

# 위성 전장품 기술과 국내 개발 현황

구자춘·권기호·최승운·이상곤 (한국항공우주연구원)

## I. 서론

국내 위성 및 위성 탑재되는 전기 전자 장치 즉 전장품의 기술 개발은 교육과학기술부의 우주개발 인력 양성 프로그램에 따라 시작된 우리별 1호 실험용 위성으로부터 시작되어 현재 시스템 조립 시험 중인 다목적실용위성 3호, 5호에 이르기까지 주로 저궤도 위성을 위주로 개발이 이루어졌다<sup>[1]</sup>. 그러나 최근 발사 후 정상 운영 중인 천리안 위성의 개발로 중 대형 정지궤도 위성 개발 기술 확보가 이뤄져 국내 위성개발 기술 수준을 한 단계 끌어 올리는 전기를 마련하였다.

위성 시스템은 극한의 우주환경에서 동작되어야 하며 또한 발사 후 수리가 불가능하기 때문에 지상 장비들 보다는 시스템 설계부터 부품 하나하나까지 매우 높은 신뢰도의 시스템 설계 및 부품 선정이 요구된다.

따라서 일반적으로 위성 시스템은 신뢰성을 높이기 위해 주(Primary) 기능 고장 시 잉여(Redundant) 기능을 통해 위성 시스템을 안정적으로 운영 할 수 있도록 잉여(Redundancy)

구조를 가지도록 설계를 한다.

또한 부품레벨에서도 위성 탑재되는 전장품에 장착되는 부품들, 특히 다목적실용위성과 같은 실용급 위성 탑재될 부품들은 이러한 신뢰성 조건과 우주방사선 환경에서 안정된 동작을 보장하는 내방사선 특성을 고려해 선정되어야 하므로 기 검증된 부품을 사용하거나, 철저한 제작 공정 관리 및 검사를 통해서 부품을 선정하게 되므로 부품의 선정 폭도 제한적이며 가격도 매우 고가이다. 특히 전자 부품의 경우 내방사선 조건으로 인해 부품가격이 크게 차이가 나며, 위성용 전자 부품 선정 시 고려되는 주요 우주방사선 관련 요건들은 크게 SEU(Single Event Upset), SEL(Single Event Latch-Up), TID(Total Ionization Dose) 등이 있다.

본 논문에서 이러한 위성용 전장품 특히 현재 국내 독자 개발이 가능한 실용급 저궤도 지구 관측위성의 원격측정명령계 및 전력계 개발에 필요한 주요 전장품들을 대상으로 국내외 개발 현황과 향후 추진계획을 살펴보고자 한다.

## II. 원격측정명령계

### 1. 원격측정명령계 구성

원격측정명령계는 지상과 위성간의 통신 기능을 담당하며 지상의 명령에 따라 위성 전체의 동작을 제어 및 감시하여 위성의 정상적인 임무를 수행하도록 한다. 또한 위성 전체의 유지 및 보수를 위한 시간 동기 기능을 수행한다.

관련 하드웨어는 <그림 1>과 같이 탑재컴퓨터, S 대역 송수신기 (이하, 트랜스폰더), 초고주파신호분배기(RFDU) 및 GPS 수신기로 구성된다.

원격측정명령계 개발을 위해서는 우선 관련 요구 사항을 바탕으로 설계를 수행한다. 탑재 컴퓨터 관련해서는 Up/Down Link Data Rate, Mass Memory Size 및 1Hz 정확도 등의 분석을 수행하며 RF 분야 관련해서는 Link/PFD Margin분석, RFI(RF Interference), FOV

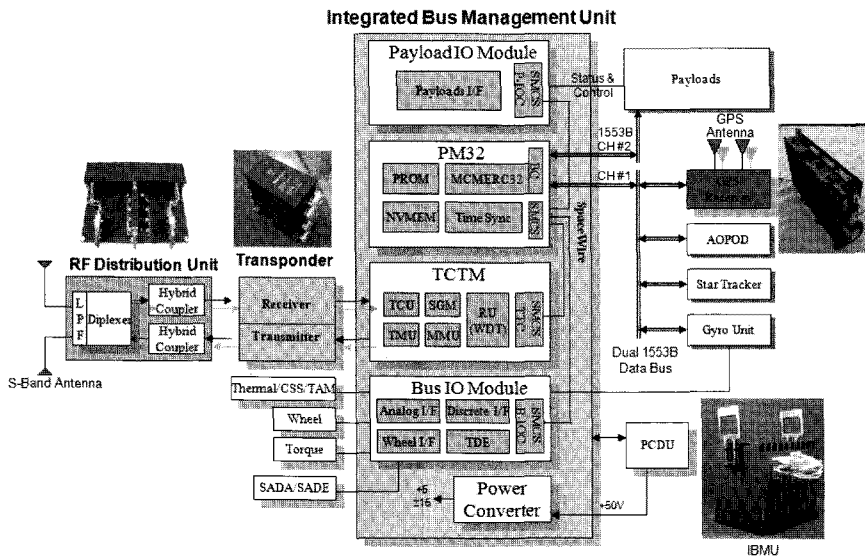
(Field of View) 및 Antenna 가시성 분석 등을 통하여 관련 요구사항을 만족할 수 있도록 HW 설계 및 개발을 수행한다.

### 2. 원격측정명령계 해외 개발 동향

위성개발 선진국인 미국과 유럽의 원격측정 명령계 구성품의 개발동향을 살펴보면 다음과 같다.

미국의 경우 PowerPC 계열과 Pentium 계열의 CPU를 기반으로 탑재컴퓨터를 개발하여 상용위성에 사용하고 있으며 트랜스폰더의 경우 L3 Com사의 Digital 트랜스폰더인 CXS 시리즈가 사용되고 있다. GPS 수신기의 경우는 L1 혹은 L1과 L2 동시 수신 처리가 가능한 GPS 수신기가 개발 되었으며 General Dynamics사의 Viceroy 시리즈와 Broad Reach사의 IGOR, Pyxis 시리즈가 대표적으로 사용되고 있다.

유럽의 개발 동향을 살펴보면 미국의 방산



<그림 1> 원격측정명령계 구성도

물자 수출제한 규정에 따라 유럽은 독자적인 CPU인 ERC32와 LEON 시리즈 개발을 완료하였으며 Spacebus 4000과 Eurostar 3000이 대표적인 탑재컴퓨터 플랫폼으로 사용되고 있다. 트랜스폰더는 Thales Alenia Space사에서 개발된 Digital 트랜스폰더인 ISBT가 대표적인 제품이다. GPS 수신기는 Thales Alenia Space사의 TOPSTAR 시리즈와 Astrium사의 MOSAIC 시리즈가 주로 사용되고 있다.

