

다목적 실용위성의 추진현황

김 병 교/항공우주연구소 다목적 실용위성 개발사업 연구책임자

차례

- I. 서 언
- II. 추진 현황
- III. 개발 및 설계 현황
- IV. 결 언

I. 서 언

한반도 지도제작, 해양관측 및 과학실험 등을 위한 저궤도 다목적 실용위성 개발사업은 '95년 11월에 개최된 시스템설계 검토회의(System Design Review)를 통하여 위성 시스템의 요구조건 및 규격을 정의하고 이에 따른 각 부분체 수준의 설계, 개발 및 세부규격, 동작 개념, 타부분체와의 접속을 정의하는 세부예비설계(Preliminary Design)를 진행하고 있으며, '96년 4월말에 이에 대한 세부예비설계 검토회의(PDR)를 가질 예정이다. 미국의 TRW사와 공동개발로 추진되고 있는 동사업은 TRW사에 파견된 항공우주연구소 연구원과 주관기관소속 연구원(7개 기업체)을 포함한 국내의 개발진들이 상호 긴밀한 협조체계속에 설계 및 해석을 공동으로 수행하고 있으며, 위성 설계, 제작, 조립 및 시험에 관련된 핵심기술의 습득에 최선을 도모하고 있다.

II. 추진 현황

동사업은 '95년 11월에 실시된 시스템설계 검토회의를 정점으로 시스템 수준의 설계와 규격 작성을 완료하였으며, '96년 4월중에 세부규격 및 접속에 대한 예버, 상세설계분석 및 검토회의를

개최하고 이후 각 부분체의 세부확정설계와 부분체 및 부품의 제작 및 시험을 수행할 예정이다. 각 부분체의 규격서 및 해당 품목의 규격서가 거의 완료 단계에 있으며, 각 부분체, 탑재체, 발사체 및 지상국과의 접속제어문서와 시험기준서가 작성 중에 있다. 또한, 그 동안 세밀한 분석을 수행하여왔던 고해상도 광학 카메라(Electro-Optical Camera; EOC)의 탑재방안이 제17차 추진위원회('95년 12월)에서 의결되어 4월중에 TRW사와 계약을 체결함으로써 다목적 실용위성 시스템에 대한 전체적인 시스템 수준의 형상이 결정된다.

발사체 부문에서도 '96년 1월 8일 RFP를 발송하여 Arianspace, OSC, Lockheed Martin과 FAI 등 4개 업체의 제안서를 접수한 바 있으며, 평가위원회의 평가를 거쳐 4월말 추진위원회에서 다목적 실용위성에 가장 적합한 발사체를 선정하게 된다. 한편, 궤도상의 다목적 실용위성을 운영하고 관측데이터를 취득, 처리하게 될 지상국 시스템은 '96년 1월에 시스템 요구사항 검토회의(System Requirement Review)를 개최하여 시스템 전반에 대한 기본사양을 결정하였으며, 5월중의 발송을 목표로 지상수신시설의 설계 및 제작을 담당하게 될 업체 선정을 위한 RFP를 작성하고 있다.

III. 개발 및 설계 현황

다목적 실용위성 시스템은 그림 1에 도시된 바와 같이 위성체, 탑재체 그리고 지상국으로 구성되며, 임무를 완수하기 위한 궤도 구성 및 임무운영 개념이 추가되어 시스템이 구성된다.

