

전력전자 기술을 이용한 인공위성 전력계 시스템

조 보 형
(서울대 전기공학부 교수)

1. 서 론

1950년대 말 소련의 인공위성 발사로 시작되어 지속적 인 발전을 해 온 우주 산업은 현대에서는 위성 산업이 가지는 상업적, 군사적 유용성과 초 부가가치 산업이라는 특성 때문에 정보화 시대의 국가 경쟁력 차원에서 중요한 산업으로 부상하고 있다. 우리나라에서도 우리별, 무궁화호 등을 이미 쏘아 올렸고 현재 국가적인 차원에서 다목적 위성을 개발하고 있다. 이러한 위성 사업의 성공 여부는 인공위성의 임무 수행 연한 동안 위성의 심장 부분이라고 할 수 있는 전력계 시스템의 적절하고 신뢰적인 작동에 기인한다고 해도 과언이 아닌 것이다.

저궤도 통신 위성의 경우 인공위성 전력계 시스템은 전체 무게의 약 1/3에 해당하며 에너지의 발전, 변환, 충전, 제어 및 분배가 전력전자 시스템으로 이루고 있다. 전력계 시스템의 성능, 무게, 크기, 효율, 신뢰성 등에 대한 엄격한 규제 및 요구는 전력전자 기술에 의존하며 실제로 60년대 초반부터 약 10여년간 저용량 정전력 분야의 전력전자 기술의 발전은 우주 산업에 의해 주도되었다. 예를 들면, 60년대 말 최초의 전력전자 분야의 국제 학술 대회인 Power Conditioning Specialist Conference는 우주 산업 분야의 엔지니어들에 의해서 시작되었고 이것이 지금의 Power Electronics Specialist Conference의 전신이다.

인공위성 전력계 시스템은 에너지원, 에너지 저장, 전력 조절 및 제어기, 그리고 전력 분배기로 구성되어 있다(그림 1). 우주선에 필요한 전기 에너지의 양은 임무 수행 목적 - payload의 성질과 운행 시 필요한 에너지의 양, 안테나 특성, 데이터 속도 및 양, 우주선 궤도 등 - 에 의해 결정된다. 현재 수백Watt급의 소형 통신 위성부터 100kW가 넘는 우주 정거장까지 다양한 전력계가 쓰이고 있다.

이러한 전력을 만들어내는 에너지원으로는 태양광 직접 방사, 태양 열전자, 핵발전기, 배터리 등이 있는데 500W-2000W급

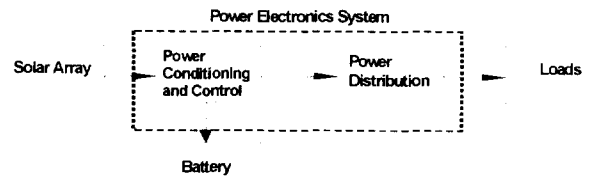


그림 1. 인공위성 전력계 시스템 구성도

의 통신 위성의 경우에는 태양 전지판과 배터리가 주 에너지원으로 쓰인다. 또한 배터리는 궤도상 그늘(eclipse)에 있는 동안에 에너지원으로 쓰일 뿐 아니라 일광 시간 동안에는 에너지 저장용으로도 쓰인다. 태양 전지는 현재 실리콘 전지가 주로 쓰여지고 있고 보다 높은 변환 효율, 방사 피해의 방지, 위성의 수명 연한(End of Life : EOL)에서 성능 저하의 최소화를 위하여 지속적인 연구가 진행되고 있다.

배터리는 NiCd과 NiH₂이 주로 쓰여지고 있는데 일반적으로 NiH₂이 모든 면에서 성능이 우수하나 가격 면에서 비싼 단점이 있다. 궤도 순환 과정에서 이루어지는 각종 부하 전력 요구와 에너지원으로서의 배터리 충방전을 포함한 에너지 관리와 부하가 요구하는 형태의 전력 프로세스, 조절, 제어 및 분배의 역할을 전력전자 시스템이 담당한다.

