

# ECU 응답특성 분석을 통한 T-50 계열 항공기 보조동력장치 자동 꺼짐 개선에 관한 연구

박성제<sup>\*</sup>, 유인제<sup>1</sup>, 최수진<sup>1</sup>, 이동기<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>국방기술품질원, <sup>2</sup>한국항공우주산업

## A study on the improvement of Auxiliary Power Unit auto-shutdown of T-50 series aircraft based on analysis of ECU response characteristics

Sung-Jae Park<sup>\*</sup>, In-Je Yoo<sup>1</sup>, Su-Jin Choi<sup>1</sup>, Dong-Ki, Lee<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Defence Agency for Technology and Quality, <sup>2</sup>Korea Aerospace Industries, LTD.

**요약** T-50 계열 항공기는 비행 전 지상에서 비상동력계통 작동 점검을 위해 보조동력장치 GEN TEST를 수행하게 된다. 만일 GEN TEST 수행 중 비상동력계통에 전원이 정상적으로 공급되지 않을 경우 ECU의 응답 신호를 통해 보조동력장치가 자동으로 꺼지는 현상이 발생하게 되며, 지상에서 비상동력계통 작동 점검이 정상적으로 이루어지지 않을 경우 더 이상 비행을 할 수 없기 때문에 해당 결함은 항공기 가동률 저하에 큰 원인이 된다. ECU에서 식별된 결함코드는 인버터 결함으로 판별되었으나 인버터 교체 이후에도 동일한 결함이 지속적으로 반복되었다.

본 논문은 인버터가 특정 시간 안에 전압을 생성시키지 못 할 경우 ECU에서는 결함으로 식별되는 것이 확인되었으며, 보조/비상동력계통의, BSG, ESC, 및 ECU의 응답특성을 분석하여 개선된 방법을 제시한다. 또한, 개선된 방법에 대한 검증을 통해 비상동력계통 출력 요구시간 범위 안에 인버터 출력이 정상적으로 생성되는 것을 확인하였으며, 이를 통해 비행전 지상에서 GEN TEST 수행 시 보조동력장치 자동 꺼짐 현상을 효과적으로 예방 할 수 있음을 확인 하였다.

**Abstract** A GEN TEST of the auxiliary power unit of a T-50 series aircraft is performed as part of the operational test of its emergency power system on the ground before flight. At this time, the auxiliary power unit should be automatically turned off via the response signal of the ECU when power is not normally supplied to the emergency power system. If the correct operation of the emergency power system cannot be confirmed on the ground, it is not possible to proceed with the flight. This kind of defect is a major factor causing the operation rate of the aircraft to be decreased. The defect code identified by the ECU was confirmed as a defect in the inverter. However, the same defect was found after replacing the inverter. This report presents an improved method of identifying the cause of the defect by analyzing the response characteristics of the ECU and emergency power system and allows the ECU to be recognized as the cause of the defect if the inverter does not generate a voltage within a certain time. Also, the application of the improved method confirmed that it can satisfy the output request time of the emergency power system and effectively prevent the auto-shutdown of the auxiliary power unit.

**Keywords** : Auxiliary Power System, Auxiliary Power Unit, Auto-Shutdown, Electronic Control Unit, Emergency Power System, Inverter

### 1. 서론

T-50 계열 항공기 보조동력장치는 주 엔진을 작동시

키거나, 지상 대기시 전원이나 공압과 같은 에너지를 공급한다.[1-3] 보조동력장치는 지상에서 주 엔진 시동 전 작동하며, 비행 중 비상상황 발생 시 전원공급이 원활하

<sup>\*</sup>Corresponding Author : Sung-Jae Park(DTaq)

Tel: +82-55-751-5841 email: sjpark@dtaq.re.kr

Received February 9, 2017

Revised (1st February 27, 2017, 2nd March 7, 2017)

