

## 항공기 장착 유도탄의 KW급 전력변환장치 설계와 정류방식에 따른 연구

# A Study on the Design and Rectification Method of a KW class Power Converter Unit for an Aircraft Mounted Guided Missile

김형재<sup>1\*</sup> · 정재원<sup>1</sup> · 이동현<sup>1</sup> · 김길훈<sup>1</sup> · 문미연<sup>2</sup>

<sup>1</sup>LIG 넥스원 PGM1연구소, 항공무장체계단.

<sup>2</sup>국방과학연구소, 제3유도무기체계개발단.

Hyung-Jae Kim<sup>1\*</sup> · Jae-Won Jung<sup>1</sup> · Dong-Hyeon Lee<sup>1</sup> · Gil-Hoon Kim<sup>1</sup> · Mi-Youn Moon<sup>2</sup>

<sup>1</sup>PGM1 R&D Lab, LIG Nex1, Gyeonggi-do, 13488, Korea

<sup>2</sup>The 3<sup>rd</sup> Missile Systems PMO, Agency For Defense Development, Yuseong, 34186, Korea

### [요 약]

최근 국내에서도 항공기 플랫폼을 기반으로 한 무기체계 수요는 점진적으로 증가 추세이다. 특히 지상 요격 용도로 항공기에 장착되어 발사 후 수백 킬로미터를 순항한 뒤 표적에 침투하는 유도탄의 수요가 높지만 개발 초기단계이며 그에 따른 연구와 자료 역시 제한적이다. 본 논문은 항공기 플랫폼에 장착 할 공대지 유도탄의 전력변환장치(PCU)에 대한 연구이며 항공기와 유도탄 간 인터페이스인 MIL-STD-1760 기반, 배꼽 연결기의 특성과 구조 그리고 항공기와 전기적 연동 체계에 대해 확인한다. 또한 주요 기능인 유도탄 구성품에 전원을 공급해주는 전력변환장치 설계 사양을 언급하였고, 항공기 장착 상태에서 유도탄 전원 입력 조건이 되는 3상 교류 입력을 모의하여 PFC를 이용한 정류 방식과 브릿지 정류회로를 이용한 정류 방식 결과를 비교 하였다. 이는 추후 개발 될 항공기 장착 무기 체계의 전력변환장치 설계 기초 자료로 사용 될 수 있을 것이다.

### [Abstract]

Recently, the domestic demand for weapon systems based on aircraft platforms is gradually increasing. In particular, the demand for effective precision guided missile(PGM) which cruises for several hundred kilometers after launch to strike the ground target is rising drastically, but it is in the early stages of development, and research based on it are limited. This paper is a study on the power converter unit(PCU) within PGM which is mounted on an aircraft platform based on MIL-STD-1760, which is an interface between an aircraft and PGM. We investigated the electrical properties and structure of the umbilical connector, and the aircraft/store electrical interconnection system. Also, the focus on the design specifications of the PCU that supplies power were described. This result 3 phase AC input, which is the state for the guided simulation power supply in the state of being mounted on an aircraft that rectification method with power factor correction(PFC) compared to bridge rectifier circuit. In the future, it may be used as a basis for power supply design on aircraft mounted weapon systems.

**Key word** : Bridge rectifier, Power converter unit, Power factor correction, Umbilical, Weapon systems.

<https://doi.org/10.12673/jant.2022.26.2.99>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 11 April 2022; Revised 12 April 2022  
Accepted (Publication) 18 April 2022 (30 April 2022)

\*Corresponding Author : Hyung-Jae Kim

Tel: +82-31-8026-4126

E-mail: hyungjae.kim@lignex1.com

## I. 서론

항공기에 장착되는 유도탄의 전력변환장치(PCU; power converter unit)는 특수 목적으로 제작되는 교류/직류 변환 전원 공급 장치이다. 항공기로부터 유도탄에 입력되는 전원 특성 분석과 함께 유도탄에 탑재되는 내부 구성품 전원 조건을 고려한 설계가 필요하다.

