

원자외선 분광기 FIMS 회절격자의 열 및 구조 해석

선광일^{1†}, 육인수¹, 유광선², 박장현¹, 강경인², 진호¹, 남육원¹
한원용¹, 민경욱², 이우백¹, Jerry Edelman³, Eric Korpela³

¹한국천문연구원 우주과학연구그룹

²한국과학기술원 인공위성연구센터

³Space Sciences Lab., Univ. of California, Berkeley

THERMAL AND STRUCTURAL ANALYSIS OF FIMS GRATING

K.-I. Seon^{1†}, I.-S. Yuk¹, K.-S. Ryu², J.-H. Park¹, K. Kang², H. Jin¹
U.-W. Nam¹, W. Han¹, K.-W. Min², W.-B. Lee¹, J. Edelman³, E. Korpela³

¹Space Science Research Group, Korea Astronomy Observatory

²Satellite Technology Research Center, KAIST

³Space Sciences Lab., University of California, Berkeley

E-mail: kiseon@kao.re.kr

(Received March 30, 2001; Accepted May 3, 2001)

요 약

과학위성 1호 원자외선 분광기 (FIMS)는 인공위성 발사 및 궤도 운영시 경험하는 환경하에서 기계구조적인 안정성과 광학적 성능의 저하를 최소화하도록 설계되어야 한다. 이를 위하여 원자외선 분광기의 광학 성능과 직접적으로 관련되어 있는 회절격자 및 회절격자 마운트의 구조 및 열 변형에 대한 유한요소해석을 수행하였다. 회절격자 마운트의 고유진동수를 100 Hz 이상 유지하면서 발사시 겪게되는 준 정적 하중에 의한 응력이 회절격자에 직접 전달되지 않고 회절격자 마운트에 의해 상쇄될 수 있도록 하였다. 또한, 온도 변화에 의한 회절격자에 미치는 영향을 계산하기 위하여 시간변화에 따른 분석 및 정적 해석을 수행하였으며, 회절격자 마운트에 의하여 회절격자에 작용하는 열적 변형 및 응력을 충분히 감쇄시킬 수 있음을 확인하였다. 온도 변화에 의한 광학 성능의 변화는 허용오차 범위내에 있음을 알 수 있었다.

ABSTRACT

Far ultraviolet IMaging Spectrograph (FIMS) should be designed to maintain its structural stability and to minimize optical performance degradation in launch and in operation environments. The structural and thermal analyzes of grating and grating mount system, which are directly related to FIMS optical performance, was performed using finite element method. The grating mount was made to keep the grating stress down, while keeping the natural frequency of the grating mount higher than 100 Hz. Transient and static thermal analyzes were also performed and the results shows that the thermal stress on the grating can be attenuated sufficiently. The optical performance variation due to temperature variation was within the allowed range.

Key words: Finite-elements methods, Gratings, Heat transfer

[†]corresponding author

표 1. 여러 발사체에 대한 준 정적 하중 (g 는 중력가속도).

Launch Vehicles	Axial Load (g)	Longitudinal load (g)
PSLV	$\pm 6.4 g$	$\pm 1.1 g$
Delta2	$\pm 6.8 g$	$\pm 3.0 g$
Arian V	$-7.5 g / +5.5 g$	$\pm 6 g$

1. 서 론

2002년 발사에정인 과학위성 1호의 주탑재체인 원자외선 분광기 (FIMS; Far-ultraviolet IMaging Spectrograph)의 주요 과학임무는 우리 은하 전체에 걸쳐 광범위하게 분포하는 고온 성간물질의 공간적 분포와 진화를 연구하는 것이다 (유광선 외 1998, 선광일 외 2000). 이러한 과학임무의 성공적인 완성을 위하여 FIMS 개발이 활발히 진행중이다.

원자외선 분광기와 같은 인공위성 탑재체는 로켓 발사 시 격심한 진동 환경 및 지구 중력의 수배에서 수십 배의 강한 가속력을 겪게되고 또한, 궤도 운영시 인공위성이 태양 쪽에 있을 경우와 지구 반대쪽에 있는 경우에 따라, 극심한 온도 변화를 겪게된다. 따라서, 인공위성 탑재체는 로켓에 의한 진동, 가속, 충격과 같은 발사환경과 고진공, 무중력, 고온, 저온과 같은 궤도환경을 경험하므로 이와 같은 극심한 환경조건에 견딜 수 있도록 설계와 제작이 되어야 한다 (황도순 1999, 김진희 외 2000a).

이를 위하여 인공위성 탑재체를 포함하는 인공위성 관련 구조체는 열 및 구조 해석과 실제 시험 단계를 거치게 된다. 이중 해석분야는 위성위성 관련 구조체에 대한 강도/응력해석, 우주공간상의 열하중으로 인한 성능오차해석 등의 정적해석과 전체 시스템 및 각 부시스템 등의 주요 구조요소에 대한 고유진동수 해석 등의 동특성해석 (dynamic analysis)으로 나눌 수 있다. 이중 강도/응력 해석은 초기설계단계에서는 일반적으로 발사체 제공업체가 제공하는 발사 준 정적하중 (quasi-static load)을 고려한 해석이 이루어지게 된다.

원자외선 분광기의 구조 및 열 해석의 경우는 모델링 및 후처리 (post-processing)을 위하여 MSC/PATRAN 또는 FEMAP을 이용하고 있으며, 모델 해석을 위해서는 MSC/NASTRAN을 이용하여 진행되고 있다 (김진희 외 1999).

본 논문에서는 FIMS의 광학적 성능과 직접적으로 관련되어 있는 회절격자 및 회절격자 마운트의 고유진동수 및 응력 해석과 열변형 해석을 수행한 결과에 대하여 기술하고자 한다.

