

## 정지궤도복합위성 추진계 배관망 구조해석

정규<sup>1</sup> · 임재혁<sup>1,†</sup> · 채종원<sup>2</sup> · 전형열<sup>2</sup>

<sup>1</sup>전북대학교 기계공학과

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 위성기계팀

### Stress Analysis of the GEO-KOMPSAT-2 Tubing System

Gyu Jeong<sup>1</sup>, Jae Hyuk Lim<sup>1,†</sup>, and Jongwon Chae<sup>2</sup>, Hyung-Yoll Jeon<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, Chonbuk National Univ., Jeonju 54896, Korea

<sup>2</sup>Satellite Mechanical Department, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

#### Abstract

In this paper, the structural analysis of the Geostationary Korea Multi-Purpose Satellite-2 (GEO-KOMPSAT-2) tubing system is discussed, and the structural integrity of the tubing system is assessed by comparative analysis with the results of overseas partner AIRBUS. Securing structural reliability of the tubing system is a very important key element of the propulsion system of the GEO-KOMPSAT-2 satellite. Therefore, FE modeling of the propulsion tubing was carried out directly using the CAE program, and structural analysis was performed to evaluate the stress state under launch conditions. Hoop stress, axial stress, bending stress, and torsion stress were calculated according to diverse load conditions by using pressure stress analysis, thruster alignment analysis, sine qualification load analysis, and random qualification load analysis. From the results, the Margin of Safety (MoS) of the tubing system is evaluated, and we can verify the structural integrity of the tubing system when subjected to various launch loads.

#### 초 록

본 논문에서는 정지궤도복합위성 추진계 배관망의 독자적인 구조해석을 실시하였고, AIRBUS의 구조 해석결과와 비교분석을 통해 추진계 배관망의 구조적 건전성 및 해석방법의 신뢰성을 평가하였다. 추진계 배관망의 구조적 신뢰성 확보는 정지궤도복합위성 추진계의 매우 중요한 핵심요소이다. 따라서 CAE 프로그램을 통해 직접 추진계 배관망 모델링을 수행하였고, 발사환경에서 구조해석을 실시하여 응력을 도출하였다. 내압응력해석, 조립정렬해석, 정현파진동해석, 랜덤진동해석의 하중조건에 따라 Hoop stress, Axial stress, Bending stress, Torsion stress를 구하였고, 이를 모두 고려한 von Mises 응력 계산 후 안전여유 결과 값을 도출함으로써 추진계 배관망의 구조적 건전성을 판단하였다.

**Key Words** : von Mises stress(등가응력), Margin of Safety(안전여유), Thruster alignment analysis(추력기 조립정렬해석), Sine Qualification analysis(정현파진동해석), Random Qualification analysis(랜덤진동해석)

## 1. 서 론

2018년 발사예정인 정지궤도복합위성-2A호기는 천리안위성(2010년 발사)의 후속으로 지속적인 국내 정

지궤도 위성 수요에 대해 해외기술 종속으로부터 탈피, 자체공급 능력 확보 및 우주개발사업 세부실천 로드맵에 의한 중형급 정지궤도위성 기술 확보를 위해 2011년 7월부터 1차년도 개발이 시작되었다. 정지궤도복합위성-2A호는 천리안위성 기상임무의 연속성 확보를 통한 위성기반의 선진국형 기상관측시스템 구축, 위험기상조기탐지 및 예보를 통한 기상재해 경감과 연속적인 해양관측 능력 확보임무를 갖는다[1]. 또한 대

Received: Oct. 02, 2017 Revised: Jan. 02, 2018 Accepted: Jan. 04, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-63-276-2326, E-mail: jaehyuklim@jbn.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

륙으로부터 발생하는 기후변화 유발물질과 대기오염물질의 동시 관측을 통하여 기후변화 대응정책의 기초자료를 제공하고 월경성 대기 오염물질의 관측 능력을 확보하여 대기오염 예·경보의 정확도 향상을 주목적으로 한다[2-3].

정지궤도복합위성-2A호의 발사중량은 3.6톤이며, 이 중에 추진제질량은 2.0톤 가량으로 추진제비율이 55% 수준으로 매우 높은 편이다. 이러한 추진제는 추진계 배관망을 통해서 추진 장치에 공급되기 때문에 배관망의 구조적 신뢰성 확보는 매우 중요한 핵심요소이다. 이러한 정지궤도복합위성의 추진계 배관망 설계 요구조건 적합성을 확인하기 위해서는 상세한 배관망 구조 해석이 필요하다. AIRBUS에서 추진계 배관망 구조해석을 수행한 문서를 확보한 상황이지만, 이는 한정된 조건만을 고려하여 해석을 실시한 결과이다. 한정된 해석 조건 이외의 경우가 발생할 때에는 재해석을 실시해야 하지만 현재 배관망 구조해석모델은 보안상의 문제로 미확보되어 있다. 따라서 독자적인 배관망 구조해석 연구를 통해 독자적인 유한요소모델을 생성하고 AIRBUS의 해석결과와 유사한 구조해석기술을 확보하는 것이 중요하다. 왜냐하면, 추후 추진계 배관망을 국산화 개발 할 때 핵심자료로 활용할 수 있다.

