

저궤도 인공위성용 태양전력 조절기 설계

A Design of Solar Array Regulator for LEO Satellites

박희성* · 차한주*
(Heesung Park · Hanju Cha)

Abstract - The solar array regulator supplies the electric power to the battery and the other units of a satellite by controlling the operating point of a solar array. In this paper, the solar array regulator composed with analog circuits is proposed. The solar array regulator has three modes. The first is a maximum power point tracking mode for harvesting the maximum photovoltaic power generation. The second is a power limitation mode which is designed for optimizing the volume and weight of the solar array regulator by preventing the excessive power conversion. The last constant voltage mode is proposed to keep the Li-Ion battery is not over-charge. The small signal model of the solar array regulator which has the reversed input and output variables in comparison with conventional converter is established and the stability is analysed. Finally, the proposed design of the solar array regulator is verified by experiments.

Key Words : Satellite, LEO, SAR, MPPT, CV, Li-ion, Battery

1. 서론

지구궤도 인공위성은 고도 및 궤도에 따라 정지궤도 인공위성과 저궤도 인공위성으로 나뉘며, 특수 목적을 제외한 대부분의 인공위성은 태양전지 배열기를 이용하여 태양광 에너지를 전기 에너지로 변환하여 전력을 생산하고 배터리에 저장하여 식 구간에 위성의 운영을 위하여 사용한다. 태양광 에너지를 이용하는 인공위성은 DET(Direct Energy Transfer) 방식이나 PPT(Peak Power Tracking) 방식을 이용하여 태양광 에너지를 변환한다 [1]. 인공위성이 궤도에 진입시 제약 조건이 있는 정지궤도의 경우, 목표 궤도에서의 전력량이 충분하여 DET 방식이 많이 사용되고, 식구간이 많이 존재하여 일사량 및 온도 변화가 커서 태양전지 배열기로부터 생성되는 전력량이 크게 변화하는 저궤도 인공위성의 경우, 낮 구간에 가능한 빠른 시간에 배터리를 충전하기 위하여 PPT 방식이 주로 사용한다 [2].

PPT 방식을 사용하는 시스템은 버스 전압의 형태에 따라 조절식 전압을 제공하는 방식과 비조절식 전압을 제공하는 방식으로 세분화 된다. 조절식 전압을 제공하는 경우에는 배터리가 충/방전기를 통하여 버스에 연결되며, 비조절식 전압을 제공하는 경우는 배터리가 버스에 직접 연결되어 태양전력 조절기가 전력 변환과 동시에 배터리의 충전을 제어한다. 후자의 경우 버스 전압

이 배터리 전압이 되므로 위성 전장품에 비조절식 전압을 제공하는 단점이 있지만, 대부분의 위성 전장품들은 1차 전원(버스 전압)을 변환하여 사용하거나 충분한 입력 전압 범위를 가지므로 문제되지 않으며, 별도의 배터리 충전전 컨버터가 필요치 않으므로 전자보다 추가적인 전력변환 장치가 필요치 않아 전력 시스템 구성이 단순해진다. 하지만 비조절식 버스에서는 태양전력 조절기가 태양전지 배열기로부터 전력 생성과 함께 배터리의 충전 제어를 수행하여야 하므로 운영모드의 선택 동작이 필요하다.

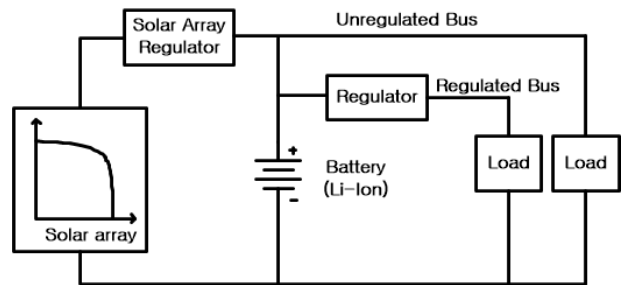


그림 1 비조절형 버스 시스템 구성
Fig. 1 Unregulated bus system configuration

본 논문에서는 그림 1과 같은 저궤도 인공위성을 위한 비조절식 태양전력 조절기의 설계에 관한 것으로 다음의 세 가지 동작 모드를 제시하고 이에 대한 동작 원리와 해석 그리고 실험 결과를 보여준다.

첫 번째는 태양광 발전 효율을 극대화하기 위한 최대 전력점 추적 기법에 관한 것이다. 타 전장품에 대한 의존도를 낮추고 자체의 신뢰성을 높이기 위하여 아날로그 회로로 구성된 최대 전력

† Corresponding Author : Satellite Electrics Dept. Korean Aerospace Research Institute, Korea
E-mail : hspark74@kari.re.kr
* Dept. of Electrical Engineering, Chungnam National University, Korea
Received : August 28, 2015; Accepted : September 25, 2015

점 추적 기법을 제안한다.

두 번째로는 빈번한 낮과 식의 반복에 의한 극심한 온도변화로 태양전지 배열기의 전력생성량이 급변하며, 이로 인한 과도한 태양전력 조절기의 변환 용량 확보를 지양하기 위한 최적화 방안을 제안한다.

세 번째로는 배터리의 충전제어에 관한 것이다. 최근에는 인공 위성에도 충전 특성이 좋은 리튬이온 배터리를 사용한다. 기존에는 PPT 회로와 별도의 정전압 제어 회로를 이용하여 배터리가 과충전 되지 않도록 구현하였지만 본 논문에서는 제안한 최대 전력점 추적 회로를 이용하여 간단하게 과충전을 방지하는 방법을 제안한다.

