

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 71-78(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.71

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

한국형 기동헬기 전원분배 제어장치의 품질 향상에 관한 연구

김영목\*, 전병규\*\*, 정상규\*\*, 이주형\*\*\*

A Study on Quality Improvement of Electrical Master Box for KUH

Young Mok Kim\*, Byung Kyu Jun\*\*, Sang Gyu Jeong\*\* and Joo Hyung Lee\*\*\*

Defesne Agency for Technology and Quality \*,\*\*

Korea Aerospace Industries \*\*\*

ABSTRACT

The electrical power system of Korean Utility Helicopter(KUH) is designed as a dual control system to enhance the system safety of aircraft and each system is installed separately at left and right of the aircraft. The system is composed of 2 AC generators, 1 APU generator, 2 Transformer Rectifier Units(TRU), AC/DC Electrical Master Box(AC/DC EMB). The AC/DC EMB, consists of 2 AC EMB and 2 DC EMB, is essential equipment which supply and distribute electric power to the aviation electronics and electrical equipment of KUH. There were defects caused by internal short circuit in AC EMB during the first production phase of the KUH. This paper describes the analysis of the defects, troubleshooting process, root cause, and the solution by design change.

초 록

한국형 기동헬기(KUH)의 전원계통은 항공기의 안정성을 높이기 위하여 이중 시스템으로 이루어져 있고, 각 전원 시스템은 생존성 향상을 위하여 항공기 좌/우측에 배치되어 있다. 전원 계통을 구성하는 주요 장비는 교류 발전기, 보조동력장치 발전기, 직류변환기, 교류/직류 전원분배제어장치 등이다. 교류/직류 전원분배제어장치(AC/DC EMB)는 2개의 AC EMB와 2개의 DC EMB로 구성되어 있으며, 항공전자 장비 운용에 필요한 전원을 공급, 분배 및 제어하는 역할을 수행한다. KUH 초도양산 기간 중 AC EMB가 내부 단락(Short)으로 인한 결함이 발생하였고, 이에 대한 설계 개선을 추진하였다. 본 논문에서는 AC EMB의 결함현상 분석, 고장탐구 과정, 발생원인, 설계변경을 통한 개선 결과 등을 기술하였다.

**Key Words :** KUH(한국형 기동헬기), Power system(전원계통), AC EMB(교류 전원분배제어장치), DC EMB(직류 전원분배제어장치), TRU(직류변환기)

1. 서 론

한국형 기동헬기(이하 KUH, Korean Utility

Helicopter)의 전원계통은 항공기의 안정성을 높이기 위하여 이중 시스템으로 이루어져 있어 한 시스템에 고장이 발생하여도 항공기 운용에는 영

† Received : July 17, 2016      Revised : December 23, 2016      Accepted : December 26, 2016

