인공위성 노치예측해석 및 정현파가진시험 입력도출

김성훈*, 김진희**, 황도순***, 이주훈****, 진익민*****

Notch Prediction Analysis and Input Extraction of Sinusoidal Excitation Test for Satellite

Sung-Hoon Kim*, Jin-Hee Kim**, Do-Soon Hwang***, Ju-hun Rhee****, Ik-Min Jin*****

Abstract

This paper presents a summary of the input data, requirements and notch prediction analysis for sinusoidal excitation test of a satellite. In the notch prediction analysis, the loads at excitation points and internal loads at the important locations on satellite structure were obtained. After checking of limit loads and margin of safety for each location, the notched sinusoidal test inputs were generated using the results of the notch prediction analysis.

초 록

본 연구에서는 인공위성의 정현파 가진시험을 위한 여러 입력, 요구조건 그리고 노치예측 해석에 대한 내용을 정리하였다. 노치예측 해석에서는 인공위성의 가진위치 하중 및 중요 내부연결점의 하중을 구하였고, 이 값들을 이용하여 각 부위의 한계하중 및 안전여유를 검토한 후 정현파 가진시험에 이용할 입력을 생성하였다.

키워드 : 인공위성(satellite), 노치(notch), 정현파 가진(sinusoidal excitation), 설계 한계 하중(design limit load), 유한요소 모델(finite element model)

1. 서 론

인공위성은 발사체에 탑재되어 발사될 때 모든 발사하중을 받게된다. 구조측면에서는 이러한 발사하중이 매우 중요한 설계 및 시험 조건이 되며, 인공위성 구조체는 발사하중을 견디고 내부의 전장품들을 안전하게 지지할 수 있도록 설계되어야 한다.

특히 발사하중 중에서도 준정적 하중(quasi-static load)은 위성 구조체의 설계한계하중(design limit load)을 결정하는 중요한 인자이며, 인공위성 제작 후, 설계한계하중에 대한 위성의 안정성을 시험에 의해 검증하여야 한다[1]. 이와 같은 검증시험은 인공위성과 발사체 연결점에 정현파 가진을 하여 시험을 수행하고, 이 때 인공위성의 모드에 과도한 입력이 가해지지 않도록 가진력에 대

* 위성본체연구그룹/ shkim@kari.re.kr
** 위성본체연구그룹/ kimjh@kari.re.kr
*** 위성본체연구그룹/ dshwang@kari.re.kr
**** 위성본체연구그룹/ jrhee@kari.re.kr
***** 위성본체연구그룹장/ imjin@kari.re.kr

한 노칭을 해야 한다. 본 연구에서는 이와 같은 정현파 가진 시험에 대한 시험입력을 정하는 방법을 기술하였다.

정현파 가진에 대한 노치입력을 구하는 절차는 아래와 같다.

- 인공위성 구조체 유한 요소 모델작성
- 모델 검증 (rigid body check, free-free frequency calculation)
- 구조 동해석을 통한 모달 특성 도출
- 인공위성과 발사체 연결부 및 중요 내부 연결점 응답 계산
- 인공위성과 발사체 연결부 응답을 이용한 1차 노치 정현파 가진력 계산
- 안전여유를 고려한 구조체 내부 연결점의 응력해석
- 중요 내부 연결점 응답과 응력해석 결과를 이용한 2차 노치 정현파 가진력 계산
- 각 부재의 가속도 응답결과와 허용 하중값을 이용한 3차 노치 정현파 가진력 계산
- 1, 2, 3차 노치 가진력을 이용한 종합적인 노치 정현파 가진력 도출

2. 본 론

2.1 하중조건

아래의 하중조건은 인공위성이 발사체에 의해 발사하는 동안에 받을 준정적 하중조건 예[2]를 나타내고 있다.

표 1. 하중조건

Flight Condition	Axial Acceleration(G)			Lateral Acceleration (G)
	Static	Dynamic	Combined	
Transinic	+2.2	±0.4	+2.6	1.0
Stage-1 Shut Down	+4.6	±1.0	+5.6	0.6
Stage-1/ 2 Separation	+0.8	±3.0	+3.8/ -2.2	0.8
Stage-2 Shut Down	-6.7	±0.5	+7.2	0.4

표1의 값들은 승인수준(acceptance level)으로 검증수준(qualification level)해석에서는 검증수준 인수인 1.4배한 값들을 이용하여 계산하고, 또한 지상에서의 취급 및 운반 시에 예상되는 최대 랜덤하중을 모든 방향에 대해 고려해 주어야 한다[2]. 인공위성의 설계한계하중조건은 위의 하중조건에 의해 결정된다.

