

FA-50 경공격기 전기체 지상 고/저온시험

안종훈^{1)*}, 김태호²⁾, 우승철³⁾, 조영균⁴⁾, 김도완⁵⁾
한국항공우주산업(주)^{1) 3) 4) 5)}, 방위사업청²⁾

Ground High/Low Temperature Test for FA-50 Aircraft

Ahn Jong Hoon¹⁾, Kim Tae Ho²⁾, Woo Seung Cheol³⁾, Cho Young Kyun⁴⁾, Kim Do Wan⁵⁾

1),3),4),5) Korea Aerospace Industries, LTD. 802, Yucheon-Ri, Sanam-Myun, Sacheon-City, Gyeongnam,
Korea 664-710 2) DAPA T/A-50 IPT. #126, Suseok-Ri, Sacheon-Eup, Sacheon-City, Gyeongnam, Korea 664-804

Abstract : The ground high/low temperature test objective is to check the normal ground operation of FA-50 aircraft in the extreme ground ambient conditions. The aircraft was exposed in climatic conditions of the basic climatic category according to the MIL-HDBK-310. For verified normal operation in the extreme high temperature, the high temperature test was performed in the hot regional type conditions and accentuated solar radiation heat. This test was performed at the test chamber in ADD where is in Haemi. This paper was described about the test procedure of FA-50 high/low temperature including preparation, testing and results.

Key Words : Ground Test (지상시험), Environmental Engineering (환경공학),
Systems Engineering (시스템공학)

1. 서론

항공기 전기체 지상 고/저온시험은 항공기가 고/저온의 자연환경하에서 항공기 전체통의 정상작동을 검증하는 것으로 지상시험평가에 해당하는 분야이다.

FA-50 경공격기는 TA-50 전술입문기를 토대로 확장된 전술 능력을 가진 경공격기로 현재 개조개발중에 있으며, 개조개발 기간 중 고/저온시험이 수행되었다.

T-50 고등훈련기의 전기체 지상 고/저온시험은 국내 환경시험 설비의 미구축으로 인하여 노천에서 실시되었다. 이로 인하여 노출시

간 및 점검시간의 제약으로 인하여 시험이 제한적일 수 밖에 없었다.

최근 국내에 기후환경시험 시설이 구축됨으로 인하여 환경시험의 실시가 가능해졌다. 이에 국방과학연구소 항공시험장 기후환경시험시설에서 FA-50 경공격기의 고/저온시험을 수행함으로써 인하여 시험 신뢰성을 얻을 수 있었다.

이 논문에서 FA-50 경공격기의 고/저온시험 수행을 위한 준비과정, 시험내용 및 시험결과를 소개하고자 한다.

* 교신저자 : anjh25@koreaaero.com

2. 시험준비

2.1 시험조건 설정

FA-50 항공기의 전기체 지상 고/저온시험에 사용된 고/저온에 대한 기준은 미국방규격 MIL-HDBK-310, MIL-STD-810F에 명시되어 있는 조건을 사용하였다.

고/저온시험의 수행을 위한 온도조건은 고온조건으로 Hot Regional Type의 1% 고온조건을 적용하여 49℃로, 저온조건은 Basic Regional Type의 1% 저온조건을 적용하여 -32℃로 설정하였다. 설정된 조건은 국내 고/저온환경 조건을 만족하며, 군요구도 또한 만족하는 조건이다. 고온조건은 Hot Regional Type의 온도를 적용하여 세계 어느 곳에서의 고온조건에서도 운영이 가능하도록 설정하였다.

또한 고온시험 시 고온온도조건과 더불어 태양복사 (Solar Radiation) 를 적용하여 더 가혹한 조건에서 시험이 이루어 지도록 하였다. 태양복사는 MIL-STD-810F의 조건에 따라 작성하였다.

2.2 시험 Profile 설정

시험 수행을 위한 일정 및 비용의 최소화를 위해서 최적화된 Profile의 수립이 필요하다. MIL-STD-810F에서 규정하는 고/저온 시험 절차 및 제한사항을 준수하며 시험 시간을 최소화할 수 있도록 Profile을 작성하였다.