특히 해외 선진 업체는 NASA와 ESA를 통하여 최신 기술이 적용된 제품을 대학에서 선행 개발 및 실험용 위성을 통하여 수차례 성능 검증은 거친 후 업체에서 상용화 하는 체계가 구축되어 있다.

### 3. 원격측정명령계 국내 기술 현황

#### 가. 탑재컴퓨터

위성용 탑재컴퓨터의 주요기능은 위성체의 종합적인 동작 및 관리를 위한 고성능 CPU가 탑재되어 있으며 CCSDS 상향링크 원격 명령 처리 및 해당 명령을 분배하는 역할을 수행하며 위성체의 상태 데이터 정형화를 통하여 지상으로 전송하는 역할을 수행한다.

국내의 실용급 저궤도 관측위성을 위한 탑재컴퓨터 개발은 본원과 한국항공우주산업(주)의 공동 협력에 의해 주도되고 있다. 실용급 위성을 위해 국내에서 최초로 개발된 탑재컴퓨터는 다목적실용위성 2호에 탑재된 것이다. 다목적실용위성 2호기의 탑재컴퓨터는 해외기관과 공동으로 개발된 다목적실용위성 1호 탑재컴퓨터를 기준으로 성능을 개량하였다.

다목적실용위성 1, 2호의 탑재컴퓨터는 OBC(On-Board Computer), ECU(EPS Control

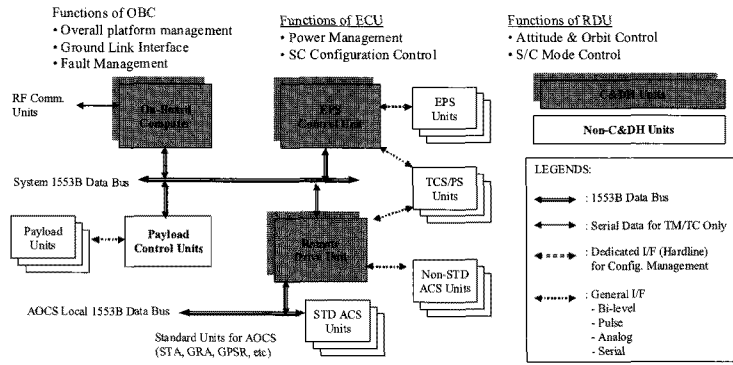
Unit 및 RDU(Remote Drive Unit)의 3개의 컴퓨터 유닛으로 구성되었으며 각 컴퓨터 유닛 간의 통신은 1553B 인터페이스를 통해 연결되는 분산 처리 형태를 가지고 있었다.

그러나 수요자의 다양한 임무 요구조건을 만족시킬 수 있는 위성의 탑재컴퓨터로는 구조 및 처리 성능의 한계에 부딪치게 되었고, 더욱이 80386 CPU 생산이 중단되어 부품 수급에 문제가 발생하였다.

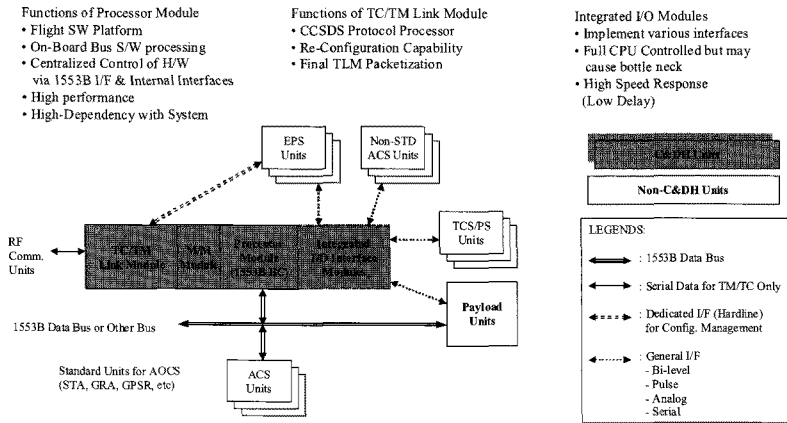
따라서 다목적실용위성 3호/5호를 통해 임무의 복잡성과 분산 처리로 인한 고장 진단 및 복구의 어려움 등 분산처리에 따른 여러 가지 문제점들을 보완하기 위해 3개의 컴퓨터 유닛을 하나의 컴퓨터 유닛으로 통합한 탑재컴퓨터 유닛을 개발하게 되었으며 구조는 <그림 2>와 같다. 또한 탑재컴퓨터 유닛의 핵심인 CPU 선정에 대한 Trade-Off를 수행하였으며 최종 후보들로 선정된 PowerPC 계열과 유럽에서 개발된 ERC32 계열에 대한 분석 결과, PowerPC 계열 CPU는 부품 구매 시 미국의 방산 물자 수출 제한 등의 문제가 있을 가능성이 있어서 ERC32 계열 CPU를 통합형 탑재컴퓨터 유닛의 CPU로 선정하게 되었다<sup>[2,3]</sup>.

초기 개념 설계를 바탕으로 국내 독자모델로 개발된 탑재컴퓨터 유닛은 <그림 3>과 같이 MCMERC32의 고성능 CPU가 탑재되어 있는 처리기 모듈 (Processor Module), 원격 통신 및 대용량 메모리 모듈 (TC/TM Link & Mass Memory Module) 및 통합 입출력 모듈 (I/O Module)로 구성되어 있다. 특히 모듈간의 통신은 고속 데이터 교환을 위하여 유럽에서 개발한 직렬 통신 인터페이스 표준인 IEEE 1355 DS/DE (SpaceWire)를 사용하였다<sup>[4]</sup>.