Accepted March 10, 2017

Published March 31, 2017

게 공급될 수 있는지 확인하기 위해 지상에서 Gen-Test를 수행하게 된다. Gen-Test의 주 목적은 항공기 비상유압 생성을 위한 전기모터펌프 작동 여부 확인과, 인버터 출력 전원이 정상적으로 공급 되는지 확인하기 위해 수행된다.[4] 그러나 지상에서 Gen-Test가 비정상적으로 수행 될 경우 시험 도중 보조동력장치가 자동으로 꺼지는 현상이 발생하게 되며, 더 이상 전원 공급을 할 수 없는 상태가 된다. 또한, 지상에서 비상동력계통 작동 점검이 정상적으로 이루어지지 않을 경우 비행을 할 수 없기 때문에 해당 결함은 가동률 저하를 가져오게 되며, 운용 비용을 상승시키는 요인이 된다.[5] 따라서, 항공기 신뢰성과 효율적인 관리는 운영 측면에서 매우 중요하다.[6-7]

본 논문은 항공기 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대한 문제점을 해결하기 위해 보조/비상 동력계통의 전자제어장치인 ECU(Electronic Control Unit, 이하 ECU)의 응답특성을 분석하여, 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대한 원인분석과 이에 대한 개선사항을 제시하였으며, 검증을 통해 개선 사항을 확인하였다.

## 2. 본론

### 2.1. 보조/비상동력계통

보조동력계통은 엔진 시동과 모터링 기능을 수행하며 엔진 시동 후에는 환경제어계통 작동에 필요한 압축공기를 제공한다. 또한, 항공기 지상정비 수행이 가능하도록 자체 동력으로 전기, 유압 및 환경제어계통을 구동한다. 비상동력계통은 발전기, 유압 계통의 주 펌프가 고장 나거나 엔진 동력 손실이 발생했을 경우 항공기 비상제어 유지를 위한 전기, 공압, 유압동력을 동시에 공급하여 항공기가 최소한의 비행 상태를 유지할 수 있도록 하는 자체 내장형 에너지 계통이다.[8,9]

보조/비상동력계통은 각각 독립된 계통이지만 상호 인터페이스를 통해 작동하기 때문에 시스템 분석 및 해석 시 단일 계통으로 보는 것이 일반적이다.

### 2.2 현상 및 문제점

보조동력장치 자동 꺼짐 현상은 지상에서 Gen-Test 수행 시 발생되었으며, 전자제어장치인 ECU를 통해 결함 코드가 식별되었다. ECU는 보조/비상동력계통의 작