2. FIMS 회절격자 마운트의 구조해석 및 열 해석 조건

인공위성 및 인공위성 탑재체는 발사체와 위성사이의 동적결합 또는 발사체와 탑재체 사이의 동적결합 (dynamic coupling)에 의한 공진방지를 위하여 고유진동수에 대한 제한을 갖는다. 위성을 설계 제작하기 위해서는 위성체가 발사체로부터 받는 정적 및 동적 하중에 대한 안전성 및 고유진동수 조건에 적합한지의 검토가 필요하며, 이를 위해 구조해석을 수행한다.

또한, 구조체의 설계를 위한 하중조건으로는 준 정적하중 (Quasi-static load)과 음향하중 (Acoustic load)를 고려될 수 있다. 이중 준 정적하중은 발사체 자체의 정적하중 (static load)와 저주파 과도하중 (low frequency transient load)의 조합을 의미한다. 일반적으로 준 정적하중은 기본적으로 각

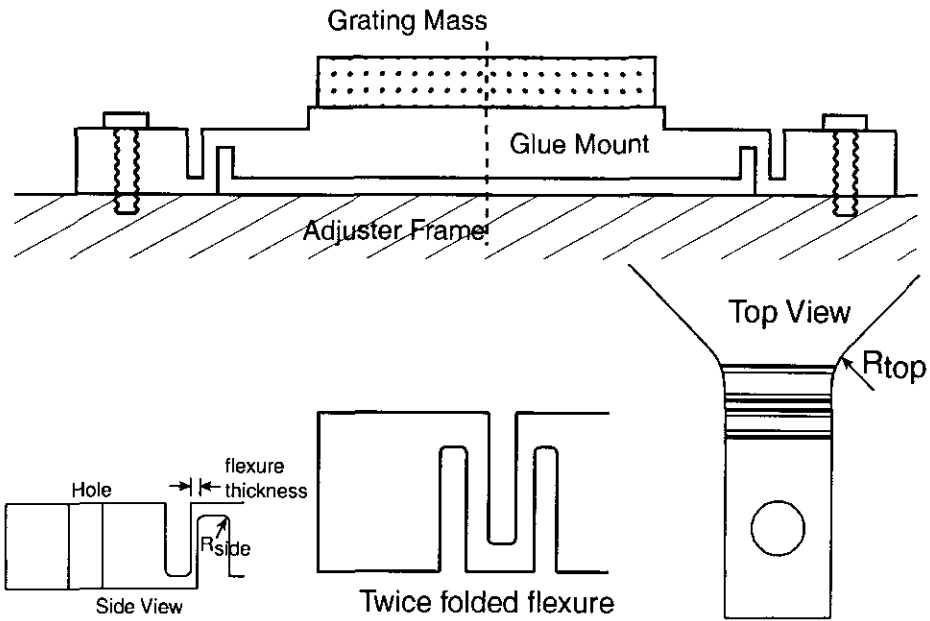


그림 1. 회절격자 마운트의 개념도.

후보 발사체에 대해 발사체 회사에서 제공하는 하중에 대해 최대조건을 선택하게 된다. 과학위성 1호는 현재 발사체가 결정되지 않은 상태이지만, 표 1에 주요한 발사체에 대한 준 정적하중 조건을 정리하였다 (김진희 외 2000b, Mugnier 2000). 음향 하중 및 동적 하중은 진동수에 대한 파워 스펙트럼 형태로 주어지며, 일반적으로 동적 하중에 대한 해석을 직접 수행하기보다는 최대 동적 하중에 해당하는 정적 하중 하에서의 응력 해석과 고유 진동수 해석으로 대신한다. 따라서, 본 연구에서는 준정적 하중으로 주어지는 값의 3배에서의 정적 하중 해석과 고유 진동수 해석으로 대신하였다.

과학위성 1호 원자외선 분광기의 FIMS의 회절격자는 온도 변화에 의한 팽창 또는 수축에 의해 광학적 성능 저하를 방지하기 위하여 NG5로 제작이 된다. 표 2에서 볼 수 있듯이 회절격자는 알루미늄에 비하여 열팽창 계수가 3.5배 이상 작다. 따라서, FIMS를 이루고 있는 구조체인 알루미늄이 온도 변화에 의해 팽창 또는 수축할 때, 회절격자에 응력 (stress)이 작용하게 된다. 회절격자에 작용하는 응력의 영향을 줄이기 위해 회절격자와 비슷한 열팽창 계수를 갖는 타이타늄 (Titanium) 합금으로 만들어진 마운트위에 회절격자를 접착시켜서, 열팽창계수의 차이에 의한 응력의 영향을 회절격자 마운트에 의해 감쇄되도록 하였다 (그림 1). 접착제로는 회절격자와 회절격자 마운트 사이에 상대적인 변형에 의한 영향을 줄이고, 접착제 자체에 작용하는 응력을 최소화할 수 있도록 De-Soto사에서 Urethane으로 제작되는 PR-1564를 사용하도록 하였다.

회절격자 마운트의 다리는 알루미늄으로 만들어진 미세조정 지지대 (adjuster frame)에 볼트로 고정된다 (그림 1). 회절격자 마운트의 다리는 주름 (flexure) 구조로 되어 있어 온도 변화에 따라 알루미늄과 타이타늄 사이의 열적 팽창에 차이가 발생할 때 주름 구조가 펴지거나 오므라들면서 회절격자에 응력이 전달되지 않도록 하여야 한다. 따라서 회절격자의 응력을 가능한 낮게 유지하기 위하

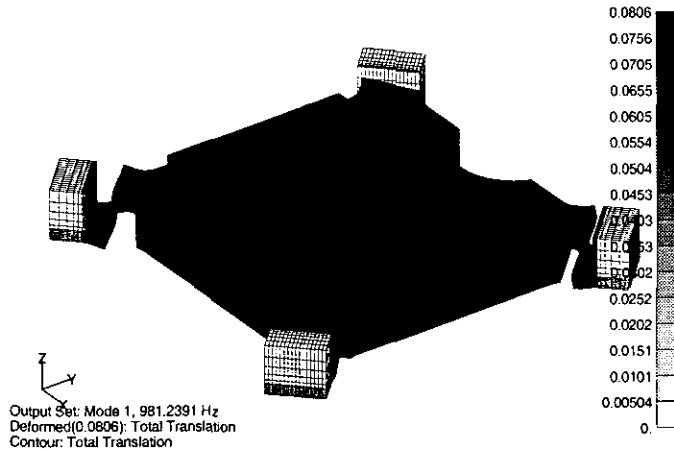


그림 2. 회절격자 마운트 모델 5의 첫번째 진동 모드.

