 하기 때문에 구조적 안정성 확보측면에서 이러한 환경적인 상황을 위성체에 걸리는 하중으로 모사하여 실험 및 실제적 상황을 예측하는 것은 매우 중요하다. 본 연구에서는 위성시험 요구조건에 따른 안테나 시스템의 구조적 안정성 확보에 관한 해석을 수행하였고, 이는 향후 실제 제작 및 시험에 들어가는 많은 실험비용 및 시간을 줄일 수 있을 것이라 생각된다.

\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

\*\* 한국전자통신연구원 무선방송기술연구소

### 1.1 위성 통신의 주파수 대역별 전파 특성

위성 통신에는 Table 1에 보인 바와 같이 여러 가지 주파수 대역이 활용 가능하며, 사용되는 주파수에 따라 안테나 구조가 크게 좌우된다.

Table 1. Frequency band for satellite communications.

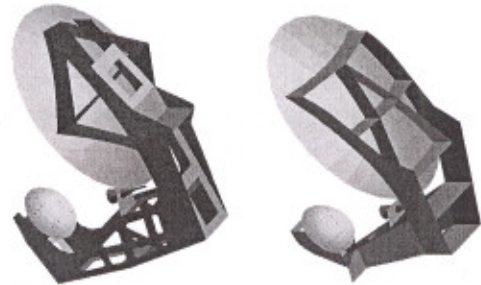
Band	Frequency Range (GHz)
L	1-2
S	2-4
C	4-8
X	8-12
Ku	12-18
K	18-27
Ka	27-40
V	40-75
W	75-110
mm	110-300

초기 위성 통신에는 C 대역이 널리 사용되었으나 이미 포화상태에 이르렀다. 멀티미디어 위성 서비스 제공이 가능한 대역은 Ku와 Ka인데, 지금은 Ku대역이 널리 사용되고 있으며 거의 포화상태에 이르렀다. 그로 인해서 아직은 보편화되지 않아 주파수 확보가 비교적 용이한 Ka대역으로 관심이 집중되고 있다. Ku 대역은 36 MHz의 대역폭을 제공하고 있으나, Ka 대역은 100~200 MHz의 광대역을 제공하는 등 여러 가지 장점으로 인해 전 세계적으로 Ka 대역에서의 주파수 이용 기술, 핵심 소자 및 장비 제조 기술, 무선 접속 등 다양한 분야에 대한 연구가 활발히 진행 중이다.

### 1.2 안테나 시스템의 구성

위성체에 탑재되는 통신위성용 안테나는 주로 음셋 단일 반사판 안테나와 이중 반사판 안테나(dual reflector antenna)가 주종을 이루고 있다. 이중 반사판 안테나 시스템의 경우 주반사판, 부반사판, 지지구조물, 그리고 R.F. 급전부 등으로 구성된다.

Fig. 1은 본 연구에서 해석하게 될 Ku와 Ka대역 안테나 시스템의 기본 구성을 보여주고 있다. 두 안테나 모두 탑재형 그레고리안 이중 반사판 안테나 형태이며, Ku안테나에서는 무지향성 옴니안테나가 추가적으로 더 부착되어 있다. 일반적으로, 주반사판의 초점은 부반사판의 초점 중 하나와 일치하며, 다른 하나의 초점은 급전흔과 일치하게 된다. Fig. 2에 안테나 시스템의 주요 설계 변수를 표시하였다.



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

Fig. 1 Dual reflector antenna systems.

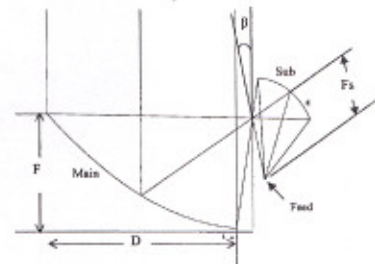


Fig. 2 Geometry parameters of antenna system.

음셋 이중 그레고리안 안테나의 주요 기하학적 파라미터로는 주반사판의 개구면 크기(D), 주반사판의 초점거리(F), 주반사판 축과 부반사판축 사이의 각( $\beta$ ), 부반사판의 이심률( $\epsilon$ ), 부반사판의 초점간 거리( $F_s$ ) 등이 있으며 각각의 정의는 Fig. 2와 같다. 해석 대상인 Ku와 Ka 대역 안테나의 기하학적 파라미터를 Table 2에 정리하였다.