표2에는 인공위성의 승인 및 검증시험 시에 가진할 정현파 가진력을 나타내고 있으며, 이 값들은 인공위성이 발사체에 탑재되어 발사되는 동안에 받을 정상상태 진동수준의 예를 나타낸다.

표 2. 진동시험 수준

Direction	Frequency (Hz)	Acceptance Level	Qualification Level
		Amplitude(mm) or Acceleration(G)	Amplitude(mm) or Acceleration(G)
Axial	5-10	2.5mm	4.0mm
	10-100	1.0G	1.6G
Lateral	5-10	1.75mm	3.0mm
	10-100	0.7G	1.2G

또한 발사체의 하중조건 등을 고려하여 인공위성의 구조체 설계에 사용할 한계하중은 아래 표 3에 나타내었다.

표 3. 설계한계하중

Member	DLLs(G)		Additional loads
	Axial	Lateral	
Spacecraft primary structure	10.0	3.5	
all platforms and closure panels	10.0	3.5	EPS:0.045psi
Strowed solar array panels	15.0	7.0	EPS:0.045psi

2.2 유한요소모델 및 동해석

인공위성 구조체를 아래 그림과 같이 유한요소 모델링[3]하였으며, 이 유한요소모델을 이용하여 노치예측해석을 수행하였다.

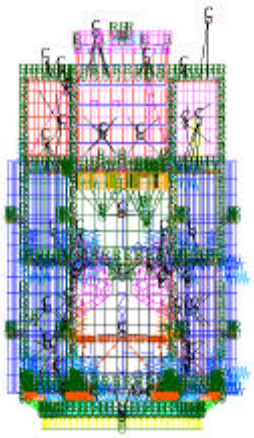


그림 1. 인공위성 한요소모델

부록 1에는 본 인공위성의 병진/ 회전 유효질량 (effective translational and rotational masses) 과 고유주파수를 나타내었으며, 중요한 모드형상은 아래 그림과 같다.

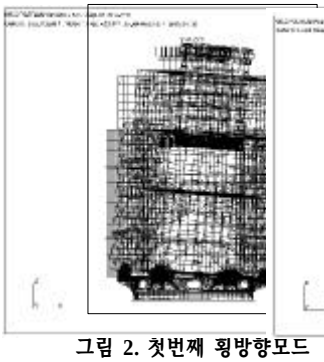


그림 2. 첫번째 횡방향모드

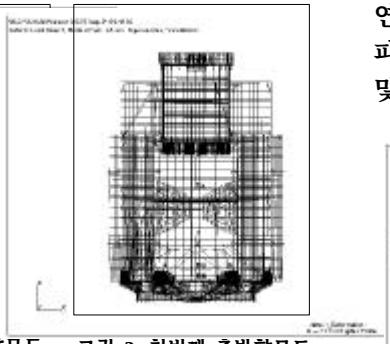


그림 3. 첫번째 축방향모드

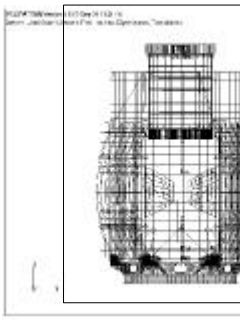


그림 4. S/A 모드

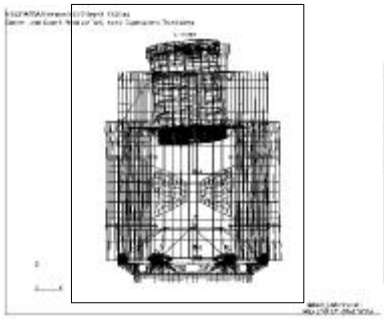


그림 5. 탑재체 모드

2.3 유한요소모델 검증

인공위성의 유한요소모델에 대한 검증을 위해 free-free 조건으로 해석을 수행하였다. 부록 2에는 free-free 조건에서의 동특성을 나타내고 있으며, 고유진동수 및 각 방향 스트레인 에너지 값이 MSC/ NASTRAN에서 정의한 기준조건[3]에 부합되는 것을 볼 수 있다.

