

과학위성 1호 전력계 설계

김일송^[1], 이준영, 윤명중^[2]

인공위성연구센터^[1], 한국과학기술원 전기및전자공학과^[2]

Power system Design of KITSAT-4 Satellite

Kim il song, Lee jun young, Youn myung joong
Satellite Research Center , KAIST

ABSTRACT

본 논문에서는 과학위성 1호의 전력계 설계에 대해서 서술한다. 과학위성 1호의 전력계는 크게 Power stage와 Control stage로 나누어지는데, Power stage는 200[Watt] Buck으로 구성되어 있으며, Control stage는 Hardware제어기인 최대전력 추적기와 배터리 전압제어기, Software control을 위한 배터리 전류제어기와 직접 듀티제어기로 이루어져, 각 동작모드에 따라서 적절한 제어를 선택할 수 있게 되어 있다. 따라서 신뢰성 있는 제어와 정밀제어를 선택적으로 정할 수 있기 때문에 위성의 운용면에서 용이성을 제공해 준다.

1. 서 론

인공위성 전력계는 태양전지, 배터리, 태양전력조절기(SPR : Solar Power Regulator)로 이루어져 있다. 태양전지는 위성의 주 에너지원으로서 작용하며, 특유의 비 선형적인 특성 카브를 가지고 있다. 태양전지의 동작점은 태양전지의 온도, 태양의 입사각, 그리고 부하특성에 의해서 결정된다. 배터리는 식(Eclipse)기간 동안에 부하에 전력을 공급하거나, 태양빛이 비추는 기간에 부하 전력이 태양전지의 전력을 초과하였을 때 부족분을 보충해 주기 위해서 전력을 공급한다. 태양전지의 전력을 조절하기 위한 방법으로는 직접 에너지 전달방식(DET : Direct Energy Transfer)과 최대전력전달방식(PPT : Peak Power Tracking)으로 나뉘어진다. DET방식은 여분의 전력을 단락(Shunt)시켜 열로서 소모시키는 방법으로서 효율은 낮지만, 간단하면서도 신뢰성이 높기 때문에 정지궤도위성에서 많이 사용되며, PPT 방식은 직렬 강압기(Step-Down Buck Converter)를 사용하여 효율은 높지만 대전력을 사용하지 않는 과학위성과 같은 소형 저궤도

위성에 많이 사용한다. 수십 년 동안 태양전지에서 최대전력을 이용하기 위해서 많은 방법들이 제시되고 사용되어 왔다. 가장 대표적인 방법들이 태양전지의 개방전압을 측정하거나, Impedance를 측정함으로써 최대 전력점을 알아내는 추적(Tracking)방법들이 많이 사용되어왔다. 그러나 이 방법들은 복잡한 Hardware와 Processor에 의한 제어를 필요로 하기 때문에, 과학위성과 같은 소규모 위성에는 그다지 적합하다고 할 수 없다. 태양전지의 특성은 대부분 태양전지판의 온도에 의해서 결정된다. 따라서 태양전지판의 특성감쇄(Degradation)를 고려하지 않는다면, 태양전지판의 온도를 측정하여 이 온도에서의 기준전압을 태양전지의 최대 출력점에 맞게 설정하면, 태양전지로부터 최대전력을 사용할 수 있게 된다. 이 방법은 추적방법에 비하여 효율은 낮지만, 간단하고 신뢰성이 있으며, 특히 추적형이 갖는 Divergence 문제를 갖지 않아서 전력전달이 되지 않는 단점을 가지고 있지 않다.