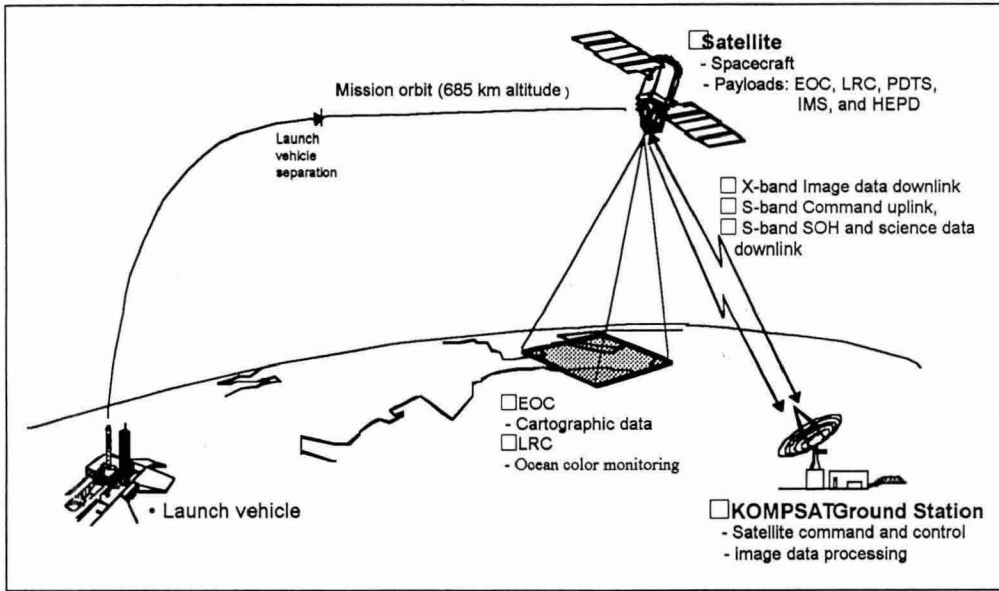


그림 1. 시스템 형상

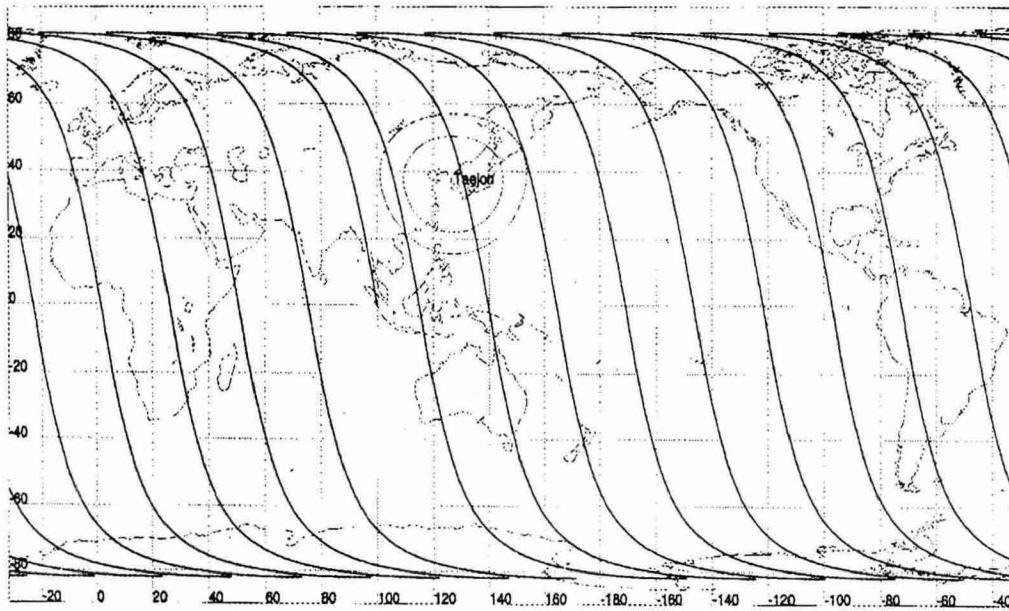


그림 2. 하루동안의 다목적 실용위성 임무궤도

1. 임무 설정

다목적 실용위성의 임무는 국토의 효율적 이용과 국민생활의 복지증진을 위한 3차원 지도제작과 지상 및 해양의 환경관측이며, 부임무로는 지구 주위의 환경 측정을 위한 과학실험 등이 있다. 이와 같은 임무를 총 임무기간인 3년 안에 수행하기 위하여 설정된 세부적인 요구사항을 만족시키는 궤도의 선택 등의 임무 설계가 완료되었으며, 이러한 결과는 탑재체 뿐 아니라 위성체, 지상국 등의 설계에 반영되었다.

다목적 실용위성은 고도 685km, 경사각 98.13°의 태양동기궤도에 올려지게 되며, 최대 $\pm 45^\circ$ (roll) tilt하였을 경우, 2일의 재방문시간을 가진다. 첫 번째 임무인 지도제작을 위해, 관측에 가장 큰 영향을 미치게 되는 지방시(crossing time)는 한반도의 기후적 특성과 태양의 복사량을 고려하여 10시 50분으로 정하였으며, 대기 마찰이나 외란에 의한 궤도의 변화가 관측 조건에 미치는 영향을 최소화하기 위하여 28일의 비교적 짧은 반복주기를 갖는 궤도를 선택하였다. 그림 2는 다목적 실용위성이 특정일에 지나게 되는 상승궤도를 시뮬레이션한 결과이다.

