

정지궤도위성 전력계 성능 평가

(Electrical Power Subsystem Performance Evaluation of the GEO Satellite)

구 자 춘*, 나 성 응**

(Ja Chun Koo and Sung Woong Ra)

요 약 정지궤도위성은 다수의 탑재체를 하나의 위성체 플랫폼에 탑재하고 2010년 6월 26일에 발사되었다. 전력계는 태양 및 식 기간 상태에서 완전 조절 50V_{DC} 전력 버스를 제공한다. 위성에서 요구되는 전력은 태양전지 배열기 윙에서 생성되며, 에너지는 192.5Ah 용량의 리튬-이온 배터리에 저장된다. 본 논문은 전력계의 성능 평가를 향후 정지궤도위성 설계에 활용하기 위해 전력계의 중요 설계 변수들을 선정하고, 지상에서 시험 결과와 궤도상에서 운영 결과를 비교 분석하였다. 설계로부터 궤도상에서 운영 결과까지의 성능 평가를 통해 전력계는 중요한 성능 감소 없이 정상적으로 동작되고 있음을 입증하였다.

핵심주제어 : 정지궤도위성, 전력계, 전력계 성능 평가, 궤도상 시험

Abstract The satellite on geostationary orbit accommodates multiple payloads into a single spacecraft platform and launched in June 26, 2010. The Electrical Power Subsystem provides a fully regulated power bus at 50V_{DC} in sunlight and eclipse conditions. The electrical power required to the satellite is generated by a solar array wing and the energy is stored by a Li-Ion battery with a capacity of 192.5Ah. This paper selects the main design parameters, compares and analyzes with the results at ground test and in orbit operation to apply this performance evaluation of the Electrical Power Subsystem to next satellite design on geostationary orbit. The Electrical Power Subsystem is demonstrated nominal behavior without significant degradation through the performance evaluation from design to in orbit operation.

Key Words : Geostationary satellite, Electrical power subsystem, EPS performance evaluation, In orbit test

1. 서 론

정지궤도위성은 Ariane5 발사체를 이용하여 2010년 6월 26일에 발사되었다. 위성은 천이궤도(transfer orbit)에서 3번의 원지점 엔진 분사를 통해 정지궤도까지 도달하였다[1]. 전력계는 향상된 Eurostar 3000

플랫폼을 바탕으로 설계되어 위성에서 요구되는 전력을 생성하고, 저장 장치를 관리하고, 태양 및 식 기간에서 완전 조절 50V_{DC} 전력 버스를 제공하며 전력을 분배하는 역할을 수행한다[2]. 태양전지 배열기는 탑재체의 극저온 환경에 대한 요구조건을 만족시키고 탑재체 방열판에 열적인 영향을 최소화하기 위해 한쪽에만 부착하였다[3]. 천이궤도에서는 원지점 엔진 분사를 통해 위성을 정지궤도까지 올릴 때 추진체 연료

* 한국항공우주연구원 위성전자팀, 제1저자(jckoo@kari.re.kr)

** 충남대학교 전자공학과, 교신저자(swra@cnu.ac.kr)

소비를 최소화하기 위해 하나의 태양전지판만 부분 전개하고, 나머지 태양전지판은 정지궤도에서 완전 전개하였다[1-2]. 전력계의 성능 평가는 발사된 위성에 대해 임무말기까지 정상 동작을 입증하는 목적뿐만 아니라 향후 정지궤도위성 전력계의 설계에 활용하기 위해 반드시 필요하다.

본 논문은 정지궤도위성 전력계의 구성 및 주요 특징을 소개하고 성능 평가를 위해 중요 지표를 선정하였다. 전력계의 성능 지표는 수행하는 역할과 관련하여 전력 버스, 태양전지 배열기 및 배터리 성능과 관련한 중요 설계 변수들로 선정 할 수 있다. 2.2.절에서는 버스 전압, 리플 전압, 버스 과전압, 태양 및 식 기간 전환 시 버스 전압 조절 동작과 관련된 변수들의 분석을 통해 전력 버스의 성능을 평가한다. 2.3.절에서는 태양전지 배열기의 생성 전력 및 포인팅과 관련된 변수들의 분석을 통해 태양전지 배열기의 성능을 평가한다. 2.4.절에서는 배터리 최대 충전 상태, 테이퍼(taper) 전압, 충전 전류, 테이퍼 충전 전류 값, 충전 리셋, 충전 귀환 비, 배터리 방전율, 셀 밸런싱 및 온도 제어와 관련된 변수들의 분석을 통해 배터리의 성능을 평가한다. 전력계의 성능은 선정된 변수들에 대해 설계로부터 지상에서 시험 결과와 궤도상에서 운영 결과를 비교 분석하여 평가하였다.

2. 본 론

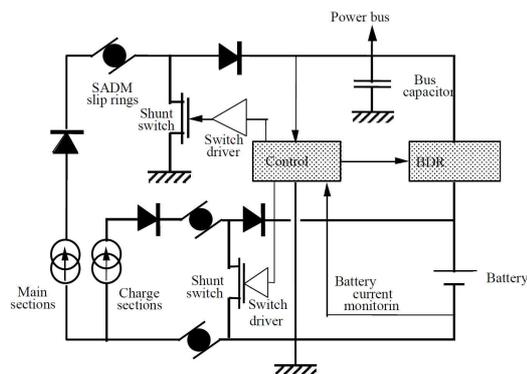
2.1 전력계 구성 및 주요 특징

<그림 1>은 전력공급기, 태양전지 배열기 및 배터리로 구성된 전력 버스 조절 구성도이다[4]. 태양전지 배열기는 3중 접합 GaAs 셀을 사용하여 단일 원으로 2장의 태양전지판으로 구성되어 위성에서 요구되는 전력을 생성한다[1-2]. 태양전지 배열기에서 생성된 에너지는 VES140S[5] 셀을 사용하여 192.5Ah 용량의 리튬-이온 배터리에 저장된다[6]. 전력계는 태양 및 식 기간 상태에서 완전 조절 50V_{DC} 전력 버스를 제공한다. 태양전지 배열기는 메인섹션(main section)들과 충전섹션(charge section)으로 분리되어 전력공급기의 셉터 스위치(shunt switch)와 연결된다. 태양 기간 동안 메인섹션들에 연결된 셉터 스위치의 동작을 통해 버스 전압을 조절하고 충전섹션을 통해 배터리를 충

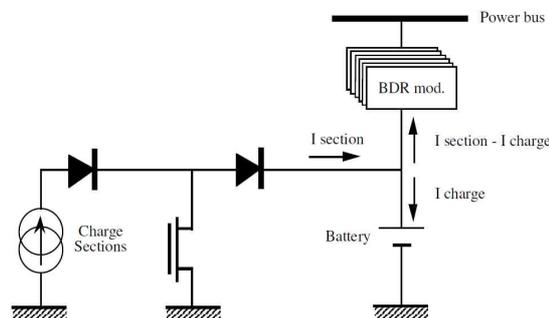
전한다.

