

항공기 진동 환경에서의 전원분배장치 품질개선 연구

서영진^{1*}, 이윤우¹, 장민욱¹, 조지형²
¹국방기술품질원, ²영풍전자 주식회사

A Study on the Quality Improvement of Electrical Master Box in Aircraft Vibration Environment

Youngjin Seo^{1*}, Yoonwoo Lee¹, Minwook Jang¹, Jihyung Jo²
¹Defense Agency for Technology and Quality
²Youngpoong Electronics. co., Ltd.

요약 항공기용 전원 분배 장치는 발전기에서 생성된 전원을 분배 및 제어하고, 과전류를 보호하는 역할을 한다. 항공기 비행 중에 교류 전원 분배 장치의 결함으로 인해 교류 전원 분배가 불가능해지는 현상이 다수 발생하였다. 이로 인해 정상적인 교류 전원 분배가 불가능하고 일부 전자장비가 구동을 상실하는 문제점이 제기되었다. 본 논문에서는 결함 발생 조건인 항공기 비행 중 진동 조건을 진동 시험 장비로 모의하여, 결함의 근본 원인을 도출한 과정을 기술하였다. 이를 통해 결함의 원인이 교류 전원 분배 장치의 접촉기가 진동에 의해 내부 배선 손상이 발생한 것임을 확인하였으며, 결함 해소를 위해 접촉기 개선 형상을 도출하였다. 또한 결함이 내재된 접촉기를 검출하기 위해, 진동 시험 장비를 활용한 결함 검출 시험을 수행하는 방식으로 시험 절차를 개선하였다. 개선활동 결과 교류 전원 분배 장치의 결함 현상이 개선되었음을 구성품 인증 시험 및 비행 시험을 통해 입증하였다.

Abstract An aircraft power distribution device distributes and controls the power generated by the generator and provides overcurrent protection. There are many defect phenomena that make AC power distribution impossible during flight, which poses a problem in because some electronic equipment cannot be operated. We describe a process of deriving the root cause of defects by using vibration testing equipment to simulate the vibration conditions during aircraft flight, which result in defects. The results show that the cause of the defect is internal wiring damage caused by the vibration of the contactor of the AC power distribution device. Therefore, the shape of the contactor was improved to solve this problem. We also improved the test procedure by performing defect detection tests using vibration testing equipment to detect a faulty contactor. As a result of the improvements, a component certification test and flight test proved that the defect phenomena of the AC electrical master box were improved.

Keywords : Contactor, Power Distribution, Rotary-Wing Aircraft, Vibration, Wire Chaffing

1. 서론

항공기의 전원분배장치는 항공기 내부에 산개되어 있는 전원 분배 구성품들(Contactor, Relays, 기타 소자

류)을 위치나 필요에 따라 한 개의 구성품(Unit 또는 Box)에 집적화 시킨 장치이다[1]. A기종 회전익 항공기에도 전원분배장치(EMB: Electrical Master Box, 이하 EMB)가 적용되어 있으며 형상은 Fig.1 과 같다. 전원 분

*Corresponding Author : Youngjin Seo(Defense Agency for Technology and Quality)
email: syj48383202@naver.com

Received June 7, 2019
Accepted August 2, 2019

Revised July 11, 2019
Published August 31, 2019

배의 안정성을 위해 하나의 장비에서 결함이 발생하더라도 나머지 하나의 장비에서 백업 및 전원 분배가 가능하도록 2기의 EMB가 장착된다[2].

A기종 항공기의 비행 시험 중 교류 전원분배장치(AC EMB)의 결함으로 인해 교류 전원분배가 불가능한 현상이 다수 발생하였으며, 이로 인해 일부 전자장비가 구동을 상실하고, 비상 전원분배 모드로 진입하였다.



Fig. 1. Configuration of EMB

A기종 항공기에서 전원을 생성하고 분배하는 장비 및 AC EMB가 장착되어 있는 위치는 Fig. 2와 같다. 2기의 발전기에서 생성되는 전력은 배선장치를 통해 2기의 AC EMB로 각각 전달되며, AC EMB 내부에는 Bus Bar를 통해 전기적으로 연결되어 있다. 교류전원 장비 및 직류전원 변환기 등에 분배하는 역할은 모두 AC EMB가 담당하기 때문에, AC EMB의 결함은 항공기 비행 안정성에 큰 영향을 유발할 수 있다.