본 연구에서는 정지궤도복합위성의 추진계 배관망 설계요건 적합성을 확인하기 위해 독자적인 배관망 구조해석 방법론을 수립하고, 도출된 응력을 이용해서 유럽 항공우주국 규격 ECSS(European Cooperation for Space Standardization)에 맞춰 구조물의 안정성을 평가하였다[4-7]. 수행결과를 AIRBUS 구조해석결과와 비교 검증해석을 실시하여 독자적인 추진계 배관망 구조해석 기술을 검증한다. 이를 위해서 2장에서는 유한요소모델링, 구조해석을 위한 경계조건, 3장 구조해석결과에 대해 설명한다. 4장에서는 다양한 구조해석결과에 관한 종합분석에 대해 언급하며, 5장에서는 결론을 짓도록 한다.

## 2. 유한요소모델링 및 구조해석

추진계 배관망은 인공위성의 발사 시 발사체로부터 0~2000 Hz 주파수 범위에 극한동적하중을 전달받게 된다. 그래서 이러한 하중을 모두 고려한 구조적 건전

성 평가가 필요하다. 본 연구에서 이를 위해 하중 해석조건을 크게 다음과 같이 구분하였다.

- 내압응력해석
- 조립정렬해석
- 정현과진동해석(5~150 Hz)
- 랜덤진동해석(10~2000 Hz)

이 절에서는 본 연구에서 고려한 해석조건에 따른 응력도출과정을 소개한 후, 선형중첩을 통해 종합적으로 추진계 배관망의 구조적 건전성을 평가한다. 이렇게 본 연구기관(CBNU, ChonBuk National University)에서 수행한 해석결과와 해외협력업체 AIRBUS의 해석결과와 비교하여 독자적인 해석기술을 검증한다.

### 2.1 유한요소모델 생성

본 연구에서는 CAD프로그램을 통해 추진계 배관망을 파이프, 클램프, 추력기(Thruster)로 세분화하여 설계하였다. 클램프의 소재로는 티타늄 Ti3Al2.5V, 알루미늄 T7351을 사용하였으며, 파이프 및 추력기의 소재로는 티타늄 CP3-GRADE 2를 사용하였다. 이에 대한 물성 값(E:탄성계수,  $\nu$ :포아송비,  $\rho$ :밀도,  $R_m$ :인장강도,  $R_{p0.2}$ :항복강도)을 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Property of Material

	E	$\nu$	$\rho$	$R_m$	$R_{p0.2}$
	[MPa]	-	[ $kg/m^3$ ]	[MPa]	[MPa]
CP3	105000	0.3	4500	345	276
Ti3Al2.5V	108500	0.3	4480	620	515
T7351	72000	0.33	2800	480	420

Table 2 Comparison of Number of Elements

Type	AIRBUS	CBNU	Difference (NO.)
	NO.	NO.	
GRID	49165	46535	2630
Elements	45135	43868	1267
CBAR	6397	6132	265
CHEXA	4346	3644	702
CONM2	304	149	155
CQUAD4	33011	33031	-20
CTRAI3	36	393	-357
RBE2	399	519	-120

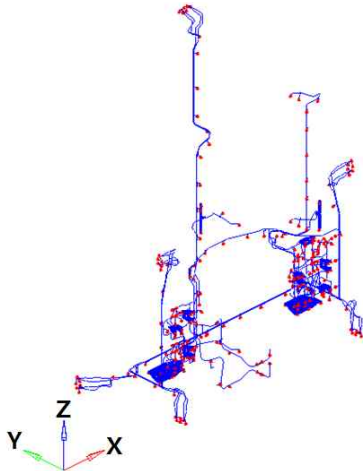


Fig. 1 FE-Model of GK2 tubing system

전처리기를 통해 튜브 솔리드 모델을 중심선(Midline)으로 변환하여 적절한 수의 유한요소망을 생성하였고, AIRBUS 결과문서와 비교하여 Table 2에 나타내었다. 유한요소해석에는 NASTRAN을 사용하였다. 또한 Fig.1과 같이 인공위성과 부착되는 클램프에 모든 자유도(Tx, Ty, Tz, Rx, Ry, Rz)를 구속하였다.

## 2.2 내압응력해석

추진력에 필요한 추진제가 배관망을 통해 추진 장치에 공급되기 때문에 파이프의 내압으로 인한 응력이 발생하게 된다. 이때 배관망 각 부품(Part)에 생기는 원주응력(Hoop stress)과 축방향 응력(Axial stress)을 식(1), (2)와 같이 계산할 수 있다[8].

$$\sigma_{Hoop} = p \cdot \frac{r_I^2}{r_O^2 - r_I^2} \left( \frac{r_O^2}{r_I^2} + 1 \right) \quad (1)$$

$$\sigma_L = p \cdot \frac{r_I^2}{r_O^2 - r_I^2} \quad (2)$$

여기서  $\sigma_{Hoop}$ 는 원주응력이고  $\sigma_L$ 는 축방향 응력이다. 또한,  $p$ 는 파이프에 생기는 내압이고  $r_O$ ,  $r_I$ 는 파이프의 외반지름 및 내반지름이다. 이때 파이프의 각 부품에 생기는 내압과 부품의 두께 및 반지름 치수를 Table 3에 나타내었다.

