

대용량 통신위성 전력조절을 위한 전력제어장치개발

최재동
한국항공우주연구원

Power Control & Distribution Unit Development for Bus Power Control of Communication Satellite with Large Capacity

Jaedong Choi
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper presents Power Control and Distribution Unit development of GEO satellite with 3kW power output. The sensing error of bus voltage produce control signal of the shunt switch assembly and battery power converter, and the tolerance of error signals generated decide the stability of proposed system.

The dynamic characteristics of main bus according to the load changing and the control logic of FPGA are simulated. In order to verify the proposed design, the simulation and experimental results for solar array shunt switch, battery power converter and bus controller are shown.

1. 서 론

정지궤도 통신위성의 전력 조절, 제어 및 분배장치(PCDU, Power Control & Distribution Unit)는 임무기간 동안 잉여전력의 조절, 제어 및 분배기능을 제공하며, 낮 기간 동안에는 배터리 전력을 저장하여 식 기간 동안 부하에서 요구되는 전력을 공급하는 기능을 갖는다^{1, 2)}. 이러한 기능을 갖는 PCDU는 태양전지 어레이 전력을 제어하기 위한 스위칭 셉트 전압조절기, 배터리충/방전을 위한 배터리 충/방전기, 그리고 전력제어장치 내부 저전압 공급을 위한 저전압 전력변환장치, 버스제어회로 보드로 구성된다.

셉트 스위칭 조절기의 스위치들은 잉여전력 발생시 셉트 스위칭 방식을 통해 스위치의 온 혹은 오프 동작 상태를 갖게 되며, 스위칭의 상승과 하강시간은 전도와 방사 노이즈에 대한 레벨을 최소화하기 위해 dv/dt 에 의해 제한된다. 배터리 충/방전기 회로는 충전기와 방전기를 이용하여 낮 기간 동안 배터리에 완전충전을 위한 전력을 제공하며, 식 기간 동안에는 일정 SOC(State of

Charge) 이상 값을 유지하여 버스에 전력을 제공하게 된다. 버스제어기는 태양전지 어레이 혹은 배터리로부터 발생하는 전력을 제한된 범위내의 버스전압으로 유지하기 위해 버스전압검출 및 필터회로, 오차신호 증폭회로, SAS(Shunt Assembly Switch) 오차신호 보상회로 및 BPC(Battery Power Converter) 오차신호를 보상하는 제어회로가 포함된다^{3, 4)}.

PCDU는 기본적으로 배터리 방전모드(식기간), 배터리 충전 조절 및 충전 Cut-Back 모드, 그리고 태양전지 어레이 셉트 모드(낮 기간)로 구분되는 세가지 모드로 동작 한다. 이러한 동작모드와 함께 12년 이상의 임무수명을 갖는 정지궤도위성은 임무초기 및 말의 부품 한계허용오차, 온도 및 방사에너지에 대한 영향이 고려되어야 한다. 한계조건을 포함한 최악조건의 해석은 설계결과가 안정한지를 확인하는 것이다^{5, 7)}. 즉, 초기 허용한계, 온도 영향, 우주방사영향, 임무 말 허용한계등과 같은 모든 변화하는 조건 속에서도 설계된 회로는 임무기간 동안 지정된 규격 내에서 동작해야 하는 것이다.

본 연구에서는 부하 변화에 버스전압 변동을 제한범위 내에서 보다 간편하게 제어가 가능한 정지궤도 통신위성용 디지털 셉트 스위치회로와 모듈형태의 배터리 충/방전기가 설계 되었다. 설계된 전력 제어 및 분배장치의 검증을 위해 셉트 스위치 조절기의 부하변동에 따른 스위칭 특성 및 배터리 충/방전 제어를 위한 제어로직이 시뮬레이션 되었다. 또한 버스전압오차 발생전압에 따른 셉트스위칭 동작, 배터리 충전명령에 따른 배터리 충전 동작 및 부하변화에 대한 버스전압의 동특성이 실험결과를 통해 분석되었다.

