

저궤도 위성 응용을 위한 전력조절분배기 설계

박성우, 박희성, 장진백, 장성수, 이상곤
한국항공우주연구원

Preliminary Design of Power Control and Distribution Unit for LEO Application

Sung-Woo Park, Hee-Sung Park, Jin-Baek Jang,
Sung-Soo Jang, Sang-Kon Lee
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

A Power control and Distribution Unit (PCDU) plays roles of protection of battery against overcharge by active control of solar array generated power, distribution of unregulated electrical power via controlled outlets to bus and instrument units, distribution of regulated electrical power to selected bus and instrument units, and provision of status monitoring and telecommand interface allowing the system and ground operate the power system, evaluate its performance and initiate appropriate countermeasures in case of abnormal conditions. In this work, we perform the preliminary design of a PCDU for the small Low Earth Orbit (LEO) Satellite applications. The main constitutes of the PCDU are the battery interface module, solar array regulators with maximum power point tracking (MPPT) technology, heater power distribution modules, internal converter modules for regulated bus voltage generation, power distribution modules of unregulated and regulated primary bus, and instrument power distribution modules.

1. 서 론

근래 들어 상업, 과학 및 군사적 목적 등으로 다양한 탑재체를 포함하는 위성의 개발 및 운용에 대한 중요성이 더욱 증가하고 있다. 뿐만 아니라 위성 개발 및 관측 데이터의 이용이 국가의 안보와 밀접한 관계가 있기 때문에 해외 선진기술 도입이나 협력 등이 점차 어려워지고 있다. 이와 같은 이유로 현재 국내에서 개발하여 운용중인 저궤도 지구 관측 위성의 성공적인 개발 및 운용 기술을 바탕으로 더욱 더 향상된 성능을 갖게 될 저궤도 광학 지구 관측 위성의 독자 개발이 진행되고 있으며, 또한 선진 위성 개발 업체와의 협력을 통해 통신해양 기상 위성의 개발이 진행되고 있다.

위성의 설계, 제작, 시험 및 조립 과정은 매우 긴 연구 기간과 많은 개발비를 필요로 한다. 현재 본 연구원에서는 태양동기 위성인 저궤도 지구 관측 위성의 성공적인 개발과정에서 습득한 기술과 제작 경험을 바탕으로 추후 개발 예정인 다양한 위성에 범용 적으로 적용 가능한 위성 전력계 시스템에 대한 다양한 선행 연구 및 개발이 진행되고 있다. 본 논문에서는 기

존의 지상관측위성 시리즈에 적용된 전력시스템의 기본구조에 대해서 검토하고, 현재 검토 및 개발 진행 중인 위성 전력 시스템의 핵심부분인 전력조절 분배기(Power Control and Distribution Unit, PCDU)의 연구 결과에 대해서 설명하고자 한다.

2. 본 론

2.1 저궤도 지구 관측 위성의 전력 시스템

그림 1은 현재 성공적으로 운용중인 저궤도 소형 지구 관측 위성의 전력시스템 구조를 나타낸다. 기존의 지상관측 위성 시리즈는 그림 1에서 알 수 있듯이 전력계 운용이나 동작이 위성 탑재 컴퓨터에 내장된 전력계 소프트웨어 알고리즘에 의해서 전체 동작이 제어되며, 메인 전원버스 전압이 위성의 동작상태에 따라서 특정 전압범위 내에서 가변하는 소프트웨어 제어방식의 비조절형 전원 버스 시스템 (Software-controlled Unregulated Power Bus System)을 채택하고 있다. 전력계를 구성하는 주요 구성은 위성의 운용에 필요한 전력 생성을 위해 태양에너지를 전기에너지로 변환하는 태양전지판, 태양전지판에서 발생하는 전기에너지의 양을 조절하며 배터리 및 위성버스에 적당한 전압을 생성하는 태양전력조절기 (Solar Array Regulator, SAR), 배터리 인터페이스 모듈, 위성의 다양한 부하 전력을 공급하기 위한 전력조절기(Power Control Unit, PCU), 및 배터리 등으로 이루어진다.^[1]

