

항공기용 전원분배장치의 전원개폐에 의한 과도전압 특성 연구

서영진¹ · 지상용¹ · 조지형²¹국방기술품질원²영풍전자

Study for Transient Voltage Characteristic by Power Switching on Aircraft Electrical Master Box

Youngjin Seo^{1,†}, Sangyong Ji¹, Jihyung Jo²¹Defense Agency of Technology and Quality²Youngpoong Electronics

Abstract

In this study, we analyzed the cause of the burn out phenomenon in the power distribution system for aircraft and proposed the improvement method. The power distribution device for aircraft has an AC and DC, and there is a rectifier between the two devices. The capacitors in the power board burn out when the power is turned on and off. The main reason for this is the excessive voltage caused by the inductance built into the rectifier. The cases that can cause a failure are classified. The impact was analyzed and the solution was established through the experimental method.

초 록

본 연구에서는 항공기용 전원분배장치에서 발생한 소손현상의 원인을 분석하고 개선 방안을 제안하였다. 항공기용 전원분배장치는 교류와 직류로 분류하며, 두 장비 사이에 정류기가 존재한다. 전원분배장치의 전원이 켜지고 꺼질 때 전원 보드내의 커패시터가 소손되었다. 주요 원인은 정류기에 내장되어 있는 인덕턴스로 인해 과도한 전압이 발생했기 때문이다. 고장이 발생 할 수 있는 경우를 분류하였다. 그리고 그에 따른 영향성을 분석하였으며, 실험적인 방법을 통해서 해결책을 수립하였다.

Key Words : Aircraft(항공기), Power Distribution System(전원 분배 시스템), Switching Surge(전원 서지), Transient Voltage(과도 전압), Under Damping(부족 감쇠)

1. 서 론

항공기의 전원분배장치는 항공기 내부에 산개되어 있는 전원 분배 구성품들을 위치나 필요에 따라 한 개의 구성품에 집적화 시킨 장치이며, 이러한 전원분배장치는 항공기의 용도 및 크기 등에 따라 여러 개로 구현될 수도 있다. 전원분배장치가 갖추어야 할 주요 기능은 PBIT(power built in test), CBIT(continuous built in test), 교류/직류(AC/DC) 전원분배 결합, 전원

분배 재형성, 쇼트 회로에 대한 자체 보호, 전원분배 모니터링 등이 있다[1].

한국형 기동헬기에는 전원을 분배하기 위한 장비로 전원분배장치(EMB; electrical master box)가 적용된다. 교류 전원분배장치(AC EMB)는 발전기로부터 공급되는 교류전원 소스를 각 장치별 교류전원 분배망의 요구에 부합된 교류전원을 분배하며, 직류 전원분배장치(DC EMB)는 직류변환기(TRU; transfer rectifier unit)에 의해 변환된 직류전원을 입력 받아 각 장치별 직류전원 분배망의 요구에 적합한 직류전원을 분배하는 장치이다. 생존 또는 비행과 직결되는 필수 장치의 전원은 전원분배장치의 자동적인 재구성에 의해 전원

공급이 유지된다. 각각의 전원분배장치는 이중화(redundancy)를 위해 2개씩 커플링을 이루어 1개의 장비에서 고장 발생 시 나머지 1개의 장비가 백업(backup)을 수행한다[2]. 한국형 기동헬기의 전원시스템 구성도 및 AC/DC EMB의 형상은 Fig. 1과 같다.

한국형 기동헬기의 생산 과정에서 지상 시험 도중 AC EMB의 결함에 의해 전원분배가 불가능해지는 현상이 수차례 발생하였다. 이 현상은 지상 시험에서 외부 전원을 인가하였을 때 발생하였으며, AC EMB 내부 확인 결과 전원 보드의 전자소자 발화로 인한 소손 현상이 확인되었다. 결함 최초 발생 이후 다른 항공기의 AC EMB에서도 반복적으로 동일한 위치의 소자에서 소손이 발생하였고, 그로 인한 내부의 타 보드 및 타 장비에 영향을 미칠 수 있다고 판단되어 해당 결함의 원인 분석 및 설계 개선이 필요하였다.

2. 본 론

2.1 결함현상 개요

한국형 기동헬기를 생산하는 과정 중에서, 항공기의 동체 조립 및 전자 장비 장착 이후 비행 시험을 수행하기 전에 지상에서 항공기의 요구 성능을 만족하는지 여부를 확인하기 위해 다양한 시험을 수행한다. 지상 시험 중에는 엔진 및 발전기가 동작하지 않는 상태이기 때문에 전자 장비에 필요한 전원을 공급하기 위해 일반적으로 외부전원인 GPU(ground power unit)를 사용한다. GPU로 전원 인가 후 항공기에서 GPU 동작 스위치를 켜는 시점에서 AC EMB의 결함 발생을 의미하는 결함 코드가 조종사 모니터 및 EMB의 상태 표시창에 시현되고, 이로 인해 GPU를 사용한 항공기 전원 인가가 불가능한 현상이 발생하였다. AC EMB를 신제품으로 교체장착 하였을 때 전력 분배는 정상적으로 동작하였기 때문에 AC EMB에서 결함이 발생했다고