<그림 2>는 태양 기간 동안 배터리 충전 구성도이다[4][7]. 충전섹션을 통해 입력되는 전류(I_{section})는 배터리를 충전하고(I_{charge}) 남은 여분의 전류($I_{\text{section}} - I_{\text{charge}}$)를 배터리 방전기(BDR, Battery Discharge Regulator)를 통해 전력 버스로 전환된다. 충전섹선에 연결된 배터리 방전기는 배터리 충-방전기(BCDR, Battery Charge Discharge Regulator)로 동작한다. 배터리 충-방전기는 태양 기간에 배터리 충전 전류를 제어하고, 식 기간에 배터리 방전기로 동작한다. <그림 3>은 배터리 충전 테이퍼 원리도이다. 배터리 전압이 충전종료(end of charge) 전압에 도달하면 충전 전류는 한 단계 낮추어 테이퍼 된다.

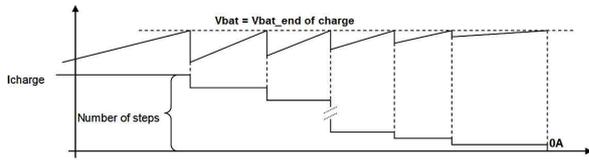
<그림 4>는 식 기간에서 전력 버스 구성도이다[4]. 식 기간에는 배터리에 연결된 6개의 배터리 방전기가 병렬로 동작하여 버스에서 요구되는 전력을 공급하고 버스 전압을 조절한다. <그림 5>는 MEA(Main Error Amplifier) 제어 신호로 버스 전압과 비교하여 에러 전압을 생성하여 버스 전압을 조절한다[8-9]. MEA 제어 신호에 따라 버스 전압은 태양 기간 동안 셉터 스위치, 식 기간 동안 배터리 방전기를 통해 조절된다.



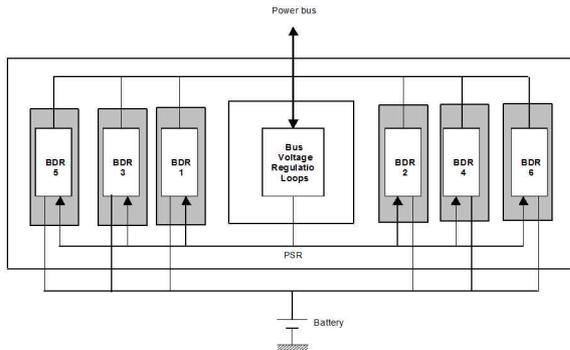
<Fig 1> Power bus regulation block diagram



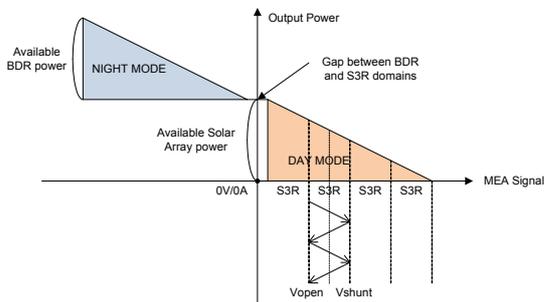
<Fig 2> Battery charge block diagram



<Fig 3> Battery charge taper principle



<Fig 4> Power bus block diagram in eclipse



<Fig 5> MEA control signal

2.2 전력 버스 성능 평가

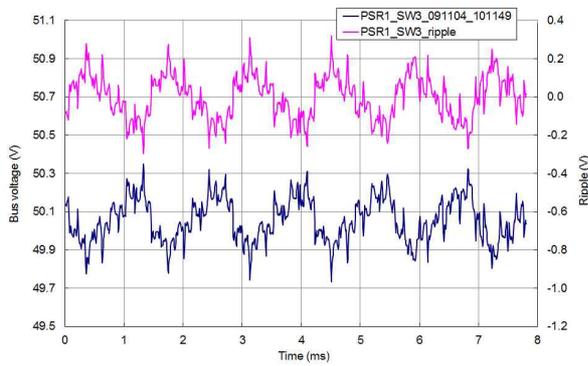
<표 1>은 전력 버스 성능 지표이다. 전력 버스 성능 지표는 버스 전압 조절, 리플 전압 범위, 버스 과전압 제어, 태양 및 식 기간 전환 시에 버스 전압 조절 능력과 관련된 변수들로 선정할 수 있다. 버스 전압은 $50V_{DC} \pm 0.5V$ 이내로 조절되고, 리플 전압은 $1V_{rms}$ 이하로 제어되도록 설계되었다. 버스 과전압은 $55V$ 까지 $10ms$ 이내에서 제어되도록 설계되었다. 버스 전압은 태양 및 식 기간 전환 시 센터 스위치의 동작 및 배터리 방전기를 통해 조절하기 때문에 변동될 수 있다. 태양 및 식 기간 전환 시 버스 전압은 자동적으로 조절되도록 설계되었다.

<Table 1> Power bus performance index

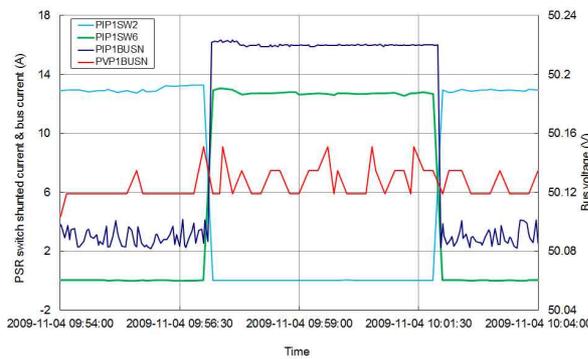
EPS performance	Requirements
Bus voltage regulation	$50V_{DC} \pm 0.5V$
Ripple voltage	$1V_{rms}$
Bus overvoltage	Up to $55V/10ms$
Transition between sunlight and eclipse regulation	Automatic and smooth

<그림 6>은 2009년 11월 4일에 지상 시험 때 전력 공급기의 센터 스위치 3번에 대해 $128kHz$ 샘플링 주파수로 측정된 버스 전압 및 리플 전압이다. 측정된 버스 전압은 평균 $50.05V$ 였으며, 리플 전압은 $620mV_{PP}$ 였다. 궤도상에서 버스 전압은 평균 $50.12V$ 에서 $50.13V$ 였으며, 리플 전압은 비행 데이터의 48초 주기로 인해 측정하기 어렵다. 지상에서 시험 결과 및 궤도상에서 운영 결과 버스 전압은 $50V_{DC} \pm 0.15V$ 이내로 조절되고, 리플 전압은 $0.3V_{rms}$ 이하로 제어되고 있음을 알 수 있다.

