

Development of Onboard Power Supply Device for Precision Guided Kit

朴德培[†]·金亨信^{*}
(Deok-Bae Park · Hyung-Shin Kim)

Abstract - A precision guided kit is a GPS/INS guided range extension system to improve the accuracy and availability of existing dumb bombs. The PSD(power supply device) installed in the GPS guided kit supplies electrical power to all electrical loads in the kit. In this paper, design process and test results of the PSD have been presented. Additionally, the performance results of the PSD during actual ground and flight tests have been described.

Key Words : Precision Guided Kit, Power Supply Device, PSD, Battery, FCU

1. 서 론

최근 재래식 폭탄에 유도 기능을 추가하여 정확도와 사거리를 크게 향상시킨 정밀 유도 무기(PGM, Precision Guided Munition)에 관한 연구가 선진국에서 활발히 진행 중이다 [1]-[3]. 대표적인 정밀 유도 무기 중 하나인 통합 직격 폭탄(JDAM, Joint Direct Attack Munition)은 미 보잉사에서 개발하여 최근 이라크 전쟁에 투입되어 그 성능을 입증한 바 있다[4]. 국내에서는 국방과학연구소의 주도로 재래식 폭탄에 정밀유도 비행체를 장착하여 정밀유도 폭탄화 하는 응용 연구 사업이 수행되었다. 정밀유도 비행체는 GPS(Global Positioning System)/INS(Inertial Navigation System) 통합 항법 장치를 내장한 사거리 연장 유도 키트의 일종으로 재래식 폭탄의 상단에 부착되어 폭탄과 함께 투하되면 접혀 있던 날개가 전개되고 이후 날개의 플래퍼론을 구동하여 유도 조종을 수행한다. 정밀유도 비행체는 JDAM에 비하여 유도 기능을 부여하기 위해 폭탄에 물리적인 수정을 가하지 않아도 되며 또한, 날개로 인하여 폭탄의 사거리를 크게 증가시킬 수 있는 장점을 가진다[5]. 정밀유도 비행체는 크게 날개 기구부, 동체, 비행 제어 장치(FCU, Flight Control Unit) 및 전원공급장치 등으로 구성된다. 이 중에서 전원공급장치는 그림1과 같은 형상으로 동체 우측에 장착되어 정밀유도 비행체 임무시간동안에 FCU 내부의 전기/전자 구성품인 조종/임무컴퓨터, 통합항법모듈, 플래퍼론 구동장치 및 날개 기구부에 장착되는 날개 전개장치 등에 안정적으로 전기를 공급하여 각 계통 장비들이 정상적으로 작동될 수 있도록 한다.

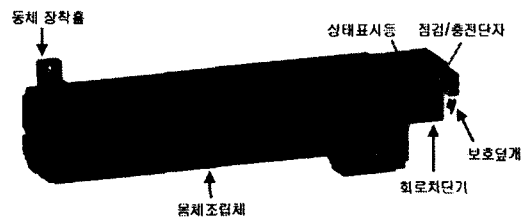


그림 1 전원공급장치 형상
Fig. 1 Configuration of PSD

본 논문은 전원공급장치의 설계과정 및 그 특성을 기술하였고 예상되는 정밀유도 비행체 운용환경 하에서의 전원공급장치의 신뢰성을 검사하기 위한 환경시험과 그 결과를 제시하였다. 또한, 지상시험 및 총 3회의 실제 비행 투하시험을 통한 전원공급장치의 성능 검증 결과를 기술하였다.

2. 정밀유도 비행체 탑재용 전원공급장치 설계제작

2.1 설계요구도 분석

정밀유도비행체는 고도 0,000m 이하에서 폭탄과 함께 항공기로부터 분리 투하되어 사거리 00km 이상 비행하여 목표물을 명중하는 무기체계 이므로 탑재용 전원공급장치는 정밀유도 비행체의 운용환경, 운용개념 및 임무시간 등을 고려하여 설계되어야 할 뿐 만 아니라 항공기에 탑재되어 운용되는 무기체계 이므로 가능한 무게가 가볍고 소형으로 제작되어야 한다. 또한, 정밀유도 비행체가 재래식 폭탄에 부착되므로 전원공급장치는 폭발의 위험성 없이 정밀유도 비행체내 각 계통 장비들에게 안정적으로 전원을 공급할 수 있고 재충전이 가능하도록 설계되어야 한다. 상기와 같은 다양한 전원공급장치 설계관련 요구사항들을 개발초기에도 출하여 표1과 같은 전원공급장치 설계 요구도가 확정되었다.

