

위성체 본체의 구조 해석 (Structural Analysis of Satellite Bus)

이장무* 김승조** 김기욱* 유정열**
(J.M.Lee, S.J.Kim, K.W.Kim, J.Y.Yu)

* 서울대학교 기계설계학과

** 서울대학교 항공공학과

Structural analysis of a satellite bus is carried out by using a finite element program NISA II.

It is assumed that the bus is composed of bars, plates and shells made of CFRP composite materials and aluminum alloys. Displacements and stresses are calculated as static analysis under accelerated motion and frequencies and mode shapes are computed as dynamic analysis.

1. 서론

1990년 중반에 우리나라의 독자적인 위성을 확보하고 2000년대의 세계 우주시장과 우주산업의 국제협력에 참여하기 위하여는 위성을 독자개발 또는 공동개발할 수 있는 능력을 확보하여야 한다. 이를 위하여 당장 막대한 연구비 및 개발비를 투자하여 본격적인 개발에 착수할 수는 없다 하더라도 지금 부터 체계적이고 지속적인 위성체의 기본연구를 시작하여 기초를 쌓고 관련 연구 인력을 양성하여야 할 것이다. 우선 첫단계의 위성은 1970년 2월 11일 일본 우주과학연구소에 의하여 연구 개발되어 성공적으로 지구궤도에 진입한 과학위성 "Oshumi" 급이 첫 개발 목표가 될 것으로 기대된다.

과학위성 "Oshumi" 를 쏘아올린 발사체 로켓트는 4단 고체추진 로켓트로 총길이 16.5m, 직경 0.375 m, 총중량 9.4 톤이었고 "Oshumi" 위성의 무게는 약 24 Kg 이며 궤도의 근지점은 337 Kg 원지점은 5151 Kg의 타원형 궤도로서 경사각은 31.1 도 이었다. 이후 일본은 과학기술청과 전파연구소 등이 1970년 - 1975년에 ISS 위성구체물, 우주개발사업단이 1976- 1979년도에 위성 주구체(위성중량 638 Kg, 위성 주구체 중량 60.7 Kg)를, 우주과학연구소가 1980년 - 1982년에 PLANET-A 위성구체 (위성중량 140 Kg, 위성주구체 중량 16 Kg)를, 최근에는 일본전신전화공사가 1988년 발사를 위하여 스펀안정방식의 통신위성 CS-3 (위성중량 1055 kg, 위성 첫수 2184 mm X 3498 mm, 위성주구체 중량 49 Kg, 수명 7년, HI 발사 로켓트, 정지위성궤도 동경 32도)를 개발하였고, 유럽에서는 스펀안정방식의 정지위성 (중량발사시 720 Kg, 정지위성궤도상 320 Kg, 첫수 2100 mm X 3000 mm,

수명3년, 정지 위성궤도 위도 0도, 발생전력 200 W 이상) 과 3축 제어방식의 상자 형의 (box type) 의 위성 OLYMPUS SPACECRAFT (중량 발사시 3300 Kg, 궤도진입시 359 kg, 치수 2200 mm X 2200 mm X 5220 mm, 신피도 10년 후의 0.85 이상, 수명 10년 발사체 ARIAN SHUTTLE)를 개발하여 대형화되면서 구체를 경량 구조화하는 추세에 있다. 특히 1981년 2월에 발사된 ETS-IV 까지는 위성의 주구체 (상부원통 2024-T4 1 mm 쉘, 상부원추 1 mm 쉘, 플랫폼 2024 T3 0.4 mm 표피; 50.4 mm 두께; 1/8-5052-0007P 하니콤, 스트러트 2024-T3 34.7 mm 튜브, 하부원통 2024-T4 1 mm 쉘, 하부원추 2024-T4 1.4 mm)가 거의 AI 금속으로 설계 제작되었으나 1985년의 PLANET-A 위성은 스트러트에 직경 25 mm의 탄소섬유강화플라스틱 (CFRP) 튜브와 스트러트 튜브에 직경 500 mm, 높이 500 mm, 두께 1.4 mm 의 튜브를 채용하였고 1988년의 CS-3 위성에는 상부, 하부 판넬에, 2024 T-3 0.25 mm 표피의 3/16-5052-0007P 하니콤을, 나머지 구조에는 모두 CFRP 재료를 채택하였다. 이는 위성체에 CFRP, KFRP, GFRP, FW-CFRP 와같은 복합재료를 대폭 채용하여 우주용 경량, 고강성 부재를 개발하는 추세를 보여주는 것이다.

