

# 고정의 항공기 저온 시동 성능의 품질 신뢰성 향상에 관한 실증적 연구

김대운<sup>†</sup> · 정수현

국방기술품질원

## An Empirical Study on the Quality Reliability of the Start-up performance of the Fixed Wing Aircraft at low temperature

Kim, DW<sup>†</sup> · Jeong.SH

Defence Agency for Technology and Quality

### ABSTRACT

**Purpose:** The purpose of this study is to analyze low-temperature starting performance of the light attacker and to search and improve the aircraft system including battery and Battery Charge and Control Unit(BCCU).

**Methods:** In order to improve the starting up performance of the light attacker at low-temp, various deficiency cause were derived and analyzed using Fault Tree Analysis method.

As a result, it was confirmed there were drawbacks in the charging and discharging mechanism of the battery. The inactivation of the battery's electrolyte at low-temp and the premature termination of the battery charge were the main cause. After long error and trial, we improved these problems by improving performance of battery and optimizing the charging algorithm of BCCU.

**Results:** It was confirmed that the problems of starting up failures were solved through the combined performance test of the battery and BCCU, the ground test using the aircraft system and the operation test conducted by Korea Airforce operating unit for 3 months in winter.

**Conclusion:** This study showed that the improvement of quality reliability was achieved and thus the start-up performance issue of the light attacker has been resolved at low temperature. And it is expected that the design methodologies of temperature-affected electrical system of aircraft will contribute to the development of the aircraft industry in the future.

**Key Words:** Charging Algorithm, Battery Cell, Thermal Analysis, Steady state Heat Transfer, Ni-Cd Battery, Low Temperature Performance

● Received 12 February 2018, 1st revised 4 March, accepted 5 March 2018

† Corresponding Author(woontic@gmail.com)

© 2018, The Korean Society for Quality Management

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-Commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

# 1. 서 론

FA-50 경공격기(이후 경공격기)는 노후화된 공군의 A-37, F-5E/F 등의 Low급 전투기를 대체하기 위해 개발된 TA-50 전술입문기를 기본형상으로 정밀유도폭탄 운용, 자체보호능력 및 야간임무수행능력 보유 등의 전술 능력이 확장된 항공기이다.

경공격기는 공군의 주요한 전력으로서 즉각적인 전투를 위해 항시 임무 대기되어야 하며 지상에서의 준비 단계부터 이륙, 임무, 착륙에 이르기까지 전체 항공기 시스템이 완전하게 건전성을 유지되어야 한다. 이 중 전기 계통은 항공기 시동부터 항공전자 장비의 전원 공급까지 다양한 역할을 수행하고 주 AC 전원 발전 장비, 비상 DC 전원 장비, DC 변환기 및 배터리 등으로 구성되며, 항공기 장비 및 임무 항전 장비가 안전하고 효과적인 작동을 하는데 필요한 전원을 발전하고 변환한다. 경공격기의 시동 매커니즘은 배터리를 이용하여 보조동력장치(Auxiliary Power Unit, 이하 APU)를 구동하면 그 전력을 이용하여 항공기 엔진을 시동하고 엔진에 연결된 주발전기가 3상 380V AC 전원을 생성하는 순서로 이루어진다.

경공격기가 납품된 후 첫 동절기인 '14년도 12월 4일 비상출격을 위해 격납고에 밤새 대기 중이던 항공기 중 한대에서 엔진 시동이 실패하는 결함이 발생하여 비상 출격 임무를 포기하는 문제가 발생하였다. 이 날 새벽의 최저 기온은 영하 7 ℃로 항공기의 국방규격의 요구조건(영하 00 ℃ 이상의 기온에서는 항공기 자체 전원만으로 시동이 2회까지 걸려야 하는 성능)을 만족시키지 못하는 결함 사항이었으며, 특히 비상 출격대기 항공기의 임무 포기라는 문제에 대해 운용군은 굉장히 심각한 문제로 인식하고 있었다. 이후 이러한 시동 실패 결함은 같은 12월 동안 총 0회가 발생하였으며 이 결함은 주로 2가지의 결함유형으로 발생하였는데, 엔진 시동 자체가 실패한 결함과 엔진 시동은 성공했으나 결함코드(fault code)가 발생하여 임무를 포기하는 결함으로 분류할 수 있었다. 다만 당시 기술자료 및 경험 부족으로 결함 원인에 대한 직접적인 고장원인 식별(fault isolation)에 어려움이 있었다.

본 연구에서는 경공격기 동절기 시동 실패 결함에 대해 2년에 걸쳐 수행한 배터리 내부 열해석, 충전 알고리즘 최적화, 배터리 활성화를 위한 연구 등 다양한 결함 원인에 대해 분석 및 검증 과정을 통해 결함 재현, 품질 개선 방안을 도출 및 그 실효성에 대한 검증하는 등 연구를 수행하였으며, Table 1은 저온 시동 성능을 개선하기 위해 검토/수행하였던 연구를 요약한 자료이다.

Table 1. Procedure of quality improvements.

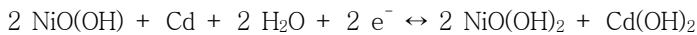
Reviewed and Performance Object
○ Verify the malfunction of battery(at room and low temperature)
○ Analyze the temp change of battery in/out when fails the start-up(Thermal analysis)
○ find the optimized charging method(algorithm) at low temp
○ Review the performance improvement of battery at low temp
○ Study the insulation and/or heating method of battery/battery cells
○ Test/validate the derived measures with the battery and the aircraft system

## 2. 문제점 검토

### 2.1 경공격기 시동용 배터리

항공기 배터리는 항공기의 전방 우측 점검창 내부에 장착되며, 항공기 배터리 단위 셀은 출력 및 환경 내구특성이 우수하고 전해액 보충 등의 유지보수가 불필요한 밀폐형 20셀의 니켈-카드뮴(Ni-Cd) 단위 전지로 구성된 정격 24 VDC, 23 Ah 용량 축전지이다. 니켈-카드뮴의 단위 전지는 음전극 역할의 수산화카드뮴, 양전극의 수산화니켈, 두 전극을 분리하는 분리막(seperator) 및 알칼라인전해질로 구성되어 있다. 충전된 배터리는 방전 시 아래 식의 좌측으로 상이 변형된다.

배터리는 온도에 따라 변화하는 전기 저항 값을 이용하는 온도 센서를 배터리 내부에 장착하여 이 온도 센서에서 측정된 배터리의 내부 온도 정보를 BCCU(Battery Charge and Control Unit, 이하 BCCU)에 제공하며, 배터리의 교체시기를 판단 및 전압을 안정화시키는 기능을 보유하고 있다.



### 2.2 배터리충전/제어장치(BCCU)

BCCU는 항공기의 좌측 점검창 내부에 장착되며, 배터리에 충전 전류를 공급하고 항공기 부하에 공급되는 배터리 전원을 제어하며 배터리 장치의 정상/비정상 상태를 모니터링하여 조종사에게 제공한다. 또한 BCCU는 배터리의 온도 및 충전 상태에 따른 변화를 보완하기 위해 자동적으로 배터리 충전 전원의 공급을 조절하는 기능이 있다. BCCU는 배터리에서 받은 온도 데이터를 이용하여 적절한 충전 전류를 배터리에 공급하고 BCCU를 통해 엔진 시동 시 또는 지상 정비 시 항공기 부하에 전원을 공급하며 비행 제어 계통(Flight Control System, 이하 FLCS)의 배터리 전원 버스(Power branch)에 비상 전원을 공급한다. 배터리와 BCCU 형상은 Figure 1과 같다.



Figure 1. Configurations of battery & BCCU.

경공격기 항공기 배터리 충전은 BCCU에 의해 제어되며 2단계로 나뉘어 수행된다. 최초 전원 인가되면 BCCU는 1차 충전 모드 상태로 전환되고, 배터리의 온도에 따라 1 C Rate(23 A) 또는 0.2 C Rate(4.6 A)로 배터리를 충전을 수행하였다. 배터리 충전 중 통상적으로 배터리 용량의 70 ~ 80% 가량 충전되면 배터리 단위 셀의 측정 전압이 전이 전압(Transition Voltage)에 도달하게 되며 이때 1차 충전을 종료한다. 이후 2차 충전 모드로 전환되어 충전 전류는 4.6A 정전류 방식으로 전환되어 배터리의 부족한 용량을 추가 충전한다. 이와 같은 저전류 상태의 충전 모드는 과충전 모드(Overcharge Mode)라 칭하며 미리 설정된 전이 전압에 의한 전환 외에도 BCCU는 최대 충전 시간이 초과하거나 충전에 따른 배터리 과열(온도 변화율이 0.6 °C/2분 이상) 시에도 이 과충전 모드로 전환된다. 과충전 모드에서 허용되는 최대 시간은 충전 모드에서 소요된 시간과 셀의 온도 별 설정되어 있다. Table 2는 기온별 BCCU의 기존 충전 알고리즘을 정리한 표이다.