[†] 교신저자, 正會員 : 忠南大學校 컴퓨터工學科 博士課程

E-mail: deokbaepark@add.re.kr

^{*} 非會員 : 忠南大學校 工大 컴퓨터工學科 副教授 · 工博

接受日字 : 2008年 3月 12日

最終完了 : 2008年 5月 13日

표 1 전원공급장치 설계 요구도
Table 1 Design requirement of PSD

항 목	요구치(값)
출력전압	정격전압 DC +24V (DC +18V~DC +30V)
임무시간	95분 이상
운용성	재충전성, 안정성 우수
저장 및 운용 온도	-40℃ ~ 60℃
운용 고도	0,000 m이하
크기(mm)	390× 90× 70 이내
중량	7.5 kg 이하

2.2 총 소모 전력량 추정

전원공급장치의 주요 구성품인 배터리 셀 조립체 설계를 위해서는 임무시간동안 정밀유도 비행체에서 사용되는 총 소모 전력량의 정확한 분석이 요구된다. 이에 정밀유도 비행체의 운용 단계를 아래와 같이 크게 3단계로 구분하여 각 단계별로 계통별 장비들의 작동유무와 각 계통 장비들의 데이터 시트상의 최대 소모 전력 값을 이용하여 임무시간 동안의 정밀유도 비행체가 사용하는 총 소모 전력량을 추정하였다.

- 투하 전 단계 (탑재)

지상에서 정밀유도 비행체가 폭탄에 장착되고 전원 공급이 시작된 후 임무고도에서 정밀유도 비행체와 폭탄 조립체가 비행기로 부터 분리/투하되기 직전까지의 단계
- 날개 전개 단계 (Phase I)

정밀유도 비행체 투하 후 약 2.5초 동안 날개 전개 장치에 의해 날개 전개가 되는 단계
- 투하 후 비행 단계 (Phase II)

정밀유도 비행체의 날개 전개가 완료된 후 비행하여 목표물을 명중하기까지의 단계

먼저 투하 전 단계에서는 날개 전개장치의 구성품인 날개 전개용 직류(DC) 전동기와 플레퍼론 구동장치의 구성품인 BLDC(Brushless DC) 전동기의 구동이 없고 피토시스템은 작동하지 않는다. 투하 후 비행 단계에는 날개 전개용 직류전동기의 구동이 없다. 한편, 플레퍼론 구동장치 내 BLDC 전동기와 날개 전개장치 내 직류 전동기의 소모 전력은 전동기에 걸리는 기계적 부하에 따라 다르나 각 전동기의 데이터 시트 상에 표시된 최대 소모 전력이 사용되는 것으로 가정하여 직류전동기는 약 360W, 플레퍼론 구동용 BLDC 전동기는 1개당 13.5W 전력이 소모 되는 것으로 추정 하였다. 표 2에 운용단계별로 각 계통에서 사용되는 소모전력 및 총 소모 전력량의 추정 결과를 정리 하였다. 추정된 총 소모 전력량 74.2[Wh]은 약 3.09A의 전류량으로 출력전압 DC +24V를 1시간동안 유지할 수 있는 전력량이다.

표 2 정밀유도 비행체내 총 소모 전력량 추정 값
Table 2 Estimated total power consumption in the kit

항목	비행시험				
	탑재	Phase I	Phase II		
총 소모 전력량[Wh]	74.2				
단계별 소모 전력량[Wh]	66.68	0.31	7.20		
전류량[A] @24V	1.85	18.60	3.60		
단계별 소요시간	90분	2.5초	5분		
단계별 소모전력[W]	44.45	446.45	86.45		
단계별 장비 작동 유무 (최대값 적용시)	통합항법모듈 (24.1 W)	작동	작동	작동	
	조종/임무컴퓨터 (6.5W)	작동	작동	작동	
	플레퍼론 구동 장치	BLDC*2 전동기 (27.0W)	비작동	작동	작동
		구동 제어기 (8.6W)	작동	작동	작동
	날개 전개 장치	DC 전동기 (360.0W)	비작동	작동	비작동
		전개 제어기 (3.7W)	작동	작동	작동
	전원공급장치 (1.5W)	작동	작동	작동	
	피토시스템 (15.0W)	비작동	작동	작동	

