

# 정지궤도 위성의 정현파 가진 시험과 예측 비교

김 창 호\*, 김 경 원\*, 김 선 원\*, 임 재 혁\*, 황 도 순\* 정회원

## Analysis of Sine Test Results with Prediction for Geo-stationary Satellite

Chang-Ho Kim\*, Kyung-Won Kim\*, Sun-Won Kim\*, Jae-Hyuk Lim\*,

Do-Soon Hwang\* *Regular Members*

### 요 약

위성 구조계의 가장 기본적인 임무 및 역할은, 우선 위성 자체의 미션 및 기능을 위해 필요한 여러 탑재체 및 장비들을 장착하고 지지할 수 있는 공간을 제공하고, 발사 시에 발생하는 이런 극심한 발사환경 하중에서 위성체 및 탑재체들을 안전하게 보호하는 것이다. 위성체가 발사체에 실려 발사될 때에 매우 높은 가속도에 의한 정적하중 및 공기의 저항에 의한 하중, 연소 가스 분출 시 발생하는 음향에 의한 하중, 발사체로부터 분리될 때 발생하는 충격 하중 등 여러 가지의 극심한 하중을 겪게 된다. 이런 여러 발사환경 중, 저주파 동적 하중 환경의 검증을 위한 정현파 가진 시험 시에 주요 탑재체 및 장비들의 고유모드에서 과도한 하중이 가해지는 것을 피하기 위해 정현파 가진 규격에 노칭을 적용하게 된다. 본 논문은 정현파 가진 시험을 주요 내용으로 하며, 시험을 수행하기 위한 노칭된 예측 입력하중과 실제 시험에 사용된 입력하중을 비교하여 유한요소모델 및 예측의 정확성을 확인해 보고자 한다.

Key Words : sine vibration test; sine test prediction; geo-stationary satellite.

### ABSTRACT

Satellite structure should be designed to accommodate and support safely the payload and equipments necessary for its own missions and to secure satellite and payloads from severe launch environments. The launch environments imposed on satellites are quasi-static accelerations, aerodynamic loads, acoustic loads and shock loads. To qualify the structure design against low-frequency dynamic environment, sine vibration test should be performed. During sine vibration test, the notchings are implemented in order to keep the payloads and equipments from excessive loading at their own main modes. This paper deals with sine test prediction, sine vibration test results, comparison of predicted values and tested values, and verification of Finite Element Model.

### I. 서 론

위성 구조계의 가장 기본적인 임무 및 역할은 위성 자체의 미션 및 기능을 위해 필요한 여러 탑재체 및 장비들을 장착하고 지지할 수 있는 공간을 제공하고, 발사 시에 발생하는 극심한 발사환경과 위성 운용 시의 궤도환경 하에서 위성체 및 탑재체들을 안전하게 보호하는 것이다. 위성 구조계는 일반적으로 크게 주구조물(Primary Structure)과 부구조물(Secundary Structure)로 분류하는데, 주구조물은 발생하는 모든 하중들에 대한 주요 하중 경로이고 부구조물은 주구조

물에 장착되는 여러 장비들을 지지하는 하부 구조물이다. 위성체는 발사 시에 엔진추력에 의한 매우 높은 정적 및 동적 가속도, 돌풍이나 바람 및 음속을 돌파하면 발생하는 공기역학적 하중, 연소 가스 분출 시 발생하는 소음에 의한 음향 하중, 엔진 점화 및 종료 시의 급격한 임펄스 변화, 발사체에서 분리될 때 발생하는 충격 하중 등 여러 가지의 극심한 하중을 겪게 된다. 이런 발사 하중들은 주파수 특성에 따라 준정적 하중, 100Hz 이하의 저주파 동적 하중, 100Hz 이상 10,000Hz 이하의 고주파 동적 하중으로 분류할 수 있는데, 일반적으로 주구조물은 정상상태의 엔진 추력에 의한 준정적 하중에 안정하도록 설계하고, 탑재체와 장비들의 접속 구조

\* 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성구조팀(kch@kari.re.kr, kwkim74@kari.re.kr, sunwkim@kari.re.kr, ljh77@kari.re.kr, dshwang@kari.re.kr)

※ 본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 통신해양기상위성 개발사업으로 수행되었습니다.