2. 전력제어장치 시스템구성

그림 1은 전력계 서브시스템의 동특성 해석을 위한 동적 기능 다이어그램이다. 전력계 서브시스템의 동특성을 해석하기 위해 먼저 전력계 서브시스템은 기본적으로 7개의 부분으로 구별될 수 있다. 이러한 구성품은 태양전

지 어레이 전류원, 태양전지 어레이 셉트, 배터리 전압원, 배터리 전력 변환장치, 버스 제어기, 부하전류 및 테브난 등가 임피던스, PCDU 필터 커패시터로 구성할 수 있다.

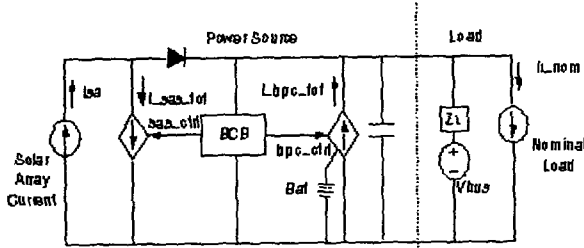


그림 1 전력계 서브시스템의 동특성 기능 다이어그램
Fig. 1. Dynamic characteristic diagram of EPS

태양전지 어레이 셉트 스위치들은 전압제어 전류 Sink로서 고려되고, BPC들은 전압제어 전류원으로 고려된다. 그리고 버스 제어 보드(BCB, Bus Controller Board)는 버스전압을 검출하고 제어신호를 SAS 혹은 BPC로 보내게 된다. 버스 전압을 50±0.5V로 유지하기 위해 버스로부터 전류를 Sink시키거나 혹은 버스로 소스전류를 제공한다. SAS Sink 전류는 SAS 제어신호에 비례하고 0까지 가장 낮은 쪽으로 포화된다. SAS Group전류는 BCB필터와 결합될 때 근사적으로 100Hz와 1500Hz사이에서 셉트 제한 사이클링을 발생시키는 히스테리시스를 보여준다. 결과적으로 평균 SAS Group전류는 버스 전압 오차에 비례한다. 다양한 동작조건들에 대한 SAS 제어신호로부터 셉트된 버스 전류까지 전달함수를 결정하기 위해 선형화된 SAS 이득을 구하면 다음 식으로 주어진다.

$$K_A = I_{SAC} / \Delta V_{SAS_REF} \quad (1)$$

I_{SAC} = 버스 전압에서 태양전지 어레이 회로 전류
 $V_{SAS_REF} = 0.4V/1.08$ 는 SAS 제어 기준 전압에서 증가를 나타낸다.

SAS의 조절된 버스 임피던스는 SAS이득이 가장 낮을 때 가장 높게 나타난다. 이 값은 순환하는 태양전지 회로 전류가 가장 작을 때 발생한다. 순환하는 태양전지 어레이 전류에 기여하는 여러 가지 요소들은 정상적인 태양전지 어레이 회로 전류, 태양빛의 입사 조건 및 부하요구전력이다. 따라서 태양전지 어레이들로부터 버스로 전달되는 전력은 K번째 SAS에서 다음과 같은 방정식으로 주어진다.

$$P_A = V_{BUS} \times L \left(\sum_{j=k}^{24} I_{SAC_j} - D \times I_{SAC_k} \right) \quad (2)$$

I_{SAC} 는 j번째 태양전지 어레이 회로로부터 버스로의 전류, D는 순환회로에서 셉트 듀티 비, L은 illumination factor ($0 < L < 1$)이다.