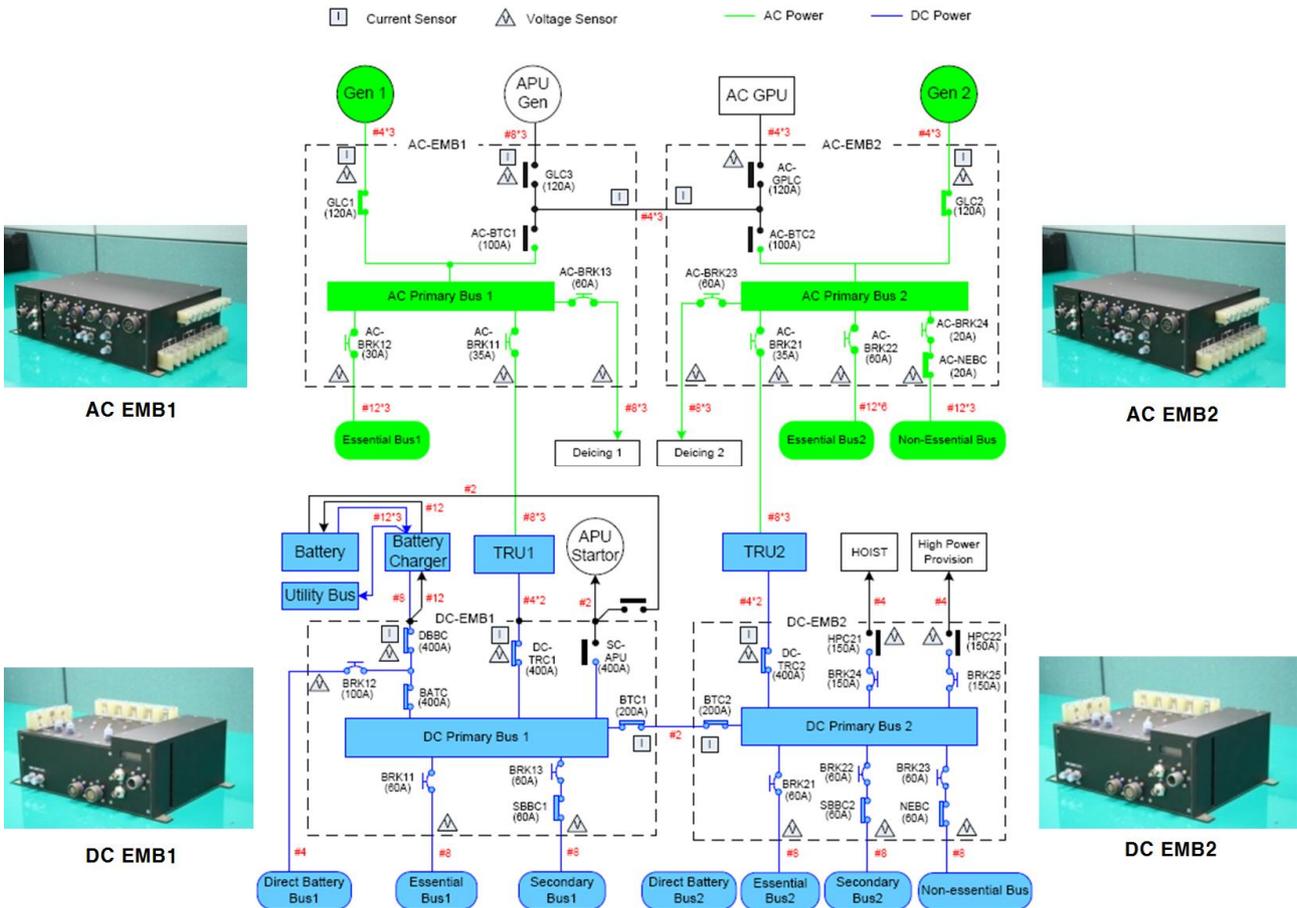


Fig. 1. Aircraft power distribution system

판단하였다.

결함이 발생한 AC EMB를 탈거하여 덮개를 제거하고 내부 회로를 육안 점검한 결과, AC EMB에 인가되는 입력 전압 및 입력 주파수를 감지하는 기능을 하는 아날로그 보드(analog board)에서 인쇄회로기판(PCB; printed circuit board) 패턴의 발화 손상이 발생한 것을 확인하였다. 손상된 PCB 패턴의 위치는 GPU 입력 단과 프라이머리 버스(primary bus) 입력단이며, Fig. 2는 아날로그 PCB의 형상 및 발화에 의한 보드 소손 현상을 나타낸다. 소손 현상은 전류가 흐르는 구리 패턴만 손상된 경우도 있었으며, 소손이 심하게 발생한 경우 보드의 기판까지 손상된 유형도 있었다.

