

인공위성 열지향오차 해석

김 선 원*, 김 진 희**, 이 장 준***, 황 도 순****

Thermal Pointing Error Analysis of Satellite

Sun-won Kim*, Jin-Hee Kim**, Jang-joon Lee***, Do-soon Hwang****

요 약

탑재된 광학카메라 또는 영상레이더를 이용하여 지구관측 임무를 수행하는 저궤도 지구관측위성은 지상으로부터 수 백 km 고도의 궤도상에서 극심한 열하중을 받게 된다. 이로 인하여 구조체의 열변형이 발생하게 되고 결과적으로 구조체에 장착된 탑재체가 지상의 원하는 지점을 관측하지 못하는 문제점이 발생하게 된다. 이러한 열변형에 의한 탑재체의 지향방향의 변화를 열지향오차라고 한다. 열지향오차 해석은 열해석, 온도값 변환 및 구조해석의 세 단계로 수행된다. 본 논문에서는 열지향오차 해석을 통하여 위성의 임무수행 가능성을 기술하는 것을 목적으로 하였다.

Key Words : Satellite, thermal pointing error, thermal analysis, structural analysis, temperature conversion

ABSTRACT

LEO Satellite that observes earth with optical camera or synthetic aperture radar is placed at hundreds of kilometers altitude and undergoes severe thermal load. The thermal deformation of structure by the thermal load makes payload not to point toward wanted ground position. The payload pointing direction change by thermal distortion is called thermal pointing error. This is carried out by 3 steps that are thermal analysis, temperature conversion and structural analysis. In this paper, the possibility of successful mission through thermal pointing error analysis is described.

1. 서 론

저궤도 지구관측위성은 지상으로부터 수 백 km 높이의 궤도상에서 탑재된 광학카메라 또는 영상레이더 등을 이용하여 지구관측 임무를 수행하게 된다. 이 때 궤도상에서 위성은 극심한 열하중을 받게 되고 이로 인하여 구조체의 열변형이 발생하게 된다. 위성 구조체에 지지되어 관측임무를 수행하는 탑재체와 위성의 자세를 결정하는 별추적기의 지향방향이 구조체의 열변형에 의하여 초기 조립 시에 설정된 지향방향과 다른 방향으로 지향하게 되는 경우 원하는 위치를 관측하지 못하는 문제점이 발생한다. 이러한

열지향오차는 위성의 관측성능이 높을수록 관측 성능 약화에 대한 주요원인이 되므로 현재 위성 개발 시에 주요한 요소로 부각되고 있다.

열지향오차 해석은 다음과 같이 크게 세 단계로 나누어진다. 첫 번째 단계에서는 위성의 운용모드 및 임무수행 시간 등을 고려한 열해석을 수행하게 되고 두 번째 단계에서는 열해석을 수행하여 얻어진 온도분포 값을 구조해석을 위한 온도 입력값으로 변환하게 된다. 마지막으로 구조해석을 수행함으로써 열지향오차를 계산하게 된다[1]. 본 논문에서는 영상레이더를 탑재하는 저궤도 지구관측위성의 열지향오차 해석을 수행하여 임무수행 가능성을 예측하는 것을 목적으로 하였다.

* 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀(sunwkim@kari.re.kr), **한국항공우주연구원 다목적실용위성3호사업단 다목적5호체계팀(jhkim@kari.re.kr), *** 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성열/추진팀(ljj@kari.re.kr), **** 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀(dshwang@kari.re.kr)

논문번호 : K2-1-4, 접수일자 : 2007년 5월 22일, 최종 게재 논문통보일자 : 2007년 6월 12일

※ 본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 다목적실용위성 본체개발 사업으로 수행되었습니다.

II. 열지향오차 정의

그림 1 은 위성의 형상 및 탑재체와 별추적기의 지향방향을 보여준다. 위성은 태양전지판 및 별추적기를 포함한 본체와 탑재체로 구성된다.