\* Corresponding author, E-mail : ymokkim@gmail.com

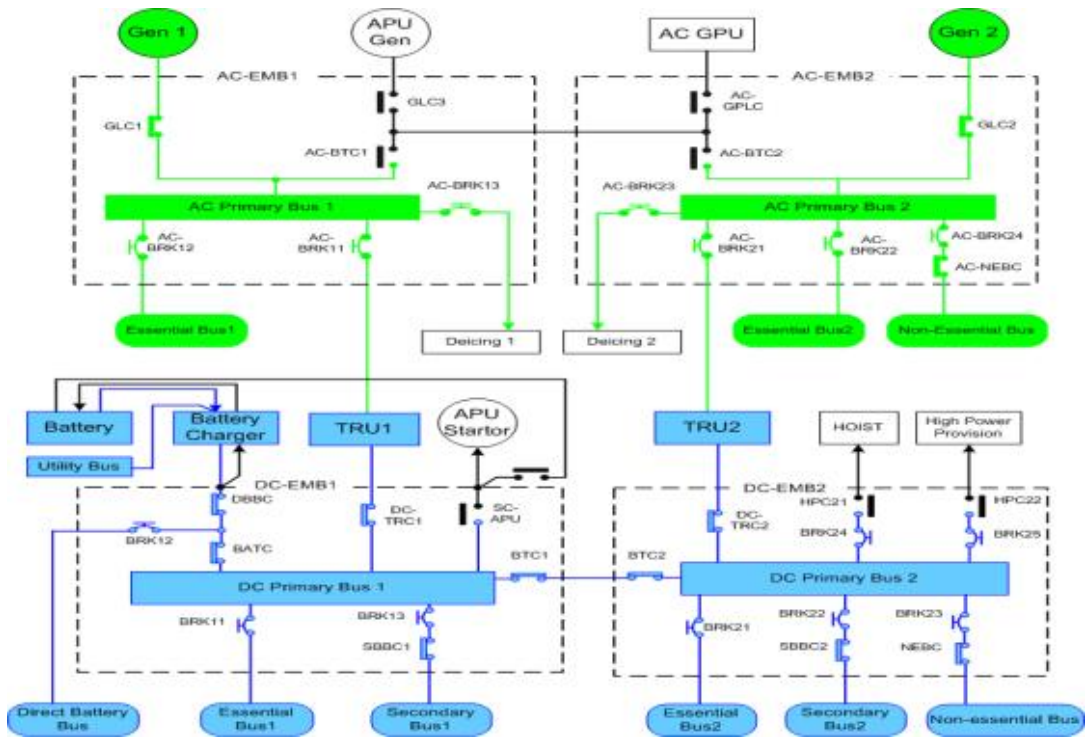


Fig. 1. The block diagram of power system for KUH

향이 없도록 구성되어 있다. KUH 전원계통의 세부적인 동작과정은 다음과 같다. 교류발전기로부터 발생된 115VAC 전원을 AC EMB를 통해 항전배이 회로차단기 패널에 있는 교류 전원 버스로 공급한다. 그리고 일부 교류 전원은 직류전환기(이하 TRU, Transformer Rectifier Unit)를 통해 28 VDC 전원으로 변환시킨 후 DC EMB로 공급한다. DC EMB는 TRU로부터 공급되는 28VDC 전원을 3개의 회로차단기 패널에 공급한다. 배터리로부터 공급되는 24VDC 전원은 DC EMB(No.1)을 통해 정상 시 보조동력장치(이하 APU, Auxiliary Power Unit)를 시동하기 위한 전력으로 사용되고, 비상 시(공중에서 교류 전원이 모두 고장 나거나 TRU 2개가 모두 고장이 난 경우) 항공기에 비상 전원을 공급한다. 직류 및 교류 전원 공급을 위한 구성은 다중화 시스템으로 구성되어 있고, 시스템의 제어는 AC/DC EMB를 통해 이루어진다. 전원 계통의 고장 여부는 주의경고패널(이하 CWP, Caution Warning Panel)에 지시되며, 1553 통신을 통해 다기능시연기(이하 MFD, Multi Function Display)에 시스템의 동작 상태 및 전압, 전류, 상세 고장 상황을 확인할 수 있도록 설계되었다[1, 2]. KUH 전원계통의 동작 관련 개념도를 나타내면 Fig. 1과

Table 1. The functions of AC/DC EMB

No	구분	기능
1	AC EMB	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 전원 Status 별 부하에 분배 제어</li> <li>○ AC GPU의 저/과전압, 저/고주파수, 위상 변화에 따른 보호기능</li> <li>○ 내부 Short에 대한 보호기능</li> <li>○ 50ms 이내 전원 switching</li> <li>○ 1553 데이터 통신(MC) 및 MFD Electrical page 시현</li> </ul>
2	DC EMB	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ TRU/Battery Status별 부하에 분배제어</li> <li>○ DC GPU의 저/과전압 변화에 따른 보호기능</li> <li>○ 내부 Short에 대한 보호기능</li> <li>○ 1553 데이터 통신(MC) 및 MFD Electrical page 시현</li> <li>○ APU Start motor 제어</li> </ul>

같다.

KUH 전원계통의 시스템 제어를 담당하는 AC/DC EMB의 기능을 표로 정리하면 Table 1과 같다[2, 3]. 본론에서는 AC/DC EMB의 결합

사항에 대하여 발생원인을 분석하고, 설계 개선 사항을 정리하였다.

## II. 전원분배제어장치의 결함원인 분석 및 설계개선

전원분배제어장치의 결함사항에 대한 원인 분석은 항공기 체계 단위, 구성품(AC/DC EMB) 단위, 구성품 내부 모듈 및 부품 단위의 3단계로 진행하였다. 항공기 체계 단위 고장탐구를 통하여 구성품(AC/DC EMB)의 결함을 식별하고, 상세 고장탐구(구성품, 구성품 내부 모듈 및 부품 단위)를 통하여 결함 발생원인을 식별하였다. 항공기 체계 단위의 결함 분석은 항공기 체계 운용 조건의 결함 확인, 체계 배선 조립체(Wire Harness)의 건전성 확인, 구성품 커넥터의 체결 상태 점검, 구성품 swap 점검 등을 수행하였다. 구성품 단위 결함 분석은 내부 모듈 육안 점검 및 swap 점검, 관련 성능 시험 점검 등으로 구성하였다. 그리고 구성품 내부 모듈 및 부품 단위의 결함 분석은 부품 오삽입 사항 확인, 부품 소자에 대한 X-ray 검사 및 도통/절연 검사(부품 소자의 건전성 확인) 등으로 점검하였다. 이러한 내용을 바탕으로 전원분배제어장치의 결함 원인 분석 프로세스를 Fig. 2에 정리하였다. KUH 초도양산 과정에서 발생한 AC/DC EMB의 결함현상을 Fig. 2에서 제시한 프로세스에 따라 분석하여 결함 발생원인을 식별하였고, 식별된 결함원인을 유형 별(부품결함, 제작결함, 설계결함)로 분류하여 Table 2에 정리하였다.

