

특 집

무궁화 위성 전력계 서브시스템 (Electrical Power Subsystem of KOREASAT)

정 규 범

(우석대 정보통신공학과 조교수)

1. 서 론

무궁화 위성 전력계는 10년간의 위성 임무기간 동안 궤도 환경에 관계없이 위성체의 각 서브시스템과 탑재체에 필요한 전력을 공급하여 주는 위성체 서브시스템이다.^[1-11]

그림 1은 무궁화 위성 전력계 서브시스템의 구성도이다.^[1-2] 그림 1에서 전력은 North와 South 두 개의 태양전지판을 사용하여 전력을 얻는다. 태양전지판은 실리콘(Si) 태양전지의 직렬 및 병렬 연결로 구성되어 필요한 전압과 전력을 얻을 수 있다. 태양전지판에서 얻어진 전력은 SADA/SADE(Solar Array Drive Assembly / Solar Array Drive Electronics)를 통하여 위성의 궤도변동에 따른 태양각의 변동을 보정해 준다. 이때, 태양전지판으로부터 생성된 전압은 위성의 궤도환경, 부하조

건과 제어 방식에 따라 변동하므로 버스전압은 부분 분류조절기(PSR)를 이용하여 항상 일정하게 조절해 준다. 에너지의 분배는 버스전압을 통하여 각 부하에 공급된다.

위성은 일식 때에도 정상적으로 동작되어야 하는 데 무궁화 위성에서는 이를 위하여 니켈-하이드로젠(Ni-H₂) 배터리를 사용한다. 배터리에 에너지를 충전하기 위하여 배터리 충전기를 사용하며 에너지의 방전을 위하여 방전 다이오드를 사용한다.^[11,21]

본고에서는 무궁화 위성 전력계 서브시스템의 특성을 분석하였다. 특히 전력계 서브시스템의 핵심 부품인 전압조절장치, 배터리 충전방전기 및 배터리 특성을 살펴보고 그 결과를 해석, 모델링 및 시뮬레이션을 하였다. 그 결과 무궁화 위성 전력계 서브시스템의 각 부분은 10년의 임무기간 중 worst 조건에서도 항상 정상적인 동작을 하며 안정된 동작을 하도록 설계되었음을 확인하였다.

2. 전압조절장치

태양전지판에서 생성된 전기 에너지의 전압과 전력은 태양전지의 직렬 및 병렬 연결로 설계가 가능하다.^[3-7] 무궁화 위성에서는 실리콘 태양전지를 사용하여(12 병렬, 97직렬) 전기 에너지를 얻는다.

태양전지판의 출력전압은 위성환경, 부하조건 및 제어 방식에 따라서 전압과 전력의 값이 크게 변화한다. 전압조절장치는 태양전지판의 출력전압인 버스전압을 궤도환경이나 부하조건에 관계없이 항상 일정한 전압으로 조절해주는 역할을 한다.

일반적으로 전압조절장치는 크게 PPT(Peak Power Tracking) 방식과^[3-5] 분류조절기(Shunt regulator) 방식으

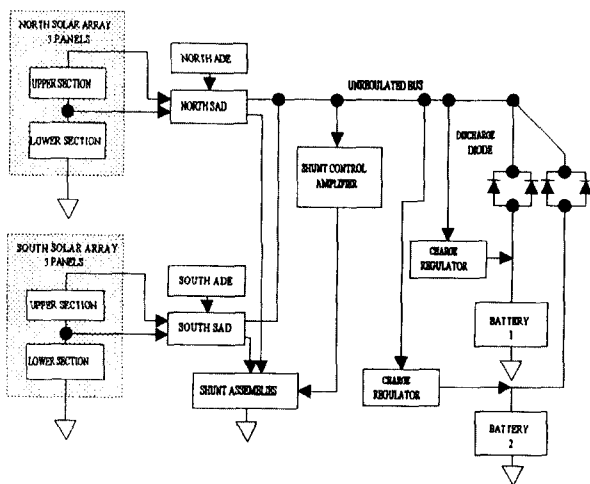


그림 1 무궁화 위성체 전력계 서브시스템

로^(1-2,9) 나뉘어진다. PPT 시스템은 태양전지에 입사되는 전력이 최대가 되도록 제어해 주는 방식으로써, 열 문제(thermal problem)를 일으키기 쉽고 큰 전력을 요하는 시스템과 위성의 궤도변화가 심하여 태양 에너지의 변동이 큰 저 궤도 위성 에 주로 사용된다.

분류조절기 방식은 태양전지에서 발생하는 전력 중 사용하고 남은 전력을 소모해 줌으로써 버스전압을 제어해 주는 방식이다.⁽⁴⁻⁶⁾ 따라서, 정지궤도와 같이 태양전지에 입사되는 태양 에너지의 변동이 적은 위성의 전압조절장치에 주로 사용된다. 분류조절기는 전 분류조절기, 부분 분류조절기와 스위칭 겸용의 분류조절기(SSSR : Sequential Switched Shunt Regulator)로 나뉘어진다.