내부 모듈 및 부품 단위의 결함 분석으로 세부적인 발화 지점을 확인해 본 결과, 아날로그 보드에서 각 신호 라인의 출력에 병렬로 연결된 커패시터가 소손 및 파괴된 것을 확인하였다. 소손이 발생한 커패시터는 교류 전원의 노이즈를 감소시키는 목적으로 병렬 설치되었으며, 이 커패시터가 소손에 의해 단락(short)되면서 생성된 과전류가 아날로그 보드의 발화 손상을 일으킨 것으로 추정하였다. 소손이 발생한 커패시터는 1 μ F 용량과 250 VDC 내전압 특성을 가진 세라믹 커패시터이다.

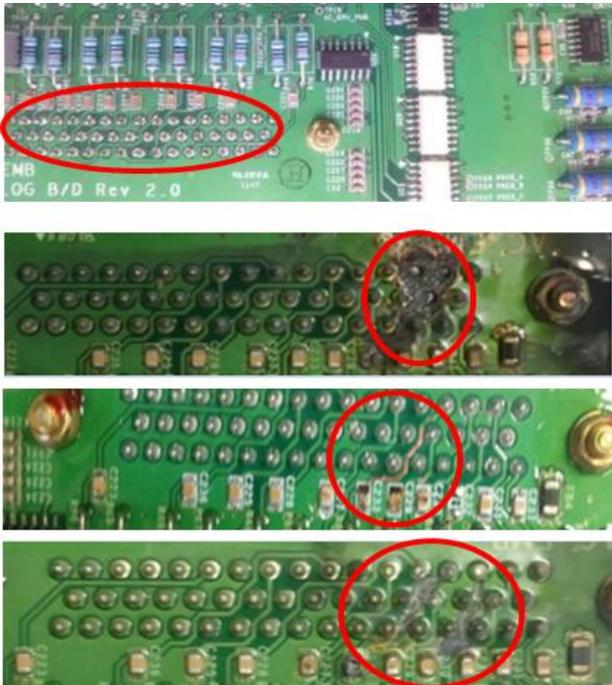


Fig. 2 Analog PCB damage due to burnout

2.2 전원분배장치 출력전원 분석

일반적인 커패시터 소손 결함의 원인에는 커패시터 내부 이물질 유입, 사용 온도 부적합, 물리적 충격 발생, 커패시터의 내전압 등 설계 여유 부족이 있다[3]. 특히 전원이 인가되는 시점에는 돌입 전류(inrush current)와 같은 급격한 전류 변화에 의한 과도 전압이 발생할 수 있으며, AC EMB의 결함도 외부 전원이 인가될 시점이었으므로 전원 입력 시의 전압 변화가 결함을 유발할 가능성이 존재한다. 따라서 전원 입력 시의 전압 최댓값과 커패시터 내전압값을 비교하기 위해, 커패시터 소손이 발생한 전원부 측에서 전원 인가/차단(on/off) 시에 전압 파형을 측정하였다.

전압 파형 측정 위치를 Fig. 3에 나타내었으며, 측정 위치는 GPU 전원이 인가되는 GPU C상(CH1)과 직류 전원 변환을 위해 AC EMB에서 출력되는 TRU C상(CH2)이다. TRU C상은 커패시터 및 PCB 패턴 소손이 발생한 프라이머리 버스(primary bus) 입력단과 동일한 전위를 가진다. 먼저 AC EMB 장비 단위에서 무부하 조건으로 전압값을 측정을 수행하였으며, AC EMB를 항공기에 장착하였을 때의 영향성을 확인하기 위해 동일 측정 위치를 항공기 장착 후 다시 측정하였다.

AC EMB 장비 단위에서 GPU 전원 인가 시점을 측정한 결과, Fig. 4의 (a)와 같은 파형이 측정되었다. 스위치가 닫히며 전원이 인가되는 시점에서 작게 불규칙한 형태의 파형이 측정되었으며, 불규칙 파형은 최대 약 1.7 msec 가량 지속되었다. 그러나 해당 시점에서 피크-피크 전압값이나 최대 전압값 등에서 커패시터의 내전압보다 높은 전압값이 발생하지 않았다.

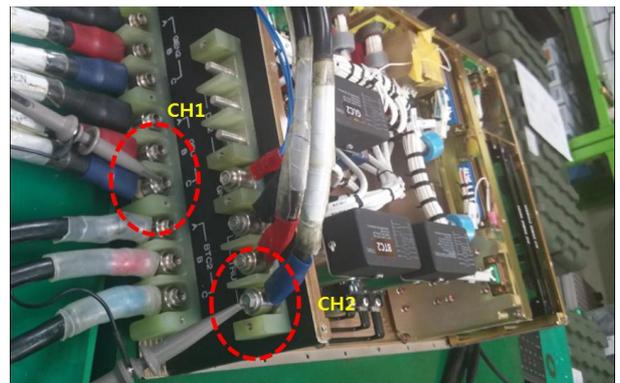
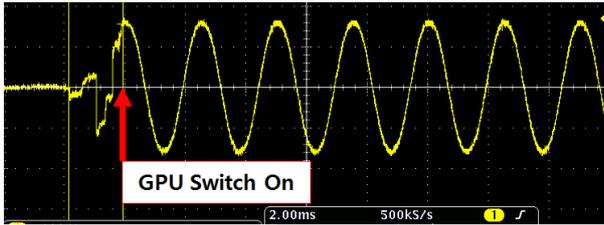
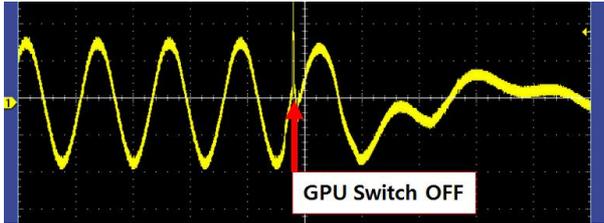