여 주름 구조를 유연하게 만들어야 한다. 그러나 주름 구조가 너무 유연하면 회절격자와 마운트의 질량이 마차스프링 위의 질량처럼 진동에 의해 튀어 오를 수 있다. 그러므로 주름 구조의 고유진동수를 인공위성 발사체에서 요구하는 최소 안정범위인 100 Hz 이상을 유지하면서 응력을 낮추어야 한다 (Mugnier·2000). 또한, 온도가 최대에서 최소로 변할 때의 열적 변형에 의한 응력과 로켓의 발사 환경에서 받게 되는 응력 값이 충분히 낮아야 한다.

원자외선분광기와 같은 위성체 서브시스템의 온도는 태양과 지구의 상대적인 위치, 우주공간으로부터 열에너지 흡수 및 방출, 다른 서브시스템과의 열전도, 자체적인 열용량 등에 의해 좌우된다. 일반적으로 위성체 전자부품 및 위성 구조체의 동작 온도 범위는 각각 $0 \sim +40^{\circ}\text{C}$ 와 $-45 \sim +65^{\circ}\text{C}$ 정도이므로 위성체의 온도 범위가 이 범위내에 들어오도록 열적 설계가 이루어져야 한다 (Mordie 1992, 박성동 외 1996). 과학위성 1호의 기계구조는 우리별 3호와 유사하며, 우리별 3호의 CCD 카메라가 탑재되었던 위치에 원자외선분광기가 탑재되게 된다. 우리별 3호의 CCD 카메라 및 축전지에서의 온도변화는 각각 약 $20 \sim 25^{\circ}\text{C}$ 와 약 $5 \sim 12^{\circ}\text{C}$ 정도의 매우 안정된 온도변화를 보여주고 있다 (강경인 외 2001). 따라서, $0 \sim +25^{\circ}\text{C}$ 정도 범위를 가정하고 원자외선분광기의 회절격자에 대한 열해석을 수행하는 것으로 충분하며, 여기서는 태양 반대편에서 열복사로 더 많은 열을 잃게 될 가능성을 고려하여 $-25 \sim +25^{\circ}\text{C}$ 로 온도가 변화하는 경우에 대하여 자세한 열해석을 수행하였다.

3. 고유진동수 및 준 정적 하중에 의한 응력 해석

FIMS의 회절격자의 고유진동수를 구하기 위해 그림 2와 같은 3차원 모양을 이용하여 유한요소 해석을 수행하였고 유한요소해석에 사용되었던 물질의 특성은 표 2와 같다. 해석을 단순화하기 위하여 회절격자를 점질량 (point mass)으로 가정하거나, 구속조건 보간 요소 (interpolation constraint element, NASTRAN의 RBE3)을 사용하여 회절격자의 질량이 마운트위해 균일하게 분포된 것을 가정하였다. 주름 부분에 가공의 편의성을 높이고 응력이 집중되는 것을 막기위해 둥글게 가공된 fillet를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우, 마운트를 유연하게 하기 위해서 주름 구조의 두께를 변화

표 2. 회절격자 마운트 유한요소 해석을 위해 사용된 물질 특성.

Subsystem	Properties	
Grating NG5	Density	2.43 g/cm ³
	Total Mass	166 g
	Thermal Expansion Coefficient	6.6×10 ⁻⁶ cm/cm/°C
Mount Ti-6Al-4V	Density	4.43 g/cm ³
	Youngs Modulus, E	113.8 Gpa (1.138×10 ¹² dyne/cm ²)
	Shear Modulus, G	44 Gpa (4.4×10 ¹¹ dyne/cm ²)
	Poisson's ratio,	0.342
	Tensile Yield Strength	880 Mpa (8.8×10 ⁹ dyne/cm ²)
	Compressive Yield Strength	970 Mpa (9.7×10 ⁹ dyne/cm ²)
	Ultimate Shear Strength	550 Mpa (5.5×10 ⁹ dyne/cm ²)
	Fatigue Strength (Unnotched 10 ⁷ cycles)	510 Mpa (5.1×10 ⁹ dyne/cm ²)
	Thermal Expansion Coefficient	8.6×10 ⁻⁶ cm/cm/°C
	Heat Capacity (Specifice Heat)	0.5263 J/g/°K
Thermal Conductivity	6.7 W/m/°K	
Adjuster Frame AL6061-T6	Density	2.7 g/cm ³
	Thermal Expansion Coefficient	2.36×10 ⁻⁵ cm/cm/°C
	Heat Capacity (Specifice Heat)	0.869 J/g/°K
	Thermal Conductivity	167 W/m/°K

시키거나 주름을 한 번에서 두 번 꺾이는 경우 등을 고려하였다 (그림 1). 표 3에서는 대표적인 몇 가지 경우에 대하여 처음 세개의 고유진동수를 제시하였으며, 각 각의 경우에 사용된 유한요소의 종류 및 개수 등을 제시하였다. 사면체 유한요소 (TET6) 및 육면체 유한요소 (HEX8)를 사용하여 해석을 수행하였으며, 표 3에서는 좀 더 정밀한 결과를 주는 HEX8요소를 이용한 결과만을 나타내었다. 그림 2는 회절격자 마운트 모델 5의 첫번째 진동 모드를 보여준다. 모델 5에 대해서는 첫번째 및 두번째 모드는 좌우로 기울어져있는 모양을 보여주고 세번째 모드는 위아래로 출렁이는 모양을 보여주고 있다.