앞에서 언급한 바와 같이 고신뢰성, 고효율을 구현하기 위하여 전력전자 기술에 대한 연구가 지속되어 왔다. 특히 효율 면에서의 연구는 전력의 손실에 따른 열처리에 대한 문제와 이에 따른 무게의 증가, 그리고 에너지원의 용량 설정에 직접적인 영향을 주기 때문에 매우 중요하다. 고신뢰성을 얻기 위해서는 각 소자의 전압 및 전류의 스트레스를 줄이며, 일반적으로 중복 디자인(redundancy)을 하여 단일 점 고장 모드를 피한다. 고효율을 얻기 위해서는 고효율 소자 개발, 회로 기술, 그리고 시스템 구성 등의 단계별로 기술 개발이 이루어지고 있다.

본 논문에서는 현재 사용되어지고 있는 시스템 구성을 인공위성의 용량별로 효율 면에서 구분하고 그에 따른 전

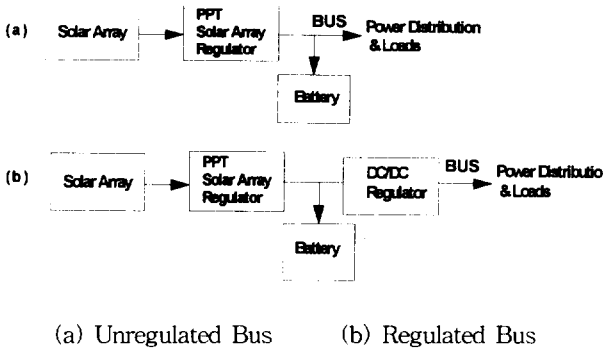


그림 2. PPT 시스템

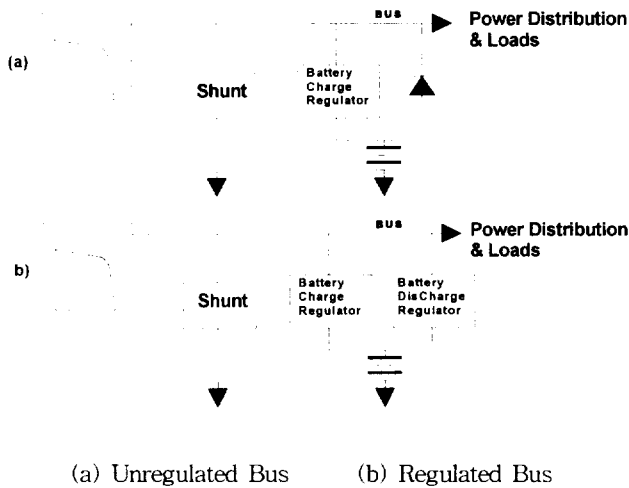


그림 3. DET 시스템

력을 제어, 분배하는 전력전자 시스템에 대하여 그 기능과 디자인 주안점 등을 설명한다.

2. 전력 시스템의 구조

일반적으로 인공위성 전력 시스템의 구조는 최대 전력 추적(Peak Power Tracking : PPT)과 직접 에너지 전달(Direct Energy Transfer : DET)의 두 가지로 구분된다. PPT는 부하 전력 요구가 태양 전지 전력보다 클 경우 태양 전지의 최대 전력을 이용하며 반대의 경우는 태양 전지의 출력 전력을 조절하여 전력 평형을 이루도록 제어한다(그림 2). DET는 태양 전지의 출력이 직접 부하에 연결되는 시스템을 의미하며, 정해진 버스 전압(bus voltage)에서 태양 전지의 출력 전력이 부하 전력보다 클 때는 shunt regulator를 통해 전력을 소모하고 동시에 태양 전지의 출력 전압, 즉 버스 전압을 제어한다(그림 3). 이 두 가지 방법중의 선택은 전체 시스템의 효율과 무게에 의하여 선택

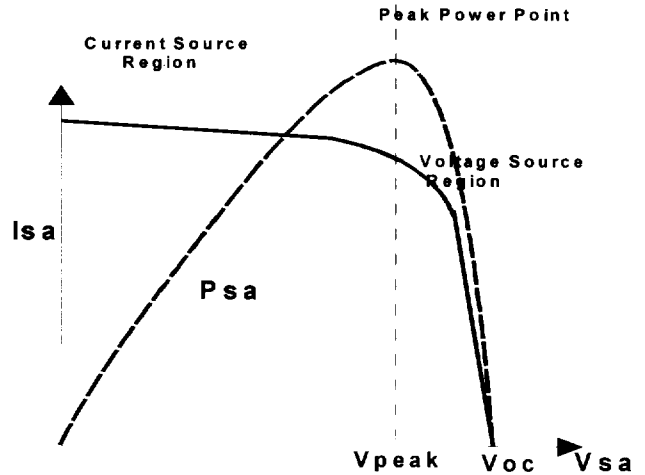


그림 4. 태양 전지의 특성 곡선

되는데 이는 인공위성의 전력 용량 또는 궤도 고도의 함수이다. 예를 들면, 500km의 궤도 위성에서는 약 800W를 경계로 그보다 작은 용량에서는 PPT 시스템이 유리하다. 반면, 같은 전력 용량에서는 궤도가 올라갈수록 DET 시스템이 유리하다.

