

광학탐재체 지지구조물 열지향오차 해석기법 연구

김경원*, 김진희**, 이주훈***, 진익민****

A Study on the Thermal Pointing Error Analysis for Optical Bench

Kyung-Won Kim*, Jin-Hee Kim**, Ju-hun Rhee***, Ik-Min Jin****

Abstract

Study on the thermal pointing error analysis for optical bench was performed in this paper. Spacecraft FEM is necessary to conduct thermal pointing error analysis for optical bench. But generally during the preliminary design, exact spacecraft FEM does not exist. So the analysis method to predict thermal pointing error of spacecraft is necessary without exact spacecraft FEM. In this study, these analysis techniques are described.

초 록

본 논문은 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차 해석기법에 대한 연구이다. 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차 해석을 수행하기 위해서는 위성본체 전체의 유한요소모형을 필요로 한다. 그러나 광학탐재체 지지구조물의 초기 설계시 위성본체의 유한요소모형이 정해지지 않기 때문에, 열지향오차 해석시 유한요소모형이 존재하지 않더라도 위성본체에 의한 열지향오차를 유도하는 해석기법이 필요하게 된다. 본 논문에서는 이러한 해석기법과 실제 해석시 이를 반영하는 구체적인 방법에 대해서 서술한다.

키워드 : 열지향오차(thermal pointing error), 광학탐재체 지지구조물(optical bench), 열하중(thermal loading)

1. 서 론

저궤도 지구관측위성은 일반적으로 지상으로 부터 최소 수백 km 이상의 고도에 위치하여 관측을 수행한다. 이 때 위성의 자세는 별추적기와 같은 자세제어 센서들에 의해서 측정되며, 이를 바탕으로 탐재체가 지향하는 지구표면상의 위치

를 계산하게 된다. 높은 고도에서 탐재체의 미세한 지향오차는 지구표면상의 관측위치 오차를 수 m에서 수 km에 이르게까지 발생시키는데, 이를 발생시키는 원인으로는 탐재체의 조립/장착 오차, 센서류 자체의 에러 그리고 궤도상에서의 열하중을 꼽을 수 있다. 이 중에서 열하중에 의한 열지향오차는 궤도나 계절 등에 따라 변화의 정도가 심하여 지향오차를 유발시키는 가장 큰 원

* 위성본체그룹/kwkim74@kari.re.kr

*** 위성본체그룹/jrhee@kari.re.kr

** 위성본체그룹/kimjh@kari.re.kr

**** 위성본체그룹/imjin@kari.re.kr

인으로 생각할 수 있다[1].

열하중에 의한 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차를 해석하기 위해서는 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물 뿐 아니라 위성본체의 유한요소모델을 알고 있어야 한다. 왜냐하면 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차에는 광학탐재체, 광학탐재체 지지구조물 그리고 이와 연결되어 있는 위성본체가 모두 영향을 미치기 때문이다. 그러나, 광학탐재체 지지구조물의 초기 설계시 위성본체의 형상이 정확하게 결정되어, 해석을 위한 유한요소모델이 만들어져 있는 경우는 극히 드물다. 이는 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차 해석시 위성본체에 의한 열지향오차를 고려하기가 매우 힘들다는 것을 의미한다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 위성본체의 유한요소모델이 존재하지 않더라도 위성본체에 의해서 야기되는 열지향오차를 예측할 수 있는 해석기법이 필요하게 된다. 본 논문에서는 이러한 해석기법과 실제 해석시 이를 반영하는 구체적인 방법에 대해서 서술하도록 한다.