Fig. 3. Voltage measuring point on AC EMB



(a) GPU Switch On



(b) GPU Switch OFF

Fig. 4 Voltage waveform of AC EMB

또한 스위치를 개방하여 GPU 전원이 차단되는 시점에서 동일하게 과형을 측정하였으며, 그 결과를 Fig. 4의 (b)에 나타내었다. 전원 차단 시점에 짧은 시간 동안 스파이크(spike) 형태의 전압이 발생하지만, 그 크기는 300 V 이하로 측정되었으며, 지속 시간이 짧기 때문에 소손을 발생시키는 원인은 아닌 것으로 판단하였다.

AC EMB를 항공기에 장착한 조건에서 동일한 위치에 전압 측정을 수행하였다. 항공기에서 GPU를 연결하고 'GPU ON' 스위치 조작을 통해 AC EMB에 전원을 인가하였으며, 이는 AC EMB의 소손 결합이 발생한 조건에 동일하다. 해당 조건에서 GPU의 교류 전력 인가 후 'GPU ON'이 되는 시점을 측정하였으며, 그 결과 Fig. 5와 같은 과형이 측정되었다. 그림에서와 같이 스위치 폐쇄(close) 시에 TRU 출력부에 과도 전압이 크게 발생한 것을 확인할 수 있다. 과도 전압은 최대 1.3 msec 지속되었고, 전압 크기는 최대 876 Vp-p이며 Fig. 5에서와 같이 평균 약 500 Vp-p로 측정되었다.

스위치 폐쇄(close) 시 과도 전압의 지속 시간이 긴 원인은 GPU 인가/차단(on/off) 시 동작하는 스위치가 전자 접촉기(magnetic Contactor)이므로 접점이 안정화되기까지 시간이 소요되기 때문이다[5]. 전자 접촉기의 안정화 시간 동안 스위치가 빠른 시간으로 인가/차단(on/off)을 반복한 효과를 나타내기 때문에 측정된

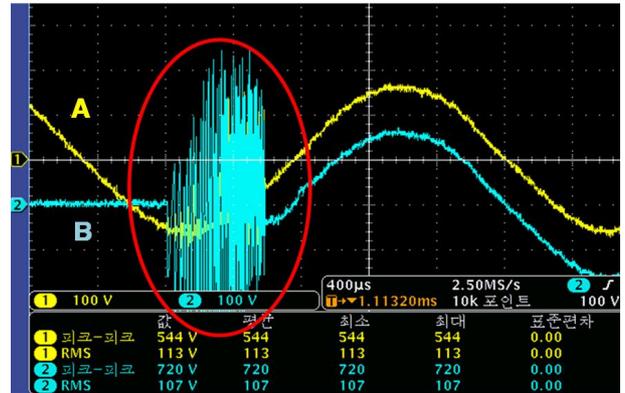


Fig. 5 Voltage waveform on aircraft at Switch ON

그래프와 같이 스위치 개폐에 따른 노이즈가 지속적으로 발생하였다.

Figure 6은 AC EMB의 스위치가 개방(open)되어 GPU 전원 공급이 중단되는 시점에서의 전압 값을 나타내며, 마찬가지로 스위치 개폐에 의한 과도 전압이 과다하게 발생하는 것을 확인하였다. 스위치 개방(open) 시에 발생하는 과도 전압은 크기가 약 700 Vp-p이며 Fig. 6에서와 같이 평균 약 400 Vp-p로 측정되었다. 지속시간은 최대 0.5 msec, 펄스 폭(pulse width)는 약 0.05 msec 인 것으로 측정되었다. Figure 5 및 Fig. 6의 정현파 형태인 A신호는 AC EMB의 입력 전압을 나타내며, 과도 전압이 발생한 B신호는 AC EMB의 출력을 나타낸다.

위 실험을 통해 AC EMB가 항공기에 장착되지 않은 장비 단위에서는 과도 전압이 발생하지 않았으나, 항공기 장착 및 외부전원이 인가된 환경에서는 스위치 개폐에 따른 과도 전압이 발생하는 것을 확인하였다.