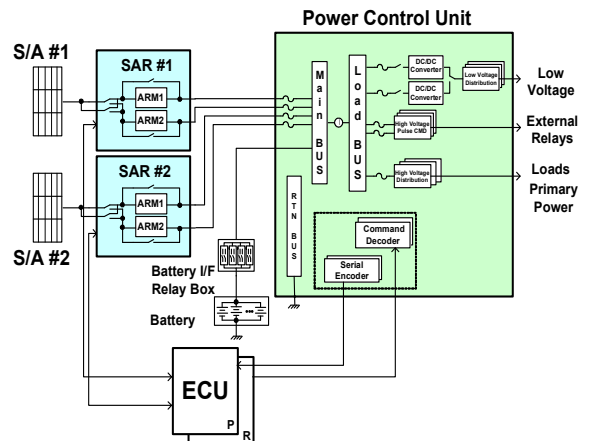


그림 1 지구 관측 위성 전력시스템 구조
Fig. 1 EPS structure of the conventional satellite

2.2 차세대 위성의 전력 시스템

그림 2는 차세대 위성 적용을 목적으로 현재 연구되고 있는 전력계 구조를 나타낸다. 본 논문에서 설명하고자 하는 전력 조절 분배기는 그림 2의 전력계 구조에서 태양전지판, 배터리를 제외한 모든 전장품을 포함한다. 전력조절 분배기는 크게 배터리 인터페이스 블록, 저전압 컨버터 블록, 최대전력 추적기능을 가진 태양전력조절기 블록, 히터전력 제어 및 분배 블록, 비조절형 및 조절형 일차 전원 부하전력 분배 모듈, 탑재체 전력 분배 모듈, 조절형 일차 전원버스를 위한 컨버터 블록, 외부 릴레이 구동을 위한 펄스 신호 생성 블록, 추력기 및 전개장치 구동을 위한 제어신호 생성 블록 등으로 구성되며, 주요 기능은 다음과 같다.^[2]

- 태양전지판 생성 에너지의 일차전원 변환
- 배터리 충전제어 및 인터페이스
- 비조절형 및 조절형 일차전원 분배
- 28V 조절형 일차전원 버스 생성
- 위성 탑재체 전원 공급 및 제어
- PCDU 외부 릴레이 제어를 위한 펄스 생성
- 위성체 히터 전원 제어 및 분배
- 태양전지판 및 각종 안테나 전개 신호 제공
- 위성 추진밸브 구동 신호 생성 및 제공
- 탑재컴퓨터 전송 명령 인터페이스 기능 제공
- 외부 전장품을 위한 저전압 생성 및 제공

