

소형 저궤도 위성작용을 위한 전력조절분배기 예비설계

박성우, 박희성, 장진백, 장성수

한국항공우주연구원

Preliminary Design of a Power Control and Distribution Unit for a Small LEO Satellite Application

Sung-Woo Park, hee-Sung Park, Jin-Baek Jang, Sung-Soo Jang

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 scheme for the small LEO Satellite applications. The main constitutes of the PCDU are the battery interface module, the auxiliary supply modules, solar array regulators with maximum power point tracking(MPPT) technology, heater power distribution modules, internal converter modules for regulated bus voltage generation, and instrument power distribution modules.

1. 서 론

근래들어 상업적, 군사적 목적 등으로 인해 다양한 탑재체를 포함하는 위성의 개발 및 운용에 대한 중요성이 점차 증가하고 있다. 그리고 위성의 운용 및 기술개발이 해당 국가의 안보와도 매우 밀접한 관계가 있어 점차 해외 위성선진 기술국으로부터의 기술도입이나 공동개발이 어려워지고 있다. 이와 같은 이유로 국내에서도 위성개발 선진국과의 공동개발로 성공적으로 발사되어 운용되고 있는 지상관측 위성 1호의 개발과정에서 습득한 기술을 바탕으로 현재 지상관측 2호의 개발이 성공적으로 진행되어 최종적인 조립 및 성능평가 과정에 있다.

위성의 개발, 시험 및 조립과정은 상당한 연구 기간과 개발비를 필요로 한다. 현재 본 연구원에서는 태양동기저궤도 위성인 지상관측 위성 1, 2호의 성공적인 개발과정에서 습득한 기술과 경험을 바탕으로 추후 개발예정인 다양한 위성에 범용적으로 적용 가능한 위성 전력계 시스템에 대한 여러 선행 연구 및 개발이 진행되고 있다. 본 논문에서는 기존의 지상관측 위성 1, 2호에 적용된 전력시스템의 기본구조에 대해서 검토하고, 현재 검토 및 개발진행 중이며 위성전력 시스템의 핵심부분인 전력조절분배기의 연구결과에 대해서 정리하고자 한다.

2. 본 론

2.1 기존 지상관측 위성의 전력 시스템

그림 1은 기존 지상관측 위성 1, 2호에 적용된 전력계의 간략한 구조를 나타낸다. 기존의 지상관측 위성シリズ는 그림 1에서 알 수 있듯이 전력계의 운용이나 동작

이 위성탑재 컴퓨터의 알고리즘에 의해서 전체 동작이 제어되는 소프트웨어 제어방식의 비조절형 버스 시스템 (Software -controlled unregulated bus system)을 채택하고 있다. 전력계를 구성하는 주요 전장품으로는 위성의 운용에 필요한 전기에너지 생성을 위해 태양에너지를 전기에너지로 변환하는 태양전지판, 태양전지판에서 발생되는 전기에너지의 양을 조절하며 배터리 및 위성버스에 적당한 전압을 생성하는 태양전력조절기(Solar array regulator, SAR), 배터리 인터페이스 모듈, 위성의 다양한 부하에 전력을 조절하여 공급하는 전력조절기(Power control unit, PCU) 및 배터리 등이 있다.

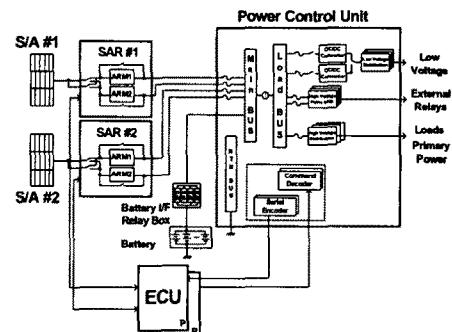


그림 1. 지상관측 위성의 전력시스템 구조

향후 개발되는 위성에 기존의 전력계 구조를 계속 사용하기 위해서는 여러 가지 문제점이 있다. 탑재체의 변화로 위성의 전체 전력용량이 증가될 경우 태양전력조절기나 전력분배기 및 내부 컨버터 등에 대한 부품단계부터 개발이나 시험이 매번 새로 수행되어야 한다. 이런 과정은 전체 위성의 개발기간과 비용의 상당한 증가를 야기한다. 기존의 위성개발 및 제작에 대한 경험과 기술을 이용하면서 위와 같은 문제점을 해결하기 위하여 본 논문과 관련된 선행연구에서는 위성의 전력조절분배기라는 새로운 전력계 블록을 구상하고 전력조절분배기의 내부 기능블럭에 대한 모듈화 기법을 바탕으로 위성의 전체 전력계 구조를 설계하는 방법을 검토하였다. 본 논문에서는 전력조절분배기의 각 블록의 구성과 기능 및 향후 개발 방향에 대해 설명하고자 한다.