앞에서 언급한 설계 개념은 기존 설계와 다

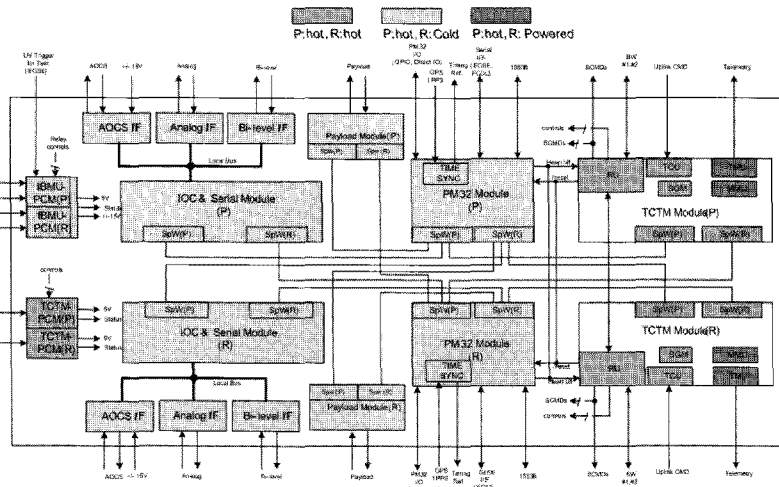


(a) 분산된 I/O에 대한 일괄처리 방식 (CPDIO)



(b) 중앙 집중식 처리 방식 (CPCIO)

〈그림 2〉 위성의 데이터 처리 구조 Trade-Off



〈그림 3〉 탑재컴퓨터 내부 구성도



### • SpW Core 및 Can Core 개발

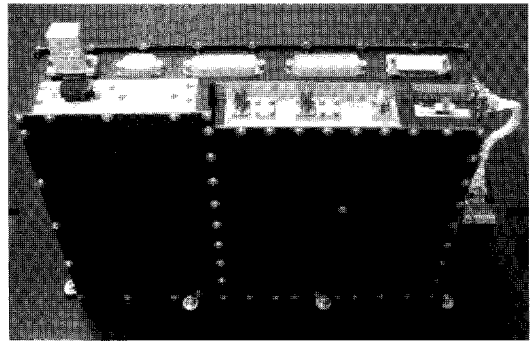
탑재컴퓨터 내부 모듈간의 고속 통신을 위한 SpaceWire 제어 부품은 유럽에서 개발된 부품을 구입하여 사용하였다. 또한 부품 단종 및 가격 경쟁력 확보를 위하여 FPGA 기반의 원천기술을 확보할 예정이며 추가적으로 모듈 내부 및 외부 통신에 의하여 CAN Core 개발을 수행할 예정이다.

그밖에도 Variable I/O 모듈 개발을 통해 위성의 인터페이스 변경에 따라 항상 하드웨어 설계를 고쳐야 하는 문제점을 극복하고, 또한 위성마다 각기 다른 다양한 인터페이스 요구 조건에 대해 별도의 하드웨어 변경 없이 소프트웨어적인 명령만으로 원하는 입출력 신호들을 제공할 수 있는 가변적인 표준형 I/O 모듈 기술을 확보 할 예정이다.

### 나. GPS 수신기

GPS 수신기의 주요기능은 GPS 위성으로부터 RF신호를 입력 받아 위성체의 기준 위치, 속도 및 시간 정보를 제공하는 것이다. GPS 수신기에 사용되는 전자 부품은 고 신뢰성을 요구하며 특히 고 정밀성을 요구한다. 이로 인해 현재까지 본원에서 개발하는 저궤도 관측위성에 탑재된 GPS 수신기는 외국 업체를 통하여 구매하여 사용하고 있다.

본원에서는 향후 국내에서 개발될 위성에 탑재할 수 있는 GPS 수신기를 국산화하기 위해 학·연 과제를 통해 선행 기술들을 개발하고 있다. 특히 개발 추진 중인 수신기는 GPS 위성 뿐 아니라 Galileo 위성도 통합 수신이 가능한 복합 수신기 형태로 연구를 수행하고 있다.

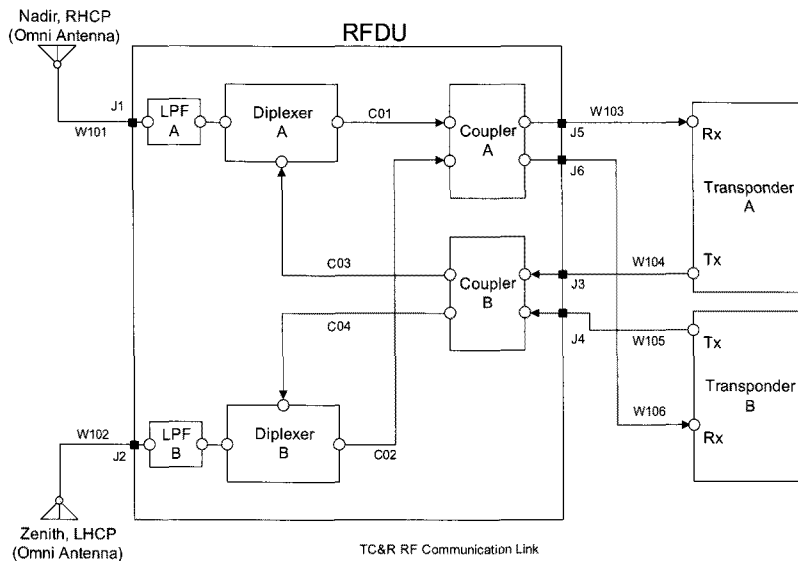


〈그림 6〉 GPS 수신기 비행모델

따라서 비록 현재는 외국 선진업체에 비하여 GPS 수신기 개발 기술력이 뒤지는 것이 사실이나, 향후 GPS/Galileo 복합 수신기 개발이 성공적으로 완료될 경우 수신기 개발 분야에서 충분히 기술 우위를 점할 수 있을 것으로 판단된다.

### 다. RF 부품

다목적실용위성 원격측정명령계 중 RF 통신 시스템은 지상 관제국과 위성 사이의 S 대역 RF TC/TM(Telecommand & Telemetry) 데이터 전송용 무선 통신 링크를 담당하고 있다. RF 통신 시스템의 전체적인 구성은 <그림 7>과 같다. 지상과의 통신을 위해 위성체의 상하 방향으로 2개의 안테나(Nadir, Zenith)를 사용하고 있으며, 두 개의 S 대역 트랜스폰더를 이용하여 명령의 수신 혹은 상태 데이터의 송신을 담당하도록 잉여 구조로 설계되어 있다. 또한 초고주파신호 분배기(RFDU, Radio Frequency Distribution Unit)는 두 개의 안테나와 두 개의 송수신기 사이에서 상호 간에 RF 신호를 전달할 수 있는 경로를 제공하는 역할을 수행하고 있다.



〈그림 7〉 다목적실용위성 S 대역 RF 통신 시스템

#### (1) S 대역 안테나

다목적실용위성의 안테나의 경우 현재까지 ITT사(미국)로부터 구매 하였으며, RHCP 혹은 LHCP 특성을 가져야 하며, 안테나 선정 및 장착은 임무궤도 상에서 위성이 동작할 경우 지상국과 위성과의 통신 가능 커버리지가 85% 이상을 만족해야 하는 광대역 특성을 가져야 한다. 또한 위성용 안테나의 경우 위성체 외부에 직접적으로 노출되어 있으므로 극한의 우주환경에서도 정상적으로 동작 가능하도록 개발 되어야 한다.