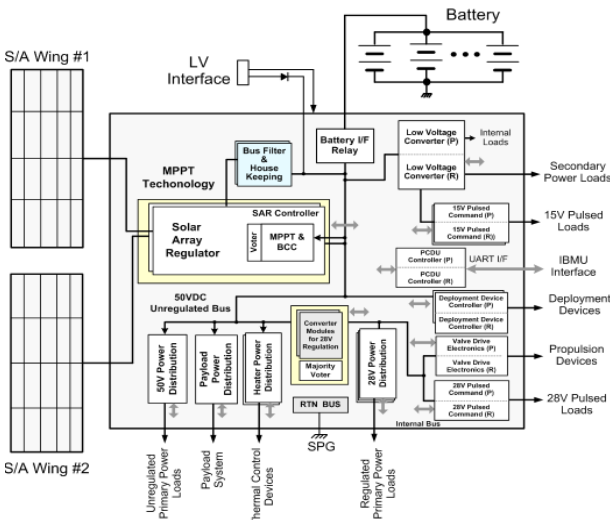


그림 2 차세대 위성 전력계 구조
Fig. 2 EPS structure for the next generation satellites

2.2.1 태양전력조절기 모듈

전력조절 분배기 내의 태양전력조절기는 태양전지판에서 생성되는 전력량을 조절하며, 태양전지판 출력 전압을 배터리나 위성 버스가 사용하기에 적절한 형태로 변환하는 역할을 담당한다. 기존 지구 관측 위성 시리즈의 태양전력조절기는 전체 전력 정격을 만족하는 단일모듈 전원단을 이용하여 설계하는 방법을 적용하였다. 이와 같은 이유로 서로 다른 위성체에서 동일한 전원단 구조를 적용하더라도 위성전력 용량의 증가로 인해 부품 단계에서의 설계 및 검토, 전장품 레벨의 기능시험, 환경시험을 포함한 전체 개발과정을 처음부터 재 수행 하였다. 이와 같은 문제점을 개선하기 위해서 본 연구과정에서는 태양

전력조절기 전원단의 모듈형 설계 접근방법을 적용하여 태양전력조절기 모듈을 구성하였다. 그림 3은 3-병렬 컨버터 모듈로 구성된 태양전력조절기 블록 구성을 나타낸다.^[3] 그림 3의 태양전력조절기를 적용하여, 그림 2와 같은 전력계를 설계하기 위해서 필요한 태양전력조절기의 수는 적용하고자 하는 위성의 태양전지판 입력에 의해서 결정되며, 내부 병렬컨버터의 수는 각 모듈이 분담하는 전력 용량에 의해서 결정된다.

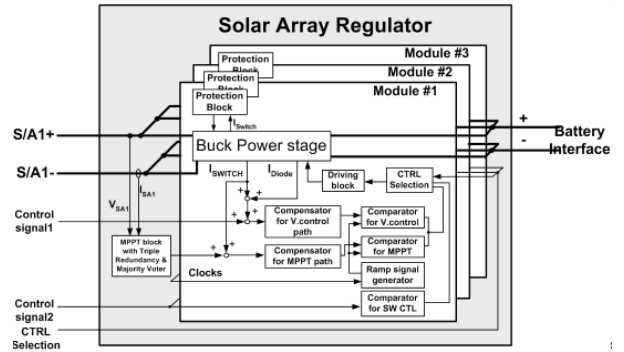


그림 3 3-병렬모듈 태양전력조절기 블록 다이어그램
Fig. 3 Block diagram of SAR with 3-parallel module

2.2.2 조절형 28V 컨버터 모듈

전력조절분배기 내의 비조절형 50V 일차 전원에서 조절형 28V 버스를 생성하기 위해서 그림 4와 같은 4-병렬 컨버터 블록이 사용된다. 28V 컨버터 블록을 구성하는 개별 컨버터는 태양전력조절기와 동일한 전원단 및 제어 방법을 적용하여 구성된다. 태양전력조절기와 달리 28V 컨버터 모듈은 각 보드에 2개의 전원단이 위치하며, 별도의 버스 필터보드 없이 해당컨버터 보드에 버스필터 커패시터를 실장하는 구조로 설계된다. 4-병렬 구조를 갖는 28V 컨버터 모듈의 블록다이아그램을 그림 4에 나타내었다.