Table 2에서 정리한 AC/DC EMB의 결함사항에 대하여 발생원인 별 개선방안을 검토하였다. 부품결함(컨택터 불량)과 제작결함(PCB의 pin 작

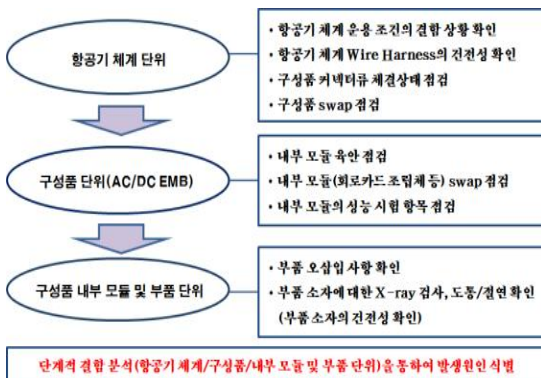


Fig. 2. The analysis process of defect phenomenon about AC/DC EMB

Table 2. The defect phenomenon of AC/DC EMB

No	장비	결함현상	결함원인
1	AC EMB (No.2)	AC EMB(No.2) BIT FAIL 시현	설계결함 (아날로그 PCB 발화 손상)
2	AC EMB (No.2)	MFL 코드 시현 (AC Primary Bus 2 Short circuit 시현)	
3	AC EMB (No.1)	MFL 코드 시현 (AC Primary Bus 1 Short circuit 시현)	
4	AC EMB (No.1)	APU 전원 상태에서 AC Primary Bus 2에 전원 연결 불가	부품결함 (컨택터 불량)
5	AC EMB (No.1)	AC Primary Bus2에 전원 연결 안 됨 (GEN 2 정상작동)	
6	DC EMB (No.1)	MFL 코드 시현 (컨택터 Fail 시현)	
7	AC EMB (No.2)	MFL 코드 시현 (AC Bus Tie Line Short circuit 시현)	제작결함 (PCB의 pin 작업 불량)
8	AC EMB (No.2)	GPU 전원 상태에서 AC Primary Bus1 비활성화	

※ MFL(Maintenance Fault List) : 정비결함목록  
BIT(Built-In Test) : 자체진단시험

업 불량) 사항은 품질보증 강화를 통하여 해결할 수 있는 사항으로 판단하였다. 본 결함에 대한 후속조치로 부품 검사 강화, 작업환경 개선, 작업자 교육 강화를 추진하였다. 그리고 설계결함(아날로그 PCB 발화 손상) 사항은 근본적인 해결을 위하여 내부 동작회로에 대한 설계개선을 추진하였다. 이와 관련된 상세 고장탐구 내용(결함원인 분석, 설계 개선방안 도출)을 다음 절에서 기술하였다.

### 2.1 전원분배제어장치의 결함원인 분석

전원분배제어장치의 설계결함(아날로그 PCB의 발화 손상)에 대하여 결함원인 분석 프로세스에 맞춰 상세 고장탐구를 수행하였다.

먼저 항공기 체계 운용 과정에서 발생한 결함 상황을 정리하였다. 'AC EMB(No.2)의 BIT FAIL 시현' 건은 지상동력장비(Ground Power Unit, 이하 GPU) 전원 인가 시 발전기 2(GEN(No.2))에서 '쿵' 소리가 발생하였으며, 동시에 GPU가 차단되고 BIT FAIL이 시현되었다. 이러한 결함 상황을 바탕으로 항공기 체계 전원의 상태를 분