이러한 특성을 가진 광대역 위성 안테나 개발 업체는 CLS(Conical Log Spiral) 타입의 ITT사(미국), Helix 타입의 SaaB Space사(스웨덴) 및 Rymasa사(스페인) 등이 있으며, 현재까지 국내 개발업체는 없으나, 향후 위성용 안테나 개발을 위한 선행 연구를 수행할 예정이다.

#### (2) 초고주파신호분배기

초고주파신호분배기(RFDU)는 <그림 8>과 같이 안테나와 중계기 사이의 RF 통신 경로를 설정해 주는 역할을 담당하고 있으며, 구성은 크게 diplexer, RF switch 그리고 coupler 들로 구성된다. 위성용 RFDU 개발의 핵심은 운용 RF 전력에 대한 충분한 마진(약 6dB이상)을 갖는 멀티팩터(MP, multipactor) 방전 현상을 억제하고 제거하는 것이다.<sup>[5]</sup>

RFDU는 다목적실용위성 2호기까지 Warberry(영국)사의 제품을 사용하였으며, 3호기 및 5호기에서 국내 업체인 M&M 링스(주)사를 통해 국산화 개발을 성공하였다. RFDU 국산화 개발을 통해 MP 민감도 설계/해석 기술 및 시험 검증 기술을 확보 하였다. RFDU 국산화 개발에서 확보된 기술을 통해 향후 안테나 등 위성용 RF 수동소자 개발을 위한 초석을 마련하였다.<sup>[6,7]</sup>



<그림 8> 다목적실용위성 S 대역 안테나 및 RFDU

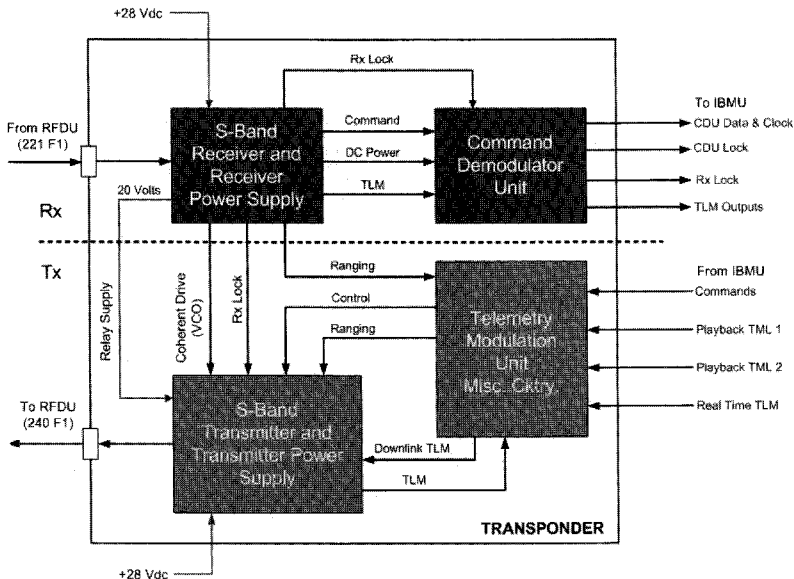
(3) S 대역 트랜스폰더

트랜스폰더는 위성에 탑재되어 동작하는 원격측정명령계의 일부분으로 NASA STDN과 ESA CCSDS 호환성을 갖도록 설계되어야 한다. 따라서 위성과 지상국 사이에 구축된 RF 통신링크사이에서 이동 중인 위성을 추적하는 방식으로 반송파 추적방식을 사용하고, 변조방식으로는 residual carrier 방식을 사용한다.

트랜스폰더의 전체적인 구성도는 <그림 9>와 같다. 트랜스폰더는 수신기, 송신기, 디텍터, 복조기로 구성되어 있으며, 위성에 탑재되는 트랜스폰더는 single-point failure를 방지하기 위하여 잉여구조로 설계되어 있다.

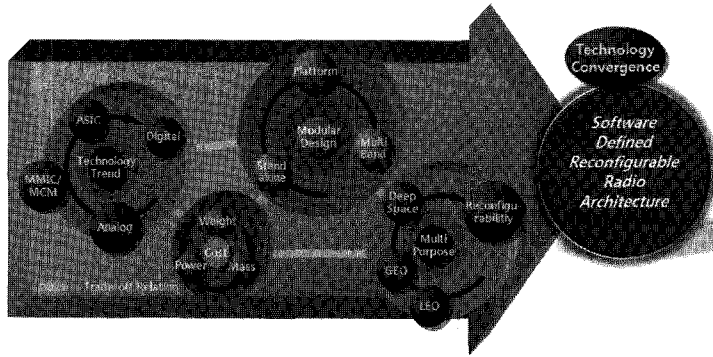
국내의 실용급 저궤도 관측위성의 트랜스폰더는 다목적실용위성 1호 개발 시 미국의 L3 Com사로부터 기술을 이전 받아 2호기부터 3 및 5호기까지 본원과 한국항공우주산업(주)이 공동 개발 하였다. 그러나 기존 다목적실용위성용 트랜스폰더는 아날로그 기반의 모델로서 새로운 임무 요구조건을 만족시키기 어려우며, 부품 단종 등으로 인한 부품수급 문제 및 개발 기간 등을 종합적으로 고려해 다목적실용위성 3A호용 트랜스폰더는 TAS-E사(스페인)의 ISBT 모델을 구매하여 개발 진행 하고 있다.

향후 위성용 트랜스폰더 개발은 저궤도, 정지궤도 뿐 아니라 심우주 용으로 공동 활용 가능한 구조로 개발 되고 있으며, 디지털 정보화 신호처리 기술 및 MMIC/MCM 등 RF 소형 경량화 기술 등을 바탕으로 개발 될 것으로 판단되며, 기능적으로는 전송률, 변/복조 방법, 운용 주파수, 운용 RF 전력 등 주요 특성을 H/W 변경 없이 S/W적으로 재구성이 가능한 SDR



<그림 9> S 대역 트랜스폰더 구성도





〈그림 10〉 S 대역 트랜스폰더 개발 발전방향

(Software Defined Radio) 개념의 트랜스폰더로 개발될 전망이다. 또한 보다 심우주 및 달 탐사 등 다양한 임무 요건을 충족시키기 위해 다중 대역 잉여 구조를 갖는 중계기가 요구되고 있다. 앞으로 트랜스폰더는 위성 개발 업체/기관의 임무 요구사항에 맞게 <그림 10>과 같이 trade off를 거쳐 최종 비행 모델로 개발될 것이다.