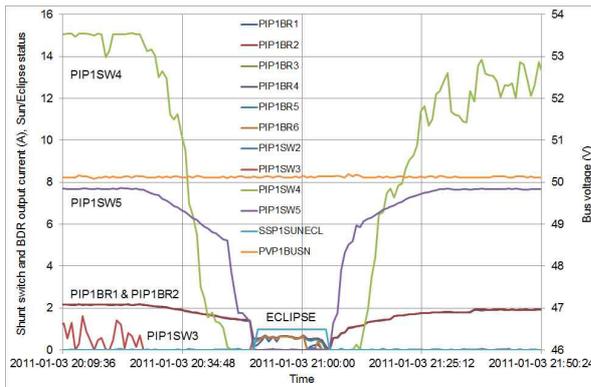
<그림 7>은 버스 전압 조절 결과이다. <그림 7> (a)는 2009년 11월 4일 지상에서 버스 과전압 발생 시험 때 버스 전압 조절 결과이다. 버스 과전압 발생은 지상 지원 장비에서 MEA 루프 전압을 자극하여 전력 공급기의 과전압 비교기를 작동시켜 모사하였다. 버스 과전압이 발생하면 전력공급기는 버스 전압을 낮추기 위해 자동적으로 과전압 부하를 동작시켜 버스전류를 증가시킨다. 버스 과전압 발생 상황에서도 버스 전압은 $50.15V$ 이하로 조절되었다. <그림 7> (b)는 2011년 1월 3일 궤도상에서 달에 의해 태양을 최대 45% 가리는 부분 식이 약 15분 정도 발생하였을 때 버스 전압 조절 결과이다. 달이 태양을 가리는 깊이가 증가함에 따라 태양전지 배열기에서 생성된 전력으로 전력 버스에서 요구되는 전력을 충분히 공급하지 못하게 되어 센터 스위치들은 순차적으로 개방되고 식 상태가 감지되었다. 식 상태에서 각 센터 스위치에 연결된 태양전지 배열기 메인섹션들에서 생성된 전력은 버스로 공급하고, 부족한 전력은 배터리 방전기를 통해 배터리로부터 공급하였다. 식에서 태양 상태로 전환 시 스위치들은 순차적으로 동작하여 버스 전압을 조절하였다. 부분 식 기간 동안 버스 전압은 평균 $50.13V$ 였다. 궤도상에서 분석 평가 결과 태양 및 식 기간 전환 시 버스 전압은 자동적으로 조절되는 것이 확인되었다.



<Fig 6> Bus and ripple voltage at ground test



(a) During bus overvoltage test at ground



(b) During sun eclipse by moon on orbit

<Fig 7> Bus voltage regulation

2.3 태양전지 배열기 성능 평가

2.3.1 태양전지 배열기 생성 전력

<표 2>는 태양전지 배열기의 생성 전력 지표이다. 천이궤도에서 부분 전개된 태양전지판의 생성 전력은 1427W로 설계되었다. 정지궤도에서 완전 전개된 태양

전지 배열기의 생성 전력은 임무초기(BOL, Beginning Of Life) 하지(SS, Summer Solstice)에서 2636W, 추분(AEX, Autumn EquinoX)에서 2974W, 10년 설계 임무말기(EOL, End Of Life) 하지에서 2468W, 추분에서 2700W로 설계되었다.

<Table 2> Solar array performance index

Season [mission]	SS [Transfer orbit]	
Pwing @51.5V	1427W	
Season [mission]	SS [BOL]	AEX [BOL]
Pwing @51.5V	2636W	2947W
Season [mission]	SS [EOL]	AEX [EOL]
Pwing @51.5V	2468W	2700W

부분 전개된 태양전지판의 생성 전력은 천이궤도에서 2010년 6월 30일에 원지점 엔진 분사2를 완료하고 배터리가 충전된 상태에서 식(1)

$$P_{SS} = 1468 W \left(\frac{\cos(0^\circ)}{\cos(2.0^\circ)\cos(1.2^\circ)} \right) \left(\frac{0.968}{0.968} \right) \quad (1)$$

을 이용해 계산하였다. 부분 전개된 태양전지판에서 생성된 평균 전력은 1468W였다. 태양전지판은 X 및 Y 축으로 각각 2.0°와 1.2°로 태양 포인팅 되었고, 플릭스는 0.968 이었다. 태양전지 배열기 제조회사의 예측 값과 비교하기 위해 하지 때의 태양 각(0°) 및 태양 플릭스(0.968) 값과 일치시켰다. 하지에서 부분 전개된 태양전지판으로부터 생성된 전력은 1469W로 제조회사로부터 예측 값 1427W와 비교하였을 때 2.9%(42W) 많이 생성되었다.

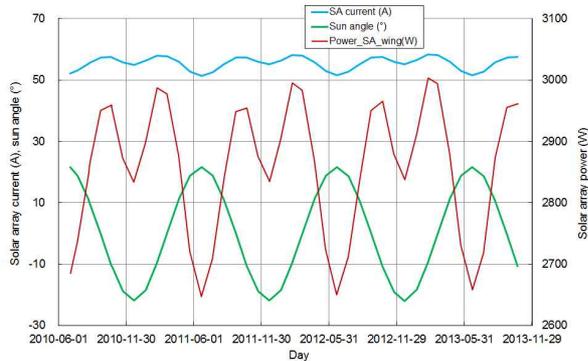
완전 전개된 태양전지 배열기의 생성 전력은 정지궤도에서 2010년 7월 3일에 최종 지구 획득 후 식(2)

$$P_{SS} = 2686 W \left(\frac{\cos(23.5^\circ)}{\cos(22.94^\circ)} \right) \left(\frac{0.968}{0.969} \right) \quad (2)$$

를 이용해 계산하였다. 완전 전개된 태양전지 배열기에서 생성된 평균 전력은 2686W였고, 태양 각은 22.94°이고, 플릭스는 0.969 이었다. 태양전지 배열기 제조회사의 예측 값과 비교하기 위해 하지 때의 태양 각(23.5°) 및 태양 플릭스(0.968) 값과 일치시켰다. 완

전 전개된 태양전지 배열기로부터 생성된 전력은 2672W로 제조회사로부터 하지에서 예측 값 2636W와 비교하였을 때 1.4%(36W) 많이 생성되었다.