Table 2. Design parameter of dual reflector antenna.

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

위성체의 구조는 높은 구조적 비강도와 강성을 유지해야 하며 무게를 최소화하도록 설계되어야 한다. 이러한 요구로 인하여 위성용 안테나의 구조는 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. 복합재 면재는 면내 하중과 굽힘 하중을, 심재는 전단하중을 효과적으로 지지할 수 있는 구조형태이다.

## 2. 물성치 특성 및 해석 기법

### 2.1 샌드위치 구성

위성 안테나용 구조 형태는 경량화와 열적 치수 안정성을 위해 하니콤 샌드위치 구조가 주로 사용된다. Ku와 Ka 대역 위성 안테나 구조 해석에 사용된 재료와 두께 치수를 Table 3에 정리하였다. 이들은 모두 인공위성 설계에 널리 사용되고 있는 재료들로 안테나 구조에서 주/부반사판의 면재에는 XN50A/RS-3를, 지지 구조물에는 Kevlar49/Ex1515를 사용하였으며 하니콤 심재로는 Kevlar 계열의 HRH49-1/4-2.1을 사용하였다. 급전부품들은 주로 알루미늄으로 제작된다. 사용한 재료들의 물성치는 Table 4에 정리하였다.

Table 3. Sandwich construction for antennas.

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
Feed horn	Al	Feed horn	Al

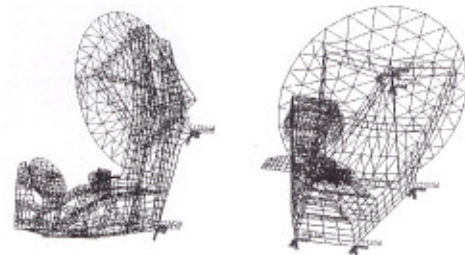
Table 4. Material properties.

	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

해석모델을 구성하는 과정은 다음과 같다. 우선 통신성능 요구사항을 만족하는 시스템의 전반적인 형상 설계를 하여 3차원 기하학적 모델을 생성한 뒤 3차원 기하학적 모델로부터 중간면을 만든다. 그리고 마지막으로 생성된 면에 유한요소를 생성한다. Fig 3에 Ka 및 Ku 안테나 모델의

유한요소 모델링과 경계 조건을 나타내었다. 전체 유한요소 시스템은 MSC/NASTRAN에서 제공하는 2차원 3절점 요소 CTRIA3 요소와 2차원 4절점 요소 CQUAD4 요소를 사용하였다. Ka 모델에서 사용한 전체 요소의 개수는 2351개였고, 절점수는 2184개였다. Ku 모델에서 사용한 전체 요소의 개수는 2092개였고, 절점수는 1801개였다. 계산된 Ka대역 안테나 구조의 질량은 3.378 Kg이고, Ku대역 안테나는 5.657 Kg이다. 위성 안테나의 전체 질량은 접합부의 보강 구조, 각종 조인트와 브래킷 등에 의해 실제로는 이보다 큰 값을 갖는다.



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

Fig. 3 FE model for antenna systems.

### 2.3 정현파 강제진동

실제 정현파 진동은 100 Hz까지의 주파수 영역에서 주로 발생하며 과도적인(transient) 진동으로 구조적 감쇠에 의해 짧은 시간 내 빠르게 감소한다. 정현파 진동은 발사초기(lift off), 엔진의 비대칭적인 시작과 종료, 모터 및 펌프와 같은 추진 장비의 작동, 연료탱크에서 발생하는 액체와 구조물 사이의 상호작용, 돌풍, 난기류, 단 분리 등과 같은 다양한 원인으로부터 발생한다. 정현파 진동은 랜덤진동에 비해 위성 안테나에 가하는 동적 하중의 크기는 작지만 위성체 구조물과 공진을 일으킬 수 있으므로 반드시 고려되어야 할 사항이다. 동적 입력은 위성체와 발사체의 인터페이스 부위에서 발사체의 정현파 진동 입력을 이용하여 위성체 레벨의 해석을 통해 구한다. 본 해석에서는 Large mass method를 사용하여 base 가진 형태로 Ka와 Ku 대역 안테나를 가진시켜 주었고, 이러한 진동 레벨은 Qualification, Proto-flight, Flight 모델에 대해 각 주파수 별로 주어지며 Table 5와 같다. 정현파 강제진동 해석은 실제 인증 시험(qualification test)에서 가하게 되는 조건을 모사했다.