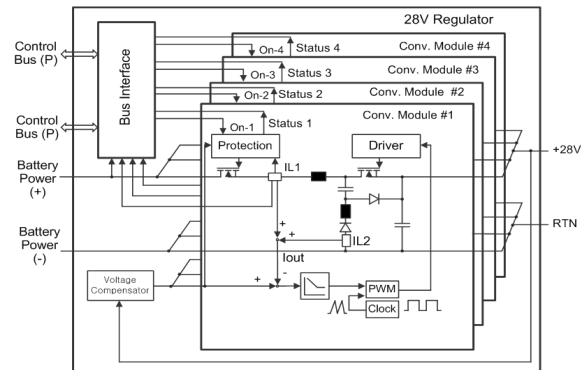


그림 4 4-병렬 28V 컨버터 모듈 블록 다이어그램
Fig. 4 Block diagram of 28V Converter module

2.2.3 일차전원 부하전력 분배 모듈

전력조절 분배기의 일차전원 분배 모듈은 위성의 다양한 전장품에서 필요한 전력을 50V 비조절형, 28V 조절형 버스에서 공급하기 위하여 해당 전원 상태를 모니터링하고 제어하는 기능을 담당한다. 50V 전원 분배모듈과 28V 전원 분배모듈은 사용되는 소자의 전기적 사양이나 일부 보호 기능을 제외하면 동일한 구조로 구성된다.

기존 지구 관측 위성에서는 릴레이를 이용하여 각 부하에 공급되는 전력을 제어하였으나, 향후 계획되는 전력분배모듈은 과도한 전류를 감당해야하는 배터리 인터페이스 및 탑재체 인터페이스를 제외한 모든 부분에서 FET의 ON/OFF 스위칭 명령과 동작에 의해서 수행한다. FET와 릴레이의 ON/OFF 구동은 탑재컴퓨터에서 입력되는 어드레스와 데이터정보를 전력분배기 내에서 디코딩 되어 해당 부하의 스위치에 ON/OFF 명령을 전달하는 구조로 동작한다.

2.2.4 배터리 인터페이스 및 버스 필터 모듈

전력조절 분배기는 배터리와 인터페이스를 위한 기능블럭 및 버스 임피던스 사양을 충족하기 위한 버스 필터 모듈을 추가적으로 필요로 한다. 배터리 인터페이스 블럭은 릴레이의 ON/OFF 동작에 의해서 비조절형 일차전원과 배터리를 연결, 차단하는 기능을 담당한다. 배터리 인터페이스 모듈의 릴레이는 지상시험과정에서는 ON/OFF 가능하도록 설계되나 실제 궤도 운용에서는 ON 명령만 가능한 상태로 제작된다. 버스필터 모듈은 비조절형 50V 버스와 28V 조절형 버스에 연결되어 전체 버스 전압의 안정화 기능을 담당하며 'ESA Power Standard' 설계기준을 만족하도록 설정된다. 버스 필터로 사용되는 커패시터는 단락고장을 방지하기 위하여 태양전력조절기나 28V 컨버터 모듈의 주요 부분에 사용되는 것과 동일한 'Self-healing' 종류를 사용하여 구현한다. 그림 5는 배터리 인터페이스 모듈의 블럭도를 나타낸다.

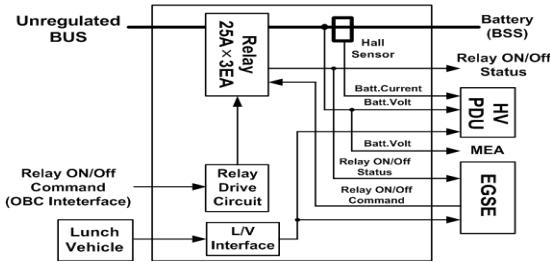


그림 5 배터리 인터페이스 모듈 블럭도
Fig. 5 Block diagram of a battery interface module

2.2.5 태양전지판 전개장치 제어모듈

그림 6과 같은 블럭 구조를 갖는 전력조절분배기 내부의 태양전지판 전개장치 제어 모듈은 위성체가 발사체로부터 분리된 후 위성체에 고정되어 있는 태양전지판을 전개하기 위한 제어 펄스를 생성하고 전달하는 역할을 담당한다. 태양전지판 전개장치 제어모듈은 전개장치 구동을 위해 50V의 비조절형 일차전원을 사용하여 8.5A의 전류 제한을 갖는 20개의 출력 펄스를 제공한다. 전개장치 제어모듈에 인가되는 50V 펄스를 만들기 위해서 탑재컴퓨터 인터페이스 모듈로부터 50V 전원의 ON/OFF 명령과 전개 펄스를 생성하는 두개의 명령을 입력 받는다. 태양전지판 전개장치 제어모듈은 전력조절 분배기의 다른 전장품과 같이 Primary, Redundant 이중 구조로 설계된다.