현재 한국에서 개발 진행 중인 다목적 위성을 포함한 약 500W급 저궤도 통신위성의 대부분이 PPT 방식을 취하고 있고, NASA 우주 플랫폼이나 우주 정거장 등은 DET 방식을 취하고 있다.

2.1 PPT 시스템

태양 전지의 출력은 그림 4에서와 같이 비선형 특성을 가지고 있으며, 그 동작점에 따라서 출력 전력이 달라지게 된다. 또한 온도, 태양 광도 그리고 전지의 사용 기간에 따라 그 특성이 변한다. 이러한 비선형 전력 공급원에 대한 제어 및 전력 프로세스를 위하여 그림 5와 같은 태양 전지 레귤레이터(Solar Array Regulator : SAR)가 사용되고 있으며, 이 SAR은 부하의 전력 요구량 그리고 태양전지의 출력전력, 배터리의 충전 상태에 따라서, 크게 두 가지 모드로 태양전지의 동작점을 조절한다. 첫째로는 태양전지의 최대 전력 출력을 얻기 위한 최대 전력 추적 모드(Peak Power Tracking Mode :PPT)이다. PPT 모드는 배터리의 충전 전력과 부하 전력 요구량보다 태양 전지의 출력 전력이 낮을 때 최대한의 태양전지 출력을 얻어내기 위해 사용된다. 둘째, 태양전지의 출력전력이 부하의 전력 요구량과 배터리의 충전 전력 보다 클 때, 태양 전지의 출력 전력 조절을 위해, 배터리의 충전 전류를 제어하는 전류 제어 모드(Current Regulation Mode)이다. 이러한 기능을 수행하는 SAR은 뒤에 열거한 최대 전력 추적 방식에 따라 제어 방법의 차이는 있으나 기본 작동원리는 유사하므로 가장 많이 쓰이는 SAR 방식을 예로 동작 원리를 설명한다.

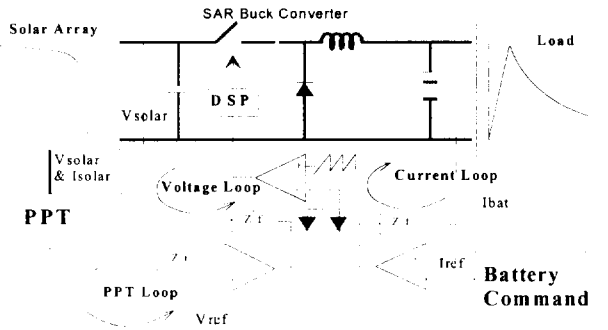


그림 5. PPT System의 구성도

2.1.1 최대 전력 추적 모드 (PPT Mode)

그림 5에서와 같이 바깥쪽의 PPT 추적 루우프와 안쪽의 전압 제어 루우프로 이루어져 있다. PPT 추적기가 태양 전지의 출력 전력이 최대가 되는 지점의 전압을 찾아서 전압 제어기에 기준 전압(V_{ref})으로 보내주면, 내부 전압 제어기가 그 값으로 태양 전지의 출력 전압을 제어한다. 태양 전지의 출력 전류는 SAR의 변환비에 따라 SAR이 출력 전류로 환산되며 이 전류는 부하의 요구 전류와 충전 전류를 공급한다. SAR이 출력 전류가 부하의 전류보다 작을 때는 배터리가 방전하여 부하 전류를 공급한다. PPT 모드에서 전류 루우프는 개방되어 작동하지 않는다. PPT 알고리즘은 실제로 구현하는 방법에 따라 차이는 있으나 기본적으로 다음과 같은 방식들이 있다.