2. PPT 방식의 기본 동작

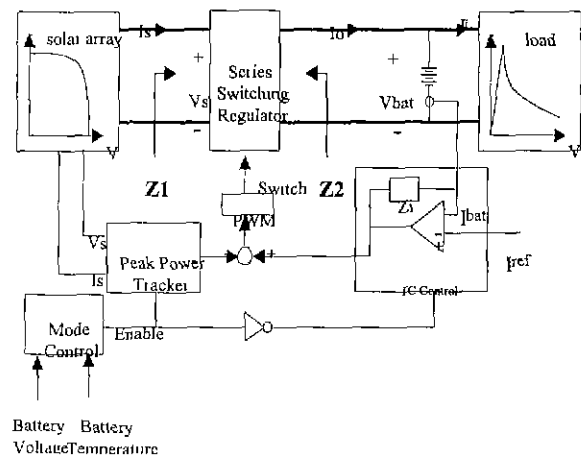


그림 1. 기본적인 PPT 시스템의 구성

그림 1은 태양전지, 배터리, 직렬 강압기, Load converter 그리고 제어회로를 포함한 기본적인 PPT 시스템을 보여주고 있다. 이 시스템은 기본적으로 두 개의 Mode, 즉 PPT와 TC(Trickle Charge)에서 동작한다. 위성이 식(Eclipse)에서 나왔을 때, 배터리의 전압은 낮고, 태양전지판의 온도는 가장 냉각이 심하게 되어 있으며, 사용할 수 있는 전력은 최대가 된다. 따라서 이 시점부터는 Load에서 소모되고 남은 사용가능한 전류를 배터리에 모두 충전시키는 PPT Mode로 동작한다. 배터리에 충전이 점차 진행되면서, 배터리 충전방식에 따라서(예를 들면 V/T - compensation이나 C/D(Charge/Discharge) ratio) 배터리가 만충전(full charge)되었다고 생각되는 시점부터 배터리의 충전전류를 조절하는 TC(Trickle charge) mode로 전환이 이루어지게 된다.

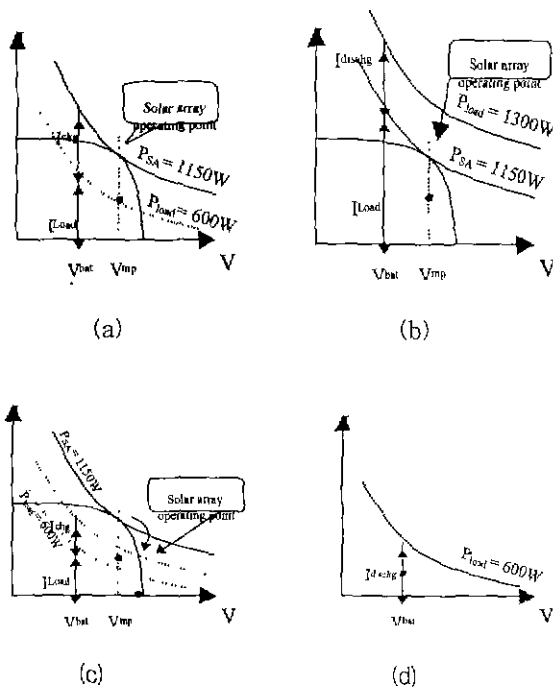


그림 2. PPT 시스템의 4가지 동작모드
 (a) Sunlight discharge mode (b) Full charge mode
 (c) Trickle charge mode (d) Eclipse discharge mode

그림 2에서는 PPT 시스템에서의 4개의 동작모드에 대해서 설명하고 있다. 태양전지의 전력이 Load보다 큰 경우에는 Load에 공급되고 남은 전력은 모두 배터리를 충전하는데 사용된다(그림 2.b). 만약 태양전지가 Load에 전력을 공급하여 줄 수 없다면, 그 부족분은 배터리에서 공급되어 진다(그림 2.a). 배터리가 만충전 되었을때는, PPT 제어기는 disable되고 배터리의 만충전상태를 유지하게 위한

배터리 전류제어기가 동작하게 된다(그림 2.c). 최대 전력점은 separatrix의 우측에 위치하기 때문에, 태양전지의 동작점은 개방전압(open circuit voltage)쪽으로 이동하게 된다. 따라서 TC mode에서는 태양전지의 전압이 PPT mode보다 상승하게 된다. Eclipse기간에는 배터리는 load에 전력을 공급하기 위해 방전하게 된다(그림 2.d).