Table 2. Previous charging algorithm of BCCU.

Mode		Temp of battery(°C)	Max Current(A)	Max Voltage(V)	Max Time(min)
Overcharge Mode	1	-40 ≤ T < -20	4.6	32.6	Normal mode +60
	2	-20 ≤ T < 60			Normal mode +5
Normal Charge mode	1	-40 ≤ T < -20	4.6	32.6	400
	2	-20 ≤ T < -10			
	3	10 ≤ T < 20	23	31.6	90
	4	20 ≤ T < 30		30.6	
	5	30 ≤ T < 40		29.6	
	6	40 ≤ T < 50		28.9	
	7	50 ≤ T < 60		28.0	

### 2.3 결함 발생 내용

경공격기 배터리 및 BCCU의 문제로 동절기 저온 환경(-18°C 이하 온도)에서 항공기 시동 불가 현상의 결함이 발생하였다. 결함은 항공기 납품 직후 ‘14년도 맞이한 겨울철 저온 환경에서 처음 발생하여 이후 저온시동 결함 현상이 겨울철에 집중적으로 발생하였으며, 일부 항공기는 지상에서 비행 임무를 포기(Ground Abort)하였다. 이처럼 겨울철 항공기 시동 실패는 작게는 작전 항공기의 가동률에 영향을 미치는 것으로 해석되지만, 운용군은 비상 출격 항공기의 임무 포기 상황을 군 작전 임무 포기기로 받아들여 심각한 상황으로 받아들였다.

결함 발생의 직접적인 원인을 측정한 결과, APU 시동모터 구동을 위해서는 순간적으로 전력(약 600 A) 공급되고 있으나, 이때에 배터리에 충분한 용량의 충전 전력이 남지 않아 APU 시동 자체가 실패하거나, 남아 있는 전력이 저온의 영향성으로 인해 과소 방전되어 시동자체는 성공하였으나 출력 전압이 MIL-STD-704F 항공기 전기적 파워 특성(Aircraft Electric Power Character) 규격의 요구조건인 12 VDC 미만으로 강하되어 결함 코드가 발생하는 현상으로 나타났다.

### 3. 고장원인 분석

#### 3.1. 원인분석

배터리 시동 결함원인을 분석 및 고장탐구를 위해 항공기 시동 결함이 발생된 해당 결함 배터리를 탈거하여 국내 배터리 개발 및 생산업체에서 단품 성능 시험을 수행하였다. 성능 확인 시험은 국방 규격에 따라 배터리 기본 성능 시험, 환경 시험(저온 저장, 저온 동작 시험) 등을 수행하였으며 확인 결과, 배터리는 규격에 일치하여 배터리 단품의 특이 사항은 확인하지 못하였으며 이후 운용부대에 반납하여 계속 운용하였다.

또한 배터리 제조 공정을 확인하여 배터리 제조상의 문제점 발생 여부를 확인하고, 납품된 배터리 및 BCCU의 제품 성적서 등 품질 보증 이력을 확인하는 등 배터리 및 BCCU 제조업체에 대한 품질시스템평가를 수행하였다. 확인 결과 제조 공정 상에 특이점은 발견되지 않았으며 일부 품질시스템의 미흡사항은 보완 요구 조치하였다.

앞서 서론에서 언급한 바와 같이 T/TA-50 계열에 장착된 해외 도입 배터리와 BCCU에서는 동절기 시동 실패 결함이 거의 발생하지 않았다. 물론 T/TA-50 항공기의 운용부대가 경공격기 운용부대보다 동절기 평균 기온이 비교적 높은 지역이고, 또한 두 종류의 항공기의 경우 비상대기를 위해 개방 이글루에 밤새 대기 상태를 유지하지는 않는다는 차이점은 있었다. 그러나 앞서 언급한 차이점을 고려하더라도 해외 도입 배터리와 국산 배터리의 성능 비교 시험을 통해 국산 배터리 성능에 미흡한 사항이 있는지 확인이 필요하였다. 2015년 당시에는 해외 도입 배터리는 도입이 종료되었으며 국내에 신품을 확보할 수 없어서 운용부대에서 사용 중인 배터리를 수배하여 국산 배터리와 비교 시험을 수행하였다. 비교 방법은 배터리의 내부 전해액 조성 분석, 국산화 배터리와의 상온 및 저온 성능 시험 등을 수행하였으나 그 결과는 두 시제품에서 성능 상 또는 내부 전해액의 조성 비율 등에서 의미 있는 차이는 확인되지 않았으며 이에 따라 해외 도입 배터리를 활용하여 국산 배터리의 개선하는 방법은 불가능하였다.

마지막으로 저온에서 배터리 내부의 온도 변동 추이를 열해석 전문 기관에 맡겨 수행하였으며 배터리의 상태확인 및 배터리 단품에 대한 단열재 보강을 통한 저온 성능 향상 가능성을 모색하였으며 적용 가능한 단열재로 배터리 표면 5면, 또는 6면을 감싸더라도 단열재의 성능은 미약한 것으로 확인할 수 있었으며 단열재를 적용하여 성능 개선하는 방안은 제외시켰다.

Table 3은 '15 ~ '16년 2년 간 저온 시 시동 성능 개선을 위해 수행한 모든 기술 검토 사항을 요약한 자료이다.

**Table 3.** Activities for quality improvement of the starting performance at low temp.

Reviewed Object	remarks
○ the malfunction of battery(at room and low temperature)	normal
○ Battery manufacture process and Quality control history	improve the process
○ Compare the performance with the oversea battery	normal
○ he temp change of battery in/out when fails the start-up	Thermal analysis
○ Check the charge state of the defective batteries	No options
○ the insulation method of battery/battery cells	ineffective
○ the optimized charging method(algorithm) at low temp	optimized
○ the performance improvement of battery at low temp	improved
○ Test/validate the derived measures (battery performance and environment test, etc)	validated

원인분석을 위해 위에서 언급한 가설들을 종합하였다. 원인분석을 위해 고장 트리 분석(Fault Tree Analysis, 이하 FTA)를 적용하였다. 결함을 유발시킬 수 있는 요소를 크게 3가지로 요약하였고, 각각에 대해서 결함을 유발할 수 있는 요소들을 정리하였다. 그리고 그에 따른 검증방법을 나열하였다. 가설 및 검증방안 수립을 위한 검증방법을 요약한 내용은 Figure 2와 같다. Figure 2에서는 좌측으로부터 결함의 원인을 찾기 위한 가설의 대상으로부터 각 품목이 가질 수 있는 세부 결함 원인 및 각 원인에 대한 가설 검증 방법을 도식화한 그림이다.

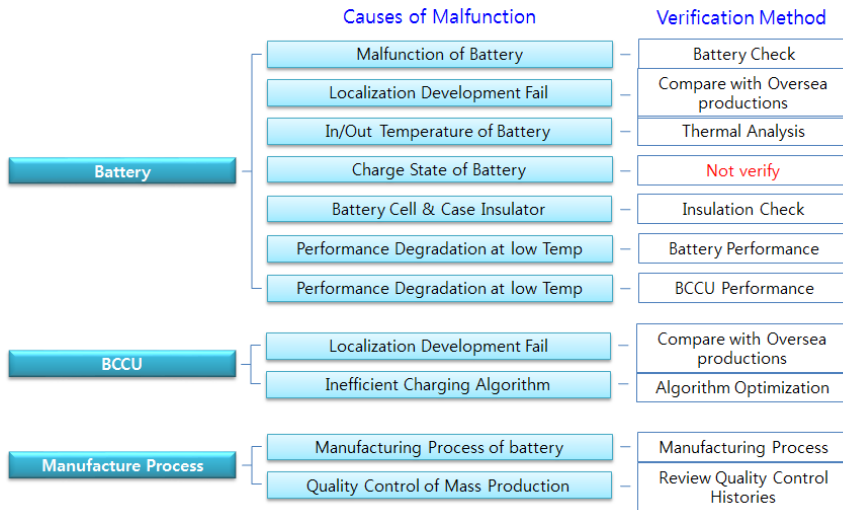


Figure 2. Fault cause theories and verification plan.