시험에서의 기준이 되는 상온조건은 온도는 20℃로 설정하였다. 상온에서의 시험은 고/저온조건에서의 시험 전, 후 실시될 것이며 이는 극한 온도조건하에서의 노출 후 이상유무를 판별하는데 기준이 된다.

온도의 상승, 하강은 급격한 온도변화에 따른 온도충격을 방지하기 위하여 3℃/min 이하로 제한하고 있다. 하지만 시험설비의 Capability를 고려하여 4℃/hr로 온도변화의 조건을 설정하였다.

FA-50 전기체 지상 고/저온시험은 항공기를 고/저온에 노출시킨 후 전계통이 정상작동을 해야 한다. 그러므로 계통점검 시 모든 계통이 점검이 되어야 한다. 점검시간을 최소화

하기 위해서 항공기의 점검에 필요한 지상장비의 사용여부를 고려하여 최적화된 점검 Sequence를 설정하였고 이를 이용하여 점검시간을 예측할 수 있었다.

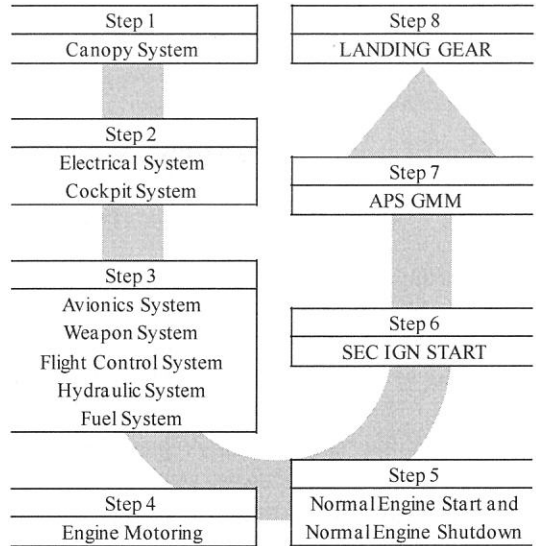


Fig. 1 FA-50 항공기 계통점검 Sequence

항공기의 고온에서 노천 주기기 항공기는 온도의 영향뿐 아니라 태양복사의 영향도 받게 된다. 태양복사 에너지로 인하여 항공기의 내/외부온도는 급격하게 상승할 것이고 이로 인하여 더욱 가혹한 시험조건으로 고온시험을 수행될 것이다. MIL-STD-810F에서 규정하고 있는 태양복사 에너지의 최대는 1,120W/m²이다. 태양복사 에너지는 시간에 따라서 변화하므로 하루 주기의 Profile을 사용한다. 시험에 적용할 태양복사 에너지의 Profile을 작성하기 위해 MIL-STD-810F에서 규정한 Profile을 이용하여 시험설비에 알맞게 조절하여서 시험에 적용하였다.

이를 바탕으로 전체적인 시험 Profile을 확정하였다. 고온시험의 경우 고온에서 항공기의 내부 및 연료온도가 충분히 안정이 되었을 때 태양복사 에너지를 가해서 극한 조건으로 설정하였다.

항공기가 극한 저온조건에 노출된 경험이

없었기 때문에 실제 저온에서 일어날 수 있는 이상현상에 대해서 잘 알지 못하였다. 그러므로 저온환경에서 일어날 수 있는 영향에 대해서 미리 인지하기 위하여 -18°C 에서 사전점검

을 수행하였다. 이로 인하여 저온에서 일어날 수 있는 영향에 대하여 미리 인지하고 극한 저온조건에서의 시험을 수행할 수 있었다.