2. 태양전력 조절기 구성 및 기능

태양전력 조절기는 그림 2와 같이 전력 변환 스위치를 포함한 power stage, 최대 전력점 추적을 위한 최대 전력점 추적기와 제어부, 배터리 충전 제어를 위한 버스 전압 비교기, 과도한 전력 변환을 제한하기 위한 전압, 전류 비교기로 구성된다.

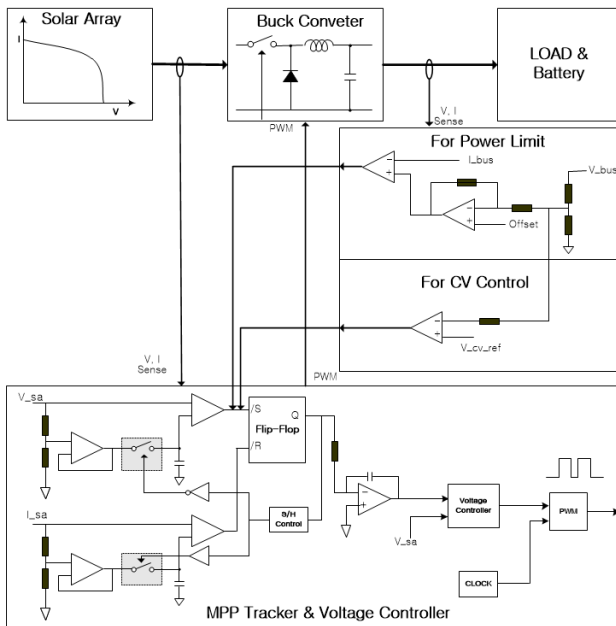


그림 2 태양전력 조절기 구성

Fig. 2 Solar Array Regulator configuration

2.1 Power Stage

최근의 인공위성은 다양한 임무 요구조건에 의하여 점차 많은 전력을 요구하는 탑재체를 갖는다. 이에 따라 기존 버스 전압을 유지할 경우 증가된 전류에 의한 전력 손실과 하니스의 증가로 인한 무게 증가가 발생한다. 이러한 단점은 태양전지 배열기의 출력 전압을 높이고 강압형 컨버터를 사용함으로써 보완될 수 있

다. 본 연구에서는 대표적인 강압형 컨버터인 벅 컨버터를 이용하여 태양전력 조절기를 구성하였다. 표 1은 본 연구에 사용되는 컨버터의 사양을 보여준다.

태양전력 조절기의 버스 전압 증가는 태양전지의 직렬 개수의 증가와 출력인 배터리 셀 개수 증가가 필수적이며 이는 컨버터의 입출력 가변 범위가 넓어짐을 나타낸다. 이러한 넓은 입출력 가변범위에서 태양전력 조절기가 안정적으로 동작함을 해석과 실험으로 3절과 4절에서 검증하였다.

표 1 Power Stage 설계 사양

Table 1 Specification of Power Stage

	Specification
Topology	Buck Converter
Power	< 450[W]
Input Voltage	42[V] ~ 90[V]
Input Current	< 7[A]
Output Voltage	35.1[V] ~ 52.65[V]
Output Current	< 11[A]
Power Efficiency	> 93%

2.2 최대 전력점 추적기

비선형적인 전력 특성을 갖는 태양전지 배열기로부터 최대 전력을 생산하기 위하여 최대 전력점 추적 기법은 반드시 필요하며, 이를 위하여 많은 연구가 이루어지고 있다. 문헌에 의하면 수십 가지 방법론이 발표되었을 정도로 여러 가지 방법이 존재한다. 최근의 연구 동향은 프로세서를 이용한 방법이 주를 이룬다 [3, 4]. 하지만 인공위성에서 사용가능한 프로세서는 다양하지 않으며 높은 단가로 인하여 주로 탑재컴퓨터에서 처리한 후 듀티 명령을 전송받는 형태를 갖으며, 이는 전력변환 장치의 독립적인 동작에 제한 요소가 되어 시스템에서의 신뢰성이 떨어진다. 이러한 이유로 인공위성에서는 아날로그 회로로 구성된 방식이 많이 사용된다. 본 연구에서도 타 전장 박스의 영향 없이 독립적이며 안정적으로 전력을 생산할 수 있도록 아날로그 회로로 구성하였다. 최대전력점 추적기의 최대전력점 추종 성능에 대한 요구 조건은 표 2와 같다.

표 2 최대전력점 추적기 설계 사양

Table 2 Specification of maximum power tracker

	Specification
Voltage Ripple	< 8%
Current Ripple	< 8%
Power Ripple	< 1%

대표적인 최대 전력점 추적 기법인 P&O와 Incremental conductance 등은 태양전지 배열기의 전력을 계산하여 비교하는 방식을 사용하므로 아날로그 회로만으로 구현하기에 어려움이 있

지만, 제안된 최대 전력점 추적 기법은 전력 계산 없이 구현이 가능하다.

제안된 최대 전력점 추적기의 원리는 다음과 같다. 태양전지 배열기의 Voltage-Power(V-P) 곡선에는 동일 전력을 생산하는 두 동작점이 존재한다($P_1=P_2$). 이 두 동작 전압의 관계에 일정비 (K)의 관계를 만들면, 전류에서도 일정비의 관계가 성립한다. 즉, 두 동작점을 $P_1=I_1 \times V_1$, $P_2=I_2 \times V_2$ 라 표현할 때, $V_1=K \times V_2$ 라면 $I_2=K \times I_1$ 이 된다. K 값이 1에 가까워지면 두 동작점이 하나의 동작 점으로 수렴되며, 이는 $P_1=P_2=P_{peak}$ 가 성립되어 동작점이 최대 전력점에 있음을 나타낸다.