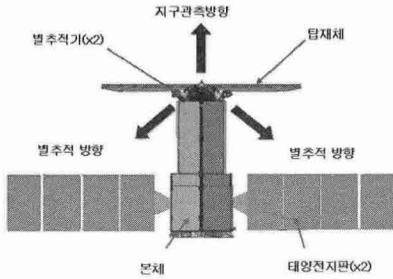


그림 1 위성형상

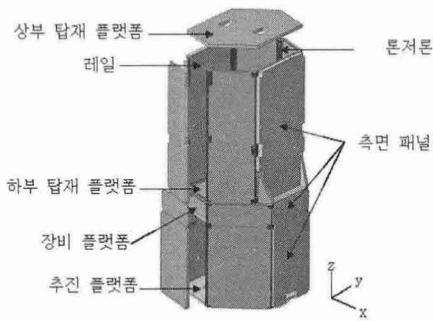


그림 2 위성 본체 주구조물

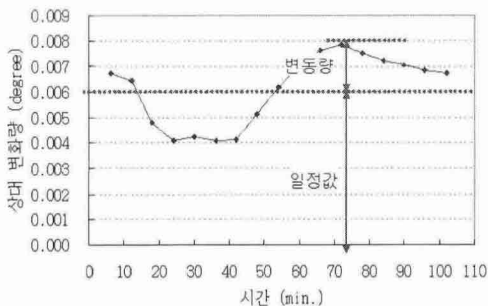


그림 3 탑재체 지향방향 변화량 (별추적기 기준)

그림 2 에서 보여지는 바와 같이 위성 본체의 주구조물은 알루미늄 허니콤 샌드위치 패널로 이루어진 상부 탑재 플랫폼, 하부 탑재 플랫폼, 장비 플랫폼, 추진 플랫폼 및 측면을 감싸고 있는 패널과 알루미늄으로 이루어진 바 형상의 레일과 본저론으로 구성되어있다. 탑재체 및 별

추적기는 상부 탑재 플랫폼에 위치한다. 외부 열하중에 의해 이러한 구조체가 변형이 발생하게 되면 구조체에 지지된 탑재체와 별추적기의 지향방향이 초기에 설정된 방향으로부터 틀어지게 된다. 그림 3 은 1회 궤도 선회 기간 동안 별추적기를 기준으로 탑재체의 상대적인 지향방향 변화량을 일정값과 변동량으로 구분하여 보여준다. 일정값은 지상에서의 위성 조립 환경 온도와 임무를 수행하는 우주 궤도상에서의 위성 온도간의 차이로 인하여 발생하게 되는 값으로써 위성이 1회 궤도를 선회하는 동안에는 변화하지 않는 일정한 값이다. 이러한 일정값은 시간의 변화에 대하여 일정 기간 간격 즉, 예를 들어 계절 별 또는 월별로 위성의 자세제어를 통하여 위치 보정을 해줌으로써 열변형에 의한 지향오차 문제를 유발시키지 않는다. 그러나 1회 궤도 선회시에 발생하는 변동량에 대해서는 주어진 시간 내에서의 보정이 어렵다. 위성체의 열지향오차는 탑재체 접속부의 지향방향이 별추적기 접속부에 대하여 상대적으로 변화하는 양으로써 일정값을 제외한 변동량으로 정의되고 위성의 3축 방향의 값의 RSS(Root Sum Square)로 계산된다.