대부분의 중요한 발사체의 경우는 표 1과 같은 준 정적 하중 조건에서 위성체 및 탑재체가 견딜 것을 요구하고 있지만, 때로는 11g (중력가속도)의 가속도 하중조건을 요구하기도 한다. 따라서, 최악의 경우를 대비하기 위하여 11g의 3배에 해당하는 33g의 경우에도 해석을 수행하였다. 표 3의 모델 5에 대하여 여러가지 가능한 준 정적 하중에 대한 마운트의 최대 변위 및 최대 응력 값은 표 4와 같다.

고유진동수 및 준 정적 하중 조건하에서의 응력 해석 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 연결부를 둥글게 가공함으로써 고유진동수를 약 10% 정도 높이는 효과를 줄 수 있었으며 (모델 4와 5), 응력이 한곳에 집중되는 것을 줄여줌으로써 최대 응력을 줄여주는 효과를 주었다.
- 질점 요소와 구속조건 보간 요소: 회절격자를 질점요소로 가정하고 회절격자가 마운트되는 윗면 중앙에 위치한다고 가정했을 때, 조금 더 실제에 가까운 모델인 구속 조건 보간 요소에 비해 더 낮은 고유진동수를 얻었다.

표 3. 회절격자 마운트의 고유진동수 해석 결과.

모델	주름 구조	회절격자	Elements	처음 3개의 고유진동수
1	No Fillet	Interpolation	HEX8	1288 Hz / 1294 Hz / 1627 Hz
	0.98 mm thick	Constraint Element	34391 nodes	
2	No Fillet	Interpolation	HEX8	878 Hz / 880 Hz / 1224 Hz
	0.3 mm thick	Constraint Element	34931 nodes	
3	No Fillet	Interpolation	HEX8	593 Hz / 723 Hz / 725 Hz
	0.98 mm thick two-fold	Constraint Element	35651 nodes	
4	No Fillet	Interpolation	HEX8	903 Hz / 906 Hz / 1242 Hz
	0.4 mm thick	Constraint Element	40294 nodes	
5	$R_{side} = 0.4$ mm	Interpolation	HEX8	981 Hz / 985 Hz / 1351 Hz
	$R_{top} = 3.2$ mm 0.4 mm thick	Constraint Element	40634 nodes	

표 4. 준 정적 하중 조건에 의한 회절격자 마운트의 최대 변위 및 최대 응력.

Quasi-static Load	Max Deflection	Max Stress
7.5g (-Y)	2.14 μ m	13 MPa
7.5g (-Y), 6g (+Z)	2.18 μ m	18 MPa
7.5g (-Y), 6g (-Z)	2.18 μ m	18 MPa
7.5g (-Y), 6g (+X)	2.75 μ m	17 MPa
11g (-Y)	3.14 μ m	19 MPa
6g (+Z)	0.87 μ m	5.6 MPa
6g (+Z)	0.87 μ m	5.6 MPa
6g (+X)	1.72 μ m	11 MPa
11g (-Y), 6g (+Z)	3.17 μ m	24 MPa
11g (-Y), 6g (-Z)	3.16 μ m	24 MPa
11g (-Y), 6g (+X)	3.62 μ m	22 MPa
33g (-Y)	9.43 μ m	85 MPa
33g (-Y), 18g (+Z)	9.51 μ m	110 MPa

- 진동 모드의 모양: 주름 구조가 충분히 유연한 경우 (모델 3)에는 첫번째 진동 모드가 Z 방향의 위아래 운동을 보여주고, 두번째, 세번째가 좌우로 기울어져 있는 모습을 보여준다. 그러나 나머지 모델의 경우, 첫번째와 두번째가 좌우로 기울어지는 운동을 하고 세번째가 위아래 운동을 하는 모습을 보여준다. 이때, 좌우로 기울어져 있는 두개의 모드는 진동수가 비슷한 값을 갖는다 (표 3).
- 가장 유연한 모델 (모델 3)의 경우도 첫번째 진동수가 약 600 Hz로 최소 안정범위인 100 Hz를 충분히 넘는 결과를 보여준다. 따라서 회절격자 마운트의 고유진동수는 극히 안정적임을 알 수 있다.
- 표 2와 비교하면 대부분의 경우 타이타늄 합금의 항복 강도 (ultimate strength)보다 1/20 미

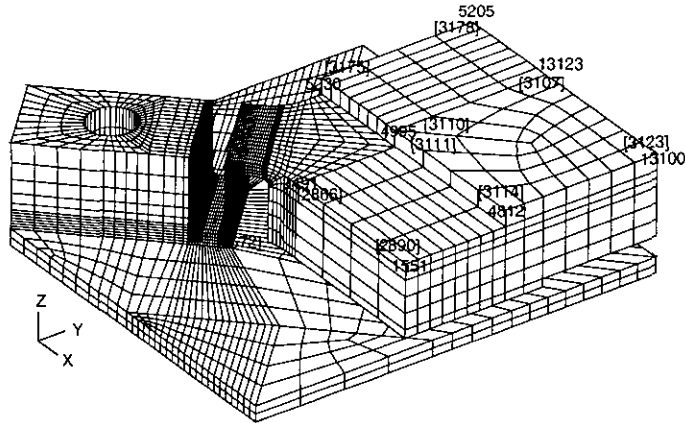


그림 3. 열 해석을 위해 사용된 회절격자 마운트의 유한요소모델과 주요 노드 (node) 및 유한요소의 위치.

만의 응력을 받게 되고 최악의 상황인 33g의 하중이 걸린 경우도 항복 강도의 1/5정도의 응력을 받게 되므로 강도면에서는 지극히 안정하다고 판단된다. Ariane V에서 걸리게 되는 하중인 수직방향 (-Y)으로 7.5g과 수평방향 (+X)으로 6g의 하중이 걸렸을 때는 항복강도의 약 1/30 정도인 17 MPa의 응력을 받게 된다.

- 주름 구조의 두께를 0.3mm로 하게 되면 가공에 어려움이 따르게 되므로 모델 5와 같이 0.4mm로 가공하도록 확정하였다.