무궁화 위성에서는 에너지의 소모가 전 분류조절기에 비하여 작고, SSSR 방식처럼 스위칭을 요하지 않는 부분 분류조절기를 사용한다.³²

2.1 회로동작

무궁화 위성의 부분 분류조절기 회로는 그림 2와 같다. 그림 2에서 태양전지 회로는 두 개의 태양 전지판(upper, lower solar array)을 한 개의 회로(circuit)로 했을 때, 태양 전지판 12개의 회로가 분리(isolation)용 다이오드를 거쳐 전력계 버스 전압과 연결된다. 부분 분류조절기의 전력회로는 두 개의 태양 전지판 사이에 연결되어서 아래쪽의 태양 전지판의 전류를 조절하여 출력전압인 버스전압을 35.4 VDC로 일정하게 제어하는 기능을 한다.^(1,2) 이때, 제어회로는 출력 전압을 측정한 후 제어 회로를 통하여 부분 분류조절기의 전력 회로 전류를 조절해 준다.

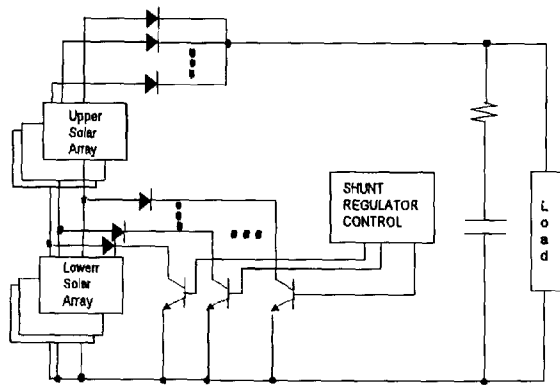


그림 2 부분 분류조절기의 회로 구성도

2.2 모델링

부분 분류조절기에 대한 전력회로와 제어회로는 그림 3과 같다. 그림 3에서 제어기의 전원은 별도의 전원 구성이 필요

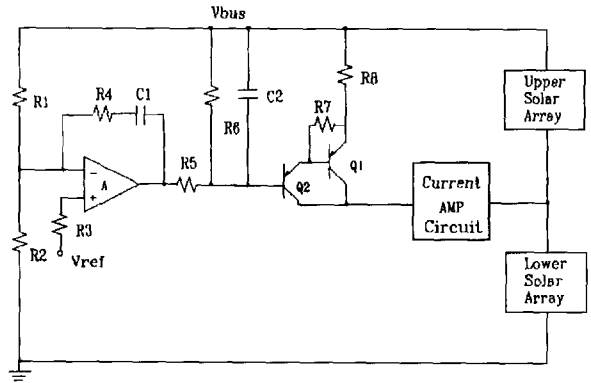


그림 3 부분 분류조절기 전력회로 및 제어회로

없이 부분 분류조절기의 출력전압을 사용한다. 따라서, 출력 전압의 제어는 선형 증폭기를 통하여 주 케환루프 외에 제어기 전원인 출력전압으로부터 추가되는 케환루프가 존재하여 주 케환루프와 커플링된다. 커플링되는 케환루프는 선형 증폭기의 필터인 R_6 와 C_2 의 병렬 연결부와 전류 증폭기(Q1)의 전원 연결부인 에미터 저항 R_8 를 통하여 추가된다.

커플링 특성을 포함한 부분 분류조절기의 모델링 특성은 그림 4와 같다. 그림 4에서 $G_c(s)$ 는 출력 전압이 선형 증폭기를 통하여 케환이 되는 전달함수로 $-v_{ob}/v_o$ 이다. 여기서, 음의 부호는 음의 케환으로 인해 추가되었다. v_{ob} 는 출력전압 v_o 가 선형 증폭기를 통하여 전달되는 Q2의 베이스 전압값이다. $G_b(s)$ 는 출력전압이 R_6 와 C_2 의 필터를 통하여 케환이 되는 전달함수로 $-v_{ob}/v_o$ 이다. 여기서, v_{ob} 는 출력전압이 필터를 통하여 전달되는 Q2의 베이스 전압값이다. 소신호 전류 i_c 는 출력전압과 Q2의 베이스 전압과의 차이에 의해 결정되므로 일의 값을 갖는 케환이 그림 4에 추가된다.

$G_w(s)$ 는 $v_b - v_o$ 에 대한 전류 i_c 의 증폭률을 나타낸다. $G_{is}(s)$ 는 부분 분류조절기 전력회로의 전류 증폭률 i_{SH}/i_c 에 대한 전달함수를 나타내며, $G_{sv}(s)$ 는 부분 분류조절기 전력회로의 전류에 대한 출력 전압의 비 v_o/i_{SH} 의 전달함수이다. 제어기의 모델링 결과는 표 1과 같다.

