

열변형으로 인한 인공위성 관측장비 지향오차 연구

김 선 원*, 현 범 석**, 김 창 호*, 황 도 순* 정회원

A Study on the Verifying Structural Safety of Satellite Structure by Coupled Load Analysis

Sun-Won Kim*, Bum-Seok Hyun**, Chang-Ho Kim*, Do-soon Hwang* *Regular Members*

요 약

인공위성 구조체는 궤도상에서 열하중으로 인하여 구조적인 변형을 일으키게 된다. 이로 인하여 구조체에 장착된 관측장비들은 지상에서 조립 시에 설정된 지향방향이 변화하게 되고 원하는 방향으로 관측하는 문제점이 발생한다. 위성의 관측성능이 높아질수록 성공적인 관측임무를 수행하기 위해서는 열변형에 의한 지향방향의 변화량은 줄어들어야 한다. 본 논문에서는 지구궤도 위성에 대하여 열변형 해석을 수행하여 지향오차를 예측하는 방법 및 결과에 대하여 기술한다.

Key Words : Satellite; pointing error; thermal distortion analysis; temperature mapping.

ABSTRACT

Satellite structure is distorted by thermal load in orbit. The structural distortion induces the pointing errors of observation unit that is difference between initial pointing direction at ground integration and at in-orbit. In that case, satellite is not able to point along required direction. As observation capability becomes higher, structural distortion due to thermal load should be smaller to achieve successful mission. In this paper, the method to predict pointing error and results are described.

I. 서 론

인공위성 구조체는 궤도상에서 극심한 우주 열환경에 노출된다. 이러한 열환경 하에 위성내부에 장착된 각종 장비 및 탑재체의 안정적인 운용을 위해 열제어를 수행하게 된다. 이를 통하여 위성 구조체의 온도는 허용 가능한 수준으로 제어된다. 구조물의 온도는 허용온도 범위 내에서 약간의 온도차이가 발생하고 이러한 온도차이는 구조체의 열변형을 일으키게 된다. 위성 구조체의 열변형과 관측장비 자체적인 열변형으로 인하여 관측장비는 지향방향의 변화가 나타나게 되고 지상에서 조립 시 정렬된 방향으로부터 틀어지게 되어 원하는 방향의 피사체를 관측하지 못하는 문제점을 유발시킨다. 최근 들어 위성의 관측성능이 높아짐에 따라 열하중으로 인한 관측장비의 지향방향의 변화는 관측영상의 품질에 더 민감한 영향을 미치게 되어 위성의 성공적인 임무수행에 중요한 요소가 되고 있다.

관측위성에 탑재된 관측장비 중에서 지향방향의 정밀도가 중요한 장비로써는 대표적으로 위성의 자세를 결정하기 위한 별추적기와 자이로스코프, 지상의 목표물을 관측하는 탑재체가 있다. 이러한 장비들은 자체적인 열변형 뿐만 아니라 장착되는 접속부위의 구조체 변형으로 인하여 지향방향의 변화가 발생한다. 본 논문에서는 열변형에 의해 지향방향의 정밀도가 중요한 관측장비 들에 대하여 열하중으로 인한 지향오차를 예측하는 방법 및 결과를 기술한다.

II. 지향오차 계산 과정

열변형으로 인한 지향방향의 변화량은 열해석을 통하여 구해진 온도결과를 이용하여 구조해석을 수행함으로써 얻어지게 된다[1-2]. 일반적인 단계별 절차는 그림 1에서 보여지는 바와 같다. 첫번째로 열해석 모델을 이용하여 열해석을 수행한

* 한국항공우주연구원 위성구조팀 (sunwkim@kari.re.kr, kch@kari.re.kr, dshwang@kari.re.kr),** 한국항공우주연구원 위성열/추진팀 (bshyun@kari.re.kr)

※본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 다목적실용위성 본체개발 사업으로 수행되었습니다.