2. 본 론

2.1 열지향오차 해석을 위한 유한요소모델링

광학탐재체 지지구조물의 유한요소모델은 그림 1과 같다. 광학탐재체 지지구조물의 열지향오차를 해석하기 위해서는 그림 1에 광학탐재체가 장착된 그림 2의 유한요소모델을 이용한다. 그림 2의 유한요소모델은 크게 플랫폼, 탑재체, 플랫폼 지지부로 구성되어 있으며, 표 1과 같은 유한요소들로 모델링되어 있다. 플랫폼은 알루미늄 허니콤 심재와 M55J-UD의 복합재 면재 샌드위치 구조물로 이루어져 있다. 탑재체와 플랫폼 지지부가 연결되는 부분에는 타이타늄 피팅 구조물이 장착되어 있다. 탑재체의 경우 표 2의 형상 요구조건에 맞추어 모델링 되었으며, 플랫폼 지지부의 경우 3개의 블레이드 구조물로 구성되어 있다

광학탐재체 지지구조물의 열지향오차를 해석

하기 위해서는 먼저 지향오차를 구할 기준면을 정해야 한다. 지향오차는 그림 3과 같이 광학탐재체가 연결되는 세 지점이 이루는 평면의 수직

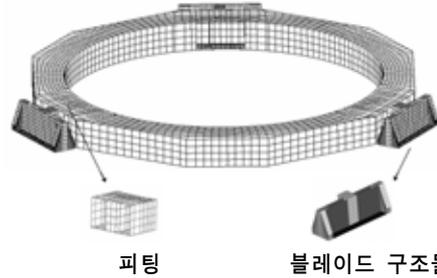


그림 1. 광학탐재체 지지구조물 유한요소모델

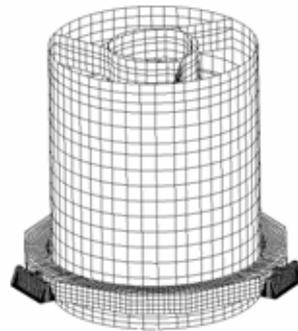


그림 2. 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물 유한요소모델

표 1 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물의 유한요소들

구 분		개 수
노드	GRID	9238
요소	CBAR	648
	CHEXA	4176
	CONM2	2
	CPENTA	24
	CQUAD4	5620
	CTRIA3	15
	RBE2	42
	RBE3	65

방향 벡터와 2개의 별 추적기가 장착되는 평면의 수직방향 벡터가 이루는 상대적인 각도로 계산된다. 열지향오차는 두 값 중 큰 값을 사용한다.

열지향오차 해석은 MSC/Nastran v2001을 이용하여 수행한다. 열지향오차 해석을 수행하기 위해서는 먼저 구조해석용으로 만들어진 유한요소모델을 수정하여야 한다. 구조해석을 위한 유

변위가 발생하게 되고, 이는 열지향오차를 심하게 왜곡시키게 된다. 따라서, 주변의 변위로부터 자신의 변위를 보간하는 RBE3 요소를 사용함으로써 이 문제를 해결한다.

광학탐재체가 연결되는 세 지점이 이루는 평면의 수직 벡터를 구하기 위해서도 역시 마찬가지로 RBE3 요소를 이용한다. 별추적기의 경우도 마찬가지로 RBE3 요소를 이용해서 모델링한다 [3].

표 2. 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물의 형상요구조건

구 분	광학탐재체	광학탐재체 지지구조물
지름	1050mm	1100mm
높이	-	1306mm
전체 높이	1950mm	-
상단 높이	1150mm	-
하단 높이	800mm	-
무게	180kg	-
강성요구조건	>75Hz	-
지지형태	스트럿	블레이드

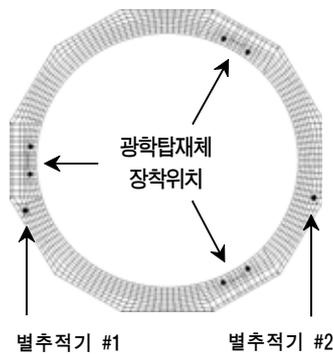


그림 3. 광학탐재체와 별 추적기의 장착 위치

한요소모델의 경우 광학탐재체 지지구조물에 장착될 여러 박스들은 RBE2와 같은 강제 요소 (Rigid Element)와 CONM2와 같은 집중질량으로 모델링되어 있다. 만약 열지향오차 해석시 강제 요소들을 그대로 사용하게 되면 이 부분에 많은

2.2 열하중 조건

2.2.1 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물에 열하중 부여(열하중 1)

광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물의 경우 유한요소모델이 존재하므로 직접 열하중을 부여하여 열지향오차 해석을 수행한다. 가장 극심한 경우를 가정하여 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물 전체적으로 $\Delta 30K$ 만큼의 균일한 온도를 부여한다. 이는 광학탐재체와 광학탐재체 지지구조물이 기준온도 293K에서 30K만큼의 온도변화에 노출된다는 것을 의미한다.