탑재비행 시험에 사용되는 플랫폼 항공기에는 다양한 시험체가 장착될 수 있으므로, 항공기와 시험체간 인터페이스가 일치하도록 시스템을 제작해야 한다[1]. 항공기에 장착되어 임무를 수행하는 유도탄도 마찬가지로, 두 시스템 간 약속된 인터페이스를 필요로 한다. 본 논문에서는 항공기로부터 공급받는 전원 소스를 유도탄 내 구성품에 공급해 주는 전력변환장치의 개발 고려사항과 정류방식 차이에 따른 결과를 연구하였다.

일반적으로 유인/무인을 포함한 모든 항공기에 사용하고 있는 전원은 MIL-STD-704F의 기준에 의거 직류 28V, 270V 그리고 교류 115V 기준으로 탑재된 장비에 전원을 공급한다[2]. 항공기가 공급하는 직류전원 28V의 안정전압은 22.0~29.0V이며 리플 전압은 1.5V 이내이다. 또한 교류전원은 MIL-STD-704F에 따르면 세 가지 종류이며, 115V 기준 3상 400 Hz, 3상 360~800Hz 및 60 Hz로 정의하고 있다[3], [4]. 본 장치는 교류 115V 3상 400 Hz를 전원으로 입력받으며, 이 때 본 장비에 공급되는 안정전압은 교류 108~118V, 상간전압은 교류 200V이다. 해당 전원을 입력받은 전력변환장치는 유도탄의 내부 전압, 전류 특성 및 항공무장으로서의 전압, 전류특성을 동시에 만족하도록 설계하여야 한다[5]. 본문에서는 MIL-STD-1760 표준 인터페이스를 이용하여 항공기 플랫폼에서 발사되는 유도탄의 전력변환장치 설계 고려사항에 대해 기술하고, 항공기로부터 공급받은 교류 전원을 직류로 정류하는 방식에 따라 어떤 장단점이 있는지 서술하였다. 정류방식에는 전압과 전류 매칭 형태인 PFC(power factor correction) 모듈 정류방식과 브릿지 다이오드를 이용한 전파정류 방식이다. 두 가지 방식을 기반으로 추후 개발 될 항공기 기반 무장 체계장비의 적절한 전력변환장치 개발과 부체계인 구성품 전원 공급 효율성을 판단 할 수 있는 근거를 마련 할 수 있을 것이다.

## II. 유도탄 전력변환장치 설계

### 2-1 유도탄 전력변환장치 개요

항공기에 장착되는 유도탄은 그림 1과 같은 형상을 가지고 있다. 주요 구성품은 탐색기, 항법장치, 원격측정장치, 구동장치, 유도조종장치, 열전지 등이 탑재되어 있고 전력변환장치는 이 구성품들에게 적절한 전원을 공급해 주도록 설계되어야 한다. 항공기로부터 입력되는 표준 입력 전원은 직류전원 28Vdc#1, 28Vdc#2, 그리고 교류 115V 3상이다. 28Vdc#1과

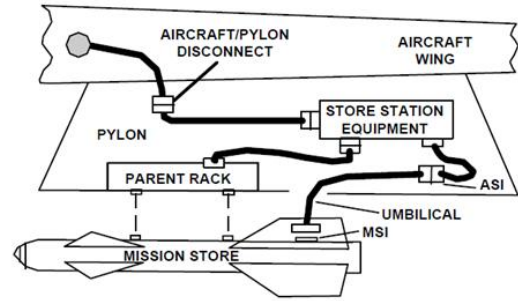


그림 1. 항공기 장착용 유도탄 형상  
Fig. 1. Aircraft-store configuration

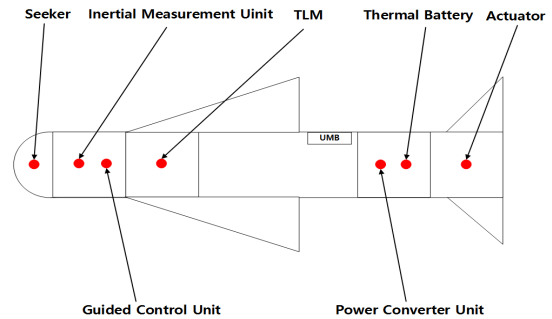
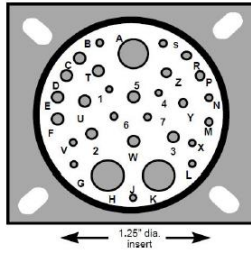