이와같은 위성의 주구체 설계 기술을 확보하기 위한 첫 단계로서 본 연구에서는 기존의 위성 주구체의 제원, 재료특성 등을 조사한 후 이를 토대로 해서 위성주구체를 복합재료 판 내지는 각(shell)등으로 모델화하여 범용 구조해석 프로그램인 NISA II 이용하여 응력해석과 진동해석을 수행하였다.

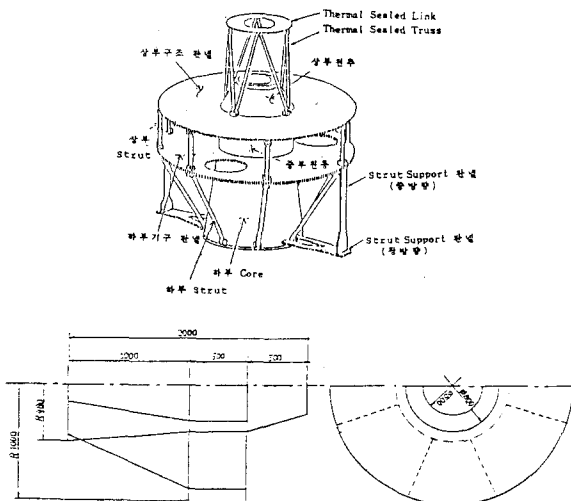
2. 구조해석

위성체의 구조해석은 실제 설계형상이 결정된 경우에 행할 수 있다. 그러나 복합재료를 사용한 구조물의 구조해석 능력을 보기 위해 이미 방사되어 사용된 CS-3 통신위성을 모델로 구조해석을 수행하였다. 이를 위해서 복합재료를 구조물에 사용하기 위한 고려사항들과 사용에, 열해석 조건의 설정 및 구조해석 프로그램에 대한 조사연구가 수행되었으며 전절에 이를 간략히 소개하였다. 구조물해석에 사용된 대상은 유연구구조물(태양전지, 안테나등)과 탑재장비등을 제외한 CS-3 위성의 위성체 구조물이며 방사때의 가속력에 의한 효과와 진동해석이 수행되었다. 개략적인 형상과 재원을 그림 2.1과 표 2.1에 나타내었다. 그리고 복합재료 적층판등의 해석을 위해 적층 구조물의 각 layer들의 물성이 입력될 수 있는 NISA II 프로그램을 사용했으며 계산결과와 후처리는 EGA board를 내장한 Turbo-XT PC에서 Supersap 프로그램을 사용하여 수행했다.

표 2.1 구조물의 재원

구조요소	형상 / 재질
Central Thrust Tube	외경 960mm, 중심원통 800mm 안테나 부착부 500mm, 두께 1.5mm CFRP 쉘구조
상부 플랫폼	내경 800mm, 외경 1,000mm 5052-0007P질, 두께 38mm
하부 플랫폼	내경 800mm, 외경 1,000mm 5052-0007P질, 두께 50mm
상/하부 브리스	외경 40mm, 두께 0.5mm CFRP 튜브

그림 2.2 구조 개략도



3. 모델링

3.1 스트러트 모델링

상,하부Platform과 Central Thrust Tube를 지지 보강하는 16개의 스트러트에 3차원 스파요소 (3D Spar Element)를 사용한다. 3차원 스파요소는 두개의 절점 I와 J에 의해 정의되는 선형요소로서 축방향의 압축과 인장만을 고려하며 공간상의 어느곳을 지향해도된다. 절점당 3개의 병진자유도(UX,UY,UZ)를 가지며, 모든 회전은 구속되어야 한다. 요소의 형상을 그림 3.1에 나타내었으며 절점과 요소 데이터외에도 다음의 자료가 필요하다.