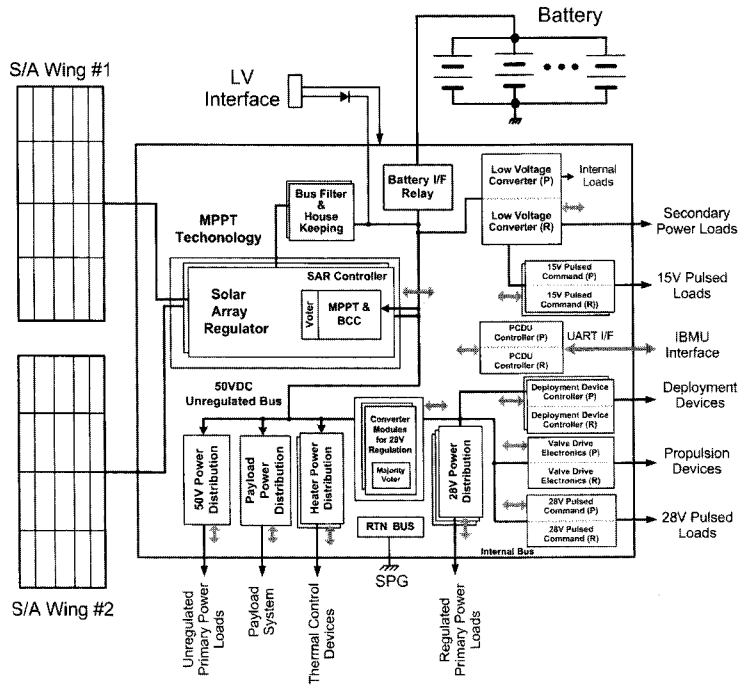
마지막으로 현재 국내의 트랜스폰더 개발업체는 다음과 같다. 먼저, 한국항공우주산업(주)은 다목적실용위성 1호, 2호 및 3호/5호 용 트랜스폰더 개발을 완료하였으며 현재 차세대 위성용 트랜스폰더 용 핵심 MMIC를 본원과 함께 개발 중이다. 또한 KAIST 인공위성센터(SaTReC)는 비상업 용 위성인 우리별 위성과 과학위성 시리즈 용 트랜스폰더 개발을 수행하였으며, 현재 우주 핵심 기술 사업의 일환으로 TC/TM 용 디지털 트랜스폰더 개발을 수행 중이다. 세트랙아이(SaTRec-i)는 말레이시아 정부 출연 기업인 ATSB사와 공동으로 지구관측 위성 용 트랜스폰더 개발을 완료 하였다. 마지막으로 한양대와 본원에서는 차세대 다중대역/다기능 트랜스폰더 개발을 진행 중이다. 현재 개발 중인 RF 핵심 부품 개발, 디지털 트랜

스폰더 및 다중대역/다기능 트랜스폰더 개발을 바탕으로 차세대 트랜스폰더의 국내 개발을 위한 연구가 진행 되고 있다. 이를 통해 차세대 트랜스폰더 개발은 선진국과의 대등한 기술을 확보 할 것으로 판단된다.

### III. 전력계

#### 1. 전력계 구성

위성체의 전력계는 위성의 임무기간 동안 위성체 및 탑재체에 연속적으로 충분한 전력을 공급하여야 한다. 이를 위해 위성 전력계는 위성체도 및 임무 목적별로 차이는 있으나 전력원, 전력저장 장치, 전력조절기, 배터리방전기, 전력보호 및 전력분배기 그리고 전개장치 제어기 등을 기본적으로 필요로 한다. 전력원으로 사용되는 태양전지배열기는 낮기간 동안 전력을 생성한다. 전력저장 장치로 사용되는 배터리는 식기간과 태양전지배열기에서 생성된 전력으로 위성 부하전력을 공급하지 못할 때 위성에 전력을 공급한다. 전력조절기는 태양전지배열기에서 생성된 전력으로 위성 1차 전력버



<그림 11> 다목적실용위성 3호 및 5호 전력계 구성도

스 전압을 조절하고 비행 소프트웨어와 함께 배터리 충전을 제어한다. 배터리방전기는 비정류(unregulated) 전력버스에서는 사용되지 않고, 완전 정류(fully regulated) 전력버스에서 사용되어 식기간에 전력버스 전압을 조절한다. 전력보호 및 전력분배기는 1차 전력버스 전원을 보호하고 위성 부하에 전력을 분배한다. 전개장치제어기는 전개장치에 제어신호를 생성한다. 전력조절기, 전력보호 및 전력분배기 그리고 전개장치 제어기 기능이 단일 모듈로 통합된 다목적실용위성 3호 및 5호 전력계의 구성은 <그림 11>과 같다.

## 2. 전력계 해외 개발 동향

해외 위성체 제작업체 및 구성품 제작업체에서는 위성 플랫폼, 궤도 및 임무 목적에 따라

다양한 전력계 구성품 들을 개발하여 사용하고 있다.

전력원으로 다중접합 GaAs 태양전지를 사용한 태양전지배열기가 보편화 되었다. 태양전지배열기에 사용되는 태양전지 타입은 위성궤도 및 임무 목적별로 차이는 없다.

전력저장 장치로는 과거에는 저궤도에서 주로 니켈-카드뮴 배터리를 많이 사용하였고 정궤도에서는 니켈-수소 배터리가 주로 많이 사용되었으나 최근에는 에너지 용적율이 우수한 리튬-이온 배터리 사용이 보편화 되고 있다. 리튬-이온 배터리는 SAFT사의 대용량 셀을 이용하는 방법과 ABSL사와 같이 소용량 셀을 여러 개 직렬-병렬 연결해서 원하는 용량을 구현하는 방법으로 설계되고 있다. SAFT사의 대용량 셀로 구성된 배터리에서는 신뢰도를 향상시키기 위해 각 셀 모듈 당 밸런싱 유닛 및

바이패스 소자를 함께 구성한다. 현재 SAFT사의 리튬-이온 배터리는 저궤도 및 정지궤도 위성에서 가장 많이 사용되고 있다. ABSL사의 리튬-이온 배터리는 주로 저궤도에서 사용되고 있다.