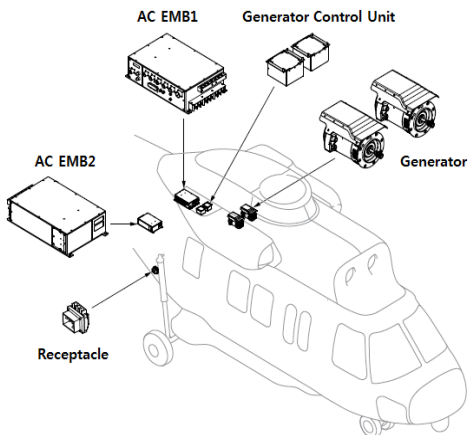


Fig. 2. Position of AC EMB on Aircraft

2. 본론

2.1 결함 현상 개요

A기종 항공기의 생산 공정 진행 과정에서, 조립 및 지상 시험을 마치고 비행 시험을 진행하는 중에 AC EMB의 결함으로 인해 전원 분배가 불가능한 현상이 발생하였다. 결함 발생 시 조종사의 모니터에 시현되는 결함 관련 정보는 Fig. 3과 같다.

해당 결함이 발생하면 AC EMB 관련 결함을 조종사에게 알리는 Fault Code가 시현된다. 또한 교류전원 분배 실패로 인해 교류 전원을 사용하는 일부 항공전자장비가 전원을 상실하였고, 항공기 전원분배는 교류 전원분배장치를 한쪽만 사용하는 비상 전원분배 모드로 진입하였다.

해당 결함은 AC EMB 단품 시험 및 항공기 지상시험에서는 발생하지 않으며, 비행 시험에서 발생하는 특징을 갖고 있다. 1년간 항공기 생산 중 AC EMB의 결함 발생 추이를 분석해 본 결과, 동일 결함이 9회 발생하였으며 모두 비행시험 중 발생하였다.

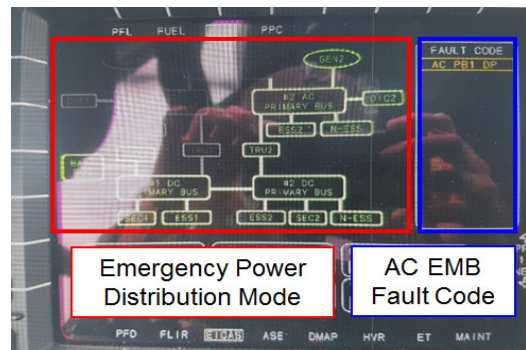


Fig. 3. AC EMB Fault Occurrence Situation

A기종 항공기의 전원 분배도는 Fig. 4와 같다. 먼저 Generator에서 발생한 교류 전원은 AC EMB에서 전원 분배가 이뤄진다. AC 전원은 AC BUS에 연결된 전자장

비에 공급되거나, AC-DC 전력변환기인 TRU(Transfer Rectifier Unit)를 거쳐 직류로 변환된다. 직류로 변환된 전원은 직류 전원분배장치(DC EMB)를 통해 DC를 정격으로 하는 전자장비 및 배터리에 공급된다.

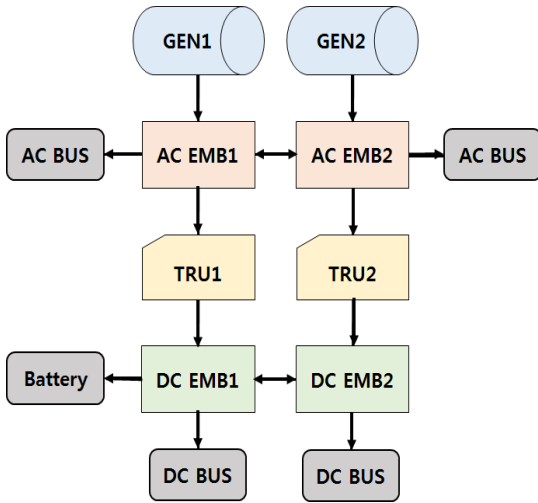


Fig. 4. Power Distribution of Aircraft

항공기 비행 중에 AC EMB에 결함이 발생하면 장비에 연결된 AC BUS에 해당하는 전자장비들이 전원을 상실하게 된다. 또한 하나의 AC EMB가 미 동작함에 따라 비상 전원분배 모드로 진입하며, 이 때 사용자 교번 절차에 따라 조종사가 비상 절차를 수행해야 하는 등 비행안정성에 큰 영향을 미치게 된다.

그러나 AC EMB의 결함 현상은 항공기의 지상 환경에서의 시험 중에는 발생하지 않으며, 항공기 비행 조건에서만 발생하기 때문에 결함의 사전식별 및 검출이 어려운 문제점이 존재한다. 결함 원인을 분석하기 위해 결함이 발생한 장비를 자체 시험 장비에서 재시험을 수행했지만, 대부분 결함이 재현되지 않고 정상적으로 동작하였다. 이는 결함이 발생할 가능성을 가지고 있는 장비가 시험 과정에서 걸러지지 않고 항공기에 장착될 수 있음을 의미한다. 따라서 해당 결함 현상의 근본 원인을 도출하고, 항공기 비행 중에 해당 결함이 발생하지 않도록 설계 개선이 필요하였다.