### 3.1.1. 배터리 비활성화

배터리 전해액의 저온에서의 비활성화 현상이 저온 시동에 영향을 준다는 사실은 두 가지 방법의 입증을 통해 확인할 수 있었다.

첫 번째는 ‘14년 12월 및 ‘16년 1월 동절기의 오전에 전방 문이 개방된 이글루에 주기되어 18시간 이상 노출된 경공격기 항공기에서 시동 실패 결함이 발생하였고, 시동 불량에 발생한 배터리를 항공기에서 탈거하고 별도의 조치(충전, 전해액 보충 등) 없이 실내에 약 24시간 보관 후 동일 항공기에 장착하여 시동 수행 시 항공기 시동이 정상적으로 걸리는 것을 확인하였다. 이러한 현상은 여러 종류의 기술 자료에서 기술되고 있으며, Figure 3은 기온별 Ni-Cd 배터리의 저율(low rate) 방전 성능을 나타낸 그래프이다. 이 그래프에서 -10 °C에서는 상온 대비 배터리 저온 방전 성능이 약 20 %이상 성능 저하가 발생함을 확인할 수 있다.

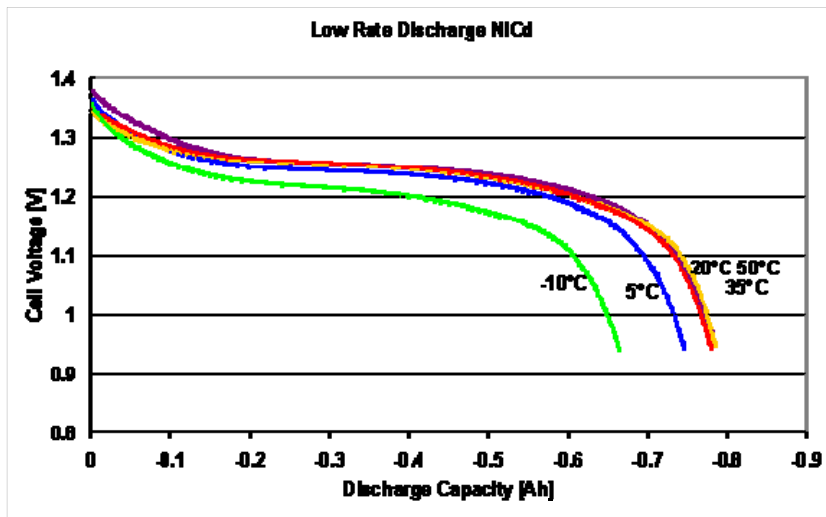


Figure 3. Performance degradation chart at low temp.

두 번째는 동일 제조사에서 동일한 공정 및 동일 자재(전극판, 전해액 등 주요 부품)를 이용한 2개의 Ni-Cd 배터리 성능을 비교하여 확인할 수 있다. 항공기의 배터리는 Ni-Cd(니켈-카드뮴) 배터리 단위셀 20개로 구성되었으며, 각 단위 셀은 다시 니켈 및 카드뮴 전극이 되는 각 단극판이 분리막과 함께 샌드위치형태로 번갈아가며 조립되어 극판으로 사용되고 그 내부는 전해액으로 채워지는 구조이다. 또한 이 배터리 단위셀은 전해액의 보충이 필요하지 않는 밀폐형 구조를 가진 구조로서 통상적으로 밀폐형 셀은 고온, 과충전 등 환경조건에서 overflow 등을 방지하기 위해 보충식 타입의 배터리와 비교해 비교적 소량인 140g의 전해액을 주입하고 있다. 이 소량으로 주입되는 전해액이 저온에서 활성도가 낮아지면서 배터리의 성능이 현저히 떨어지는 현상의 원인 중에 하나로 추정되었다. 또한 해당 배터리는 기존 해외 도입 배터리를 대체하기 위해 국산화 개발된 장비로서 기존의 해외 도입 배터리와 3F(form, fit, function) 및 중량을 동등 또는 그 이상의 성능으로 개발되어야 했다. 이러한 사유로 비교적 작은 23 Ah의 용량을 가진 중량 27.3 kg의 배터리로 개발되었다.

반면 국내 수리온(KUH-1) 헬기용 Ni-Cd 배터리의 경우 전해액 보충식 타입 배터리셀로 제작되며 각 셀 당 165g의 전해액을 주입하여 20개의 셀을 직렬로 연결하여 24 VDC, 43 Ah의 용량, 중량 37.4 Kg의 비교적 큰 축전지이다. 수리온의 경우 헬기 체계개발 과정 중 저온 시동 시험을 통해 최초 개발 배터리가 요구조건(-00°C에서 2회 시동)

에 불일치하였으며, 체계개발 기간 동안 배터리의 정격 용량을 증가(27 → 43 Ah)시켜 이러한 문제를 해결하였다. 이러한 두 가지의 사실 확인을 통해 저온 노출에 따른 배터리 비활성화가 저온 시동 문제의 원인임을 확인하였으며 이를 해결하는 방안으로 배터리 자체의 품질개선이 필요함을 알 수 있었다.

### 3.1.2. 배터리 충전 조기 종료

Table 2에서 확인한 바와 같이 국산화된 BCCU의 1차 충전 모드의 경우 -40 ~ -20 °C 구간에서는 0.2 C Rate(4.6 A)로, -20 °C 이상의 범위에서는 1 C Rate(23 A)로 충전 알고리즘이 구성되어 배터리 충전을 수행하였다. 그러나 원인분석을 위한 여러 번의 확인 시험 결과, -20 ~ -5 °C 온도 구간에서 고전류(23 A)로 충전을 수행하게 되면 앞서 설명한 비활성화된 배터리 내부의 전해액이 예상치 못한 큰 저항으로 작용하여 입력된 고전류와 더불어 배터리 단위 셀의 내부 전압이 비정상적으로 급격하게 높아지게 만들고, 충전 시작 1 ~ 5분 이내에 천이 전압에 도달하여 실제 충전량과는 무관하게 1차 충전이 조기에 종료되는 현상이 발생하였다. 또한 기존 알고리즘에서는 2차 충전 시간은 1차 충전 시간에 5분을 더한 시간으로 시간제한을 설정하였기 때문에 저전류 충전도 극히 짧은 시간동안에만 이루어져 부족한 1차 충전 용량을 충분하게 보충 충전하지 못했으리라 예측되었다. 이러한 일련의 저온 운용 환경에 의해 동절기에 배터리가 과소 충전된 상태로 항공기가 운용되다가 긴급 출동 대기 등을 위해 노천 주기되면 저온에 의해서 비활성화된 배터리가 항공기 시동 실패 상황이 발생시킨 것으로 추정되었다.

아래 Figure 4는 배터리를 -18 °C 저온으로 조절된 저온 시험장비(이후, 온도 챔버)에 8시간 저장 후 0.5 C(11.5 A)의 정전류로 충전했을 때의 배터리 내부 전압을 측정된 그래프로서 1차 충전 시작 후 60초 이내 천이 전압에 도달하여 조기에 1차 충전이 종료되고, 같은 이유로 3분 이내에 2차 충전도 종료된 그래프로서 위의 추정을 입증한 자료이다.

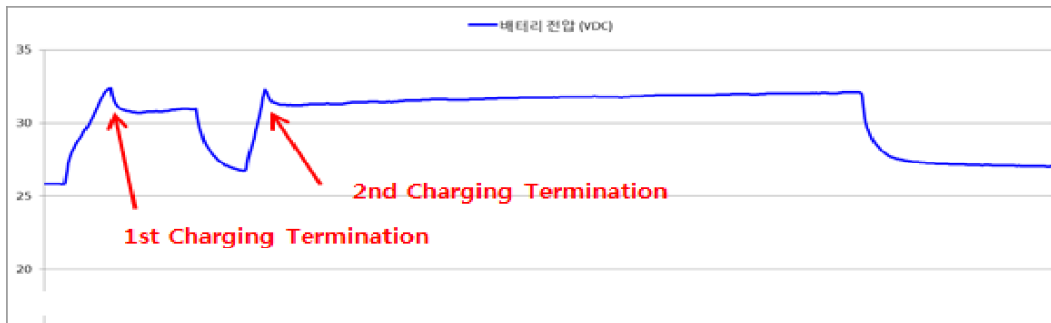


Figure 4. Abnormal termination chart at low temp.