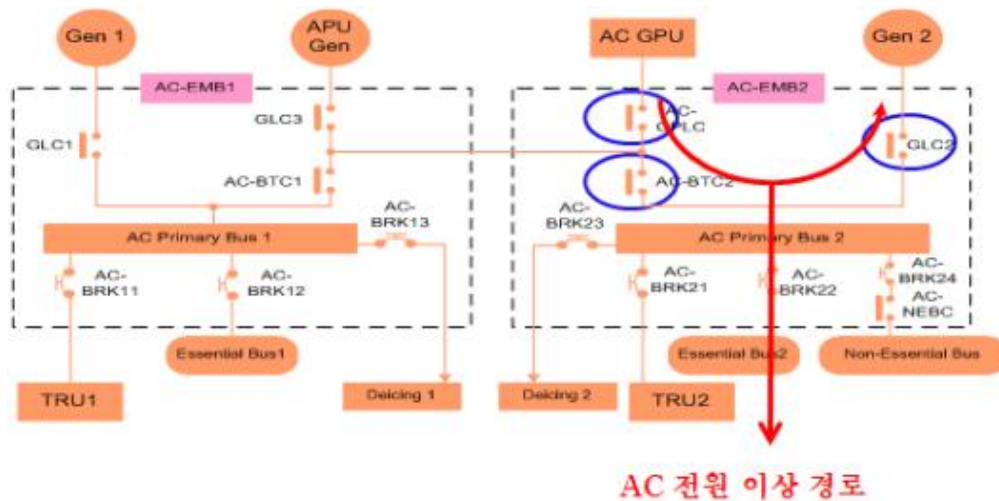


Fig. 3. The aircraft level analysis of defective power system for KUH

석하였다. AC EMB가 BIT를 정상적으로 수행할 경우, 동작회로 내부 점검 과정에서 컨택터가 순차적으로 작동('딱딱딱' 소리 발생)해야 된다. 그러나 본 결함이 발생한 AC EMB는 내부 회로의 비정상적인 동작으로 컨택터가 한 번에 작동('딱' 소리 발생)하였다. 이 과정에서 GPU 전원이 GEN(No.2)에 연결되고, GEN(No.2)가 순간적으로 전동기처럼 동작하게 된다. 앞에서 언급한 '쿵' 소리가 이 때 발생한 것이고, GPU의 과전류 보호기능이 동작하여 GPU 전원이 차단된 것이다. 이러한 결함 내용을 바탕으로 항공기 체계 전원의 상태를 표현하면 Fig. 3과 같다. 또한 'AC EMB의 MFL 코드(AC Primary Bus Short circuit) 시현' 건도 항공기 체계 장착 후 BIT 동작 과정에서 내부 컨택터가 순차적으로 작동하지 않고, 비정상적으로 한 번에 작동하였다. 그리고 AC EMB 관련 MFL 코드가 시현됨을 함께 확인하였다. 이러한 결함 상황을 볼 때, 항공기 체계 전원의 상태는 'AC EMB(No.2)의 BIT FAIL 시현' 건과 유사할 것으로 판단하였다.

앞에서 정리한 결함 상황과 항공기 체계 전원의 분석결과를 바탕으로 구성품(AC EMB)의 결함을 추정하였다. 구성품(AC EMB)의 결함이라는 점을 명확하게 식별하기 위하여 항공기 체계 Wire Harness의 건전성을 확인하고, 구성품 커넥터의 체결 상태를 점검하였다. 두 항목을 점검한 결과 특이사항은 없었다. 다음 단계로 AC EMB를 교체 점검하면서 결함의 발생여부를 확인하였다. 항공기 체계에서 AC EMB를 교체하고 점검한 결과, 항공기 체계 전원이 정상적으로 공급되면서 다른 항전장비가 정상 작동하였다. 이

러한 점검결과를 통하여 구성품(AC EMB)의 결함으로 판단하였고, 구성품(AC EMB)에 대한 상세 고장탐구를 진행하였다[4].

구성품 단위(AC EMB) 결함분석의 첫 단계로 내부 모듈(회로카드 조립체 등)의 육안점검을 수행하였다. 육안점검 과정에서 중점적으로 확인한 사항은 회로카드 조립체 및 연결 배선의 이상 여부 등이다. 앞에서 언급한 두 결함 건에 대하여 점검한 결과, AC EMB 내부 아날로그 PCB의 발화 손상을 확인하였다. 그리고 아날로그 PCB 내부에서는 115V AC Primary Bus 2, Essential Bus 2, TRU 2, Deicing 2와 관련된 PCB 패턴이 발화되었다. Fig. 4는 구성품 단위 결함분석에서 육안으로 확인한 아날로그 PCB를 보여주고 있다. 다음 단계로 AC EMB 내부 모듈의 교체 점검과 성능시험을 수행하였다. AC EMB에 장착되는 5종의 회로카드 조립체에 대하여 교체 점검한 결과, 아날로그 PCB를 교체하였을 때 결함이 재현되지 않고 정상 작동함을 확인하였다. 그리고 아날로그 PCB를 교체하고 수행한 AC EMB의 성능시험에서 합격을 확인하였다. 이러한 결과를 바탕으로 구성품 단위 고장탐구에서는 아날로그 PCB를 AC EMB의 결함원인으로 정리하였다[5].