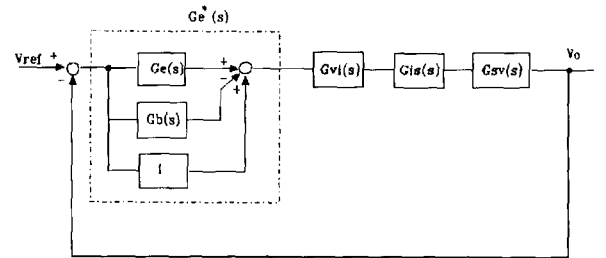


그림 4 부분 분류조절기 소신호 블록 선도

표 1 제어기의 모델링 결과

$G_a^*(s)$
$\frac{R_6}{R_5 + R_6} \frac{1}{1 + sC_2R_5 // R_6} (1 + \frac{1 + sC_1R_4}{sC_1R_1} \frac{1}{1 + s/p_G})$
$p_G = \frac{G}{(R_1 + R_2)R_4 / (R_1R_2)}$
G : 선형 증폭기 A의 Gain Bandwidth Product
$G_w(s)$
$G_w(s) = - \frac{1}{R_e + R_8}$
$R_e = V_T / I_C$
$G_z(s)$
$\frac{K_i}{1 + s/s_{P2}}$
K_i : 전류 증폭률, s_{P2} : 트랜지스터 Pole
$G_{ro}(s)$
$- Z_L // Z_C$
$Z_L(s) = \frac{(R_1 + sL_1)sL_2}{R_1 + s(L_1 + L_2)} + \frac{(R_{cf} + 1/sC_f)R_{Lac}}{(R_{cf} + 1/sC_f + R_{Lac})}$
$R_{Lac} = -V_o^2/P_L, Z_C = R_{cf} + 1/sC_f$
$LG(s) = G_c(s) G_i(s) G_{FET}(s) F_{CS}(s)$
Loop gain
$LG(s) = G_c(s) G_i(s) G_{FET}(s) F_{CS}(s)$

2.3 해석 및 시뮬레이션

소신호 모델링을 이용한 부분 분류조절기의 주파수 특성과 안정도를 살펴보기 위하여 Bode plot 해석을 수행한 결과는 그림 5와 같다. 해석 수행 시 태양 전지의 동작은 전압과 전류 특성 커브가 무궁화 위성 자료에 나타난 바와 같은 특성을 가지며, 매우 빠른 소신호 응답 속도를 갖는다고 가정하였다.¹³ 부하는 그림 5와 같은 필터회로에 일정한 전력의 부하를 갖는 경우에 대해서 해석하였다. 이때 태양전지의 임피던스는 저주파에서는 출력 임피던스보다 작고, 고주파에서는 버스 필터보다 작다고 가정하였다.¹⁴ 출력전압은 35.4 VDC, 출력 부하 전류는 1200W로 하여 해석하였다.

그림 6은 worst case에서 부분 분류조절기의 해석결과이

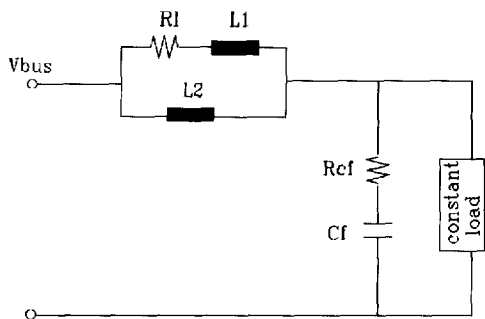


그림 5 필터 및 부하회로

다. 그림 6에서 소신호 대역 폭은 대략 900 Hz, 위상 Margin은 60° 정도이다. 즉, 부분 분류조절기는 소신호 모델링 해석결과 위상 Margin 60° 이상으로 안정되고 소신호 대역 폭 900 Hz 이상의 소신호 응답특성으로 동작함을 확인하였다.