2.2 결함 원인 분석

EMB에서 이상 현상이 발생하면 해당 현상의 원인을 장비 자체적으로 판별하여 EMB의 상태 창에 표시하게 된다. 비행 중 이상 현상이 발생하였을 때 상태 창에는

CTR FAIL 이라는 정보가 표시되었으며, 이는 EMB 내부에 장착된 Contactor(접촉기)에서 결함이 발생하였음을 의미한다. 이 현상에 따라 항공기에서 발생한 결함 발생 유형과 원인을 분류해보면 Table 1과 같다.

Table 1. Type and Root Cause of AC EMB Failure

LRU	Failure Phenomenon	Root Cause
AC EMB1	Contacto3 Fail	Contacto
AC EMB1	AC EMB BUS Short	Contacto
AC EMB1	Contacto2 Fail	Contacto
AC EMB1	Contacto1 Fail	Contacto
AC EMB1	Contacto1 Fail	Contacto
AC EMB2	AC EMB BUS Short	Contacto
AC EMB1	Contacto1 Fail	Contacto
AC EMB2	Contacto1 Fail	Contacto
AC EMB1	AC EMB BUS Short	Contacto

Table 1에 따라 AC EMB에서 발생한 결함은 현상이 다르게 나타나도 근본 원인은 Contactor에 있음을 알 수 있다. AC EMB에서 Contactor는 항공기에 공급되는 전원을 제어하는 스위치 역할을 하며, 과전류 등 이상 현상 발생 시 전원을 차단한다. AC EMB에 적용되는 Contactor 형상 및 장착 위치는 Fig. 5와 같으며, AC EMB 1기당 동일한 형상의 Contactor가 3개 장착된다.



Fig. 5. Configuration of Contactor

Contactor는 해외구매품으로 입고 시점에는 성능 시험 항목이 존재하지 않으며, EMB 장착 이후 성능 시험을 수행한다. EMB가 제작이 완료되면 성능 시험은 전원입력 시험, 기능시험, 초기고장 배제시험 등을 수행한다. 이러한 EMB 단위 시험에서는 Contactor가 정상 동작하였으나, 본 결합의 경우에는 비행 조건에서 결합이 간헐적으로 발생한다는 사실에 의거하여 원인을 분석하였다.

결합 원인 분석의 절차는 Visual Inspection, 성능 시험, 진동 시험의 절차로 수행하였다. Visual Inspection은 결합이 발생한 Contactor와 정상 제품 간의 차이점을 육안으로 확인함으로써 이상 동작이 발생한 원인을 밝혀내기 위함이다. 또한 성능 시험은 수락시험 절차에 따라 실험실 환경에서 Contactor가 정상 동작을 하는지를 확인하는 절차이며, 진동 시험은 항공기 비행 시 발생하는 진동 환경에서 결합이 재현되는지 여부를 확인하기 위한 시험이다.

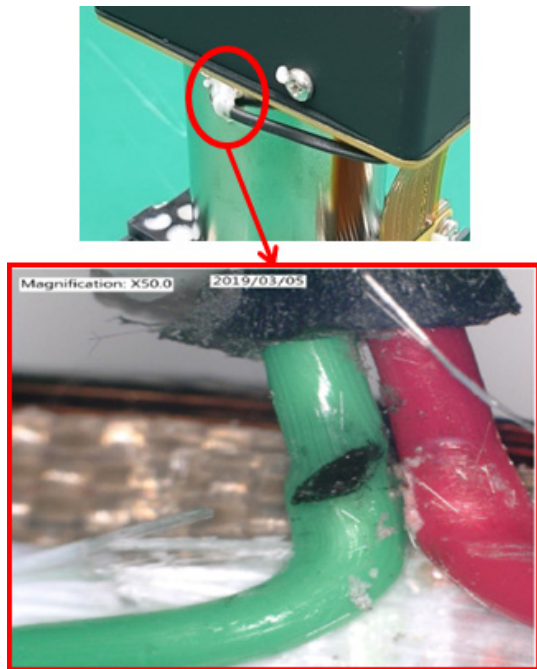


Fig. 6. Damage of Solenoid Wire

첫 번째로 Visual Inspection은 Contactor를 분해한 이후 Contactor의 납땜 상태, Coil 배선 손상 여부, 접점의 간극 상태, Coil Lead Wire 등 제품의 파트별로 결합 발생 유무를 육안 및 현미경으로 확인하였다. 그 결과 Fig. 6에서와 같이 Contactor 접점을 붙이기 위해 코

일 부에 전원을 인가하는 배선인 Coil Lead Wire의 외부 피복이 손상된 것이 확인되었다. 손상된 배선의 부위는 Contactor의 원통형 Housing과 배선이 닿는 곳이었으며, 진동에 의해 배선이 Housing과 반복적으로 간섭되어 손상이 발생한 것으로 추정하였다. 또한 손상된 배선이 진동에 의해 간헐적으로 금속 재질인 Housing에 닿으면 Short가 발생하면서 Coil의 전자기력이 상실되어 Contactor의 접점이 분리되는 현상이 발생할 수 있다.