구성품 내부 모듈 및 부품 단위의 결함분석은 소자 단위 검증에 초점을 맞춰 진행하였다. 먼저 아날로그 PCB 발화 부위에 조립된 커패시터의 오삽입 여부를 점검하였다. 본 점검의 목적은 부품의 오삽입으로 인한 회로 손상 가능성을 확인하기 위함이다. 혼용 가능성이 있는 커패시터 3종을 포함하여 점검한 결과, 부품 오삽입 사항은 없었다. 다음 단계로 아날로그 PCB의 발화 부위

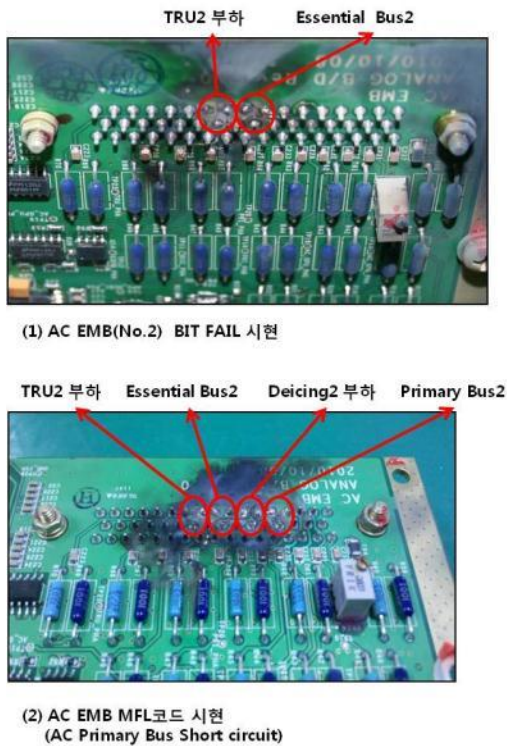


Fig. 4. The component level defect analysis of AC EMB

에 대한 X-ray 검사를 수행하였다. 아날로그 PCB의 X-ray 검사를 통하여 115V AC 라인에 병렬로 연결된 커패시터(EMI 용도)의 파괴를 확인하였다. Fig 5는 아날로그 PCB에 대한 X ray 검사 결과이며, 동그라미로 표시된 부분은 파괴된 커패시터를 나타낸다.

파괴된 커패시터에 대하여 부품 설계 적절성을 검토하였다. 먼저 커패시터의 정격전압에 대한 적절성을 확인하였다. 커패시터의 정격전압을 산출하는 아래 식(1)에 대입하여 계산 값을 도출하였다. DC 성분은 0(V)이고, AC 성분은 115V AC, 400Hz의 이므로  $V_{peak}$  값은 약 162(V)이다. 그리고 K factor는 Fig. 6에서 제시하고 있는 그래프를 바탕으로 0.7을 대입하였다. Fig. 6은 주파수 변화에 따른 K factor 값을 나타낸다[6].

$$\text{(Capacitor Voltage rating)} = \{(\text{DC voltage}) + (\text{AC component})\} / \text{K factor (1)}$$

계산식을 통하여 도출한 커패시터의 정격전압은 230(V)로써, 커패시터의 데이터시트에서 제시하고 있는 정격전압(250(V)) 대비 여유가 있음을 확인하였다. 그리고 커패시터의 성능 확인을 위