제안된 최대 전력점 추적기의 하드웨어 구성은 홀딩 된 전압 과 현재 전압을 비교하는 전압 비교기, 홀딩 된 전류와 현재 전류를 비교하는 전류 비교기, 각 비교기 출력을 이용하여 레퍼런스 신호를 생성하고 샘플링 및 홀딩을 위한 신호를 제공하는 플립플롭, 이산화된 플립플롭 출력을 선형화시키는 적분기로 구성 된다. 최대 전력점 추적 제어기는 적분기의 출력과 태양전지 배열기의 출력 전압을 이용하며, PWM 신호를 벅 컨버터에 제공하여 스위치의 듀티를 제어하게 된다.

제안된 최대 전력점 추적기의 동작을 모드별로 구분하여 그림 3과 같이 나타내었다. 각 모드의 상태 및 이에 대한 태양전지 배열기의 동작을 표 3에 정리하였다.

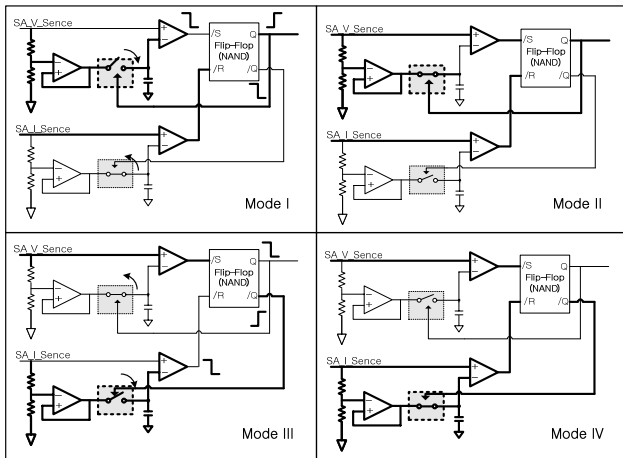


그림 3 최대전력점 추적기 동작 모드
Fig. 3 Operation Mode of the MPPT

모드 1은 태양전지 배열기의 전압이 감소하여 홀딩 된 이전 전압의 K 배수 전압보다 작아짐에 따라 플립플롭의 출력이 천이 되는 과정이다. 이에 따라 샘플링 중인 K 배수 전류가 홀딩 되고 동시에 전압의 K 배수로 샘플링을 시작한다. 플립플롭의 천이 결과는 최종적으로 태양전지 배열기의 전압을 높이는 레퍼런스로 사용된다.

모드 2는 모드 1의 진행과정으로 태양전지 배열기의 전압은 증가하고 전류는 감소하게 된다.

모드 3은 태양전지 배열기의 전류가 감소하여 홀딩 된 이전 K 배수 전류보다 작아짐에 따라 플립플롭의 출력이 천이되는 과

표 3 최대전력점 추적기의 모드별 동작 설명

Table 3 Description of Operation Mode of MPPT

	Mode I (Transition)	Mode II	Mode III (Transition)	Mode IV
Voltage Comp.	$V_{sa} < V_{hold}$	$V_{sa} > V_{hold}$	$V_{sa} > V_{hold}$	$V_{sa} > V_{hold}$
Current Comp.	$I_{sa} > I_{hold}$	$I_{sa} > I_{hold}$	$I_{sa} < I_{hold}$	$I_{sa} > I_{hold}$
F/F Q	L -> H	H	H -> L	L
F/F Q\	H -> L	L	L -> H	H
Sampling	$K * V_{sa}$	->	$K * I_{sa}$	->
Holding	$I_{hold} = K * I_{sa}$	->	$V_{hold} = K * V_{sa}$	->
Switch Duty	감소	감소	증가	증가
V_{sa}	증가	증가	감소	감소
I_{sa}	감소	감소	증가	증가

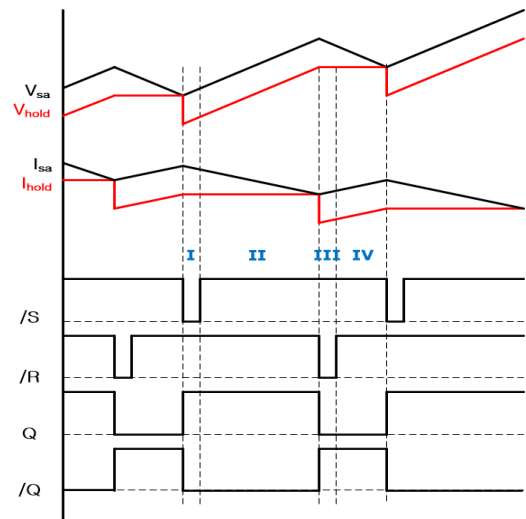


그림 4 전류원 영역에서의 MPPT 동작
Fig. 4 MPPT Behavior in Current Source Area

정이다. 이에 따라 샘플링 중인 K 배수 전압은 홀딩 되며, 전류의 K 배수로 샘플링을 시작한다. 플립플롭의 천이 결과는 최종적으로 태양전지 배열기의 전압을 낮추는 레퍼런스로 사용된다.

모드 4는 모드 3의 진행과정으로 태양전지 배열기의 전압은 감소하고 전류는 증가하게 된다.