Table 5. 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	0.5 in DA	5-16	0.5 in DA	5-14	0.5 in DA
	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	0.5 in DA	5-14	0.5 in DA	5-12.5	0.5 in DA
	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	

### 3. 안테나 구조물의 구조해석

#### 3.1 자유진동 해석

자유진동해석은 구조물의 동적 특성을 파악하는데 있어서 가장 기초적인 해석 단계이다. 첫 번째 고유진동수가 너무 낮게 설계된 경우엔 저차의 주파수에서 공진이 발생하여 구조물에 파손을 유발할 수도 있기 때문에 첫 번째 고유진동수는 어느 정도 이상의 크기를 가지도록 설계되며, Ka 대역 안테나는 45 Hz 이상, Ku 대역 안테나는 30 Hz 이상의 요구조건을 갖는다. 본 연구의 해석 모델에 대한 자유진동해석을 수행한 결과를 Table 6에 정리하였다.

Table 6. Natural frequencies of Ka and Ku band antennas.

	Ka band Antenna ( $f_{resonance} > 45 \text{ Hz}$ )	Ku band Antenna ( $f_{resonance} > 30 \text{ Hz}$ )
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 만족하고, 구조의 국부적인 모드가 발생하지 않았다. Fig. 4(a)~(e)는 Ka 대역 안테나의 저차 5개의 모드 형상을 보여주고 있다. 주반사판의 쉘 변형 거동은 아홉 번째 모드에 가서야 발생하였다.

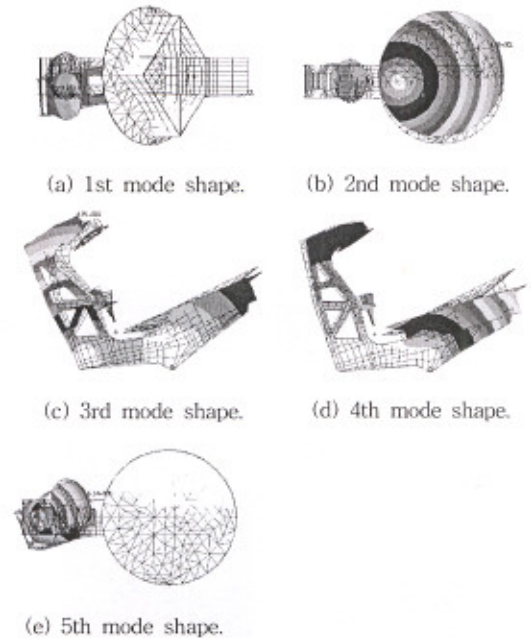


Fig. 4 Mode shapes of Ka band antenna.

#### 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. 5(a)~(e)는 Ku 대역 안테나의 저차 5개의 진동모드 형상을 나타내었다. 다섯 번째 모드에 옴니 안테나에 의한 모드가 발생하였다.

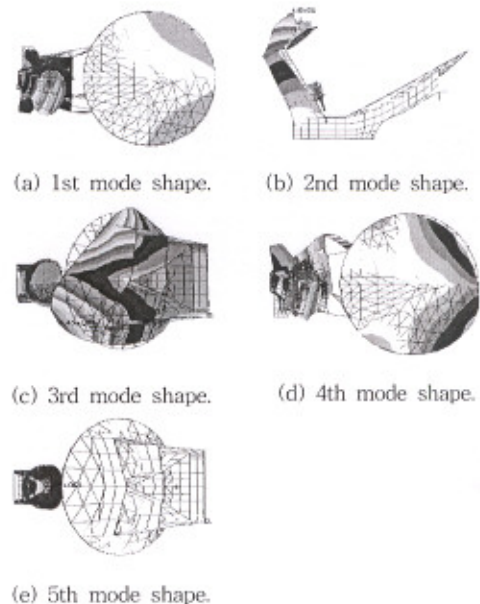


Fig. 5 Mode shapes of Ku band antenna.