1. 태양 전지의 개방 전압에 대한 최대 출력 전압의 비를 이용하는 방법.
2. 태양 전지의 온도를 측정하여 온도 변화에 따른 최대 출력 전압을 예측하는 방법.
3. 태양 전지와 배터리가 SAR을 통해 연결되어 있는 시스템의 경우 배터리의 전압은 일정하므로 전류의 변화량은 곧 전력의 변화량과 같다. 이때 최대 전력 검출기가 최대 전력 전압을 검출하게 하는 방법.
4. 태양 전지의 출력 전류와 출력 전압의 곱, 다시 말해 출력 전력을 계산하여 최대 전력 검출기로 최대 전력지점을 검출하는 방법
5. 태양 전지의 최대 전력 전압에서는 AC, DC impedance가 같아지게 된다. 이러한 특성을 이용하여 동작점을 결정하는 방법.
6. 출력 전류에 따른 출력 전력의 비가 최대 출력 전력 지점(PPT point)에서 달라지는 특성을 이용하는 방법.

2.1.2 전류 제어 모드 (Current Regulation Mode)

태양 전지의 출력 전력이 계속 증가하거나 부하 전력이 감소하여 배터리 충전 전류가 충전 전류 허용 기준치를 초

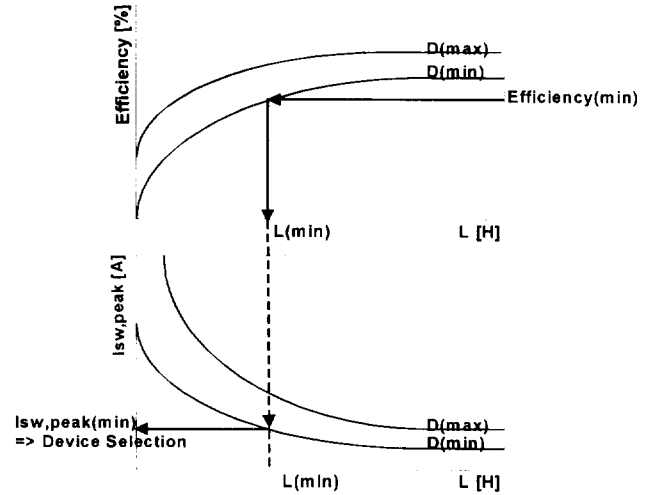


그림 6. 최적 인덕턴스 디자인

과할 때 전류 제어 루우프가 작동하며 PPT 제어 루우프는 개방되어 작동하지 않는다. 이 상황에서는 태양 전지 전력의 최대 출력이 필요 없으므로 동작점은 태양 전지의 개방 전압 쪽(Voltage Source Region)으로 옮겨지게 되어 부하 전력과 정해진 충전 전류를 맞추어 전체 전력 균형을 이룬다. 이를 위하여 태양 전지의 출력 전압은 최대 전력점 전압(V_{peak})에서 개방 전압(V_{oc}) 사이에서 변하게 된다.

전류 제어 모드에서는 외부 제어기에서 계산된 기준 전류로 배터리의 충전 전류를 제어한다. 외부 제어기는 배터리 충전 상태(State of Charge : SOC), 전압, 온도 압력 등에 의해 최대 허용 충전 전류를 설정하여 내부 제어기에 기준 전류로 보내주게 된다. 배터리가 완전히 충전되었을지라도 배터리 내부의 누설 방전을 보상하는 전류를 공급하여야 하며 이 모드를 Trickle Charge 모드라 한다.

2.1.3 SAR 컨버터 (Solar Array Regulator Converter)

Power 회로 :

효율을 높이기 위한 여러 가지 회로 방식이 연구, 발표되었으나 신뢰성 문제, 프로그램 개발 비용 등의 이유로 아직 그림 5와 같은 buck형 스위칭 컨버터가 주로 쓰여지고 있다. SAR은 넓은 범위의 태양 전지 전력을 프로세스하는 데에 쓰이고, CCM과 DCM의 두 모드에서 모두 동작해야 한다. 스위칭 디바이스의 최대 전류 스트레스와 전체 효율은 스위칭 주기와 에너지 전달 인덕턴스의 선택에 의존한다.

그림 6은 선택된 스위칭 전류에 대해 원하는 효율을 주는 최적 인덕턴스 값을 보여준다. 입력단에는 리플과 노이즈 규제(Electromagnetic Interference : EMI)를 위한 EMI 필터가 필요하다.