2. 탑재체 개발 및 설계

궤도 운행을 하면서 탑재체는 운행모드에 따라 작동하고 영상촬영 탑재체는 입수된 영상을 X-대역으로, 과학탑재체 자료는 탑재 컴퓨터에 저장한 후, S-대역으로 하향전송하며, 위성체가 다용도의 모듈화 개념으로 설계되었기 때문에 각각

의 탑재체는 표준의 MIL-STD-1553B 데이터 버스에 직접 연결되고 열적으로 분리된 탑재체 모듈에 장착된다.

그림 3은 탑재체가 장착된 flat-pack 형상의 태양전지판을 전개하였을 때의 다목적 실용위성을 보여준다. 계약시의 위성형상과(본지 제3권 2호에 같은 제목으로 실림) 비교하여 탑재체와 태양전지판의 형상이 크게 변화하였다. 태양전지판은 wrap-around 방식보다 안정성 및 신뢰성이 우수한 flat-pack 방식으로 바꾸었으며, 탑재체의 고해상도 카메라도 다목적실용위성의 위성체 및 용도에 적합한 Electro-Optical Camera(EOC)로 변경하였다.

가. 고해상도 광학 카메라

한반도의 지도제작을 위한 고해상도 광학카메라는 팬크로마틱 채널(panchromatic channel)을 보유한 Push-Broom 카메라로서, 2,529개의 CCD 픽셀어레이(pixel array)와 15km의 관측폭을 통해 수직방향으로 약 6.6m의 해상도를 이룰 수 있다. 또한, 지상의 명령으로 관측지역의 밝기에 따른 카메라의 감광도를 조절할 수 있는 프로그래머블 이득(programmable gains) 기능을 제공하며, Field-Of-View(FOV) 내의 목표물에 대한 영상의 신호대잡음비(SNR)는 50이상으로 설정되어있다. 광학계 입력 Contrast 대 출력 Contrast의 비를 나타내는 MTF(Modulation Transfer Function)는 픽셀의 Nyquist 주파수에서 8% 이상으로 설정되었다. 고해상도 광학 탑재체는 3년의 임무기간동안 0.9 이상의 신뢰도를 갖는다.

나. 저해상도 카메라(Low Resolution Camera : LRC)

저해상도 카메라는 해양 및 지상의 환경 관측용으로 1km의 해상도와 800km의 관측폭을 갖는다. 그리고, 관측 대상의 특성에 따른 6개의 스펙트럴 밴드(spectral band)가 있으며, 임무 사이클이 궤도당 20%로 설정되어 한반도 이외의 지역

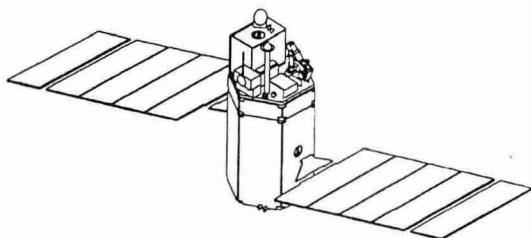


그림 3. 태양전지판을 펼친 다목적 실용위성의 모습

을 관측·저장하여 전송하는 것이 가능하다. 픽셀 Nyquist 주파수에서의 MTF는 전 대역 모두 15% 이상으로 설정되어 있으며, 신호대잡음비(SNR)는 350 이상이다.

다. 과학 탑재체

다목적 실용위성에는 지구 주위의 방사선 입자 환경을 측정하는 고에너지 입자검출기(High Energy Particle Detectors ; HEPD)와 전리층 조사를 위한 이온측정기(Ionosphere Measurement Sensor ; IMS)가 탑재된다. 위성체와 부품에 직접 피해를 주는 방사선의 에너지 분포와 양에 대한 자료는 앞으로의 위성 설계 및 제작에 기본 자료로 활용될 수 있으며, 전리층에 대한 자료는 GPS 및 위성 통신에서의 시간지연에 대한 모델링을 통해 영향을 감소시킬 것으로 기대된다.