전류원 영역에서의 동작을 그림 4에 도식화 하였으며, 전압원 영역에서의 동작을 그림 5에 도식하였다.

2.3 전력 제한 모드

저궤도 인공위성에서 열 제어를 할 수 없는 태양전지 배열기

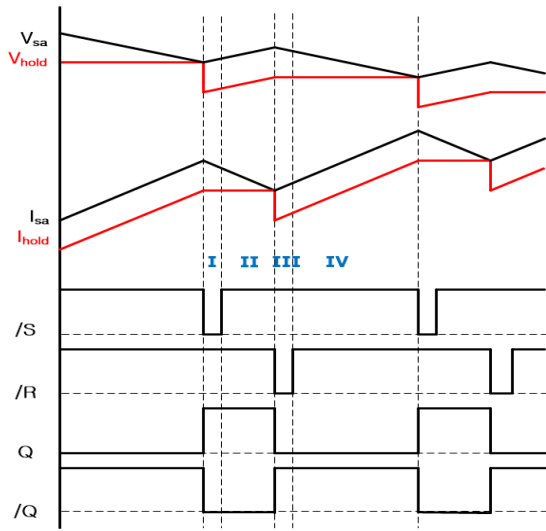


그림 5 전압원 영역에서의 MPPT 동작
Fig. 5 MPPT Behavior in Voltage Source Area

는 우주 환경에 그대로 노출되어 온도의 편차가 매우 크다. 이에 따라 생성되는 전력량은 큰 차이를 보인다. 그림 6은 현재 운영 중인 저궤도 인공위성의 두 궤도에서 태양전지 배열기 온도 프로파일(Blue Line)과 생산 가능 전력(Green Line)을 보여준다. 식 탈출 시점에 온도는 최소가 되어 전기를 생산할 수 있는 용량은 태양전력 조절기의 변환 용량에 비하여 약 22%가량 높다. 하지만 이 구간은 전력을 생산할 수 있는 낮 구간 중에서 비교적 짧은 구간이다. 최대 생성량을 고려하여 태양전력 조절기를 설계할 경우 스위칭 소자의 방열면적 증가 및 인덕터, 커패시터의 용량 증가로 부피 및 무게의 증가가 발생한다. 전장품의 무게 및 부피에 따라 개발비 상승이 급격히 발생하는 인공위성 사업에서 이러한 사항은 바람직하지 못하다. 태양력 조절기의 변환 용량을 증가시키지 않기 위하여 기존에는 DET 기법을 적용하였다. 즉, 태양전지 배열기의 온도를 설정하여 태양전력 조절기의 용량을 초과하는 전력이 생산될 온도조건에서는 MPPT 동작을 수행하지 않고, 강압형 컨버터의 듀티를 1로 설정함으로써 태양전지 배열기의 동작점을 버스전압과 동일하게 하여 생성전력을 감소시켰다. DET방식은 구현이 간단하지만 태양전력 조절기의 변환 용량에 훨씬 못 미치는 전력을 생산함으로써 전력 생산 측면에서 손실이 크다[5].

이러한 기존 방식을 개선하여 태양전력 조절기의 정격 용량 범위에서 최대의 전력을 생산하기 위하여 전력 제한 기법을 제안하였다. 제안한 방식은 태양전력조절기의 출력 전압과 출력 전류를 이용한다. 출력 전력 계산을 위한 곱셈기의 구현 대신, 출력 전압을 기준과 감산하여 출력 전압이 높아질 때 전류와 비교되는 레퍼런스를 낮게 함으로써 일정 전력 이상일 때 신호를 발생하도록 하였다. 이 신호는 최대 전력점 추적기의 전압 비교기 출력과 OR 연산하도록 하였다. 조건에 따라 발생된 전력 제한 신호는 최대 전력점 추적 때보다 먼저 발생되게 되며, 이는 듀티를 감소 시킴으로써 태양전지 배열기의 최대전력점 전압까지 낮아지지 않

도록 한다. 제안한 방식의 동작에 의한 태양전지 배열기의 동작점 이동 추이는 그림 7에 나타난다. 제안한 방식은 간단한 회로의 구성으로 신뢰성을 확보할 수 있으며 기존의 DET보다 월등한 전력생산을 보장한다.

식 탈출 시점에 26Ah 용량의 배터리가 최소 가용 범위 전압(42V)까지 방전되었다고 가정할 때, 기존의 DET로 동작시 54[Wh]의 전력이 생성되며, 제안된 전력 제한 기법을 적용시 90[Wh]가 생산되어 최대 65%의 전력을 더 생성함으로써 배터리의 충전 시간을 단축시킬 수 있다.

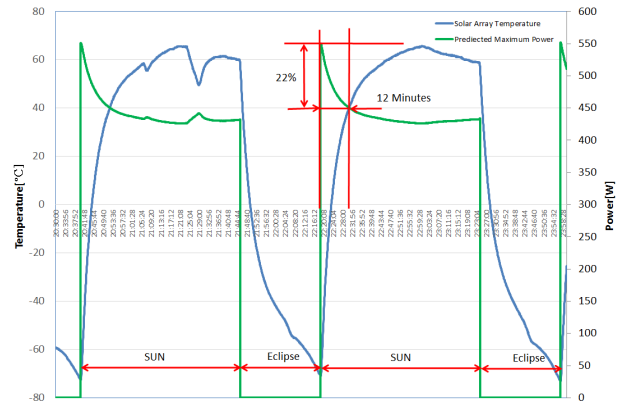


그림 6 저궤도 인공위성의 태양전지 배열기 온도와 예상 전력량
Fig. 6 SA Temperature and Predicted Power Profile of LEO Satellite