2.3 배터리 셀 선정 및 셀 효율 계산

배터리 셀 조립체를 구성하는 배터리 셀(cell)로는 1차 전지 및 2차 전지가 사용될 수 있다. 그러나 1차 전지는 저가/경량/소형의 장점에도 불구하고 방전율이 높지 않기 때문에 부하 변동이 있는 장치에는 효과적이지 못할 뿐만 아니라 개발 요구도인 재충전이 불가능하다[6]. 따라서 배터리 셀 조립체의 배터리 셀은 방전 특성이 양호하고 충전과 방전을 계속 반복할 수 있는 2차 전지로 결정되었다. 2차전지에는 연축전지, Ni-Cd전지, Ni-MH전지 및 Li-ion전지 등이 있으므로 각 전지별 특징, 정밀유도 비행체 운용환경, 전기부하 특성 및 안정성 등을 종합적으로 분석하여 안정성이 우수하며 높은 방전율 특성으로 전동기 구동에 적합한 Ni-Cd 2차 전지가 최종 선택되었다. Ni-Cd전지는 Ni-MH에 비해 저온에 강하나 정밀유도 비행체의 저온 운용환경인 -40℃에서 성능이 급격히 떨어지는 단점이 있을 것으로 예상되었다. Ni-Cd형 2차 전지를 생산하는 업체(Saft사, EPT사, SANYO사)별로 제품조사가 수행되었으며 최종으로 500회 이상의 충/방전이 가능하며 총 예상 소모 전력량인 74.2[Wh]와 전원공급장치의 무게와 크기 제한 요구사항을 만족하는 Saft사 VR 4D 셀을 선정하였다. 선정된 VR 4D 배터리 셀의 주요특성은 표 3과 같다.

표 3 Saft사 VR4D 배터리 셀 특성

Table 3 Characteristics of VR4D battery cell

특성항목		특성 값
정격전압(V)		1.2
용량	표준용량(mAh)	4500
	IEC 최소용량(mAh)	4000
크기	직경(mm)	32.15±0.1
	높이(mm)	58.2±0.4
무게(g)		145
운용온도(°C)		-40 ~ +60
보관온도(°C)		+5 ~ +25
방전 전류	최대 순간(<1s) (A)	210
	최대 연속 전류(A)	28

그러나 배터리 셀의 실질적인 효율은 주로 다음과 같은 5가지의 요인에 의해 결정된다.

- 부하크기에 따른 평균방전 전류
- 배터리 운용 주변 평균 온도
- 자기 방전을
- 배터리 셀당 종지전압
- 배터리 셀 충전율

배터리 셀의 효율은 아래 그림2와 그림3의 VR 4D 배터리 셀 특성 그래프와 배터리의 운용 주변평균온도(-10°C), 자기 방전을 (8%, 10일 충전주기), 배터리 셀 당 종지전압(1.0V), 배터리 셀 충전율(100%)의 가정 하에 계산되었다. 계산 결과 선정된 VR 4D 셀은 정밀유도 비행체 운용환경 하에서 약 73%의 효율이 있을 것으로 예측 되었다. 또한, 이 배터리 셀 효율을 적용한 전원공급장치의 예상 가용시간은 약 104분이 되므로 정밀유도 비행체의 임무시간(95분 이상)을 충족시킬 수 있을 것으로 판단되었다. 그러나 배터리 셀 효율 및 소모 전력 추정 시 다수의 가정이 포함되었으므로 전원공급장치의 최종 성능은 환경시험과 비행시험 등을 통해 검증할 필요가 있다.