라. 탑재체 데이터 전송 서브시스템(Payload Data Transmission Subsystem ; PDTs)

다목적 실용위성은 취득된 영상정보를 X-대역의 송신기를 통해 43Mbps로 고속 전송할 수 있다. 탑재체 데이터 전송 서브시스템은 FMU(Formatter & Multiplexer Unit)과 X-대역 송신기, RF-어셈블리, 안테나 등으로 구성되며, 영상 데이터의 저장을 위한 2.5Gbit의 SSR(Solid State Recorder)를 장착하고 있다. 데이터는 QPSK(Quadrature Phase Shift Keying)로 변조되어 하향링크되며, X-대역 송신기의 실효등방사전력(Effective Isotropic Radiated Power ; EIRP)는 약 4.7dBW이다. 다목적 실용위성은 대전에 위치하게 될 지상국으로부터 반경 1,500km안의 지점을 관측하여 영상정보를 송신하게 되는데, 요구사항인 10^{-6} 의 Bit Error Rate(BER)을 만족하며, 이 때의 링크마진은 최소 3dB 이상을 유지한다.

3. 위성체 개발 및 설계

위성체는 탑재체의 임무를 수행하는데 필요한

제반사항, 즉 구조 및 열제어, 자세제어, 추진, 전력, 원격측정 및 명령 등의 지원을 하는 위성 본체를 말한다. 모듈구조로 설계되는 다목적 실용위성의 본체는 향후 다른 종류의 탑재체를 용이하게 적용할 수 있는 융통성을 제공하며, 약 200kg까지의 탑재체를 장착할 수 있도록 설계되었다. 위성의 직경은 소형 발사체에 적합하도록 1.2m 이하로 하였으며, 600~800km의 고도범위에서 태양동기궤도를 유지하도록 위성체를 설계하였다. 특히, 보다 많은 서브시스템 모듈이나 탑재체를 장착하기 위해 MIL-STD-1553B 데이터 버스를 사용한다. 그림 4는 전력계, 자세제어계, 추진계 및 원격측정명령계의 상호 접속관계를 보여주는 위성 본체의 구성을 나타낸다.

가. 구조 및 열제어계(Structure and Thermal Subsystem ; STS)

구조계는 위성체 버스, 부분체 그리고 부품 등에 의해 요구되는 강도, 강성 및 정렬 상태를 유지하도록 위성체를 지지한다. 또한, 발사 및 분리를 위한 발사체와의 조립, 태양전지판을 위한 전개장치, 전기적, 기계적 및 열적 하드웨어에 대한 지지를 제공한다. 다목적 실용위성의 구조계는 아래와 같이 구성된다.

- 1) 탑재체 모듈 구조
- 2) 장비 패널을 포함한 장비 모듈구조
- 3) 추진 모듈 구조
- 4) 위성 어댑터
- 5) 분리 시스템

열제어계는 모든 가능한 환경조건하에서 위성체 및 탑재체 그리고 접속면의 온도를 주어진 제한조건 내에서 유지하고 조절하도록 한다. 또한, 열설계는 기본적으로 열변형을 최소화하도록 위성의 온도분포를 조절한다. 다목적 실용위성의 열제어계 설계에는 MLI, 표면 마무리와 같은 수동제어 방식과 히터와 같은 능동제어방식이 사용되고 있으며, 히터 조절은 온도센서와 위성체 프