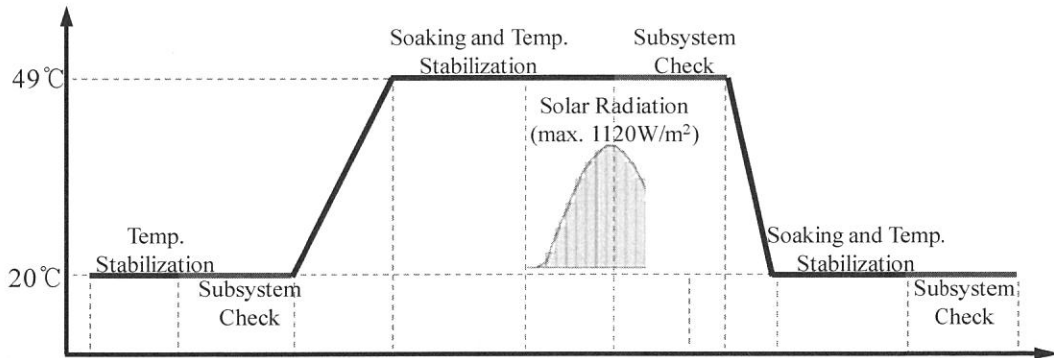


Fig 2. 고온시험 Profile

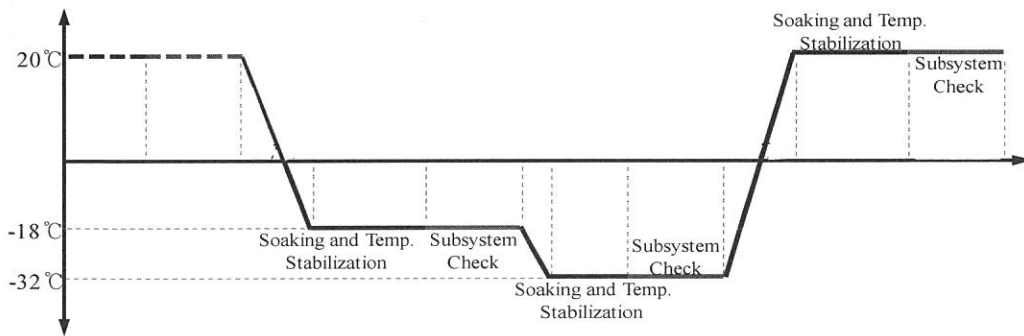


Fig 3. 저온시험 Profile

2.3 문제점 예상 및 대처방안

항공기가 고/저온 조건에 장시간 노출되고 또한 고/저온 조건에서 작동할 시 온도의 영향으로 이상현상이 일어날 수 있다. 시험 전 이러한 영향성에 대하여 미리 예측하고 또한 예측한 현상에 대해서 대처방안을 마련하여 시험 중 일어나는 이상현상에 대한 기준을 마

련하였다.

시험 중 발생하는 이상현상에 대해서는 점검절차 AEI (Aircraft Equipment Instruction) 문서의 절차에 따라서 이상현상을 제거할 것이며, 이상현상이 제거가 되지 않을 경우 대처 방안을 정하여 시험에 활용할 수 있도록 작성하였다.

2.4 Setup

챔버 내에서 고/저온시험을 위한 준비작업으로 항공기 배치, Duct 설치, 온도센서 장착 등이 있다. 이는 시험시작 직전 실시되는 과정으로 국방과학연구소 (ADD) 기후환경시험동에서 이루어졌다.

엔진 작동 시 다량의 고온 배기가스가 발생하므로 이는 챔버 내의 공기를 오염시킬 수 있을 뿐 아니라 일정한 온도유지가 어려워진다. 시험이 수행되는 동안 일정하게 온도유지가 되어야 하므로 이를 위하여 엔진 배기덕트의 설치하였고, APU (Auxiliary Power Unit) 배기구에서 배출되는 고온의 공기 때문에 별도의 덕트를 설치했다.

시험 중 온도를 계속해서 모니터링 하기 위하여 항공기 내/외부의 여러 지점에 온도센서를 설치하였다. 온도센서는 온도를 측정하는 위치에 따라 Surface, Probe Type의 2가지 종류의 센서를 사용하였다. 센서는 항공기 표면, LRU 장착 Bay, 유압계통, 연료탱크 내부 등에 장착하였으며, 총 72개의 센서가 장착되었다.