그림 2. AEIS 물리적 연동 구조  
Fig. 2. AEIS physical interface layer

28Vdc#2의 최대 허용전류는 10A이며, 교류전원은 상 하나당 10A이다. 따라서 장착 되는 유도탄 전력소모량에 따라 사용 전원을 선택하여야 한다. 이때, 직류 28Vdc#2 전원은 유도탄의 열전지 착화 등 안전관련 기능을 위한 전원 공급용으로 투하 절차와 무관한 기능 구현은 적용하지 않는 것이 특징으로 유도탄 내부 전력 공급을 위한 공급전원에서는 제외한다. 이는 항공기에서 안전 신호로 분류되어 있으며 발사 동의 신호 상태정보와 결합해 항공기로부터 분리 시 유도탄 내부에서 해당 전원의 활성화 여부를 결정한다[6], [7].

항공기 장착 유도탄은 특성 및 적용 방식에 따라 차이가 있을 수 있지만 수 백 watt ~ 수 천 watt 급의 전력을 요구 한다. 본 논문의 전력변환장치는 교류 115V 3상 전원을 공급받아 직류 270V로 교류/직류 변환 후 직류/직류 변환기를 병렬로 사용하여 유도탄의 내부 소요 전원인 직류 28V를 각 구성품에 공급하며 수 K watt 급 전력 공급이 가능하다.

유도탄 내부 구성품에 전원을 공급해주는 전력변환장치는 항공기로부터 MIL-STD-1760 규격 인터페이스에 따라 항공기 전원을 그림 2와 같이 전기적 연동 체계(AEIS; aircraft/store electrical interconnection)를 통해 인터페이스를 구축 하였다[8]. AEIS 인터페이스 계층 구성 중 유도탄은 배꼽 연결기를 통한 MSI에 해당된다. 유도탄은 항공기의 파일런에 장착되어 항공기로부터 배꼽 연결기를 통해 3상 전원을 공급받는다. 해당 커넥터의 신호 구성은 그림 3과 같이 구성되어 있으며 P, M, J, Z 핀을 통해 A, B, C 상 전원과 N 중립 전원을 공급받는다. 전력



K, H	Mux A & B (twinaxial) (MIL-STD-1553)
5	High Bandwidth 1 (20 Hz - 1.6 GHz)
W, 3, 2	HB 2*, 3 & 4* (20 MHz - 20 MHz)
(HB 1, 2 = 50	Ohm co-ax, HB 3, 4 = 75 Ohm co-ax)
A	Low Bandwidth (twinaxial) (Audio)
Y, U	Fiber Optic 1* & 2* (reserved)
1	Release Consent
B, S	Interlock & interlock return
L, X, 7, 4, V	Address bits 0 thru 4
G, 6	Address parity & return
T	Structure ground (safety, 10 Amp)
C, D	28 VDC power 1 & return (10 Amp)
F, E	28 VDC power 2 & return (10 Amp)
P, M, J, Z	115 VAC, 3 phase & return (10 Amp)
R, N	270 VDC power* & return* (10 Amp)

\* = Not required for Class II interface

그림 3. MIL-STD-1760 배꼽연결기 신호 구성  
Fig. 3. MIL-STD-1760 umbilical connector pin map

변환장치는 위와 같이 공급받은 전원을 EMI(electrical magnetic interface) 필터의 인덕터와 콘덴서를 조율해 보다 안정적인 전원을 공급하도록 설계가 필요하다.

### 2-2 유도탄 전력변환장치 설계 사양

유도탄 전력변환장치의 주요 기능은 외부 전원을 변환하여 내부 구성품에 공급하는 기능 외에도 열전지를 포함한 각종 과이로 점검 및 착화 기능, 센서류의 계측 데이터 전송 기능이 필요하다. 위와 같은 기능 구현을 위해 장치의 물리적 크기와 기능적인 사양들을 감안 한 설계가 필요하다. 아래는 전력변환장치의 주요 설계 사양에 대해서 기술하였다.