국산화 개발된 배터리 및 BCCU의 개발과정에서는 위와 같은 결함을 확인할 수 없어서 항공기 운용 중에야 이러한 현상이 발견되었다. 우선 배터리 국산화 개발과정, 양산 배터리의 초도 생산품 검사, 배터리의 단품 성능 시험 및 해외의 도입 배터리와의 비교 시험은 모두 상온 상태에서 배터리 충전용 시험 장비를 이용하여 배터리를 정상적으로 100% 충전한 후 규격서에 정한 방전 시험(저온 고율/저율 방전시험)을 수행하였다. 또한 BCCU는 국산화 개발 시 국산 개발 배터리를 이용한 저온 환경에서 충전하는 시험을 수행하지 않았다.

이 두 장비의 개발 당시 시험 방법은 각 단품의 국방규격에 의해서 수행한 시험이었지만, 개발 당시 혹은 초도양산 중이라도 각 장비의 저온 성능을 확인하는데(즉 저온 시동 실패를 확인하는데) 저온 충전에 따른 배터리 성능 저하 및 초기 충전 저온 방전 성능을 확인하지 못하는 불완전한 시험이었다. 다만 이러한 사항이 개발자의 업무상 과실에 의해 발생한 사항은 아니고, 현재 운용되고 있는 거의 모든 군용 충전용 배터리의 개발 및 양산에서는 동일한 기준, 즉 상온에서 완전 충전 후 저온 용량 시험 수행 등 기타 환경시험을 수행하고 있으며 해당 장비도 이러한 기준에 따라 개발되었다.

### 3.1.3. 배터리 단열 성능 미흡

배터리 단품의 단열 성능에 대한 문제 제기가 꾸준히 있었는데, 특히 배터리의 비활성화 문제로 인해 배터리 자체에 대한 단열 필요성 제기는 운용군으로부터 지속적으로 제기되었다. 이에 따라 배터리의 추가 단열재 필요성 및 타당성에 대한 확인이 필요하였으나, 이를 위해서는 동계 운용간 단열 적용 전, 후의 배터리 내부의 온도 변화를 측정할 수 있어야 했다. 외기 온도 변경에 따른 실시간 온도 측정은 기존 개발된 배터리에서 물리적으로 불가능한 상황이라 열해석을 통하여 배터리의 열저항을 찾고 그 효과성을 검증하기로 하였다. 또한 배터리 품질개선을 위한 기술 검토의 일부분으로 저온 노출 시 배터리 내부의 온도 변화량을 확인하기 위해 온도 해석을 수행하였다.

외기 온도 변화에 따라 항공기 내부에 장착된 배터리 온도 변화를 예측하기 위해 해석을 수행하기 위한 조건은 다음과 같다. 온도 조건은 항공기 운용부대의 2015년도 동절기 실제 온도를 이용하여 온도 프로파일을 생성하였으며 자연대류에서 -20 ~ 0 °C 온도로 72시간 적용하고 배터리 초기 온도는 0 °C로 설정하였다. 시험 구성도 및 온도 조건은 Figure 5와 같다.

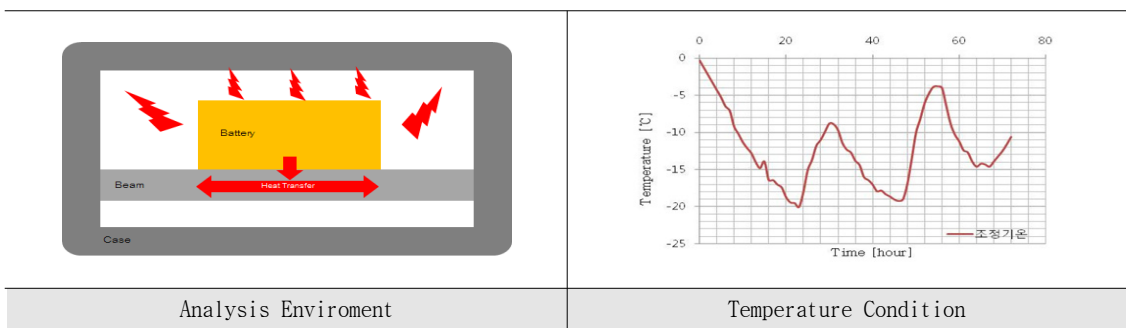


Figure 5. Battery insulation effectiveness test at low Temp.

또한 열해석을 위한 비용 감소 및 해석시간을 줄이기 위해 단순화 모델링을 통해 해석을 수행하였다. 배터리에 대해서는 구조 및 열전도율을 단순화 하였으며, 배터리와 동일 베이에 장착되는 기타 장비에 대해서는 실제 밀도(무게/부피)에 구리 물성치를 적용하였다. Figure 6은 해석을 위해 단순화한 모델링 및 격자 그림이며, 열전달 해석을 위한 지배 방정식은 다음과 같다.

연속방정식 :  $\nabla \cdot \rho V = 0$

운동량 방정식 :  $V(\nabla \cdot \rho V) = -\nabla p + \mu \nabla^2 V - g \cdot \beta \cdot \rho_{ref}(T - T_{ref})$

에너지방정식 :  $\rho C_p (V \cdot \nabla T) = k \nabla^2 T$

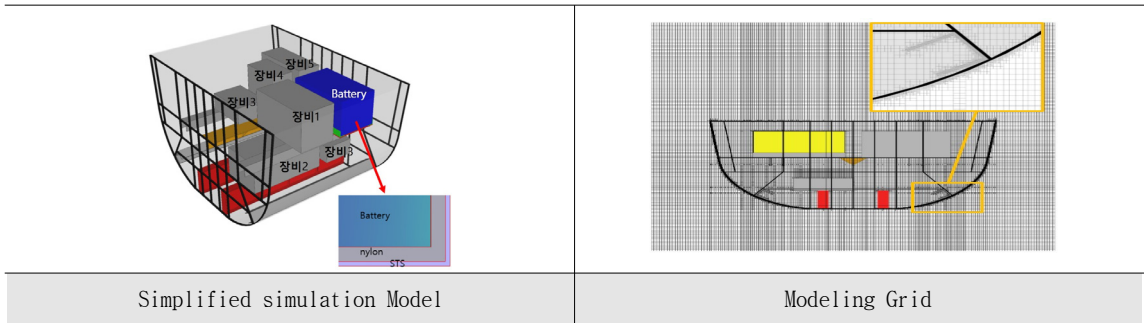


Figure 6. Simplified simulation model for thermal analysis.

경계조건의 격자는 기하학적 유연성 확보가 쉽고, 상대적으로 단순화하기 쉬우며 해석 결과의 정확도가 상대적으로 높은 Multi Level Unstructured Cartesian Grid를 적용하였으며, 약 4백 4십만 개의 격자로 구성되어 있다. 해석 모델에 대한 적용된 개별 물성치는 Table 4와 같다.

Table 4. Properties for thermal analysis model.

materials	Heat Transfer Rate [W/mK]		density [kg/m3]	Specific Heat [J/(kg K)]	Emissivity	Remarks
AL2124	151		2780	882	0.5	
Aluminum 6060	200		2710	869	0.8	Tray
Nylon	0.27		1120	1600	0.86	
Steel Stainless 302	16.3		7900	500	0.2	
equipment 1	63		1436	385.2	0.92	
equipment 2	63		1148	385.2	0.92	
equipment 3	63		1453	385.2	0.92	
equipment 4	63		1436	385.2	0.92	
equipment 5	63		1423	385.2	0.92	
Battery inside	Normal	1.44	2293	415.88	0.92	
	Planar	51.37				

배터리 내부 온도 해석 결과는 다음과 같다. 배터리 내부의 최저 온도 도달 시점은 외부온도 -20 °C에서 배터리 최저 온도 -17 °C이며, 반응 속도는 1.5 ~ 2.5 시간이 지연된 것을 확인하였다. 반면 배터리 내부 온도가 최고 온도

로 도달한 것은 외부온도 -3 ℃로 상승 시 배터리 온도는 -6 ℃로 상승하였으며, 또한 배터리의 수직 방향 온도 차에 큰 변화가 없어(0.3 ℃) 배터리 고정용 브라켓을 통한 열전도의 영향은 낮은 것으로 판단하였다. Figure 7은 해석 결과 온도 변화 그래프 및 배터리의 온도 분포를 형식화한 그림이다.