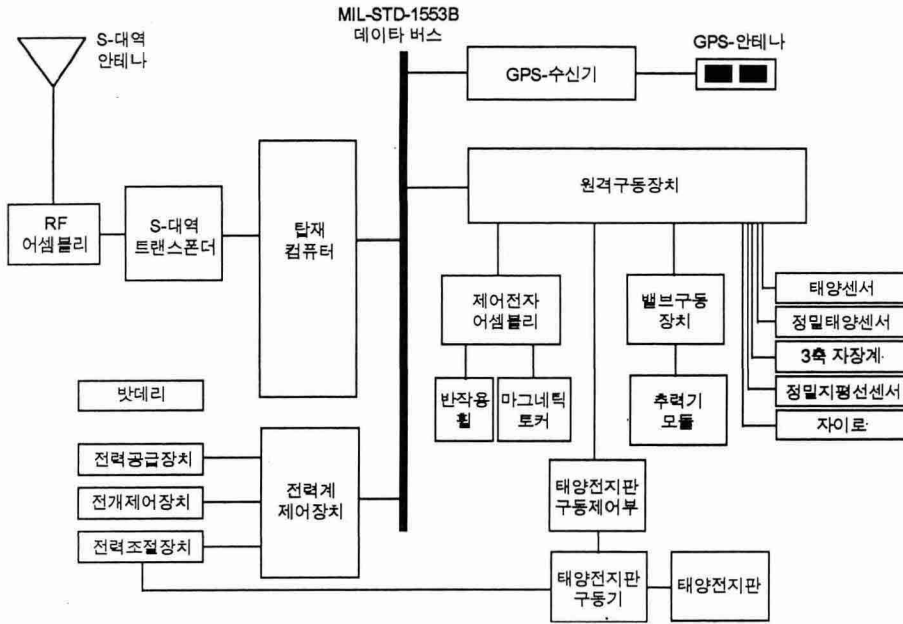


그림 4. 다목적 실용위성 본체의 블록도

로세서(processor) 또는 열조절기(thermostats)에 의해 수행된다.

나. 전력계(Electrical Power Subsystem ; EPS)

전력계는 위성체 버스 및 탑재체에서 요구되는 전력에너지를 생성, 조절, 분배 및 저장하는 기능을 갖는다. 첫 번째 전력원은 태양전지이며, 태양전지판은 3년의 임무 수명 동안 복사, 오염 및 다른 관계되는 영향을 고려한 환경속에서 작동하여 임기말(End-Of-Life ; EOL)에 적어도 500W의 전력을 생성하여야 한다. 식(eclipse) 기간 중에는 슈퍼 니켈-카드뮴 배터리를 사용하여 전력을 공급하며, 태양전지판이 태양에 노출될 때 태양전지의 출력에 의해 충전된다. 이 배터리는 항상 주 전력버스에 직접 연결되어 있다.

다. 자세제어계(Attitude and Orbit Control Subsystem ; AOCs)

다목적 실용위성은 자세제어를 위해 제로모멘

텀 바이어스 폐회로 시스템(Zero momentum bias closed loop system)을 갖는 3축 안정화 방식을 이용한다. 자세제어계의 기능 요구조건은 다음과 같다.

- 1) 3년의 임무 수명동안 지도제작 및 과학탑재체 실험을 위해 자세 결정 및 제어를 수행
- 2) 발사 운용, 안전 및 회복 운용을 위해 태양 및 지구 지향능력을 제공
- 3) 태양전지판의 태양 지향
- 4) 반작용휠의 자동모멘텀 통제
- 5) Attitude hold, attitude maneuver 및 Delta-V burn과 같은 궤도조정을 위한 자세제어

라. 추진계(Propulsion Subsystem ; PS)

추진계는 모든 위성체 모드 중에 위성체의 제어를 위한 요구 임펄스를 제공해 준다. 추진계는 전 임무수명동안 요구되는 모든 추진기능을 만족할 수 있는 충분한 연료를 갖도록 설계되며, 추진체의 요동(sloshing)의 영향을 최소화한다. 탱크

는 모든 중력상태하에서 추력기까지 가스가 없는 추진제를 위성수명이 다할 때까지 공급해주어야 한다. 추진계는 궤도유지와 자세제어 등에 필요한 추력과 토오크를 생성시키기 위한 8개의 추력기와 격막(diaphragm)을 사용한 밀어내기(blow-down) 방식의 능동배출형 추진제 탱크, 추진제와 가압제를 탱크에 채우거나 배출할 때 사용되는 fill/drain valve, 추진제 탱크로부터 추력기까지 추진제를 이송하기 위한 배관계, 탱크의 압력을 측정하기 위한 압력변환기, 오염 입자를 거르기 위한 필터 그리고, 추진제 단속 공급을 위한 래칭밸브로 구성된다.

다. 원격측정명령계(Telemetry, Command & Ranging Subsystem : TC&R)

위성의 상태 감시와 명령의 전달 및 실행 기능을 갖는 원격측정명령계는 80C186 마이크로 프로세서를 사용한 탑재컴퓨터를 중심으로 구성된다. 잉여성을 갖춘 탑재컴퓨터는 MIL-STD-1553 B 데이터 버스를 통하여 타 서브시스템을 관리하고, 상태 데이터와 과학탐재체의 관측 데이터를 수집한다. 또한, 1Gbit의 메모리를 보유하여 접속이 되지 않는 시간의 상태 데이터와 과학탐재체의 관측 데이터를 저장할 수 있으며, 실시간 명령과 저장명령 기능을 제공한다.