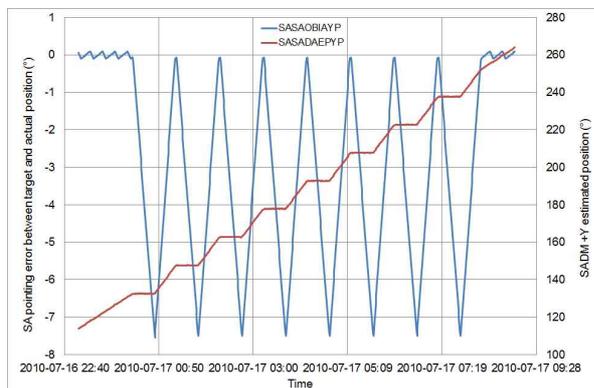
<그림 8>은 발사 이후 매달 측정된 태양전지 배열기의 생성 전력이다. 태양전지 배열기의 생성 전력은 하지에서 2650W, 추분에서 2950W 정도 생성되었다. 발사 이후 궤도상에서 태양전지 배열기는 제조회사로부터 예측 값 이상으로 전력을 생성하였으며 성능 감소가 거의 없음을 알 수 있다.



<Fig 8> Solar array power generation

2.3.2 태양전지 배열기 태양 포인팅

궤도상에서 해양 탑재체는 매일 1시간 간격으로 30분씩 8회 임무를 수행한다. 이때 위성체 포인팅 안정도를 위해 태양전지 배열기는 정지하고 임무 전 30분 동안에 태양 포인팅을 위해 회전되도록 설계되었다. 태양전지 배열기는 태양 각에 대해 최대 8.5도 포인팅 에러가 발생할 것으로 예측되었다. <그림 9>는 궤도상에서 해양 탑재체 임무 수행 동안 태양전지 배열기의



<Fig 9> Sun angle during GOCI mission

태양 각으로 최대 7.55도 포인팅 에러가 발생하였다. 해양 탑재체 임무수행 때 태양전지 배열기의 포인팅 에러는 설계 범위 이내로 제어되는 것이 확인되었다.

2.4 배터리 관리 및 성능 평가

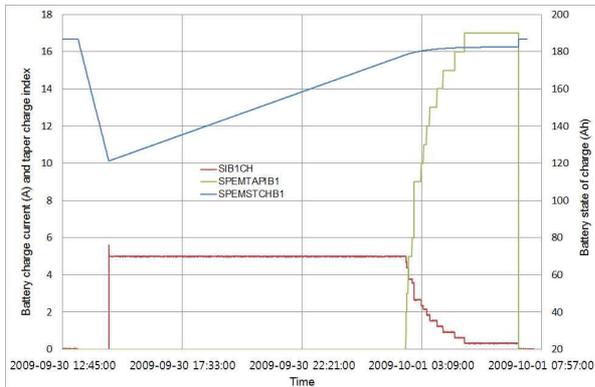
<표 3>은 전력계 비행소프트웨어에서 관리하는 배터리 레벨이다. 배터리는 정지궤도에서 식 기간이 존재하는 분점(equinox) 계절에서는 위성에서 필요로 하는 전력을 공급하기 위해 최대 충전 상태로 관리하고, 식 기간이 존재하지 않는 지점(solstice) 계절에서는 배터리에 가해지는 스트레스를 줄여 배터리의 수명을 확대하는 효과를 갖도록 관리된다. 배터리 최대 충전 상태(SOC)는 분점 계절에서 97%로, 지점 계절에서 75%로 관리한다. 배터리 충전 종료 전압은 분점 계절에서 40.75V로, 지점 계절에서 39V로 관리된다. 충전 귀환 비는 배터리 접속라인에서 발생하는 누설 에너지를 보상하기 위해 방전된 에너지 대비 충전하는 에너지를 2% 추가한다. 충전 전류는 분점 계절에서 5A로, 지점 계절에서 4A로 관리한다. 배터리 테이퍼 충전 전류 값은 분점에서 18개 값으로, 지점에서 15개 값으로 관리한다. 전력계의 분점과 지점 계절은 지상 명령으로만 선택할 수 있으며, 계절 선택은 춘추분 전후에 년 2회 수행된다.

<Table 3> Battery management level index

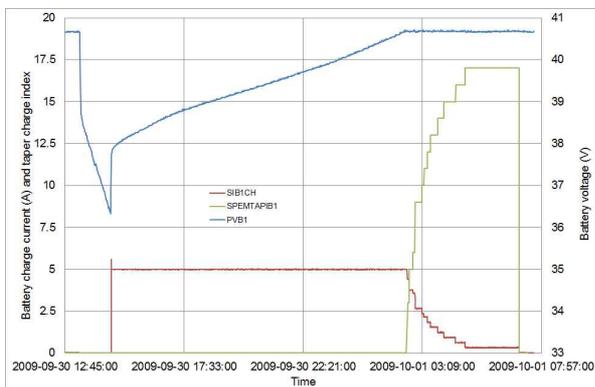
Season	Solstice	Equinox
SOCmax(%)	186.7Ah(97%)	144.4Ah(75%)
Vbattery end of charge	40.75V	40.75V
Recharge factor	1.02	1.02
Charge current	5A	4A
Taper current	18 values	15 values
SOC(%) charge reset	105Ah(55%)	105Ah(55%)

2.4.1 배터리 충전 리셋 및 충전 관리

<그림 10>은 지상 열진공 시험에서 식 기간 시험시 배터리 충전 상태 및 전압이다. <그림 10> (a)는 배터리 충전 상태이고 <그림 10> (b)는 배터리 충전 전압이다. 배터리 충전은 5A 전류로 충전 종료 전압인 40.75V까지 충전한다. 배터리 전압이 충전 완료 전압에 도달하면 분점 계절에서는 18개의 테이퍼 충전 전류 값으로 낮추어 충전을 완료하고 충전 상태를 186.7Ah(97%)로 초기화 시킨다.