Table 3 Defined Inner pressure of tubing parts

Nr	part	Thickness [mm]	Radius [mm]	Pressure [MPa]
1	38LP_FU13_THEQ	0.4064	4.7625	1.3
2	38LP_OX13_THEQ	0.4064	4.7625	1.3
3	38LP_HE4_THEQ	0.4064	4.7625	0.4
5	14HP_HE310_THEQ	0.7112	3.175	31
6	14LP_FU13_THEQ	0.4064	3.175	1.3
8	14LP_OX13_THEQ	0.4064	3.175	1.3
9	14LP_HE13_THEQ	0.4064	3.175	1.3
10	14LP_HE4_THEQ	0.4064	3.175	0.4
14	18LP_HE4_THEQ	0.254	1.5875	0.4
15	38LP_HE4	0.4064	4.7625	0.4
16	14HP_HE310	0.7112	3.175	31
20	14HP_HE28	0.7112	3.175	2.8
21	14LP_HE22	0.4064	3.175	2.2
22	14LP_HE13	0.4064	3.175	1.3
23	14LP_HE4	0.4064	3.175	0.4
24	18LP_HE1	0.254	1.5875	0.1

$$\sigma_V = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 - \sigma_{xx}\sigma_{yy} + 3\tau^2} \quad (3a)$$

$$\tau = \tau_T; \quad (3b)$$

$$\tau_T = \frac{M_T}{I_T} r_{\max}; \quad r_{\max} = r_o$$

$$M_T = \text{Moment of torsion}$$

$$I_T = \frac{\Pi}{2} (r_o^4 - r_I^4)$$

$$\sigma_{yy} = \sigma_{Hoop} \quad (3c)$$

$$\sigma_{Hoop} = p \cdot \frac{r_I^2}{r_O^2 - r_I^2} \left( \frac{r_O^2}{r_I^2} + 1 \right)$$

$$\sigma_{xx}; \sigma_{xxMax} = \sigma_A + \sigma_B + \sigma_L; \quad (3d)$$

$$\sigma_{xxMin} = -\sigma_A - \sigma_B + \sigma_L$$

$$\sigma_A = \frac{N}{A} = \text{Axial stress};$$

$$N = \text{Axial force}$$

$$A = \pi(r_o^2 - r_I^2)$$

$$\sigma_B = \frac{\sqrt{M_{By}^2 + M_{Bz}^2}}{I_B} r_{\max};$$

$$M_B = \text{Moment of bending}$$

$$I_B = \frac{\pi}{4} (r_o^4 - r_I^4)$$

위 데이터를 이용하여 배관망의 Hoop stress와 Axial stress를 구한 후, 식(3a)와 같이 von Mises 응력을 계산할 수 있다.

von Mises 응력을 구한 후, 식(4)와 같이 안전여유(MoS, Margin of Safety)를 계산하여 내압응력 해석 조건에서의 구조적 안전성을 평가할 수 있다.

$$MoS[\%] = \left[ \left( \frac{\sigma_a}{\sigma_{appl} \times SF} \right) - 1 \right] \times 100\% \quad (4)$$

여기서,  $\sigma_a$ 는 배관망의 각 파이프가 견딜 수 있는 허용응력이고,  $\sigma_{appl}$ 는 내압으로 인해 생기는 작용응력이다. 안전계수(SF, Safety Factor)는 모든 부분에서 항복(Yield)일 경우는 1.1로, 극한(Ultimate)일 경우는 1.25를 사용하였다. 이 값은 AIRBUS와 마찬가지로 ECSS 규격에 기반을 두었다[4-7].

### 2.3 추력기 조립정렬해석

추력기가 인공위성이 진행하는 방향에 맞춰 정밀하게 작동하기 위해서는 추력방향의 미세한 오차도 없어야 한다. 이를 위해 추진계 배관망의 반작용추력기(RCT, Reaction Control Thruster) 7개에 각각 2개씩의 추력기가 부착되어 있고, 각 추력기마다 세 부분의 미세정렬(Shimming) 작업이 가능한 장착홀이 존재한다. 이러한 미세정렬을 하는 도중에 배관망에 응력이 발생할 수 있으며 이를 고려한 구조해석을 실시해야 한다. Fig.2는 추력기의 세부적인 형상과 장착홀 및 국부좌표계를 나타내었다.

RCT 조립완료 후, 추력기의 조준방향을 섬세하게 조정하기 위해서는 장착홀에 적절한 shim이 장착되어야 한다. 조정이 끝난 추력기는 shim의 영향으로 X축이 최대 1°로 기울어지게 된다. 따라서 Y축의 0°부터 360°까지 X축이 기울어진 방향에 따라 미세조정이 일어날 수 있다. 본 연구에서는 shim의 두께와 X축이 기울어지는 Y축 방향에 따라 장착홀에 생기는 변형을 고려하여 구조해석을 실시하였으며, 모든 RCT의 추력기가 대칭인 점을 고려하여 Fig.3과 같이 Y축을 0°부터 180°까지 5°씩 간격을 두며 계산하였다. 즉, 7개의 RCT에 2개씩의 추력기와 Y축 0°부터 180°까지 5°도씩 36개의 경우를 고려하여 총 504개의 하중조건에 대한 응력을 도출하였다. Table 4은 세 개의 장착홀(A, B, C)에 1°씩 shimming 작업을 할 때 생기는 변위경계조건을 가리킨다[9].