접수일자 : 2010년 5월 20일, 수정완료일자 : 2010년 6월 15일, 최종게재확정일자 : 2010년 6월 25일

물들과 같은 부구조물은 저주파 동적 하중을 바탕으로 설계한다. 준정적 하중의 경우 준정적 시험(Sine burst test)을 통해 위성 구조계의 설계를 검증하고, 저주파 동적 하중의 경우 100Hz 이하의 정현파 가진 시험(Sine vibration test)을 통해 설계를 검증한다. 그러나 정현파 가진 시험 시 발사체 매뉴얼에서 제공하는 정현파 가진 규격을 그대로 적용하는 것이 아니라, 주요 탑재체 및 장비들의 고유모드에서 과도한 하중이 가해지는 것을 피하기 위해 가진 규격에 노칭을 적용하고 향후 위성과 발사체의 연성하중해석(Coupled load analysis)를 통해 수용 여부를 결정하게 된다[1][2].

본 논문은 저주파 동적 하중에 대한 설계 검증을 위해 수행한 정현파 가진 시험을 주요 내용으로 하며, 시험을 수행하기 위한 노칭된 예측 입력하중과 실제 시험에 사용된 입력하중을 비교하여 유한요소모델 및 예측의 정확성을 확인해 보고자 한다.

## II. 위성체 형상

### 1. 위성 시스템 형상

본 논문에서 사용된 정지궤도 위성은 복수 임무를 가지는 복합 위성으로 그 임무 요건에 따라 기상, 해양 및 통신의 독립적인 탑재체들이 각각 장착되고, 그 외에 위성 운용을 위해 태양 전지판 및 연료 탱크들이 그림 1과 같이 탑재된다.

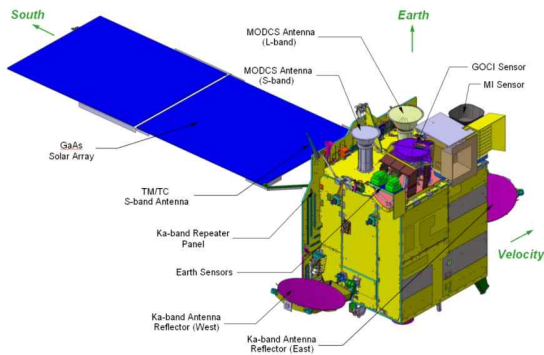


그림 1. 위성체 형상

### 2. 구조계 형상

위성 구조계는 일반적으로 크게 주구조물(Primary Structure)과 부구조물(Secondary Structure)로 나눌 수 있다.

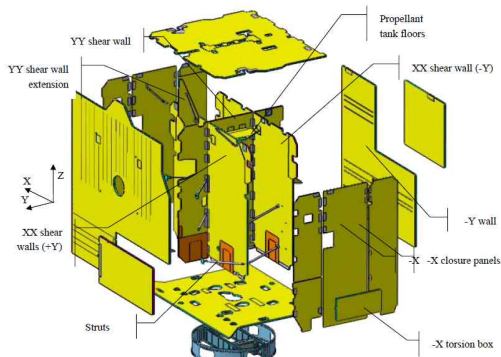


그림 2. 주구조물 형상

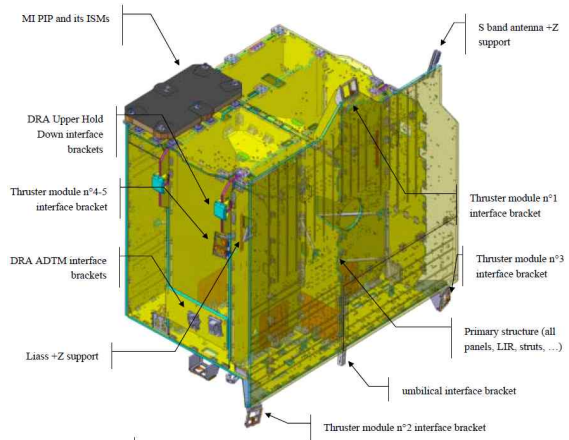


그림 3. 부구조물 형상

주구조물을 그림 2의 형상과 같이 위성의 뼈대에 해당하는 부분으로 발사 시 발생하는 하중뿐만 아니라 운반이나 조립 시 발생하는 모든 하중들에 대한 주요 하중 경로로 발사체와의 접속링, 위성체의 모든 패널, 패널들을 연결하는 클릿, 스트럿 및 연료탱크를 지지하는 구조물들이 주구조물에 해당된다. 또한 부구조물은 그림 3의 형상과 같이 위성체의 주요 하중 경로인 주구조물과 달리 주구조물에 장착되는 여러 장비들을 지지하는 하부 구조물로, 각종 센서 및 추력기, 안테나 지지 구조물들이 부구조물에 해당한다.