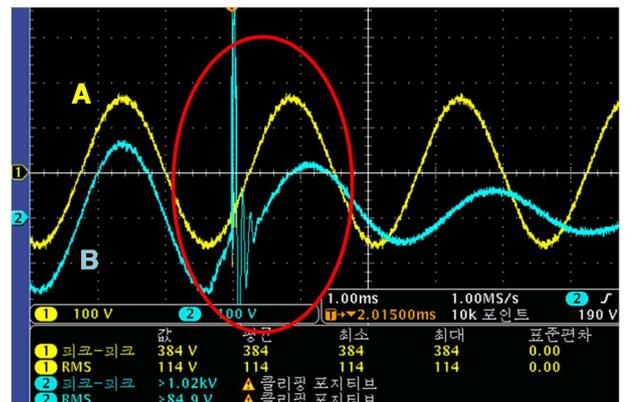


Fig. 6 Voltage waveform on aircraft at Switch Off

따라서 커패시터 손상의 원인이 과도 전압에 의한 것으로 판단하고, 과도 전압이 항공기 장착 중에서만 발생하는 원인 도출을 위해 추가 연구를 수행하였다.

2.3 결함 발생원인 분석

AC EMB는 교류 전력을 발전기 또는 GPU에서 115 VAC 전원을 인가받은 후 28 VDC의 직류 전원 생성을 위해 변환정류기인 TRU(transfer Rectifier Unit)로 전원을 공급한다. 일반적인 정류기의 입력단에는 변압을 위한 코일이 존재하기 때문에 그에 따라 인덕턴스 값이 크다. 한국형 기동헬기에 적용된 변환정류기도 마찬가지로 입력단에 변압을 위한 코일이 적용되어 있으며 Fig. 7의 오른쪽에서 전력 분배 상 TRU의 위치와 TRU의 코일 존재 여부를 확인할 수 있다. AC EMB의 출력은 TRU의 입력단에 연결되어 있기 때문에 AC EMB의 스위치 개폐와 같은 순간적인 전류 변화에 의해 과도 전압이 발생하게 된다. 이때 과도 전압은 전류 변화량(ΔI)과 인덕턴스(L)와 비례하며, 시간 변화(Δt)에 반비례한다.

따라서 TRU 입력단의 큰 임피던스 성분에 의해 과도 전압이 크게 발생할 수 있다. AC EMB에서 측정된 과도 전압이 항공기에 AC EMB를 장착했을 때만 측정된 원인도 TRU의 인덕턴스 성분에 의한 것임을 알 수 있다. AC EMB 장비 단독으로 전원 인가 상태를 시험했을 때는 TRU를 이용한 정류를 하지 않는 조건이기 때문에 과도 전압이 발생하지 않는다.

위의 실험을 통해 AC EMB에서 발생한 커패시터 소손 현상은 AC EMB 스위치 개폐 시에 발생하는 과도 전압에 의한 것임을 알게 되었다. 또한 직류전원 생성을 위해 적용된 정류기에 존재하는 인덕턴스 성분에 의해 큰 값의 과도 전압이 발생하는 것을 확인하였다.

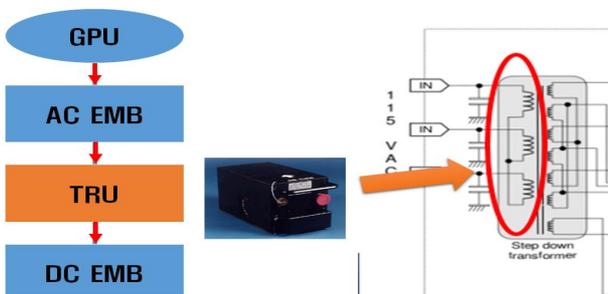
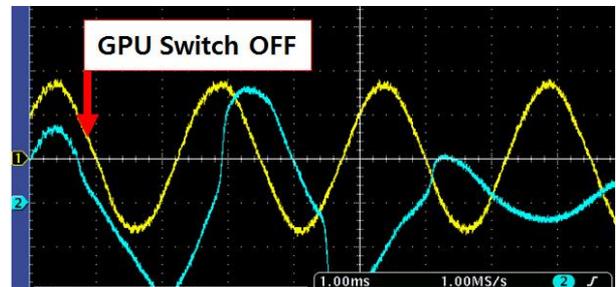


Fig. 7 The Shape of Aircraft Rectifier

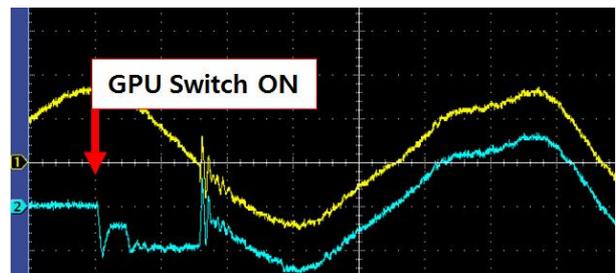
2.4 개선방안 도출

AC EMB에서 발생한 커패시터 소손 현상의 특징은 항공기 생산과정 중 GPU를 연결한 지상 시험에서만 발생한다는 것이었다. 한국형 기동헬기 비행 시험 및 운용 중인 항공기에서는 동일 결함이 발생하지 않았으며, 운용 항공기와 동일한 조건이라고 할 수 있는 시제 항공기에서도 결함이 발생하지 않았다. 이에 착안하여 시제 항공기의 AC EMB의 개폐 시에 과도 전압이 측정되는지 시험을 수행하였다. 이전 실험과 동일한 환경으로 항공기의 접지 상태 등을 구성하고, 지상에서 GPU로 전원을 인가한 상태에서 AC EMB 스위치를 개폐한 시점의 전압을 측정하였다.