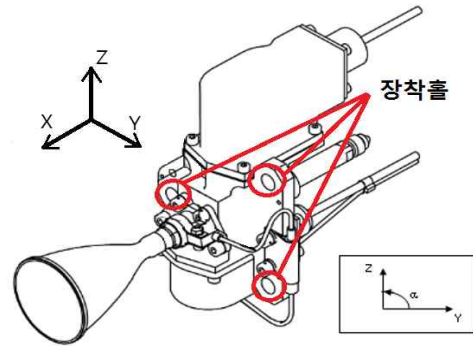


Fig. 2 Definition of thruster local coordinate frame

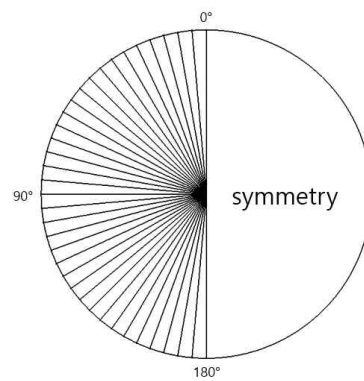


Fig. 3 Direction of displacements

Table 4 Displacement boundary condition of alignment load cases

1.0° Alignment shimming							
y [°]	Shim A [mm]	Shim B [mm]	Shim C [mm]	y [°]	Shim A [mm]	Shim B [mm]	Shim C [mm]
0	-0.44	-0.44	0.44	90	-0.44	0.44	0.11
5	-0.47	-0.4	0.45	95	-0.40	0.47	0.08
10	-0.51	-0.35	0.45	100	-0.35	0.51	0.04
15	-0.53	-0.31	0.45	105	-0.31	0.53	0.00
20	-0.56	-0.26	0.45	110	-0.26	0.56	-0.04
25	-0.58	-0.21	0.44	115	-0.21	0.58	-0.08
30	-0.60	-0.16	0.44	120	-0.16	0.60	-0.12
35	-0.61	-0.11	0.42	125	-0.11	0.61	-0.16
40	-0.62	-0.05	0.41	130	-0.05	0.62	-0.19
45	-0.62	0.00	0.39	135	0.00	0.62	-0.23
50	-0.62	0.05	0.37	140	0.05	0.62	-0.26
55	-0.61	0.11	0.34	145	0.11	0.61	-0.29
60	-0.60	0.16	0.32	150	0.16	0.60	-0.32
65	-0.58	0.21	0.29	155	0.21	0.58	-0.35
70	-0.56	0.26	0.26	160	0.26	0.56	-0.37
75	-0.53	0.31	0.22	165	0.31	0.53	-0.39
80	-0.51	0.35	0.19	170	0.35	0.51	-0.41
85	-0.47	0.40	0.15	175	0.40	0.47	-0.43

### 2.4 정현파진동해석

인공위성은 발사 시, 이륙, 돌풍, 단분리 등으로 인해 다양한 구조진동이 발생하게 된다. 정현파진동해석에서는 5~150 Hz 사이에 생기는 동적 하중에 노출된 배관망의 안정성을 평가할 수 있다. 이는 정지궤도복합 위성 부품 설계 및 시험 규격에 따른 보고서를 참고하였다[10]. 또한, 정현파진동에 의한 최대응력을 구하기 위해 Fig.4와 같이 인공위성의 어댑터 중심부에 하중입력 지점(Shaker)을 선정하였다.

경계조건으로 인공위성 몸체와의 접속부위의 자유도 (Tx, Ty, Tz, Rx, Ry, Rz)를 구속하고, shaker 지점에 정현파진동에 의한 하중을 주었다.

추진계 배관망의 여러 방향에서의 정현파진동에 대한 안정성을 평가하기 위해 shaker 지점에 X, Y, Z 방향으로 각각 20G( $20 \times 9.81m/s^2$ )의 하중을 5 Hz부터 150 Hz까지 가진하였다. 또한 추력기 부분에 대한 댐핑은 5.0%를 적용시켰다. 이는 1/8" Titanium Tubing 진동 시험 결과보고서를 참고하였다[11]. 해석결과로부터, 각각의 하중 조건에 의해 발생된 최대 내력하중을 구하였고, 식(3c), 식(3d)을 이용하여 axial stress, bending stress, torsion stress를 계산하였다. 마찬가지로 식(4)에 의거하여 MoS 결과 값을 구하고, 정현파진동해석에서의 배관망 안전성을 평가할 수 있다.

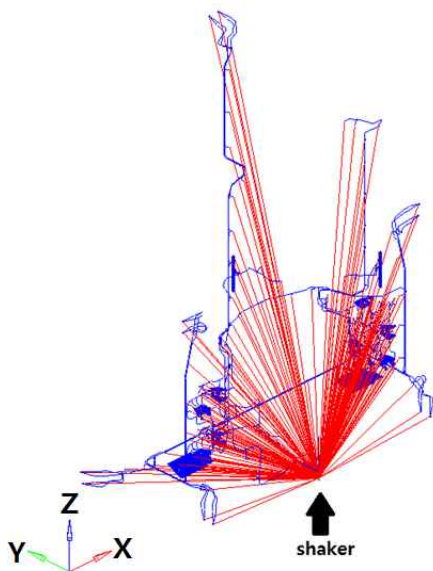


Fig. 4 Boundary condition of sine and random vibration

Table 5 Power spectral density of random vibration

Frequency [Hz]	PSD [ $g^2/Hz$ ]
10	0.008
100	1.5
400	1.5
590	0.5
700	0.5
710	0.3
1200	0.3
2000	0.108
Total gRMS	31.8

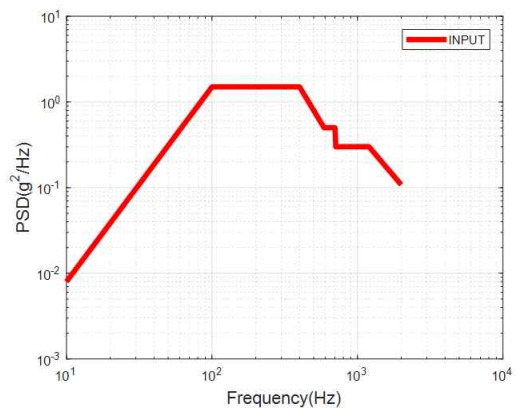


Fig. 5 PSD profile at input point

### 2.5 랜덤진동해석

AIRBUS의 랜덤진동해석 과정에서는 10 Hz부터 2000 Hz 까지 PSD(Power Spectral Density) 하중을 적용하였다. CBNU의 랜덤진동해석 과정에서는 모드중첩을 이용해서 시스템의 전달함수를 구성하는데 관심대상보다 좀 더 넓은 범위의 모드를 고려해야 해석 결과의 오차가 없다. 이를 방지하기 위해서 10 Hz부터 2500 Hz까지 Fig.4와 같은 경계조건에서 Table 5와 Fig.5와 같은 PSD 하중을 주었다. 모달댐핑은 5%를 부여하였다. 이는 AIRBUS 해석결과 보고서에서 제시되어 있듯이, 추력기 및 파이프에 적용하는 주파수에 따른 PSD 입력 값을 모두 포함하는 범위로서 수치적 타당성을 확인하였다[12].