장착된 센서를 통하여 항공기의 각 위치별 온도를 실시간으로 측정할 수 있으므로 시험 진행에 있어서 다음 단계의 수행 여부를 판단할 수 있다.

3. 시험수행

고/저온 조건에서의 노출에 앞서 표준대기 조건 (20℃) 에서 사전점검을 수행하여 전체통의 정상작동을 확인하였다.

사전점검 이후 챔버의 온도는 상승하여 고온조건인 49℃까지 상승하였다. 이후 항공기 내부 온도가 외부 온도와 같아질 때까지 안정화 시간을 가졌다. 온도 안정화가 이후 태양복사에너지를 항공기에 가했다. 태양복사에너지는 정해진 Profile에 따라 강도를 조정하였으며 최대 1,120W/m²를 약 2시간 동안 유지하였다.

이때 항공기 주위의 외부온도는 태양복사에너지로 인하여 51℃까지, 약 2℃가 추가로

상승하였다. 이로 인하여 실제 고온시험에서의 각 계통 정상작동 검증은 조금 더 높은 외부온도에서 수행하였다.

계통점검은 캐노피 점검을 시작으로 엔진 시동이 필요 없이 점검 가능한 계통의 점검을 시작하였다. 그리고 엔진 작동을 통하여 고온 환경에서의 계통 점검을 수행하였다. 마지막으로 엔진의 시동 없이 착륙장치의 점검이 이루어졌다. 점검은 Solar Radiation이 적용된 상태로 수행하였으며, 엔진 작동을 실시할 시 제거하였다. 이는 Solar Ramp가 엔진의 배기가스에 취약한 점을 고려하여 안전을 위한 조치였다. 하지만 항공기의 온도는 충분히 상승해 있어서 엔진 작동 중에도 온도의 하강은 아주 미미하였다.



Fig 4. 고온시험 수행

-32℃ 극한 저온에서의 시험은 저온에 대한 영향성을 미리 인지하기 위하여 -18℃에서의 저온시험을 수행 후 실시되었으며 고온시험과 같은 Sequence로 계통점검이 실시되었다.

엔진 작동시 엔진의 배기가스로 인한 챔버 온도의 상승을 막기 위해서 항공기 엔진에서 외부로 배출되는 다량의 공기양만큼 미리 저장해둔 저온의 공기를 챔버에 공급하였다. 이로 인하여 고/저온시험을 수행하는 동안 항공기 외부온도는 일정하게 유지되었다.

4. 시험결과

FA-50 경공격기의 고/저온시험은 Setup 및 준비과정을 포함하여 16일 동안 진행되었다. 시험 결과를 바탕으로 항공기가 고/저온환경에서의 정상작동을 검증할 수 있었다.

고온시험 결과 외부온도는 49℃를 유지하였지만 태양복사에너지로 인하여 항공기 내부온도는 71℃까지 상승하였다. 이를 통하여 MIL-STD-810F에 나타나고 있는 조건, 열해석을 통한 결과와 동일함을 시험으로 확인할 수 있었다.

보통 항공기의 항전장비 또는 계통장치는 71℃에서 운영이 가능하도록 설계되며, FA-50 항공기에 사용되는 LRU도 이를 바탕으로 설계되었고 QT (Qualification Test) 가 이루어진다. 시험을 통한 결과로 고온 조건에서 온도 상승 한계를 확인하여 QT 조건이 타당하다는 것을 입증할 수 있었다. 초기 71℃에서 항공기를 작동하게 되면 환경제어장치를 통한 Cooling Air가 공급이 되므로 항공기 내부온도는 하강하게 된다. 그러므로 71℃ 조건은 항공기가 작동되는 최대의 온도라고 고려된다. 이 조건에서 FA-50 경공격기의 전계통은 정상작동이 가능하였다.

저온시험에서는 항공기가 -32℃ 저온조건 하에서 정상 작동함을 검증하였다. -32℃는 기본 저온조건 1%에 해당하는 조건으로 세계의 대부분 지역은 이 범주내에 속한다.