접수일자 : 2010년 4월 7일, 수정완료일자 : 2010년 6월 15일, 최종공개확정일자 : 2010년 6월 25일

다. 위성의 운용모드, 계절, 궤도요소, 임무수행 시간 등을 고려하여 시간에 따른 온도값을 추출한다. 열해석 결과인 온도값은 열해석 모델의 절점에서의 온도값에 해당한다. 이러한 온도값은 직접적으로 구조해석 모델의 온도값으로 사용하기 어렵다. 일반적으로 위성체의 열해석 모델과 구조해석 모델은 서로 다른 밀도의 요소망으로 이루어지고 기하학적인 형상도 다른 경우가 많다. 이러한 차이는 근본적으로 서로 다른 물리적 현상에 대하여 해석의 효율성과 정확도를 각각 확보하기 위하여 발생하게 된다. 이로 인하여 열해석 모델의 온도값을 구조해석 모델의 온도값으로 변환하여 주는 과정이 필요하다. 일반적으로 열해석 모델의 요소 수는 구조해석 모델의 요소 수보다 적기 때문에 구조해석 모델의 모든 요소에서의 온도값을 알기에는 온도 정보가 부족하다. 이러한 문제점들을 극복하기 위하여 다양한 방식의 온도변환을 수행하게 된다[2]. 온도변환을 통하여 구조해석모델의 일부 절점에서의 온도를 구하게 되고 구조해석모델을 이용하여 열전달 해석을 수행함으로써 구조해석 모델의 모든 절점에서의 온도값을 추출하게 된다. 추출된 온도값을 이용하여 열변형 해석을 수행하게 되고 관측장비가 장착되는 부위의 변형량을 추출함으로써 최종적으로 열하중으로 인한 지향방향의 변화량을 구하게 된다. 최근에는 효율적이고 물리적 현상을 더 정확히 반영하여 구조해석 모델의 모든 절점에서의 온도값을 구하는 방법들이 제시되고 있다. 대표적으로는 열해석 모델의 온도값과 온도값이 대표하는 영역을 반영하는 열전달 방정식을 온도 변환 방정식과 결합함으로써 구조해석 모델의 모든 절점에서의 온도값을 한번에 생성하는 PAT(Prescribed Averaged Temperature)[3] 방법이 이에 해당한다.

위성체 전체 구조를 고려하여 해석을 수행하게 된다. 또한 지향오차는 서로 다른 구조체에 장착되는 자세제어 센서의 지향 방향을 기준으로 탑재체의 지향방향의 상대적인 변형각도로 정의되기 때문에 시스템 측면에서 해석이 수행되어야 한다. 그림 2는 정지궤도 위성의 형상을 보여준다. 지향방향의 정밀도가 중요한 두 개의 탑재체와 지구센서는 지구를 지향하도록 장착되어 있다. 그림 3은 위성 구조체 중 하나인 측면패널에 대하여 열해석 모델의 요소망과 해석결과인 온도분포를 보여준다. 그림 4는 열변형 해석을 위한 구조해석 모델을 보여준다. 그림에서 보이듯이 구조해석 모델의 요소망이 열해석 모델의 요소망보다 훨씬 세밀함을 알 수 있다. 열변형 해석 결과에 영향을 미치지 않는 추진탱크, 태양전지판, 안테나 등과 같은 부착물들은 해석의 효율성을 위하여 구조해석 모델에 반영되지 않는다.