2.4 시험 가진력 도출

모든 입력 및 해석은 검증수준에 대해 수행하였으며, 모달댐핑 값은 전 모드에 대해 2 %로 가정하여 해석을 수행하였다.

2.4.1 1차 노칭

1차 노치 가진력을 구하기 위해 먼저 인공위성 가진점에서의 각 방향 응답을 구하였다. 가속도 하중으로 가진하기 위해 Big mass approach방법을 사용하였고, 하중을 구하는 위치에는 고유진동수에 영향을 미치지 않도록 큰 값의 스프링요소를 연결하여 하중을 구하였다. 그림 6 - 10 들은 정현파시험 입력에 대한 가진점에서의 각 방향 하중 및 모멘트를 나타내고 있다.

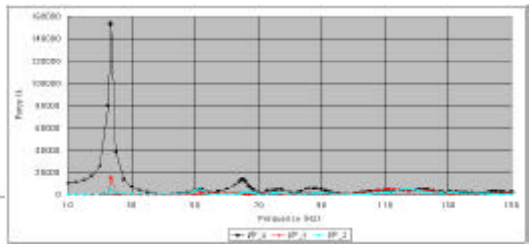


그림 6. X방향가진에 따른 Global IF Forces

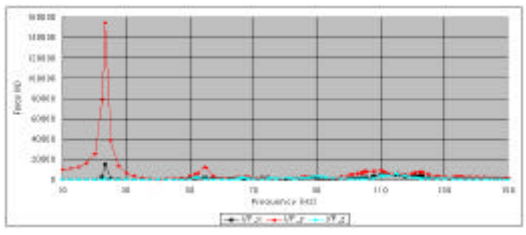


그림 7. Y방향가진에 따른 Global IF Forces

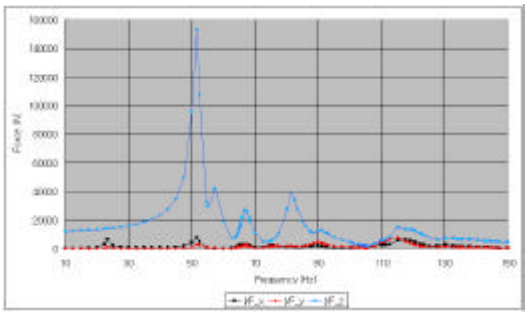


그림 8. Z방향가진에 따른 Global I/F Forces

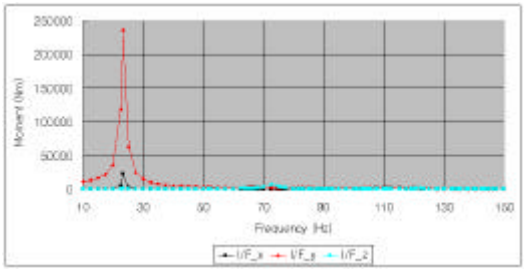


그림 9. X방향가진에 따른 Global I/F Moments

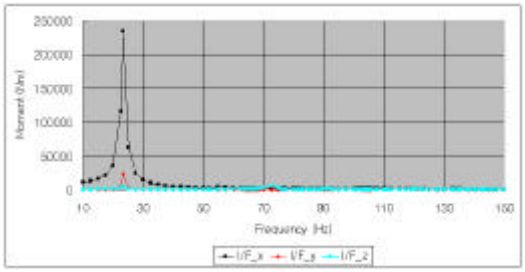
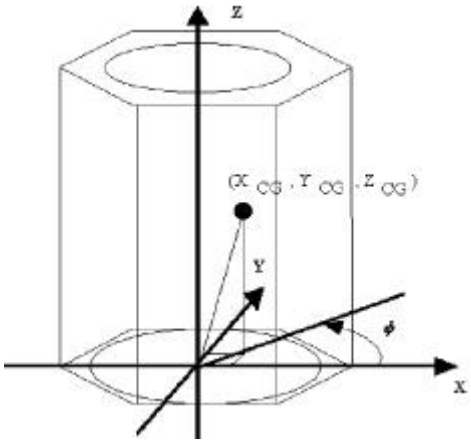


그림 10. Y방향가진에 따른 Global I/F Moments

1차 노치예측해석을 수행하기 위해 먼저 한계하중까지 가진하기 위한 입력조건을 구하도록 한다. 이를 위해 아래와 같은 인공위성 좌표계와 무게중심을 정의한 모델을 이용한다.