명령 된 충전 전류는 배터리 버스의 기준이 되며, 버스로의 BPC 전류원은 BPC제어 신호에 비례하고 최대 충전부하의 음의 값 중 가장 낮은 쪽에서 포화된다. BPC는 배터리측 전류가 명령되어진 레벨로 유지되도록 하는 전류루프를 채택한다. 따라서 BPC그룹의 DC이득은

$$K_A = \eta_{BPC} \times K_{BPC} \times (V_{BUS} / V_{BAT}) \times (E_{BPC})^d \quad (3)$$

여기서

K_{BPC} = 동작하는 BPC모듈 수

$K_{BPC} = 6A/V$ 는 단일모듈 BPC에 대한 명령전압 대 배터리측 전류 이득

$V_{BUS} = 50V$ 버스전압

V_{BAT} = 배터리전압

$E_{BPC} = 0.95$ 는 BPC 모듈의 전력변환효율

d = +1 은 배터리 방전, -1은 충전을 의미

BPC동작은 방전 연속도통모드(Discharge CCM), 충전 연속도통모드(Charge CCM) 및 방전 불연속/연속도통모드(Discharge D/CCM)로 구성되며 이것은 전류 레벨과 방향의 함수이다. 만약 충전기 스위치가 온 되면 인덕터는 전류레벨과 방향에 관계없이 연속도통모드이다. 따라서 충전기 스위치가 배터리로 충전전류를 제공할 수 있게 된다.

방전 연속도통모드는 하나의 주어진 배터리에 대해 BPC배터리 방전 전류들이 충분히 클 때 발생된다. BPC 내의 인덕터들은 연속도통모드에서 충전 Disable 동작을 한다. 충전 연속도통모드는 주어진 배터리에 대해 BPC들이 배터리 충전동안 언제든지 발생한다. 방전 불연속/연속도통모드는 BPC 배터리 방전전류가 작을 때 발생한다.

3. 전력제어장치 설계 및 해석

3.1 버스 제어기 설계

PCDU 유닛의 BCB는 보다 안정적인 전원을 부하에 공급하기위해 버스로부터 검출된 오차성분을 적절히 보상하여 주는 회로이다. BCB회로는 Bus 검출 오차 증폭기, SAS 및 BPC보상증폭기로 구성되었으며, 버스 검출 오차 증폭기에서는 버스 입력 전압으로부터 분주저항기를 통해 1/5 버스 입력 전압이 발생되며 이 값은 +10V 기준전압 비교된다. 비교결과 발생된 신호는 SAS 보상증폭기와 BPC 보상 증폭기로 전달되며, SAS 보상증폭 회로는 0 ~ + 3.28V사이의 신호 값을 가지며, 배터리 충/방전 보상회로는 전류 제어를 위해 0V ~ +6.56V의 제어신호가 제공된다. 발생된 오차신호는 SAS조절모드 혹은 BPC조절모드로 구성되는 두 개의 모드로 동작된다. 그림 2는 설계된 BCB 버스전압 조절기 기능다이어그램이다.

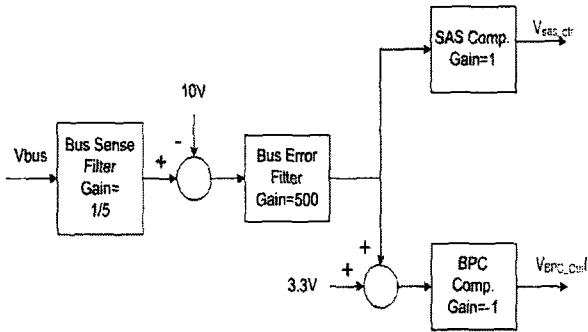


그림 2 버스조절기 기능다이아그램
Fig. 2. BCB Function Diagram

BCB보상회로는 3중 잉여제어 신호를 발생시켜서 3개의 신호들 사이에 중간 값 하나를 선택하도록 설계하였다. 증폭회로에서 발생된 출력신호가 양의 값을 갖게 되면 SAS 보상회로와 동작하여 SAS제어신호가 발생하게 되고, 만약 음의 출력값을 갖는다면 BPC보상회로가 동작하여 BPC제어 신호가 발생하게 된다. 이때 각 회로에는 12년 임무수명을 고려하여 최악조건에서 각각의 저항 값 혹은 커패시터가 실패할 지라도 직병렬로 연결된 부품구성으로 인해 임무 말까지 안정된 범위의 동작 값을 갖도록 설계하였다.