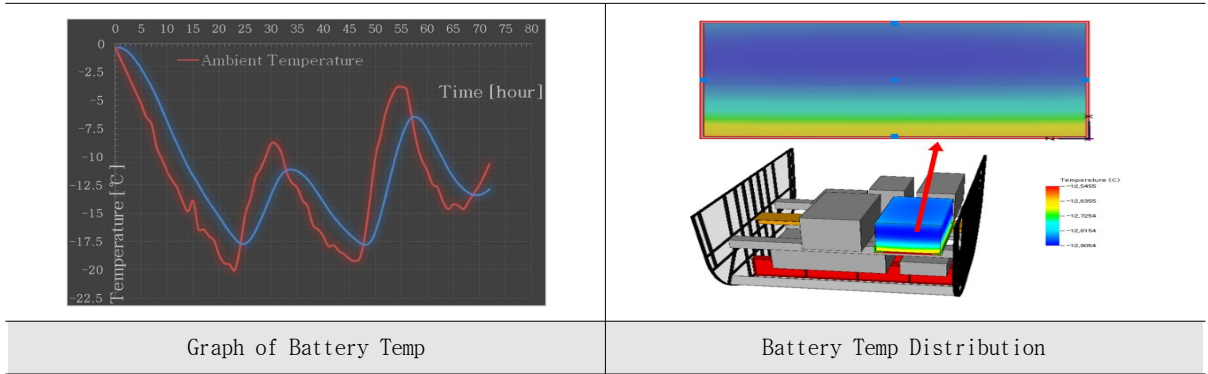


Figure 7. Thermal analysis results.

또한 위 데이터를 참조하여 실제로 저온 챔버를 활용하여 배터리 내부 온도를 측정함으로써 해석 결과에 대해 검증 수행하였다.

저온 챔버의 온도 프로파일을 이전 해석과 동일한 조건인 -20 ~ -5 ℃에서 24시간 주기 저온 노출 환경 조건을 구성하여 배터리 내부의 온도를 측정하여 동절기 배터리 내부 온도가 24시간동안 -17.5 ~ -0.5 ℃ 변화량을 가지는 것을 확인하였다.

결과적으로 챔버의 내외부 조건(풍속, 기온 변화)에 따라 온도 증감 기울기 변화를 확인한 결과 앞서 단순화 모델링을 통한 열해석 결과와 유사한 결과를 확인 할 수 있었으며, 이를 통해 앞선 모델링의 적절성 및 효과성을 검증하였다.

Figure 8은 실제 배터리 내부 온도를 실측한 자료와 해석한 결과를 보여주는 그림이다.

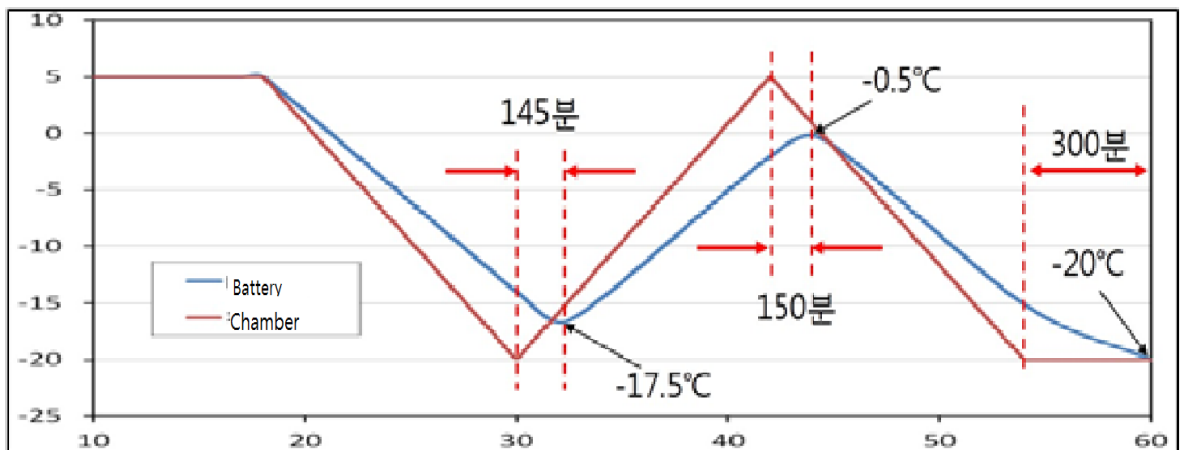


Figure 8. Temperature monitoring results of battery's inside.

마지막으로 앞서 수행한 해석 결과를 바탕으로 배터리 단품에 대한 단열재 적용 효과 모델링을 수행하였다. 배터리의 5면(바닥 제외)에 단열재를 적용하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 배터리 장착 시 물리적으로 가능한 최대치의 두께로 단열재 물성치를 고려하여 단열재 두께 10 mm, 열전도율 0.04 W/mK로 설정하였다. 그 결과 단열재를 적용한 모델과 단열재 미적용 모델의 온도 차는 약 0.4 °C 이내인 것을 확인함으로써 시뮬레이션 결과 낮은 온도 변화율로 인해 단열 효과는 없는 것으로 판단하였다. 이 결과는 장시간동안 저온에 노출되는 배터리의 특성상 배터리 외부에 단열재의 효과성이 미미하다는 점을 시사 하는 바로써 이 데이터를 운용군과 공유하여 품질개선 방안에서 제외하는 것으로 협의하였다.

Figure 9는 단열재를 적용한 배터리와 단열재 없는 배터리의 온도 변화량을 나타낸 그림으로 좌측 그림은 단열재 적용 전,후의 배터리 내부 온도를, 우측 그림은 그 두 온도의 온도차를 도시한 그림으로 최대온도차가 1 °C 미만으로 해석되어 단열재의 효과성이 미미함을 보여주는 그래프이다.

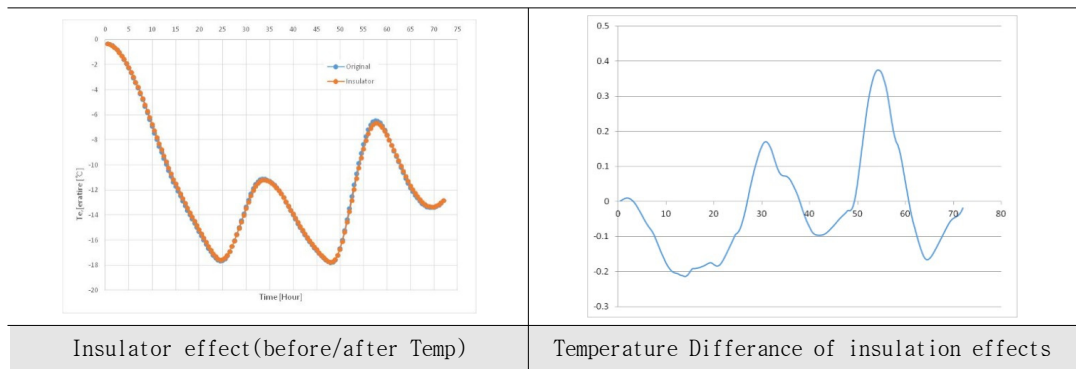


Figure 9. Thermal analysis results of insulation effects.

## 4. 개선방안 설계

### 4.1. 배터리 비활성화 개선

앞서 수행한 고장탐구 결과를 토대로 개선 항목을 도출하였고, 1차 품질개선 실패 사례를 바탕으로 온도에 따라 최적의 충전률을 가질 수 있도록 배터리 비중, 전해액량 및 BCCU 알고리즘에 대해 추가 설계개선을 위한 연구를 수행하였다.

배터리 자체에 대한 저온 성능 개선을 위해 3가지의 개선 방안이 도출되었다. 3가지의 개선방안은 차례대로 배터리 전해액 비중 변경, 새로운 조성 비율 적용 및 투입 전해액량 증가 방안으로서 해당 개선방안은 각각, 또는 동시에 적용가능성 및 효과성이 검토되었다.