가 절점의 구속조건

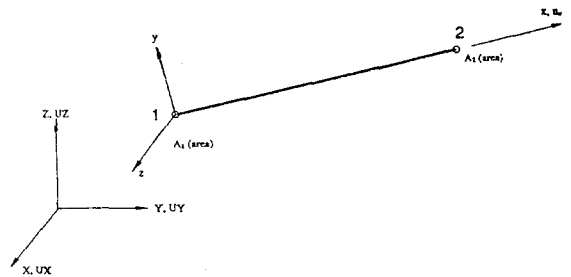
- 모든 회전자유도 구속

나 재질상수 (탄성계수, 밀도)

$$- E = 207 \text{ GN/m}^2$$

$$- \text{DENSITY} = 1520 \text{ KG/m}^3$$

그림 3.1 요소 구조 (NKTP=14,NORDR=1)



3.2 상,하부 Platform 모델링

플랫폼은 알루미늄 합금 5052-0007P로 되어있으며 위성에 적재될 모든 제어기와 장비들이 놓여지게된다. 이 플랫폼을 3차원 쉘요소 (3-D General Shell)로 모델링한다. 이 요소는 membrane, 굽힘,전단변형 효과를 모두 고려할 수있으며 요소면의 수직축에 대한 회전강성을 갖지않는다. 그러나 Local Coordinate 내에서의 모든 요소들이 Global Coordinate 와 일치하는것이 아니므로 모델링 시 계산시간과 Cost를 줄이기위해서 적절한 설정이 필요하다. 그러나 경우에 따라서는 자유도는 main에서 지정하므로 6개의 자유도를 전부 free 로 놓고 계산한다. 또한 이 요소는 사각형 또는 삼각형 형상을 갖고 있으며 절점의 위치와 수에따른 형상을 그림 3.3에 나타내었다.

여기서 절점 3개를 갖는 삼각형 요소는 횡방향의 전단효과를 무시한 Kirchhoff의 쉘 이론을 수용하므로 전단효과를 무시한 선형요소로서 사용한다. 무하중 상태에서 이 플랫폼모음을 요소당 4개의 절점을 갖고 절점당 6개의 자유도를 갖는 48개의 요소로 모델링한다. 이요소의 해석에는 절점과 요소 데이터 외에 다음과 같은 자료가 필요하다.

가. 절점의 구속조건

- 요소의 각절점에서 요소면에 수직인 축에 대한 회전자유도 구속

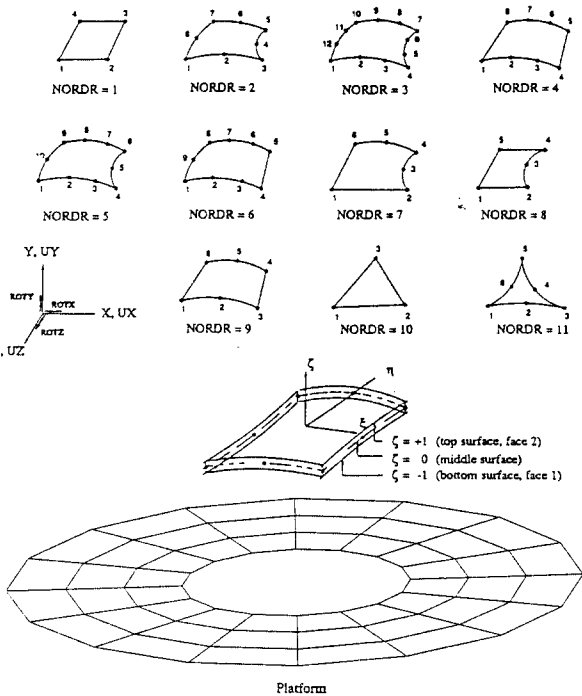
나. 재질상수 (탄성계수, 포아슨 계수, 밀도)