3. 과학위성1호 전력계 구성

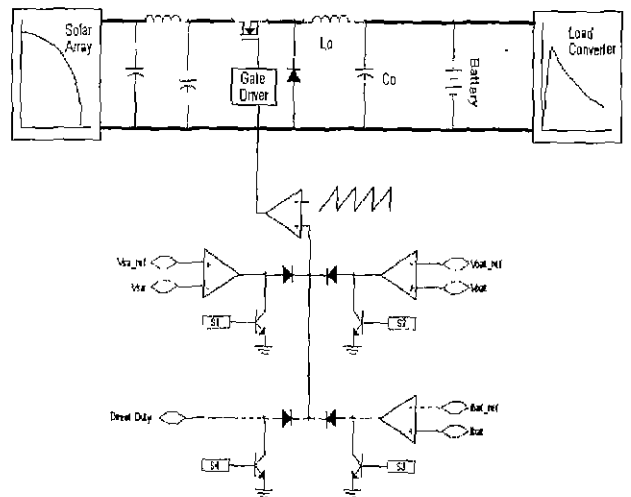


그림3. 과학위성 1호 전력계 구성

과학위성 1호 전력계 구성은 위의 그림과 같다. 에너지원으로 태양전지와 배터리가 입력과 출력을 구성하고 있으며, 직렬 강압기(Step-Down Buck Converter)가 전력변환 장치로 작용한다. 또한 여러개의 Load Converter가 부하로서 연결되어 있다. 제어부에는 4개의 제어기가 병렬(Parallel)하게 연결되어 있다. 이들은 각각 태양전지 전압제어기, 배터리 전압 제어기, 배터리 전류제어기, 직렬 듀티제어기들로 구성되어 있다. 이 네 개의 제어기가 항상 동시에 동작하는 것이 아니라, 제어 모드에 따라서 선택 조합적으로 운행하게 되어 있다. 제어모드의 설계 원칙은 발사직후(Launch Mode)나 위급상황(Contingency Mode)에서는 가장 단순하면서도 신뢰성이 높은 Hardware Control Mode로 동작하고 정상적인 운영모드에서는 탑재컴퓨터(OBC : On Board Computer)에 의해서 제어되는 Software Control Mode로 전환된다는 것이다. 또한 OBC에서의 Watch Dog 신호를 이용하여 탑재 컴퓨터의 이상 유무를 진단하여 이상발생시 자동적으로 Hardware Control로 전환되게 되어 있는 것도 큰 특징중의 하나이다. 아래에서는 각 제어기의 동작 원리에 대해서 설명한다.

3.1 HardWare Controller

Hardware Controller는 태양전지 전압제어기와 배터리 전압제어기로 구성되어 있으며, Launch mode나 Emergency Mode (sun acquisition mode, shut down mode)에서 자동적으로 동작하도록 되어 있다. 또한 탑재컴퓨터나 NC(Node Controller)의 이상시에도 자동적으로 동작하도록 되어 있으며 가장 기본적인 Default 제어기이다.

3.1.1 태양전지 전압제어기

태양전지 전압제어기는 태양전지의 동작점을 최대 출력점에 맞추어서 태양전지에서 가능한 최대의 출력을 뽑아내도록 하기 위해서 동작한다. 태양전지의 특성커브는 온도와 입사각에 의해서 결정된다.

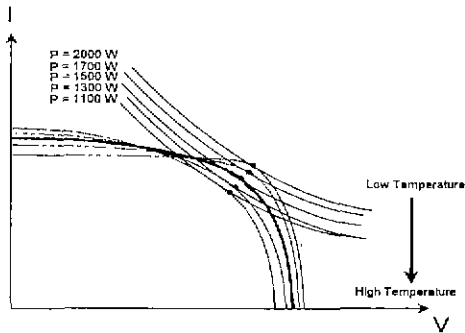


그림 4. 온도변화에 따른 태양전지 특성커브

즉 태양전지의 온도를 측정하여, 기준전압을 이 온도에서의 최대 전력 전압으로 설정하여, 실제 태양전지 전압이 기준전압을 따라가도록 하면 이론적인 최대전력을 태양전지에서 뽑아낼 수 있게 된다. 물론 이 방법은 태양전지의 감쇠로 인한 특성변화에는 정확히 대처할 수 없어 엄밀한 의미에서는 추적형(tracking)이라 하지 않고 설정형(Presetting)이라 말할 수 있다. 하지만, 회로가 극도로 간단하면서 단순한 passive 소자들만으로 이루어져 있기 때문에 신뢰성이 높고, 보다 정밀한 제어를 원할 경우에는 Software control을 이용하여 실제값들을 사용하여 추적형으로 동작시킬 수가 있다.

3.1.2 배터리 전압제어기

배터리 전압제어기는 배터리의 충전전압을 원하는 전압에 맞추도록 동작하는 제어기이다. 또한 온도에 따라 만충전 전압을 Hardware적으로 변화시키는 V/T(Voltage-Temperature) 제어를 행하고 있으며 V/T Curve에 대한 수학적 모델링은 다음과 같다. 최대 만충전전압(EOCV:End of Charge Voltage)은

$$V_{EOCV} = 28 + (T - 25^{\circ}\text{C}) * 0.05 \quad (1)$$

배터리의 degradation이나 셀의 short fail이 발생하였을때를 대비하여 몇 개의 다른 커브들을 줄 수 있지만, 이런 문제점들은 Software Control을 통해서 제어할 수 있다고 생각되어 태양전지 전압제어기와 배터리 전압제어기들은 Analog Hardware로만 구성되어 있으며, 외부 입력이나 상태와는 무관하게 태양빛이 입사되는 순간부터 자동적으로 동작하게 구성되어 있다. 하드웨어 제어기인 태양전지 전압제어기와 배터리 전압제어기가 동작하였을 때의 제어기의 동작원리는 다음과 같다.