첫째는 전기적 사양으로, 입력전원은 항공기 전원규격에 따라 3상 115Vac/400Hz 공급받아 구성품에 분배 가능하도록 설계가 필요하다는 것이다. 출력은 정상상태 시 28V±4V, 정격출력은 0 K watt 이며 최대 130% 이상 특정 시간 유지 가능하도록 설계 되었다. 과도상태 출력전압은 28V±10V 이내이며 직류-직류 컨버터를 과도상태에서도 만족하도록 적절한 컨버터를 선정하여 병렬로 구성하였다. 또한 단전 상태에서도 콘덴서 조립체를 이용해 특정시간동안 전원이 떨어지지 않고 안정화 될 수 있도록 유지하는 기능이 필요하다. 그리고 입력단의 EMI 필터 내부 고전압 보호용 TVS(transient voltage suppressor) 다이오드를 적용해 ESD(electro static discharge) 환경으로부터 장비를 보호 할 수 있는 설계가 필요하다.

둘째는 기능적 사양으로, 부하 상태에 따른 조건을 정확하게 분석해야 한다는 것이다. 이는 사용 전력을 설계 전 미리 분석한 뒤 정격 출력에 대비한 적정 수준의 컨버터 모듈을 선정해야 한다. 그리고 전력변환장치는 유도탄의 유도조종장치로부터

자체 점검 명령 신호를 받아 전력변환장치 내에서 전원 상태와 각종 기능들을 자체 점검 가능하도록 설계 되어야 한다. 해당 전력변환장치는 교류-직류 컨버터인 PFC의 상태 정보와 직류-직류 컨버터의 상태 정보를 취합해 유도조종장치로 전달하는 기능을 가지도록 설계되었다. 또한 MIL-STD-1760 규격에 따라 항공기와 유도탄 분리절차에서 항공기의 28Vdc#2를 공급전원으로 열전지를 도화하도록 설계되었다. 전력변환장치는 모듈 단위로 수리/제작 가능하도록 전원공급 모듈, EMI 필터 모듈, 콘덴서 모듈, 도화회로 모듈 등 각각의 모듈 단위로 제작 한 것이 특징이라 할 수 있다.

셋째는 기계적 사양으로 유도탄 내 전력변환장치가 물리적인 가능 체적 내에서 설계가 필요하다. 치수는 000 × 000 × 00 mm 이며, 유도탄의 무게를 고려해 0 kg 이내 사양으로 제작하였다. 또한 항공기 운용 특성 상 장착되는 유도탄의 모든 구성품은 급격한 온도 변화와 강한 진동에 대비한 대책 설계를 필요로 한다.

넷째는 MIL-STD-461과 MIL-STD-810를 충족하는 환경적 설계와 전자기 간섭 배제 설계를 필요로 한다. 전력변환장치 역시 항공기 장착 유도탄 주 구성품으로, 각종 환경시험과 전자기 환경시험에 적합하도록 설계하는 것이 중요하다.

## III. 유도탄 전력변환장치 정류 방식에 따른 연구

### 3-1 설계 회로도 및 형상 비교

PFC 모듈을 이용한 정류방식 회로와 브릿지 정류방식 회로의 기본적인 부품 정보는 아래와 같다.

1. PFC : MPFC-115-3PH-270P-FP [synqor 社, US]  
(input 3phase 115Vac, output 270Vdc, power 1.5kW)
2. Bridge : VS-26MT60 [vishay 社, US]  
(Iout 25~35A, Vrrm 100~1600V, 3phase bridge rectifier)
3. dcdc : DCM4623xD2K31E0yzz [vicor 社, US]  
(Vin = 160~420V, Vout = 28V, Pout = 500W, Iout = 17.8A)

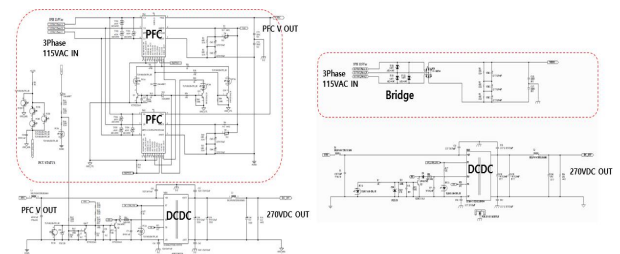


그림 4. 정류방식에 따른 전력변환장치 PFC 모듈(좌)과 브릿지 정류회로(우) 회로도 비교

Fig. 4. Schematic of comparison between PFC(left) and bridge rectifier circuit(right)