4. 열변형 해석

온도 변화에 따라 회절격자 및 회절격자 마운트에 가해지는 영향을 보기 위하여 접착제 및 회절격자 자체는 제외하고 마운트에 가해지는 응력만을 해석하여 회절격자 마운트가 온도 변화에 의한 응력을 얼마나 잘 감쇄시킬 수 있는가를 분석하였다 (그림 3). 이 때 가해지는 회절격자 마운트에 작용하는 응력은 마운트의 항복 강도보다 충분히 작은 값으로 유지되어야 하며, 회절격자가 놓여지는 부분의 열변형 및 응력의 크기는 충분히 작아야 한다. 해석을 단순화하기 위하여 대칭성을 고려하여 1/4 부분만을 열 해석하였다. 이 때 사용된 열적 특성은 표 2에 제시하였다. 또한, 실제로는 회절격자 마운트와 미세조정 지지대가 완벽하게 붙어있지 않고 볼트에 의해 결합되어있지만, 최대 응력 및 변형을 구하기 위해 완전히 결합되어 붙어있는 경우를 해석하였다. 실제 상황에서는 해석결과보다 더 작은 응력 및 변형을 받게 된다. 접착제에 가해지는 응력은 유한요소법을 사용하지 않고 간단한 방정식을 이용하여 계산하여 안정성을 확인하였다.

온도 변화에 의한 열변화 및 응력을 계산하기 위하여, 초기 조건으로 전체 시스템의 온도를 +25도로 가정하였고 알루미늄 미세조정 지지대의 온도가 10초 동안 선형적으로 -25도로 떨어진 후로 일정한 온도를 유지한다고 가정하였다. 이때, 시간에 따른 온도 분포의 변화를 구한 후에, 매 단계별로 응력해석을 수행하여 시간에 따른 응력 분포의 변화를 구하였다.

접착제 및 회절격자에 미치는 응력의 세기를 간접적으로 알아보기 위해 회절격자가 놓여지는 위

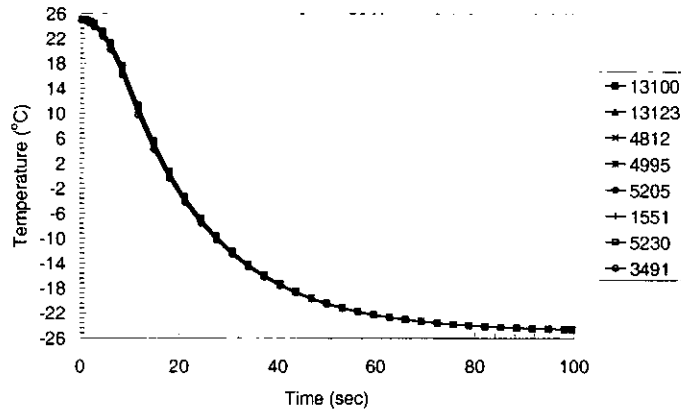


그림 4. 회절격자 마운트 주요위치에서의 온도 변화.

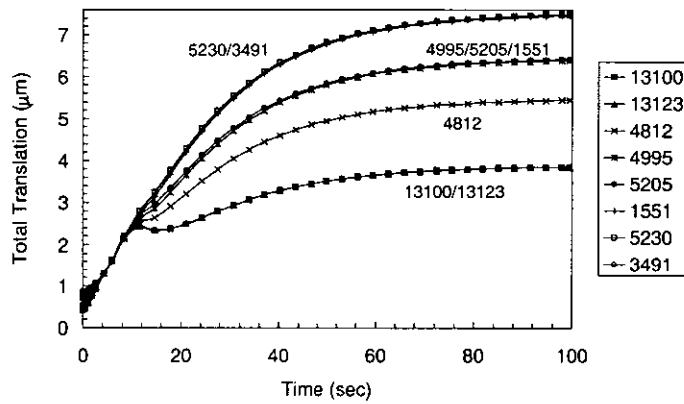


그림 5. 회절격자 마운트 주요위치에서의 총 위치 변화.

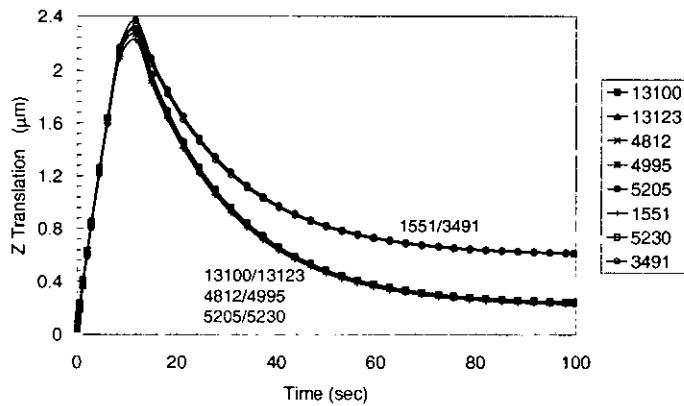


그림 6. 회절격자 마운트 주요위치에서의 Z축 방향의 위치 변화.

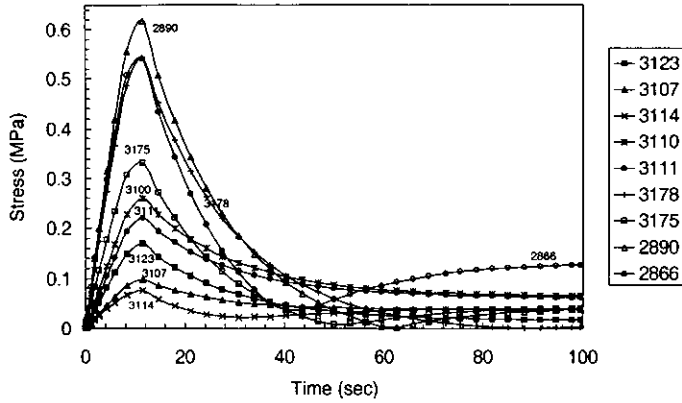


그림 7. 회절격자 마운트 주요위치에서의 응력 변화.