시험 결과 생산 항공기의 지상 시험에서 스위치 개폐 시 과도 전압이 측정되는 것과 다르게, Fig. 8과 같이 과도 전압이 미 발생하는 것을 확인하였다. Figure 8의 (a)는 GPU 스위치를 OFF하면서 교류전원 인가가 중단될 때의 전압이며, 생산 항공기에서는 해당 시점에서 약 700 V 크기의 과도 전압이 발생하던 것과 다르게 정현파 형태를 유지한 상태로 서서히 진폭이 작아지고 있다. 또한 Fig. 8의 (b)는 GPU 스위치가 켜지는 시점에서의 전압 값을 나타내며, 스위치 개폐에 의한 과도 전압이 거의 발생하지 않는 것을 알 수 있다.



(a) GPU Switch Off



(a) GPU Switch On

Fig. 8 Voltage waveform on Aircraft

시제 항공기와 생산 중인 항공기의 차이를 검토해 본 결과, 생산 중인 항공기는 안전을 위해 일부 항공 전자장비의 회로차단기가 개방(open)인 상태에서 시험을 수행하였다. 회로차단기 개방(open) 절차는 항공기 시험 절차에 포함되어 있으며, 대상 품목은 비상 소화장치, 피토크 히터, 윈드실드 히터, 유압 비상펌프 등 높은 전류를 사용하는 장비가 해당된다. 아날로그 보드의 커패시터, TRU의 인덕터, 전원분배장치 내 임피던스 성분은 RLC(resistor/inductor/capacitor) 병렬 회로를 이루고 있으며, 회로차단기가 폐쇄(close)인 상태에서는 각 장비의 필터 등에 커패시터가 반영되어 있기 때문에 RLC 병렬 회로에서 커패시턴스 값이 증가한 효과를 나타낸다.

병렬 RLC 회로에서 커패시턴스 값의 증가가 과도전압에 미치는 영향은 RLC 회로 특성방정식으로 도출할 수 있다. RLC 회로의 특성방정식은 Eq. 1과 같다.

$$s^2 + \frac{1}{RC}s + \frac{1}{LC} = 0 \quad (1)$$

여기서 RLC 병렬 회로의 네퍼주파수 α 는 Eq. 2와 같으며, 공진주파수 ω_0 는 Eq. 3과 같다.

$$\alpha = \frac{1}{2RC} \quad (2)$$

$$\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{LC}} \quad (3)$$

$\alpha < \omega_0$ 인 경우 특성방정식의 해는 공액 관계의 복소수이며, 그 해는 Eq. 4와 같다.

$$s_1, s_2 = -\alpha \pm j\sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2} \quad (4)$$

Equation 4에서 허수 부분을 ω_d 로 정의하면 ω_d 는 Eq. 5가 되며, 이를 감쇠공진 주파수라고 한다.

$$\omega_d = \sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2} \quad (5)$$

여기서 RLC 회로의 응답특성은 Eq. 6으로 나타낼 수 있다.

$$v(t) = e^{-\alpha t} (A_1 \cos \omega_d t + A_2 \sin \omega_d t) \quad (6)$$

Equation 6의 응답 특성은 지수함수와 삼각함수의 곱의 형태이므로 $v(t)$ 는 진폭이 지수함수로 감소하면서 삼각함수와 같이 진동하는 형태를 보인다. 이는 Fig. 9의 그래프 형태와 같이 부족 감쇠(under damping) 응답 특성을 나타낸다. 시간 t 가 충분히 커지면 지수함수 항으로 인해 $v(t)$ 는 궁극적으로 0으로 진동하면서 수렴하게 된다[6].

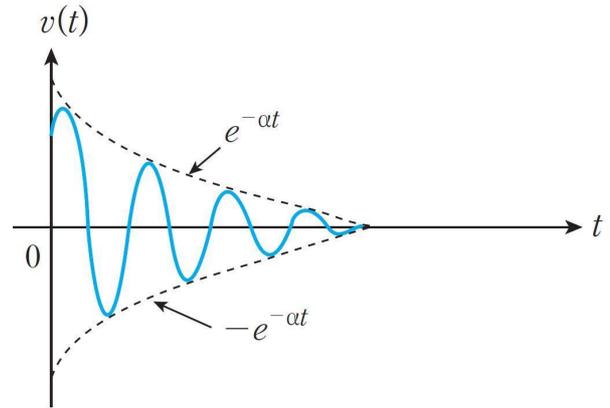


Fig. 9 Response of Parallel RLC Under damping

Figure 9에서 포락선은 지수함수인 $e^{-\alpha t}$ 가 결정하기 때문에 네퍼주파수 α 는 진동이 얼마나 빠르게 감소하는지를 결정한다. RLC 특성방정식에서 커패시턴스 값이 증가하면 네퍼주파수의 값이 작아지기 때문에 진동하면서 줄어드는 전압값의 변화율이 완만해진다.