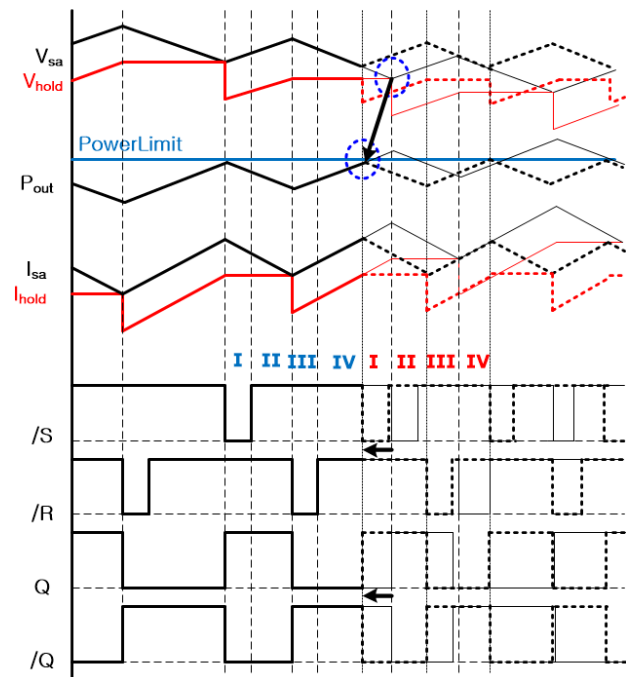


그림 7 전력 제한 모드에 의한 MPPT 동작
Fig. 7 MPPT Behavior by Power Limitation Mode

2.4 배터리 보호 모드

초기 인공위성은 니켈-카드뮴 계열의 슈퍼-니카드 배터리를 사용하였다[6]. 2000년도에 접어들며 상용에서 사용되는 리튬-이온 배터리가 인공위성용으로 검증이 이루어짐으로써 최근의 인공위성은 리튬-이온 배터리를 에너지 저장 장치로 사용한다[7]. 리튬-이온 배터리는 충방전 특성 및 자연 방전 특성이 좋을 뿐만 아니라 충전 제어에서도 많은 이점이 있다. 기존의 슈퍼-니카드 배터리는 충전량과 방전량을 적산하여 방전된 에너지만큼 충전하는 방식이 사용되었다[6]. 이는 전력량을 적산하여야 하므로 배터리 유지 관리를 위하여 프로세서의 개입이 일반적이다. 하지만 리튬-이온 배터리는 배터리의 전압만으로 에너지 저장량을 파악할 수 있으며, 배터리의 충전 보호 또한 단순히 배터리의 전압을 제어함으로써 가능하다. 이러한 이유로 비조절식 버스를 이용하는 인공위성에서는 배터리 만충전 전까지는 최대 전력점 추적기법을 이용하여 태양전지 배열기로부터 최대한 전력을 생산하여 배터리에 제공하고, 배터리가 만충전 전압에 도달하면 정전압 제어를 수행한다. 이를 위하여 기존에는 두 가지 제어 방식을 병렬로 구성하고 버스 전압 조건에 따라 제어기가 선택되는 방식을 사용하였다[8].

제한한 배터리 보호 기법은 앞서 제안한 최대전력점 추적기를 이용한다. 2.3항에 전력제한 회로가 최대 전력 추적기의 전압 비교기의 출력과 OR 되는 것과 마찬가지로 배터리가 만충전 되었을 때, 즉, 버스 전압이 배터리 만충전 전압에 도달하면 신호를 생성하여 OR 되도록 하였다. 배터리는 충전전류가 낮아지면 전압이 낮아진다. 즉, 신호에 의하여 입력 전력 생산이 적어지면 배터리 전압이 낮아지고, 최대 전력 추적기는 다시 전력을 최대한 생산하는 방향으로 태양전지 배열기 동작점을 이동시킨다. 이러한 동작점 이동 경로 중에 배터리는 다시 만충전 전압에 도달하게 된다. 이러한 동작의 반복에 의하여 배터리는 만충전 전압에서 유지되게 되며, 태양전지 배열기의 동작점은 전압원 영역으로 점차 이동하게 된다. 이는 정전압 제어가 배터리의 전압을 일정 전압으로 유지하는 것과 동일한 역할을 수행한다.

제한한 방식은 병렬의 독립적인 정전압 제어기 없이 간단한 출력 전압 비교기를 최대 전력점 추적기에 적용함으로써 버스의 정전압 제어를 가능케 한다. 또한, 제어기도 최대 전력점 추적기 제어기를 그대로 사용하므로 추가적인 회로 부담이 없으므로 정전압제어를 위한 해석이 필요치 않다. 단, 2.3절의 전력 제한 기법이나 본 절의 배터리 정전압 제어 기법이 태양전지 배열기의 전압원 영역을 사용하므로 태양전지 배열기의 개방 전압(Voc) 근처에서의 안정도 해석이 필요하며, 3절에서 안정성을 검증하였다.