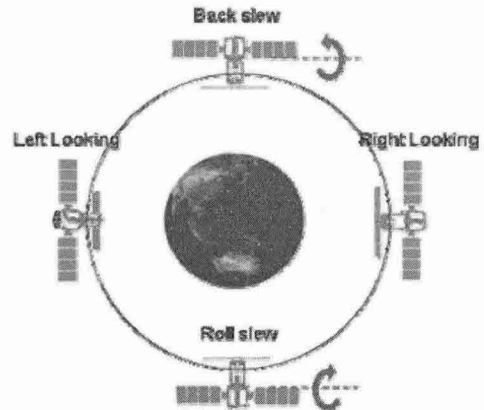


그림 4 임무/대기 모드

III. 운용 모드

위성의 운용모드는 발사 후 초기 안정화 모드(Safe-Hold Mode), 위성의 고도 및 경사각 유지를 위한 궤도 수정 모드(Orbit Maintenance Mode), 임무를 수행하는 임무 모드(Imaging Mode), 임무를 기다리는 대기 모드(Stand by Mode)로 구분된다. 각 모드 별로 위성의 자세가 다르므로 인하여 각 모드에서 위성이 처하게 되는 열환경이 서로 달라지게 된다. 그런데 열지향오차는 이러한 모든 경우에 대하여 고려할 필요

가 없고 단지 지구관측을 수행하는 임무모드에 대해서만 수행할 필요가 있다. 다른 모드에 대해서는 위성의 자세제어를 필요로 할 만큼 열지향오차가 크지 않고 단지 지구를 관측하는 임무모드에서 영상품질의 악화를 위하여 열지향방향의 변화를 고려하면 되기 때문이다. 그림 4 는 임무 모드 형상을 보여준다.

IV. 열해석

열지향오차는 열적 최악조건에 대하여 설계 요구조건을 만족하여야 하므로 열해석을 수행함에 있어 위성이 처할 수 있는 최악의 hot 및 cold 조건을 찾아내는 것이 중요하다. 이를 위해서 먼저 외부의 열환경이 최악의 hot 및 cold 조건이 되도록 궤도 위치와 환경을 찾아내었다. 그림 5 에서 보여지는 hot 조건은 위성이 지구 그림자에 들어가지 않는 구간에서 태양으로부터의 열 입사량이 가장 큰 지점에 해당된다. 그림 6 에서 보여지는 cold 조건은 위성 궤도와 태양 빛의 입사방향 사이의 각인 베타각이 90도를 이루는 위치가 위성이 외부로부터 받는 열입사량이 가장 작은 지점에 해당된다. 특정 패널에 대해서는 계절별 요소를 고려하였을 때 지구 그림자 구간이 가장 긴 동지에서 최소 열입사량을 보이나 패널에 부착된 열소산량을 고려하였을 때 결국 베타각이 90도를 이루는 지점이 더 가혹한 cold 조건이 된다.

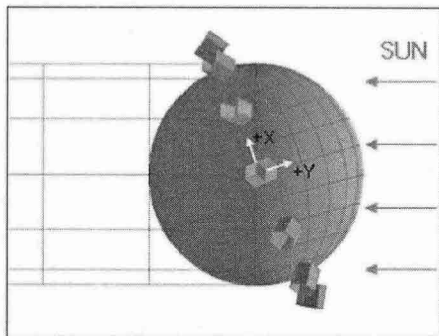


그림 5 Orbit form in hot case

Hot 및 cold 조건에 대하여 각각 위성의 운용초기(Begin of life)와 말기(End of life) 조건을 적용한 후 발생할 수 있는 임무 시나리오를 적용하였다. Cold 조건의 경우 탑재체가 영상 촬영을 하지 않고 여러 번 궤도를 선회한 후 마지막 궤도에서 촬영을 하는 경우를 최악조건으로 선정하였다. 이러한 hot 및 cold 조건에 대하여 열해석을 수행하였다.