인공위성의 질량 $m_{s/c}$, 가진위치인 Upper marmon 링 지름 d, 그리고 무게중심까지의 거리 X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG}일 때 각 방향의 등가하중은 아래와 같이 구할 수 있다.



[인공위성 모델]

$$F_{i,QSL} = m_{S/C} \times a_{QSL} \times \text{Qualification Factor}$$

(i = X, Y and Z)

$$N_Z = \frac{2 \cdot F_{X,QSL} \cdot Z_{CG}}{r} \cdot \cos(\phi) + \frac{2 \cdot F_{Y,QSL} \cdot Z_{CG}}{r} \cdot \sin(\phi) + \frac{2 \cdot F_{Z,QSL} \cdot Y_{CG}}{r} \cdot \sin(\phi) - \frac{2 \cdot F_{Z,QSL} \cdot X_{CG}}{r} \cdot \cos(\phi) - F_{Z,QSL}$$

여기서 N_Z : 등가 축방향 하중

a_{QSL} : 표 1에 주어진 가속도 하중

따라서 횡방향 및 축방향 하중은 아래와 같다.

$$F_{lateral,QSL} = m_{S/C} \times 2G \times \text{Qualification Factor} \ (= 1.4)$$

$$F_{axial,QSL} = \max(N_Z)$$

위에서 구한 등가 축방향 하중, N_Z, 에 대한 각 방향 등가 모멘트를 구하면 아래와 같다.

$$M_{X,QSL} = \max\{N_{z(\phi=90)} - N_{z(\phi=270)}\} \cdot Z_{CG}$$

$$M_{Y,QSL} = \max\{N_{z(\phi=0)} - N_{z(\phi=180)}\} \cdot Z_{CG}$$

인공위성 정현파 가진시험을 위한 입력은 1차적으로 위에서 구한 등가 하중 및 모멘트를 넘지 않도록 하는 가진력을 구현하는 것이 1차 노칭이다.

2.4.2 2차 노칭

2차 노칭은 인공위성 구조체 내부의 하중이 각 부위의 허용하중을 초과하지 않도록 하는 가진력을 구하는 것이다. 위성체 내부의 허용하중은 각각에 대한 파손모드 형태에 따라 다르게 정의되며, 먼저 체결강도에 의한 허용하중(P_{a1})은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{a1} = \frac{\text{bearing yield/ultimate allowable}}{SF_{\text{fitting}} \times SF_{\text{yield/ultimate}}} \times \text{thickness} \times \text{bolt/busing diameter}$$

그리고 안정성에 의한 허용하중(P_{a2})은 아래와 같다.

$$P_{a2} = \frac{\text{stability allowable}}{SF_{\text{stability}} \times SF_{\text{ultimate}}} \times \text{Area}$$

또한 접합강도의한 허용하중(P_{a3})은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{a3} = \frac{\text{bonding allowable load}}{SF_{\text{bonding}} \times SF_{\text{ultimate}}}$$

2.4.3 3차 노칭

3차 노칭은 인공위성 구조체 내부 중요부재에 정의되어 있는 가속도 하중과 응답 가속도를 비교하여 정의된 허용하중을 초과하지 않도록 하는 가진력을 구하는 것이다.

2.4.4 전체 노칭

전체 노칭은 저주파수대인 150 Hz 이하에서 각 방향 정현파 입력에 대해 1차, 2차 및 3차 노칭을 종합하여 수행한다. 또한 전체 노칭된 정현파 입력에 대해 가진기 구동이 용이하도록 구간별로 적당한 기울기를 가지는 직선으로 연결한 최종 정현파 시험입력을 구한다.

그림 12 - 14들에 각 방향에 대한 1차 및 2차 노칭비를 나타내었고, 1차 및 2차 노칭을 수행한 정현파 시험입력은 그림 15 - 17들에 나타내었다.