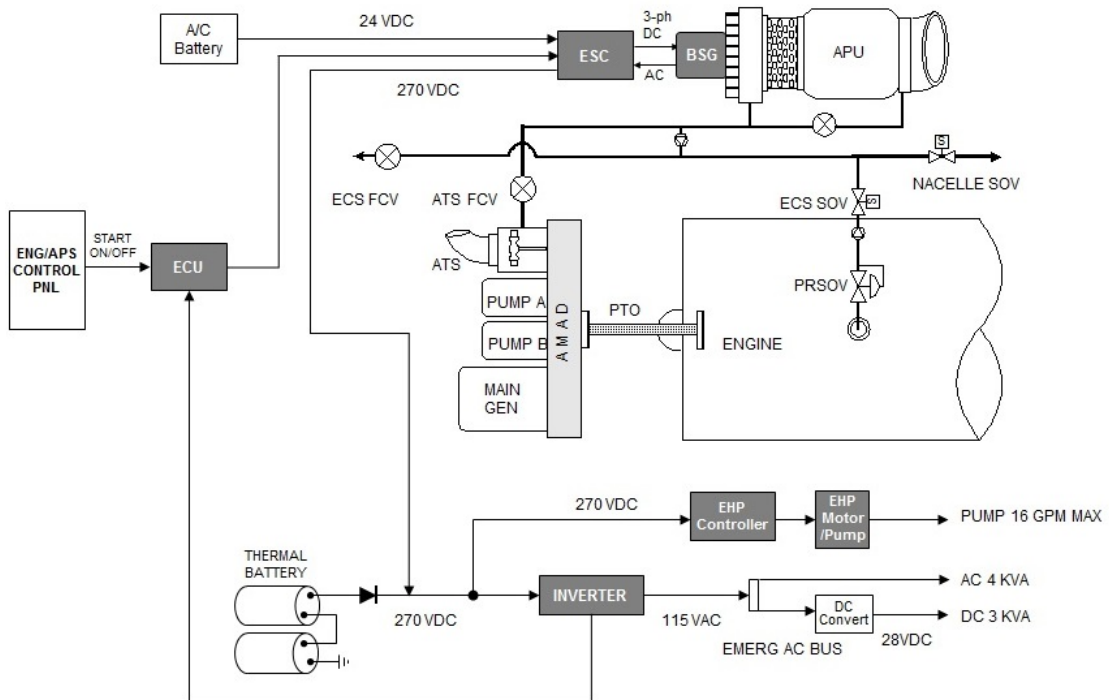


Fig. 1. Schematic Diagram of Auxiliary/Emergency Power System

동 상태를 지속적으로 제어하고 감시하는 디지털 방식의 전자 제어장치로 보조동력장치의 정상 시동 및 종료 절차를 제어하며, 보조동력장치가 올바르게 작동하는지 확인하고, 오작동 시 보조동력장치를 종료하고 결함에 대해 확인 및 보고하는 기능을 수행한다.

본 결함은 지상에서 Gen-Test 수행 시 보조동력장치가 자동으로 꺼지는 현상으로, ECU를 통해 결함코드를 식별한 결과 인버터 작동 실패로 확인되었다. ‘인버터 작동 실패’ 결함 발생 시 고장탐구 절차에 따라 인버터를 교체하게 되어 있으며, 절차에 따라 단순하게 인버터를 교체 하였다. 그러나 동일한 결함 현상이 지속적으로 발생되었으며, 결함코드 시현 시 적용된 인버터에 대해 Bench Test를 수행한 결과 인버터에서는 결함 현상이 발생되지 않았다. (Bench Test 결과는 2.3.1 항목 참조) 이에 따라 항공기 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대해 인버터 이외에 다른 요소들이 존재할 것으로 추정되었으며, 원인분석을 위한 고장탐구 방법을 수립하고, 이를 통해 획득한 데이터를 분석하였다.

### 2.3 문제점 분석

해당 결함에 대한 근본적인 원인분석을 위해 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 영향을 줄 수 있는 요소들을 보조/비상동력계통 구성도(Fig. 1 참조)를 통해 분석하였다.

먼저 보조동력장치에 영향을 줄 수 있는 요소로 인버터, ECU, ESC(Electronic Start Controller, 이하 ESC) BSG(Brushless Starter/Generator, 이하 BSG), 배선상태(Wire Statements)로 크게 5가지로 분류하였다. 위와 같이 분류된 요소는 각각 결함 발생 시 보조동력장치 자동 꺼짐 현상을 야기 시킬 수 있는 요소로 추정되었다. 또한, 각 요소별로 구체적인 원인을 분리시키기 위해 Fault Tree Analysis [10]를 이용하였다. Fig. 2 는 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대한 각각 5가지 요소별 영향성을 분류해 놓은 것으로 아래와 같을 때 보조동력장치 자동 꺼짐 현상이 발생 된다.