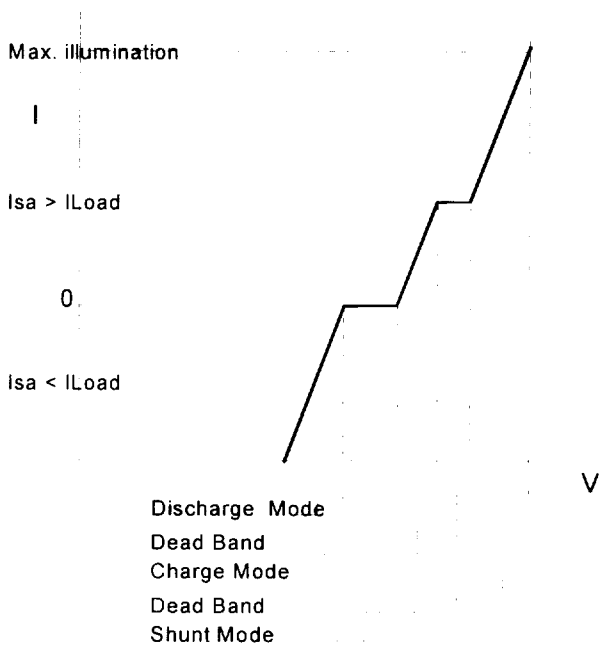


그림 7. 제어와 동작 모드

제어 루우프 :

비선형 타입의 태양 전지 및 부하 특성과 다중 루우프 제어 스위칭 레귤레이터로 구성되어 있는 PPT SAR 제어 시스템은 시스템의 안정성과 요구되는 다이내믹 성능을 얻기 위하여 시스템에 대한 이해와 최적 제어 루우프 구현이 필요하다. 전압 루우프와 전류 루우프는 각기 독립적으로 작동되기 때문에 나누어서 분석, 설계한다.

PPT 모드에서는 PPT 루우프와 전압 루우프가 같이 작동하게 되는데, 태양 전지의 최대 출력점의 변화 속도는 느리므로 PPT 루우프의 속도는 빠를 필요가 없다. SAR의 전압 루우프의 속도가 PPT 루우프의 속도보다 훨씬 더 빠르다고 가정하면 전압 루우프는 주어진 기준 전압(V_{ref})을 일정하다고 보고 설계할 수 있다. 반면 두 개의 루우프 속도가 큰 차이가 나지 않는다면 두 루우프 사이의 상호 간섭 작용이 일어나게 된다. 이를 위하여 시스템의 소신호 모델링이 필요하고 또한 비선형 시스템에 존재하는 다중 평형점 등 대신호 안정성 테스트 및 분석이 필요하다.

전류 제어 모드에서는 전류 루우프만이 작동하게 되며 스위칭 컨버터의 특성상 전류 루우프는 근본적으로 상당히 안정하다.

2.2 DET 시스템 (Direct Energy Transfer)

그림 3은 DET 방식을 이용한 전력 시스템의 구성을 보여준다. 이 방식에서는 태양 전지의 전력이 직접 연결된 레귤레이터 없이 직접 부하에 전달된다. 태양 전지의 출력과 배터리의 상태, 부하 전력에 따라 모드 제어기가 그림 7과