우선 학계 전문가의 자문을 통하여 해당 품목과 같은 밀폐형 충전 배터리의 경우 전해액의 비중 증가 또는 전해액 일부 성분의 함량 조절만으로도 큰 효과를 볼 수 있다는 의견을 확인할 수 있었다. 이를 검증하기 위해서 새로운 조성 비율을 적용한 전해액 1종을 추가하여 기존의 타입과 함께 2 가지 종류의 조성 타입을 선정하고, LiOH 투입 비율 증가를 통한 비중을 변경한 3 가지 타입(비중 1.30, 1.32, 1.35)을 조합하여 총 6개의 샘플을 제작하였으며, 이를 이용하여 배터리 단위셀의 저온 성능을 검증하였다. 3개월 이상의 장기간의 검증 시험을 통해 저온 성능을 평가한 결과, 전해액의 조성의 변동에 따른 저온 성능차이는 크게 효과가 없는 것으로 확인되었으며, 비중 1.35를 적용한 샘플에서 초기 충전 종료현상이 발생하지 않음을 확인하였다. 또한 기존 배터리가 저온에서 충전 효율이, 상온에서 만충전 용량 대비 57 %정도만 충전되는 것에 비해, 비중 1.35를 적용한 품질개선품은 80 %의 충전 효율을 가짐을 확인하여 이를 성능 개선 방안으로 채택할 수 있었다.

마지막 개선 방안인 배터리 전해액량 증가 방안은 각 단위셀에 투입되는 전해액을 기존 140 g에서 150 g으로 증가함으로써 각 셀당 10 g의 전해액을 추가하는 방안을 검토하였다. 앞서 사례를 든 수리온용 Ni-Cd 배터리의 저온 성능을 참고하면 현실적으로 가장 큰 개선 효과가 기대되는 이 방안은 배터리의 무게 증가, 고온 또는 여러 운용 환경에서의 배터리 단위 셀의 전해액 배기 등 위험성으로 인해 기술 검토 단계에서 적용을 최종 포기하였다.

### 4.2. BCCU 알고리즘 개선

'15년도부터 BCCU의 배터리 충전 알고리즘 1차 개선방안을 도출하여 16년도 동절기에 항공기에 적용하여 동절기 운용시험을 수행하였으나, 운용 간 시동 실패 결함이 몇 차례 발생하여 이에 따라 저온 시 충전 알고리즘에 대해 재검토가 필요하였다. 16년도 동절기 실패한 시체에 대해 재시험 결과 '15년도에 변경된 저온 충전 전류에도 일부 저온 구간에서 초기 충전 종료되는 문제점 및 2차 충전 시간 확보 필요성 등 개선 필요성이 많이 남아있었다.

추가로 수행된 BCCU 배터리 충전 알고리즘 개선 방안 또한 여러 차례의 시험을 통해 시험착오법(error and trial method)을 통해 저온의 각 구간별 수차례의 반복 시험을 통해 저온 충전모드 온도 범위에 따른 전류를 기존 3단계에서 4단계로 세분화하여 변경하고, 과충전 모드 온도 범위에 따른 전류를 기존 1단계에서 2단계로 변경하였다.

저온에서 운용 활용도가 많은  $-20 \sim -10$  °C 구간을 0.3 C Rate(6.9 A)로 기존의 0.4 C Rate(6.9 A)보다 낮춰서 설정하여 보다 안정적으로 충전이 가능하도록 설계하였으며, 반면  $-10 \sim -5$  °C 구간의 다소 덜 가혹한 조건에서는 0.5 C Rate(11.5 A)로 높여서 충분한 용량이 충전되도록 변경하여 수차례의 반복 시험을 통해 전압 피크 현상이 발

생하지 않음을 확인하였다.

또한 -40 ~ -20 ℃ 구간에서 과충전(2차 충전) 모드의 충전전류는 일반 충전 모드의 충전 전류와 동일한 0.2C(4.6 A)이므로 과충전 모드가 무의미하다. 따라서 일반 충전이 충분히 이루어지지 않는 경우에 대비하여 과충전 모드 충전 전류를 0.1 C(2.3 A)로 변경하여 혹한기에서도 외부 전원의 입력 시 지속적으로 2차 충전은 가능하도록 하였다.

그리고 과충전 모드 최대 충전 시간을 일반 충전 모드 시간과 동일하게 적용하였으며, 또한 충전 중에도 배터리 온도 상승 시 충전 전류를 변경하도록 설정하였다. 이전 충전 알고리즘에서는 충전 시작 시 온도에 따라 결정된 충전 전류를 충전 종료까지 유지하였다. 따라서 배터리 충전과 방전에 따른 내부 온도 상승 시에도 초기에 측정된 작은 전류로 충전하여 최적화되지 않은 충전 알고리즘을 가지고 있었다. BCCU의 온도 측정 주기는 1분으로 충전 중 배터리 온도 상승 시 충전 전류를 변경하면 충전량을 증가시킬 수 있도록 개선하였다. Table 5는 온도 별 최대 충전을 위해 개선된 충전 알고리즘을 정리한 자료이다.

**Table 5.** The improved charging algorithm of BCCU.

Mode		Temp of battery(℃)	Max Current(A)	Max Voltage(V)	Max Time(min)
Overcharge Mode	1	-40 ≤ T < -20	2.3	32.6	400
	2	-20 ≤ T < -10	4.6		300
	3	-10 ≤ T < -5			180
	4	-5 ≤ T < 60			90
Normal Charge mode	1	-40 ≤ T < -20	4.6	32.6	400
	2	-20 ≤ T < -10	6.9		300
	3	-10 ≤ T < -5	11.5		180
	4	-5 ≤ T < 10	23	31.6	90
	5	10 ≤ T < 20		30.6	
	6	20 ≤ T < 30		29.6	
	7	30 ≤ T < 40		28.6	
	8	40 ≤ T < 50		28.0	
	9	50 ≤ T < 60		28.0	

## 5. 시험 결과

개선 방안에 대한 효과성을 검증하기 위해 3단계로 나누어 검증 시험을 수행하였다. 개선 방안이 적용된 배터리 및 BCCU 단품 상태를 연결하여 성능확인 시험, 주로 발생했던 온도 및 충전 상황을 모사한 저온 챔버를 이용한 항공기 장착 시험 및 운용항공기에 실제 적용하여 동절기 운용시험을 수행함으로써 그 효과성을 검증하였다.

### 5.1. 배터리 및 BCCU 결합 시험

배터리 및 BCCU의 개선방안을 적용하여 각각 품목에 대한 단품 성능 시험은 별도로 수행하였다. 이후 이 두 장비를 결합하여 실제로 배터리를 저온 챔버를 이용하여 냉각하고 배터리에서 측정된 온도 대역에서 BCCU가 정상적으로 충전을 수행 가능성, 충전이 종료된 배터리가 항공기 시동을 정상적으로 수행할 수 있을 용량으로 충전이 되는지 여부와 저온에서 순간적인 방전 성능을 보유하고 있는지를 시험할 필요가 있었다.

이에 따라 Table 5에서 명시된 각 온도 대역에서 배터리 및 BCCU를 결합하여 충전 및 방전 성능 시험을 수행하였다. 시험을 수행한 절차는 다음과 같다.

BCCU와 연결된 배터리를 저온 챔버에 두고 시험에 필요한 저온까지 온도를 낮춘 후, 18시간을 저장하고 이후 BCCU에서 충전을 시작한다. 이 경우 BCCU는 배터리에서 측정된 온도에 따라 미리 설정된 전류로 충전을 시작하며 배터리의 내부 전압을 감지하여 측정된 전압이 임계전압보다 높을 경우에 각각 1차 및 2차 충전을 종료한다. 이후 다시 같은 온도에서 18시간 냉각시켜 배터리를 비활성화 상태로 유지 후 국방규격에서 명시한 급속 방전 시험(400 A)을 2회 수행하면서 배터리의 전압이 12 V 이상으로 유지되는지 확인한다.

시험 수행 결과, 모든 시험 조건에서 조기 충전 종료 현상 없이 정상적으로 1차 및 2차 충전되는 결과를 확인할 수 있었다. 또한 냉각 후 수행된 400 A 방전 시험 2회에서 배터리 전압이 최저 12 V를 유지하면서 정상적으로 방전되는 성능을 확인할 수 있었다.