전력조절기로 전력버스 전압 조절은 위성궤도에 따라 비 정류, 반 정류(semi regulated) 및 완전 정류 방식으로 나누어진다. 저궤도에서는 비 정류 방식이 보편적으로 사용되며 정지궤도에서는 반 정류 또는 완전 정류 방식이 사용된다. 반 정류 방식은 낮기간에 전력버스 전압을 조절하고 식기간에 전력버스 전압을 조절하지 않는다. 이에 비해 완전 정류 방식은 낮기간 및 식기간에 모두 전력버스 전압을 조절한다. 완전 정류 방식은 식기간에 전력버스 전압을 조절하기 위해 반 정류 방식에 추가적으로 배터리방전기를 필요로 한다. 전력버스 조절은 위성궤도에 따라 최대전력추적 및 직접에너지전달 방식이 사용된다. 전력버스 조절을 위해 식기간 대 낮기간의 비율이 높은 저궤도

위성에서는 최대전력추적 방식이 주로 사용되고 이 비율이 낮은 정지궤도에서는 직접에너지 전달 방식이 주로 사용된다. 식기간 대 낮기간의 비율 차이로 인해 저궤도 위성에서는 배터리를 급속히 충전하고, 하루 동안 최대 72분의 식기간이 있는 정지궤도에서는 배터리를 천천히 충전한다. 전력버스 전압은 위성에서 요구되는 전력에 따라 주로 28V, 42V, 50V 및 100V 등이 사용되고 있다.

전력보호 및 전력분배기는 퓨즈 및 릴레이 스위치로 구성하거나 FET를 사용한 전류 제한기 및 전자 스위치로 구성하는 방식이 사용되고 있다.

위성 전력계를 구성하기 위해 필요한 구성품 중에서 전력조절기, 전력보호 및 전력분배기 그리고 전개장치 제어기는 위성 플랫폼에 따라 몇 개의 전장품으로 통합되어 구성된 집중형 방식과 다수의 전장품으로 구성된 분산형 방식이 사용되고 있다.

<표 2>는 해외 제작업체에서 제작하는 전력

<표 2> 국외 위성 전력조절분배기 전장품

구성품명	IPC (Integrated Power Controller)	PCU (Power Conditioning Unit)	PCU (Power Conditioning Unit)	PSR (Power Supply Regulator)	PCU4000 (Power Conditioning Unit)	PCDU (Power Control & Distribution Unit)	PCDU (Power Conditioning & Distribution Unit)	PCU(Power Conditioning Unit)
국가/제작사	미국 Boing	미국 SSL	독일 Astrium	프랑스 Astrium	벨기에 TAS ECTA	독일 Astrium	스페인 Crisa	덴마크 Terma
궤도/적용 위성	정지궤도 GOES N-P	정지궤도 N-star	국제우주정거장 HTV vehicle	정지궤도 Eurostar 3000	정지궤도 Spacebs 4000	저궤도 TerraSAR-X	저궤도 GOCE	심우주 Rosetta
전장품 구성방식	집중형	집중형	NA	분산형	집중형	집중형	집중형	집중형
전력용량	2.2kW	NA	NA	9kW	21kW	1.8kW	1.5kW	1.5kW
전력조절 방식	선터/배터리 방전기	선터/배터리 방전기	최대전력 추적	선터/배터리 방전기	선터/배터리 방전기	최대전력 추적	최대전력 추적	선터/배터리 방전기
주전원 버스	완전정류 53V	완전정류 100V	비정류 45-50V	완전정류 50V	완전정류 100V	비정류 35-50V	비정류 22-34V	완전정류 28V
사용 배터리	니켈-수소	니켈-수소	리튬-이온	리튬-이온	리튬-이온	리튬-이온	리튬-이온	리튬-이온

계 구성품 중에서 대표적인 전력조절분배기에 해당하는 전장품 및 전력계 구성방식이다.

### 3. 전력계 국내 기술 현황

#### 가. 전력조절분배기(PCDU, Power Control and Distribution Unit)

다목적실용위성 1호 및 2호 전력계 전장품은 태양전력조절기, 전력제어기, 전력계제어장치, 전개장치제어기 및 배터리접속제어기 구성품으로 구성된 분산형 방식으로 개발되었다.

이에 반해 다목적실용위성 3호 및 5호 전력계 전장품은 전력조절분배기에 태양전력조절기, 전력제어기, 전개장치제어기 및 배터리접속제어기가 통합된 집중형 방식으로 개발하였다. 다목적실용위성 1호 및 2호에서 사용된 전력계 제어장치는 탑재컴퓨터에 통합되었다.

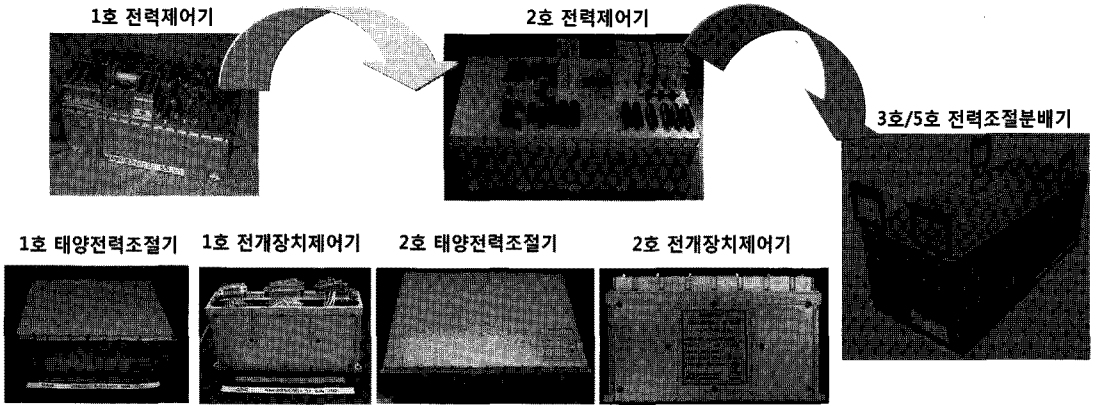
<표 3>은 다목적실용위성의 전력조절분배기의 성능을 비교한 것이다. 다목적실용위성 1호 및 2호 태양전력조절기는 소프트웨어 제어에