2.2.6 자세제어용 밸브 구동 모듈

위성 자세제어용 밸브 구동모듈은 조절형 일차전원 28V를 입력받아 펄스 28V펄스 전압을 생성하여 위성 추진밸브로 전달하는 기능을 담당한다. 밸브 구동모듈에 공급되는 28V 펄스 생성을 위해서 탑재컴퓨터 인터페이스 모듈로부터 28V 전원을

ON/OFF하는 명령과 출력 채널을 선택하고 펄스폭을 결정하는 두 개의 명령을 입력받는다. 밸브구동 모듈은 스위치 및 채널의 동작 상태를 탑재컴퓨터 인터페이스 모듈로 전달하게 된다. 밸브 구동 모듈은 28V 입력 전압에 대한 입력 필터, 릴레이 블럭 및 동작상태 텔레메트리 회로, 밸브구동 명령을 생성하는 회로 및 밸브 구동회로 블럭으로 구성된다. 그림 7은 밸브구동 모듈의 기능 블럭도를 나타낸다.

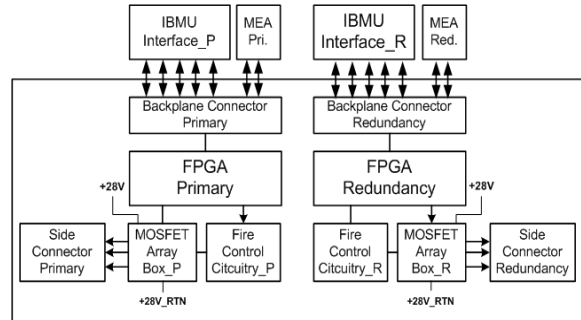


그림 6 태양전지판 전개장치 제어모듈 블럭도
Fig. 6 Block diagram of a deployment device controller

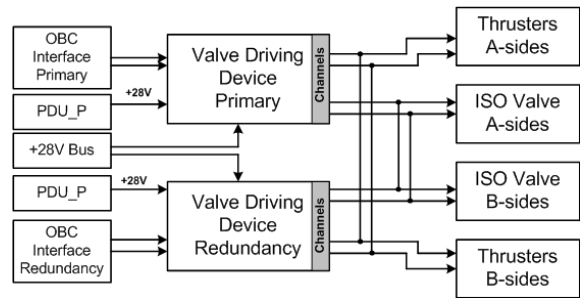


그림 7 자세제어용 밸브구동 블럭
Fig. 7 Block diagram of a valve driving electronics

3. 결론

논문에서는 기존 지상관측 위성 시리즈 개발과정에서 얻은 설계, 제작 및 시험 경험을 바탕으로 향후 개발되는 다양한 위성체의 전력시스템 적용을 위하여 검토되고 있는 여러 전력시스템 중에서 보편적으로 적용 가능한 전력시스템을 설명하고 각 블럭의 기능과 구성에 대해서 설명하였다. 향후 본 논문에서 설명된 전력조절분배기를 포함한 전력시스템을 적용할 위성의 임무조건이나 전력사양이 명확하게 정의되면, 각 기능 블럭에 대한 상세 설계가 이루어질 예정이다.

참고 문헌

- [1] A Conventional Satellites Equipment Specification for Power Control Unit, 2002.05.
- [2] Power Control and Distribution Unit Critical Design Audit for next generation satellites application, 2004.11
- [3] A conventional Satellites Equipment Specification for Solar Array Regulator, 2006.05.