3. 태양전력 조절기의 안정도 해석

일반적인 컨버터는 스위칭을 통하여 출력 전압을 일정하게 유지하지만 태양전력 조절기는 그림 1과 같이 배터리가 출력에 연결되어 출력단이 일정전압으로 유지되므로, 태양전지 배열기의 최대 전력점 추적 및 배터리의 충전 관리를 위하여 입력인 태양전지 배열기의 동작점을 제어해 주어야 한다[1, 2]. 본 장에서는 태양전력 조절기의 안정도 해석을 위하여 태양전지 배열기, 전력 변환을 위한 벡 컨버터와 전압 제어기에 대한 소신호 모델을 수립하고 시뮬레이션을 통하여 안정도 해석을 수행하였다. 본 연구에서는 전류연속모드만을 고려하였다. 이는 인공위성 시스템에서 태양전지 배열기를 이용한 전력원은 배터리 보다 우선하여 버스에 전력을 전달하며, 히터등과 같이 필수적으로 사용되는 부하에 의하여 태양전력 조절기가 전류연속모드에서 동작하기 때문이다.

3.1 태양전지 배열기의 소신호 모델

태양전지 배열기는 비선형적인 V-I 특성을 가지고 있으므로 소신호 해석을 위하여 선형화 할 필요가 있다. 이를 위하여 태양전지 배열기를 전압 제어 전류원으로 보고 식 (1)과 같이 taylor 급수를 이용하여 표현 하였다[9].

$$i_{sa} = f(v_{sa}) \approx f(V_{sa}) + \frac{df(v_{sa})}{dv_{sa}} \hat{v}_{sa} = I_{sa} + \frac{1}{r_{sa}} \hat{v}_{sa} \tag{1}$$

여기서 $r_{sa} (= \frac{dv_{sa}}{di_{sa}})$ 는 태양전지 배열기의 특정 동작점에서의 동적 저항으로 항상 음의 값을 갖으며, 크기는 동작점에 따라 변하게 된다.

3.2 컨버터의 소신호 모델

그림 8은 태양전력 조절기에 사용되는 벡 컨버터의 소신호 등가회로를 보여준다. 스위칭 소자들은 소신호 등가 PWM 스위치 모드로 대치하였다[10].

태양전력 조절기는 태양전지 배열기의 동작점을 이동시키므로, 태양전지 배열기의 출력 전압 제어만 고려하면 된다. 따라서 식 (2)와 같이 개루프 전달함수는 듀티에 대한 태양전지 배열기 출력 전압만을 고려한다.

태양전력 조절기는 입력과 출력이 기존 벡 컨버터와 반대로 되어 있으므로 벡 컨버터 토폴로지를 사용 하였음에도 동특성이

$$G_d(s) = \frac{\hat{v}_{sa}(s)}{\hat{d}(s)} = -(-r_{sa}) \frac{V_{SA}D + R_L I_L}{R_L + (-r_{sa})D^2} \frac{\left(\frac{I_L}{V_{SA}D + R_L I_L} Ls + 1 \right) (R_C C s + 1)}{\left\{ \frac{R_C + (-r_{sa})}{R_L + (-r_{sa})D^2} \right\} LCs^2 + \left\{ \left(R_C + \frac{R_L}{D^2} \right) (-r_{sa}) \right\} C + \frac{L}{R_L + (-r_{sa})D^2}} s + 1 \tag{2}$$

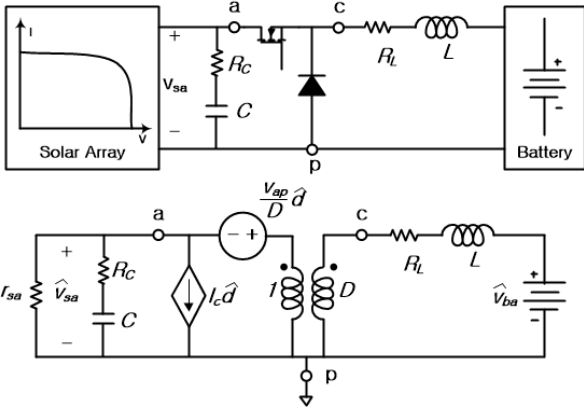


그림 8 태양전력 조절기의 간략화된 직류/소신호 모델
 Fig. 8 Simplified DC and small-signal model of SAR

부스트 컨버터와 유사하다. 하지만, 식 (2)에서 보여주듯이 영점이 직류 동작점에 의하여 결정되며, 인덕터의 전류 방향이 태양 전지 배열기에서 버스로 흐르므로 부스트 컨버터와 다르게 좌반면에 위치한다. 다른 하나의 영점은 커패시터의 ESR에 의하여 발생되므로 고정된다. 식 (2)의 분모에서 극점이 좌반면에 복소수의 쌍으로 나타남을 알 수 있다. 이는 개루프에서 안정적이므로 제어에 용이하다. 그림 8은 시뮬레이션을 통하여 Control-to-SA voltage의 전달 함수를 보드 선도로 나타내었다. 낮은 주파수에서의 상이 180도로 음의 직류 이득 특성을 보여준다. 이는 듀티가 증가할 때 태양전지 배열기의 전압은 낮아짐으로 설명된다. 높은 주파수에서는 두 개의 좌반면 영점과 좌반면 복소수 쌍의 극점에 의하여 다시 180도에 가깝게 된다.