## III. 정현파 시험 예측

### 1. 정현파 가진 입력 하중

정현파 환경에 대한 위성의 안정성을 검증하기 위해 발사체로부터 요구되는 규격은 표 1과 같고, 이는 Shock Response Spectrum (SRS)으로부터 구한 등가의 정현파 하중으로 발사 시 예상되는 모든 하중들을 포함하는 일종의 최대값 개념으로 내부에 많은 마진이 내포되어 있다. 따라서 위성체와 발사체간의 접속부분과 주요 탑재체 및 장비들의 고유모드에서 과도한 하중이 가해지는 것을 피하기 위해 정현파 가진 규격에 노칭을 적용하고, 이러한 노칭의 허용 가능성은 향후 위성체와 발사체의 연성하중해석(Coupled Load Analysis)을 통해 마진을 확인하여 검증한다.

### 2. 노칭 기준

정현파 가진 시험을 위한 노칭은 안정성을 보장하고자 하는 품목에 따라 크게 1차 노칭(Primary notching)과 2차 노칭(Secondary notching)으로 분류한다. 1차 노칭은 주구조물을 보호하기 위한 노칭으로 발사 시 위성의 무게 중심에 작용하는 준정적 하중을 바탕으로 구한 위성체 밀면에서의 축방향, 횡방향 힘 및 휨 모멘트를 기준으로 한다. 2차 노칭은 주요 탑재체 및 장비들을 보호하기 위한 노칭으로 각 탑재체 및 장비들의 유닛 검증 레벨을 기준으로 한다[3].

표 1. Sine specification of launcher (Ariane 5)

	Frequency range (Hz)	Protoflight levels (g)
Axial	5-50	1.25
	50-100	1
Lateral	5-25	1.0
	25-100	0.8

3. 유한요소모델과 동해석

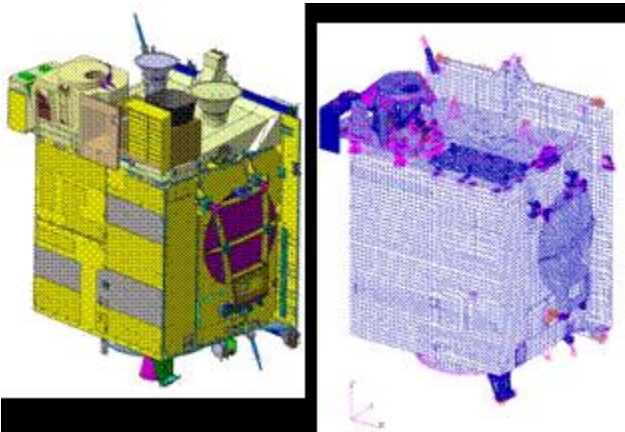


그림 4. 위성 3D 모델과 유한요소모델 비교

노칭 해석을 수행하기 위해서는 먼저 유한요소모델에 정현파와 입력 하중을 적용하여 주파수 응답함수를 구해야 한다. 그림 4의 유한요소모델에 2% 감쇠를 적용하여 MSC/Nastran 2001을 사용하여 해석하였다[4]. 위성의 안정성을 위해 연료를 주입하지 않는 실제 시험 형상과 동일하게 수행하였다.

4. 노칭된 입력하중

발사체 매뉴얼에서 제공하는 정현파 입력 하중 규격을 기준으로 노칭된 입력 하중은 그림 5-7과 같고, 각각 X축, Y축, Z축 가진 하중에 해당한다.