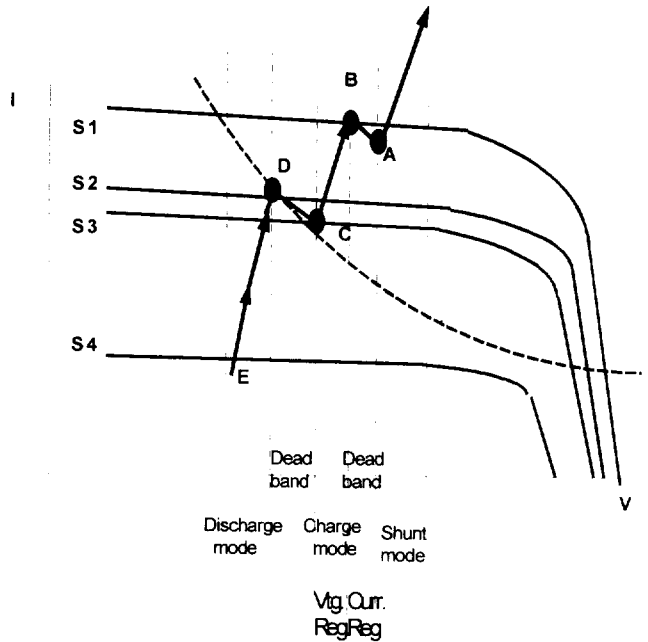


그림 8. 모드 전환에 따른 동작점의 변화

같이 버스 전압을 제어하기 위해, 그 전압을 측정하여 적절한 레귤레이터 장치를 선택한다. 그림 8은 궤도 순환과정에 걸친 태양 전지 출력 전력의 변화에 따른 동작점의 이동을 보여준다. 우주선이 지구의 그늘에 가려 있을 때(Eclipse), 우주선의 전력은 배터리로부터 전달받게 되며, 이 때 방전기(Discharge Converter)가 버스 전압을 제어한다. 우주선이 그늘로부터 나왔을 때, 태양전지의 전력이 공급되기 시작되며, 배터리의 방전 전류가 멈춰지게 된다(Point E에서 Point D). 부하전력의 요구량과 태양전지의 출력 전력이 같아지는 지점에서, 사구간(Deadband)을 만들어서 배터리의 방전기와 충전기가 동시에 작동하는 것을 막는다(Point D에서 Point C). 태양전지의 출력이 점점 증가함에 따라 배터리의 충전기가 작동하게 되며, 부하의 전력을 공급하고 남은 전력으로 배터리를 충전한다(Point C에서 Point B). 이 구간에서 버스 전압은 충전기에 의해 제어된다. Point B에서는 충전 전류가 제한 전류값에 도달하게 되고, 충전기는 이 제한 전류값을 넘지 않도록 전류를 제어한다. 태양 전지의 출력이 계속 증가함에 따라, shunt 제어기(Shunt Regulator)가 사구간 후에 작동하기 시작하여 태양 전지의 여분 전력을 소모한다(Point A). 이 모드에서는 shunt 제어가 버스 전압을 제어하게 된다.

2.2.1 배터리 충전 제어기 (Battery Charge Regulator)

앞에서 언급한 바와 같이 배터리 충전기는 버스 전압 제어와 충전 전류 제어의 두 가지 동작 모드를 가지고 있다. 그 분석과 설계는 PPT 충전기와 비슷하나, 전압 제어 모드에서 기준 전압은 모드 제어기에 의해 결정된다. PPT

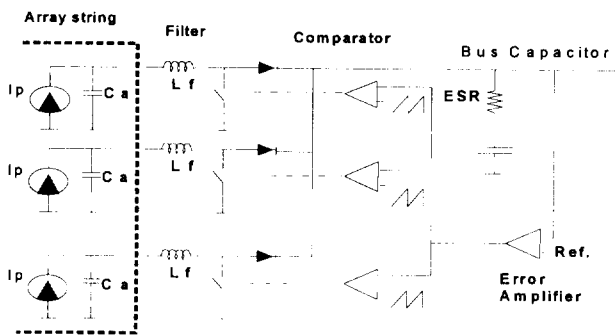


그림 9. 스위칭 분기 방식

시스템보다 일반적으로 전력 용량이 크므로 신뢰성과 효율을 높이기 위한 다양한 방식의 컨버터, 즉 Multi-module buck 방식, coupled inductor 방식, soft switching 기술 등의 컨버터 형태(Topology)들이 쓰여지고 있고 반도체 소자 기술 발전에 따른 새로운 topology에 대한 연구가 계속되어지고 있다.

2.2.2 배터리 방전 제어기 (Battery Discharge Regulator)

이 모드에서는 주 전력 공급원이 배터리이며, 일반적으로 배터리 전압이 버스 전압보다 낮으므로 Boost 형태의 컨버터를 사용한다. 동작 모드는 보통의 DC/DC 컨버터와 같고 single boost, tapped boost, auto transformer boost, phase shifted multiple boost 등이 사용되어지고 있다. 또한 충방전을 한 회로로 할 수 있는 bidirectional topology도 있다. 앞의 충전기 회로와 마찬가지로, 신뢰성, 효율 그리고 무게를 감안한 최적 Topology에 대한 연구가 진행되고 있다.