해석결과분석을 위해서 Fig.6과 같이 배관망의 구조적 진동에 의한 동적하중에 가장 취약할 것으로 예상되는 5지점(A,B,C,D,E)을 선정하였다. 이는 어떠한 클램프로 지지되지 않는 가장 긴 튜브의 중앙 지점을 선

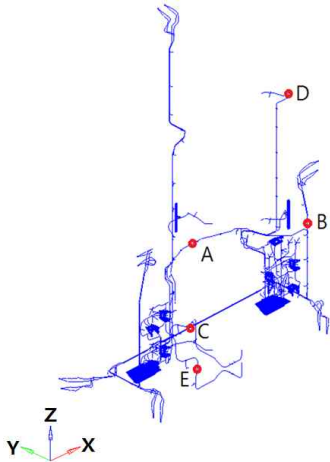


Fig. 6 PSD output point

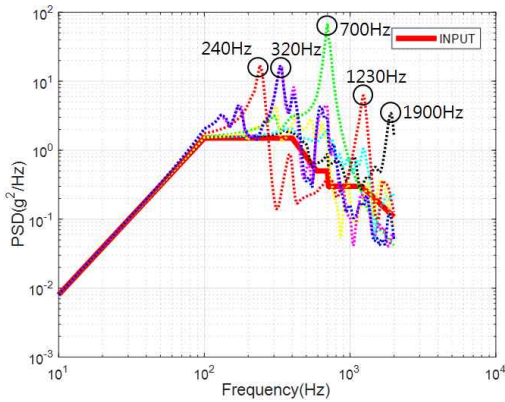


Fig. 7 PSD output due to random input

정하였다. 그 응답을 분석하여 가장 높은 출력응답을 보이는 주파수 5개(240 Hz, 320 Hz, 700 Hz, 1230 Hz, 1900 Hz)를 Fig.7로부터 선정하여 응력을 도출하고 구조해석을 실시하였다.

### 3. 해석결과 및 검토

#### 3.1 내압해석 결과

내압응력해석에서 파이프의 내압으로 인한 하중의 응력(Hoop stress, Axial stress)을 계산하였으며, von Mises 방정식을 통해 MoS 결과 값을 구하였으며, 그 결과를 Table 6에 나타내었다.

이 결과는 파이프에 걸리는 내압과 파이프의 내경 및 외경 치수에 따라 일정하므로 AIRBUS의 결과와 동일하다.

Table 6 MoS Result due to pipe inner pressure

Nr	part	vMises	MoS
		[MPa]	[%]
1	38LP_FU13_THEQ	12.7	>1000
2	38LP_OX13_THEQ	12.7	>1000
3	38LP_HE4_THEQ	3.9	>1000
5	14HP_HE310_THEQ	109.2	329
6	14LP_FU13_THEQ	8.3	>1000
8	14LP_OX13_THEQ	8.3	>1000
9	14LP_HE13_THEQ	8.3	>1000
10	14LP_HE4_THEQ	2.6	>1000
14	18LP_HE4_THEQ	3.9	>1000
15	38LP_HE4	109.2	329
16	14HP_HE310	9.9	>1000
20	14HP_HE28	14.0	>1000
21	14LP_HE22	8.3	>1000
22	14LP_HE13	2.6	>1000
23	14LP_HE4	0.5	>1000

Table 7 MoS Result due to RCT alignment

Nr	part	vMises	MoS
		[MPa]	[%]
26	RCT-1A	134.9	86
27	RCT-1B	113.8	121
28	RCT-2A	170.7	47
29	RCT-2B	114.1	120
30	RCT-3A	103.0	144
31	RCT-3B	115.4	117
32	RCT-4A	107.9	132
33	RCT-4B	83.8	199
34	RCT-5A	106.4	136
35	RCT-5B	97.3	158
36	RCT-6A	119.6	110
37	RCT-6B	82.6	204
38	RCT-7A	143.1	75
39	RCT-7B	91.9	173

#### 3.2 추력기 조립정렬해석 결과

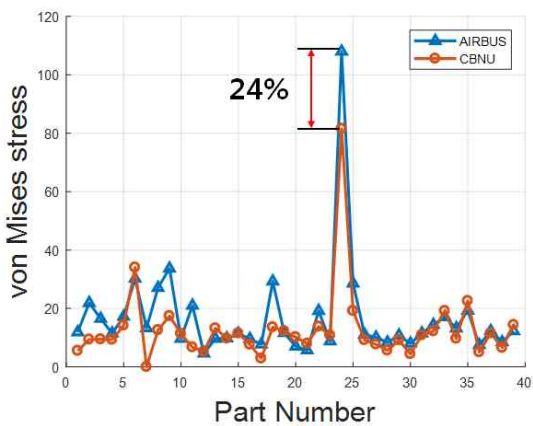
추력기 조립정렬해석에서는 추력기 장착홀에 shiming 작업으로 인해 생기는 응력을 도출하였다. 따라서 RCT 당 2개씩의 추력기에 생기는 응력에 대한 MoS 값을 도출하여 Table 7에 나타내었다.