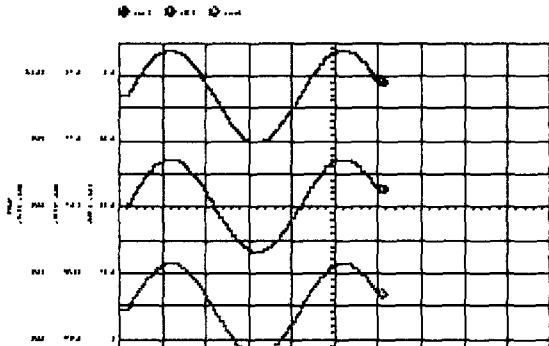


그림 3 버스조절기 오차 출력
Fig. 3. BCB error output

3.2 태양전지 전압조절장치 설계

SAS모듈은 태양전지 어레이로부터 버스 혹은 접지 로 스위칭에 의해 전류를 직접적으로 제어하는 회로로서 두 개의 셉트스위치를 포함하며, 각 셉트스위치는 태양전지 어레이 전기적 회로에 직접 접속 된다. 본 연구에서 태양전지 어레이는 총 6개의 패널로 구성하였으며, 각 패널당 4개의 회로와 1개의 회로마다 셉트 스위치 1개와 직접 연결되도록 설계하였다. 따라서 각 셉트 스위치가 조절해야 할 용량은 135W이며 각 스위치의 최대 셉트전류는 2.7A이다.

그림 4는 7.5A의 부하변동에 따른 버스전압의 특성 시뮬레이션 결과로서 5번째까지의 모듈은 모두 셉트 스위치가 오프 상태가 되어 태양전지 전력이 부하에 직접

공급되며, 부하와 태양전지 입력이 균형이 되는 6번째 모듈에서 PWM 스위칭 동작을 통해 버스전압 리플크기를 조정하게 된다. 7번째 이후의 모듈은 태양전지 어레이의 입력전력이 잉여부분이 되어 셉트 상태가 된다.

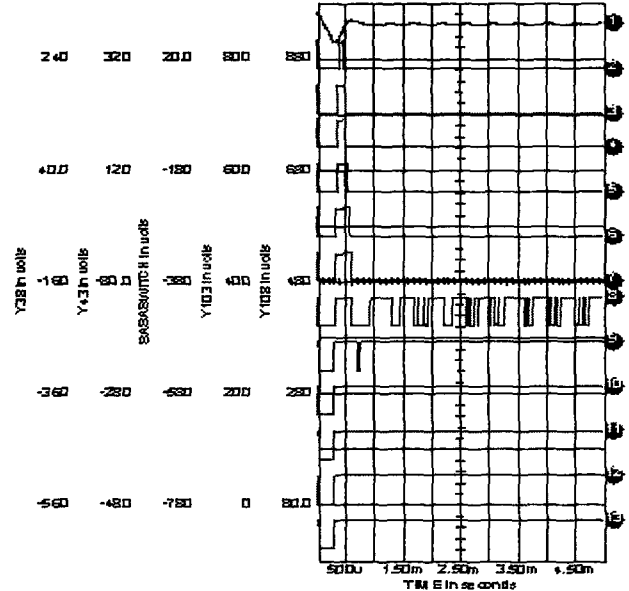


그림 4 부하변화에 따른 셉트스위치 동작상태(7.5A부하)
Fig. 4. Switching state of each shunt switch module at 7.5A load variation

3.3 배터리 충/방전기 설계

디지털 제어방식을 갖는 배터리 충/방전기는 위성의 탑재된 컴퓨터(On Board Computer)로부터 보내지는 충/방전 스위치 제어명령에 의해 충전비가 결정된다. 또한 배터리 충/방전 컨버터는 충전시 스텝-다운 컨버터가 되어 버스전압을 배터리 전압으로 다운시켜 충전하게 되며, 방전시 스텝-업 컨버터로 동작되어 배터리의 전압을 버스로 보내 위성의 식 기간 동안 부하에 전력을 공급하게 된다. 배터리의 기본 충전비는 각 컨버터에 대해 탑재 컴퓨터로부터 256단계를 갖는 충전비를 갖도록 구성되었다.