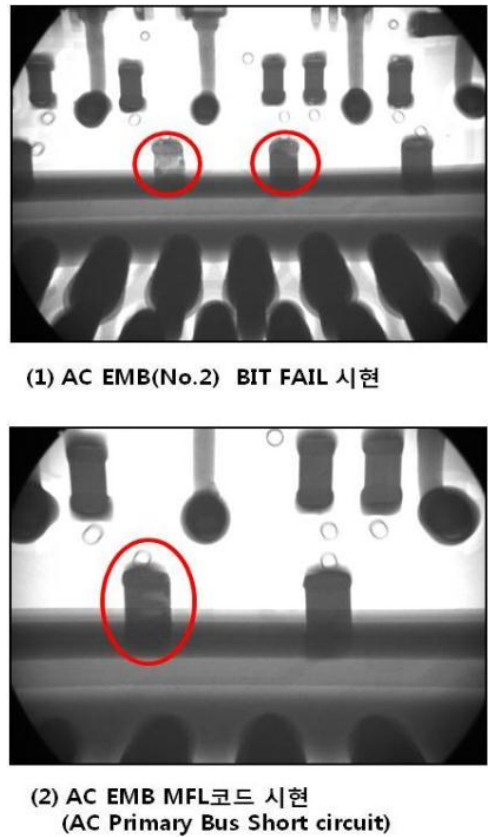


Fig. 5. X-ray results of the analog PCB

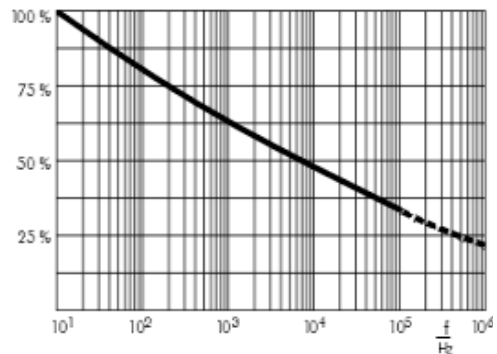


Fig. 6. Dielectric strength of Polypropylene film as a factor of frequency

하여 내압시험과 Aging 시험을 함께 수행하였다. 인가전압을 115(V)에서 1,100(V)까지 조정해가면서, 커패시터에 대한 내압시험을 수행하였다. 시험 결과 1,100(V) 이상의 전압이 입력될 때, 커패시터가 기능을 상실함을 확인하였다. 그리고 150(V) 전압을 인가한 상태로 10시간 동안 Aging 시험을 수행하였으며, 커패시터가 정상 동

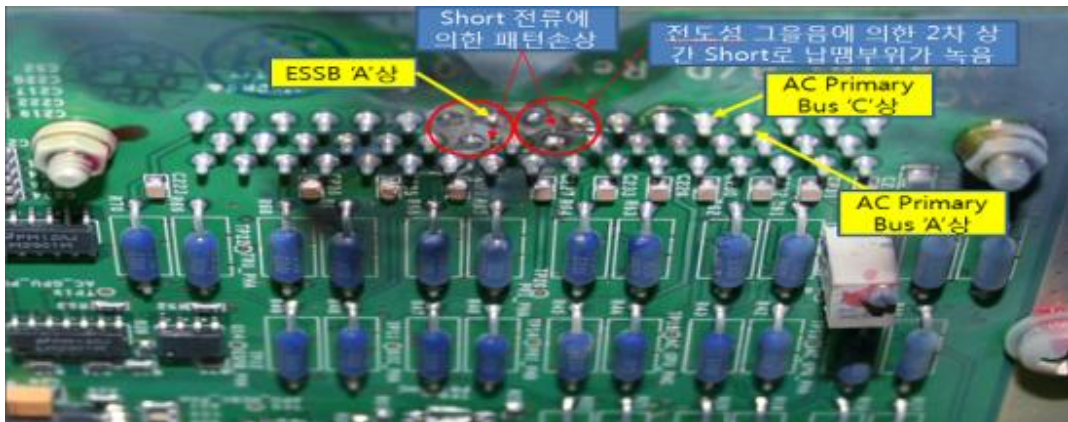


Fig. 7. The module level defect analysis of AC EMB

작함을 확인하였다. 이를 통하여 본 회로에 적용된 커패시터의 부품 설계는 적절한 것으로 판단하였다.

단계 별 고장탐구를 바탕으로 부품(커패시터) 단위의 설계 적절성까지 확인하였다. 그래서 파괴된 커패시터를 통하여 동작회로 상에서 발생할 수 있는 연쇄 결함 가능성을 검토하였다. 본 회로에서 손상된 커패시터는 적층세라믹 커패시터(MLCC, Multi Layer Ceramic Capacitor)로써, 일반적으로 파괴될 경우 단락(short)이 발생한다. 즉, 커패시터가 단락되면서 생긴 과전류가 아날로그 PCB의 부하전압 감지 회로에 발화 손상을 일으킨 것으로 추정하였다. 부하전압 감지회로 내에서 커패시터의 역할은 115V, 400Hz 전원에 포함된 고주파 노이즈를 제거하기 위한 EMI 필터 역할이며 주기능(115V 전압, 주파수 감지)과는 관계가 없다. 부하전압 감지회로를 확인한 결과, AC Primary Bus 115V C상과 AC Essential Bus 115V A상이 단락되었고 그을음이 발생하였다. Short 전류로 손상된 두 회로 패턴 중, AC Primary Bus 115V C상 감지회로 패턴은 커패시터의 파괴에 의한 short 전류로 손상되었고, AC Essential Bus 115V A상 감지회로 패턴은 두 패턴이 근접한 곳에서 그을음에 의해 2차 short가 발생하여 손상된 것으로 판단된다. 그리고 그을음의 탄소성분이 전도성을 띄어 인접 115V A, B, C상 감지회로 상호 간의 2차 단락이 발생하였고, 이로 인하여 각 단자의 납땀이 녹은 것을 확인하였다. 회로카드 발화 손상 과정을 다시 정리하면, 「커패시터 파괴(단품불량)→AC Primary Bus 115V C상 회로패턴 Short 손상→그을음에 의한 상간 Short로 인접 AC Essential Bus 115V A상 회로패턴 손상→전도성 그을음 확산→인접