의한 최대전력추적 방식으로 비 정류 28V 주 전원 버스를 조절하며, 1호기에서 450W 및 2호기에서 800W 전력용량을 갖도록 개발되었다. 전력보호 및 전력분배는 전력제어기 내에 퓨즈 및 릴레이 스위치로 구성하였다. 다목적실용위성 3호 및 5호에서 전력버스 전압은 증가된 부하전력을 고려하여 전력손실을 최소화하기 위해 하드웨어에 의한 최대전력추적 방식으로 비 정류 50V로 변경되었다. 또한 28V 전원의 수요로 인해 28V 레귤레이터 모듈이 새롭게 추가되었다. 태양전력조절기는 2개의 모듈로 구성되며 각 모듈은 450W 출력전력 용량을 갖는 3개 컨버터가 병렬로 운영 된다. 태양전력조절기는 잉여 구조 설계로 인해 각 모듈에서 하나의 컨버터가 고장이 날 경우에도 최대 1800W의 출력전력 변환을 담당 할 수 있도록 설계되었다. 28V 레귤레이터는 2개의 모듈로 구성되며 각 모듈은 400W 컨버터 2개를 포함하는 구조로 구성되었다. 28V 레귤레이터는 잉여 구조 설계로 인해 하나의 컨버터가 고장 날 경우에도 최대 1200W 전력변환을 담당 할 수 있도록 설계되었다. 전력보호 기능은 LCL(Latching Current Limiter) 전류제한기로 변경되었고 전력분배 기능은 FET 스위치로 변경되었다. <그림 12>는 다목적실용위성을 통해 개발된 대표적인 전력계 전장품들이다.

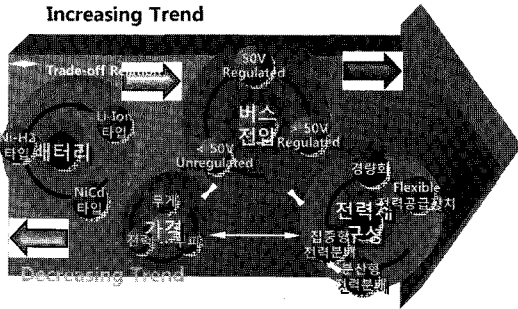
전력계 구성의 기술발전 전망은 <그림 13>과 같이 예상할 수 있다. 다목적실용위성 3호 및 5호에서 개발되고 있는 전력조절분배기는 향후 체계도 위성 표준 플랫폼에서 전력계 구성의 발판이 될 것이다. 전력계 분야의 기술발전 전망에 따라 전력조절분배기는 지금까지의 개발 경험을 바탕으로 향후 성능과 구조적 측면에서 소형 경량화 및 표준화가 수행될 예정

<표 3> 다목적실용위성 전력조절분배기 비교

구분항목	1호	2호	3호/5호
유닛구조	전력조절, 제어, 분배 분산형		단일 모듈로 통합
전력용량	450W	800W	1800W
전력조절 방식	소프트웨어 제어에 의한 최대전력 추적		하드웨어에 의한 최대전력 추적
주전원 버스	비정류 28V		비정류 50V 완전정류 28V
전력보호	퓨즈		LCL 전류제한기
전력 분배	릴레이 스위치		FET 스위치
배터리접속	니켈-카드뮴		리튬-이온
통신접속	전용 serial		표준 serial (UART)
부가기능	-		-전개장치제어기 -추력기밸브 구동기 -배터리접속 모듈



<그림 12> 다목적실용위성 전력계 전장품



<그림 13> 전력계 분야의 기술발전 전망

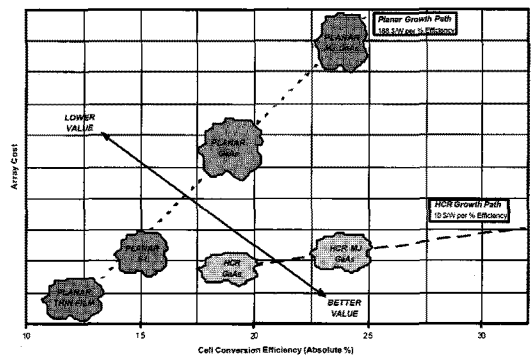
이러한 경량화 및 표준화를 바탕으로 다양한 위성 임무에 대처할 수 있는 구성품으로 개선할 계획이다. 또한 소형 경량화를 위해 부품 레벨에서 70W 급 Hybrid 타입 DC/DC 컨버터를 목표로 국산화 개발을 진행 중에 있다. 아직까지 국내에서 미 확보된 완전정류 전력버스 타입 전력조절장치는 향후 정지궤도위성 개발을 통해 확보해 나갈 것이다.

나. 태양전지배열기(SA, Solar Array)

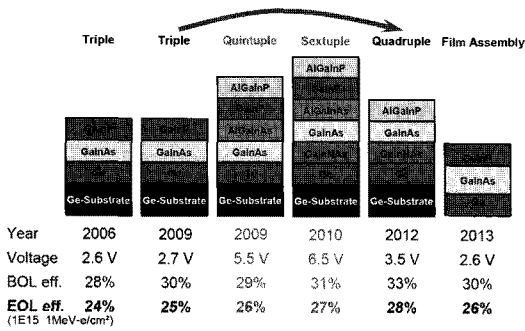
태양전지배열기는 다목적실용위성 1호에서 실리콘 태양전지를 사용하였고 다목적실용위성 2호부터 보편적으로 사용하고 있는 다중접합 GaAs 태양전지를 사용하였다.

아직까지 국내에서 위성용 태양전지는 사용빈도 측면에서 낮은 관계로 인해 개발되지 않고 있다. 태양전지는 현재 상황에서 국산화를 계획하고 있지 않으나 태양전지배열기의 패널은 국내에서 개발되고 있다.

<그림 14>는 태양전지 타입에 따라 태양전지배열기 가격 및 성능 동향이다.<sup>[8]</sup> 태양전지는 Si 타입에서 효율측면이 우수한 다중접합 GaAs 타입으로 변천하였음을 알 수 있다. <그림 15>는 독일 AZUR(구 RWE)사의 태양전지 개발 로드맵이다.<sup>[9]</sup> 향후 태양전지는 임무초기에 효율 30% 이상의 4중 접합 GaAs 타입이 상용화 될 것으로 예상된다.



<그림 14> 태양전지배열기 가격 및 성능 동향



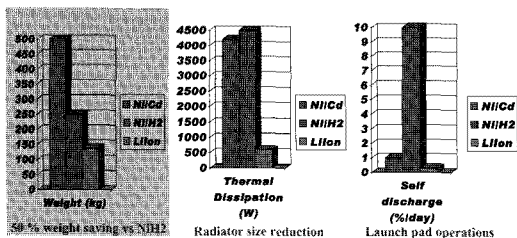
〈그림 15〉 AZUR(독)사의 태양전지 개발 로드맵

다. 배터리

다목적실용위성 1호 및 2호에서는 슈퍼 니켈-카드뮴 배터리를 사용하였고 다목적실용위성 3호 및 5호에서는 현재 위성 배터리로 가장 많이 사용되고 있는 SAFT사의 리튬-이온 배터리로 변경되었다.