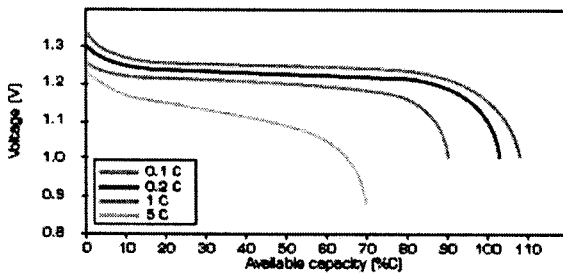


그림 2 방전전압과 방전전류에 따른 가용 특성
Fig. 2 Available capacity related with discharge voltage and discharge current

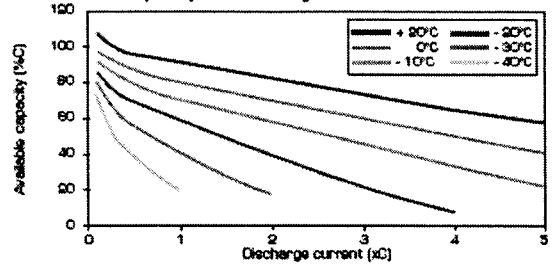


그림 3 방전전류와 주변온도에 따른 가용 특성
Fig. 3 Available capacity related with discharge current and circumference temperature

2.4 내부 상세회로 설계 및 제작

전원공급장치는 표3의 특성을 가진 Saft사 VR4D 원통형 Ni-Cd 배터리 셀 20개를 그림4와 같이 5개씩 4열로 배열한 후 직렬 연결하여 정격전압 DC +24V 전압을 출력하도록 설계된 배터리 셀 조립체와 전압감시회로카드, 회로차단기 및 저전압 충전상태표시등이 포함된 회로카드 조립체로 크게 구성된다.

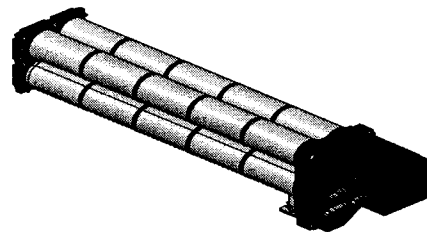


그림 4 배터리 셀 조립체 형상
Fig. 4 Configuration of battery cell assembly

회로카드 조립체내 전압감시회로는 전원공급장치의 출력 전압 및 전류 값을 측정할 수 있는 전압 센서 및 전류 센서와 설정된 값 이하로 출력 전압이 떨어지는 경우에 저전압 충전상태 표시등을 점등하는 전압비교 및 상태표시등 구동회로로 구성된다. 그림5에 개발된 전원공급장치의 블록도를 나타내었다.

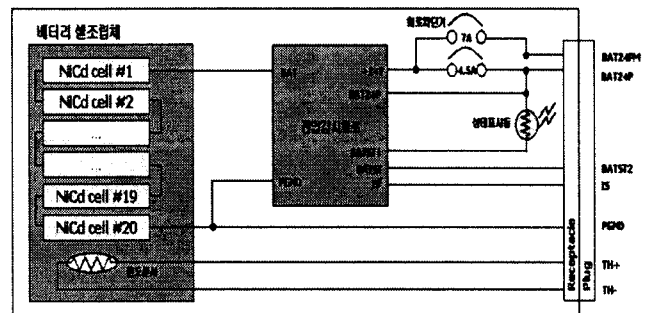


그림 5 전원공급장치 블록도
Fig. 5 Block diagram of PSD

3. 전원공급장치 환경 성능시험 및 결과분석

3.1 온도 및 고도 시험

2.2절의 소모전력 추정 시와 동일하게 정밀유도 비행체 임무시간 동안 운용단계를 3단계로 구분하여 각 단계별로 전기 부하량을 설정(탑재단계 : 1.85A, Phase I: 18.6A, Phase II: 3.6A)하고 이를 전자부하기를 사용하여 가상의 전기부하가 전원공급장치에 연결되도록 하였다. 이후, 정밀유도 비행체의 운용환경을 고려하여 저온시험, 고온시험 및 고도시험을 위한 시험 프로파일을 각각 결정하였다. 아래 그림6에서 보이는 항온 항습 온도 챔버 장비 내에 개발된 전원공급장치를 설치한 후 설정된 시험 프로파일들에 따라 각각 저온, 고온 및 고도 시험을 수행하였다.