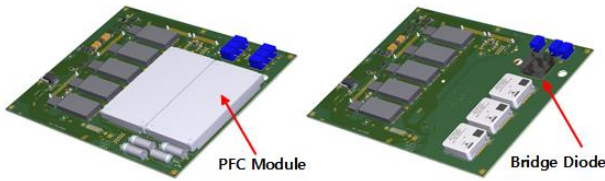


그림 5. 정류방식에 따른 전력변환장치의 전원공급모듈 PFC 모듈(좌)과 브릿지 정류회로(우) 형상 비교  
 Fig. 5. Structure of comparison between PFC(left) and bridge rectifier circuit(right)

두 정류방식에서 28V 출력용 직류-직류 컨버터는 동일한 부품을 선정하여 3상 전원 정류방식 차이만을 비교 하였다. 정류 다른 회로도에는 그림 4와 같이 PFC 모듈을 사용하였을 때 조금 더 복잡한 구성을 요구한다. 반면 브릿지 정류방식은 보다 단순하게 구성 가능하다. 그림 5는 정류방식에 따른 모듈 별 전원 공급모듈의 회로기판 형상이다. PFC 모듈 정류방식은 면적과 부피를 상당히 차지하며 무게 또한 상대적으로 무겁다. 반면 브릿지 정류는 다이오드 수 개로 구성 가능하므로 경량, 소형화에 유리하다.

3-2 전원 출력 소요 시간

전력변환장치는 교류 115V 3상 전원을 항공기로부터 공급 받은 뒤 특정 시간 이내 직류 28V 전원을 유도탄 구성품에 공급 하도록 설계되었다. 동일 부하 상태에서 PFC 모듈과 브릿지 정류회로의 직류 28V 출력 소요 시간은 확연한 차이를 나타낸다. 그림 6과 같이 PFC 모듈은 700~800ms 소요시간이 필요하고, 브릿지 정류회로는 70ms 이내로 빠른 전원 출력이 가능하다. 또한 입력 전원 허용 전압인 100 ~ 130Vac 에 따른 차이는 없음을 확인 할 수 있었다.

3-3 예비 전력 유지 시간

입력 전원의 불안정 상태를 대비하여 전력변환장치는 전력 유지를 위해 저장 콘덴서 용량을 일반적인 단전 상태에서 수십 msec 동안 출력 전압을 유지 되도록 설계 되었다. 콘덴서 용량과 유지 시간은 아래와 수식 (1)을 이용해 전원유지에 필요한 에너지( $E_{drop}$ )와 동작상태의 부하( $P_{out}$ )값을 이용해 전원 유지 시간( $T_{drop}$ ) 산출이 가능하다. 수식 (2)와 (3)은 콘덴서 용량( $C_{holdup}$ )을 선정하기 위한 수식으로 콘덴서 초기충전 전압( $V_i$ )과 콘덴서 방전 최소전압( $V_f$ )을 통해 산출하였다.

$$T_{drop} = E_{drop} / P_{out} \tag{1}$$

$$E_{drop} = C_{holdup} \times (V_i^2 - V_f^2) / 2 \tag{2}$$

$$T_{drop} = C_{holdup} \times (270^2 - 160^2) / 2 \geq 00ms \tag{3}$$

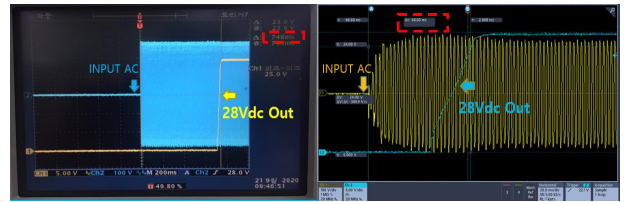


그림 6. PFC 모듈(좌)과 브릿지 정류회로(우) 직류 28V 출력 시간비교  
 Fig. 6. 28Vdc output voltage curve of comparison between PFC(left) and bridge rectifier circuit(right)