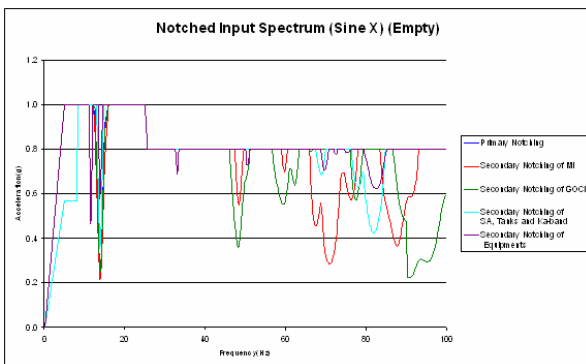


그림 5. Notched input level in X axis

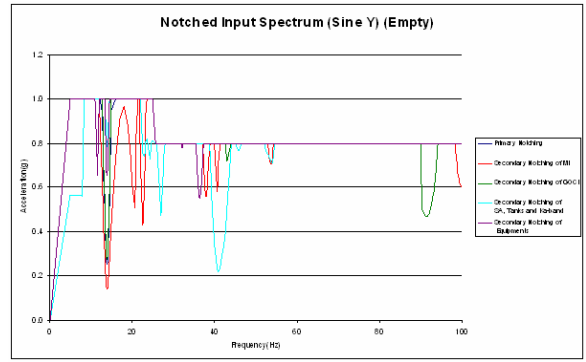


그림 6. Notched input level in Y axis

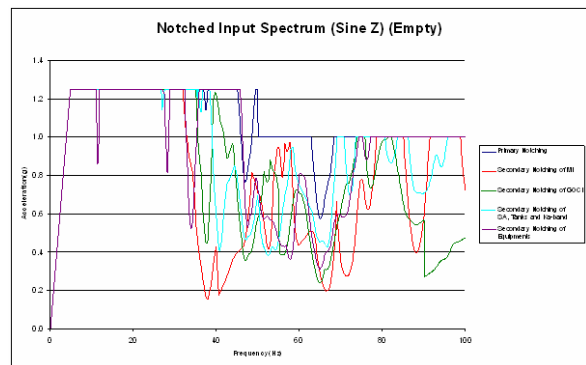


그림 7. Notched input level in Z axis

IV. 정현파 시험 결과

정현파 하중 시험은 바로 발사체 입력 규격의 하중으로 가진 하는 것이 아니라, 위성의 동특성을 알기 위해 발사체 입력 규격의 10%미만의 낮은 레벨로 가진을 하여 유한요소모델의 정확성을 검증하고 몇 번의 단계를 거쳐 최종적으로 규격 입력에 해당하는 하중으로 가진 하게 된다. 최대 하중으로 시험하여 발사환경에 대한 위성체의 안정성을 검증한 후에는 다시 처음의 낮은 레벨 하중으로 가진 하고 최대 하중을 겪기 전과의 특성을 비교함으로써 위성 구조계의 손상 여부를 확인하게 된다.



그림 8. 실제 시험 형상



1. 실제 시험 시 이슈

횡 방향 가진 시험 시, 가진기에 연결되어 작동하는 슬립 테이블의 마찰에 의해 그림 9과 같이 제어 채널에 고차의 하모닉(harmonic) 성분이 발생하였다. 이는 높은 주파수의 3차 하모닉 성분에 의해 낮은 주파수에서 노칭이 발생함을 의미한다. 예를 들어, 실제 가진은 30Hz에서 이루어지고 있으나 슬립 테이블 마찰에 의해 발생하는 3차 하모닉 성분에 의해 90 Hz의 가진 성분도 발생하게 되어, 90 Hz에 존재하는 모드를 보호하기 위해 의도하지 않은 노칭이 발생하게 되는 것이다. 그림 9의 왼쪽은 낮은 레벨 입력 가진 시이고 오른쪽은 중간 레벨 입력 가진 시인데, 입력 하중이 커질수록 그 효과는 감소하여 최종 규격 입력 가진 시에는 허용 가능한 수준이었다.

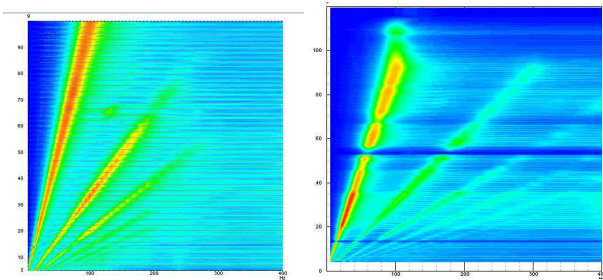


그림 9. Harmonics in input spectrum  
(왼쪽은 낮은 레벨 가진, 오른쪽은 중간 레벨 가진)

또한 기상센서는 주요 탑재체 중의 하나로 하중에 민감한 장비이기 때문에 센서 내부의 가속도계는 주요한 노칭 채널로 쓰인다. 그러나 기상센서 제작사에서 장착한 내부의 가속도계는 전기적 절연의 문제로 응답 신호에 많은 노이즈를 포함하였기 때문에 이를 이용하여 입력 하중의 노칭을 제어에 어려움을 겪었고, 발사체와 협의하여 특정 주파수 영역에서 허용하는 레벨까지 입력 하중을 줄여 위험도를 줄였다.