2.2 차세대 위성용 전력 시스템

본 논문에서 설명될 전력조절분배기는 그림 2와 같은 전체 전력계 구조에서 에너지의 생성 및 저장을 담당하는 태양전지와 배터리를 제외한 전력변환 및 분배와 관련된 대부분의 역할을 담당하는 블록이다. 그림 2의 태양전력조절기 내부는 크게 배터리 인터페이스 블럭, 보조전원 블럭, 최대전력 추적기능을 가진 태양전력조절기

블럭, 히터전력 분배 블럭, 부하전력 분배 블럭, 탑재체 관련 전력분배 블럭, 조절형 버스를 위한 내부 컨버터 모듈 및 탑재컴퓨터 인터페이스 블럭으로 구성된다. 다음 장에서 주요블럭의 구조와 기능에 대해서 알아본다.

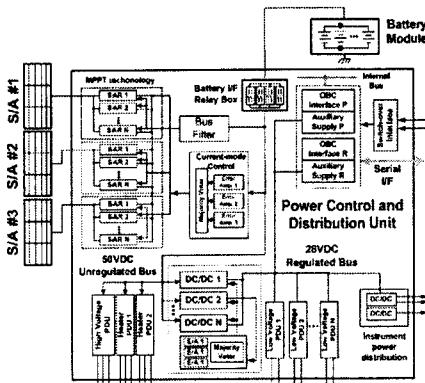


그림 2. 차세대 위성용 전력시스템 구조

2.2.1 태양전력조절기 블럭

태양전력조절기는 태양전지판에서 생성되는 전력의 양을 조절하고 발생하는 전압을 배터리나 위성버스가 사용하기에 적절한 형태로 변환하는 역할을 담당하는 전장품으로서 기존 지상관측 위성에서는 위성 전체의 정격에 해당하는 전력용량을 갖는 단일모듈 방법 접근하였기 때문에 지상관측 위성 1호의 태양전력조절기를 자상관측 위성 2호에 그대로 적용하였지만, 위성전력 용량의 증가로 인해서 부품단계에서부터 재설계 및 환경시험을 수행해야 했다. 이와같은 문제점을 개선하기 위하여 본 연구 과정에서는 모듈형 접근방법을 적용하여 태양전력조절기 블록을 구성하였다. 그럼 3은 그림 2의 전력조절분배기 내부의 태양전력조절기의 상세 기능블럭을 나타내며, 3개의 태양전지판을 가지는 위성의 응용을 가정하였다.

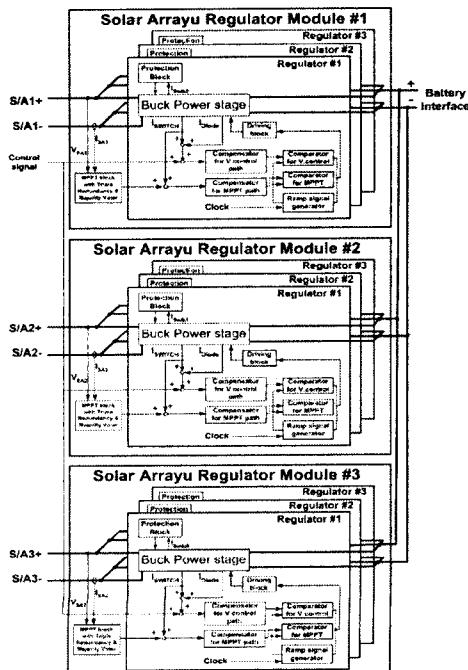


그림 3. 차세대 위성용 전력시스템 구조

태양전력조절기의 전체 모듈 수는 적용하고자 하는 위성의 태양전지판 수에 의해서 결정하며, 병렬 연결된 모듈 내부에 포함되는 레귤레이터 전원단의 수는 각 모듈이 분담하는 전력용량에 의해서 결정된다. 각각의 태양전력조절기 모듈은 하나의 태양전지판에 연결되어 있으므로 독립된 최대전력추적기를 포함하는 구조로 되어있다. 차세대 위성용 태양전력조절기 블록은 다음과 같은 기능을 포함하여야 한다.