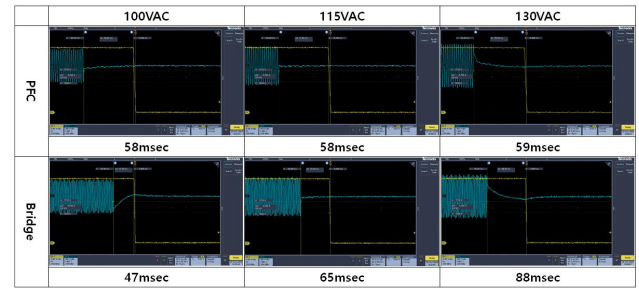


그림 7. PFC 모듈과 브릿지 정류회로의 입력 전원 별 예비 전력 유지 시간  
 Fig. 7. Reserve power maintenance time according to input power of PFC and bridge rectifier circuit

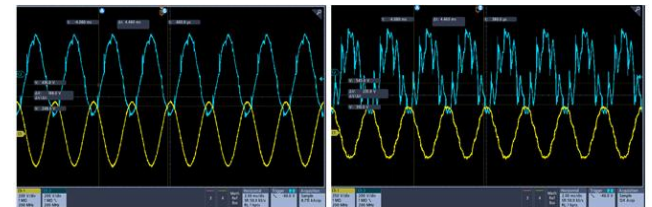


그림 8. PFC 모듈(좌)과 브릿지 정류회로(우) 입력 Vac 전압, 전류 파형  
 Fig. 8. Input voltage and current curve of comparison between PFC(left) and bridge rectifier circuit(right)

시험 결과 그림 7과 같이 콘덴서 용량은 동일한 조건 하에, PFC는 입력 허용 전압과 무관하게 일정한 예비 전력 유지시간 (58~59msec)을 보이지만 브릿지 정류회로는 입력 전압에 따라 불안정한 유지시간(47~88msec) 특성을 보였다.

3-4 입력 전원의 전압 및 전류

MIL-PRF-21480B 에 따르면 400Hz, 3상 항공기 전원 사용 시 직류 28V 출력 전원의 침투치는 부하 상태에서 1.5V를 초과하지 않도록 규정하고 있다[9]. 전력변환장치 역시 위 조건을 만족 하도록 제작되었으며 28V 출력 전원의 안정성은 두 가지 정류조건에서 만족 하지만 각각의 정류방식에 따라 항공기가 제공하는 입력전원에 영향을 미치는 전류 왜곡률(CD: Current Distortion)에서 뚜렷한 차이를 보인다. 그림 8은 동일 부하 상태에서 PFC와 브릿지 정류회로의 입력 전압 대비 전류 위상 시간의 차를 오실로스코프를 이용해 측정하였다. 전압과

표 1. PFC 모듈과 브릿지 정류회로 비교

Table 1. PFC compared to bridge rectifier circuit

	PFC	Bridge rectifier	Superior
Voltage out	270Vdc(Uniformly)	233~304Vdc(Fluctuation)	PFC
Power factor	0.99	0.8	PFC
Efficient[n]	94%	98%	Similar
Input current[A]	Relatively high	Relatively low	Similar
Current distortion	Low(less than 5%)	High(more than 40%)	PFC
EMI filter circuit design	Easy	Hard	PFC
Dimension	High	Low	Bridge rectifier
Generation of heat	Relatively high	Relatively low	Bridge rectifier
Design a circuit diagram	Hard	Easy	Bridge rectifier
Weight	High	Low	Bridge rectifier
Manufacturing cost	High	Low	Bridge rectifier
Etc.	Circuit protection Built in test function	-	PFC

전류의 위상은 시인성을 위해 역으로 측정하였으며, 표 1과 같이 역률(PF; power factor)의 일치성이 브릿지 정류회로에 비해 PFC가 높으며 특히 정류에 의한 입력전원의 전류 과형 왜곡이 적어 안정적인 정류를 수행하고 있음을 확인 할 수 있다.

#### IV. 결 론

본문에서는 항공기 장착 유도탄 전력변환장치의 개요와 주요 기능 그리고 설계 관점에서의 사양들을 서술하였다. 또한 정류방식을 구분하여 각각의 특성에 대해 논하였고, 그에 따른 결론을 표 1과 같이 도출 하였다. 결론적으로 출력전압의 안정성, 역률, 고전력 사용, 자체점검 기능, EMI 필터 설계 그리고 회로 보호 기능 등 안정적이며 고품질의 전원 설계 시 PFC 모듈 사용이 유리하다. 반면 빠른 출력전압 응답성, 제작비용, 무게, 부피, 발열 조건 등을 우선시하고 간단하며 저가이면서 효율적인 전원 설계 시 브릿지 정류회로를 사용하는 것도 수 K watt급 전력변환장치를 구성하는데 큰 무리는 없음을 알 수 있었다.