두 번째로 Coil Lead Wire가 손상된 Contactor를 대상으로 성능 시험을 수행하였다. 성능 시험은 Contactor 단품을 시험할 수 있는 시험 치구로 수행하였으며, 일정 시간 동안 접점의 ON/OFF가 정상적으로 유지되는지 확인하였다. 시험 결과 배선의 손상이 확인된 Contactor도 지상 조건에서는 정상 동작함을 확인하였다.

마지막으로 진동 조건에서 Contactor 동작 시험을 통해 항공기의 비행 조건에서의 결합 재현을 통해 원인을 분석하였다. 헬리콥터는 엔진, 꼬리로터 회전축, 주 로터의 중량 불균형 등에 진동이 발생하게 되며, 특히 전진 비행 시 로터 블레이드에 작용하는 힘과 모멘트가 주기적으로 변화하기 때문에 진동이 필연적으로 발생하게 된다[3]. 이러한 진동은 항공기 구조물의 균열 또는 전자 장비의 납땜 손상 등 다양한 결함들을 유발할 수 있다 [4-5]. 따라서 헬리콥터의 진동이 Contactor 결합의 근본 원인이 될 수 있다고 판단하였다.

진동 조건에서 Coil Lead Wire와 Housing간 간섭에 의해 Contactor의 접점이 비정상적으로 분리 될 수 있는지를 알아보기 위해 실험을 수행하였다. 진동 시험장비에 결합이 1회 이상 발생한 Contactor를 설치하고, Contactor를 반복적으로 동작시키면서 Coil에서 Short가 발생하는지 여부를 확인하였다. 확인 지점은 Fig. 7에 나타내었으며, Coil Lead Wire의 입출력 단자인 1번과 15번 단자의 Short 여부를 확인하였다.

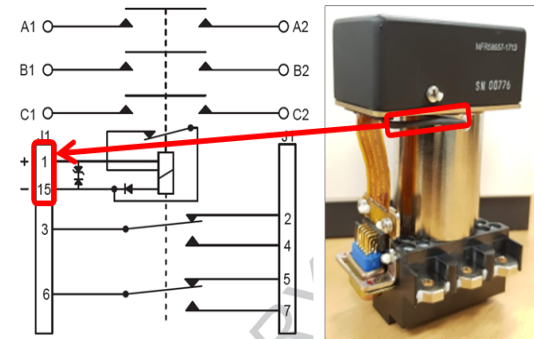


Fig. 7. Test Point of Contactor

시험 결과 Contactor의 반복적인 ON/OFF 동작 중에 간헐적으로 Coil의 단자 간 Short가 발생하였다. 시험 결과는 Fig. 8에 나타내었으며, Contactor의 접점이 정상적으로 동작하지 않는 시점에 Housing과 배선 간에 Short가 발생하였음을 알 수 있다. 3개의 Contactor를 같은 조건에서 시험한 결과 동일한 Short 현상이 발생하였다. 그러나 진동 환경이 아닌 조건에서는 Wire와 Housing 간에 Short가 발생하지 않아 Contactor가 정상 동작하게 된다. 따라서 Contactor의 결함이 지상의 무진동 조건에서 동작 시험을 수행하였을 때는 결함이 발생하지 않았다.

지금까지의 연구를 통해 항공기 운용 간에 발생하는 진동이 AC EMB의 Contactor에 이상 현상을 유발하는 것으로 확인되었으므로, 항공기 진동 조건에서 품질 신뢰성이 확보된 Contactor를 AC EMB에 적용할 수 있도록 개선이 필요하였다.



Fig. 8. Contactor Short Test Result

2.3 개선 방안

2.3.1 시험 개선 방안

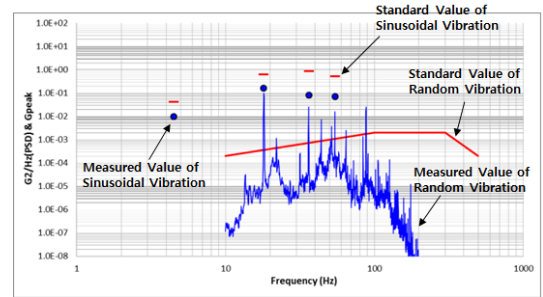
A 항공기의 AC EMB는 항공기 수명 동안 MIL-STD-810규격에서 제시하는 진동 수준의 환경에서 운용될 수 있어야 한다고 요구하고 있다[6]. 해당 진동 시험은 AC EMB의 개발 시점에 수행되었으며, 시험을 통해 설계 적합성을 확인하였다.