두 번째는 기존에는 크게 고려하지 않는 운용조건인  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$  이하의 극저온 환경에서의 충전 알고리즘 개선 방안을 검증하였으며, 세 번째로는 충전 중 배터리 내부 온도가 변경 시 변경된 온도 대역의 충전 전류로 충전하도록 변경된 알고리즘을 검증하였다. 1차 충전 수행 중 꾸준히 온도를 상승시켰을 때를 모사하여 시험하였으며 차례대로 6.9 A로 18분 충전된 뒤, 11.5 A 57분, 23 A 33분 진행 후 과충전 모드로 변경되어 온도 변경에 따라 충전 용량이 변경되어 효율적으로 충전되는 것을 기대할 수 있었다.

Figure 10은 개선안 적용된 배터리와 BCCU를 이용하여 저온 충전 시험을 수행한 결과이며, Figure 11은  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$  이하의 과충전 모드에서 정상적으로 2차 충전을 수행하는 그래프 및  $-12\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에서  $+3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 까지 온도변화를 변화시키며 시험한 결과 그래프이다.

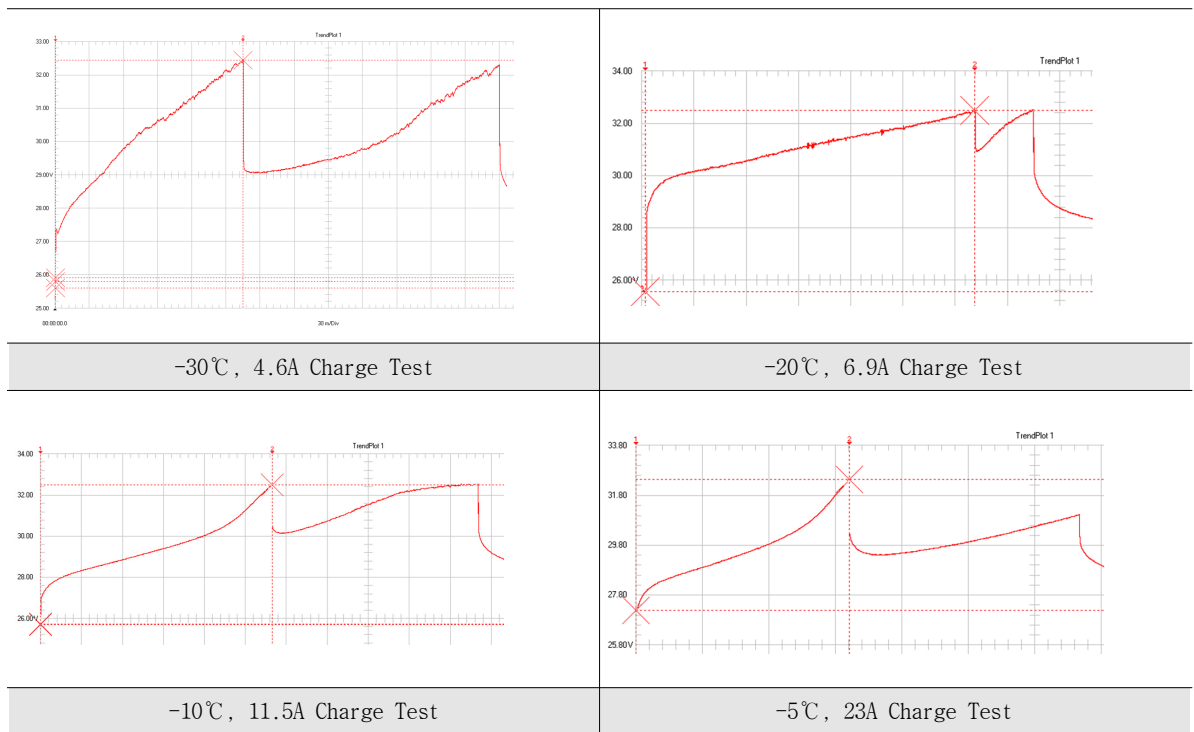


Figure 10. Verification test results of improved prototype.

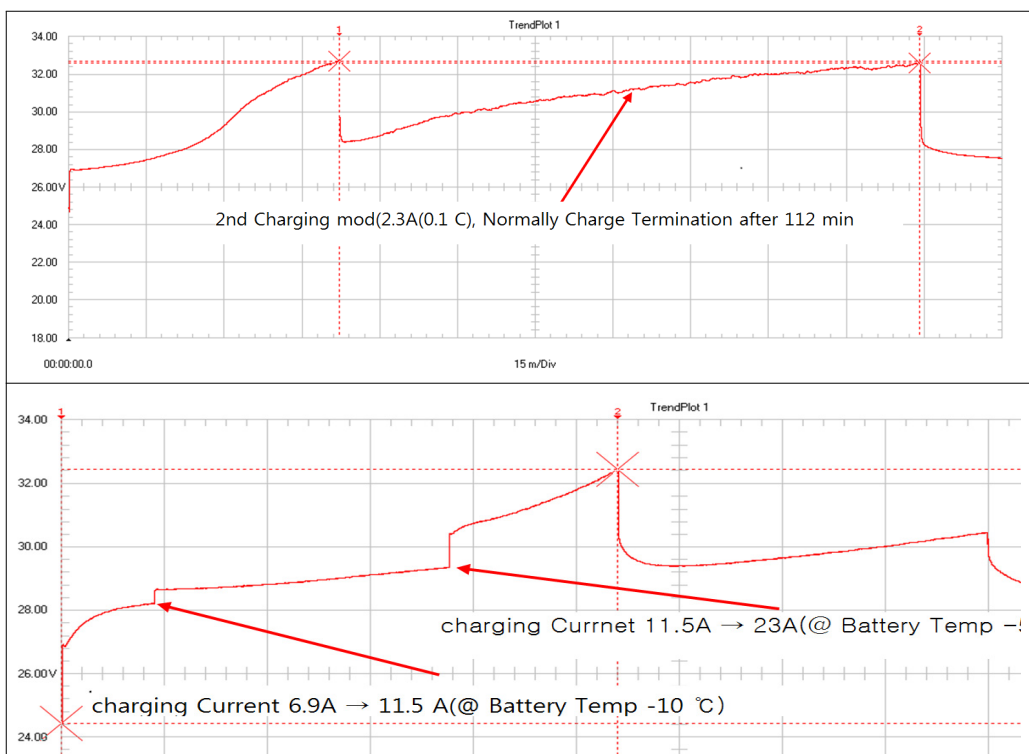


Figure 11. Test results of overcharge mode & Temp-changing mode.



### 5.2. 항공기 장착 시험

배터리 및 BCCU에 대한 개선방안을 확정하고 시제품을 제작하고 단품에 대한 성능확인을 수행 완료한 후, 동절기 운용 시험을 수행하기 전 항공기 장착하여 실제 그 성능을 확인할 필요가 있었다.

항공기 장착 시험은 온도 챔버를 이용하여 저온 -18 ℃ 환경을 구성하여 배터리 및 BCCU를 배치하고 18시간 노출시키는 것으로 시작하였다. 이후 충전을 시작하였는데 이전 시험과 같이 알고리즘 개선된 BCCU를 이용하여 0.3 C Rate(6.9 A) 충전 전류로 정전류 방식으로 충전을 수행하여, 충전은 조기 종료없이 정상적으로 충전됨을 확인하였다. 충전시험은 배터리 용량 대비 100 %, 80 %, 60 % 충전 용량을 계산하여 총 3개의 충전 상태로 실시하였다. 100 % 충전 상태는 1차 및 2차 충전을 BCCU가 입력된 로직에 의해 자동으로 종료될 때까지 충전하는 것으로 설정하였으며, 각각 80 % 및 60 %의 충전 상태는 시간 계산을 통해 강제로 충전 종료하므로써 미완충 충전상태를 모사하였다.