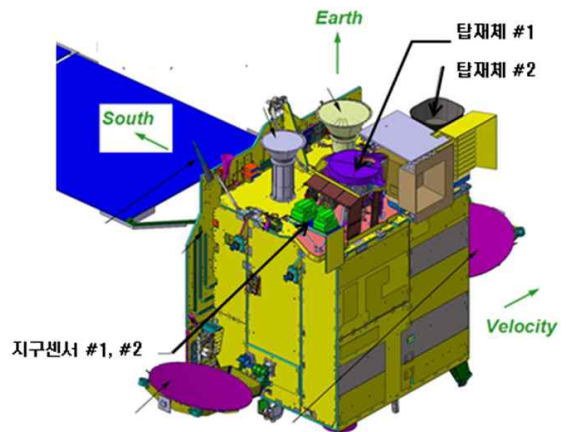


그림 2. 정지궤도 위성 형상

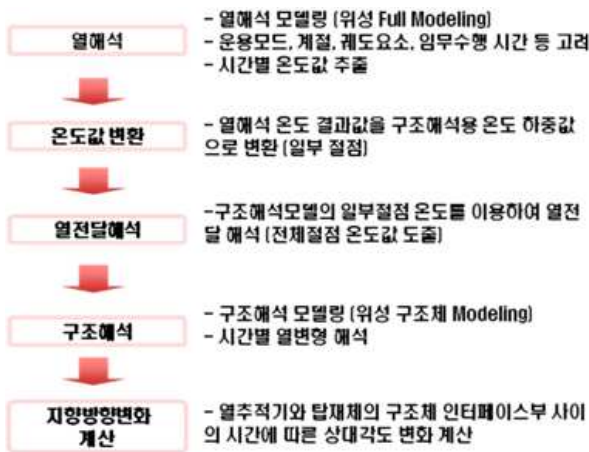


그림 1. 일반적인 열하중에 의한 지향오차 계산 과정

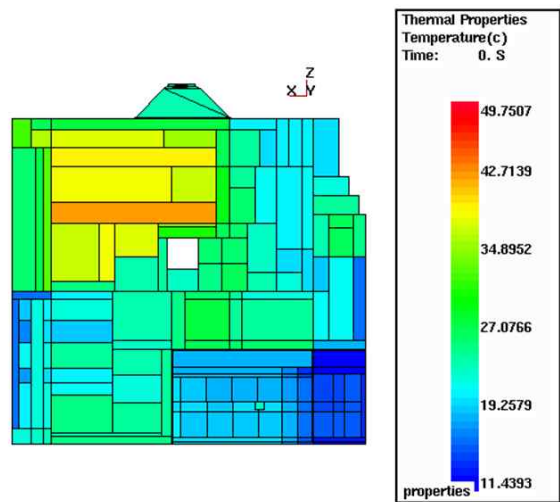


그림 3. 측면패널의 열해석 모델 및 결과 온도분포

III. 위성체 열변형 해석

일반적으로 관측장비의 지향오차를 계산하기 위해서는 위성체 시스템 수준에서의 열해석 및 구조해석이 수행되어야 한다. 관측장비의 지향오차는 관측장비 자체적인 변형과 위성 구조체의 국부적인 변형으로 인하여 발생하는 값보다는 위성 구조체의 전체적인 변형에 의해 발생하는 값이 훨씬 크기 때문에

발생 가능한 다양한 열환경을 고려하기 위하여 임무수행 초기와 말기의 춘추분, 동지, 하지에 대하여 열해석을 수행한 후 열변형 해석을 통하여 지향오차를 도출하였다. 그림 5는 1번 지구센서를 기준으로 2번 탑재체의 하루 동안 발생하는 지향오차의 변화를 보여준다. 정지궤도 위성은 지구의 자전속도와

같은 속도로 하루를 주기로 지구주위를 공전함으로써 하루 주기의 열환경에 노출된다. 따라서 그림 5에서 보이듯이 하루에 한차례씩 최대 및 최소 지향오차가 발생한다. 지향오차는 일간 및 주간과 계절기간 별로 요구조건이 정해진다. 각 계절로 구해진 일간 지향오차의 최대 및 최소 지향오차를 이용하여 주간 및 계절기간의 지향오차가 계산된다. 2번 지구센서를 기준으로 2번 탑재체의 지향오차의 변화와 각각의 지구센서를 기준으로 1번 탑재체의 지향오차의 변화도 동일 수준의 유사한 형태로 나타났다. 본 논문에서 고려된 정지궤도 위성의 지향오차는 요구조건 수준을 모두 만족하였다.