충전모드에서는 충전비에 따라 달라질 수 있으나 최대 7.5A까지 가능하며 20~100% SOC상태에서 가능하다. 방전모드에서 각 BPC는 27.5V의 전압에서 32A까지 방전비를 갖는다. 완전충전상태인 41.6V의 배터리 전압에서 25A의 방전비를 갖는다. 각 BPC는 200ms동안 125%까지 제공 가능하도록 설계되었다.

그림 5는 각 배터리 충방전 모듈의 위상동기를 위한 FPGA 출력신호를 나타낸다. 주 스위칭 주파수는 12Mhz이며, 100KHz로 분주하여 EPC에 공급된다. EPC 스위치에 공급되는 신호는 각 모듈에 A side와 B side에 각각 180도의 위상차를 갖는다. 입력 BPC 스위칭 신호는 334n 스위칭 클럭을 발생시키며, BPC_SW0X~BPC_SW5X까지 각각의 신호를 중첩시킴으로서 각 모듈의 동시 동작 시 문제가 없는지를 확인하였다. 시뮬레이션 결

과 파형에서 보면 각 모듈의 순차 동작과 동시동작 시에도 상승과 하강 에지의 중첩에서 문제가 없음을 확인할 수 있었다.

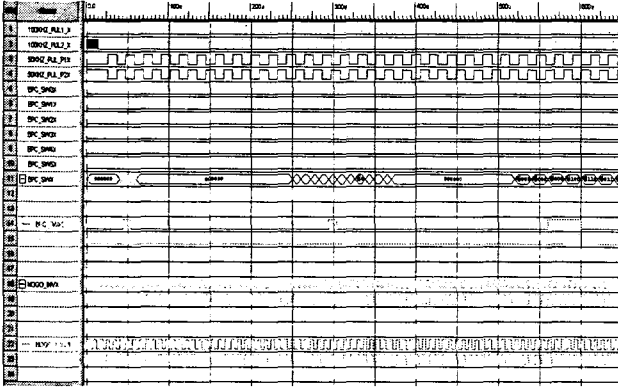


그림 5 위상동기제어를 위한 FPGA제어 출력신호
Fig. 5. FPGA output signal for phase synchronous control

4. 실험결과

그림 6은 본 연구에서 설계된 전력제어장치 시스템 구성 다이어그램으로 개발된 전력제어장치와 태양전지어레이 시뮬레이터 및 배터리 시뮬레이터가 연결된 전체 시스템 구성도를 보여준다. 그림 7은 전력제어장치 내 버스전압조정기로부터 발생된 오차신호로부터 각 오차전압 크기변화에 따른 선트조절 스위치의 듀티 변화비를 나타낸다. 버스제어보드로부터 발생된 오차전압이 하나의 스위치 내에서 0.1V로부터 0.4V까지 변할 때 스위치에서 발생하는 듀티비 변화가 그림 7에 보여준다. 그림 8은 BPC 충전제어를 위해 클럭, 데이터, D/A출력, 그리고

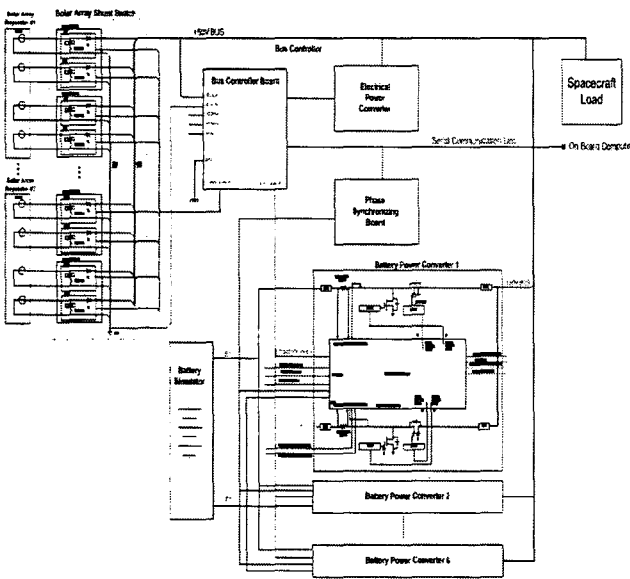


그림 6 전력제어장치 시스템 구성도
Fig. 6. PCDU System Configuration

듀티값을 보여준다. 충전비는 127/255의 카운트값을 나타낸다. 이때 카운트값이 255일 경우 충전전류 값은 최대 19.8A의 50%에 해당되는 9.9A 충전 값이 전달된다.