Table 7에 나타낸 MoS 결과 값이 모두 양의 값을 나타내기 때문에 조립정렬해석에서 배관망의 RCT부분은 구조적으로 건전하다는 것을 알 수 있다.



**Table 8** CBNU MoS result due to sine vibration

Nr	PART	vMises	MoS
		[MPa]	[%]
1	38LP_FU13_THEQ	5.53	>1000
2	38LP_OX13_THEQ	9.38	>1000
3	38LP_HE4_THEQ	9.45	>1000
5	14HP_HE310_THEQ	9.33	>1000
6	14LP_FU13_THEQ	13.22	>1000
8	14LP_OX13_THEQ	9.73	>1000
9	14LP_HE13_THEQ	14.16	>1000
10	14LP_HE4_THEQ	34.05	>1000
15	38LP_HE4	7.64	>1000
16	14HP_HE310	10.17	>1000
20	14HP_HE28	7.97	>1000
21	14LP_HE22	13.81	>1000
22	14LP_HE13	10.84	>1000
23	14LP_HE4	2.90	>1000
24	18LP_HE1	81.53	208
26	RCT-1A	9.18	>1000
27	RCT-1B	7.70	>1000
28	RCT-2A	5.63	>1000
29	RCT-2B	9.15	>1000
30	RCT-3A	4.41	>1000
31	RCT-3B	10.85	>1000
32	RCT-4A	12.22	>1000
33	RCT-4B	19.17	>1000
34	RCT-5A	9.68	>1000
35	RCT-5B	22.58	>1000
36	RCT-6A	5.04	>1000
37	RCT-6B	11.54	>1000
38	RCT-7A	6.57	>1000
39	RCT-7B	14.38	>1000



**Fig. 8** Comparison of von-Mises stress by sine vibration

### 3.3 정현파진동해석 결과

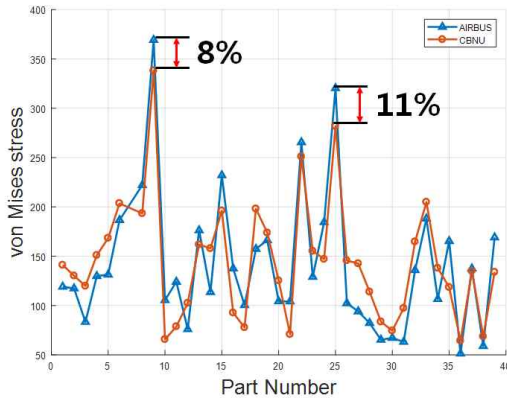
정현파진동해석에서는 5 Hz부터 150 Hz까지 20G의 하중을 입력하였다. 좌표계 X, Y, Z 방향에 따른 각각의 최대 von Mises 응력 값을 도출하고 MoS 결과를 Table 8에 나타내었다. 또한, AIRBUS의 결과와 비교하여 각 부품에 해당하는 응력양상을 Fig. 8과 같이 나타내었다. 가장 응력이 큰 지점에서 오차는 약 24% 수준 이내로 일치하는 것을 알 수 있다.

### 3.4 랜덤진동해석 결과

랜덤진동해석에서는 앞서 언급하였듯이 가장 극한적인 상위 5개 공진주파수에 의한 von Mises 응력 값을 도출하고 MoS 결과를 Table 9에 나타내었다. 또한, AIRBUS의 결과와 비교하여 각 부품에 해당하는 응력양상을 Fig.9와 같이 나타내었다. 가장 응력이 큰 지점에서 오차는 약 8~11% 수준 이내로 일치하는 것을 알 수 있다.

**Table 9** CBNU MoS result due to random vibration

Nr	PART	vMises	MoS
		[MPa]	[%]
1	38LP_FU13_THEQ	140.98	232
2	38LP_OX13_THEQ	190.17	146
3	38LP_HE4_THEQ	119.76	291
5	14HP_HE310_THEQ	150.88	210
6	14LP_FU13_THEQ	161.75	189
8	14LP_OX13_THEQ	157.87	197
9	14LP_HE13_THEQ	228.32	105
10	14LP_HE4_THEQ	303.55	54
15	38LP_HE4	72.61	545
16	14HP_HE310	155.29	201
20	14HP_HE28	70.75	562
21	14LP_HE22	250.94	87
22	14LP_HE13	155.23	202
23	14LP_HE4	57.71	711
24	18LP_HE1	107.05	134
26	RCT-1A	145.64	72
27	RCT-1B	212.58	18
28	RCT-2A	113.91	120
29	RCT-2B	103.52	142
30	RCT-3A	74.49	237
31	RCT-3B	127.24	97
32	RCT-4A	164.67	52
33	RCT-4B	204.86	22
34	RCT-5A	177.98	41
35	RCT-5B	118.53	112
36	RCT-6A	64.25	291
37	RCT-6B	134.80	86
38	RCT-7A	68.61	266
39	RCT-7B	93.88	167



**Fig. 9** Comparison of von Mises stress by random vibration

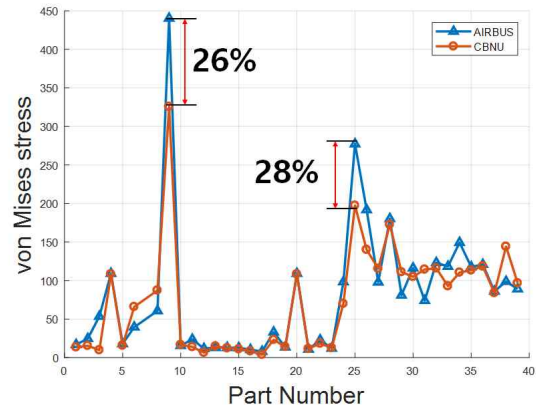
따라서 내압응력해석, 조립정렬해석, 정현과진동해석 및 랜덤진동해석의 하중조건에 의한 각각의 von Mises 결과 값을 확인하였다.