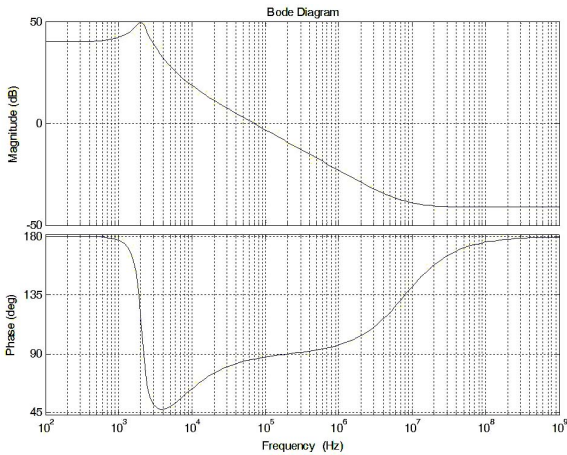


그림 9 Control-to-SA 전압 전달함수
 Fig. 9 Transfer function of control-to-SA voltage

3.3 전압 제어기와 폐루프 설계

그림 10과 그림 11은 각각 전압 제어기의 회로도도와 소신호 블

록도이다. 블록도의 $G_d(s)$ 는 3.2항에서 수립한 전달함수이며, $F_v(s)$ 는 보상기의 전달함수, F_m 은 PWM 이득을 나타낸다. 전압 제어기는 하나의 적분기와 두 개의 영점, 두 개의 극점을 갖도록 설계하였다. 적분기는 전압 제어기의 직류 이득을 높이기 위함이고 두 개의 영점은 위상 이득을 높이기 위함이다. 또한 두 개의 극점은 전압 제어기와 PWM 발생기에 의하여 발생하는 스위칭 노이즈를 차단하기 위하여 적용하였다.

보상기의 전달함수와 루프 이득은 식 (3)과 식 (4)와 같다.

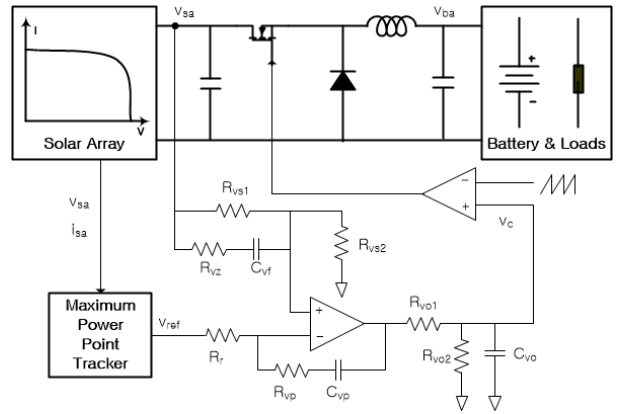


그림 10 전압제어기 회로도
 Fig. 10 Voltage controller circuit diagram

$$F_v(s) = - \left(\frac{R_{vs2}}{R_{vs1} + R_{vs2}} \right) \left(\frac{R_{vo2}}{R_{vo1} + R_{vo2}} \right) \times \left(\frac{1}{R_r C_{vp} s} \right) \left(\frac{1}{(R_{vo1} \parallel R_{vo2}) C_{vo} s + 1} \right) \times \left[\frac{\{(R_{vs1} + R_{vs2}) C_{vf} s + 1\} \{(R_r + R_{vp}) C_{vp} s + 1\}}{(R_{vs1} \parallel R_{vs2} + R_{vz}) C_v s + 1} \right] \quad (3)$$

$$T_v(s) = G_d(s) F_v(s) F_m \quad (4)$$

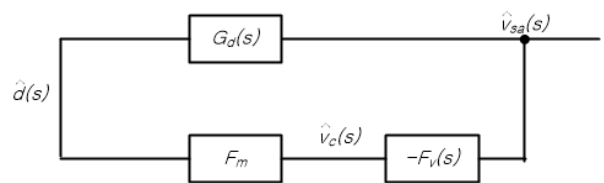


그림 11 소신호 블록도
 Fig. 11 Small-signal block Diagram

그림 12는 설계된 전압 제어기를 포함한 태양전력 조절기의 루프 이득에 대한 보드선도로써 충분한 위상 마진과 이득 마진을 확보하여 안정성이 보장됨을 확인할 수 있다.

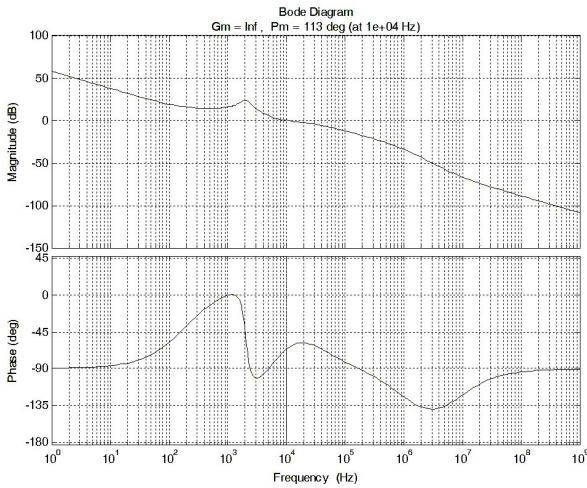


그림 12 제어를 포함한 루프 게인
Fig. 12 Loop Gain including controller

하여 태양전지 배열기의 동작점을 전압원 영역으로 이동시킴으로써 배터리 전압을 일정 전압으로 유지하여 배터리가 과충전 되지 않도록 한다.