2.2.2 위성본체에 열하중 부여(열하중 2)

위성본체에 열하중이 부여될 경우 광학탐재체 지지구조물과 연결될 위성본체 또한 수축을 하거나 팽창을 하게 된다. 현재 $\Delta 30K$ 만큼의 온도를 부여하고 있으므로 위성본체가 그림 4처럼 축방향으로 $\Delta 30K$ 만큼 팽창하거나 수축할 수 있다고 가정할 수 있다. 팽창량은 $\delta = \alpha \Delta T l$ 식으로 계산되어지며, 위성본체가 알루미늄이므로 $\alpha = 2.16e-5/K$, 온도변화는 $\Delta T = 30K$, 장착면의 반지름은 $l = 1300mm/2$ 이므로 $\delta = (2.16e-5/K) * (30K) * (1300mm/2) = 0.42mm$ 이다. 이렇게 계산된 값을 광학탐재체 지지구조물과 위성본체가 연결되는 부분에 축방향으로 강제변위를 줌으로써 위성본체에 열하중을 부여한 효과를 줄 수 있다.

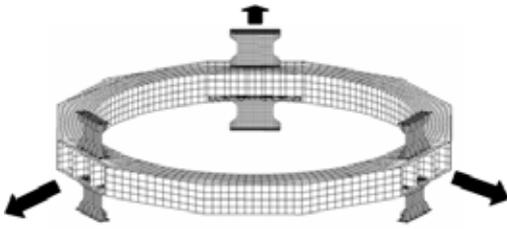


그림 4. 축방향으로의 강제변위 부여

2.2.3 광학탑재체, 광학탑재체 지지구조물 그리고 위성본체에 열하중 부여 (열하중 3)

실제의 경우는 광학탑재체와 광학탑재체 지지구조물 그리고 위성본체에 모두 열하중이 부여된다. 따라서 광학탑재체와 광학탑재체 지지구조물에 $\Delta 30K$ 만큼의 온도를 부여하고, 광학탑재체 지지구조물과 위성본체가 연결되는 부위에 축방향의 강제변위를 동시에 적용한다.

2.3 열지향오차 해석결과

각 경우에 대한 열지향오차 해석결과는 표 3과 같다.

표 3. 열지향오차 해석결과
(단위 : deg)

구 분	열하중 1	열하중 2	열하중 3
별 추적기 #1	0.00179	0.00159	0.00301
별 추적기 #2	0.00170	0.00226	0.00395

4. 결 론

광학탑재체 지지구조물의 열지향오차 해석을 수행하기 위해서는 위성 구조체 전체의 유한요소 모델을 필요로 한다. 그러나 광학탑재체 지지구조물의 초기 설계시 위성본체의 유한요소모델이 정해지지 않은 경우가 많기 때문에 해석시 많은

어려움이 따른다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 위성본체의 유한요소모델이 존재하지 않더라도 위성본체에 의해서 야기되는 열지향오차를 예측할 수 있는 해석기법을 도입하였다. 본 논문에서 기술된 해석기법은 실제 광학탑재체 지지구조물의 열지향오차 해석시 유용하게 사용되었다.

참 고 문 헌

1. 김진희 외, "LEO 인공위성의 열지향오차해석", 2001년 MSC/NASTRAN User's Conference.
2. 김종우 외, "지구관측위성의 광학탑재체 지지구조물 설계 연구", 2004년 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 46~50.
3. MSC/NASTRAN Linear Static Analysis User's Guide Version 2001, Volume 2, The MacNeal-Schwendler Corporation.