치등의 주요한 지점에 해당하는 노드 (node) 및 유한요소를 그림 3과 같이 정의하여 시간에 따른 온도 변화, 위치 변화 및 응력의 변화를 살펴보았다. 그림에서 유한요소의 위치는 []안에 숫자로 표시하였고 노드는 숫자만으로 표시하였다. 온도 및 위치 변화량은 노드 위치에서 계산되며 응력의 크기는 유한요소의 중심에서 계산되었다. 정의된 위치에서 시간에 따른 온도 변화는 그림 4에 나타내었다. 그림으로부터 볼 수 있듯이 마운트와 회절격자가 접하는 모든 부분의 온도가 거의 동시에 변화하였다.

총 위치 변화는 그림 5에 나타내었으며, 주름 구조에 가까울 수록 총 위치의 변화가 큼을 볼 수 있다. 주름 구조에 가까운 노드 3491과 5230의 경우에 가장 큰 변화를 보여주고 있고, 주름 구조에서 멀리 떨어진 노드 13100과 13123의 경우에는 가장 작은 변화를 보여주고 있다. 그림 6은 Z축으로의 위치 변화를 나타낸다. Z축 방향의 위치 변화는 같은 Z 좌표값을 갖는 노드들끼리 동일한 변화를 보여주고 있다. Z축 좌표가 작고, 주름 구조에 가까운 노드 1551과 3491의 경우에 좀 더 큰 변화를 보여주고 있으며, 큰 Z축 좌표값을 갖는 나머지 노드들의 경우는 상대적으로 작은 변화를 보여주고 있다. 그림 5와 그림 6으로부터 알 수 있듯이 알루미늄의 열 팽창계수가 타이타늄 합금에 비해 3배이상 크기 때문에 알루미늄이 수축하기 시작하면 주름 구조가 수축하면서 회절격자 마운트를 들어올려졌다가 다시 내려오음을 볼 수 있다.

회절격자가 놓여지는 위치에서의 응력의 변화는 그림 7에 나타내었다. 주름 구조에 가까울 수록 대체적으로 높은 응력을 받음을 확인할 수 있으며, 주름 구조에서 가장 가까운 유한요소 2866의 경우 오랜 시간이 지난 후에도 상대적으로 높은 응력을 받고 있음을 볼 수 있다. 그림 8은 주름 구조에서 최대 응력을 받게 되는 유한 요소 6572에서의 시간에 따른 응력 변화를 보여준다. 주름 구조에서 받게 되는 응력은 알루미늄 미세조정 지지대의 온도가 서서히 내려감에 따라 증가하다가 -25도로 고정된 후 얼마지나지 않아서 (Time = 11.5 sec) 최대값에 도달하고, 이 후로도 최대값이 유지됨을 보여주고 있다. 주름 구조에서 최대 응력을 받게 되는 시간 (Time = 11.5 sec)에 다른 모든 부분에서도 최대 응력을 받게 되며, 그 후로는 회절격자가 놓여지는 부분의 온도분포는 균일하게 유지되기 때문에 (그림 4) 위치 변화 및 응력의 세기가 줄어들게 된다 (그림 6과 그림 7). 모든 부분에서 최대 응력

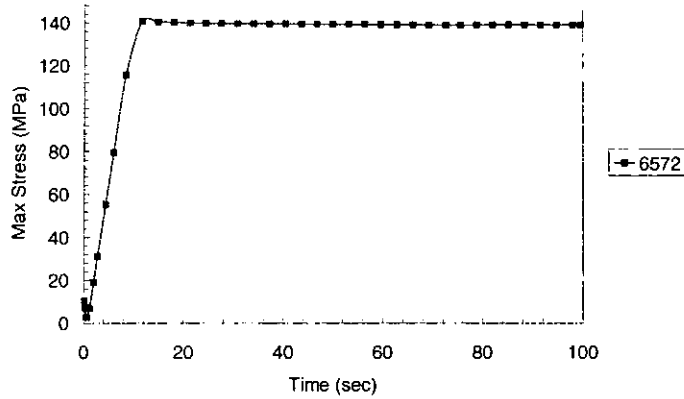


그림 8. 최대 응력을 받는 주름 구조 (flexure) 위치에서의 응력변화.

을 받게 되는 시점에서의 전체 응력 분포 및 변형된 모습은 그림 9에 나타내었으며, 초기의 모습과 변형된 모습을 분명히 하기 위하여 변형된 모습을 과장하여 나타내었다. 그림으로부터 모든 응력이 주름 구조에만 집중됨을 확인할 수 있다.

마운트가 회절격자와 맞닿는 부분이 받게 되는 최대 응력 (0.62 MPa)은 항복강도의 1/1000 미만 이고, 최대 변형율은 $7.6 \mu\text{m}$ 이었다. 또한, 주름 구조가 받게 되는 최대 응력 (141 MPa)은 항복강도의 약 1/4 정도 수준이었으며 최대 변형율은 $32.5 \mu\text{m}$ 이었다. 이로 부터, 주름 구조에 의해 회절격자에 미치는 응력을 충분히 감소할 수 있으며, 주름 구조가 받게 되는 최대 응력 또한 안전한 수준임을 확인할 수 있다.

광학오차분석 (optical tolerance analysis; 유광선 외 2000, Seon et al. 2000)에 의해 회절격자 상수의 허용 오차 범위는 $\Delta G \sim 20 \text{ lines/mm}$ 이므로, 온도 변화에 따른 회절격자 마운트의 크기 변화 Δl 는

$$\frac{\Delta l}{l} \leq \frac{\Delta G}{G} = \frac{20}{3000} \sim 0.013 \quad (1)$$

을 만족해야 한다. 한편 그림 5로부터 최대 변화량은 $\Delta l \sim 7.6 \mu\text{m}$ 이고 또한 $\Delta l = \alpha (\Delta T) l$ 이므로 다음을 만족한다.

$$\frac{\Delta l}{l} = \alpha \Delta T \sim 4.3 \times 10^{-4} \left(\text{or } \frac{7.6 \mu\text{m}}{2 \text{cm}} \sim 3.8 \times 10^{-4} \right) \ll \frac{\Delta G}{G} \quad (2)$$

따라서, 온도 변화에 의한 변형에 의해 회절격자의 광학적 특성 변화는 허용 오차 범위내에 있음을 알 수 있다.