또한 생산이 완료된 AC EMB는 초기고장배재시험(ESS, Environmental Stress Screening)을 수행한다. ESS 시험은 장비 제작 초기 단계에서 발생할 수 있는 고장을 배제하기 위하여 장비가 생산된 후 받을 수 있는 각종 Stress를 단 시간에 가하는 시험을 실시한다. 이는 불완전한 작업 또는 결함이 내재된 부품을 미리 발생하게 하여 고장 원인을 사전에 제거 또는 수리하기 위함이다[7]. ESS시험은 모든 AC EMB 생산품을 대상으로 수행

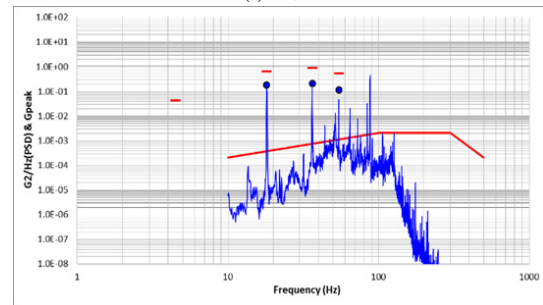
된다.

그러나 진동 관련 설계 적합성이 확인되고, ESS 시험을 통과한 AC EMB가 비행 중 진동에 의해 결함이 발생하였기 때문에 현재의 시험 방법으로는 내재된 결함을 검출하는 것이 미흡하다고 판단하였다.

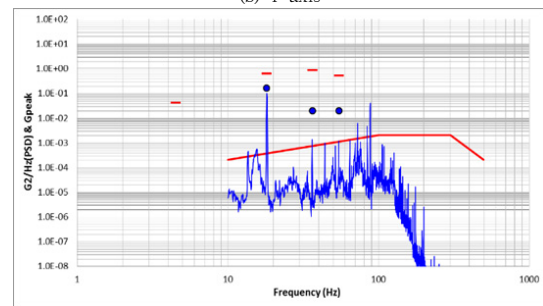
현재의 시험 방법과 실제 운용 환경과의 가장 큰 차이점을 비교해 보면, 운용 환경에서는 AC EMB가 전원이 인가되고 전원분배 동작 중에 진동을 받는다는 점이다. 항공기 전원이 분배되기 위해서는 전자기력에 의해 Contactor의 접점이 붙어 있는 상태여야 하며, 진동에 의한 영향으로 결함 발생 시 Contactor 접점이 떨어지며 전원 분배가 불가능한 현상이 발생된다. 따라서 AC EMB의 수락시험 과정 중에 항공기 비행 수준 이상의 진동을 인가시키면서 동작 시험을 수행하는 방식으로 결함을 검출할 수 있는 시험 방안 도출이 필요하였다.



(a) X axis



(b) Y axis



(c) Z axis

Fig. 9. Vibration Test Result of Aircraft

AC EMB 수락시험 중 인가할 진동 수준을 정하기 위해서 먼저 항공기에서 발생하는 진동 수준을 측정하였다. 헬리콥터에서 발생하는 진동은 전 영역대의 주파수에서 발생하는 Random Vibration과 주 로터의 회전진동수 및 로터 회전수의 정수배에 해당하는 주파수에서 발생하는 Sinusoidal Vibration으로 나눌 수 있다[8].

AC EMB 장착 위치에서 X, Y, Z축의 진동 값을 측정 한 결과 및 ESS 진동의 기준 값을 Fig. 9에 도표로 나타 내었다.

비행 시험을 통해 계측된 Sinusoidal Vibration의 수 준과 AC EMB의 ESS 시험 진동 요구도 진동 수준을 비 교해 본 결과를 Table 2에서 나타내었으며, 모든 방향에 서 40% 이하 수준임을 확인하였다. 또한 비행 중의 Random Vibration 측정 결과를 Table 3에서 나타내 었으며, ESS 진동 요구도의 Random Vibration 규격 대비 모든 방향에서 70% 이하 수준으로 발생함을 확인 하였다. 이를 통해 항공기의 진동 측정값은 AC EMB ESS 시험 절차에서 제시하는 진동 기준치의 이하임을 확 인하였다.