또한 감쇠공진 주파수 ω_d 는 부족 감쇠 그래프의 주파수를 의미하며, 커패시턴스가 증가하면 감쇠공진 주파수인 ω_d 의 값은 감소하게 된다. 따라서 커패시턴스가 작을 경우에는 빠른 시간 내에 높은 주파수로 감쇠되는 형태를 보이는 반면, 커패시턴스 값이 증가하면 ω_d 의 감소로 인해 긴 시간 동안 상대적으로 낮은 피크 값으로 천천히 감쇠하는 형태를 보인다.

따라서, 생산 중인 항공기에서는 일부 장비의 회로 차단기가 개방(open)되어 있었기 때문에 상대적으로 낮은 커패시턴스 값을 나타내었고, Fig. 6과 같이 과도전압이 크게 발생하고 빠르게 감소하는 형태를 나타낸다. 그러나 회로차단기가 모두 폐쇄(close) 되어 운용 중인 항공기의 경우 커패시턴스 값이 상대적으로 크기 때문에 Fig. 8의 (a)와 같이 과도 전압이 낮게 발생하며 긴 시간동안 지속된다.

이에 따라 항공기 운용 중에는 과도 전압이 커패시터의 내전압 이하로 발생하기 때문에 결함 발생 가능성은 낮은 것으로 판단하였다. 그러나 항공기 시험 절차 상 회로차단기 개방(open) 절차가 존재하기 때문에 동일 결함이 발생할 가능성이 존재한다. 따라서 회로 차단기 개방(open) 조건에서 발생하는 과도 전압을 커패시터가 견딜 수 있도록 개선이 필요하였다. 현재 적용된 커패시터의 데이터시트는 Fig. 10과 같으며, 내

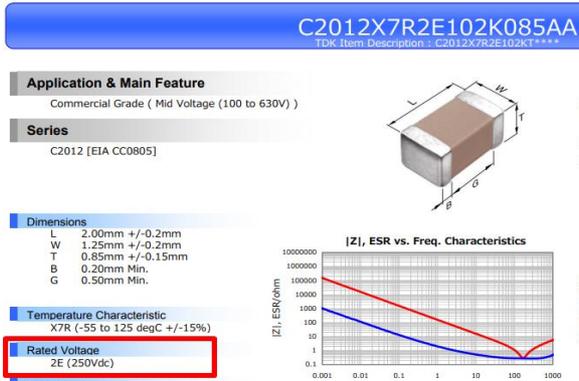


Fig. 10 Datasheet of Capacitor

전압이 250 V 이기 때문에 과도 전압이 약 700 V 가량 발생한 것을 보았을 때 내전압 이상의 전압으로 인한 손상이 발생할 수 있다. 따라서 현재 적용된 커패시터를 용량 및 성능은 동일하며 내전압 성능이 1,000 V인 커패시터로 변경하는 개선안을 도출하였다.

2.5 검증 및 실험

아날로그(analog) 보드 커패시터 개선품에 대한 검증 및 실험을 수행하였다. 먼저 커패시터 부품 단위 시험을 수행하였다. 부품 단위 시험은 커패시터의 내전압 규격 이내의 고전압에서 손상이 발생하지 않는지 여부를 확인하였다. 시험 방법은 커패시터에 내전압 이내 범위인 115 V에서 1,000 V의 전압을 인가하고 커패시터의 기능이 정상적으로 작동하는지 확인하였다. 또한 10개의 커패시터 시료를 대상으로 내전압 이상의 전압 인가 시험을 수행하였으며, 100 V 단위로 전압을 변경하면서 소손이 어느 시점부터 발생하는지 확인하였다.

시험 결과 내전압 이내 범위에서는 커패시터가 소손 없이 정상 동작하였다. 또한 1,000 V 이상의 전압을 인가하여 1분간 유지하였을 때 Table 1과 같이 10개의 시료 모두 최소 1,500 V에서 2,100 V의 고전압을 견디는 것으로 확인되었다. 이를 통해 내전압이 1000 V인 커패시터를 시험을 통해 입증하였다.

커패시터를 교체한 아날로그 보드에 대해서 보드단위 시험을 수행하였다. 검사 항목은 AC 전압 측정회로 테스트이며 6개 채널에 대해 110 V, 60 V, 10 V의 전압이 기준값에 맞게 측정되는지 검사하였으며, 검사 결과 정상 값이 측정되는 것을 확인하였다.