- 1) 인버터 : 출력이 생성되지 않을 경우
- 2) ECU : 신호가 발생되지 않을 경우
- 3) ESC : 출력이 생성되지 않을 경우
- 4) BSG : 출력이 생성되지 않을 경우
- 5) 배선상태 : 각 부위별 연결 상태가 좋지 않을 경우

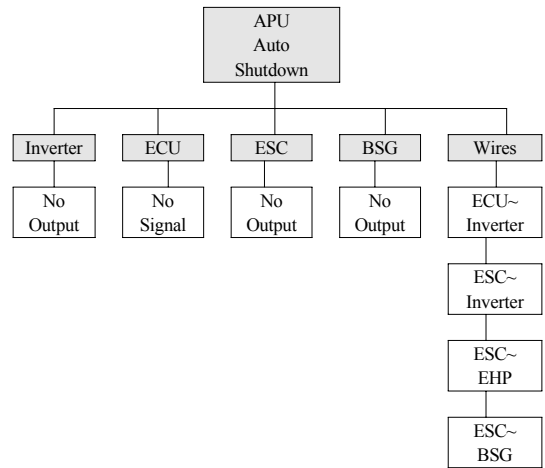


Fig. 2. Fault Tree Analysis for APU Auto-Shutdown

#### 2.3.1. 인버터 분석

보조동력장치 자동 꺼짐 현상 발생 시 인버터 결함코드 시현이 식별되었기 때문에 먼저 인버터에 대해 분석하였다. 인버터는 ESC에서 나온 직류 전원을 교류전원으로 바꾸어 비상계통에 전원을 공급 하는 장치로 점검 항목은 외관형상 19가지 항목과 기능점검 8가지 항목을 수행하였으며, 점검 결과 Table 1, 2와 같이 문제점이 없는 것을 확인 할 수 있다.

Table 1. Inspection results of Inverter

NBR	Check List	Check
1	Workmanship	OK
2	Interchangeability/Size	OK
3	Mechanical Interface	OK
4	PW Boards and Soldering	OK
5	Weight and Dimensions	OK
6	Mounting	OK
7	Equipment Thermal Requirement	OK
8	Dissimilar Metals	OK
9	Conformal Coating	OK
10	Interior Surface	OK
11	Exterior Surface	OK
12	Electrical Insulating Material	OK
13	Hardware	OK
14	Circuit Card Assembly	OK
15	Wiring	OK
16	ESD Control	OK
17	Parts Selection	OK
18	Human Engineering	OK
19	Transportability	OK

Table 2. Test Data of Inverter

Contents	Parameter	Limits		Measurements /Compliance
In/Output Power Definition	DC Input	108<Vout<118 393<Fout<407		OK
Efficiency	Efficiency	Pout/Pin > 0.85		0.90
Output Voltage Start time	DC Input 270VDC	Time during Iin Less than 1A = ~1 sec		T=1
Real Power	DC Input 200VDC~340VDC	108<Vout<118 393<Fout<407		Vout=114.6 Fout=400
Input Over/Under Voltage	DC Input 270VDC	Under Vin(off)~190VDC Vin(recovery)~210VDC	Over Vin(off)>360VDC Vin(recovery)>340VDC	Under Vin(off)~190VDC Vin(recovery)~210VDC Over Vin(off)=363VDC Vin(recovery)=362VDC
Over Current Under Voltage	DC Input 270VDC	Over Current 26 ≤ Load Current ≤ 36 108 ≤ Vout ≤ 118 Undervoltage Vrms < 70V		Phase A=28Arms Phase B=28Arms Phase C= 8Arms
Short Circuit	DC Input 270VDC	36 A ≤ I ≤ 60A		47Arms

### 2.3.2 BSG 출력 분석

인버터 입력 전압에 따른 보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대한 영향성을 확인하기 위해 BSG 출력 단자와 ESC 출력 단자에 계측 장비를 연결하여 BSG 출력과 ESC 출력에 따른 인버터 입력 전압과 출력 시간을 측정하였으며, 측정방법은 Fig 3과 같다. 측정 결과는 Fig. 4 와 같이 BSG 출력 전압과 ESC 출력 전압에 따라 인버터 출력 생성 시점에 차이가 발생 하였다.