### 3.2 정현파 강제진동 해석

Ka와 Ku 대역 안테나 두 경우 모두 주반사판 끝단과 부반사판 끝단에서의 입력 가진에 대한 응답 가속도들을 살펴보았다. Ku 대역 안테나의 경우에는 옴니 안테나도 추가하여 입력 가진에 대한 응답 가속도들을 살펴보았다. 그리고 Ka와 Ku, 각 경우에 대한 최대 응답 가속도 값을 Table 7에 정리하였다.

Table 7. 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	
	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$
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	
	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$	$f_{max}(Hz)$	$a_{max}(g)$
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 값을 Fig. 6과 Fig. 7에 도시하였다. 주반사판의 경우 X-축 강제 진동의 경우 76 Hz와 84 Hz에서 눈에 띄는 가속도의 변화를 볼 수 있는데, 이는 73 Hz와 80 Hz에 존재하는 세 번째와 네 번째 모드의 영향을 받은 것임을 알 수 있다. 세 번째 모드가 부반사판의 구조 지지부가 Y-축 굽힘 거동을 하고, 네 번째 모드가 주반사판의 구조 지지부가 Y-축 굽힘 거동이다. 그리고 Y-축 강제 진동의 경우는 첫 번째와 두 번째 모드의 영향으로 50 Hz와 56 Hz에서 한 번씩 반응이 있다. Z-축 강제 진동의 경우는 반응이 거의 없이 입력값들이 그대로 출력되었다. 부반사판의 경우, X-의 응답율이 다소 떨어질 뿐 Y-, Z-축은 주반사판과 유사한 거동을 보인다.

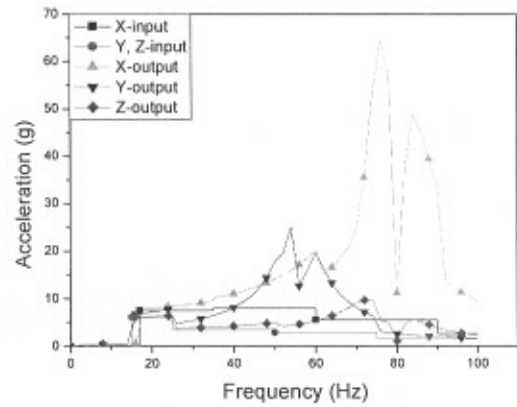


Fig. 6 Output acceleration of main ref. tip. (Ka band antenna)

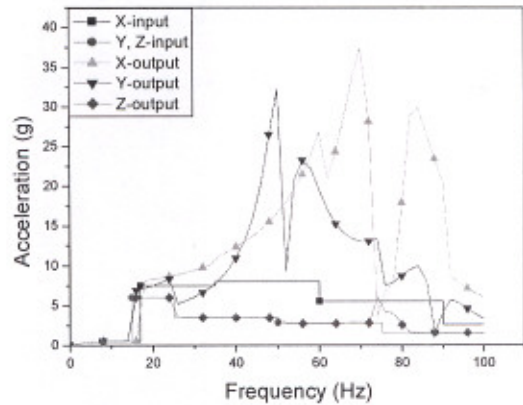


Fig. 7 Output acceleration of sub ref. tip. (Ka band antenna)

#### 3.2.2 Ku 대역 안테나의 정현파 강제진동

Ku 대역 안테나는 주반사판과 부반사판의 끝단, 그리고 옴니 안테나에서 각 입력 주파수에 해당하는 응답 가속도 값을 Fig. 8~10에 도시하였다.

주반사판의 경우에는 바로 아랫부분이 스프링으로 지지되어 있기 때문에 X-와 Z-축은 거의 반응이 없이 입력값들이 그대로 출력되고 있다. Y-축의 경우엔 첫 번째, 두 번째, 세 번째 모드 근처에서 반응을 보이나 그리 크지 않다.

부반사판의 경우, X-축 결과를 보면 50 Hz와 54 Hz에서 눈에 띄는 가속도의 변화가 관찰되는데, 이는 첫 번째 모드인 부반사판의 지지부의 비틀림 거동과 두 번째 모드인 부반사판 지지부의 굽힘 거동에 의한 영향으로 보인다. Y-축의 경우에는 40 Hz와 44 Hz에서 한번씩 반응을 보이고 Z-축의 경우는 반응없이 입력값이 그대로 출력된다.