2. 정현파 시험 결과

표 2. 유한요소모델과 실제 위성의 동특성 비교

description	Freq Shift (Hz)	% diff / QL
WEMS lateral 1st mode (RDR4)	-0.5	-46%
Satellite 1st X mode	0.8	84%
Satellite 1st Y mode	0.4	41%
MI PIP Y mode	-0.8	54%
Solar Array Y mode	-2.9	127%
WEMS lateral 2nd mode (RDR4)	-6.5	-83%
Solar Array Y mode	-1.4	-11%
MI PIP X mode	-0.8	-
WEMS axial mode (RDR1)	-4.4	-67%
MI PIP Z mode	0.3	-10%
Solar Array Y mode	-1.7	-64%
MODCS antenna mode	-	-
LAE nozzle mode XY	-	-
Satellite 1st axial Z mode	2.1	-28%
Solar Array YZ mode	-2.6	-32%
TCR antenna XZ mode	4.5	-50%
MI Back of scan X mode	-1.2	40%
MI Telescop mode	-2.2	-43%
MI Back of scan Z mode	1.4	22%
Satellite 2nd axial Z mode	4.7	-2%
-X reflector X mode	12.6	29%
Thrusters 2 and 3 mode	0.0	138%
Thruster 3	3.0	44%
MODCS antenna XZ mode	7.2	96%
Thruster 1 XZ mode	1.1	321%
Heat shield Y	-	-

표 2는 유한요소모델과 실제 위성의 주요 모드들을 비교한 것으로, 사용된 유한요소모델은 주파수 차이에 대한 5% 요구 조건을 모두 만족하는 매우 정확한 모델임을 확인할 수 있었다. 하지만 감쇠에 대해 유한요소모델을 최적화하지 않았으므로, 위성체의 주요 횡 방향 모드들을 포함한 모드들에서 동적 증폭비 차이를 보였다.