또한, 결함코드 시현 구간을 살펴보면 인버터 출력 시간이 약 1.6초가 지나는 구간에서 결함코드가 시현된 것을 확인할 수 있었으며, ESC를 통해 나온 출력 전압 값이 높을 경우 인버터 출력 시간이 점차적으로 지연되는 것을 그래프를 통해 확인되었다.(Fig. 5 참조) 그러나 BSG에서 나오는 전압은 요구된 규격 범위 안에 있었으며, BSG 전압을 낮추게 될 경우 출력이 낮아져 다른 관점의 개선사항이 요구되었다.

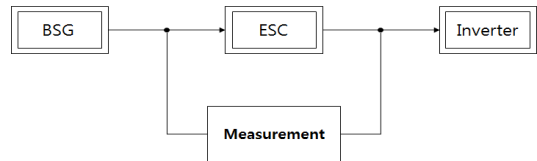


Fig. 3. Measurement of VDC between BSG and Inverter

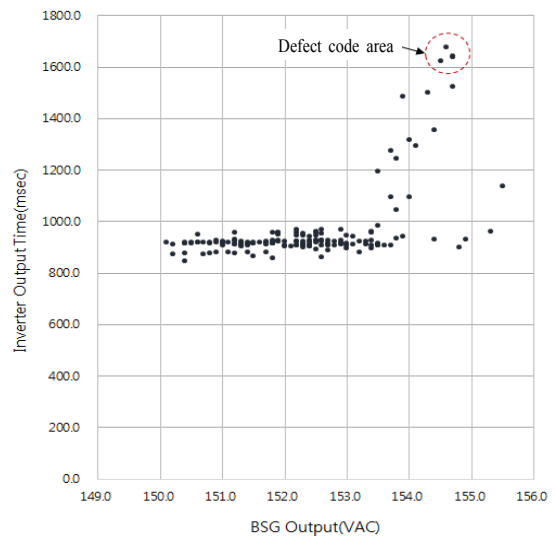


Fig. 4. Inverter Output Time according to the BSG Output

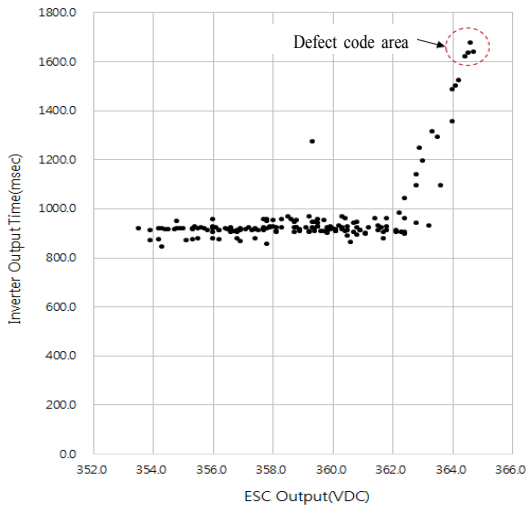


Fig. 5. Inverter Output Time according to the ESC Output

### 2.3.3 ECU 응답특성 분석

인버터 결함 코드 시현은 ECU를 통해 식별되며 코드 시현 시 보조동력장치에 신호를 전달하여 보조동력장치가 자동으로 꺼지도록 명령한다. 이에 따라 결함코드가 시현 될 경우와 결함 코드가 시현되지 않을 경우에 따른 ECU의 응답특성을 분석하였다. Fig. 6 은 결함코드가 시현되지 않은 데이터로 인버터 출력은 약 1.5초 이후 발생된 것을 확인 할 수 있다. 그러나 Fig. 7 은 결함코드 시현 데이터로, 인버터 출력이 약 2.8초 이후에 발생한 것을 확인 할 수 있다. 또한, 비상동력계통 작동 후 인버터 출력이 2초 이내에 작동되지 않을 경우 ECU에서 결함코드를 시현 시키는 것을 확인 할 수 있었다. 그러나 비상동력계통을 작동 한 후 EHP(Electronic Hydraulic Pump, 전기유압펌프) Controller가 작동을 시작하면 시스템 전압이 340VDC 이하로 강하되며 이 시점부터 인버터가 정상 작동을 시작하여 약 1.5초 이내에 출력을 생성한다. 따라서 인버터는 ESC를 통해 다소 높은 전압이 입력 될 경우 시스템 보호를 위해 잠시 작동을 멈추고 있다가, EHP에 부하가 걸리기 시작하여 입력전압이 낮아지면 출력을 생성하는 특성을 가지고 있으며, 비상동력계통이 작동하여 EHP에 부하가 걸리고 인버터가 출력을 생성하기까지는 최대 2.8초가 소요되는 것을 실험을 통해 확인되었다. 그러나 ECU 응답특성을 분석한 결과 비상동력계통이 작동하고 인버터가 약 2초 이내에 출력을 생성하지 않을 경우 결함코드를 시현하여 보조동력장치를 자동으로 꺼지는 현상이 발생된 것으로 확인되었다.