상기 3가지 충전 모드에서 각각 3회의 충전 시험을 수행하였으며 시험 결과 모든 조건의 충전 상태에서 조기 충전 종료 없이 정상적인 충전을 성공하였다. 이렇게 충전된 각 용량의 배터리는 또 -18 ℃에서 18시간을 노출한 뒤 항공기에 장착하여 국방규격에 요구된 2회의 항공기 APU 시동 시험을 수행하였으며, 시험결과 모든 시험에서 정상적인 시동을 성공하였다. 시동 성공 뿐 아니라 규격(MIL-STD-704F)에 명시된 12 VDC 이하의 전압 강하 및 결함 코드 (fault code) 발생도 없었다. 100 % 충전 상태에서 2회의 APU 시동 시험 시의 최저 전압은 각각 14.7 VDC, 14.5 VDC로 확인하였고, 80 % 충전 상태에서는 각각 14.5 VDC, 14.0 VDC, 60 % 충전 상태에서는 14.0 VDC, 13.9 VDC의 결과를 확인하였다.

3가지 충전상태에 따른 APU 시동 시험 결과는 Figure 12와 같다.

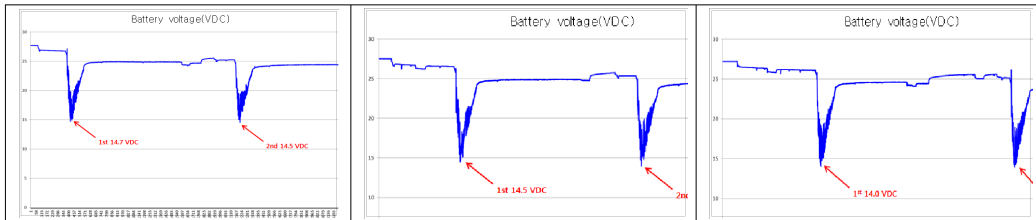


Figure 12. APU starting test results : 100%, 80%, 60% Charging mode.

### 5.3. 항공기 장착 동절기 운용시험

'16년 동절기에는 결함이 발생하였던 운용부대를 재방문하여 개선된 배터리와 BCCU 알고리즘에 대한 항공기 운용 시험을 수행하였다. 개선 방안이 적용된 시제 배터리의 구매 비용은 기품원, 항공기 체계업체, 배터리 생산업체가 공동 부담하여 총 5개를 생산하였다. BCCU 개선 알고리즘을 적용하는 시제 항공기는 시동실패 결함이 발생하였던 항공기를 선별하여 총 경공격기 10대를 선정하여 적용하였다. '14~ '15년도 배터리 시동 실패 결함이 발생한 총 5대에는 배터리와 BCCU를 항공기에 적용하였으며, 나머지 5대에는 BCCU 개선 알고리즘만 적용하였다. 각각의 항공기에 대해서 저온조건(-20 ~ -5 ℃) 환경에서 정상적인 작전을 수행하는 방법으로 운용 시험을 수행하여 결함 발생 여부를 확인하는 방법으로 그 효과성을 검증하였다. 다만 한 번의 동절기라는 시험 환경에서 시험의 효율성을 높이기 위해 해당 10대의 항공기의 시동 전날 저녁에는 각 항공기 격납고의 전방문을 개방하고 밤새 실외 온도에 노출시키는 가혹한 상황을 추가하였다.

‘16년도 12월에서 ’17년도 2월까지 3개월의 운용 시험 결과, 배터리와 BCCU를 모두 개선한 5대의 항공기에서는 총 60번의 시동에서 한 번의 시동 실패도 발생하지 않았으며 기존의 운용배터리를 이용하고 BCCU 개선 로직만 적용한 5대의 항공기에 대한 42번의 시험에서 2번의 시동 실패가 발생하였다. BCCU 개선 방안만 적용된 항공기에서 발생한 2번의 실패는 별도의 정비 조치 없이 단순히 두 번째 시동 시도에서 결함이 발생하지 않고 정상적으로 항공기 시동 및 경고등 미점등 램을 확인하여 2년에 걸친 연구가 성공적임을 확인시켜 주었다.

Table 6는 16년도 동절기 설계 개선품을 적용하여 결함 문제를 제기한 부대에서 수행한 운용시험 수행 결과를 요약한 자료이다.

**Table 6.** Field test results.

Mode		Number of Tests	Normal Start up	Start up Fail
Battery + BCCU	-5℃ ↑	43	43	-
	-5℃ ↓	17	17	-
	계	60	60	-
BCCU	-5℃ ↑	25	25	-
	-5℃ ↓	17	15	2
	계	42	40	2

## 6. 결 론

본 연구를 통하여 경공격기 항공기에 장착되어 납품된 배터리 및 BCCU의 저온 환경에서의 시동 실패 결함 해소를 위해 다양한 과학적 방법을 적용하여 결함의 원인분석을 수행하였다. 결함 해소를 위해 결함을 유발할 수 있는 다양한 결함 추정 원인에 대한 FTA 방법의 가설을 수립하였으며, 각각에 대해 입증 타당성을 검증하였고 고장탐구를 수행하였다.

항공기의 동절기 시동 실패 결함에 대해 배터리 내부 열해석, 충전 알고리즘 최적화, 저온 배터리 활성화 관련 연구를 수행하였고, 품질 개선 방안을 도출하였다. 그 결과 개선된 방법을 항공기에 적용함으로써 결함을 100% 해소하였으며, 이를 통해 얻은 부수적 기술적, 학술적 효과는 다음과 같다.

우선 배터리 단위셀 내부 메커니즘 분석을 통한 고장탐구 기법 습득하여 배터리 자체 열해석을 통한 데이터 분석 능력 확보하였다. 배터리 저온 실패 원인분석 사례 공유를 통해 항공분야 외 육상, 해상 무기체계의 결함 분석 활동 지원 가능하며, 이러한 경험을 활용하여 향후 한국형 전투기(KF-X) 개발 사업 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

한편 개선 방안의 효과성을 확인한 후 17년도 3월에 개선내용 및 그 결과를 운용군과 공유하였다. 이후 BCCU 기술 자료에 대한 기술변경을 준비하여 '17년도 5월에 국방규격에 대한 형상통제심의를 수행하여 규격의 변경 심의를 승인받았다. 배터리의 경우 단위셀의 비중은 국방규격에 명시된 사항이 아니라서 제조사의 내부 공정도를 개선하는 것으로 완료하였다. 이후 운용하고 있는 항공기 BCCU의 내부 알고리즘을 개선안으로 SW 수정하는 후속조치를 수행하였다. 배터리의 개선 형상은 동절기 운용과 관련된 사항으로 향후 수리부속으로 납품되는 품목은 개선 형상으로 납품하기로 결정하였다.

항공기의 시동 성능 개선을 통해 동절기 운용군의 항공기 운용성을 향상하였으며 이를 통하여 장비에 대한 신뢰성 향상 등 무형의 성과를 성취하였다. 또한 동절기 배터리 결함 수리 비용 절감 및 결함 배터리 교체 비용 절감 등을 통한 경제효과를 얻을 수 있다.

## REFERENCES

- J.E. Melton. 1993. "3D Euler Flow Solutions using Unstructured Cartesian and Prismatic Grids." 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit(Jan):11-14.
- DAPA(Defense Acquisition Program Administration). 2013. "Specification for Airplane, Attack(FA-50)." KDS 1510-4004.
- DAPA(Defense Acquisition Program Administration). 2013. "Specification for Battery Charger- control Unit & Tray, Battery." KDS 6110-4010-3.
- DoD(Department of Defense). 1999. "Electronic Equipment, Airborne, General Specification For." MIL-STD-5400.
- DoD(Department of Defense). 2000. "Environmental Engineering Considerations And Laboratory Tests." MIL-STD-810F.
- DoD(Department of Defense). 1991. "Aircraft Electric Power Character." MIL-STD-704F.
- DTaQ(Agency for Technology and Quality). 2013. "Qualification Assurance Requiements for Battery, Charging Type." QAR85032340.
- Jung-Kyun Kim et al. 2009. Estimation of thermal parameters of the enclosed electronic package system by using thermal network model, *Mechatronics* 19(6):1034-1040.
- Jung-Kyun Kim et al. 2011. Compact Thermal Network Model of the Thermal Interface Material Measurement Apparatus with Multi-Dimensional Heat Flow. *IEEE CPMT* 1(8):1186-1194.
- Kim, D., Jeong, S., 2016. "A Study on the quality improvement of aircraft battery at low temperature based on the heat transfer analysis." *Korea Quality Congress, Fall Conference*, 179-180.
- Su-Heon Jeong et al. 2013. New design of a liquid bridge heat switch to ensure repetitive operation during changes in thermal conditions. *Applied thermal engineering* 59:283-289.