2.2.3 Shunt 레귤레이터

Shunt 레귤레이터의 기본 제어 원리는 태양 전지의 남은 전력을 shunt로 흐르는 전류를 제어함으로써 버스 전압을 제어하는 것이다. 즉 전류 제어 전압 레귤레이터의 개념이다. shunt 레귤레이터에는 회로 방식별로 선형 shunt와 스위칭 shunt가 있고, 기능별로는 전체 shunt와 부분 shunt가 있다. 선형 shunt기는 작동원리와 제어가 간단하다는 장점이 있으나 저효율, 열처리 등의 문제가 있기 때문에 용량이 큰 우주선에는 스위칭 shunt 방식을 쓴다. 그림 9은 스위칭 shunt 방식을 보여주는데, 태양전지를 여러 개의 단으로 나누어 각 단에 스위칭 단위를 연결하여 shunt로 흐르는 전류를 제어한다. 이 때, 버스 전압의 미세한 제어를 위해서 ON/OFF단 외에 PWM단을 작동시킨다. 태양 전지를 스위칭할 때 태양 전지 출력 콘덴서 때문에 전압 스파이크가 생기게 되는데 이것을 방지하기 위해 인덕터가 필요하게 되며 결국 PWM단은 boost 컨버터와 동일하게 작동하게 된다. 또한 EMI 필터용으로 전체 무게를 줄이기 위해 능동 입력 필터의 개념이 최근 연구되어 쓰여지고 있다.

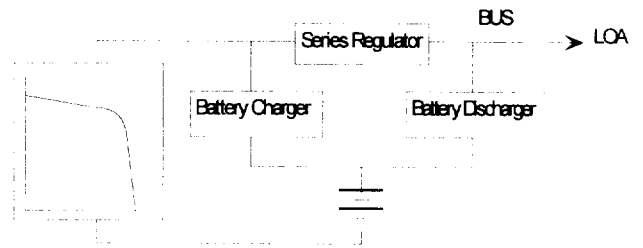


그림 10. 직병렬 방식

표 1. 각 컨버터 모듈의 기능

동작 모드	전압 제어	전류 제어	기능 설명
Eclipse	Off	Off	버스 전압 통제
PPT Charge	PPT	Off	버스 전압 통제
PPT Discharge	버스 전압 통제	PPT	Off
Trickle Charge	버스 전압 통제	Trickle Charge	Off

3. 전력 분배

우주선의 부하에는 각종 통신 장비, 컴퓨터, 실내 온도 제어 단위, 태양 전지 구동 회로 등이 있어, 주 버스로부터 각 부하로 전력을 분배하는데 최근에는 주로 분산 전력 시스템을 사용한다. 이는 비중앙집중식(Decentralized)의 개념이며 또한 모듈화의 개념을 사용하는 것이다. 각 전자 장비가 요구하는 전압 수준이 틀리고 엄격한 레귤레이션, 빠른 다이내믹을 필요로 하며, 때문에 각 부하마다 요구 조건을 만족할 수 있는 최적의 부하 컨버터/레귤레이터가 필요하다. 최근에는 전자 장비 기판에 직접 고정할 수 있는 (On-Board Power Supply) 전원 장치 개념이 쓰여지고 있으며, 이를 위해 고주파, soft 스위칭 기술을 사용하여 고속 프로세스 전자 장비가 요구하는 조건을 만족한다.

이러한 전력 분배를 포함한 전체 효율을 향상시키기 위해 regulated bus와 unregulated bus에 대한 비교 연구가 필요하다. Regulated bus 시스템에서는 앞단의 주요 부시스템의 효율은 감소하나 전력 분배 부 시스템의 효율은 증가한다. 현재 쓰여지고 있는 방식으로는 약 1000W 미만 저궤도 위성의 전력 시스템은 unregulated bus PPT가 유리하며 고전력 위성에는 regulated bus DET 시스템이 유리하다. 저궤도 통신 위성의 전력 용량은 채널 용량에 비례하며 계속 증가하는 추세이다.

이를 위해 PPT의 장점과 regulated bus의 장점을 이용하는 동시에 기존의 시스템에 비해 효율을 향상시킬 수 있는 regulated PPT 시스템이 연구되어지고 있다. 기존의 unregulated PPT 시스템은 regulated 시스템으로 만들려면 배터리 후단에 직렬 레귤레이터를 달아야 하는데(그림