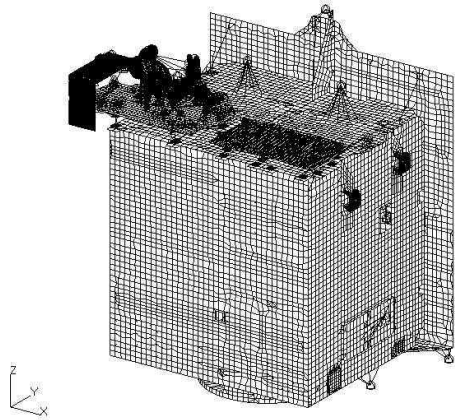


그림 4. 구조해석 모델

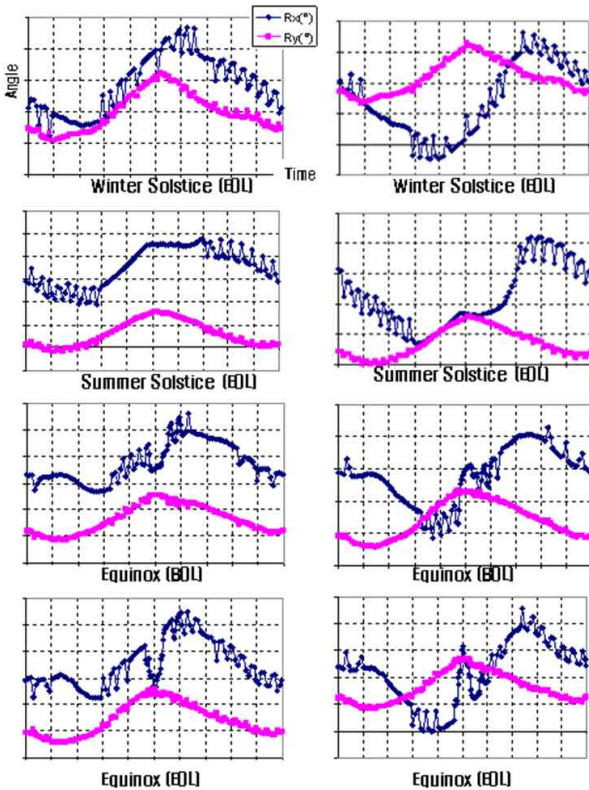


그림 5. 2번 탑재체의 계절별 일간 지향방향 변화 (1번 지구센서 기준)

IV. 별추적기 및 브라켓 열변형 해석

경우에 따라서는 앞서 기술된 위성체 시스템 수준에서의 열변형 해석 뿐 아니라 하위 어셈블리 수준의 구조체에 대한 열변형 해석을 수행하는 경우도 발생한다. 그림 6은 지구관측을 위해 광학카메라를 장착한 위성의 형상을 보여준다.

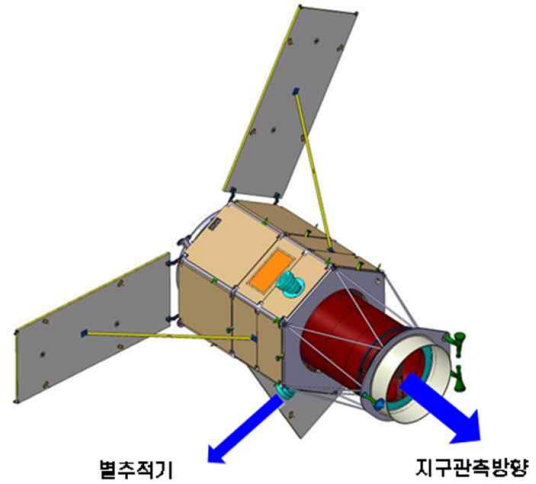


그림 6. 저궤도 지구관측위성 형상

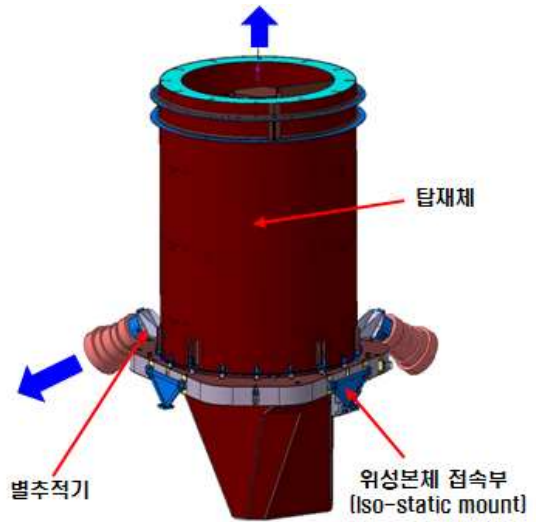


그림 7. 탑재체 및 별추적기 장착 형상

그림 7에서 보여지듯이 탑재체의 지향오차의 기준이 되는 별추적기는 탑재체의 일부 구조체에 브라켓을 이용하여 장착되고 탑재체는 Iso-static mount를 통하여 위성 본체 구조체로부터의 영향이 최소화 되도록 설계된다. 이러한 경우 해석의 효율성을 위하여 위성체 시스템 수준에서의 해석을 수행할 필요가 없이 탑재체 어셈블리 수준에서 열변형 해석을 수행하는 것으로 충분하다. 그림 8에서 보이듯이 별추적기는 브라켓을 이용하여 탑재체의 일부 구조물에 장착되고 지향방향은 렌즈 배럴 부위의 네 지점을 연결한 지점의 지향방향으로 정의된다.