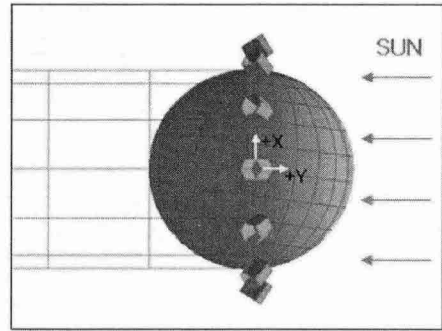


그림 6 Orbit form in cold case

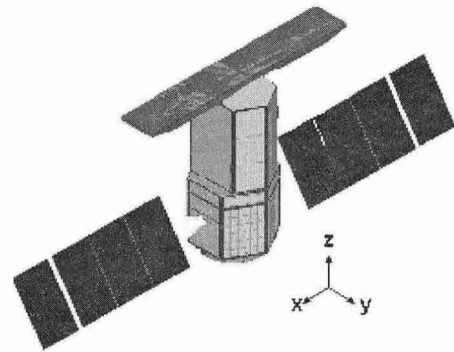
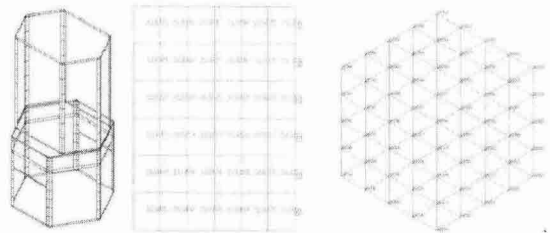


그림 7 열해석 모델



(a) 레일/롤러 (b) 측면패널 (c) 플랫폼
그림 8 구조 요소별 열해석 모델

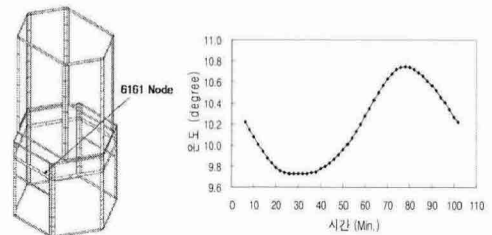


그림 9 장비 레일 6161번 절점온도

그림 7 은 위성전체의 열해석 모델을 보여주고 그림 8 은 구조 요소별 열해석 모델을 보여

준다. 위성을 구성하는 프레임인 레일과 론저론은 그림 8(a)에서 보여지는 바와 같이 일차원 요소로 모델링하여 요소 중심에서의 온도값을 구하였고 그림 8(b)에서 보여지는 위성의 측면을 감싸는 각 패널은 위성내부를 향하는 면과 외부로 향하는 면으로 나누어 두 개의 평면요소로 모델링하여 요소 중심에서의 온도값을 구하였다. 그림 8(c)에서 보여지는 바와 같이 플랫폼은 측면패널과 마찬가지로 +Z 방향과 -Z 방향의 면으로 나누어 두 개의 평면요소로 모델링 하였고 요소 모서리에서의 온도값을 구하였다. 이후 선정된 hot 및 cold 조건에 대하여 열해석을 수행하였다.

그림 9 는 열해석 결과인 장비 레일의 6161번 절점에서의 시간에 따른 온도값을 보여준다. 이처럼 열해석을 수행하여 열해석 모델의 모든 절점에서의 시간에 따른 온도값을 구하였고 이를 구조해석을 위한 입력값으로 사용하였다.

V. 온도값 변환

해석기법 및 효율성의 차이 및 상이한 물리적 관점으로 인하여 열해석과 구조해석의 기하 모델 및 해석모델이 서로 다르게 모델링 되었다. 이로 인하여 열해석 결과로부터 얻어진 온도값을 구조해석을 위한 열하중 값으로 변환하기 위하여 상용프로그램의 적용이 불가하여 직접 프로그램을 코딩하였다. 일반적인 온도변환 방법으로는 거친 요소망의 열해석 모델 절점에서의 온도값을 구조해석 모델을 이용한 열전도 해석을 통하여 세밀한 요소망의 절점 온도로 재분배시키는 Conduction Matrix법, 가장 가까운 절점의 온도를 적용하는 Nearest Node법, 가까운 여러 절점의 온도를 이용하여 거리별 가중치를 주어 온도를 재분배시키는 가중치법과 형상함수를 이용한 내삽법 등이 있다. 그런데 Conduction Matrix법과 Nearest Node법은 온도분포를 왜곡시켜 실제 현상과는 다른 원하지 않는 변형을 일으킬 가능성이 있으므로 특별한 경우를 제외하고는 적용하지 않는 것이 일반적이다[2][3].