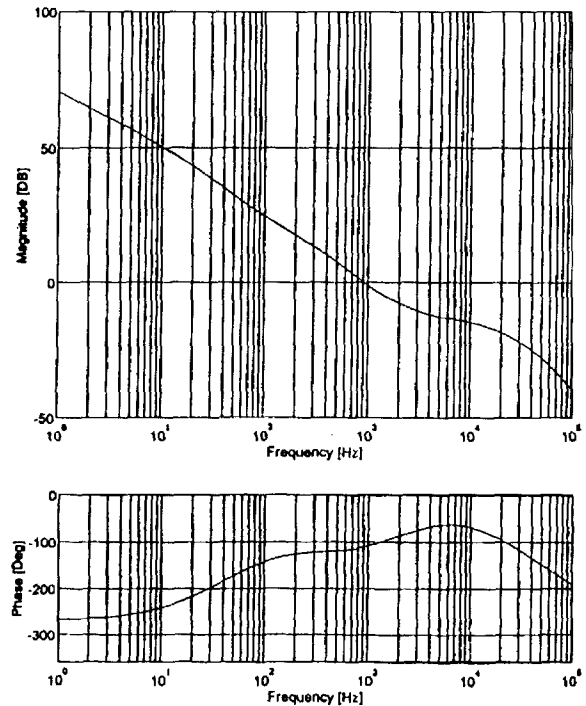


그림 6 Open loop gain의 bode plot 해석결과

3. 배터리

무궁화 위성에서 배터리는 니켈 하이드로젠(NiH₂) 배터리를 이용한다.¹¹⁻¹² 배터리의 구성은 11개의 배터리 셀이 내장된 네 개의 팩(pack)으로 구성되어 있다. 한 개의 배터리에는 두 개의 배터리 팩인 22개의 셀로 구성되며, 에너지의 저장은 두 개의 배터리를 이용하여 이루어진다.¹³

위성의 운용 중에 배터리의 상태는 원격측정 및 명령계를 통하여 지상국에 전달된다. 지상국에 전달되는 배터리 셀 데이터는 배터리 팩 당 두 개의 셀에 대한 온도와 전 셀에 대한 전압의 값이 있다.

배터리는 위성의 궤도환경에 따라 온도가 변화하며, 온도변동에 대한 충전과 방전 특성이 크게 달라지고, 전압, 효율, 충전용량, 수명 등의 특성도 바뀌게 된다. 따라서, 배터리 셀은 동작온도를 주어진 범위로 제어해 주어야 극한의 우주환경 상태에서도 최대의 전력을 저장할 수 있다.^{14,6} 그러므로, 인공

위성 배터리의 효율적인 이용을 위해서는 배터리의 온도제어를 필요로 한다. 무궁화 위성에서도 배터리를 효율적으로 이용하기 위하여 배터리의 온도제어를 열제어계에서 수행하고 있다.^[2]

배터리는 셀의 용량, 효율, 전압과 압력으로 특성이 표시되며, 온도, 충전전류, 충전상태(SOC : State Of Charge), 방전전류의 변동에 따라 그 특성이 변화한다. 배터리의 모델링 결과는 다음과 같다.

3.1 배터리의 용량 모델링

배터리 셀의 용량은 배터리 셀의 온도에 의해서 결정된다.^[4,6,7] 무궁화위성은 배터리의 온도가 0℃ 이하가 되지 않도록 제어해 주며, 일식기간 동안 셀의 최대 온도는 30℃ 미만 이 되도록 설계되어 있다.^[2] 따라서, 본고에서는 셀의 온도가 0℃에서 30℃ 까지 변동할 때 배터리의 용량을 모델링 하였다. 모델링 할 때 사용한 데이터는 배터리의 생산 로트(Lot)에 대하여 최소 용량을 갖는 셀의 평균 용량 데이터로서 정격 용량 42.5AH인 셀에 대한 것이다.

모델링 결과 배터리 셀의 용량은 그림 7과 같다. 그림 7에서 낮은 온도에서는 용량이 46AH로 정격용량 42.5AH 보다 8% 정도 큰 값이며, 높은 온도에서는 최소 32AH로 정격용량보다 20% 정도로 낮아진다. 배터리 온도가 13℃ 이상이면 배터리 셀의 용량은 정격용량보다 낮아진다.

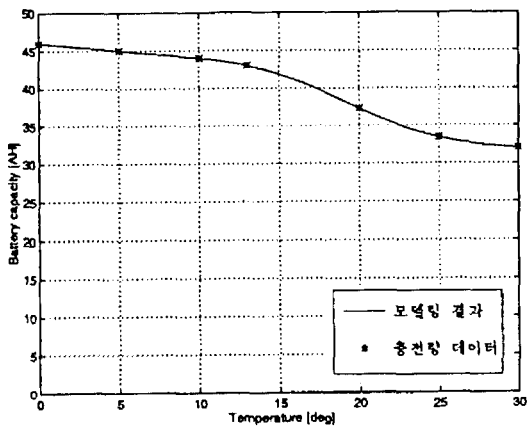


그림 7 온도에 대한 배터리 셀의 용량 모델링

3.2 배터리의 효율 모델링

배터리는 충전할 때에 전기 에너지가 화학 에너지로 저장되므로, 충전조건에 따라 효율이 달라진다.^[8] 즉, 배터리 셀은 온도, 충전 전류 및 충전상태의 변동에 따라서 충전효율이 달라지게 된다. 그런데, 배터리의 충전은 충전 모우드에 따라 최대 충전(C/10), 정상 충전(C/20), 저속 충전(C/60) 및

Trickle 충전 모우드(C/90)의 네 가지 충전 모우드가 있으며, 각 충전 모우드에서 충전전류는 일정하다. 따라서, 배터리 셀의 효율은 다음과 같이 각 충전 모우드에 대하여 모델링 하였다.