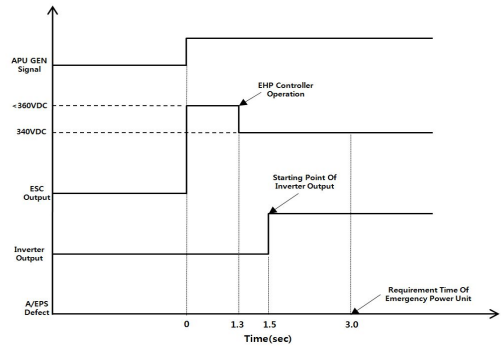


Fig. 6. Normal graph during operation of emergency system

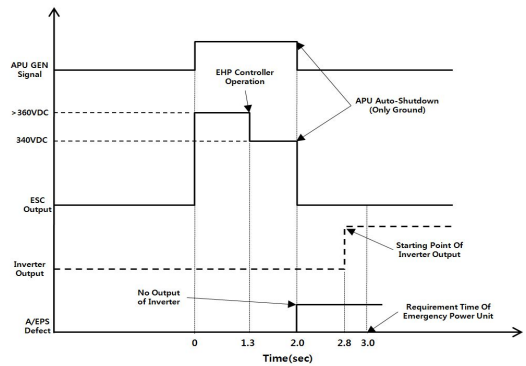


Fig. 7. Defect graph during operation of emergency system

## 2.4 개선방안 및 검증

### 2.4.1 ECU 응답시간조절

보조동력장치 자동 꺼짐 현상에 대한 개선사항을 ECU 응답시간조절을 통해 해결 하였다. ECU 응답시간 조절 시 요구 되는 사항은 다음과 같다.

- 1) 비상동력계통 출력 요구 시간 만족
- 2) 인버터 출력 감지 유지
- 3) 3초 이내 결함코드 미시현

먼저 ECU 응답시간 조절은 비상동력계통 출력 요구 시간을 만족시키는 범위 안에서 이루어져야 하며, 인버터 출력 미생성시 동일하게 결함코드를 시현하여 보조동력장치가 자동으로 꺼질 수 있도록 해야 한다. ECU 응답시간분석을 통해 인버터 출력이 약 2초 이내에 생성되지 않을 경우 결함코드를 시현 하는 것을 확인하였다. 따라서 비상동력계통 출력 요구시간을 만족하면서 인버터 작동시간 내에 결함코드를 시현하지 않도록 결함 탐지 시간을 아래와 같이 제시하였다.

- 1) 기준 : 2초 이내  
(EHP Controller 작동 후 인버터 출력 생성 최대 시간)
- 2) 제시 : 3초  
(비상동력계통 출력 요구시간 범위내)