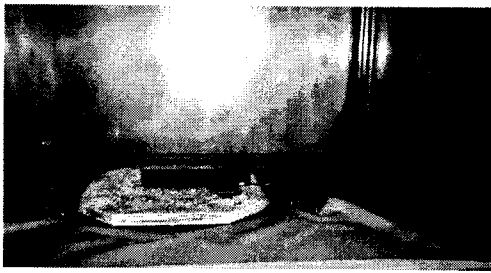


그림 6 온도 및 고도시험

Fig. 6 Temperature and altitude tests

저온, 고온 및 고도 시험 결과 개발된 전원공급장치는 정밀유도 비행체의 운용환경에서 임무시간동안 최소 DC +18V 이상의 전압을 안정적으로 공급할 수 있음을 확인할 수 있었다. 표4에 저온, 고온 및 고도 시험의 결과를 간략히 정리 하였다.

표 4 전원공급장치 저온/고온/고도 시험 결과
Table 4 Temperature & altitude test result of PSD

시험종류		저온시험	고온시험	고도시험	
충전 조건	충전전류(mA)	370	350	340	
	충전시간(hr)	12.17	12.85	12.71	
	충전전압(VDC)	28.323	29.124	28.60	
	충전량(mAh)	4500	4500	4500	
방전 조건	전압 (VDC)	5분경과	26.48	24.82	26.22
		피크 부하시	19.12	22.21	22.63
		95분 경과	19.51	23.37	23.69
	전류 (A)	5분경과	1.853	1.742	1.834
		피크 부하시	12.921	14.734	15.223
		95분 경과	2.715	3.277	3.296
상태표시등 점등 전압 (VDC)		23.69	23.64	23.70	

그림7에는 저온 환경시험동안 시간대 별 전원공급장치(배터리)의 출력전압 변화 특성을 나타내었다. 그림 7에서 보이는 바와 같이 80분 이후에 출력전압의 감소 기울기가 커진 것은 -40℃ 저온의 영향으로 판단된다. 날개 전개용 직류 전동기의 구동 때문에 피크 부하가 인가되는 상황에서는 방전 전압이 DC +19.51V로 요구조건인 DC +18V 이상은 충족되나 전원공급장치의 배터리 셀이 저온의 영향을 크게 받는다는 것을 확인 할 수 있었다. 향후 정밀유도 비행체 체계개발 시에는 저온 운용환경이 더욱 낮아지는 점을 고려할 때 저온에서의 성능 향상을 위한 보완설계가 필요하리라 판단된다.

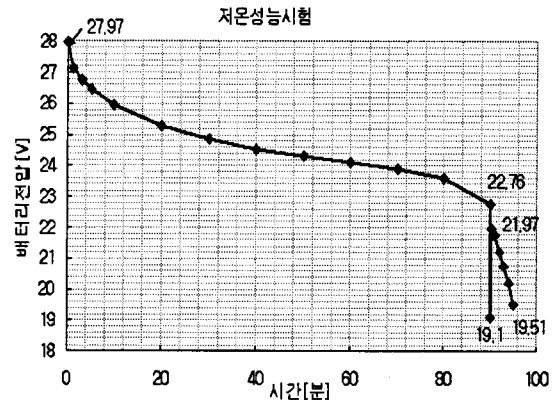


그림 7 전원공급장치 출력전압 특성(저온시험)

Fig. 7 Output voltage characteristics of PSD (low temperature test)

3.2 진동 및 충격시험

전원공급장치의 진동 및 충격시험은 각각 미 군사규격 MIL-STD-810F Method 514.5와 Method 516.5에 따라 수행하였다. 상세 시험 규격은 표5와 같다.

표 5 진동 및 충격시험 내역

Table 5 Breakdown of vibration and shock test

시험항목	시험내역
불규칙 진동시험	12.55 Grms* 20 minute/axis along 3axes
충격시험	15G(peak), 11msec, 3 times/axis along 3axes

* rms : root mean square

제작된 전원공급장치에 대해 그림 8에서 보이는 장비로 진동시험을 한 결과 전원공급장치 장축 길이방향, 즉 배터리 셀의 적층방향으로 진동 및 충격이 가해졌을 때 배터리 셀 간 전기적 접점이 끊어지고 배터리 셀의 유동에 의해 배터리 셀 필름이 손상되는 현상이 발생되었다. 또한, 이와 같은 전기적 단락현상에 의해 전원공급장치의 출력 전압이 간헐적으로 끊어지는 현상이 발생하였다.