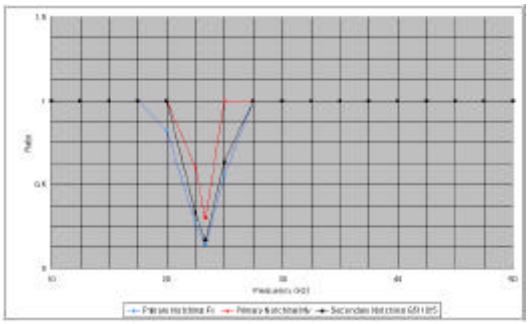


그림 11. X방향 가진에 따른 노칭비

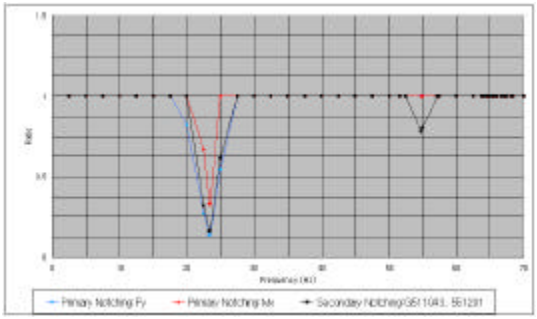


그림 12. Y방향 가진에 따른 노칭비

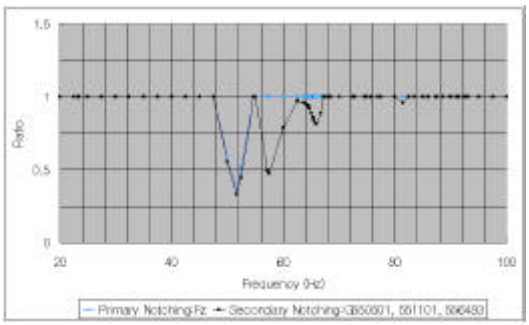


그림 13. Z방향 가진에 따른 노칭비

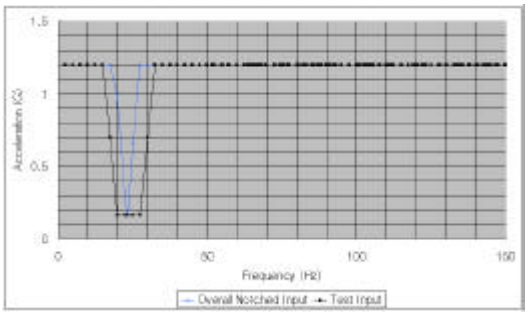


그림 14. X방향 가진 시의 1&2차 노칭입력

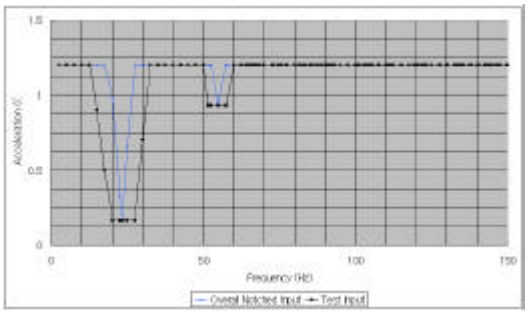


그림 15. Y방향 가진 시의 1&2차 노칭입력

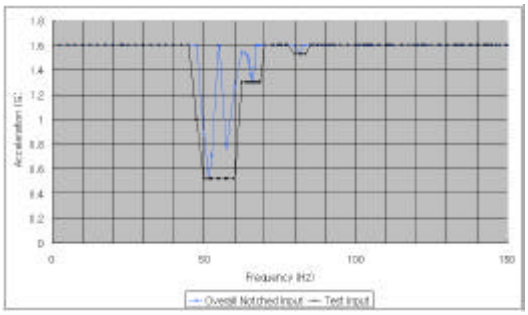


그림 16. Z방향 가진 시의 1&2차 노칭입력

4. 결 론

본 연구에서는 인공위성의 노치예측해석을 수행하였으며, 그 결과를 이용하여 정현파 가진시험을 위한 입력크기를 구하였다. 노치 수준은 1차 및 2차 노치를 수행하여 이를 종합하였고, 본 연구에서 구한 정현파 노치 가진력은 인공위성의 시스템 수준 정현파시험에 사용되었다.