(a) Battery state of charge

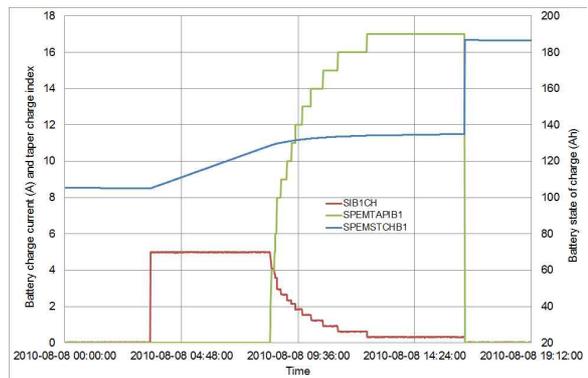


(b) Battery voltage

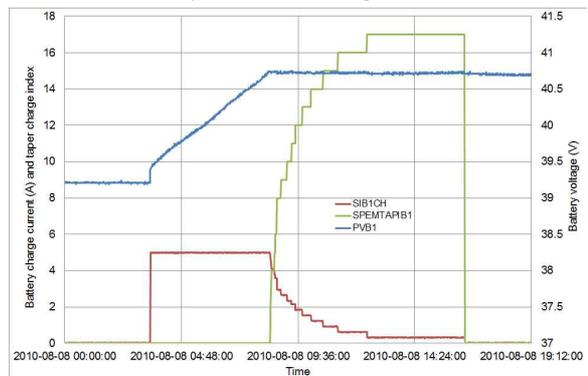
<Fig 10> Battery state of charge and voltage during thermal vacuum test at ground

<그림 11>은 궤도상에서 배터리 충전 리셋 때 배터리 충전 상태 및 전압이다. 위성은 발사 이후 첫 번째 추분 식 기간까지 위성체 및 탑재체의 궤도상 시험을 위해 분점 계절로 운영되었다. <그림 11> (a) 및 (b)는 분점 계절에서 배터리 충전 상태 및 충전 전압이다. 분점 계절에서 배터리 충전 상태가 105Ah에 도달하면 전력계 비행 소프트웨어는 배터리 충전 리셋을 통해 자동적으로 배터리를 충전 완료 상태까지 충전한다. 배터리 충전은 5A 전류로 충전 종료 전압인 40.75V까지 충전한다. 배터리 전압이 충전 완료 전압에 도달하면 분점 계절에서는 18개의 테이퍼 충전 전류 값으로 낮추어 충전을 완료하고 충전 상태를 186.7Ah(97%)로 초기화 시킨다. <그림 11> (c) 및 (d)는 지점 계절에서 배터리 충전 상태 및 충전 전압이다. 지점 계절에서 배터리 충전 상태가 105Ah에 도달하면 전력계 비행 소프트웨어는 배터리 충전 리셋

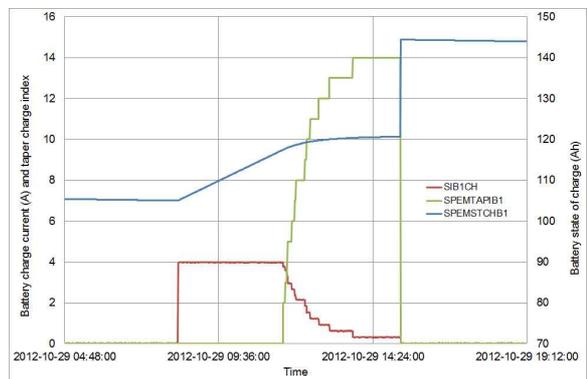
을 통해 자동적으로 배터리를 충전 완료 상태까지 충전한다. 배터리 충전은 4A 전류로 충전 종료 전압인 39V까지 충전한다. 배터리 전압이 충전 완료 전압에 도달하면 지점 계절에서는 15개의 테이퍼 충전 전류 값으로 낮추어 충전을 완료하고 충전 상태를 144.4Ah(75%)로 초기화 시킨다. 배터리 최대 충전 상태, 충전 완료 전압, 충전 전류 및 테이퍼 충전 전류 값 및 충전 리셋 값은 지상 시험 및 궤도상에서 운영 평가 결과 전력계 비행 소프트웨어에서 관리되고 있음이 확인되었다.



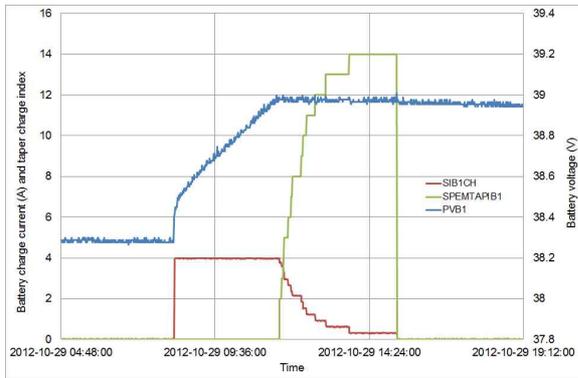
(a) Battery state of charge at equinox



(b) Battery voltage at equinox



(c) Battery state of charge at solstice

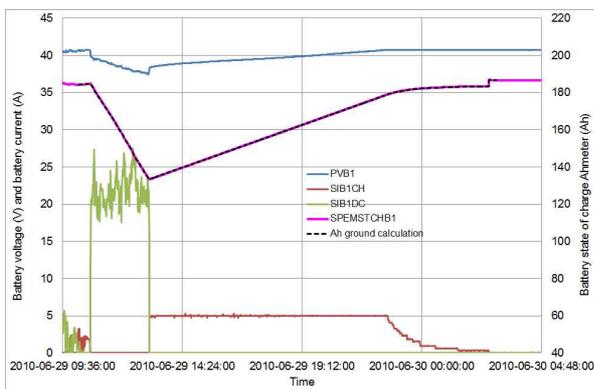


(d) Battery voltage at solstice

<Fig 11> Battery state of charge and voltage on orbit

2.4.2 배터리 충전 귀환 비

<그림 12>는 천이궤도에서 원지점 엔진 분사2 동안 배터리 충전방전율이다. 전력계 비행 소프트웨어가 계산한 방전율은 51.48Ah였고, 충전율은 50.07Ah였다. 지상에서 독립적으로 충전 전류, 셀 및 전기 접속라인에서 누설(leakage)되는 방전 전류(-0.1A), 누설 에너지를 보상하기 위해 방전된 에너지 대비 충전하는 에너지를 추가하는 충전 귀환 비(1.02)를 고려하여 계산한 방전율은 51.38Ah로 비행 소프트웨어가 계산한 방전율과 0.2% 차이를 보였고, 충전율은 50.11Ah로 비행 소프트웨어가 계산한 충전율과 0.1% 차이를 보였다. 이 차이는 비행 데이터의 48초 주기로 인해 발생된다. 궤도상에서 성능 평가 결과 충전 귀환 비는 전력계 비행 소프트웨어에서 1.02로 관리되고 있음이 확인되었다.