본 논문에서는 그림 10 에서 보여지는 이차원 탐색 알고리즘을 이용하여 구조요소의 중앙점이 열해석 모델의 어느 요소 내에 존재하는지 판단한 후 앞서 기술된 가중치법과 내삽법을 이용하여 열해석 모델의 온도값을 구조해석을 위한 입력값으로 변환하였다. 그런데 구조해석의 효율성을 위하여 열해석 수행 결과인 2분 간격의 온도값을 6분 간격의 구조해석을 위한 입력값으로 변환하였다. 다음 절에서 보여지는 해석 결과를 보게 되면 설정된 6분 간격의 온도값에 대한 구조해석 결과가 충분히 연속적인 변형을

표현하고 있음을 알 수 있다. 그림 11 은 론저론의 온도값 변환 결과를 보여준다.

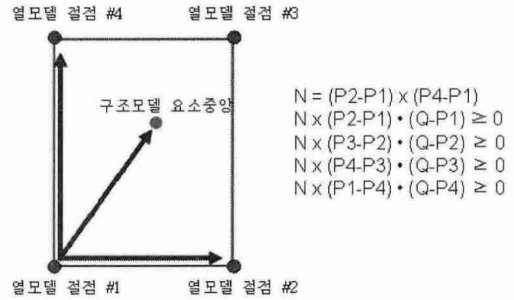


그림 10 이차원 탐색알고리즘

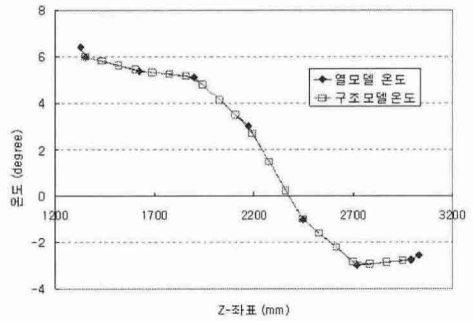


그림 11 론저론의 온도변환 결과

VI. 구조해석

1. 구조해석 모델

구조해석 모델은 정확한 해를 얻기 위하여 열해석 모델의 요소망보다 세밀하도록 모델링을 수행하였다. MSC/NASTRAN을 이용하여 구조해석을 수행하였다. 그림 12 는 구조해석 모델을 보여준다. 레일과 론저론은 일차 바(bar) 요소를 적용하였고 패널 및 플랫폼은 일차 평판요소(CQUAD4)를 적용하였다. 구조물 사이 체결은 강체요소(RBE2)를 적용하였다. 경계조건으로는 위성의 하부에 위치한 위성 좌표축 기준인 추진 플랫폼을 고정하였다. 상부 탑재 플랫폼에 위치한 두 개의 탑재체 접속부와 두 개의 별추적기 접속부는 각각 RBE3 요소를 이용하여 면에 대해 수직인 벡터의 각도 변화를 추출할 수 있도록 하였다[4]. 탑재체 접속부의 지향방향은 대칭성을 고려하여 두 군데 접속부의 지향방향 변화의 평균값으로 구하였다. 그리고 각 축방향에 대하여 RSS 값으로 계산하였다.

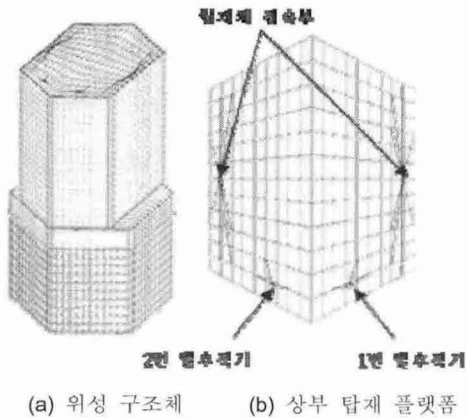


그림 12 유한요소모델

2. 해석결과

1) 요구조건

시스템 관점에서 영상 품질 확보를 위한 구조체의 열지향오차는 0.005도 보다 작아야 한다.