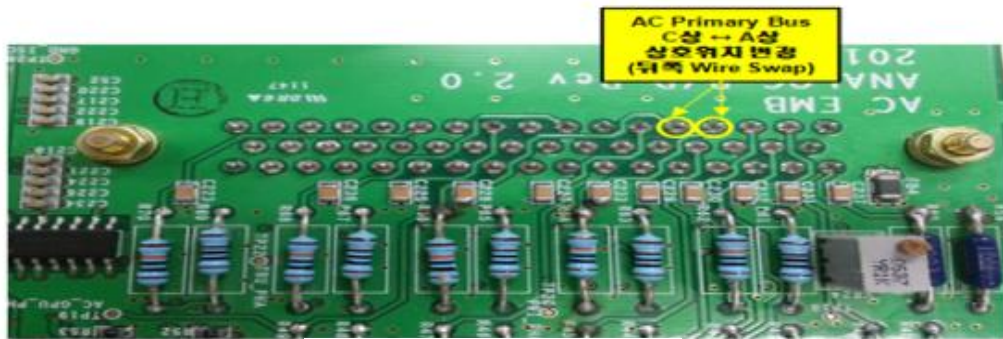
115V A, B, C 상 상호 간 Short 발생 및 단자 납땀 부위 녹음」의 순서로 결함이 발생한 것으로 판단된다.

Figure 7에서는 구성품 내부 모듈 단위의 고장탐구를 통하여 식별한 AC EMB의 결함 원인을 보여주고 있다. 결론적으로, AC EMB의 이상 동작(BIT 수행 시 컨택터 동시 작동)은 앞에서 설명한 일련의 과정으로 발생했음을 확인하였다[7, 8].

## 2.2 전원분배제어장치의 설계개선 및 검증

AC EMB의 결함 분석을 통하여 아날로그 PCB 발화 손상은 AC 전원의 상 간 단락으로 발생하였음을 확인하였다. 그래서 AC EMB의 설계 개선은 과전류로 인한 AC 전원의 상 간 단락을 예방하는 방안을 중심으로 검토하였고, 직/간접 설계 개선방안 2가지를 도출하였다.

첫째, AC Primary Bus 115V C상과 AC Primary Bus 115V A상의 상호 위치를 변경하였다. 결함의 발생 원인으로 식별된 AC Primary Bus 115V C상과 AC Essential Bus 115V A상 간의 단락을 원천적으로 차단하기 위함이다. 이를 위하여 아날로그 PCB의 입력단에서 AC Primary Bus 115V A상과 AC Primary Bus 115V C상의 배선을 서로 교환 연결(swap)하였다. 이렇게 배선을 교환 연결함으로써 아날로그 PCB 내부에서 AC Primary Bus와 AC Essential Bus가 서로 동상(same phase)이 되고, AC 전원의 상 간 단락을 예방할 수 있다. 그리고 AC Primary Bus A상과 C상의 상호 위치 교환에 따른 영향성을 추가적으로 검토하였다. AC Primary Bus 3상(A상, B상, C상)은 아날로그 PCB에서 상(phase)을 구분하지 않고 평균값을 사용하기 때문에, A상과 C상의 상호 위치 교환



(1) AC 전원의 상간 위치 변경



(2) AC EMB 부하단의 미사용 전압 센싱 라인 삭제

Fig. 8. The direct/indirect design changes of AC EMB

Table 3. The direct/indirect design changes of AC EMB

No	설계 개선	개선 효과	비고
1	AC 전원의 상 간 위치 변경 (AC Primary Bus 115V A, C상 swap)	아날로그 PCB의 발화 손상 가능성 원천 차단	직접 설계 개선
2	AC EMB 부하단의 미사용 전압 센싱 라인 삭제 (미사용 B, C상 삭제)	탄소 성분 그을음에 의한 상 간 2차 단락을 사전 예방	간접 설계 개선

에 따른 EMB의 기능적/성능적 영향은 없는 것으로 판단하였다.