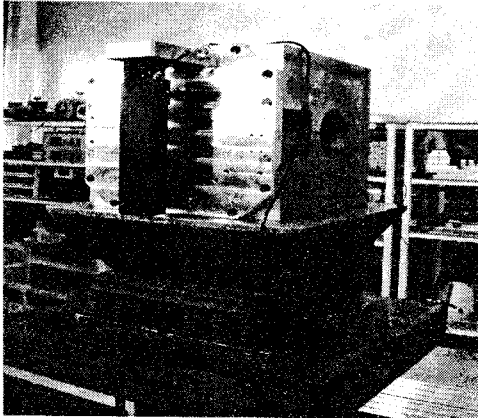


그림 8 진동시험
Fig. 8 Vibration test

따라서 그림9와 같이 배터리 셀 간의 전극 간 연결부위를 spot 용접 및 전기적 고정 연결방식으로 수정하였으며, 또한 진동 및 충격에 의한 배터리 셀들의 유동방지를 위해 배터리 셀 조립체 내부에 몰딩액을 삽입하여 고정하였다. 수정 후 진동 및 충격시험을 각각 수행한 결과 전원공급장치의 출력전압이 안정적으로 출력됨을 확인 할 수 있었다.

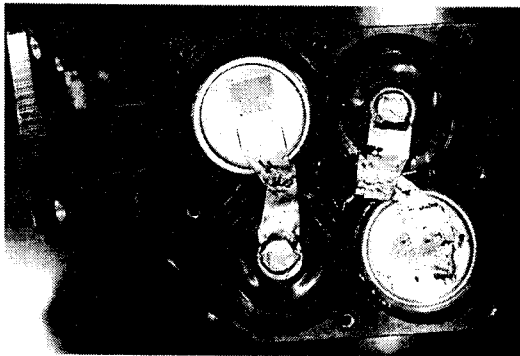


그림 9 배터리 셀 조립체 상부(수정후)
Fig. 9 Top View of battery cell assembly (after modification)

4. 전원공급장치 지상 및 비행 성능시험 결과 고찰

4.1 지상 성능시험 및 결과 고찰

정밀유도 비행체의 완전 조립 상태로 지상에서 전원공급 장치의 지상 성능시험을 수행하였다. 특히, 날개 전개 단계(Phase I)에서의 날개 전개장치용 직류전동기 구동을 위한 전류 공급성능은 전원공급장치의 주요 기능 중 하나로 비행시험 전에 검증이 요구되는 항목이다. 지상에서 날개에 걸리는 공력 특성을 모사하기 위한 모의 하중부하(22kg)를 양쪽 날개에 각각 설치하여 날개 전개용 직류전동기의 부하로 작동하도록 구성하였다 이 시험결과, 그림10에서와 같이 투하 후 날개 전개용 직류전동기 구동을 위해 전원공급장치는 최대 19.8A의 전류를 공급하여 날개가 정상적으로 전개될 수 있음을 입증하였다.

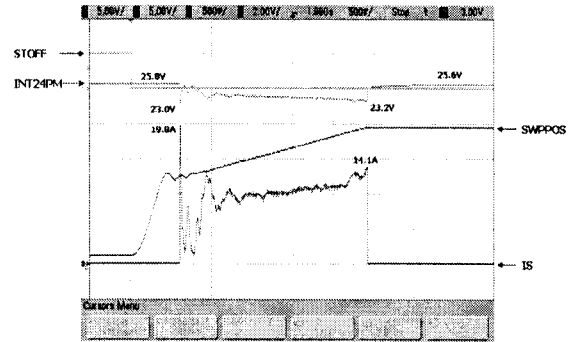


그림 10 날개 전개시의 최대 부하전류
Fig. 10 Maximum load current in wings expanded

4.2 비행 성능시험 및 결과 고찰

개발된 3조의 전원공급장치들을 3조의 정밀유도 비행체에 각각 탑재하여 총 3차례의 실제 비행 투하시험을 수행하였다. 3차례의 비행투하시험 동안 각 전원공급장치는 모두 안정적으로 전기를 출력하여 비행 투하시험이 성공적으로 수행되도록 하였다. 수행된 3차례의 정밀유도 비행체 비행투하시험 내용 및 각 비행 투하 시험시의 전원공급장치의 비행시험 결과를 표6에 정리하였다. 본 비행 투하 시험을 통해서 정밀유도 비행체의 총 소모 전력량은 초기 설계시의 소모 전력량 추정 값의 약 35~40%정도임을 확인 하였으며, 향후 체계개발 시 실질적인 계통 장비들의 소모전력 및 총 소모 전력량을 고려한 배터리 셀 조립체 설계가 가능하게 되었다.