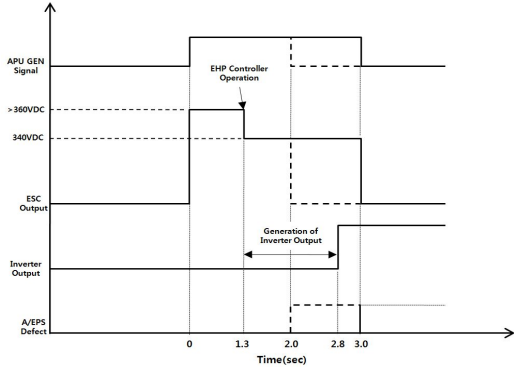


Fig. 8. Adjusted time graph of ECU of emergency system

Fig. 8에서 보여주듯이, EHP Controller가 작동된 후 인버터 출력 생성 시간은 약 1.5초가 소요되며, 비상동력계통 작동 후 약 2.8초 이내에 모든 시스템이 정상적으로 작동하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 ECU의 결함코드 응답시간은 약 2초부터 시현되어 3초 이내에 모든 시스템이 정상적으로 작동하였음에도 불구하고 결함코드를 시현하는 것을 확인 할 수 있다. 따라서 ECU 응답시간을 1초 지연시켜 비상동력계통 출력 요구시간을 충족시키는 동시에 ECU 결함코드 시현으로 인한 보조동력장치 자동 꺼짐 현상을 개선할 수 있을 것으로 판단된다. 또한, ESC 출력과 BSG(APU GEN Signal) 출력은 약 2초 이후 안정화가 되기 때문에 ESC나 BSG와 같은 다른 시스템에도 영향이 없는 것을 확인할 수 있으며, 이를 통해 실제 결함이 발생하지 않음에도 결함코드 시현으로 비행이 중단되는 것을 예방할 수 있어 기존의 방법보다 효율적인 방식이다.

#### 2.4.2 비행안전영향성 확인

보조동력장치 GEN TEST는 비행 임무 전 지상에서 비상동력계통의 작동 상태를 점검하는 시험으로 비행 중에는 항공기 비상 상황 시에만 보조동력장치 GEN 모드가 사용된다. 비행 중 항공기 비상 상황 발생시 TB(Thermal Battery, 이하 TB)가 자동으로 작동하여 인버터와 EHP Motor/Pump 작동을 위한 전원을 우선적으로 공급하여, TB가 적절한 전원이 공급되지 못하거나

용량이 소진된 경우 TB 모드에서 GEN 모드로 전환이 이루어진다. 이때 GEN 모드 운용은 TB에 의한 인버터와 EHP Motor/Pump 작동 후 전원 소스만 변경되는 것으로, EHP Controller가 이미 작동하고 있기 때문에 보조동력장치 GEN 모드에 의한 시스템 출력은 인버터 입력 전압 범위 내로 강화된 상태이므로 인버터 출력은 3초 이내에 지연 없이 정상 작동할 것으로 판단된다.

만약 비행 중 비상 상황 발생시 TB결함으로 인버터와 EHP Motor/Pump를 보조동력장치 GEN 모드를 처음으로 작동 시킬 경우, GEN 모드에서 인버터는 Motor Controller 작동 이후 시스템 출력이 강화된 시점부터 작동을 시작하여 최대 2.8초 이내로 출력을 생성하며, 비상동력계통 출력 생성 요구시간 3초 이내에 작동하기 때문에 비행 안전 영향성에 문제가 없을 것으로 판단된다.

### 3. 결론

본 논문에서는 보조동력장치 자동 꺼짐 현상을 개선하기 위해 비상동력계통 ECU의 응답특성을 분석하여 개선안을 제시하였다. ECU의 결함코드는 인버터 결함으로 식별되었으나 실제 인버터 단위품목에는 특별한 이상이 없었다. 원인 분석 결과 기존 ECU의 응답특성은 비상계통 작동한 후 인버터 출력이 약 2초 이내에 생성되지 않을 경우 ECU에 결함코드를 생성하여 보조동력장치가 자동으로 꺼지는 현상이 발생된 것을 확인하였다. 이를 해결하기 위해 ECU의 응답시간을 지연시켜 비상동력계통 시간 내에 인버터 출력이 정상적으로 생성될 경우 결함코드가 시현되지 않도록 제시하였다. 제안된 방식은 비상동력계통 작동 후 인버터 출력이 생성되기 까지 약 2.8초 이내에 시스템이 정상적으로 작동하는 것을 확인하였으며, 이를 통해 비상동력계통 출력 요구시간을 만족하면서, 보조동력장치 자동 꺼짐 현상을 효과적으로 예방 할 수 있음을 확인하였다. 본 연구를 통해 도출된 결과는 향후 원제작사의 소프트웨어 개선 후 T-50 계열 항공기에 적용될 예정이다.