#### 4. 종합해석 결과

최종적인 구조적 건전성 평가는 실제 발사환경을 고려하여 위의 하중조건에 따른 해석결과를 선형 중첩하여 종합적으로 검토한다. 앞서 도출한 내압응력해석, 조립정렬해석, 정현과진동해석 및 랜덤진동해석의 하중조건에 의한 응력 결과를 합산하여 von Mises 응력과 MoS 결과 값을 도출하여 배관망의 구조적 건전성을 평가하고, AIRBUS의 결과와 비교한다.

먼저 내압응력해석, 조립정렬해석, 정현과진동해석의 하중조건에 의한 응력을 합산하고 MoS 결과 값을 계산하였다. 이는 5~150 Hz의 정현과 발사환경에 대한 검증용 위함이다. Fig.10은 AIRBUS의 결과 문서와 von Mises 응력 양상을 비교한 그래프이다.

비교 결과, 응력이 가장 큰 두 지점에서의 오차는 26~28% 수준 이내로 일치하는 것을 알 수 있다. 위 세 가지 하중조건을 고려한 종합해석에서는 MoS 결과 값이 모든 부품에서 양수 값이 나온 것을 Table 10과 같이 확인할 수 있다. 이는 AIRBUS의 해석결과와 동일하며 정현과 발사환경에서 구조적으로 건전하다는 것을 알 수 있다.



**Fig. 10** Comparison of von Mises stress by sine vibration, inner pressure and alignment

**Table 10** CBNU MoS Result due to sine vibration, inner pressure and alignment

Nr	PART	vMises [MPa]	MoS [%]
1	38LP_FU13_THEQ	13.5	>1000
2	38LP_OX13_THEQ	15.4	>1000
3	38LP_HE4_THEQ	9.8	>1000
5	14HP_HE310_THEQ	108.4	332
6	14LP_FU13_THEQ	14.7	>1000
8	14LP_OX13_THEQ	12.3	>1000
9	14LP_HE13_THEQ	12.3	>1000
10	14LP_HE4_THEQ	65.9	611
15	38LP_HE4	8.4	>1000
16	14HP_HE310	108.3	332
20	14HP_HE28	11.5	>1000
21	14LP_HE22	18.3	>1000
22	14LP_HE13	12.6	>1000
23	14LP_HE4	3.8	>1000
24	18LP_HE1	70.0	258
26	RCT-1A	140.1	79
27	RCT-1B	115.5	117
28	RCT-2A	172.7	45
29	RCT-2B	111.1	126
30	RCT-3A	104.9	139
31	RCT-3B	114.4	119
32	RCT-4A	115.9	117
33	RCT-4B	92.8	170
34	RCT-5A	110.5	127
35	RCT-5B	113.3	121
36	RCT-6A	118.4	112
37	RCT-6B	83.9	199
38	RCT-7A	144.1	74
39	RCT-7B	96.7	159

다음으로 내압응력해석, 조립정렬해석, 랜덤진동해석의 하중조건에 의한 응력 결과를 합산하여 von Mises 응력을 구하였다. 그 결과를 AIRBUS의 결과와 응력 양상을 비교하여 Fig.11에 나타내었다.



또한, 부품 별 von Mises 응력 결과 값을 Table 11에 나타내었다.

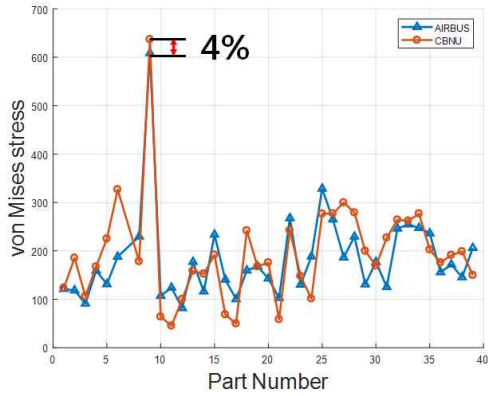


Fig. 11 Comparison of von Mises stress by random vibration, inner pressure and alignment

Table 11 CBNU MoS Result due to random vibration, inner pressure and alignment

Nr	PART	vMises [MPa]	MoS [%]
1	38LP_FU13_THEQ	123.4	280
2	38LP_OX13_THEQ	185.4	153
3	38LP_HE4_THEQ	106.1	341
5	14HP_HE310_THEQ	167.4	180
6	14LP_FU13_THEQ	158.7	195
8	14LP_OX13_THEQ	152.5	207
9	14LP_HE13_THEQ	225.1	108
10	14LP_HE4_THEQ	326.9	43
15	38LP_HE4	68.5	583
16	14HP_HE310	175.8	166
20	14HP_HE28	58.4	702
21	14LP_HE22	242.5	93
22	14LP_HE13	147.9	216
23	14LP_HE4	49.8	840
24	18LP_HE1	101.5	147
26	RCT-1A	277.1	-9
27	RCT-1B	299.8	-16
28	RCT-2A	179.1	-10
29	RCT-2B	199.9	26
30	RCT-3A	169.4	48
31	RCT-3B	227.0	11
32	RCT-4A	264.3	-5
33	RCT-4B	262.0	-4
34	RCT-5A	277.0	-9
35	RCT-5B	202.6	24
36	RCT-6A	175.9	43
37	RCT-6B	191.3	31
38	RCT-7A	198.8	26
39	RCT-7B	149.8	67