표 6 전원공급장치 비행시험 결과
Table 6 Flight test result of PSD

비행 투하시험	임무 시간 [분]	단계	전류		
			VDC	A(rms)	A(max)
1회 ('06.8.2)	53	탑재	24.9	0.46	0.49
		I	24.69	2.24	14.06
		II	24.83	0.53	2.38
2회 ('06.9.28)	84	탑재	24.12	0.59	0.62
		I	23.89	1.91	11.78
		II	24.05	0.82	8.4
3회 ('06.12.14)	85	탑재	24.22	0.59	0.62
		I	23.87	2.20	6.32
		II	24.16	0.68	4.04

5. 결 론

본 논문은 정밀유도 비행체에 탑재되는 전원공급장치의 설계과정 및 결과에 대해 기술하였다. 또한, 환경시험, 지상 시험 및 실제 비행 투하 시험 과정 및 그 결과도 기술하였다. 그러나 응용연구 개발기간 및 개발비용등의 제한으로 단 3차례의 실제 비행 투하 시험만을 수행할 수 밖에 없었기에 정밀유도 비행체의 다양한 운용상황에서의 전원공급 장치 성능 검증을 수행하지 못하였다. 향후, 체계 개발 시에는 약 30회의 실제 비행 투하시험이 계획되어 있으므로 전

원공급장치의 성능을 충분히 검증할 수 있을 것으로 판단된다.

한편, 정밀유도 비행체 체계개발 시에는 정밀유도 비행체의 임무시간 증가 및 저온 운용환경의 열악성이 예상되므로 이에 대한 전원공급장치의 보완 및 최적화 설계가 필수적으로 요구된다.

참 고 문 헌

[1] King. B, Eckert. C, Minor. R, "The International GMLRS Development Program - A GPS/INS Application to Extend Range and Effectiveness of the Basic Multiple Launch Rocket System (MLRS)," Proceedings of the ION GPS 2002, Portland, Oregon, 24-27 Sept., pp. 2498-2508, 2002.

[2] Minor. R, Nielson. J, "NavStrikeTM Rockwell's New Generation GPS Receiver for Precision Guided Munitions Applications," Proceedings of the ION GPS 2001, Salt Lake City, Utah, 19-22 Sept., pp. 2047-2050, 2000.

[3] Wells. L "The Projectile Challenge for GPS Guidance," Proceedings of the ION GPS 2001, Salt Lake City, Utah, 11-14 Sept., pp. 850-854, 2001.

[4] Hasik. J. M, "GPS at War: A Ten-Year Retrospective," Proceedings of the ION GPS 2001, Salt Lake City, Utah, 11-14 Sept., pp. 2406-2417, 2001.

[5] 박덕배의 3명, "GPS 유도폭탄용 통합 항법장치의 이중 칼만필터와 비행성능평가" 07년 추계 항공우주학회 학술 발표대회, 2007. 11

[6] 오재기, 백수현, "연료전지 기술동향" 대한전기학회지: 전기의 세계, 1598-4613, 제55권5호, pp.22-25, 2006

저 자 소 개



박 덕 배 (朴 德 培)

1967년 10월 9일생. 1991년 경북대학교 전자공학과 학사. 1997년 경북대학교 전자공학과 석사. 1992년~현재 국방과학연구소 선임연구원. 2006년~현재 충남대학교 컴퓨터 공학과 박사과정
Tel : 042-821-2950
E-mail : deokbaepark@add.re.kr



김 형 신 (金 亨 信)

1990년 한국과학기술원 전산학과 학사. 1990년 University of Surrey, U.K. 위성통신공학과 석사. 2003년 한국과학기술원 전산학과 박사. 2004년 2월~현재 충남대학교 컴퓨터 공학과 부교수
Tel : 042-821-5446
E-mail : hyungshin@cnu.ac.kr