옵니 안테나의 경우, 부반사판의 지지부 상단에 위치하고 있기 때문에 부반사판 끝단의 경우와 비슷한 거동을 하나, 옵니 안테나의 모드의 영향으로 78 Hz과 86 Hz에서도 반응을 보였다.

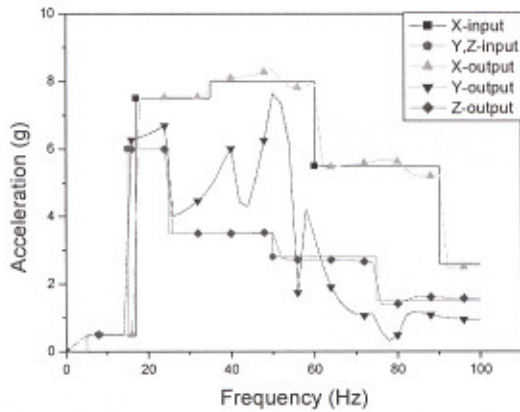


Fig. 8 Output acceleration of main ref. tip. (Ku band antenna)

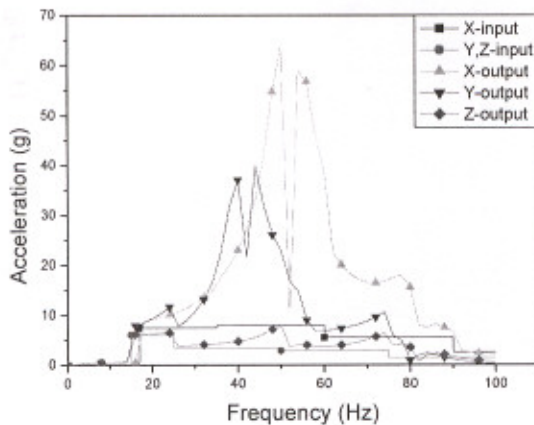


Fig. 9 Output acceleration of sub ref. tip. (Ku band antenna)

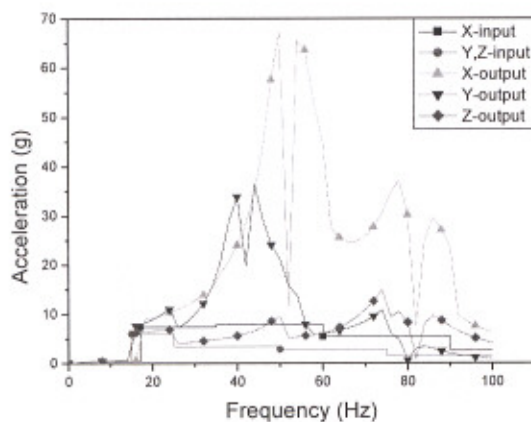


Fig. 10 Output acceleration of omni antenna. (Ku band antenna)

## 4. 결론

본 연구에서는 MSC/PATRAN과 NASTRAN을 사용하여 Ka와 Ku 대역 안테나에 대하여 각각 안테나 기구물의 자유진동해석과 정현파 강제진동해석을 수행함으로써 동적 하중에 대한 구조적 안정성과 신뢰성을 검증하였고, 설계된 두 안테나의 최소 공진 주파수에 대한 요구 조건을 만족시켰다. 유한요소 해석을 통해 얻어진 결과들은 실제 위성체 실험에 있어서 검증 및 비교 자료로 사용될 수 있으며, 실험 결과를 미리 예측함으로써 실험 및 시간에 소모되는 비용을 줄일 수 있다.

## 참고문헌

- 1) 한재홍, 윤소현, 엄만석, 박종홍, 이성팔, "통신 방송위성용 안테나 개념 설계," 한국항공우주학회 추계학술발표대회 논문집, 2000.
- 2) L. Liberscu, T. Hause, "Recent developments in modeling and behavior of advanced sandwich constructions: a survey," *Composite Structures*, Vol.48, pp. 1-17, 2000
- 3) 박정석, "-notch 입력을 고려한 대형 통신위성의 정현파 진동시험," 한국항공우주학회지, 제 28권 제 3호, pp. 142-149, 2000.
- 4) J. R. Vinson, *The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials*, Technomic Pub.
- 5) M. Reymond, M.P. Miller, *MSC/NASTRAN V69 Quick Reference*