그림 8은 배터리가 최대 충전율(C/10)로 충전될 때 온도와 충전상태의 변동에 대한 셀 효율의 모델링 결과이다. 그림 8에서 보는 바와 같이 온도에 대한 효율은 낮은 온도에서는 높아서 10℃ 이하에서 충전상태가 0.8 이하인 경우 90% 이상의 높은 효율을 유지하며, 충전상태 0.9 이하에서도 80% 이상의 효율을 유지한다. 그러나, 30℃ 이상에서는 충전상태 0.8에서 효율이 60%이고, 충전상태 0.9에서는 40% 정도의 낮은 효율을 나타낸다. 따라서, 충전상태에 따른 효율은 SOC가 커짐에 따라 충전 효율이 급격히 떨어진다.

같은 방법으로 배터리가 C/20, C/60 혹은 C/90의 충전전류로 충전될 때의 특성을 얻을 수 있다.^[8]

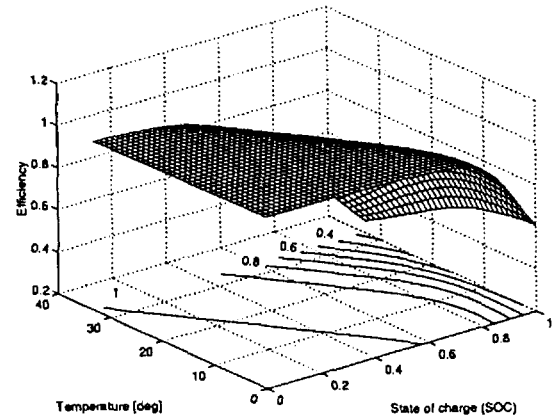


그림 8 C/10의 충전율로 충전시 온도 충전상태에 대한 배터리 셀의 효율 모델링

3.3 배터리 방전율 시뮬레이션

무궁화 위성에서 배터리는 식(eclipse), EHT 사용 및 기타 필요할 때 위성체 버스나 탑재체에 필요한 에너지를 공급하기 위하여 전기에너지를 화학에너지로 저장하는 역할을 한다. 따라서, 배터리 전력분석은 3.2절의 배터리 모델링 특성과 관계되는 온도, 전압, 충전전류, 방전전류, 충전상태와 효율을 분석함으로써 배터리의 전력저장 정도, 충전 및 방전상태와 관계되는 전력상황을 분석하는 것이 필요하다. 배터리에 대한 전력분석 시뮬레이션은 배터리 전력운용의 Worst case인 최대 식일(maximum eclipse day)인 춘분날에 대하여 시뮬레이션 하였다.

춘분날 식(eclipse)에 의한 배터리의 전력사용과 전력 사용 후 배터리 충전에 따른 배터리 셀의 충전량은 그림 9와 같다. 그림에서 위 선은 온도가 가장 낮은 셀의 충전량이고, 아래

선은 온도가 가장 높은 셀의 충전량으로써 온도가 높은 셀의 충전량이 더 작다. 식(eclipse) 기간에 셀의 충전량은 위성체의 모든 전력을 배터리가 공급하며 탑재체가 정상작동하여야 하므로 배터리의 전력 사용량이 1350W로 매우 크며, 따라서 셀의 충전량은 급격히 하강한다. 그림에서 보는 바와 같이 식(eclipse)이 끝난 후에 배터리의 충전량은 최소 12AH 까지 떨어진다. 식(eclipse) 기간을 벗어나면 배터리 충전기는 C/20의 충전 모우드로 작동하며, 배터리 충전으로 인하여 셀의 충전량은 서서히 증가한다. 배터리 충전량이 충전상태 일(unity)에 도달하면 배터리는 더 이상 충전하지 않으며 일정한 충전량을 유지하게 된다. 그런데, 각 셀마다 온도에 따른 최대 충전량이 다르므로, 배터리 충전량은 셀마다 약간씩 다르다.

그림 10은 배터리 셀의 충방전에 따른 배터리 셀의 충전상태를 나타낸다. 식(eclipse) 초기에는 배터리가 충분히 충전되어 있으므로 충전상태 일(unity)을 유지한다. 식(eclipse)이 진행하면 충전상태는 배터리가 방전됨에 따라 최대 28%