- 모든 컨버터 모듈의 병렬/동시 운전
- 개별전류 케이블방식에 따른 전류배분 제어
- Triple redundancy 구조의 최대전력 추적기능
- Majority voter에 의한 hot redundant 구조
- 보호 스위치 ON/OFF 상태 신호 모니터링
- 각 컨버터에 대한 S/A 전압 및 전류 개별입력
- 입출력 단락 시, 보호 기능제공
- 출려 디아오드에 고장 시, 보호 기능 제공
- 최대 출력 전류 제한 기능 제공
- 컨버터 돌입전류 제한 기능 제공
- 명령에 의한 보호 스위치 리셋 기능 제공

2.2.2 고/저전압 전력분배(HV/LV PDU) 블럭

고/저전압 전력분배기는 위성의 다양한 전장품에서 필요한 전력을 50V 비조절형 버스 및 28V 조절형 버스에서 공급하기 위하여 해당 전원 상태를 모니터링하고 제어하는 기능을 담당한다. 고/저전압 전력분배기는 사용되는 부품의 전기적 사양이나 일부 보호 기능을 제외하고는 기본적으로 동일한 구조로 구성된다.

기존의 지상관측 1, 2호에서는 릴레이를 이용하여 각 부하에 공급되는 전력을 제어하였다. 하지만, 향후 계획되는 전력분배기는 기본적으로 FET의 ON/OFF 스위칭 명령과 동작에 의해서 수행되며, 배터리 인터페이스 블록 등의 일부분에만 릴레이를 적용하는 것으로 채택하였다. FET과 릴레이의 ON/OFF 구동 명령은 탐색컴퓨터 (OBC)에서 입력되는 어드레스와 데이터정보를 전력분배기 블록 내에서 디코딩 되어 해당 부하의 스위치에 ON/OFF 명령을 내리는 구조로 동작한다. FET는 28V 버스 전압을 사용하며, 릴레이는 기존의 지상관측 위성 시리즈와 동일한 방법으로 28V 펄스 전원을 사용하여 동작시킨다. 전력분배기는 또한 스위치가 구동되면 이에 대한 동작상태와 개별 스위치에 흐르는 전류 등의 아날로그 텔레메트리 및 과전압 상태를 모니터링 하는 기능을 포함한다. 전력분배기는 입력필터 블록, FET/릴레이 전류감지 및 구동 블럭, FET/릴레이 상태 모니터링 블록, FET 및 릴레이 구동과 관련된 아날로그 텔레메트리를 시리얼 텔레메트리로 변화하여 전송하는 MUX 블록 등으로 구성되며, 전력조절분배기 내의 다른 블록과 같이 잉여성 확보를 위해서 Primary와 Redundancy의 이중구조로 구성된다.

2.2.3 배터리 인터페이스 및 버스필터 블럭

배터리 인터페이스 및 버스필터 블록은 그림 2에서 베스필터와 릴레이 박스를 포함하는 블록이다. 태양전력조절기 출력의 메인전원 버스와 배터리 사이에 연결되는 배터리 인터페이스 블록은 릴레이의 ON/OFF 동작에 의해서 버스전압과 배터리를 연결, 차단하여 충전과 방전을 조정하는 기능을 담당한다. 배터리 인터페이스 모듈은 위성운용과정에서는 탐색컴퓨터에서 명령을 받는다. 베스필터 블록은 메인버스와 2차측 저전압 조절형 버스에 연결되어 전체 버스 전압의 안정화 기능을 담당하며 'ESA Power Standard'에 맞게 그 값을 결정하여 'Self-healing' 종류를 사용하여 구현한다. 그림 4는 배터리 인터페이스 블록도를 나타낸다.

2.2.4 탑재컴퓨터 인터페이스 블럭

전력조절분배기 내의 탑재컴퓨터 인터페이스 블록은 위성의 탑재컴퓨터와 전력조절분배기 사이의 시리얼 명령 디코더 및 텔레메트리 기능을 수행하는 역할을 담당한다. 탑재컴퓨터 인터페이스의 명령 디코더는 발사체화 탑재컴퓨터에서 클럭, 데이터, 래치신호로 구성된 시리얼 명령을 받고, 시리얼 텔레메트리는 아날로그 텔레메트리와 디지털 텔레메트리의 상태로 발사체 및 탑재컴퓨터로 전달된다. 탑재컴퓨터 인터페이스 블록도 전력분배기와 같이 Primary와 Redundancy의 이중구조로 구성된다.