2) Hot 조건

먼저 열하중에 의한 강도 검토를 수행한 후 열지향오차 검토를 수행하였다. 해석결과 최대 31MPa의 Von-Mises 응력이 발생하였고 이에 대한 안전여유는 7.0으로써 충분히 강도적으로 안전함을 확인하였다. 그림 13 은 응력분포 및 변형 형상을 보여준다. 태양빛이 입사되는 면인 +Y 방향에 위치한 구조물들의 온도가 상대적으로 우주를 바라보는 면인 -Y 방향에 위치한 구조물보다 온도가 높음에 따라 위성이 전체적으로 -Y 방향으로 휘는 현상이 발생하였다.

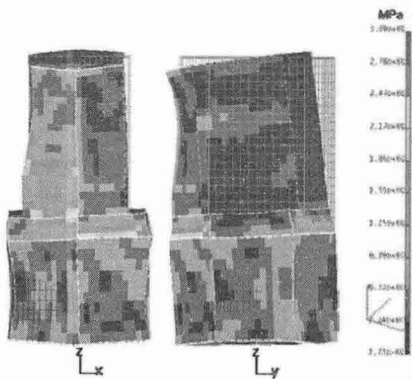


그림 13 Hot 조건 응력분포 및 변형 형상

대부분의 측면패널은 위성의 내부온도가 외부온도 보다 높음에 따라 두께방향으로의 온도 구배에 의하여 위성의 내측 방향으로 오목하게 변형되는 형상으로 나타났다. 그리고 -Y 방향의

측면 패널은 탑재된 여러 전자장비들의 발열량이 큼에 따라 두께 방향으로 온도 구배가 크게 발생하여 그림 13 에서 보여지는 바와 같이 -Y 방향의 구조물들이 국부적으로 크게 변형이 발생하였다.

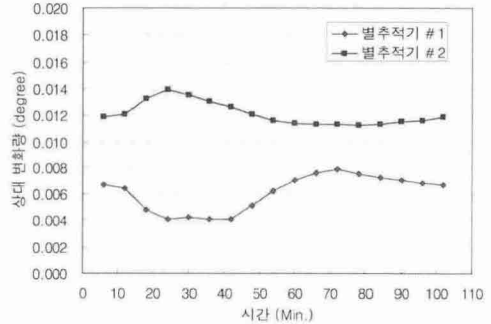


그림 14 Hot 조건 탑재체 지향방향 변화량

별추적기 기준으로 상대적인 탑재체 지향방향의 변화 중 일정값은 그림 14 에서 보여지는 바와 같이 1번 별추적기에 대해서는 0.006도, 2번 별추적기에 대해서는 0.013도가 발생하였다. 열지향오차는 1번 별추적기 기준으로는 0.002도, 2번 별추적기 기준으로는 0.001도 발생하여 모두 요구조건을 만족하였다.

3) Cold 조건

강도 검토 결과 23MPa의 최대 Von-Mises 응력이 발생하였고 이에 대한 안전여유는 10 이상으로써 충분히 강도적으로 안전하였다. 그림 15 는 응력분포 및 변형 형상을 보여준다. 전체적인 열변형 형상은 hot 조건의 형상과 유사하였다. 태양빛이 입사되는 면인 +Y 방향에 위치한 구조물들의 온도가 상대적으로 우주를 바라보는 면인 -Y 방향에 위치한 구조물보다 온도가 높음에 따라 위성이 전체적으로 -Y 방향으로 휘는 현상이 발생하였다. 또한 -Y 방향의 측면 패널에 탑재된 여러 전자장비들의 발열로 인하여 패널에서 두께 방향으로 온도 구배가 크게 발생함으로써 그림 16 에서 보여지는 바와 같이 -Y 방향의 구조물들이 국부적으로 변형이 크게 발생하였다. 탑재체 지향방향 변화량 중 일정값은 1번 별추적기 기준으로는 0.003도, 2번 별추적기 기준으로는 0.006도가 발생하였다. 열지향오차는 1번 별추적기 기준으로는 0.001도가 발생하였고 2번 별추적기 기준으로도 0.001도가 발생하여 요구조건인 0.005도를 모두 만족하였다. 베타각이 90도로써 태양열의 입사가 균일한 cold 조건이 베타각이 67도로써 태양열의 입사가 균일하지 않은 hot 조건에 비해 상대적으로 적은 열지향오차가 발생하였다.