한편, 균질하고 등방적인 일차원 물질에 대해서 다음과 같은 단순한 열 전달 방정식이 성립한다 (k = 열전도도 (thermal conductivity), ρC = 열용량 (thermal capacity)).

$$\frac{k}{\rho C} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

따라서, 국부적인 온도 변화가 전체 물질에 얼마나 빠르게 전파되는 가는 열확산도 (thermal diffu-

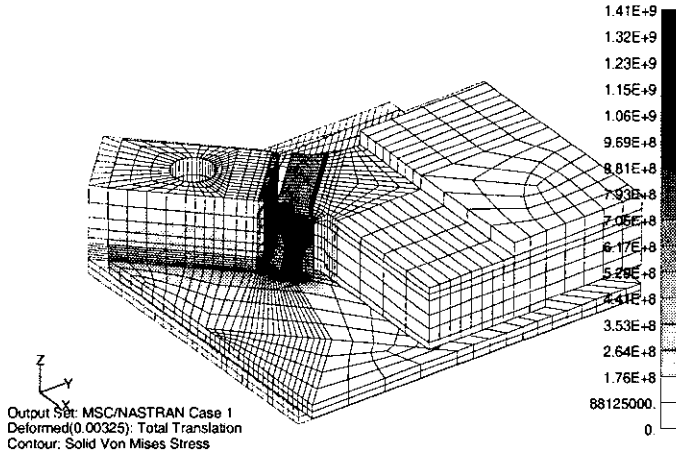


그림 9. 초기의 모습 및 최대 응력을 받는 때 (Time = 11.5 sec)의 응력분포와 변형된 모습 (cgs 단위계).

sivity)라고 불리는 $k/\rho C$ 값에 의해 결정된다.

$$\begin{aligned} \rho C/k &\sim 34.79 \text{ sec/cm}^2 \text{ for TI-6AL-4V} \\ &\sim 1.4 \text{ sec/cm}^2 \text{ for AL 6061-T6} \end{aligned} \quad (4)$$

물체의 길이를 L 로 표현하면, 마운트 (길이 ~ 2 cm)와 알루미늄 (두께 ~ 0.5 cm)이 온도 변화를 전파하는 시간은 대략 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \tau = \frac{\rho C}{k} L^2 &\sim 120 \text{ sec for TI-6AL-4V} \\ &\sim 0.35 \text{ sec for AL 6061-T6} \end{aligned} \quad (5)$$

그러므로, 알루미늄 판 전체의 온도를 동시에 변화시키는 것이 합리적인 가정이고 알루미늄 판이 -25 도로 냉각되는 실제 시간과는 관계없이 여기서 계산된 결과와 동일한 결과를 얻게 된다. 또한, 알루미늄이 마운트에 비해 온도 변화에 빠르게 변화하기 때문에 알루미늄 미세조정 지지대는 -25 도로 냉각되었으나 마운트가 회절격자와 만나는 윗부분은 아직 $+25$ 도를 유지한다고 가정할 수 있다. 따라서, 이런 가정에 의해 마운트의 주름 구조가 받게 되는 최대 응력은 시간에 따른 변화를 추적하지 않고 구할 수 있다. 이러한 가정에서는 회절격자와 만나는 면에 작용하는 응력은 영 (zero)이 되지만, 앞의 해석결과로부터 이 부분에 작용하는 응력은 무시할 만하며, 온도 분포가 균일하게 유지된다는 사실로부터 큰 무리가 없음을 알 수 있다. 따라서, 정적인 상태 (steady state)를 가정하여 온도 분포를 구하고, 구해진 온도 분포를 이용하여 구조해석을 수행하였으며, 구해진 최대 응력과 최대 위치 변화량은 앞에서 구한 값과 일치하였다.

또한, 알루미늄 미세조정 지지대가 $+25$ 도로 유지되고, 회절격자 마운트가 -25 도로 식게 되는 경우도 정적인 상태 (steady state)를 가정하여 구조 및 열 해석을 수행하였으며, 이 경우도 반대의 경우와 2% 미만의 수치오차 안에서 동일한 결과를 얻을 수 있었다. 실제 상황과 같이 알루미늄 미세

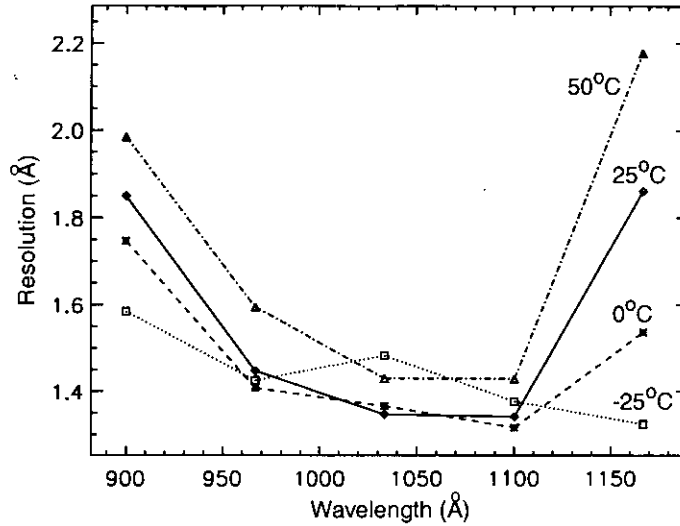


그림 10. 온도 변화에 따른 FIMS 단과장대의 분광분해능 변화.