<Fig 12> Battery charge and discharge depth in transfer orbit

2.4.3 배터리 방전율

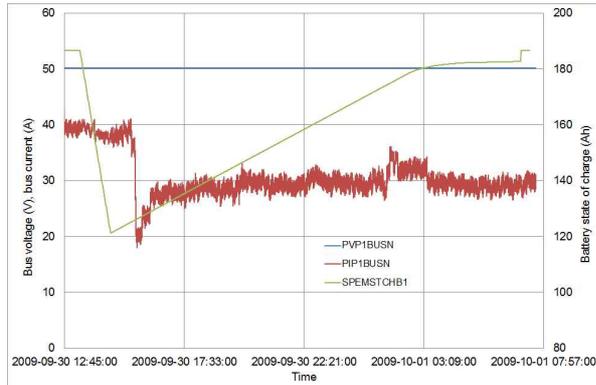
<표 4>는 배터리 방전율(DOD, Depth Of Discharge) 지표이다. 배터리 방전율은 천이궤도 하지에서 원지점 엔진 분사를 수행하는 기동모드 (maneuver) 때 52.1%이고, 10년 설계 임무말기 식 기간 때 정상상태에서 42.1%이고 하나의 셀 모듈이 단락된 최악조건에서 46.9%로 설계되었다.

<Table 4> Battery depth of discharge index

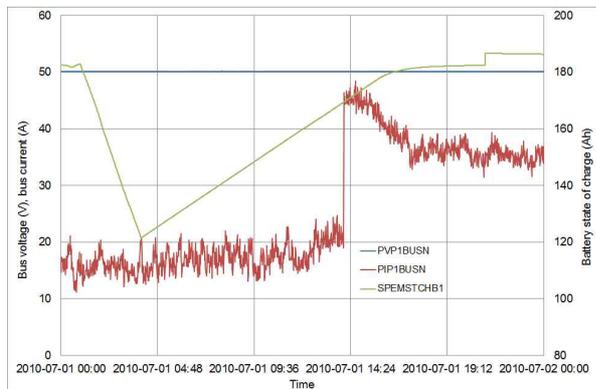
Season [mission]	SS [Transfer orbit]
Spacecraft power	964W
Battery DOD	52.1%
Season [mission]	Eclipse [EOL]
Spacecraft power	2111W
Battery DOD nominal	42.1%
Battery DOD worst case	46.9%

<그림 13>은 버스 전압, 전류 및 배터리 충전 상태이다. <그림 13> (a)는 지상 열진공에서 최대 식 기간 시험 시 버스 전압, 전류 및 배터리 충전 상태이다. 식 기간에서 버스 전력은 약 1940W로 전력 버짓에서 예측 값 2111W와 비교하였을 때 8%(171W) 적게 소모 되었으며, 배터리 최소 충전 상태는 121Ah(63%)였다. 전력계 비행 소프트웨어는 식 기간에서 충전 완료 상태를 97%로 관리하기 때문에 배터리 최대 방전율은 34%(97%-63%) 정도였다. <그림 13> (b)는 천이궤도에서 원지점 엔진 분사3을 수행하는 기동모드 때 버스 전압, 전류 및 배터리 충전 상태이다. 천이궤도에서 원지점 엔진 분사3을 수행하는 기동모드 (maneuver) 때 배터리 방전율이 가장 높았다. 2010년 7월 1일 14시 경에 버스 전류가 급격히 증가한 것은 위성체의 모드가 천이궤도에서 궤도상으로 전환하는 운영에 따라 전력 소모가 증가하였기 때문이다. 기동모드 때 버스 전력은 약 780W로 전력 버짓에서 예측 값 964W와 비교하였을 때 19%(184W) 적게 소모 되었으며, 배터리 최소 충전 상태는 122Ah(63%)였다. 전력계 비행 소프트웨어는 천이궤도에서 충전 완료 상태를 97%로 관리하기 때문에 배터리 최대 방전율은 34%(97%-63%) 정도였다. <그림 13> (c)는 궤도상에서 2012년 추분 식 기간 동안 버스 전압, 전류 및 배터리 충전 상태이다. 식 기간에서 버스 전력은 약 1904W로 전력 버짓에서 예측 값 2111W와 비교하였을 때 10%(207W) 적게 소모 되었으며, 배터리 최소

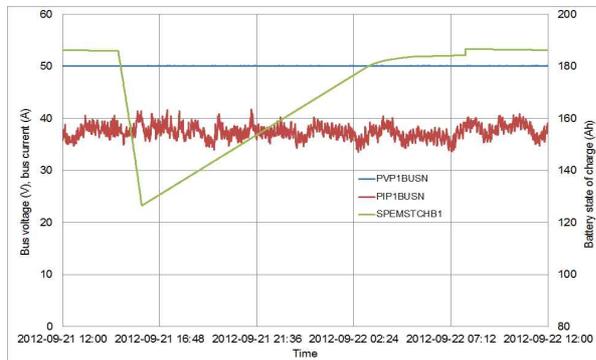
충전 상태는 127Ah(66%)였다. 전력계 비행 소프트웨어는 식 기간에서 충전 완료 상태를 97%로 관리하기 때문에 배터리 최대 방전율은 31%(97%-66%) 정도였다. 지상에서 시험 결과 및 궤도상에서 운영 결과 배터리 방전율은 천이궤도에서 최대 34%였고, 궤도상에서 31%였다. 전력 버짓에서 예측 값과 비교하였을 때 방전율이 낮은 이유는 전력 버짓에서 예측한 위성체 전력 값에 비해 적게 소모된 것으로 인해 발생된다.