2(b)), 이는 전력이 두 개의 직렬 컨버터를 통해 프로세스되므로 근본적으로 효율이 낮다. 이를 보완하기 위해 그림 10과 같은 직병렬 방식이 제안되었다. 이 회로에는 표 1에서와 같이 각 컨버터 모듈이 다기능을 하며 전력을 직렬 프로세스하는 단계를 최소화하여 기존 시스템보다 효율을 높일 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 인공위성 전력계 시스템의 구성과 위성의 전력 용량과 궤도 고도에 따른 현재 쓰여지고 있는 시스템의 구조 방식에 대한 선택과 각 방식의 장단점을 설명하고 또한 각 방식에 따른 전력 전자 시스템 즉 전력을 조절, 제어, 분배하는 시스템에 대하여 작동 원리와 설계, 분석의 주요점을 설명하였다. 전력계 시스템의 신뢰성, 효율, 무게 등의 최적치 구현을 위하여 전력 전자 기술, 즉 반도체 소자에서부터 전력전자 회로, 그리고 전력계 시스템 구조 등을 단계별로 정리하였다. 인공위성 전력계의 최적 시스템 구현을 위해서는 첫째로 컴퓨터 모델링과 시뮬레이션을 통한 software testbed가 필요하다. 이는 지상에서 실제 전체 시스템 하드웨어를 구성하여, 우주 환경과 같은 조건에서 테스트하기가 거의 불가능하기 때문이다.

이러한 software testbed는 프로그램의 개발 단계에서부터 전체 시스템의 종합 테스트까지 매우 효율적이며 절대적으로 필요하다. 이에 더해져 전력계 시스템을 지상에서 시뮬레이션 할 수 있는 hardware testbed의 개발도 중요하다. 이를 위해서 solar array simulator, battery simulator 그리고 command & data acquisition 시스템을 실제 상황과 가깝게 개발하여 전력계 시스템 하드웨어를 테스트하는 과정이 필요하다. 이상적으로는 software testbed와 hardware testbed가 상호 작동하는 종합적인 테스트 시스템의 구현이 필요하다.

참 고 문 헌

[1] "Modeling and Analysis of Spacecraft Power Systems", B. H. Cho and F. C. Lee, IEEE PESC, June 1985
 [2] "Large-Signal Stability Analysis of Spacecraft Power Processing System", B. H. Cho and J. R. Lee, IEEE Transaction on Power Electronics, vol.5, No.1, Jan.1990, pp.110 - 116
 [3] "A Novel Active Ripple Filter for the Solar Array Shunt Switching Unit," M. Moon and B.H. Cho, AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.12, No.1, January 1996, pp78-82
 [4] "Design and Analysis of A Microprocessor Controlled Peak Power Tracking System," P. Huynh and B.H. Cho, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System, Vol. 32, No. 1, January 1996, pp182-190
 [5] "Design of a Single PWM Section Shunt Switching Unit for High Power Space systems," D. Lee and B.H. Cho, IEEE PESC 1995

[6] "A New Regulated Peak Power Tracking Spacecraft Power System Architecheture," P. Huynh and B.H. Cho, IEEE IECEC 1995
 [7] "A New Zero-Voltage Switching Weinberg Converter for High Voltage Space Power Distribution system," G. Stojic, D. Sable, B.H. Cho and F.C. Lee, European Space Power Conference, Graz Austria, Aug. 1993
 [8] "A Zero-Voltage-Switching Bidirectional Battery Charger/Discharger for the NASA EOS Satellite," D.M.Sable, F.C.Lee and B.H. Cho, APEC, February 1992
 [9] "Design and Control of the NASA EOS Satellite Power System" D. Sable, B.H. Cho, and F.C. Lee, Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Aug. 1992
 [10] "Design and Development of a Testbed for the Space Platform Power System," D.M. Sable, J. Noon, Z. Gur., A.R. Patil, S.J. Butler, X. Mang, F.C. Lee, and B.H. Cho, Power Electronics Conference, Blacksburg VA, September 1991
 [11] "Use of Nonlinear Design Optimization Techniques In The Comparison of Battery Discharger Topologies For The Space Platform" D. Sable, B. H. Cho and F. Lee, IEEE Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Reno, Nevada, Aug. 1990, vol.1, pp.358 -364
 [12] P.R.K. Chetty, Electrical Power System for Low Earth Orbit Spacecraft applications, IECEC 1987
 [13] K. Decker, Methods of Utilizing Maximum Power from Solar Aay, JPL Quarterly Review, 1972

저 자 소 개



조보형(趙普衡)

1952년 2월 11일생. Cal Tech(학사·석사). Virginia Tech(박사). 1980년~1982년 TRW 항공 우주 연구소. 1985년~1989년 Virginia Tech 조교수. 1989년~1995년 Virginia Tech 부교수. 1995년~현재 서울

대 전기공학부 부교수.