그림 9는 Count 값이 최대 255일 경우이므로, 충전전류 값은 최대 19.8A에 해당된다. 이 값은 3.3V의 출력 값이 1V=6A의 값을 나타내도록 설계되어 있기 때문에 최대 충전 값이 된다.

그림 10은 초기 15A의 부하에서 5A로의 스텝부하변동시 버스전압의 동특성을 보여준다. 그림 11은 이와 반대로 5A의 부하에서 15A로의 스텝부하변동에 대한 버스전압특성을 보여준다. 그림 11과 12로부터 스텝부하변동에 따른 버스전압은 요구되는 50±0.5V 전압요구조건범위 내에서 안정적으로 동작함을 보여준다.

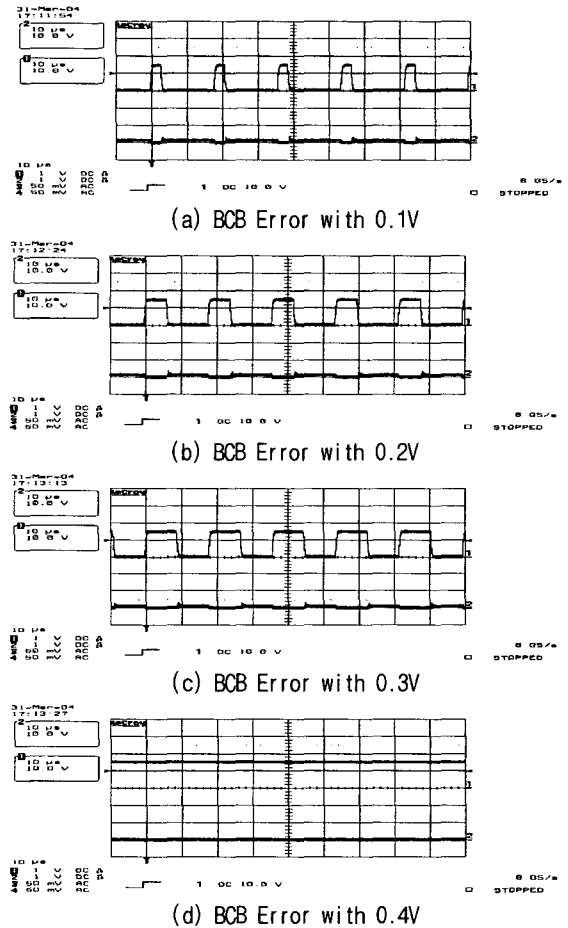


그림 7 버스전압 오차에 의한 SAS스위치 듀티변화
Fig. 7 A SAS switch duty variation by bus voltage error

5. 결론

본 연구에서는 정지궤도 통신위성을 위한 전력제어 및 분배장치의 설계, 해석 및 시험이 수행되었다. 검출된 버스 오차전압은 제어회로의 DC 이득값을 통해 SAS 및 BPC에 오차신호를 생성하여 50V±0.5V내의 버스 전압을 유지할 수 있도록 설계 하였다. 버스전압의 전력조절을

이 논문은 과학기술부 IMT-2000 기술개발지원금의 지원에 의하여 연구되었습

위해 낮 기간 동안 발생된 잉여전력이 셉트 스위치 조절기의 스위칭을 통해 안정하게 동작됨을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 또한 배터리 충/방전 및 제어회로의 FPGA 제어로직 시뮬레이션을 통해 제안된 회로의 신뢰성이 제시되었다. 또한 회로의 전체구성 및 실험을 통해 스텝부하변화에 대한 버스전압의 동특성이 분석되었다.