Table 12 Comparison of RCT MoS Result by CBNU and AIRBUS

Nr	PART	MoS	
		AIRBUS [%]	CBNU [%]
26	RCT-1A	-5	-9
27	RCT-1B	35	-16
28	RCT-2A	9	-10
29	RCT-2B	92	26
30	RCT-3A	42	48
31	RCT-3B	100	11
32	RCT-4A	2	-5
33	RCT-4B	-2	-4
34	RCT-5A	1	-9
35	RCT-5B	6	24
36	RCT-6A	61	43
37	RCT-6B	46	31
38	RCT-7A	72	26
39	RCT-7B	22	67

종합해석 Table 11에서 보면 알 수 있듯이 배관망의 파이프 부분에서의 MoS 결과 값은 양의 값이 나왔다. 하지만 추력기 부분인 RCT-1A, RCT-1B, RCT-2A, RCT-4A, RCT-4B, RCT-5A 부분에서 MoS 결과 값이 음수 값이 나왔다. 또한 AIRBUS의 결과에서는 RCT-1A, RCT-4B 부분에서 MoS 결과 값이 음의 값이 나오며, RCT-1B, RCT-2A, RCT-4A, RCT-5A 부분에서도 매우 낮은 MoS 값이 나오는 것을 감안할 때 그 경향성이 서로 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. RCT 부분에 대해 AIRBUS의 결과 문서와 비교한 값을 Table 12에 나타내었다.

해석결과로부터 본 연구에서 도출한 응력과 AIRBUS가 보고한 응력이 30%이하의 차이를 보였다. 이는 AIRBUS 문서에 기술되어 있지 않은 경계조건 불확실성 및 요소 수의 불일치 등으로 인한 결과로 추정되며, 이러한 불확실성을 감안할 때 본 연구를 통해 개발된 유한요소모델과 해석방법이 적절함을 의미한다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 위성발사환경 하에서 정지궤도복합위성 추진계배관망의 구조적 건전성을 확인하고 독자적인 인공위성 추진계배관망 구조해석기술을 확보하기 위해서 ECSS 규격과 각종문헌에 근거하여 유한요소모델을 생성하고 다양한 하중조건에 대해 구조해석을 실

시하였다.

이를 위해 내압, 조립정렬, 정현과진동, 랜덤진동인 경우를 고려하였으며 Axial stress, Bending stress, Torsion stress 결과를 중첩하여 von Mises 응력을 도출하였다. 5~150 Hz의 정현과 진동환경에서는 MoS 결과가 AIRBUS의 결과와 마찬가지로 모두 양의 값이 나오는 것을 확인하였다. 10~2000 Hz의 랜덤진동환경에서는 AIRBUS의 해석결과와 마찬가지로 일부 취약지점에서 음의 MoS가 나오는 것을 확인하였다.

이로써 추진계 배관망의 구조적 건전성을 평가하였고, AIRBUS의 결과와 비교 검증해석을 통해 높은 신뢰도를 나타내었으며, 추후 추진계배관망 국산화 개발 시 필요한 핵심기술을 확보하였다고 판단한다.

## 후 기

이 성과는 2017년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (과제명: 정지궤도복합위성 추진계 배관망 구조 해석 연구, NRF-2017M1A3A4A03025127)

## References

- [1] Bongkyu Park, Jaedong Choi, "Optimization of GEO-KOMPSAT-2 Apogee Engine Burn Plan", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 10, pp.90-97, 2016.
- [2] Do-Soon Hwang, Jae-Hyuk Lim, Hyung-Yeol Jun, "Current Status and Future Prospects of Satellite Technology in Korea", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* Vol. 44(8), pp.703-709, 2016.
- [3] Chang-Ho Kim, Kyung-Won Kim, Sun-Won Kim, Jae-Hyuk Lim. and Sung-Hoon Kim, "Conceptual Design of Structure Subsystem for Geo-stationary Multi-purpose Satellite", *Journal of Satellite, Information and Communications* Vol. 7(3), pp.110-115, 2012.
- [4] Space engineering Threaded fasteners handbook, *ECSS-E-ST-32-03C*

- [5] Space engineering Threaded fasteners handbook, *ECSS-E-ST-32-08C Rev.1*
- [6] Space engineering Threaded fasteners handbook, *ECSS-E-ST-32-10C Rev.1*
- [7] Space engineering Threaded fasteners handbook, *ECSS-E-ST-32C Rev.1*
- [8] J.R. BARBER, "Elasticity", KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS, 2002.
- [9] AIRBUS, "GK2 Tubing - Structural Analysis Report", 2015.
- [10] Yong-hyun Chung, Eun-seok Lee, Soon-young Park, Chang-hwan Yang, Jin-teag Jung, "Structural Analysis of Sinusoidal Vibration Load for Liquid Rocket Engine System", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 3, pp.20-23, 2009.
- [11] AIRBUS, *RILAM-TP43-NT-0034*
- [12] AIRBUS, *GK2-SP-320-006\_D02*
- [13] NASA technical standard, *NASA-STD-5020*
- [14] <http://ecss.nl/standards/ecss-standards-on-line/active-standards/>