- $E = 70.3 \text{ GN/m}^2$

- Poisson's ratio = 0.33

- DENSITY = 2710 Kg/m^3

그림 3.2 요소구조 (NKTP=20,NORDR=1)와 Platform 모델



3.3 Central thrust Tube 모델링

Central Thrust Tube는 CFRP(Composite Reinforced Plastic) 쉘 구조물로 되어있으므로 3차원 복합재료 쉘 요소 (3-D composite general shell)로 모델링한다. 이요소는 복합재질로 구성된 적층구조물에 사용할 수있으며 각 layer들의 물성을 입력할 수있다. 요소의 형상을 그림 3-3에 나타내었다. 전절에서 설명한 3차원 쉘요소와 마찬가지로 삼각형 또는 사각형 요소를 사용하며 여기에서는 이 튜브를 한 요소당 4개의 절점을 갖고 절점당 6개의 자유도를 갖는 사각형 복합재료로 적층구조 쉘 요소 (Laminated Composite Thin Shell Element) 80개로 모델링 한다. 좌표계는 부분좌표계를 사용하지 않고 전체계를 한개의 원통 좌표계로 취급하였으며 구조물의 길이방향을 Z축으로 취하였다. 3차원 복합재료 쉘요소의 layer의 수는 제한이 없고 각 layer마다 두께를 다르게 입력할 수 있다 taper 진 단면의 두께에 대해서도 해석이 가능하다. 다수의 layer를 갖는 3차원 쉘요소는 적층간의 각도에 따라 강성 동이 변하므로 이를 고려하여 각각의 layer에 대해 적절한 적층각을 입력하여 해석을 할수 있는 것이 NISA II의 특징이다.

이요소의 해석에는 절점과 요소 데이터 외에 다음과 같은 자료가 필요하다.

가. 절점의 구속조건

- 요소의 각절점에서 요소에 수직인 축에 대한 회전자유도 구속

나. 절점에서의 각층의 두께와 적층각

- 적층각은 요소면에 투영된 Z축으로 CCW로 측정

다. 재질상수 (탄성계수,포아슨 계수, 밀도)

표1. 사용된 복합재료의 물성치

	- GRAPHITE/EPOXY	- FIBER GLASS
EX	207 GN/m ²	58.8 GN/m ²
EY	5.17 GN/m ²	17.9 GN/m ²
GXY	2.59 GN/m ²	8.97 GN/m ²
GXZ	2.59 GN/m ²	8.97 GN/m ²
GYZ	2.10 GN/m ²	7.5 GN/m ²
DENSITY	1520 Kg/m ³	2100 Kg/m ³
Poisson's ratio	0.25	0.25

위성체 내부 구조물의 전체에 대한 모델링 그림을 그림 3.4에 나타내었다.

그림 3.3 요소구조 (NKTP=32,NORDR=1)와 Central Tube 모델

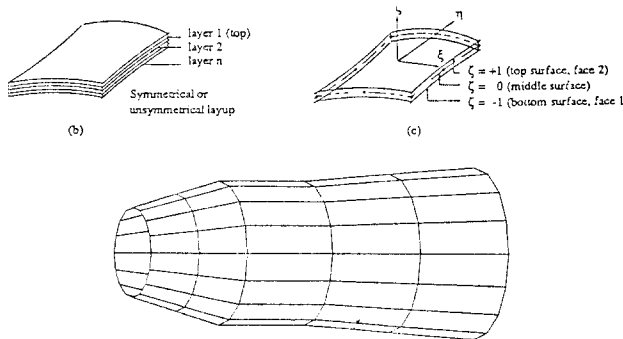
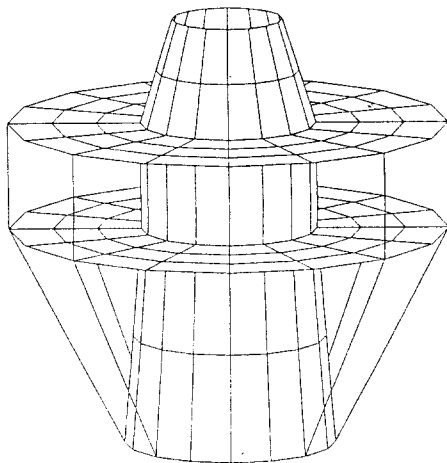


그림 3.4 전체 모델



4. 진동해석

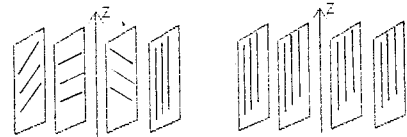
4.1 수치 계산

- (1) 표 1의 복합재료 물성치를 이용하여 계산을 수행하였다.
- (2) 고유치해석에 accelerated subspace iteration 방법을 사용하였다.
- (3) 적층순서와 적층방식에 따른 고유진동수의 변화를 검토하였다.