항공기의 항전장비 또는 계통장치는 저온조건 -40℃에서 운영 가능하도록 설계된다. FA-50 경공격기의 LRU도 -40℃에서 운영가능하도록 설계되고 QT가 이루어진다.

항공기 내부의 온도는 -33℃ 이하로 떨어지지 않았으며 이는 모든 LRU가 최저기온일 때 정상작동 온도 범위내에 포함됨을 의미한다. 실제 저온시험 중 온도에 의한 LRU 오작동은 발생하지 않았다.

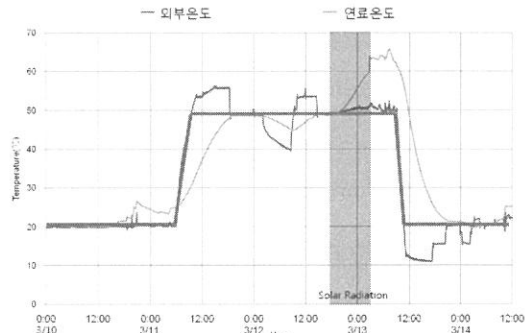


Fig 5. 고온시험 데이터

5. 결론

FA-50 전기체 지상 고/저온시험은 FA-50 경공격기가 운영함에 있어서 고/저온 자연환경하에 노출 후 정상작동 가능여부를 검증하는 시험이다. 이 시험을 통하여 균요구도 및 미국방규격에서 규정한 자연환경조건에서 FA-50 경공격기는 정상작동함을 검증할 수 있었다.

본 시험조건에서의 시험은 노년 환경조건에서는 불가한 시험이었다. 시험 설비를 이용한 시험 이전 고/저온조건에 대한 항공기의 온도변화는 해석으로 밖에 수행할 수 없었다. 그래서 해석에 대한 신뢰도를 실제 시험으로 검증하지 못하였다. 본 시험으로 인하여 MIL-STD-810F에서 규정하는 온도조건, 열해석 결과에 대한 타당성을 입증할 수 있었다. 그리고 QT 온도조건에 대한 명백한 근거를 마련함으로써 LRU 운용 온도조건에 대한 기준을 정할 수 있는 계기가 되었다.

시험 수행에 있어서 어려웠던 점은 온도 안정화 시간을 예측하기가 어려웠다는 점이다. 고/저온에서의 항공기 온도 변화 및 안정화 시간의 예측을 통하여 최적화된 절차의 수립이 가능하고 이를 통해 효율적인 시험 수행이 가능해진다. 기존에는 이런 데이터가 없었기 때문에 시험 수행에 있어서 어려움이 있을 수 밖에 없었다. 하지만 본 시험을 통하여 데이터를 확보함으로써 추후 유사 시험 시 시험 절차의 최적화에 기여할 것이다.

항공기 전기체 고/저온시험은 항공기 개발

에 반드시 실시되어야 하는 시험으로, 본 시험을 통해서 항공기 전기체에 대한 고/저온시험 능력을 확보하였다. 그러므로 향후 유사 시험시 보다 효율적인 시험 수행이 가능할 것이다. 또한, 본 시험을 통해 고/저온 조건에 대한 정확한 데이터를 획득 할 수 있었기 때문에 열해석의 정확도를 향상시키는 계기가 될 수 있을 것이다.

참고문헌

1. ROKG, "Ground High Temperature Test Plan for FA-50 Aircraft", F85PP0039, 2010
2. ROKG, "Ground Low Temperature Test Plan for FA-50 Aircraft", F85PP0040, 2010
3. ROKG, "Ground High Temperature Test Result Report for FA-50 Aircraft", F85PR0033, 2010
4. ROKG, "Ground Low Temperature Test Result Report for FA-50 Aircraft", F85PR0034, 2010
5. DoD, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests", MIL-STD-810F, 2000.
6. DoD, "Global Climatic Data for Developing Military Products", MIL-HDBK-310, 1997.