Table 2. Vibration Requirement and Test Result (Sinusoidal Frequency)

Sinusoidal Frequency (Hz)	Requireme nt (g)	Flight Vibration (g)		
		X	Y	Z
F1: 1/REV	4.5	0.04	0.01	0.00
F2: 4/REV	18.1	0.62	0.16	0.16
F3: 8/REV	36.3	0.85	0.08	0.02
F4: 12/REV	54.4	0.51	0.07	0.02

Table 3. Vibration Requirement and Test Result (Random Frequency)

Random Frequency (Hz)	Requireme nt (g)	Flight Vibration (g)		
		X	Y	Z
10 ~ 500	0.801	0.181	0.183	0.390

항공기의 진동 측정 시험을 통해 항공기의 실제 진동 값보다 ESS 시험의 진동 크기가 더 악조건임을 확인하였 으며, ESS 시험의 진동 조건에서 AC EMB의 동작시험을 수행하면 장비의 이상 현상을 지상에서 검출할 수 있을 것이라 판단하였다. 따라서 Fig. 10에서와 같이 진동시험 기에서 진동 환경을 모사하고, AC EMB의 전원을 인가 하여 Contactor 접점 유지 및 ON/OFF를 반복할 때

AC EMB의 정상 동작 상태가 유지되는지를 시험할 수 있도록 수락시험 개선 방안을 도출하였다. 기존 시험 방 법과 개선 시험 방법은 Table. 4에서 제시하였다.

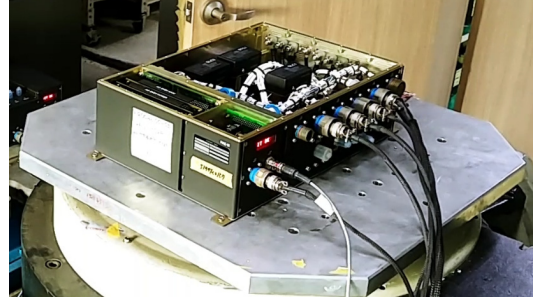


Fig. 10. Vibration Test of AC EMB

Table 4. Result of Test Procedure Improvement

As-Is	To-Be
Perform Operation Test after Vibration Test(ESS Profile)	Perform Operation Test during Vibration Test (ESS Profile) →Increase Defect Detection

2.3.2 설계 개선 방안

Contactora의 Housing과 간섭이 일어난 배선은 예 대한 설계개선 방안을 도출하기 위해 Fishbone Diagram 방식을 통해 제작 과정에서 개선이 필요한 항목을 검토하였다. 그 결과 Fig. 11과 같이 4M의 분야 중 Man과 Method 분야에서 각각 1가지의 문제점을 식별 하였다.

Method 분야 검토 결과, 해당 배선은 Fig. 12의 (a)와 같이 Contactora의 Solenoid 외부로 돌출되어 있으 며, Fig. 12의 (b)와 같이 배선의 피복이 적용되지 않은 지점에서 Housing과 간섭이 발생할 가능성이 존재하는 것으로 검토되었다. 해당 배선은 외부로 돌출되어서 고정 되어 있지 않기 때문에 항공기 진동에 의해 지속적인 움 직임을 받게 되지만 설계상으로 배선을 지지해주는 것은 없다.

또한 Man 분야 검토 결과, 배선이 Housing을 지나는 Hole 지점에는 Sealant가 반영되어 있으나, 작업성 미흡으로 인해 Hole의 가장자리에 배선이 위치하면서 Housing과 배선 간 간섭에 의한 배선 손상이 발생하였 다.

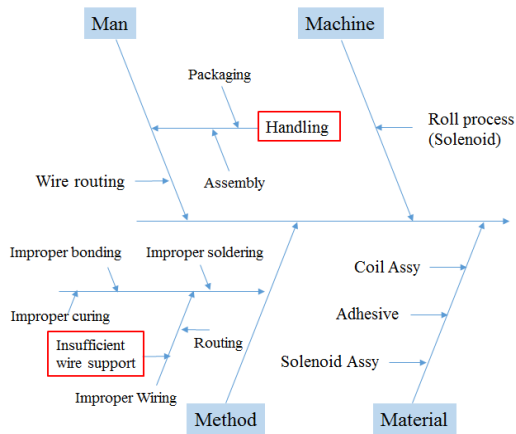
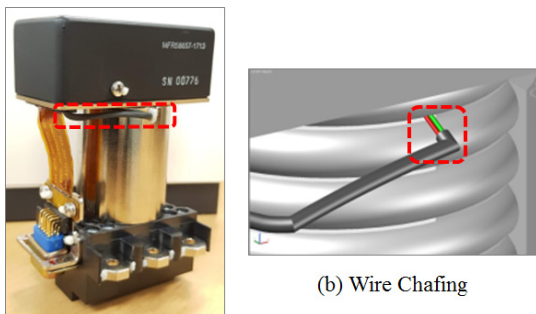
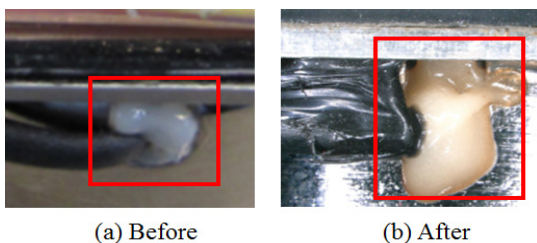