참 고 문 헌

1. Thomas P. Sarafin and Wiley J. Larson, Spacecraft Structures and Mechanisms, Microcosm, 1995
2. LM-2C User's Manual, CALT
3. MSC/ NASTRAN User's Manual

부 록 1

병진/회전 유효질량과 고유주파수

Mode	Frequency (Hz)	Translational Mass(Kg)			Rotational Mass(Kg-m^2)			Mode Description
		Tx	Ty	Tz	Rx	Ry	Rz	
1	23.474	4.62E+02	6.28E+01	4.57E-01	1.09E+02	8.02E+02	1.36E-02	Lateral
2	23.590	6.50E+01	4.67E+02	1.09E-01	7.81E+02	1.08E+02	6.32E-01	Lateral
3	51.649	8.17E-01	5.72E-02	3.86E+02	2.07E-02	1.28E-01	1.03E-03	Propulsion P/F(Axial)
4	53.460	1.19E+01	5.97E+00	4.28E+00	1.79E+00	3.03E+00	3.03E-02	Battery Pnl.
5	57.309	2.34E-04	1.69E-03	8.04E+01	4.59E-04	2.61E-05	1.30E-04	Propulsion P/F(Axial)
6	61.807	1.56E-01	3.65E+01	1.25E-03	1.62E-01	3.73E-02	1.49E-01	Prop. Srut Mode
7	63.785	4.11E+00	3.73E+00	1.02E-01	1.84E-01	6.96E-01	3.95E-06	S/A
8	64.053	2.78E-02	1.83E-03	6.27E-02	2.91E-05	2.06E-03	2.32E-02	S/A
9	64.496	5.96E-03	2.72E-02	9.54E-01	3.49E-03	3.64E-03	6.95E-02	S/A
10	64.603	3.42E-02	5.86E-02	8.14E-02	4.46E-04	1.08E-02	1.56E-01	S/A
11	64.742	5.66E+00	1.45E+00	3.41E-01	4.29E-02	1.03E-01	2.80E-02	S/A
12	65.426	3.61E-04	1.22E-03	7.00E-03	2.26E-04	1.29E-02	3.90E-02	S/A
13	65.524	3.06E-01	1.44E-02	4.57E-02	9.61E-05	3.96E-02	2.06E-01	S/A
14	65.597	4.64E-01	5.45E-02	1.95E-01	1.06E-02	1.36E-02	5.02E-01	S/A
15	65.885	2.31E-03	4.31E-03	1.77E-01	7.36E-06	1.46E-04	2.03E-02	S/A
16	65.962	4.79E+00	1.44E-01	1.19E+00	3.39E-02	1.09E-01	1.84E-01	S/A
17	66.574	3.14E+01	1.93E-02	1.20E-02	1.41E-04	5.05E-02	1.14E-05	S/A
18	67.084	4.87E-02	8.56E-05	2.89E+00	1.11E-03	2.24E-03	2.06E-02	S/A
19	67.187	1.89E-01	9.55E-02	9.32E-01	4.76E-03	9.21E-03	1.10E-03	S/A
20	67.692	1.05E+00	1.10E+00	6.78E+01	6.95E-02	3.40E-02	8.60E-02	S/A
21	68.281	5.10E-02	1.80E-02	1.60E-01	2.50E-04	2.61E-03	5.13E-03	S/A
22	68.360	1.30E+00	7.12E+00	1.93E+00	7.35E-02	3.18E-02	4.11E-01	MBC Locking Mode
23	68.467	5.11E-03	8.27E-02	6.55E-03	2.81E-03	2.43E-04	1.13E-03	S/A
.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.
77	134.614	1.46E+00	4.64E-01	1.54E+00	3.74E-01	6.43E-02	9.75E-02	Closure Pnl.
78	135.867	2.53E-01	2.85E-01	2.83E+00	1.53E-02	1.57E-01	1.82E-03	Closure Pnl.
79	137.627	5.92E-01	1.09E+00	9.92E-01	3.09E-02	1.20E-01	3.28E-02	Closure Pnl.
80	138.944	1.66E-01	1.55E-01	2.95E-01	1.81E-02	4.52E-02	1.13E-02	Closure Pnl.
81	140.894	1.35E+00	2.90E+00	3.44E-01	1.20E+00	8.56E-02	8.25E-02	Closure Pnl.
82	142.029	2.28E-01	3.01E+00	1.05E-03	3.18E-01	1.74E-02	1.31E-02	Closure Pnl.
83	143.889	2.00E-01	5.39E-02	4.96E-05	1.01E-01	6.38E-03	1.11E-02	Closure Pnl.
84	146.097	5.73E+00	7.48E-01	3.98E-01	8.66E-03	3.31E-01	3.86E-03	Closure Pnl.
85	147.616	3.99E-01	1.85E-01	4.56E-02	1.12E-01	3.64E-02	5.93E-04	Closure Pnl.