(a) Thermal vacuum test at ground



(b) Transfer orbit



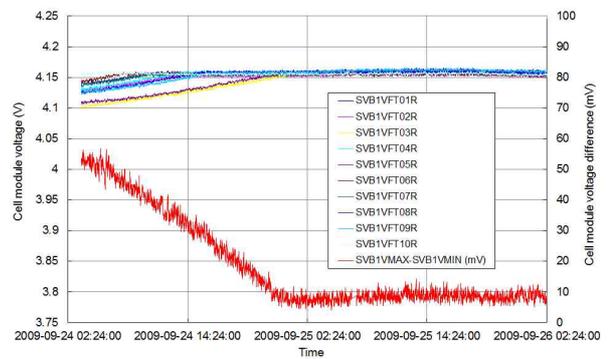
(c) Eclipse on orbit

<Fig 13> Bus voltage, current and battery state of charge

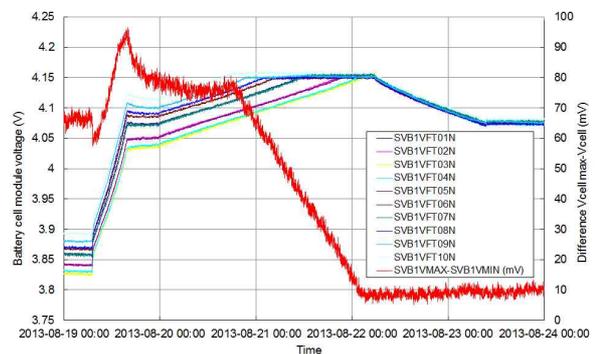
2.4.4 배터리 셀 밸런싱

임무 기간 동안 배터리 성능을 보장하기 위해 셀 모듈 전압들은 중간 값과의 차이가 100mV 이내를 유지하도록 설계되었다. 배터리 셀 밸런싱은 식 기간 계절에서 배터리 셀들의 에너지 편차를 최소화하기 위해 춘추분 전에 년 2회 수행된다[7].

<그림 14>는 배터리 밸런싱 동안 셀 모듈 전압들이다. <그림 14> (a)는 지상 열진공 시험에서 셀 모듈 밸런싱 결과이다. 셀 모듈 전압들의 최대 값과 최소 값의 차이는 밸런싱 전에 50mV 이상에서 밸런싱 후에 10mV 이내로 감소되었다. <그림 14> (b)는 궤도상에서 2013년 춘분 식 기간 전 배터리 셀 모듈 밸런싱 결과이다. 셀 모듈 전압들의 최대 값과 최소 값의 차이는 밸런싱 전에 60mV에서 밸런싱 후에 10mV 이내로 감소되었다. 지상에서 시험 결과 및 궤도상에서 운영 결과 셀 모듈 전압들의 차이가 항상 100mV 이내의 편차로 유지될 수 있도록 주기적으로 밸런싱이 수행되었다. 밸런싱 후 셀 모듈 전압들의 차이는 Eurostar 3000 플랫폼에 사용한 리튬-이온 배터리와 유사한 특성을 나타내고 있다[7][10].



(a) Thermal vacuum test at ground



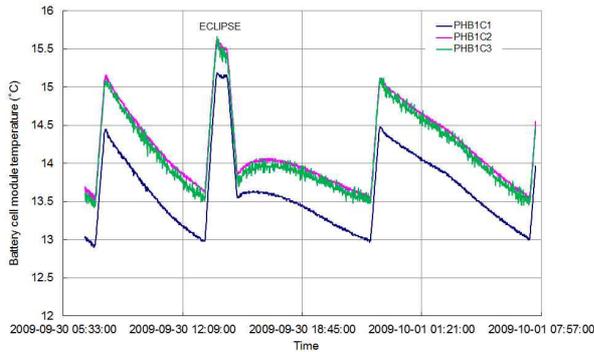
(b) On orbit

<Fig 14> Battery cell module balancing

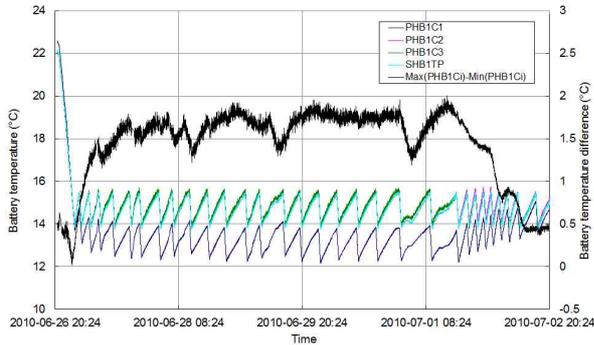
2.4.5 배터리 온도 제어

배터리는 최적 성능과 수명을 위해 10°C에서 30°C 사이에서 동작되도록 설계되었으나 성능 감소를 최소화하기 위해 정밀하게 온도 제어가 이루어져야 한다. 이를 위해 배터리의 열제어 시스템은 방열판, 다층박막단열재, 히터파이프 및 히터로 구성되어 있다. 히터는 최소 13.5°C에서 동작되고 최대 15.4°C에서 멈추도록 설계되었다. 또한 셀들 간의 온도 차이가 5°C 이내로 유지되도록 설계되었다.

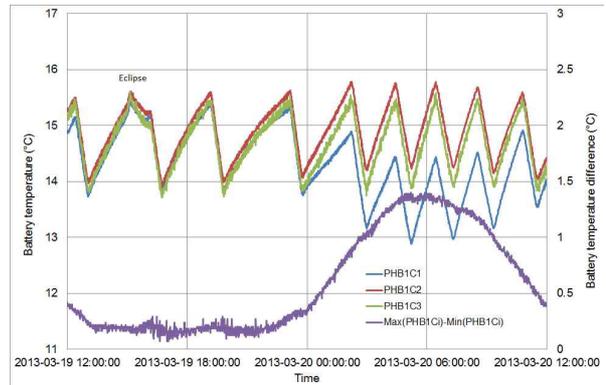
<그림 15>는 배터리 셀 모듈 온도이다. <그림 15> (a)는 지상 열진공 시험에서 최대 식 기간 시험 시 배터리 온도 제어 결과이다. 배터리는 13°C에서 16°C에서 동작되었으며, 셀 모듈들의 온도차는 2°C 이내로 제어되었다. <그림 15> (b)는 발사 및 천이궤도에서 배터리 온도 제어 결과이다. 천이궤도에서 배터리는 12°C와 16°C사이에서 동작되었으며, 셀 모듈들의 온도차는 2°C 이내로 제어되었다. <그림 15> (c)는 궤도상에서 2013년 춘분 일에 배터리 온도 제어 결과이다. 궤도상에서 배터리는 12°C와 16°C사이에서 동작되었으며, 셀 모듈들의 온도차는 2°C 이내로 제어되었다. 지상에서 시험 결과 및 궤도상에서 운영 결과 배터리