참고 문헌

- [1] KENG, W.U., "Loop Gain of a Spacecraft Switched Shunt Power System, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.30, No.4, 1994, pp.1049-1053
- [2] FLECK, G.W., "Solar Array Switching Unit Stability Analysis", Proceeding of the 19rd Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1984, pp576-581
- [3] Gyubum Joung and Jaedong Choi, "Design of Solar Array Simulator for Spacecraft," KIEE International Transactions on EMECS, Vol. 12B, No. 2, pp.52-56, 2003
- [4] 최재동 외, "A BUS System Conceptual Design of Experimental Communication Satellite", Joint Conference on Satellite Communications, pp. 65 ~ 70, October, 2001
- [5] 최재동, "정지궤도위성 전력조절장치 버스제어기 안정도해석", 전력전자학술대회 논문집, pp874-877, 2004
- [6] 최재동, "통신위성 전력시스템의 기본설계", 항공우주기술, 제1권 제1호, pp84-96, 2002
- [7] Ron Lenk, " Practical Design of Power Supplies", IEEE Press, 1997

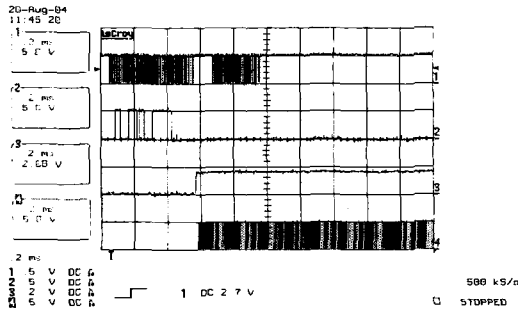


그림 8 배터리 충전 명령 전송 (127/255)
Fig. 8 Battery Charge Rate (127/255)

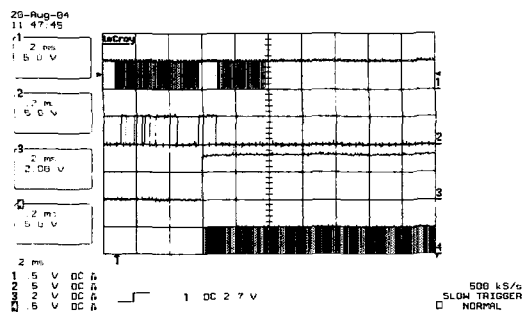


그림 9 배터리 충전명령 전송 (255/255)
Fig. 9 Battery Charge Rate (255/255)

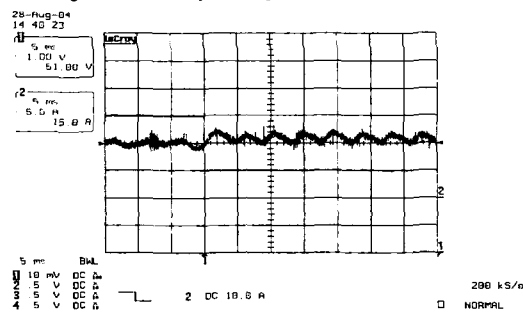


그림 10 스텝부하변화에 따른 버스 전압 변화(15A->5A)
Fig. 10 Bus voltage ripple at transient status (15A->5A)

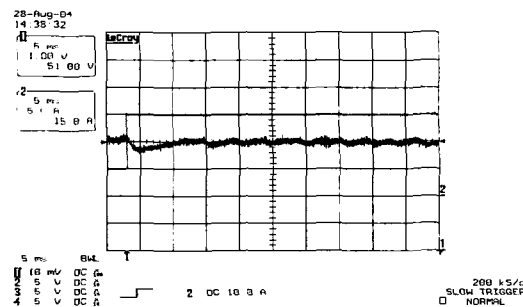


그림 11 스텝부하변화에 따른 버스 전압 변화(5A->15A)
Fig. 11 Bus voltage ripple at transient status (5A->15A)