Fig. 11. The Result of Fishbone Diagram

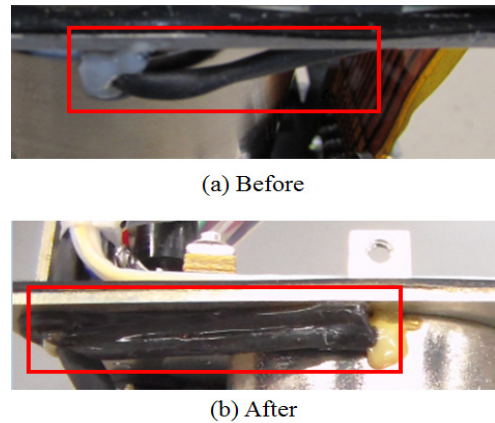


(a) Coil Lead Wire
Fig. 12. Wire Chafing inside Contactor

Handling 및 Insufficient wires support에 대한 해소 방법을 검토해 본 결과 먼저 Fig. 13과 같이 Solenoid Hole에서 배선이 Housing과 간섭되는 현상을 방지하기 위해 Hole 부위에 Adhesive를 적용하여 배선을 보호하였다. 또한 Fig. 14와 같이 Solenoid 바깥쪽 배선을 Housing과 RTV103 접착제를 통해 부착하는 형태로 개선하여 진동에 의한 배선의 흔들림을 최소화하였다.



(a) Before (b) After
Fig. 13. Improvement of Solenoid Hole



(a) Before (b) After
Fig. 14. Improvement of Coil Lead Wire

2.4 개선의 검증

진동시험 중 EMB 전원 인가 시험을 통해 Coil lead wire와 Housing 간 간섭 발생 가능성이 존재하는 Contactor를 검출할 수 있는지 확인하였다. 시험 절차는 AC EMB의 ESS 시험 Profile 조건에서 전원을 인가하여 Contactor를 동작시키는 방식으로 수행하였으며, 시험 항목 및 Profile은 Table 5에서 나타내었다.

결함 검출 시험은 AC EMB 양산 제품 30대를 대상으로 수행하였으며, 시험 결과 3대의 AC EMB가 항공기 비행 중에 발생하였던 동일한 결함이 발생하였다. 결함이 발생한 AC EMB의 Contactor를 탈거하여 분석해 본 결과 Coil lead wire에서 동일한 원인의 배선 간섭에 의한 Short 현상이 확인되었다.

시험이 완료된 AC EMB를 항공기에 장착한 후 비행 시험을 수행하여, 결함 검출 시험을 합격한 장비에서는 Contactor 결함이 발생하지 않는지를 검증하였다. 그리고 결함 검출 시험을 합격한 AC EMB를 항공기에 장착하여 지상 Engine Run 및 비행시험 모니터링을 수행하였다. 기존 시험 방식으로 생산된 AC EMB에서는 1년간 결함이 9회 발생한 것과 달리 결함 검출 시험 도입 이후 모니터링 결과 Contactor에 의한 결함이 발생하지 않았다. 이를 통해 기존 시험방법 대비 개선된 결과를 확인할 수 있었으며, 결함 검출 시험이 항공기 비행 상황에 발생하는 진동을 모의하여 전원 인가 중 발생할 수 있는 Contactor의 결함을 검출할 수 있다는 것을 알 수 있다.

또한 Contactor 설계 개선 방안의 검증을 위해 Coil Lead Wire 장착 개선 제품에 대한 인증시험을 수행하였다. 해당 인증 시험은 Contactor의 Data Sheet에서 성능 요구조건으로 제시하고 있는 Vibration에 대해 시험을 수

행하였으며, 진동시험의 시험 기준은 “MIL-STD-810G”이다[8].

Table 5. Test Profile of AC EMB

Test Item	Profile
Vibration scale	3.7G
time	15minute
Vibration axis	Z axis
Contactor operation	40 time

진동시험은 "MIL-STD-810G, Method 514.6(Vibration), Procedure I, Category14. "Rotary Wing Aircraft-Helicopter" 항목에 의거하여 3시간동안 Sine on Random 진동 모드로 3.7G의 진동을 인가하였다. 또한 10~500 Hz 범위의 Frequency로 각 축(x,y,z) 방향으로 진동 시험을 수행하여 외관 상 이상 현상 및 기타 결함을 육안으로 검사하였다.

인증시험 수행 결과 해당 진동 조건에서 Contactor의 외관 상 특이사항이 없었으며, 접점 동작 역시 정상적으로 동작함을 확인하였다. 특히 Coil Lead Wire의 개선 형상에 이상이 없음을 확인하였으며, 이를 통해 개선된 제품의 신뢰성을 확보하였다.