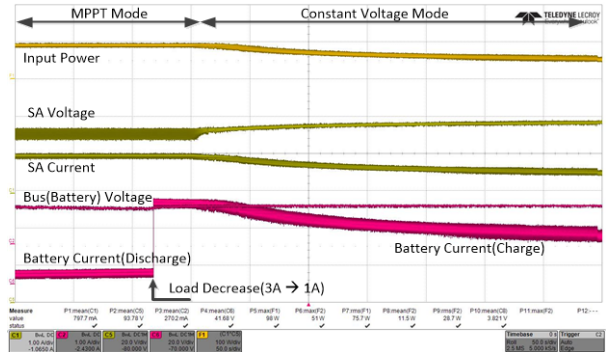


그림 14 MPPT 모드에서 정전압 모드 전환
Fig. 14 Transition from MPPT mode to CV mode

4. 실험 결과

태양전지 모사장비를 입력원으로 사용하였으며, 출력에는 Li-Ion 계열의 9Ah 배터리와 전자 부하를 연결하여 인공위성 부하를 모사하였다. 그림 13은 인공위성이 식 구간을 탈출하는 상황을 가정한 실험 결과이다. 실제 환경에서는 온도의 변화와 일사량의 증가가 연속적으로 이루어지지만 실험 장비에서는 연속적으로 변하는 태양전지 배열기 특성을 모사할 수 없으므로 동일 전압특성에 전류가 병렬 접속되어 태양전력 조절기의 정격 이상의 전력이 인가되도록 설정하였다. 초기에는 MPPT 모드로 동작한 후, 초과 전력이 공급될 때 제안한 전력제한 모드가 동작하여 태양전지 배열기의 동작점을 전압원 영역으로 이동시켜 설정된 전력(400W)까지만 전력이 변환됨을 확인할 수 있다. 그림 14는 배터리의 정전압 제어를 검증하는 실험 결과이다. 배터리의 만충전 근처에서 MPPT 모드로 동작하는 중에 부하 전력을 감소시켰다. 줄어든 부하 전력 때문에 배터리의 충전량이 증가함으로써 배터리 전압은 증가하게 되지만 제안한 정전압 제어 모드가 동작

5. 결 론

본 논문에서는 저궤도 인공위성을 위한 450W급 태양전력 조절기의 새로운 운영방법과 최적화를 위한 방법을 제시하였다. 또한, 버스에 배터리가 연결됨으로써 기존의 벅 컨버터와 다른 해석의 필요성을 확인하고, 이를 반영한 모델을 확립하였다. 극심한 온도변화에 따른 태양전지 배열기의 특성 변화를 고려하여 안정성을 확인하고 실험을 통하여 제안한 태양전력 조절기의 동작을 검증하였다.

References

- [1] Olivier Mourra, Arturo Fernandez and Ferdinando Tonicello, "Buck Boost Regulator for Spacecraft Solar Array Power Conversion," APEC, pp. 1313-1319, 2010.
- [2] Seong J. Kim and Bo H. Cho, "Analysis of Spacecraft Battery Charger Systems," IEEE Energy Conversion Engineering Conf., pp. 365-372, 1900.
- [3] Bidyadhar Subudhi and Raseswari Pradhan, "A Comparative Study on Maximum Power Point Tracking Techniques for Photovoltaic Power Systems," IEEE Transactions on Sustainable Energy, pp. 89-98, Jan. 2013.
- [4] Trishan Eswam and Patrick L. Champman, "Comparison of Photovoltaic Array Maximum Power Point Tracking Techniques," IEEE Transactions on Energy Conversion, vol. 22, no. 2, pp. 439-449, June. 2007.
- [5] Heesung Park and Hanju Cha, "The Design of a Solar Array Regulator with Power Limitation Function," 2014 IEEE International Conference on Industrial Technology,

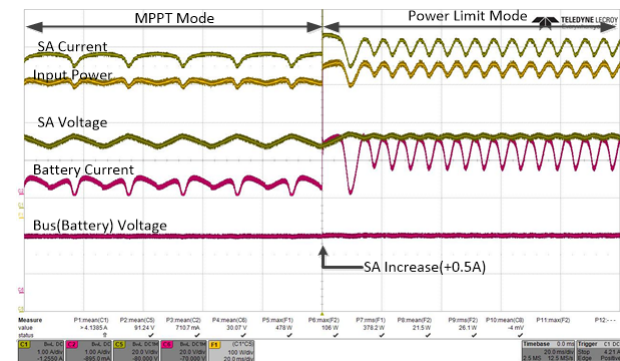


그림 13 MPPT 모드에서 전력제한 모드 전환
Fig. 13 Transition from MPPT mode to power limit mode

pp.766-770, 2014

- [6] Carole A. Hill, "Satellite Battery Technology-A Tutorial and Overview," IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol 26, pp. 38-43, 2011
- [7] Jean-Pierre Semerie, "Lithium-Ion Battery for GEO Satellites. Qualification Test Results of The Stentor Battery," IECEC, pp. 621-628, 2000
- [8] Liang-Rui Chen, "A Design of an Optimal Battery Pulse Charge System by Frequency-Varied Technique," IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 54, pp. 398-405, 2007
- [9] Seong Joong Kim, "Modeling and Analysis of Spacecraft battery Charger Systems," VPEC, April, 1991
- [10] Vatche Vorperian, "Simplified Analysis of PWM Converters Using Model of PWM Switch Part I: Continuous Conduction Mode," IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, vol. 26, no. 3, pp. 490-496, 1990

저 자 소 개



박희성 (Heesung Park)

1997년 충남대 전기공학과 졸업. 1999년 충남대 전기공학과 졸업(석사). 2003년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원



차한주 (Hanju Cha)

1988년 서울대 전기공학과 졸업. 1990년 포항공대 졸업(석사). 2004년 미국 Texas A&M University, College Station(공박). 1990년~2001년 LG산전 연구소 책임연구원. 2005년~현재 충남대 전기공학과 교수.