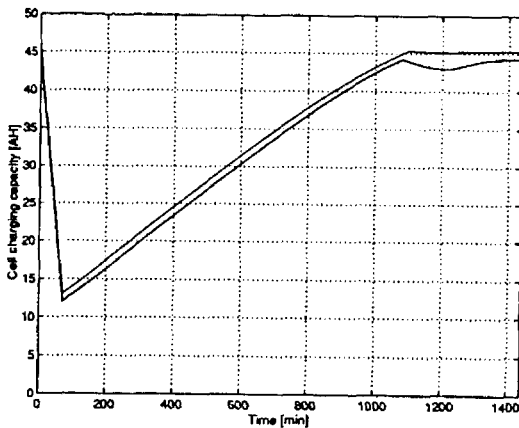


그림 9 배터리 충방전에 따른 셀의 충전량 변동

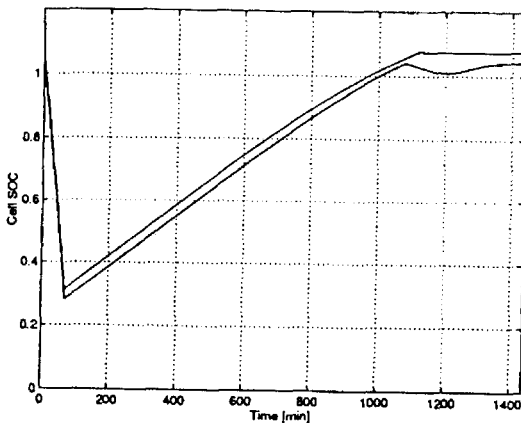


그림 10 배터리 충방전에 따른 셀의 충전상태 변동

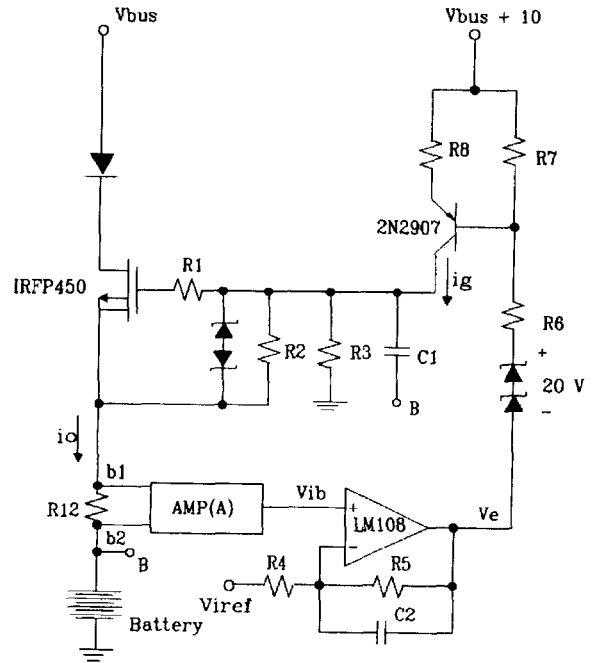


그림 11 배터리 충전기의 전력회로 및 제어회로

까지 떨어진다. 따라서, 최고 온도인 Worst 셀에 대한 배터리의 DOD는 대략 72%가 된다. 배터리 셀의 충전상태는 다음 식(eclipse)이 있기 대략 5시간 전에 100% 충전되어 충분한 배터리는 충전시간에 충분한 여유가 있다.

4. 배터리 충방전기

4.1 배터리 충전기

배터리 충전기는 위성체 버스 전압을 입력으로하여 NiH_2 배터리의 온도, 전압 및 압력 등의 상태변화 및 충전 모우드의 조절에 따른 일정한 전류로 충전하여 전력을 저장함으로써 전력이 필요한 때에 사용할 수 있도록 하는 전력저장장치이다.

배터리 충전기에 대한 전력회로 및 제어회로는 그림 11과 같으며 전류 센서는 그림 12와 같다. 그림 11, 12에 보이는 바와 같이 배터리 충전기는 전력계 버스 전압으로부터 다이오드, 전력용 FET(Field effect transistor)를 거쳐 배터리에 연결된다. 다이오드는 배터리로부터 버스 전압으로 역전류의 흐름을 방지하는 기능을 하며, 전력용 FET는 제어회로에 의한 드라이브 전류의 조절에 의하여 정해진 충전모우드에 따라 배터리에 일정한 전류값으로 에너지를 충전하는 기능을 한다. 무궁화 위성체에서는 3절에서 설명한 충방전 회수에 따른 수명이 긴 NiH_2 배터리를 사용한다. 배터리 충전 모우드는 최대 충전 모우드(C/10), 정상 충전 모우드(C/20), 두 개의