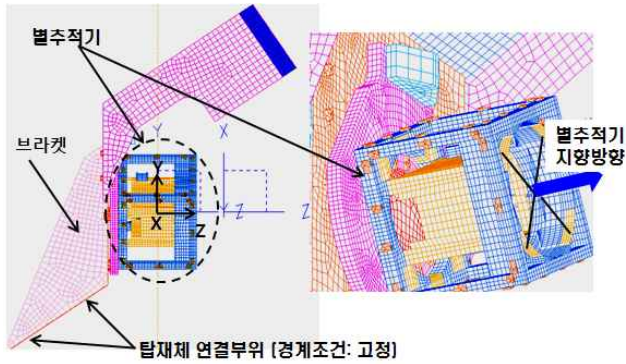


그림 8. 별추적기 및 브라켓 형상

열하중에 의한 탑재체의 지향오차는 탑재체 구조물의 변형량 및 별추적기 브라켓과 별추적기의 변형량에 의해 결정된다. 그런데 탑재체는 열팽창계수가 매우 작은 복합재료로 이루어진 고안정성 구조물로서 온도변화에 대해 구조적으로 변형이 최소화 되도록 설계된다. 또한 구조적으로 축대칭으로 설계되고 균일하게 온도제어가 됨으로써 지향오차와 연관되는 횡방향으로의 변형이 극히 작게 발생한다. 따라서 탑재체의 지향오차를 유발시키는 주요 원인은 탑재체 자체의 열변형이 아닌 상대 각도변화의 기준이 되는 별추적기의 열변형에 해당한다. 별추적기와 브라켓은 탑재체에 비해 상대적으로 큰 열팽창계수의 금속재질로 구성된다. 따라서 해석의 효율성을 확보하기 위하여 탑재체를 제외한 별추적기와 브라켓에 대한 열변형 해석을 수행하여 별추적기에 대한 지향방향의 변화를 계산한다. 이러한 별추적기의 열하중에 의한 지향방향의 변화는 탑재체와 연결되는 면의 수직방향에 대한 상대적인 값으로 표현되고 이를 탑재체의 지향오차로 정의한다. 온도조건은 발생 가능한 열환경 중에 열적변형을 최대도 일으킬 수 있는 조건인 최대 허용 온도가 모든 부위에 균일하게 분포하는 경우, 히터가 작동하여 브라켓의 온도가 최대 상승하는 경우와 히터가 작동하기 전 브라켓의 온도가 최소로 낮아지는 경우를 고려하였다. 그림 9는 히터가 작동하여 브라켓의 온도가 최대 상승하는 경우에 대하여 열해석을 수행하여 얻어진 별추적기 브라켓의 온도분포와 이후 구조해석모델을 이용하여 열전달 해석을 수행함으로써 얻어진 구조해석 모델의 모든 절점에서의 온도분포를 보여준다.