Total Mass (Σ)	6.00E+02	5.96E+02	5.53E+02	8.95E+02	9.16E+02	2.84E+00	
Satellite Mass	7.67E+02	7.67E+02	7.67E+02	9.17E+02	9.41E+02	2.33E+02	
T/S(%)	78.16	77.61	72.12	97.53	97.32	1.21	

부 록 2

Natural Frequencies in Free-Free Condition

Mode	Frequency (Hz)	Translational Mass(Kg)			Rotational Mass(Kg-m^2)		
		Tx	Ty	Tz	Rx	Ry	Rz
1	1.1000E-04	2.30E+02	1.55E+02	1.02E+01	2.46E+02	3.58E+02	6.29E+01
2	9.1653E-05	2.72E+02	2.11E+02	1.61E+01	3.40E+02	4.80E+02	1.50E+01
3	3.9039E-05	4.86E+00	6.81E+01	2.46E+02	2.22E+02	3.43E+00	9.17E+01
4	2.2598E-05	5.45E+01	6.70E+01	4.53E+02	1.00E+02	6.97E+01	5.49E+01
5	7.8183E-05	2.51E+00	2.64E+02	1.82E+01	5.09E+00	2.37E-01	7.76E+00
6	9.6112E-05	2.03E+02	1.47E+00	2.43E+01	3.99E+00	2.88E+01	1.22E+00
7	5.3557E+01	2.28E-24	1.43E-24	1.26E-23	1.53E-23	4.56E-23	3.70E-24
8	5.5852E+01	3.31E-26	8.65E-26	4.64E-25	5.71E-24	1.32E-23	4.87E-25
9	5.7670E+01	3.62E-25	3.36E-24	5.52E-23	2.09E-22	1.04E-23	6.03E-23
10	6.3361E+01	2.07E-24	7.14E-24	1.91E-22	6.24E-23	2.06E-24	1.85E-24

Total Mass	7.67E+02	7.67E+02	7.67E+02	9.17E+02	9.41E+02	2.33E+02
Satellite Mass	7.67E+02	7.67E+02	7.67E+02	9.17E+02	9.41E+02	2.33E+02
T/S(%)	100	100	100	100	100	100

^^^ MODEL CHECKING IS INVOKED - MSC RECOMMENDS THAT A SEPARATE RUN USING PARAM,CHECKOUT,YES SHOULD ALSO BE DONE TO INSURE MODEL ACCURACY.
^^^ RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KGG FOLLOW
^^^ ALL 6 DIRECTIONS ARE CHECKED, ONLY THOSE DOFS WHICH FAIL WILL BE PRINTED
^^^ MATRIX KGG PASSED RIGID-BODY CHECKS. THE STRAIN ENERGY IN EACH DIRECTION WAS LESS THAN 1.000000E-03
^^^ RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KNN FOLLOW
^^^ RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KAA FOLLOW
^^^ ALL 6 DIRECTIONS ARE CHECKED, ONLY THOSE DOFS WHICH FAIL WILL BE PRINTED
^^^ MATRIX KNN PASSED RIGID-BODY CHECKS. THE STRAIN ENERGY IN EACH DIRECTION WAS LESS THAN 1.000000E-03
^^^ ALL 6 DIRECTIONS ARE CHECKED, ONLY THOSE DOFS WHICH FAIL WILL BE PRINTED
^^^ MATRIX KAA PASSED RIGID-BODY CHECKS. THE STRAIN ENERGY IN EACH DIRECTION WAS LESS THAN 1.000000E-03