먼저 동작을 보게 되면, Vbat_ref가 28V로 설정이 되어 있고 Vbat가 28V보다 작을때, 즉 Battery가 Full Charge가 되어있지 않을 때는 배터리 전압제어기는 Disable되게 된다. Controller는 태양전지 전압 제어기에서 동작하게 된다. 즉 Vsa_ref가 45V로 설정이 되어 있을때, 태양전지 전압 Vsa는 이 Reference를 따라가도록 제어되게 된다. 이 때의 control 전압 Vc는 Duty Cycle $D = V_{bat} / V_{sa}$ 를 만족시키는 값으로 결정된다. 이 예에서와 같이 배터리 전압이 25V이고 Vsa가 45V일때 $D = 25/45$ 를 만족시키는 값으로 결정되고, 이 값과 Ramp의 Valley Amplitude (1 ~ 3V)에 따라서 Vc가 결정되게 된다. 이때 Vc 값은 대략 1.5V 정도 된다. 이런 상태로 계속 제어가 이루어지다가, 배터리 전압이 기준전압에 이르게 되었을때, 즉 28V 이상이 되었을 때, 이 경우에는 배터리 전압제어기가 동작하게 된다(왜냐하면, $V_{bat} > V_{bat_ref}$). 두개의 제어기는 Diode -OR 로서 연결되어 있기 때문에 높은 쪽의 제어기가 제어전압 Vc를 결정하기 때문에, 배터리 제어기의 출력전압이 태양전지 전압 제어기의 출력전압 1.5V보다 높아지는 순간부터 Controller는 배터리 전압을 제어전압 28V에 맞추려고 제어를 하게 된다. 배터리 제어기가 제어를 담당하면서부터 태양전지 전압 Vsa는 Vsa_ref보다 높아지게 된다. 그 이유는 과학위성 1호에서 사용된 PWM IC의 Comparator 극성이 위의 그림과 같이 되어 있어(보통의 PWM IC는 이와는 극성이 반대로 설계되어 있음) 제어 전압 Vc가 높아지게 되면 Duty cycle D가 감소하게 되고, D가 감소하면 배터리 전압이 일정하다고 보았을때(상대적으로 보아 Battery 전압의 Dynamics가 태양전지 전압의 Dynamics보다 매우 느리기 때문에) 태양전지 전압 Vsa가 높아지게 된다. 따라서 배터리 전압제어기가 제어 Loop을 지배하게 되면서부터, 태양전지 전압은 높아져서(Vsa_ref에 비해서), 태양전지 전압제어기의 출력 전압은 0이 되게 된다. 여기에서 배터리 전류가 점점 감소하여 충전제어가 이루어지는 원리는 다음과 같다. 배터리의 등가회로는 다음과 같이 주어진다.

외부에서 측정되는 배터리 전압은 순수 충전된 전압과

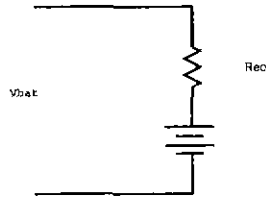


그림 5. 배터리의 전기적인 등가회로

등가 내부저항 Req와 충전전류와의 합으로 되어 있다.

$$V_{bat} = R_{eq} * I_{bat} + V_{charge} \quad (2)$$

$$I_{bat} = \frac{V_{bat} - V_{charge}}{R_{eq}} \quad (3)$$

여기에서 보는 것처럼 충전이 진행되면서 Vcharge는 증가 되게 되고 Vbat를 일정하게 제어한다면, 시간이 지남에 따라 배터리 충전전류는 감소하게 된다. 이와 같은 원리로 배터리 전압제어기로서 배터리의 충전전류를 제어하게 된다. 하지만 이 방식은 배터리 충전전류를 직접 제어하는 것이 아니라 배터리 전압을 가지고 전류를 제어하는 간접 방식이기 때문에 충전전류제어를 정밀하게 할 수는 없다.