둘째, 아날로그 PCB 상의 전압 센싱 라인 중 사용하지 않는 라인을 삭제하였다. AC EMB 부하 단(Essential Bus 1/2, TRU Bus 1/2, De-Icing Bus 1/2)의 전압 및 발전기(GEN, APU) 전압 센싱 라인은 A, B, C상 모두 아날로

그 PCB로 입력된다. 그러나 AC EMB의 설계 개념에서 A상만을 사용하고, B, C상은 사용하지 않는다. 그래서 미사용 전압 센싱 라인을 삭제함으로써 탄소 성분 그을음에 의한 상 간 2차 단락을 사전에 예방하는 효과를 본 절에서 제시한 설계개선 사항을 Table 3에서 정리하였고, 아날로그 PCB의 개선 형상은 나타내면 Fig. 8과 같다.

위에서 제시한 두 가지 설계 개선방안을 적용한 AC EMB를 항공기에 장착하고, 지상시험과 비행시험을 수행하였다. 지상시험은 GPU에서 전원을 공급받은 상황에서 AC/DC EMB의 정상 동작여부를 점검하였다. AC EMB의 내부 컨택터가 순차적으로 작동(‘딱딱딱’ 소리 발생)하고, AC/DC EMB를 통하여 항공기 내부 항전장비에 정상적으로 전원이 공급됨을 확인하였다. 그리고 개선된 AC EMB가 장착된 항공기로 비행시험을 수행하여, AC/DC EMB를 통한 안정적인 전원 공급을 함께 확인하였다. 이를 통하여 본 논문에서 제시한 설계 개선의 타당성을 검증하였다.

### III. 결 론

한국형 기동헬기의 전원계통은 항공기의 안전

성을 높이기 위하여 이중 시스템으로 이루어져 있으며, 교류 발전기, 보조동력장치 발전기, 배터리, 배터리 충전장치, 직류변환기, 교류/직류 전원분배제어장치(AC/DC EMB)로 구성되어 있다. 교류/직류 전원분배제어장치(AC/DC EMB)는 항공기에서 항공전자 장비 운용에 필요한 전원을 공급, 분배 및 제어하는 역할을 수행하는 장비로써, 항공기 체계 운용과정에서 핵심적인 기능을 수행한다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기 초도양산 과정에서 발생한 AC/DC EMB의 결함현상을 분석하여, 유형별(설계결함, 부품결함, 제작결함)로 정리하였다. 그리고 결함원인 분석 프로세스에 따라 단계 별 고장탐구(항공기 체계, 구성품, 내부 모듈 및 부품 단위)를 수행하였고, 결함의 발생원인을 식별하였다. 세 가지 결함 유형 중 부품결함, 제작결함 사항은 품질 강화 방안(부품 검사 강화, 제품 생산 단계의 검사 공정 추가 반영)을 제시하여 품질신뢰성을 확보하였다. 그리고 설계결함 사항은 AC EMB 내부 동작 회로에 대한 종합검토를 바탕으로 설계 개선방안(AC 전원의 상 간 위치 변경, AC EMB 부하단의 미사용 전압 센싱 라인 삭제)을 도출하였다. 이를 적용하여 AC/DC EMB의 결함현상을 해소하고 품질 신뢰성을 확보하였으며, 항공기의 비행 안전성을 크게 향상시켰다.

## References

- 1) KDS 1520-4001, "Helicopter, Utility", Defense Acquisition Program Administration (DAPA), Mar. 2013
- 2) A88AEI-24-0101, "Aircraft Equipment Instruction, Functional Checkout & Operating Procedures, KUH-1 Electrical Power System", Defense Acquisition Program Administration (DAPA), Mar. 2013
- 3) KDS 6110-4009, "Panel, Power Distribution", Defense Acquisition Program Administration (DAPA), Mar. 2013
- 4) 88PR0362, "Ground development test report of power system for KUH-1", Defense Acquisition Program Administration(DAPA), Nov. 2010
- 5) 88PR5389, "Qualification test report of AC/DC EMB for KUH-1 ", Defense Acquisition Program Administration(DAPA), Nov. 2009
- 6) <http://electronics.stackexchange.com/questions/21949/what-is-an-ac-voltage-rating-for-a-capacitor>
- 7) I. J. Kim, J. G. Kim, "Characteristics Analysis of Reactor and Capacitor for Passive Filter", *Journal of the Korean Institute of Illuminating and Electrical Installation Engineers*, Vol. 23, No. 2, pp.82~88, Feb. 2009
- 8) M. J. Cozzolino, "Electrical shorting in multilayer ceramic capacitors", *CARTS International Conference Proceedings*, pp.57~68, 2004