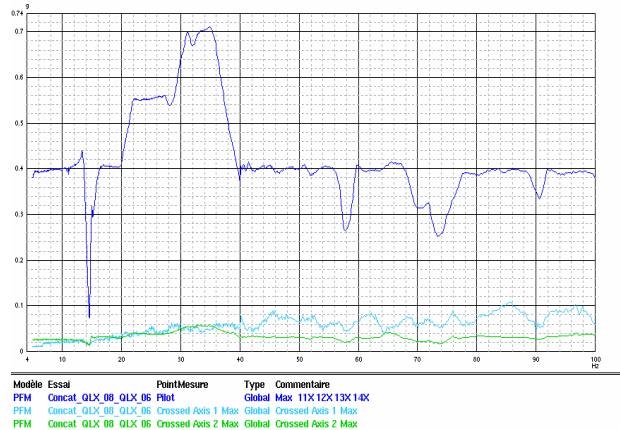


그림 10. Tested input level in X axis

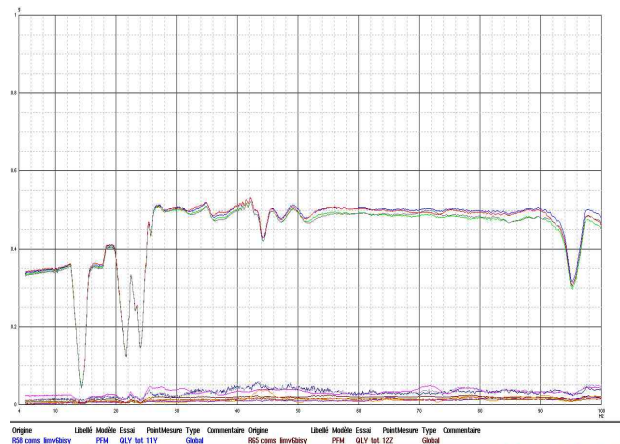


그림 11. Tested input level in Y axis

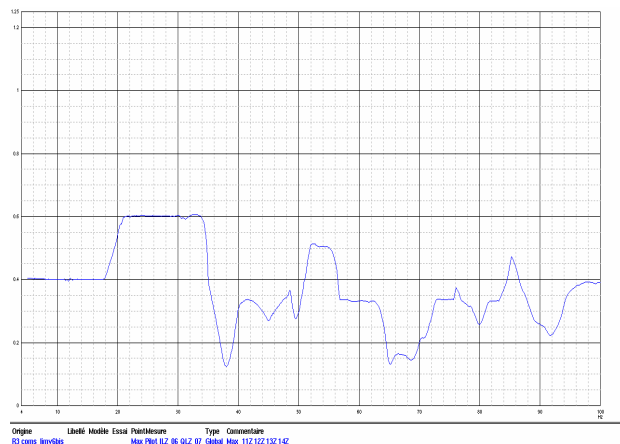


그림 12. Tested input level in Z axis

정현파 가진 시험 시 가진한 최종 입력하중은 그림 10-

12와 같고 각각 X, Y, Z방향 입력 하중이다. 예측된 모드들이 실제 위성 모드들과 주파수 측면에서 유사하여 전체적으로 비슷한 형상을 보이지만, 감쇠가 다르므로 입력하중의 노칭 깊이는 다른 경향을 보였다. 특히 Y 방향의 21Hz 부근과 Z 방향의 40Hz, 65Hz 부근의 노칭이 깊는데, 발사체에서 수용 가능할지는 연성하중해석 결과를 통해 확인해야 할 것이다.

### V. 결 론

정현파 가진 시험은 발사 시에 발생하는 저주파 동적 하중에 대한 위성체의 안정성을 검증하기 위한 시험이다. 위성체의 접속부분과 주요 탑재체 및 장비들의 고유모드에서 과도한 하중이 가해지는 것을 피하기 위해 발사체의 정현파 가진 규격에 1차 및 2차 노칭을 적용하였고, 이를 위해 유한요소 모델을 이용한 주파수 응답해석이 선결되었다. 정현파 시험을 통해 측정된 실제 위성의 동특성은 감쇠 측면에서 차이를 보였으나 주파수 측면에서 해석모델과 매우 유사한 거동을 보였다. 위성과 발사체의 연성하중해석 결과와 정현파 시험 결과 비교를 통해 최종적으로 위성의 저주파 동적 하중에 대한 안정성을 검증하게 될 것이고, 연성하중해석은 실제 위성의 감쇠를 고려하여 수행되어야 할 것이다.

### 참 고 문 헌

- [1] 김창호, 김경원, 김선원, 임재혁, 황도순, "정지궤도 위성의 정현파 가진 시험을 위한 노칭해석", 진동소음공학회 춘계학술발표대회, May 2010
- [2] 김경원, 김성훈, 김진희, 이주훈, 황도순, 진익민, "인공위성의 정현파 진동시험을 위한 노치 해석", 한국항공우주학회 추계학술발표대회, November 2003
- [3] 김성훈, 김진희, 황도순, 이주훈, 진익민, "인공위성 노치 예측해석 및 정현파가진 시험 입력도출", 항공우주기술지 제1권 2호, November 2002
- [4] MSC/NASTRAN User's Manual

### 저 자

김 창 호(Chang-Ho Kim) 정회원



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

<관심분야> 항공우주공학

김 경 원(Kyung-Won Kim)

정회원



2001년 2월 : 한양대학교  
기계공학부졸업  
2003년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과석사  
2003년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원  
위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 선 원(Sun-Won Kim)



1997년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과 졸업  
1999년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과 석사  
1999년 2월~2005년8월 : LG전자  
2005년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원  
위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

임 재 혁(Jae Hyuk Lim)

정회원



2000년 2월 : 인하대학교 기계공학과졸업  
2002년 2월 : 한국과학기술원 기계공학과  
석사  
2006년 8월 : 한국과학기술원 기계공학과  
박사  
2007년 8월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원  
위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

황 도 순(Do-Soon Hwang)

정회원



1984년 2월 : 인하대학교 항공공학과졸업  
1986년 2월 : 인하대학교 항공공학과석사  
2003년 8월 : 충남대학교 기계설계공학  
박사  
1986년 2월~1991년 : 삼성항공산업  
1991년~현재 : 한국항공우주연구원  
위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학