유도탄은 항공기 장착 후 투하 명령 이전까지 사용되는 3상 항공기 입력 전원, 투하 명령 후 열전지 전원 그리고 유도탄 발 전기로부터 입력받는 전원으로 구분 할 수 있으며, 각각의 입력 전원 시퀀스에 무관하게 안정적인 직류 전원을 제공해야 한다. 특히, 항공기 플랫폼을 기반으로 운용하는 무기체계는 항공기 장착과 상태에서의 인터페이스에 더욱 신경을 써야 한다.

본 논문은 항공기 교류 전원 입력 조건을 모의하여 정류 방식에 따른 유도탄 전원장치의 품질 비교 및 효율성을 높일 목적으로 작성하였으며, 필요에 따른 적합한 방식의 전원 공급 장치 개발에 관점을 맞추었다. 이는 추후 개발 될 항공기 플랫폼의 무기체계 전원장치 설계 기반이 될 것으로 판단된다.

#### Acknowledgments

본 연구는 국방과학연구소 제 3유도무기체계개발단 사업으로 이루어진 연구로, 관계부처에 감사드립니다.

#### References

- [1] Hyeong seop Yeom, "A study on technique of development test by an aircraft captive flight test in weapon system" *Journal of the Korean society for aeronautical & space sciences*, Vol. 37, No.10, pp.1010-1016, Oct. 2009.
- [2] MIL-STD-704F : Aircraft Electric Power Characteristics, U.S. Department of Defense, 12 March 2004.
- [3] Miguel A. Maldonado et al., "Power Management and Distribution System for a More-Electric Aircraft (MADMEL) - Program Status," *Inter society Energy Conversion Engineering Conf.*, Honolulu, pp. 274-279, August 1997.
- [4] Emadi, K.; Ehsani, M.; "Aircraft Power Systems: Technology, State of the Art, and Future Trends," *Aerospace and Electronic Systems Magazine*, IEEE Volume 15, Issue 1, pp. 28-32, Jan. 2000.
- [5] Hee chae Woo, "Design and verification of electrical system for unmanned aerial vehicle through electrical load power analysis" *Journal of the KIMST*, Vol. 21, No.5, pp.675-683, Oct, 2018.
- [6] Tak-bok Kim, "A case study on MIL-STD-1760E based test bench implementation for aircraft-weapon interface testing" *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 22,

No.2, pp.57-63, April, 2018.

[7] Squair, M. J., "Safety, software architecture and MIL-STD-1760," in *Proceedings of the 11th Australian Workshop on Safety Critical Systems and Software*, Adelaide: Australia, Vol. 29, pp.29~112, May 2007.

[8] MIL-STD-1760E : Aircraft/store electrical interconnection system, U.S. DoD, 24 Oct. 2007.

[9] MIL-PRF-21480B : Generator system, electric power 400hertz, alternating current, aircraft; general specification for, U.S. Department of Defense, 22 March 2010.



**김 형 재 (Hyung-Jae Kim)**

2011년 8월 : 경희대학교 동서의료공학과 (공학석사)  
2013년 4월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원  
※관심분야 : 항공무장시스템, 유도탄체계



**정 재 원 (Jae-Won Jung)**

1999년 2월 : 부산대학교 전기공학과(공학석사)  
2000년 7월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원  
※관심분야 : 항공무장시스템, 유도탄체계



**이 동 현 (Dong-Hyeon Lee)**

2020년 2월 : 성균관대학교 전자전기컴퓨터공학과 (공학석사)  
2020년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원  
※관심분야 : 항공무장시스템, 유도탄체계



**김 길 훈 (Gil-Hoon Kim)**

2010년 8월 : 아주대학교 전자공학과 (공학석사)  
1996년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 연구위원  
※관심분야 : 항공무장시스템, 유도탄체계



**문 미 연 (Mi-Youn Moon)**

2011년 9월 : 연세대학교 전기전자공학과 (공학석사)  
2013년 9월 ~ 현재 : 국방과학연구소 선임연구원  
※관심분야 : 전력변환시스템, 유도탄체계