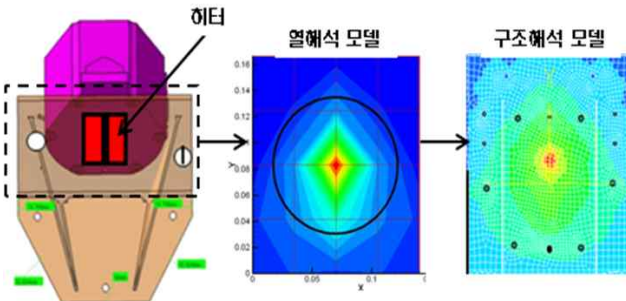


그림 9. 별추적기 브라켓의 열해석 및 구조해석 모델 온도분포

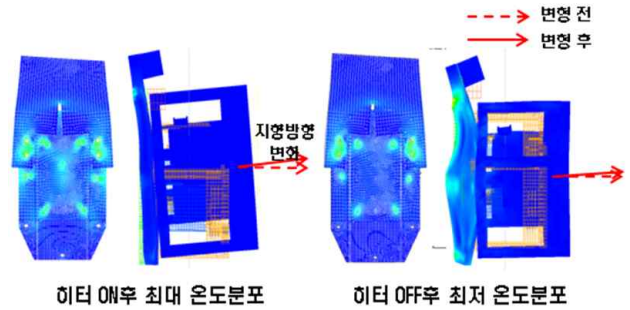


그림 10. 열추적기 및 브라켓의 열변형 형상

그림 10은 히터가 동작하여 최대 온도가 발생하는 경우와 히터가 꺼져 온도가 최저가 되는 경우에 대한 구조변형 형상을 보여준다. 그림 11은 각 온도조건에 따른 별추적기의 지향방향의 변화, 즉, 탑재체의 지향오차를 비교하여 보여준다. 지향방향의 변화는 X,Y,Z 축에 대하여 각각 구한 후 RSS(Root Sum Square)값으로 표현된다. 히터가 작동하여 브라켓의 온도가 최대가 되는 경우에 지향오차가 최대 발생하였으나 요구조건을 만족함을 알 수 있다.

V. 결론

본 논문은 극심한 우주 열환경 하에 인공위성에 장착된 관측장비의 지향방향의 지상에서 조립 시 정렬된 방향보다 어느 수준으로 변화하는가에 대한 해석과정 및 결과를 보여준다. 해석과정은 크게 세 단계로 나누어진다. 첫 번째는 열해석 모델을 이용하여 열해석을 수행하는 단계이다. 두 번째는 열해석 결과로부터 얻어진 열해석 모델의 요소에서의 온도값을 구조해석 모델의 일부 절점에서의 온도값으로 변환한 후 구조해석 모델을 이용하여 열전달 해석을 수행하는 것이다. 이러한 과정을 통하여 구조해석 모델의 모든 절점에서의 온도값을 추출한다. 마지막 단계는 구해진 온도값을 이용하여 구조해석 즉, 열변형 해석을 수행함으로써 관측장비의 지향방향의 변화인 지향오차를 구하는 것이다. 탑재체를 포함한 각종 관측장비의 지향오차는 위성의 자세제어 임무를 수행하는 센서를 기준으로 지향방향의 변화로 정의된다. 관측장비의 지향오차는 위성 구조체 전체에 대한 열변형 해석을 통하여 도출하는 것이 일반적이나 만일 관측장비에 직접적으로 센서가 장착되고 위성 본체로부터 영향을 받지 않는 구조일 경우 위성체 시스템 수준에서 해석을 하는 것이 반드시 필요한 것은 아니다. 해석의 효율성을 위해 하위 조립체 수준의 해석으로도 탑재체의 지향오차를 도출할 수 있다. 본 논문에서는 위성체 수준의 열변형 해석을 수행한 경우와 하위 조립체 수준의 열변형 해석을 수행한 결과를 보여주었다. 결론적으로는 고려된 정지궤도 및 저궤도 지구관측위성의 관측장비의 지향오차는 요구조건을 모두 만족함을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] 황도순, “궤도 열환경하에서 위성체의 지향오차분석”, 한국항공우주학회지, 27권 1호, pp. 145~151, 1999
- [2] 김선원, 김진희, 이장준, 황도순, “인공위성 열지향오차 해석”, 통신위성우주산업연구회논문지, 2권 1호, pp. 21 ~26, 2007
- [3] J. J. Wijker, *Spacecraft Structures*, Springer, 2008

저 자

김 선 원(Sun-Won Kim) 정회원



1997년 2월 : 한국과학기술원
기계공학과 졸업
1999년 2월 : 한국과학기술원
기계공학과 석사
1999년 2월~2005년 8월 : LG전자
2005년 9월~현재 : 한국항공우주연구원
위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

현 범 석(Bum-Seok Hyun) 정회원



1992년 2월 : 서울대학교
항공우주공학과 졸업
1994년 2월 : 서울대학교
항공우주공학과 석사
2000년 8월 : 서울대학교
항공우주공학과 박사

2000년 10월~현재 : 한국항공우주연구원 위성열/추진팀

<관심분야> 인공위성 열제어, 항공우주공학

김 창 호(Chang-Ho Kim) 정회원



1999년 2월 : 서울대학교
항공우주공학과 졸업
2001년 2월 : 서울대학교
항공우주공학석사
2004년 1월~현재 : 한국항공우주연구원
위성구조팀

<관심분야> 항공우주공학

황 도 순(Do-Soon Hwang)

정회원



1984년 2월 : 인하대학교
항공공학과 졸업
1986년 2월 : 인하대학교
항공공학과 석사
2003년 8월 : 충남대학교
기계설계공학 박사

1986년 2월~1991년 : 삼성항공산업

1991년~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 항공우주공학