조정 지지대와 회절격자 마운트가 완전하게 결합되지 않고 볼트로 연결된 부분만이 결합되어 있다고 가정한 경우에도, 정적인 상태를 가정하여 열변형 및 응력해석을 수행하였으며 이 경우에는 완전히 결합되어 있다고 가정한 경우에 비하여 거의 1/2 수준으로 최대 응력이 감소하였다. 알루미늄 미세조정 지지대의 온도가 -25°C 이고, 회절격자 마운트의 온도가 50°C 로 유지되어 온도 차이가 좀 더 큰 경우에도 알루미늄 미세조정 지지대와 회절격자 마운트가 완전하게 결합되지 않고 볼트에 의해 연결되었다고 가정하여 정적인 열변형 및 응력해석을 수행하였으며 이 경우는 약 157 MPa의 최대 응력을 얻었다. 따라서, 약 $-25 \sim 50^{\circ}\text{C}$ 의 온도 범위 내에서 회절격자 시스템의 응력은 충분히 안전하며 광학성능의 변화 또한 허용 오차 범위 내에 있음을 알 수 있었다.

회절격자와 FIMS구조물의 열팽창계수의 변화의 차이에 의한 광학성능의 변화는 허용 오차 범위 내에 있음을 알 수 있었지만, 위와 같은 열 및 구조해석을 통하여는 FIMS 구조물이 온도 변화에 의해 전체적으로 수축 또는 팽창할 때 광학 성능의 변화를 예측할 수가 없다. 따라서, 구조물 전체가 온도 변화에 의해 변형될 때, 광학 성능의 변화를 보기 위하여 ray trace를 수행하였다. 광선 추적(ray trace)에 의해 예측되는 FIMS 단과장대의 분광분해능 변화는 그림 10에 나타내었다. 이 그림에서 나타난 바와 같이 분광분해능의 변화가 유광선 외 (2000) 및 Seon et al. (2000)에서 연구된 허용 오차 범위 내에 있음을 알 수 있다. 따라서, 적어도 -25°C 에서 $+50^{\circ}\text{C}$ 범위 내에서는 광학성능 보상을 위해 가열기 (heater) 등을 이용하여 능동적인 온도제어를 수행할 필요가 없음을 알 수 있다.

5. 요약 및 결론

본 연구를 통하여 과학위성 1호에 탑재를 위해 개발되고 있는 원자외선 분광기 (FIMS)의 광학 성능과 직접적으로 관련되어 있는 회절격자 및 회절격자 마운트의 기계구조적 안정성 및 온도 변화에 따른 변형 및 응력 변화를 계산하기 위하여 유한요소해석을 수행하였다.

이러한 유한요소해석을 통하여 고유진동수를 충분히 높게 유지하면서 발사시 겪게되는 준 정적 하중에 의한 응력 및 온도 변화에 의한 응력을 회절격자 마운트에 의해 충분히 상쇄되도록 회절격자를 설계하였다. 주름 구조의 두께를 변화시키면서, 마운트의 연결부위를 동근 경우와 직각인 경우 등에 대하여 고유진동수를 계산하였고, 33g의 준 정적하중을 받는 경우도, 충분히 안정됨을 확인하였다. 기계구조 가공의 편이성을 위하여 주름 구조의 두께를 0.4 mm로 가공되도록 최종 설계하였다. 또한, 온도 변화에 의한 회절격자에 미치는 영향을 계산하기 위하여 시간변화에 따른 분석 및 정적 해석을 수행하였으며, 회절격자 마운트에 의하여 회절격자에 작용하는 열적 변형 및 응력을 충분히 감쇄시킬 수 있음을 확인하였다.

또한, 회절격자 및 FIMS 구조체의 열팽창계수의 차이에 의한 광학 성능의 변화 및 전체 FIMS 구조체의 온도 변화에 따른 변형에 의한 광학 성능의 변화가 허용오차 범위내에 있음을 알 수 있었다. 따라서, 광학 성능 감쇄를 보상하기 위해 능동적인 온도 제어를 할 필요가 없다는 것을 확인하였다. 그러나, 오염 물질 제거 및 비 정상적으로 온도가 내려가는 경우를 대비하기 위하여 가열기를 부착하도록 하였다.

감사의 글: 이 연구는 한국천문연구원의 Astro21과 과학기술부 과학위성 1호 연구사업의 연구비 지원에 의하여 수행되었습니다.

참고문헌

- 강경인, 선종호, 선광일 2001, private communication (<http://satrec.kaist.ac.kr> 참조)
- 김진희, 김성훈, 이주훈, 황도순 2000a, 한국항공우주학회지, 28, 133
- 김진희, 이주훈, 황도순, 김성훈 1999, MSC Korea User's Conference, 10.23
- 김진희, 이주훈, 황도순, 김성훈 2000b, SDRC Korea User's Conference
- 박성동, 배정석, 성당근, 최순달 1996, 한국우주과학회지, 13, S105
- 선광일, 유광선, 육인수, 박장현, 남옥원, 한원용, 선종호, 민경욱, Edelstein, & J., Korpela, E. 2000, 한국우주과학회지, 17, 77
- 유광선, 선광일, 민경욱, & Edelstein, J. 1998, 한국우주과학회지, 15, 359
- 유광선, 선광일, 육인수, 선종호, 남옥원, 한원용, 이대희, 민경욱, Edelstein, J., & Korpela, E. J. 2000, 한국우주과학회지, 17, 67
- 황도순 1999, 한국항공우주학회지, 27, 111
- Mordie, R. K. 1992, in Space Mission Analysis and Design, ed. Larson, W. J. & Wertz, J. R. (Dordrecht: Kluwer), 410
- Mugnier, D. 2000, Ariane Structure for Auxilliary Payload 5 User's Manual, Issue 1-Revision 0-May 2000, 6.1
- Seon, K. I., Ryu, K. S., Korpela, E., Yuk, I. S., Nam, U. W., Han, W., Seon, J. H., Min, K. W., & Edelstein, J. 2000, Proceedings of 2nd International Conference on Optical Design and Fabrication (ODF2000), 137