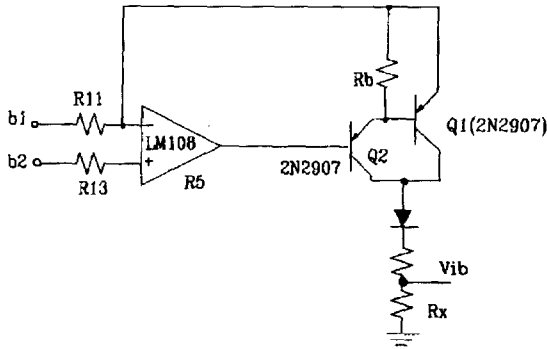


그림 12 전류 센싱부 회로

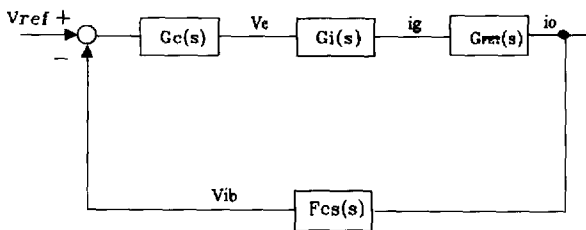


그림 13 소신호 블록 다이어그램

충전유지 모드(C/60, C/90)가 있다. 이때, C는 정격용량으로 충전된 배터리를 한 시간 동안 사용할 수 있는 배터리의 전류용량을 나타낸다. 배터리의 충전 모드는 위성의 궤도 환경 및 동작 상태에 따라서 지상에서 선택하며, 일반적으로 최대 충전 모드(C/10)는 정지궤도 진입 전 이력제어에서, 정상 충전 모드는 식 기간 동안 충전될 에너지의 사용을 위해서 쉼, 추분을 전후해서 사용한다. 또한, 저속 충전 모드(C/60, C/90)는 충전 완료 후 충전 유지 시 사용된다. 배터리 충전 모드의 선택은 R_x 의 가변으로 이루어지며, R_x 의 가변은 저항과 직렬로 충전 모드별 스위치를 연결하여 충전 모드별 스위치의 동작에 의해 R_x 값을 가변하면서 이루어진다. 제어회로는 충전전류를 센스하여 Error를 증폭하여 전력용 FET의 베이스 드라이브 전류를 제어하므로써 충전전류를 제어해준다. 무궁화 위성에서는 22개의 셀로 이루어진 배터리 한 개에 대하여 그림 11의 배터리 충전기를 각각 세 개씩 병렬로 사용한다. 세 개의 배터리 충전기 특성은 동일하며 본 고에서는 한 개의 배터리 충전기에 대해서만 분석하였다.

4.2 소신호 모델링 해석

그림 12에 대한 제어기 설계 및 안정도의 해석을 위해서 각 소자, 전력회로 및 제어회로에 대한 모델링을 수행한 결과 배터리 충전기에 대한 소신호 블록 다이어그램은 그림 13과 같다. 그림 13에서 충전전류의 제어는 배터리 충전 출력전류를

센스하여 특정한 값으로 증폭하여, 전류 명령 (V_{ref})과 비교된 후 제어기를 통해 이루어진다. 제어기의 출력 전압은 전류 증폭기를 거쳐 전력용 FET의 드라이브 전류를 조절하여 충전 전류를 제어한다. 블록 다이어그램에서 $G_c(s)$ 는 제어기의 증폭률 v_{ib}/v_c , $G_i(s)$ 는 제어기 출력전압에서 FET 드라이브 전류 변환회로의 증폭률 i_g/v_c , $G_{FET}(s)$ 는 전력용 FET의 전류 증폭률 i_o/i_g , $F_{CS}(s)$ 는 전류 센서 증폭률 v_{ib}/i_o 에 대한 모델링 결과이다.

모델링 결과는 표 2와 같이 요약할 수 있다.

배터리 충전기의 주파수 특성 및 안정도를 살펴보기 위하여 Bode plot 해석을 수행한 결과는 그림 14와 같다. 해석시 배터리 입력 전압은 BUS 전압인 35.4 VDC, 배터리 전압은 30 VDC, 충전전류는 4 ADC로 하였다. 그림 14는 임무기간 마지막(EOL)에서의 해석 결과로서 소자의 방산능 효과에 따른 성능 저하 및 온도 변동에 따른 소자값의 변동을 고려하여⁽²⁾ 시뮬레이션하였다. 소신호 대역폭은 대략 60 KHz, 위상마진(Phase margin)은 66° 이상이다. 따라서, 배터리 충전기는 우주 환경조건에 무관하게 항상 위상 마진 66° 이상으로 안정된 동작을 한다.

표 2 배터리 충전기 모델링 결과

$G_c(s)$
$K_1 \frac{1 + sC_2R_{eq}}{(1 + sC_2R_4) + K_1(1 + sC_2R_{eq})(s/\omega_a)}$
$K_1 = (R_4 + R_5)/R_4, R_{eq} = \frac{R_4R_5}{R_4 + R_5}$
ω_a 는 선형 증폭기의 Unity Gain 주파수
$G_i(s)$
$-\frac{\beta R_7}{R_7R_6 + (R_7 + R_6)\{(1 + \beta)R_8 + h_{ie}\}}$
β 는 전류 증폭율, h_{ie} 는 트랜지스터 베이스 쪽 등가저항
$G_{FET}(s)$
$\frac{g_m R_2 R_3}{R_3 + R_2(1 + g_m(R_B + R_{12}))} \cdot \frac{1}{1 + s/\omega_P}$
R_B : 배터리 내부저항, R_{12} : 전류 센스 저항(0.1 Ω), g_m : FET 상수
$\omega_P = \frac{R_3 + R_2(1 + g_m(R_B + R_{12}))}{C_1 R_2 R_3(1 + g_m R_{12})}$
$F_{CS}(s)$
$-\frac{R_{12}R_X}{R_{11}} \cdot \frac{1}{1 + s/\omega_F}$
ω_F 는 전류 센스부의 증폭율이 일(Unity gain)인 주파수
Loop gain
$LG(s) = G_c(s) G_i(s) G_{FET}(s) F_{CS}(s)$