### References

[1] S. J. Park, S. W. Park, J. K. Suh, "Studies on the improvement of driving gears quality at Inlet Guide

Vane of aircraft auxiliary power unit”, *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol 44, no. 6, pp. 512-519, 2016.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.6.512>

- [2] K. Y. Lee, S. W. Lee, S. W. Kim. “Conceptual Design Procedure of APU and Market Trend”, *KSAS*, vol. 24, no. 5, Oct. 1996.
- [3] S. J. Park, "Effects of APU Noise in Employees on the Ramp", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, vol. 17, no. 7, pp. 720-725, 2016. DOI: <http://dx.doi.org/10.5762/KAIS.2016.17.7.720>
- [4] 85AEI-49-0105, “Functional Description/Installation/Checkout, Auxiliary and Emergency Power System(A/EPS)”, Korea Aerospace Industries, LTD, 2013.
- [5] M. S. Kim, W. K. Ji, "The Usefulness of Hard Time Task for Weapon System in Considering Shape Parameter of Weibull Life Time Distribution and Maintenance Cost", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, vol. 17, no. 1 pp. 274-283, 2016. DOI: <http://doi.org/10.5762/KAIS.2016.17.1.274>
- [6] B. G. Song, G. H. Kim, Y. K. Kim, S. H. Park, J. G. Baek, "The research of Correspondence Analysis centered on the Failure Period to improve the reliability of Weapon Systems", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, vol. 17, no. 10 pp. 289-299, 2016. DOI: <http://dx.doi.org/10.5762/KAIS.2016.17.10.289>
- [7] S. J. Park, Y. W. Jang, S. H. Jeong, “Development of repair procedure for fuel tank access door of ultra-sonic aircraft”, *Journal of the Korea Management Engineers Society*, vol. 21, no. 2, pp. 33-39, 2016.
- [8] S. W. Park, “Introduction of Emergency Power System of T-50”, *Korea Aerospace Industries, LTD*, pp. 105-106.
- [9] S. W. Park, “Introduction of Secondary Power System of T-50”, *Korea Aerospace Industries, LTD*, pp. 217-218.
- [10] J. T. Jung, C. S. Kim, "A Study on Cost Optimization of Preventive Maintenance for the Second Driving Devices for Korea Train Express", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, vol. 17, no. 2, pp. 1-7, 2016. DOI: <http://doi.org/10.5762/KAIS.2016.17.2.1>

**박 성 제(Sung-Jae Park)**

[종신회원]



- 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공기시스템공학과 (공학학사)
- 2014년 8월 : 일리노이주립대학교 MBA (경영학석사)
- 2011년 8월 ~ 2013년 8월 : 캐세이퍼시픽항공 항공정비사
- 2014년 12월 ~ 현재 : 국방기술품절원 연구원

<관심분야>

항공, 체계공학, 경영전략, 업무환경

**유 인 제(In-Je Yoo)**

[정회원]



- 2014년 8월 : 한양대학교 전자시스템공학과 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품절원 연구원

<관심분야>

항공전자, 표적 추적 시스템, 자료결합 및 정보융합

**최 수 진(Su-Jin Choi)**

[정회원]



- 2015년 2월 : 경북대학교 대학원 전자공학부 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품절원 연구원

<관심분야>

항공, 항공전자

**이 동 기(Dong-Ki Lee)**

[정회원]



- 2015년 2월 : 울산대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2016년 1월 ~ 현재 : 한국항공우주산업(주) 연구원

<관심분야>

항공공학