아직까지 국내에서 위성용 배터리는 사용빈도 측면에서 낮은 관계로 인해 개발되지 않고 있다. 배터리는 소형위성부터 점진적으로 국산화를 추진할 것이다.

〈그림 16〉은 SAFT사에서 일예로 12kW 급 위성을 설계할 때 리튬-이온, 니켈-카드뮴 및 니켈-수소 배터리를 비교하였다.<sup>[10]</sup> 리튬-이온 배터리는 니켈-수소 배터리에 비해 무게를 50% 절약할 수 있으며, 니켈-카드뮴 및 니켈-수소 배터리에 비해 열 방출이 적어 요구되는 방열판 사이즈를 감소를 감소시킬 수 있어 추



Example for 12 kW Satellite

〈그림 16〉 위성 배터리 비교

III. 결론

가적으로 위성 무게 절약 효과를 제공한다. 또한 자기 방전이 적어 지상에서 조립통합시험 기간, 배터리 보관 기간 및 발사장에서 취급, 보관 및 운용이 용이하다. 위성용 배터리의 변화가 알카라인계의 니켈-카드뮴 및 니켈-수소 배터리에서 리튬계의 리튬-이온 배터리로 전환되고 있음을 나타내고 있다.

1990년대 들어서 본격적으로 국내 주도 또는 독자 개발이 시작된 국내 위성 시스템 및 위성 전장품 개발 기술은 실용급 저궤도 지구관측 위성인 다목적실용위성 3호 및 5호를 거치면서 본격적으로 국내 독자 개발 기술을 확보하고, 정지궤도 위성인 천리안 위성의 개발을 통해 정지궤도 위성까지 진일보 된 기술력을 확보하게 되었다. 특히 실용급 저궤도 위성에 탑재되는 전장품은 자세제어 센서나 구동장치를 제외한 위성체를 구성하는 거의 모든 전장품을 국내 독자적으로 개발 할 수 있는 기술력을 확보한 상태이다.

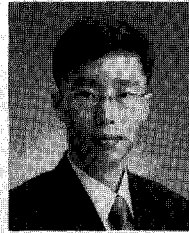
본 논문에서는 저궤도 지구관측 위성인 다목적실용위성 원격측정명령계 및 전력계 시스템을 기준으로 소요되는 위성 전장품들의 국내외 기술 동향 및 국내 기술 현황을 살펴보았다.

향후 위성 본체에 탑재되는 전장품은 확보한 기술력을 바탕으로 위성 탑재체 및 자세제어를 위한 센서, 구동장치 등의 국내 자체 개발도 박차를 가해 향후 국내에서 개발되는 위성에는 개발의 타당성이 없는 일부 전장품을 제외하고 대부분 국내에서 개발된 전장품이 탑재 될 것으로 예상된다.

## 참고문헌

- [1] 국가과학기술위원회, “우주개발 중장기 기본계획”, 2000. 12.
- [2] ATMEL, “32 bit Embedded Real-time computing Core Single Chip Development”, Microelectronics Workshop, 2001.
- [3] Astrium, “MCM SPARC ERC32SC Generic Computer Core”, Spacecraft Data Systems Workshop 2003.
- [4] ESA/ESTEC SpaceWire Homepage: <http://www.estec.esa.nl/tech/spacewire/>
- [5] ESA publication division, “Space Engineering, Multi-plexation Design and Test”, ECSS-E-20-01A. ESA- ESTEC, May, 2003.
- [6] Seung-woon Choi, Day-young Kim, Jong-in Lee, Hak-jung Kim and Pil-yong Lee, “Experimental Verification of Multipactor Breakdown for Space RF Hardware”, ISAP 2006, 99a27, r64.
- [7] 대한민국특허, “연속파 모드에서 위상검출 장치를 이용한 멀티팩터 시험장치 및 그 방법”, 10-0693315, 2007년 3월 5일.
- [8] P. Alan Jones, B.R. Spence, “Spacecraft Solar Array Technology Trends”, Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Snowmass USA, 21-28 March, 1998.
- [9] W. Kostler, T. Bergunde, G. LaRoche, M. Meusel, G. Strobl, W. Zimmermann, A.W. Bett, F. Dimroth, S. Taylor, P. Schulke, W. Geens, “Weight Reduced III-V Triple Junction Cells for Space Applications”, SP-661 Proceedings of the 8th European Space Power Conference, Constance Germany, 14-19 September, 2008.
- [10] Y. Borthomieu, J.P. Planchat, “GEO and LEO Life Test Results on VES140 SAFT Li-Ion”, NASA CP-2001-210883 The 2000 NASA Aerospace Battery Workshop, Huntsville USA, November, 14-16 2000.

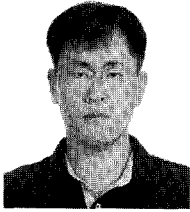
## 저자소개



구 자 춘

1992년 2월 경북대학교 전자공학과 학사  
 1995년 8월 경북대학교 전자공학과 석사  
 1995년 7월~2000년 2월 한국과학기술원 인공위성센터  
 2000년 3월~현재 한국항공우주연구원 선임연구원  
 주관심 분야 : 인공위성 전력계 및 배터리

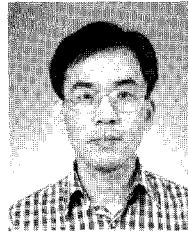
저자소개



권 기 호

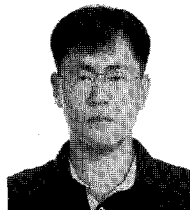
1995년 2월 한양대학교 전자공학과 학사  
 1997년 2월 한양대학교 전자공학과 석사  
 1997년 2월~1999년 6월 LG산전(주) 중앙연구원 선임  
 연구원  
 1999년 6월~현재 한국항공우주연구원 선임연구원  
 주관심 분야 : 위성탑재컴퓨터 및 GNSS수신기

저자소개



이 상 곤

1987년 2월 경북대학교 전자공학과 학사  
 1989년 2월 경북대학교 전자공학과 석사  
 2008년 2월 충남대학교 전자공학과 박사  
 1989년 1월~1996년 1월 LG정밀(주) 선임연구원  
 1996년 2월~현재 한국항공우주연구원 위성전자팀장  
 주관심 분야 : 인공위성 전력계 및 원격측정명령계



최 승 운

2002년 2월 광운대학교 전자공학부 학사  
 2004년 8월 광주과학기술원 기전공학과 석사  
 2004년 7월~현재 한국항공우주연구원 선임연구원  
 주관심 분야 : 초고주파 회로 및 시스템