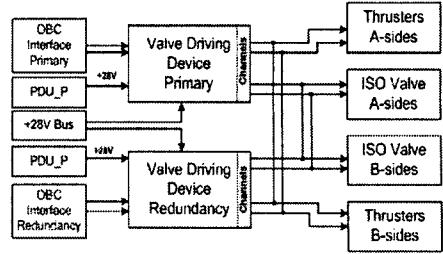


그림 6. 자세제어용 벨브구동 블럭

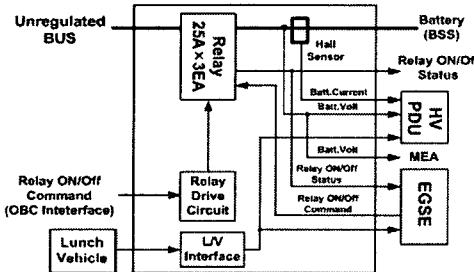


그림 4. 배터리인터페이스 모듈의 블럭도

2.2.5 태양전지판 전개장치 제어블럭

전력조절분배기 내부의 태양전지판 전개장치 제어기는 발사체로부터 분리된 후 위성체에 고정되어 있는 태양전지판을 전개하기 위한 것으로 태양전지판을 위성체에 고정시키고 있는 정개방치에 28V 펄스를 인가하여 고정된 전개장치를 파괴함으로서 태양전지판을 전개하는 기능을 담당한다. 태양전지판 전개장치 제어기에 공급되는 28V의 펄스를 만들기 위해서 탑재컴퓨터 인터페이스 모듈로부터 28V 전원 ON/OFF 명령과 전개 펄스를 생성하는 두개의 명령을 입력 받는다. 그럼 5는 전개장치 제어기의 대략적인 블록도를 나타낸다. 앞에서 설명한 다른 전장품 박스와 같이 전개장치도 Primary와 Redundancy의 2중 구조로 설계된다.

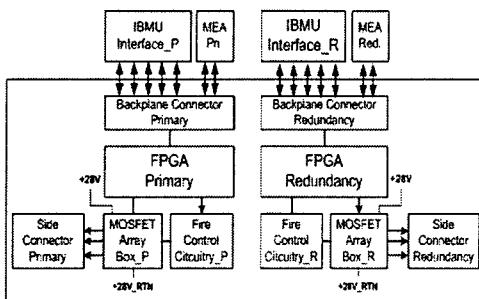


그림 5. 태양전지판 전개장치 제어 블럭

2.2.6 자세제어용 벨브구동 블럭

위성의 자세제어용 벨브구동 블록은 위성전력제어분배기로부터 28V 전원을 입력받아 펄스 전압을 생성하여 벨브로 전달하는 기능을 담당한다. 벨브구동블록에 공급되는 28V 펄스 생성을 위해서 탑재컴퓨터 인터페이스 블록으로부터 28V 전원을 ON/OFF하는 명령과 출력 채널을 선택하고 펄스폭을 경정하는 두개의 명령을 입력받는다. 벨브구동 블록은 스위치 및 채널의 동작상태를 탑재컴퓨터 인터페이스 블록으로 전달하게 된다. 벨브구동기는 28V 입력전압에 대한 입력 필터, 릴레이 모듈 및 동작상태 텔레메트리 회로, 탑재컴퓨터에서 명령을 수신하여 벨브구동 명령을 생성하는 로직 및 벨브 구동회로 블록으로 구성된다. 그럼 7은 벨브구동 블록을 기능에 따라서 도식화한 것이다.

2.2.7 28V 버스용 컨버터 및 기타 블럭

그림 2에 도식화한 차세대 위성용 전원시스템의 각 블록 중, 위에서 설명하지 않은 블록으로는 28V 조절용 버스 생성을 위한 컨버터 블록과 전력조절분배기의 내부 전원공급을 위한 보조전원 블록이 있다. 조절형 버스를 위한 전력조절분배기 내부의 컨버터는 태양전력조절기와 최대전력추적을 위한 부분만 차이가 있을 뿐, 전원단의 구조나 기본 동작원리는 동일하다. 전력조절분배기 내부의 전원공급을 위한 보조전원 블록은 위성의 모든 운용 과정에서 항상 공급될 필요성이 있는 블럭의 전력공급을 위한 것으로서 배터리를 입력으로 하며, 내부 컨버터나 태양전력조절기 제어기 등의 전원으로 사용된다.

3. 결 론

다양한 탑재체 위성의 개발 및 운용에 대한 중요성이 증가하고 있는 상황에서 본 연구원에서 성공적으로 개발되어 계획된 임무기간을 지나 현재까지 정상 운용되고 있는 지상관측 위성 1호와 현재 설계 및 제작이 완료되어 최종 조립 시험 일부를 남겨두고 당해연도 발사 예정인 지상관측 위성 2호의 개발과정에서 위성 설계 및 제작에 관한 많은 기술이 습득되었다. 본 논문에서는 이와 같은 경험을 바탕으로 향후 예정되어 있는 다양한 위성의 전력시스템의 개발에서 검토되고 있는 다양한 전력시스템 중에서 보편적으로 적용 가능한 전력시스템을 제안하고 각 블럭의 기능과 구성에 대해서 설명하였다. 그리고 제안된 위성 전력시스템을 적용할 위성의 임무조건이나 전력사양이 명확하게 정의되면, 각 기능 블록에 대한 상세설가가 가능할 것으로 판단된다.

【참 고 문 헌】

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