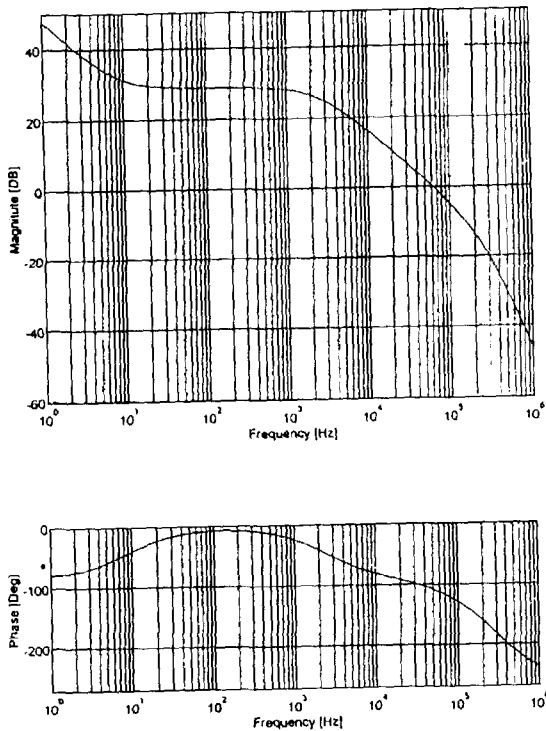


그림 14 임무기간 마지막에서 Bode plot 해석 결과

4.3 배터리 방전기

배터리 방전기는 그림 11에서 보는 바와 같이 배터리 출력에 다이오드를 연결하여 이루어진다. 따라서, 일식기간 중 배터리의 방전은 다이오드를 통하여 이루어진다. 따라서, 버스 전압은 대략 배터리 전압과 같다.

5. 결 론

무궁화 위성 전력계 서브시스템에서 태양전지는 전기에너지를 발생하며, 부분분류조절기는 버스전압을 조절한다. 또한, 니켈 하이드로젠 배터리는 에너지를 저장하여 일식(Eclipse) 때에 에너지를 공급한다.

본 원고에서는 무궁화 위성 전력계 서브시스템의 특성에 대해서 분석하였다. 특히, 주요 핵심장치인 부분분류조절기, 배터리, 배터리 충전기에 대하여 해석, 모델링 시뮬레이션을 하여 특성을 확인하고 안정된 동작을 확인하였다.

참 고 문 헌

[1] 정규범외, "위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발연구", 한국항공우주연구소, 1993, 1994.

[2] "무궁화 위성 전력계 CDR 자료", Martin Marietta사, 미국, 1993.
 [3] W. J. Larson and J. R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", W. J. Larson and Microcosm, Inc. 1992.
 [4] J. R. Lee, "Analysis and Simulation of Dynamic of Spacecraft Power Systems", VPI & SU, USA, 1988.
 [5] P. R. Chetty, "Satellite Technology and Its Applications", TPR, 1991.
 [6] R. D. Middlebrook and S. G. Kimble, "Design of the HERO Main Bus Shunt Regulator," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, Vol. AES -12, No. 2, pp.162~171, 1976. 3.
 [7] H. S. Rauschenbach, "Solar Cell Array Design Handbook", Van Nostrand Reinhold Company, 1980.
 [8] 정규범, 마근수, 김성규, 황보한, "무궁화 위성 배터리 모델링 및 전력분석," 1995년 12월 한국항공우주학회지, 제 23권, 제 6호, pp.159~167.
 [9] 정규범, 김성규, 황보한, "무궁화 위성체 부분 분류조절기 모델링 및 해석," 1995년 10월 대한전기학회 논문지, 제 44 권, 제 10 호, pp.1295~1300.
 [10] 정규범, 마근수, 김성규, "무궁화 위성체 배터리 충전기 모델링 및 해석," 1995년 2월 대한전기학회 논문지, 제 44 권, 제 2호, pp.192~196.
 [11] 마근수, 정규범, 김성규, 황보한, "무궁화 위성 전력계 시뮬레이터 성능분석," 1996년 4월 한국항공우주학회지, 제 24 권, 제 2호, pp.125 ~135.

< 저 자 소 개 >



정 규 범(鄭圭範)

1961년 12월 25일생. 1984년 아주대학교 공과대학 전자공학과 졸업. 1986년 한국 과학기술원 전기 및 전자공학과 졸업(석사). 1990년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 졸업(박사).

1990~1991년 미국 VPI&SU(Virginia Polytechnics Institute and State University) VPEC(Virginia Power Electronics Center 연구원. 1992~1993년 (주) 파워 테크 기술담당이사. 1993~1995년 한국 항공우주연구소 선임연구원. 1995~현재 우석대학교 정보통신공학과 조교수