3.2 SoftWare Controller

Software Controller는 정상운용모드에서 사용되는 제어기로서 OBC에서의 제어입력에 따라서 정밀제어가 이루어지며, 배터리 전류제어기와 직접듀티제어기로 구성되어 있다.

3.2.1 배터리 전류제어기

배터리 전류 제어기는 배터리 전압을 제어변수로 하여 배터리 전류를 제어하는 대신 직접 배터리 전류를 제어하는 구조로 이루어져 있다. 이 구조에서는 원하는 배터리 충전제어를 정밀하게 수행할 수 있으나, 하나의 큰 문제점을 가지고 있다.(아래 그림 참조)

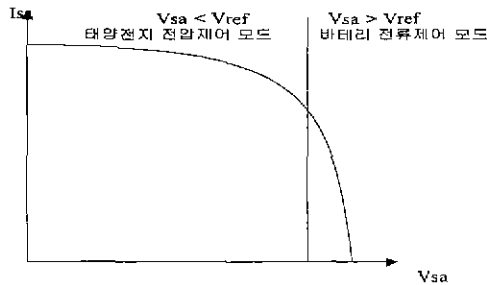


그림 6. 제어기 동작모드

이 그림에서 보는 것처럼 제어기가 배터리 전류 제어 모

드에서 동작할때의 범위는 매우 작다. 특히 Isa가 큰 경우 (> 10A) 일 경우는 별로 문제가 안되지만, 과학위성 1호와 같이 2A가 안되는 경우 매우 작은 제어 전압의 변동에도 태양전지 전압을 open circuit 까지 유도하여 배터리 전류를 0으로 만들어 버리는 경우가 생기기 때문에 제어기의 Gain값을 선정하는데 매우 심각한 고려를 하여야 한다. 만약 배터리 전압제어기일 경우, Dynamic range가 배터리 전압의 예상 변동량 20V ~28V이므로 상당히 넓다고 보아야 하지만, 전류제어일 경우 500mA ~ 1.5A 정도(3호 기준) 이므로 상대적으로 작아서 정확한 Gain이 설정이 없다면 시스템을 불안정하게 동작시키는 원인이 될 것이다.

따라서 과학위성 1호의 설계에서는 이 부분을 S/W로 제어하여 정확히 원하는 전류만큼을 제어하는 구조로 이루어져 있다.

3.2.2. 직접듀티제어기

Hardware 제어기와 Software 제어기 모두가 태양전지 전압제어기를 공통으로 가지고 있으며, 태양전지 전압제어기가 태양전지의 동작점을 결정하고 그 다음에 다른 제어기(배터리 전압/전류 제어기)가 동작하는 형태를 취하고 있다. 만약 태양전지 전압제어기가 동작점을 최대 전력점의 왼쪽에 위치시킬 경우, 다른 제어기들은 제대로 동작할 수 없다. 이 경우 태양전지 전압제어기와 다른 제어기들을 Disable 시킨 다음, Compensation 단자에 직접 제어 전압을 가하여 원하는 Duty를 만들어 주게 된다. 이때 제어 Loop 는 다음의 Algorithm에 의해서 동작하게 된다.

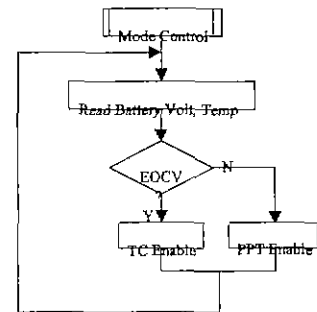


그림 7. 모드제어 Algorithm

직접 듀티제어기 또한 CPU watchdog을 사용하여 이상 유무를 판단하여, 이상발생시 자동적으로 hardware control로 전환하도록 되어 있다.

4. 결론

본 논문에서는 과학위성 1호의 전력제에 대해서

서술하였다. 전력계의 신뢰성과 정밀성을 만족시키기 위해서, 선택적으로 제어기를 설정할 수 있게함으로써 위성의 운용면에서 용이성을 제공해 준다.

이 논문은 과기부의 연구비 지원에 의하여 연구되었습

참 고 문 헌

- [1] 김일송, "저궤도위성 최대파워추적시스템 해석", 항공우주학회 추계학술대회, 1998, P.437
- [2] I.S.Kim, "The interrim report : Globalstar Power System", Hyundai electroincs, 1998
- [3] B.H.Cho, J.R.Lee, "Large signal stability analysis of spacecraft power system", IEEE PESC, 1987