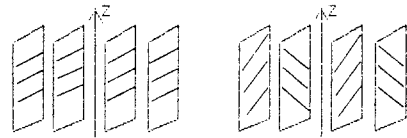
4.2 계산 결과

적층방식에 따른 구조물강성의 변화를 보기 위하여 다음과 같은 적층방식에 대한 고유치 해석을 행하였다.

- (1) Quasi-isotropic [0,45,90,-45]
- (2) Bending-stiff case 1 [0,0,0,0]
- (3) Bending-stiff case 2 [90,90,90,90]
- (4) Torsional-stiff [45,-45,45,-45]



(1) Quasi-isotropic (2) Bending-stiff #1



(3) Bending-stiff #2 (4) Torsional-stiff

적층방식에 따르는 고유치해석 결과는 다음과 같다.

Laminate	Mode	Frequency(Hz)
[0/45/90/-45]	1T	23.9
	1B	27.9
	2T	78.2
	2B	120.9
	3B	190.0
[0/0/0/0]	4B	194.1
	1T	15.1
	1B	24.2
	2T	44.9
	2B	89.0
[90,90,90,90]	3B	164.2
	4B	173.2
	1T	15.1
	1B	16.9
	2T	44.9
[45/-45/45/-45]	2B	84.8
	3T	141.4
	4B	182.7
	4T	195.2
	1B	27.5
	1T	36.7
	2T	107.9
	2B	147.2
	3T	165.4
	3B	211.9
	4T	239.9

5. 정적 구조 해석

본 절에서는 앞서 언급한 제원과 재질을 갖춘 위성체 CS-3의 모델을 가지고 탑재장비들을 제외한 위성체 구조물의 응력 해석 및 변형을 살펴 보기로 한다.

5.1 경계 조건 및 하중

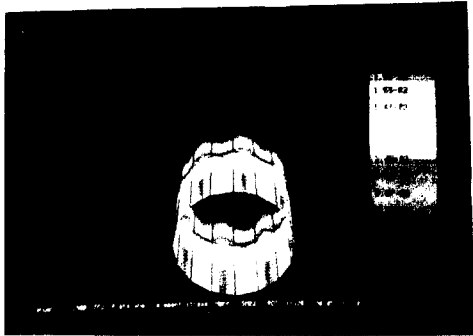
공간에서 움직이고 있는 물체에 체적력이 작용하는 효과를 고려하기 위해 중앙 shell 요소의 가장 아래부분(z=2.0)에 있어서 z방향의 변형을 구속하고, spar 요소 에서는 모든 회전을 구속하였다.

가해진 하중은 일반적으로 위성체가 발사시 최대로 받는 10g의 체적력을 가했다.

5.2 결과

이번 연구에서는 CS-3 위성체 구조물을 요소의 갯수에 따라 3가지의 모델로 나누어 정적 해석을 행하였다.

같은 재료와 물성치들을 갖는 위성체에 있어서 요소의 증가 갯수와 적중순서의 변화에 따르는 요소내의 응력 및 변형의 변화를 살펴 보았다.



SY at LAYER1

REFERENCES

1. Kardestuncer H., " Finite Element Handbook " ,
McGraw-Hill ,1987
2. Noor,A.K and Pilkey,W.D., " State-of-the-Art
Surveys on Finite Element Technology " , *The
American Society of Mechanical Engineers*. 1983.
3. Pilkey,W.D. and Perrone,N. " Structural
Mechanics Software Series " , *University Press of
Virginia*, 1977.
4. 홍 용식, " 인공위성과 우주발사체 ", 청문각, 1985
5. 일본대학출판 응용기계공학 편집부, "우주개발과
설계기술", 문우사, 1989
6. Jones,R.M., " Mechanics of Composite Materials
", *McGraw-Hill* , 1975
7. Benfield,W.A. and Hruda,R.F., "Vibration
Analysis of Structures by Component Mode
Substitution " , *J. AIAA*, Vol.9, No.7, 1971