탑재컴퓨터가 수집한 원격측정 데이터는 CCSDS (Consultative Committee for Space and Data Systems) 표준의 데이터 규격으로 포맷되어 S-대역으로 전송되는데, 저장된 과학탐재체의 데이터와 상태데이터의 빠른 전송을 위해서 Playback 모드를 제공한다. 트랜스폰더의 출력은 5W이며, 10°의 지상국 고각에서 약 10dB 정도의 링크마진을 제공하여 요구사항을 만족한다. 원격측정명령계는 MIL-STD-1553B 데이터 버스에 직접 연결되어 있는 GPS를 이용하여 위성의 궤도상의 위치 정보를 수집하고, 시간 정보를 통해 탑재클럭을 조정할 수 있다. BPSK(Bi-Phase Shift Keying) 변

조방식을 사용하며, 하향링크에는 1.5Mbps와 2.048kbps의 두가지 모드가 있다.

4. 지상국 개발 및 설계

지상국은 위성체의 운영을 감시하고 명령을 내리는 관제역할(관제소)과 영상 데이터를 처리하고 분배하는 영상처리역할을 담당(수신소)한다. 관제소는 임무를 계획하고 일상적인 임무를 수행하기 위하여 위성체를 관제하게 되는데, 전자통신연구소에서 필요한 H/W와 S/W를 공급하고 항공우주연구소가 관제를 수행한다. 그리고, 촬영된 영상데이터는 항공우주연구소가 위치한 지상자료 수신소로 보내져 Level 1 수준까지 처리한 후, 지상통신망을 통하여 사용자들에게 전달하거나 고부가가치를 갖는 영상을 직접 처리할 수 있도록 설계하였다.

관제소는 S-대역의 과학탐재체 관측정보를 포함한 Playback 또는 실시간 상태데이터를 수신하여 처리하며, 위성의 위치측정을 위한 Ranging 기능도 지원한다. 직경 13m의 Full Motion 안테나가 사용되며, CCSDS 표준 데이터의 처리와 Reed Solomon 에러정정코드의 해독 및 처리 기능을 제공한다. 관제국은 위성에 대해 지평선으로부터 5°의 고각에서 위성 취득이 가능하고, 10°부터는 통신이 가능하다.

수신소는 자료수신부와 자료처리부로 구성되는데, 최대 110Mbps의 X-대역 데이터를 수신하여 기록, 보관 처리할 수 있다. 임무제어소의 계획에 따라 수신된 영상 정보는 24시간안에 부가가치 처리 등의 데이터 처리에 이용되며, 기후조건에 따른 관측일정의 조정이 가능하다. 별도의 직경 13m의 안테나가 사용되며, 수신국의 G/T (Gain/Temperature)는 35.5 dB/K 이상이다. 다목적 실용위성의 지상국은 임무기간 동안 한국 전체 지도를 제작하게 된다.

IV. 결 언

다목적 실용위성은 '95년에 이미 정의된 시스템의 형상에 따라 본체와 각 부분체 그리고 세부 부분체의 규격 정의가 마무리 단계에 있으며, 각 부분체 및 지상국과의 접속에 대한 정의도 완료된 상태이다. 현재까지 진행된 시스템 수준의 설계, 정의와 부분체 및 세부부분체 등의 예비설계 결과는 병행 추진되고 있는 열구조 시험을 위한 STM(Structure & Thermal Model)과 전기적 기능 시험을 위한 EEMTB(Electrical Engineering Model Test Bed)의 제작 및 시험을 통해 '97년 상반기부터 준비행모델(Proto-Flight Model; PFM)과 비행모델(Flight Model; FM)의 조립 및 시험에 활용되게 된다. 또한, '97년 상반기에 개최되는 세부 확정설계 검토회의(Critical Design Review; CDR)에서는 다목적 실용위성의 시스템과 각 부분체의 형상 및 접속이 최종 확정되어 본격적인 준비행 모델과 비행모델의 제작 및 시험 단계에 진입할 예정이다.

筆者紹介



▲ 김 병 교

- 1965년~1969년 : 서울공대 기계공학과(학사)
- 1973년~1974년 : 서울대학원 항공공학과
- 1974년~1975년 : Northrop Univ. 항공공학과(석사)
- 1979년~1983년 : Univ. of Washington 항공공학과(박사)
- 1971년~1972년 : KIST 유체 기계 연구실
- 1972년~1996년 : 국방과학연구소
- 1996년~현재 : 항공우주연구소 다목적실용위성 과제책임자