(a) Thermal vacuum test at ground



(b) Launch and transfer orbit



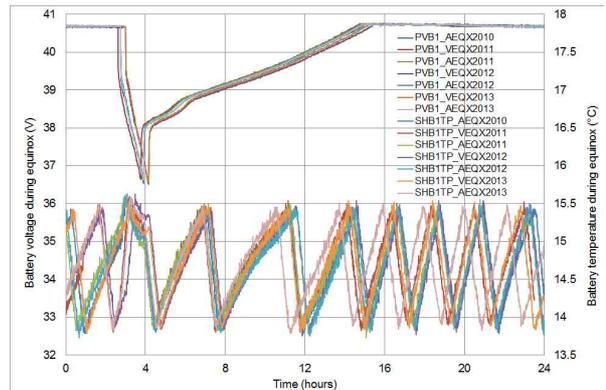
(c) On orbit

<Fig 15> Battery temperature

셀 모듈들의 온도차는 2°C 이내로 제어되고 있다. 이 온도차는 Eurostar 3000 플랫폼에 사용한 리튬-이온 배터리와 유사한 특성을 나타내고 있다[7][10].

2.4.6 배터리 전압 및 온도 동향

<그림 16>은 발사 이후 궤도상에서 춘추분 일에 배터리 전압 및 3개의 셀 모듈 온도에서 중간 값으로 선택된 온도이다. 배터리 전압은 36.5V 이상이 유지되었으며, 배터리 온도는 2°C 이내로 제어되어 발사 이후 배터리의 성능 감소는 거의 없음을 확인할 수 있다.



<Fig 16> Battery voltage and temperature trend on orbit

3. 결론

전력계의 성능 평가는 발사된 위성에 대해 임무말

기까지 정상 동작을 입증하는 목적뿐만 아니라 향후 정지궤도위성 전력계의 설계에 활용하기 위해 반드시 필요하다. 본 논문은 정지궤도위성 전력계의 성능 평가를 위해 전력 버스, 태양전지 배열기 및 배터리 성능과 관련한 중요 설계 변수들을 선정하였다. 전력계의 성능은 선정된 변수들에 대해 설계로부터 지상에서 시험 결과와 궤도상에서 운영 결과를 비교 분석하여 평가하였다. 선정된 전력계의 중요 설계 변수들에 성능을 평가한 결과 전력계는 중요한 성능감소 없이 정상적으로 동작되고 있음이 입증되었다. 태양 및 식기기간에서 완전 조절 50V_{DC} 전력 버스를 제공하기 위해 전력 버스 조절 구성, 배터리 충전 구성 및 충전 테이퍼 원리, 전력 버스 성능 지표 및 전력계 비행소프트웨어에서 관리하는 배터리 레벨 지표는 향후 정지궤도위성 전력계의 설계에 활용할 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] J.C. Koo and E.C. Kim, S.K. Lee and S.W. Ra, "Electrical Power Subsystem Operation in Launch and Transfer Orbits of the Geostationary Satellite," Proceeding of the 2010 KSAS Fall Conference, pp. 964-967, 2010.
- [2] J.C. Koo and E.C. Kim, "COMS EPS Preliminary Design," Proceedings of the International Symposium on Remote Sensing 2006, Busan, Korea, Nov. 2006.
- [3] H.Y. Jun, J.H. Kim, J.W. Chae, J.J. Lee, J.S. Park, K.J. Park, "A Thermal Study for Solar Array Effect on Payload Radiator," Proceeding of the 2011 KSAS Fall Conference, pp. 607-611, 2011.
- [4] C. Sabourin, A. Cox and A. Crausaz, "ALPHABUS: Electrical Power Subsystem," Proceedings of the 8th European Space Power Conference, Constance, Germany, Sep. 2008.
- [5] Y. Borthomieu, M. Broussely, and JP. Planchat, "VES140S Li-Ion Cell GEO Life Test Results," Proceedings of the 6th European Space Power Conference, Porto, Portugal, May 2002.
- [6] J.C. Koo, S.K. Lee and S.W. Ra, "Lithium-Ion Battery Design for the Hybrid Satellite in the Geostationary Orbit," Proceedings of the 31th International Telecommunications Energy Conference, Incheon, Korea, Oct. 2009.
- [7] P. Mattesco, "EADS-Astrium Lithium Technology Experiences," Proceedings of the 8th European Space Power Conference, Constance, Germany, Sep. 2008.
- [8] L. Soubrier and E. Trehet, "High Power PCU for Alphabus: PSR100V," Proceedings of the 9th European Space Power Conference, Saint Raphael, France, Jun. 2011.
- [9] W. Knorr, "A Modular Power Control Unit Design for High Power Satellite from 8kW to 25kW," Proceedings of the 6th European Space Power Conference, Porto, Portugal, May 2002.
- [10] P. Mattesco, P. Peiro, V. Thakur and Y. Borthomieu, "Overview and In-Orbit Behaviour of the First Lithium-Ion Batteries Used Onboard Eutelsat W3A GEO Telecommunications Satellite Update after Seven Years In Orbit," Proceedings of the 8th European Space Power Conference, Constance, Germany, Sep. 2008.



구 자 춘 (Ja Chun Koo)

- 정회원
- 경북대학교 전자공학과 학사
- 경북대학교 전자공학과 석사
- 한국항공우주연구원

• 관심분야 : 인공위성 전력계, 배터리, 전자파양립성



나 성 응 (Sung Woong Ra)

- 서울대학교 전기공학과 학사
- 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 석사
- 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 박사

• 충남대학교 공과대학 전자공학과 교수

• 관심분야 : 영상통신, 영상처리

논문 접수일 : 2013년 09월 02일
1차수정완료일 : 2013년 12월 07일
2차수정완료일 : 2014년 01월 17일
게재확정일 : 2014년 02월 13일