Table 1 Voltage at Capacitor Burnout

No.	Voltage at Capacitor Burnout	No.	Voltage at Capacitor Burnout
#1	2,000 V	#6	1,700 V
#2	1,500 V	#7	1,800 V
#3	1,500 V	#8	2,100 V
#4	1,600 V	#9	1,500 V
#5	2,500 V	#10	1,500 V

그리고 아날로그 보드 개선품을 EMB에 장착한 후 구성품 단위 검증을 수행하였다. 시험 기준은 AC EMB의 수락시험 절차서이며, 전원입력시험, BIT 기능시험, 전원분배 네트워크 시험, 환경부하시험을 수행하였고 시험 결과 정상 동작을 확인하였다.

개선된 AC EMB를 항공기에 장착하여 개선 여부를 확인하였다. 항공기 체계 시험은 지상시험 및 비행시험으로 구분된다[7]. AC EMB 개선 제품을 항공기에 장착 후 지상에서 전원분배 정상동작 여부를 시험하였고, 비행시험을 통해 발전기에 의한 전원분배의 정상 동작을 확인하였다. 그 결과 전압 측정 성능 등 아날로그 보드 기능과 관련된 시험 항목이 정상 시험되는 것을 검증하였다.

3. 결 론

한국형 기동헬기의 전원계통은 항공기의 안정성을 높이기 위하여 이중 시스템으로 이루어져 있으며, 교류/직류 전원분배장치(AC/DC EMB)는 항공기에서 항공전자 장비 운용에 필요한 전원을 공급, 분배 및 제어하는 역할을 수행하는 장비이다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기 양산 과정에서 발생한 AC EMB의 보드 소손현상을 해소하기 위해 내부 소자/보드 및 AC EMB 단위, 항공기 체계 단위의 결함 원인 분석 내용 및 설계 개선 결과를 정리하였다. 결함 원인 분석 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 교류/직류 전원분배장치 사이에는 교류를 직류로

변환하는 정류기가 장착되어 있다. 정류기에는 코일이 내장되어 인덕턴스가 높으며, 높은 인덕턴스로 인해 전원분배장치의 전원이 켜고 꺼질 때 과도 전압이 발생하게 되었다. 과도전압은 최대 876 V의 크기와 최대 1.3 msec의 지속시간을 보였다.

2. AC EMB의 아날로그 보드는 입력 전압 및 주파수를 감지하는 역할을 하며, 과도 전압에 의해 아날로그 보드의 커패시터가 손상되는 현상이 발생하였다. 손상이 발생한 커패시터는 입력전원의 고주파 노이즈 성분을 제거하는 역할을 하며 내전압 특성은 250 V이기 때문에 700 V 이상의 과도 전압에 손상될 가능성을 가지고 있다.
3. 과도전압이 운용항공기에서는 발생하지 않는다는 사실에서 항공전자장비의 회로차단기가 폐쇄(close)인 상태에서는 각 장비의 필터 등 커패시터 성분에 의해 과도 전압의 크기가 크지 않고, 변화율이 완만한 것을 확인하였다. 그러나 항공기 생산 과정에서 회로차단기를 개방(open)한 경우는 동일 결함이 발생할 수 있기 때문에 커패시터의 내전압을 1,000 V로 개선하는 설계변경을 진행하였다.
4. 개선된 아날로그 보드를 대상으로 보드 단위, AC EMB 구성품 단위, 항공기 체계 장착 시 지상/비행시험을 통해 기존 제품과 동일한 성능을 보이며 동일한 결함이 발생하지 않는 것을 확인하였다.

본 연구를 통해 항공기 생산 과정에서 발생할 수 있는 과도 전압에 의한 AC EMB 결함을 사전에 차단할 수 있으며, 장비의 품질 신뢰성 확보가 가능하였다. 또한 인덕턴스 성분에 의한 과도 전압에 의한 유사 결함의 결함 원인 분석 및 예방을 위한 참고자료가 될 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 2016, Jeju, Korea, pp.587-588, Nov. 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, Jan. 2017.
- [3] H. K. Park, C. S. Choi, "Examination of the Cause of Damage to Capacitors for Home Appliances and Analysis of the Heat Generation Mechanism", *Journal of the Korean of Safety*, Vol. 26, No. 6, pp.13-19, Dec. 2011.
- [4] V. S. Pawar, S. M. Shembekar, "Transient Overvoltages in Power System", *International Journal of Science, Spirituality, Business and Technology*, Vol. 2, No.1, pp. 60-64, Nov. 2013
- [5] A. G. Espinosa, J. A. Ortega, "An Electronic Control Unit for Reducing Contact Bounce in Electromagnetic Contactors", *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, VOL. 33, NO. 3, pp. 535-543, Sep. 2010
- [6] D. S. KIM, *Electric Circuit Express*, 1st Ed., *Life and Power Press*, Gyeonggi-do, Paju, pp.361-375, 2014
- [7] H. K. Yoon, S. C. Oh, S. W. Jeong, J. H. Yang, "The Overview of the Design and Development Process of the Indigenous Korean Utility Helicopter (KUH)", *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 2, No. 3, pp.29-32, Sep. 2008