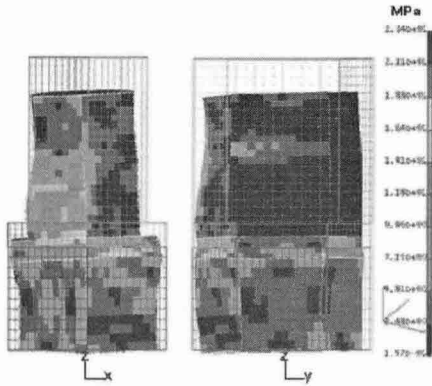


그림 15 Cold 조건 응력 분포 및 변형 형상

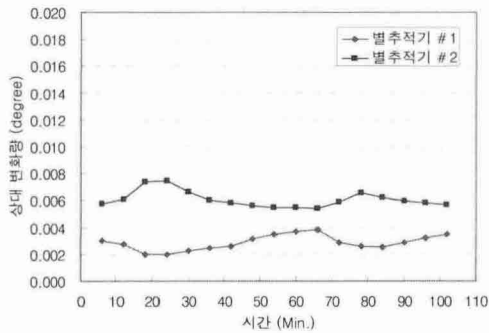


그림 16 Cold 조건 탑재체 지향방향 변화량

VII. 결 론

본 논문은 저궤도 지구관측위성에 대하여 열지향오차 해석결과를 기술하였다. 열지향오차는 두 개의 별추적기를 기준으로 탑재체 지향방향의 변화량 중 변동값으로 정의하였다. 해석절차는 3단계로 수행하였다. 먼저 열해석을 수행하여 열모델의 각 질점에서의 온도를 구하였고 얻어진 온도값을 구조해석을 위한 입력값으로 변환한 후 마지막으로 구조해석을 통하여 열지향오차 해석을 수행하였다. 지향방향의 변화량 중 일정값은 hot 조건의 경우 최대 0.013도, cold 조건의 경우에는 0.006도가 발생하였다. 결론적으로 hot 조건의 열지향오차는 최대 0.002도가 발생하였고 cold 조건은 최대 0.001도가 발생하였다. 두 경우 모두 설계요구조건인 0.005도 이하를 모두 만족하였다.

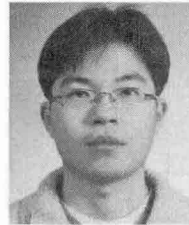
참 고 문 헌

[1] 황도순, "궤도 열환경하에서 위성체의 지향오차분석", *한국항공우주학회지*, 27(1), pp.145-151, 1999

[2] 김선원, "위성 구조체 열탄성 해석 정리", *한국항공우주연구원 Technical memo*, 2005
 [3] B.Cullimore 외 4인, "Integrated Analysis of Thermal/Structural/Optical Systems", *SAE-2002-01-2444, C&R Tech*, 2002
 [4] MSC/NASTRAN, *Linear Static Analysis User's Guide Version 2001*, MacNeal-Schwendler Corporation, 2007

저 자

김 선 원 (Sun-Won Kim)



1997년 2월: KAIST
기계공학과 졸업
 1999년 2월: KAIST
기계공학과 석사
 1999년 2월~2005년8월:
LG전자
/LPL 선임연구원
 2005년 9월~현재: 한국항공
우주연구원 위성구조팀 선임연구원

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학