3. 결론

본 논문에서는 회전익 항공기용 교류 전원분배장치(AC EMB)의 운용 중 발생된 Contactor 접점 이상 분리 현상을 개선하기 위한 원인 분석, 도출된 원인에 따른 개선안 수립 및 시험평가 수행 결과를 기술하였다. 본 연구를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. AC EMB의 Contactor 결함 발생 추이를 분석해 본 결과 항공기 비행 조건에서만 발생하였으며, 이는 회전익 항공기에서 발생하는 진동 환경이 Contactor의 결함을 발생시킬 수 있는 조건이 될 수 있다.

2. Contactor 결함의 세부 분석 결과 Coil에 전원을 공급하기 위한 배선의 위치가 외부로 돌출되어 있으며, Housing과 간섭이 발생할 가능성이 존재하였다. 또한 배선의 피복이 적용되지 않은 지점 중 Housing과 간섭이 예상되는 지점에서 배선 벗겨짐 현상이 식별되었다. 항공기의 진동은 배선의 손상을 유발하며, 배선 손상으로

도선이 드러난 지점이 항공기 진동에 의해 간헐적으로 Housing과 닿는 순간 Short가 발생하여 Coil의 전자기력 상실 및 Contactor 접점 분리가 발생하게 되었다.

3. 결함 재발 방지를 위해 Coil Lead Wire에 접촉제를 적용하여 진동에 의한 떨림을 방지하고 Housing과 간섭을 예방하였다. 또한 지상의 진동시험 장비에서 항공기 진동 환경을 모의하여 전원분배장치 동작 중 Contactor에 의한 동일 결함이 발생하는지 확인하는 결함 검출 시험을 수행하였다.

4. Contactor 설계 개선 형상에 대해 진동 시험을 수행하여 설계 건전성을 입증하였으며, 결함 검출 시험을 합격한 제품을 항공기에 장착하여 모니터링 한 결과 동일 결함이 재발하지 않음을 확인하였다.

본 연구에 활용된 고장탐구 방법과 설계 개선 내용 그리고 개선 사항에 대한 검증 방법은 항공기의 진동 조건에서 사용되는 항공전자 장비들의 진동에 의한 결함에 대한 원인 분석, 개선 방안 제시, 그리고 설계 개선을 통한 항공기 품질 신뢰성 확보를 위한 참고 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

References

- [1] H. C. Kim, "Study of the optimized design for the aircraft electrical power distribution system", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, pp.587-588, 2016.
- [2] Y. M. KIM, B. K. JEON, S. K. JEONG, J. H. LEE, "A Study on Quality Improvement of Electrical Master Box for KUH", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol 45, No.1, pp.71-78, 2017.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.71>
- [3] J. H. Lee, B. H. Kwon, N. C. Park, Y. P. Park, "Dynamic Characteristic Analysis Procedure of Helicopter-mounted Electronic Equipment", The Korean Society for Noise and Vibration Engineering, V23, No.8, pp.759-769, 2013.
DOI : <http://dx.doi.org/10.5050/KSNVE.2013.23.8.759>
- [4] J. Shao, Y. Wang, C. H Zeng, "Research Progress on Physics-of Failure Based Fatigue Stress-Damage Model of Solder Joints in Electronic Packing," IEEE Prognostics & system health management conference, Macau, 2010.
- [5] S. Stupar, A. Simonovic, M. Jovanovic, "Measurement and Analysis of Vibrations on the Helicopter Structure", Scientific Technical Review, Vol.62, No.1, pp.58-63, 2012
- [6] KDS 6220-4007, "PANEL, POWER DISTRIBUTION",

Defense Acquisition Program Administration, 2013.

- [7] J. S. Choi, C. W. Lee, "A Study on ESS Process Modeling and Application for Improving Reliability of Electronic Equipments", Journal of the Korean Society for Quality Management, Vol.40, No.3, pp.286-294, 2012.
DOI : <http://dx.doi.org/10.7469/JKSQM.2012.40.3.286>
- [8] MIL-STD-810G, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests", Oct. 2008.

장 민 욱(Min Wook Jang)

[정회원]



- 2014년 2월 : 경상대학교 항공우주시스템공학과 (석사)
- 2015년 12월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

서 영 진(Young Jin Seo)

[정회원]



- 2018년 2월 : 경상대학교 정보과학과 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공전자, 국방 소프트웨어

<관심분야>

항공우주, 구조

조 지 형(Ji Hyung Jo)

[정회원]



- 2010년 4월 ~ 현재 : 영풍전자 주식회사 재직

이 윤 우(Yoon Woo Lee)

[정회원]



- 2015년 2월 : 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원 재직

<관심분야>

항공우주, 유체

<관심분야>

항공전자, 전기